

**Experimentelle Untersuchungen zu neuartigen,
porösen Injektoren für den Einsatz in kryogenen
Hochdruck-Raketenantrieben**

Von der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie der Universität
Stuttgart zur Erlangung der Würde eines Doktors der Ingenieurwissenschaften
(Dr.-Ing.) genehmigte Abhandlung

Vorgelegt von

Jan Deeken

aus Aachen

Hauptberichter: Prof. Dr.-Ing. S. Schlechtriem

Mitberichter: Prof. Dr.-Ing. O. Haidn

Tag der mündlichen Prüfung: 8. April 2014

Institut für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart

2014

Vorwort

Die vorliegende Dissertation entstand im Rahmen meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Raumfahrtantriebe des DLR am Standort Lampoldshausen.

Mein großer Dank gilt Herrn Prof. Dr.-Ing. Stefan Schlechtriem für die Betreuung und Unterstützung dieser Arbeit, sowie für die Übernahme des Hauptreferats. Mein besonderer Dank gilt ebenfalls Herrn Prof. Dr.-Ing. Oskar Haidn, nicht nur für die Übernahme des Korreferats, sondern insbesondere auch für die unzähligen wissenschaftlichen Diskussionen während und nach seiner Zeit als Leiter der Abteilung Technologie am Institut für Raumfahrtantriebe. Ohne seine Anregungen wäre die vorliegende Arbeit in dieser Form nicht denkbar gewesen. Prof. Dr.-Ing. Jens von Wolfersdorf möchte ich für die Übernahme des Prüfungsvorsitzes danken.

Dem Leiter der Abteilung Raketenantriebe, Prof. Dr.rer.nat. Michael Oswald, möchte ich für die fortgesetzte Unterstützung der Forschungsaktivitäten zu porösen Injektoren danken. Mein besonderer Dank gebührt auch Dr.-Ing. Dmitry Suslov. Seine Erfahrung in der Durchführung experimenteller Untersuchungen am Prüfstand P8 und in der Auslegung von Versuchsbrennkammern haben die zahlreichen erfolgreichen Testkampagnen ermöglicht.

Daneben möchte ich mich bei meinen geschätzten Kollegen für das angenehme und inspirierende Arbeitsumfeld bedanken. Dazu gehörten und gehören – unter vielen anderen – Johannes Lux, Richard Arnold, Dirk Greuel, Andreas Gernoth, Bernd Wagner, Justin Hardi, Stefan Gröning, Tobias Traudt, Sam Webster, Scott Beinke und David Hladik. Für seinen unermüdlichen Einsatz bei der Herstellung der Einspritzköpfe und Brennkammern für diese Versuchsreihen möchte ich mich bei Herrn Andreas Märklen bedanken. Dem gesamten Team des Prüfstands P8 gebührt mein Dank für ihren großartigen Einsatz bei der Durchführung der zahlreichen Testkampagnen.

Mein besonderer Dank gilt meinen Eltern und meiner Schwester für ihre Unterstützung und unschätzbare Motivation während der Erstellung dieser Arbeit.

Inhaltsverzeichnis

Nomenklatur	VI
Kurzfassung	XI
Abstract	XIII
1 Einleitung und Zielsetzung	1
2 Treibstoffeinspritzung in Raketentriebwerken	5
2.1 Anforderungen an ein Einspritzsystem für Raketentriebwerke	5
2.1.1 Verbrennungseffizienz	6
2.1.2 Verbrennungsstabilität	8
2.1.3 Sonstige Eigenschaften eines Einspritzsystems	10
2.2 Treibstoffkombination LOX/H ₂	13
2.3 Mechanismen der Treibstoffaufbereitung	15
2.3.1 Überkritische Fluide	16
2.3.2 Zerstäubung	16
2.3.2.1 Primärer Strahlzerfall	17
2.3.2.2 Sekundärer Strahlzerfall	24
2.3.3 Verdampfung, Mischung und Reaktion	26
2.4 Klassifizierung von Einspritzsystemen	27
2.4.1 Treibstoffinjektoren der A-4-Rakete	27
2.4.2 Prallinjektoren	29
2.4.3 Koaxialinjektoren	31
2.4.4 Drallinjektoren	35
2.4.5 Showerhead-Injektoren	37
2.4.6 Pintle-Injektoren	38
2.5 Poröse Einspritzung	40
2.5.1 Motivation	40
2.5.2 Injektorkonzept	40
2.5.3 Stand der Technik	42
2.5.3.1 Arbeiten zu porösen Injektoren außerhalb des DLR	42
2.5.3.2 Arbeiten zu porösen Injektoren am DLR	43
2.5.4 Treibstoffaufbereitung	45
2.5.5 Injektordurchströmung	50

3	Experimenteller Aufbau	53
3.1	Forschungsprüfstand P8	53
3.2	Versuchshardware	55
3.2.1	Prinzipien der Pattern-Auslegung poröser API-Einspritzköpfe	55
3.2.2	Brennkammerdurchmesser 50 mm	58
3.2.2.1	Brennkammerkonfigurationen	58
3.2.2.2	Einspritzköpfe	60
3.2.3	Brennkammerdurchmesser 80 mm	63
3.2.3.1	Brennkammerkonfigurationen	63
3.2.3.2	Einspritzköpfe	66
3.2.4	Verwendete poröse Materialien	71
3.2.5	Messtechnik	75
3.3	Ziele der Testkampagnen und Betriebsbedingungen	77
3.3.1	Testkampagne 1: Einfluss der Injektionsbedingungen und Drosselung	77
3.3.2	Testkampagne 2: Einfluss der Brennkammermachzahl und L^* -Einfluss	79
3.3.3	Testkampagne 3: Einfluss des Injektordurchmessers	82
3.3.4	Testkampagne 4 und 5: API für 80mm-Brennkammerdurchmesser	83
3.3.5	Testkampagne 6: Gasgenerator und Vorbrennkammer-Anwendung	85
3.4	Datenauswertung	86
3.4.1	Verbrennungseffizienz	87
3.4.1.1	Eintrittsimpuls	89
3.4.1.2	Stickstoffanteil im LOX-Massenstrom	89
3.4.1.3	Veränderung des wirksamen Düsenhalsquerschnitts .	91
3.4.1.4	Wärmeverlust aufgrund der Brennkammerkühlung .	92
3.4.1.5	Energieverluste durch irreversible Beschleunigung . .	93
3.4.1.6	Bestimmung des Totaldrucks im Versuch	95
3.4.1.7	Fehlerbetrachtung	95
3.4.1.8	Alternative Bestimmung der Verbrennungseffizienz .	97
3.4.2	Verbrennungsstabilität	97
3.4.3	Axialer Druckverlauf	98
4	Experimentelle Ergebnisse	103
4.1	Einfluss der Injektionsbedingungen und Drosselung	103
4.1.1	Verbrennungseffizienz	103
4.1.2	Axiale Druckverteilung	105
4.2	Einfluss der Brennkammermachzahl	108
4.2.1	Verbrennungseffizienz	108
4.2.2	Axiale Druckverteilung	111
4.2.3	Verbrennungsstabilität	115
4.3	Reduzierung der Brennkammerlänge	118
4.4	Einfluss des Injektordurchmessers	119
4.4.1	Verbrennungseffizienz	119

4.4.2	Axiale Druckverteilung	119
4.4.3	Verbrennungsstabilität	126
4.5	API für 80mm-Brennkammerdurchmesser	128
4.5.1	Verbrennungseffizienz	128
4.5.2	Verbrennungsstabilität	130
4.6	Anwendung für Preburner-Injektion	138
4.6.1	Verbrennungseffizienz	138
4.6.2	Verbrennungsstabilität	138
5	Zusammenfassung und Ausblick	141
5.1	Ergebnisse	141
5.2	Ausblick	144
	Literaturverzeichnis	147

Nomenklatur

Lateinische Symbole

Zeichen	Einheit	Bedeutung
a	m/s	Schallgeschwindigkeit
A	m^2	Fläche
A		Amplitude
B		Spalding Transferzahl [66]
c^*	m/s	Charakteristische Geschwindigkeit
c_d		Durchflusskoeffizient
d	m	Durchmesser
DROF		Dichteverhältnis (Oxidator zu Treibstoff)
DVOF	m/s	Differenzgeschwindigkeit (Oxidator zu Treibstoff)
ER		Energieverhältnis nach Engelbert et al. [12]
F	N	Schub
g	m/s^2	Erdbeschleunigung
h_{H_2}	m	H ₂ -Spaltmaß
Δh_v	J/kg	Verdampfungsenthalpie
Isp	s	Massenspezifischer Impuls
J		Impulsstromverhältnis (Gas zu Flüssigkeit)
L	m	Länge
L^*	m	Charakteristische Brennkammerlänge
\dot{m}	kg/s	Massenstrom
M	g/mol	Molare Masse
Ma		Mach-Zahl
MR		Impulsstromverhältnis nach Engelbert et al. [12]
MRHGO		Impulsstromverhältnis (Heißgas zu Oxidator)
MROF		Impulsstromverhältnis (Oxidator zu Treibstoff)
n		Anzahl
N		Anzahl
Oh		Ohnesorge-Zahl
p	Pa	Druck
\dot{q}	W	Spezifischer Wärmestrom
\dot{Q}	W	Gesamtwärmestrom
r	m	Radius

Zeichen	Einheit	Bedeutung
R	J/(mol · K)	Allgemeine Gaskonstante
Re		Reynolds-Zahl
ROF		Mischungsverhältnis
s_{FP}	m	Stirnplattenstärke (engl. <i>face plate</i>)
St		Stokes-Zahl
t	m	Injektorwandstärke, Abstand
t	s	Zeit
T	K	Temperatur
u	m/s	Geschwindigkeit
U	m	Umfang
v	m/s	Darcy-Geschwindigkeit
V	m ³	Volumen
VRFO		Geschwindigkeitsverhältnis (Treibstoff zu Oxidator)
VROF		Geschwindigkeitsverhältnis (Oxidator zu Treibstoff)
w		Gewichtungsfaktor
We		Weber-Zahl

Griechische Symbole

Zeichen	Einheit	Bedeutung
α	W/(m ² · K)	Wärmeübergangskoeffizient
α	°	Taper-Winkel
α	m ²	Permeabilitätskoeffizient (Darcy)
β	m	Permeabilitätskoeffizient (Forchheimer)
Δv	m/s	Integrale Geschwindigkeitsänderung eines Raumfahrtzeugs
ϵ		Flächenverhältnis, Volumenverhältnis
η	Pa · s	Dynamische Viskosität
η_{c^*}		Verbrennungseffizienz
κ		Isentropenkoeffizient
μ	m ² /s	Kinematische Viskosität
ρ	kg/m ³	Dichte
σ	N/m	Oberflächenspannung
σ		Standardabweichung
τ	s	Charakteristisches Zeitmaß

Nomenklatur

Zeichen	Einheit	Bedeutung
ϕ	°	Winkel
ϕ		Volumenanteil
ω		Massenanteil

Tiefgestellte Indices

Zeichen	Bedeutung
0	Totalbedingungen
0	Initialbedingungen
a	Umgebung (engl. <i>ambient</i>)
ac	Beschleunigung (engl. <i>acceleration</i>)
AF	Auswertefenster
BK	Brennkammer
c	Kontraktion
c^*	Charakteristische Geschwindigkeit
CIT	Messung des Stickstoffanteils im LOX
e	Düsenaustritt (engl. <i>exit</i>)
eff	Effektiv
EI	Eintrittsimpuls
EoC	End of Combustion
exp	Experimentell
f	flüssige Phase
F	Fuel
FM	Flow meter
g	gasförmige Phase
ges	Gesamt
i, j	Indices
Inj	Injektor
I/W	Injektor/Wand
k	Krümmung
krit	Kritische Bedingungen
max	Maximum
min	Minimum
norm	Normiert
O	Oxidator

Zeichen	Bedeutung
Prop	Propellant
res	Aufenthaltszeit (engl. <i>residence time</i>)
s	Oberfläche (engl. <i>surface</i>)
t	Düsenhals (engl. <i>throat</i>)
theo	Theoretisch
v	Verdampfung
Vor	Voronoi
zyl	Zylindrisch

Hochgestellte Indices

Zeichen	Bedeutung
/	Schwankungsanteil
-	Mittelung

Abkürzungen

Zeichen	Bedeutung
A-4	Aggregat 4
API	Advanced Porous Injector
CEA	Chemical Equilibrium with Applications
CH ₄	Methan
CPIA	Chemical Propulsion Information Agency (heute: CPIAC)
EAM	European Apogee Motor
ESC-B	Ariane V Oberstufe B (franz. <i>Étage Supérieur Cryogénique B</i>)
Fu	Fuel
FRSC	Fuel-Rich Staged Combustion
GG	Gasgenerator
GH ₂	Gasförmiger Wasserstoff
GOX	Gasförmiger Sauerstoff
H ₂	Wasserstoff
HF	Hochfrequente Schwingungen (engl. <i>High Frequency</i>)
ITAR	International Traffic in Arms Regulations
JPL	Jet Propulsion Laboratory
LF	Niederfrequente Schwingungen (engl. <i>Low Frequency</i>)

Nomenklatur

Zeichen	Bedeutung
LH ₂	Flüssiger Wasserstoff
LOX	Flüssiger Sauerstoff (engl. <i>Liquid Oxygen</i>)
LPRE	Liquid Propellant Rocket Engine
L-Mode	Longitudinale Eigenmode des Brennraums
MCC	Main Combustion Chamber
MMH	Monomethylhydrazin
NTO	Distickstofftetroxid, N ₂ O ₄ (engl. <i>Nitrogen Tetroxide</i>)
O ₂	Sauerstoff
OH	OH*-Radikal
Ox	Oxidator
PB	Pre Burner
R-Mode	Radiale Eigenmode des Brennraums
RCS	Reaction Control System
RMS	Root Mean Square
SSME	Space Shuttle Main Engine
T-Mode	Tangetiale Eigenmode des Brennraums

Kurzfassung

Dem Einspritzsystem kommt bei dem Design von mit flüssigen Treibstoffen betriebenen Raketentriebwerken eine zentrale Bedeutung zu. Nur ein sorgfältig gewähltes Design dieser Komponente garantiert eine effiziente und stabile Verbrennung der Treibstoffe im Brennraum. Die Aufgabe eines solchen Einspritzsystems für Bi-Propellant-Triebwerke ist die Überführung der zu Beginn getrennten flüssigen oder gasförmigen Treibstoffkomponenten in ein Gemisch, das eine schnelle Reaktion ermöglicht. Bei der Wahl eines geeigneten Einspritzsystems müssen der Aggregatzustand der Treibstoffpaarung (flüssig/flüssig, gasförmig/flüssig, gasförmig/gasförmig) und weitere Anforderungen an das Gesamtsystem berücksichtigt werden, wie z. B. maximal erlaubte Wandtemperaturen, Beschränkungen im Bauvolumen, niedrige Fertigungskosten oder ein variabler Schubbereich. Für kryogene Hochleistungsraкетentriebwerke, die mit flüssigem Sauerstoff und Wasserstoff (LOX/H₂) betrieben werden, haben sich Koaxial- bzw. Swirl-Koaxial-Einspritzelemente durchgesetzt. Sie finden sich z. B. in den Triebwerken Vulcain I & II, Vinci, HM-7, SSME, J-2, LE-5 oder LE-7.

Im Rahmen dieser Arbeit wurde ein neuartiges Verfahren der Treibstoffinjektion untersucht. Das *Advanced Porous Injector* (API)-Konzept stellt eine Alternative zu klassischen Koaxialinjektoren für die gasförmig/flüssig-Injektion dar. Es basiert auf der Verwendung einer porösen Stirnplatte zur Injektion der gasförmigen Treibstoffkomponente (z. B. H₂) und einer Vielzahl einfacher Röhren geringen Durchmessers für die Einspritzung der flüssigen Komponente (LOX). Aufgrund des einfachen Aufbaus bietet das API-Konzept ein großes Potential zur Kostenreduktion der Einspritzkopfkomponente. Dieser Aufbau sorgt auch für vollkommen unterschiedliche kinematische Bedingungen bei der Einspritzung und damit auch für einen anderen Aufbereitungsmechanismus. Während ein Koaxialinjektor die Aufbereitung durch die Scherwirkung eines schnellen koaxialen Gasstrahls um einen langsamen zentralen LOX-Strahl bewerkstelligt, entfallen die hohen Gasgeschwindigkeiten im Falle des API durch die große Eintrittsfläche für diese gasförmige Treibstoffkomponente. Die Treibstoffaufbereitung in einem porösen Injektor basiert auf einem anderen dominanten Mechanismus, der in dieser Arbeit untersucht wird.

Ziel dieser Arbeit war die Identifikation dieses Aufbereitungsmechanismus und die Bestimmung möglicher Einflussparameter auf die Güte der Treibstoffaufbereitung. Zu diesem Zweck wurden umfangreiche experimentelle Versuchsreihen unter Heißgasbedingungen mit porösen Injektoren nach der oben beschriebenen API-Bauweise und verschiedenen Sub-Scale-Forschungsbrennkammern durchgeführt. Diese Versuche fanden am Europäischen Forschungs- und Entwicklungsprüfstand P8 am DLR Standort Lampoldshausen statt. Diese Brennkammern wurden für typische Haupt-

Kurzfassung

brennkammerbedingungen mit Brennkammerdrücken von bis zu 100 bar und bei repräsentativen Mischungsverhältnissen betrieben. Im Zusammenhang mit Untersuchungen zur Injektion bei Gasgenerator- bzw. Vorbrennkammeranwendungen wurden Brennkammerdrücke von bis zu 330 bar realisiert. Zur Bewertung des Einflusses der untersuchten Parameter wurden die Verbrennungseffizienz und die Verbrennungsrauigkeit herangezogen. Darüber hinaus erfolgte eine Bestimmung des axialen Druckverlaufs im Brennraum. Dieser axiale Druckverlauf erlaubt Rückschlüsse auf die Position und Ausdehnung der Hauptreaktionszone in der Brennkammer.

Zur Charakterisierung des Einspritzkonzeptes wurde der Einfluss variierender kinematischer Bedingungen (Eintrittsgeschwindigkeiten und Impulsströme) in der Einspritzebene untersucht. Für Koaxialinjektoren sind dies die kontrollierenden Parameter der Treibstoffaufbereitung. Des Weiteren fanden bei Brennkammerdurchmessern von 50 mm umfangreiche Versuche zum Einfluss des Düsenkontraktionsverhältnisses statt. Dieses Verhältnis bestimmt die Heißgasgeschwindigkeit in der Brennkammer, die als ein wichtiger Parameter der Treibstoffaufbereitung bei porösen Injektoren identifiziert wurde. Daneben wurde der Einfluss einer geometrischen Variation des Einspritzkopfmusters untersucht. Durch die geeignete Auslegung zweier neuer Injektoren konnte der Einfluss des LOX-Injektordurchmessers unabhängig von den sonstigen Strömungsbedingungen in der Einspritzebene untersucht werden.

Bei Heißgasversuchen mit einer 80 mm-Forschungsbrennkammer konnte der stabile und effiziente Betrieb eines neu entwickelten porösen Injektors bei typischen Abmessungen von In-Space-Triebwerken demonstriert werden. Dabei wurden neue Erkenntnisse zur Auslegung eines API zur Vermeidung von selbsterregten, hochfrequenten Instabilitäten gewonnen. Das Anwendungsspektrum dieses neuen Einspritzverfahrens wurde erfolgreich um das Feld der treibstoffreichen Gasgenerator- bzw. Vorbrennkammerinjektion erweitert. Es konnte der stabile Betrieb eines speziell für diese Bedingungen entworfenen API bei Drücken von bis zu 330 bar nachgewiesen werden.

Abstract

The design of the injection system is of utmost importance for a liquid propellant rocket engine. Only careful design of this component ensures efficient and stable combustion of the injected propellants. Injection systems for liquid bi-propellant rocket engines are responsible for transformation of the two initially separated streams of propellants into an easily combustible mixture. Apart from the propellants' thermodynamic state (liquid/liquid, gas/liquid, gas/gas), additional requirements which stem from the design boundary conditions of the combustion chamber have to be taken into account, for example limited combustion chamber wall temperatures, spatial restrictions, manufacturing costs and degree of throttling. For cryogenic high performance rocket engines operated with liquid oxygen and hydrogen (LOX/H₂), coaxial or swirl-coaxial elements represent the state-of-the-art. Examples of engines using these types of injectors are Vulcain I & II, Vinci, HM-7, SSME, J-2, LE-5 or LE-7.

This document reports investigations concerning a novel concept for propellant injection. The *Advanced Porous Injector* (API)-concept poses an alternative to classic coaxial injection elements for gas/liquid injection. It consists of a porous face plate for the injection of the gaseous propellant (usually H₂) and a multitude of small diameter tubes for injection of the liquid propellant (LOX). The simplicity of this arrangement offers great potential for reduced manufacturing costs of the rocket engine injector head. This layout results in vastly different injection conditions, and consequently in a different atomization mechanism. Whereas propellant atomization in a coaxial injector is supported by shear forces between a fast, coaxial gas jet surrounding a slow, central LOX jet, this high velocity differential is not present in the API concept due to the large injection surface. A different mechanism of propellant atomization applies and is investigated in this doctoral thesis.

This work aims at identifying the atomization mechanism of the API concept and the corresponding parameters of injection which influence the quality of atomization. Multiple experimental test campaigns have been performed in order to meet this goal. These test campaigns employed several porous injector heads and sub-scale research combustion chambers. All tests were performed at the European Research and Development Test Bench P8 at the DLR site of Lampoldshausen. The tests regarding typical main combustion chamber conditions were conducted at chamber pressures of up to 100 bar and representative mixture ratios. For gas-generator or pre-burner conditions combustion chamber pressures of up to 330 bar were achieved. Combustion efficiency and the combustion roughness were determined as measures of injector performance. In addition to these parameters, the axial pressure profile

Abstract

in the combustion chamber was measured. The axial pressure profile indicates the location and the extent of the main combustion zone inside the combustion chamber. The relationship of the performance measures to varying propellant injection velocities and momentum fluxes at the injection plane was investigated. These injection parameters are known to be dominant in controlling the atomization in the case of coaxial injector elements. Further investigations on the 50 mm scale considered the influence of the combustion chamber contraction ratio. This ratio determines the velocity of the hot gas flow, which has been identified as an important influence on propellant atomization in the case of a porous injector. Additionally, variation of the injector element pattern has been investigated. Two new porous injectors have been specifically designed to allow for an investigation of the influence of the LOX injector diameter, while keeping all other parameters of injection constant.

Hot fire tests with an 80 mm sub-scale combustion chamber demonstrated the stable and efficient operation of a newly designed injector head for typical dimensions of in-space applications. The design phase and subsequent hot fire tests resulted in an improved understanding of measures necessary to avoid self-triggered high-frequency combustion instabilities. In addition to its application to main combustion chamber conditions, the API injection concept was shown to be applicable to gas-generator and pre-burner applications. Stable operation of an API specifically designed for these conditions was demonstrated at combustion chamber pressures of up to 330 bar.

1 Einleitung und Zielsetzung

Zukünftige Raumfahrtanwendungen werden im Hinblick auf Effizienz, Zuverlässigkeit, Lebensdauer und Kosten erhöhte Anforderungen an mit flüssigen Treibstoffen betriebene Raketentriebwerke stellen. Im Bereich der Trägeranwendungen muss mit einer verschärften Wettbewerbssituation durch aufstrebende Raumfahrtnationen wie z. B. China, Indien oder Brasilien gerechnet werden. Daher rückt insbesondere der Kostenaspekt bei der Auslegung zukünftiger Raumfahrtanwendungen in den Vordergrund. Alle Trägersysteme sind auf eine mit einem LPRE (*Liquid Propellant Rocket Engine*) betriebene Oberstufe für einen präzisen Einschuss in den Zielorbit angewiesen. Aufgrund des hohen massenspezifischen Impulses bietet sich für diese Oberstufentriebwerke die kryogene Treibstoffkombination LOX/H₂ an. Prominente Beispiele für Oberstufentriebwerke auf Basis von LOX/H₂ sind die europäischen Triebwerke HM-7 und Vinci, das amerikanische RL-10 und das japanische LE-5B. Ein LPRE bietet im Vergleich zu einem Feststofftriebwerk einen sehr hohen spezifischen Impuls, die Möglichkeit zur Schubvariation, sowie eine präzise Steuerung des insgesamt aufgebrachten Δv . Diese gewichtigen Vorteile werden durch eine erhöhte Komplexität des Triebwerks und damit auch durch erhöhte Kosten erkauft. Dieser Nachteil kann durch Vereinfachung einzelner Subkomponenten dieses Systems gemindert werden.

Eine kritische Komponente eines solchen LPRE ist das Einspritzsystem. Der erreichte Wirkungsgrad der Verbrennung in der Schubkammer und die Stabilität dieser Verbrennung werden maßgeblich durch diese Komponente bestimmt. Probleme mit dem Einspritzsystem führen häufig zu großen Verzögerungen und Kostensteigerungen innerhalb eines Triebwerksentwicklungsprogramms. Ein Beispiel dafür ist das Entwicklungsprogramm des F-1-Triebwerks der Saturn-V-Unterstufe. Aufgrund von hochfrequenten Brennkammerinstabilitäten, die während des Betriebs auftraten, mussten über einen Zeitraum von vier Jahren hinweg insgesamt rund 2000 Heißgastests durchgeführt werden, bis das Triebwerk als hinreichend stabil angesehen wurde [49]. Viele existierende Injektionsverfahren erfordern eine aufwendige Qualitätskontrolle, um eine stabile und effiziente Verbrennung zu gewährleisten. Diese Qualitätskontrolle stellt einen maßgeblichen Kostenfaktor bei der Fertigung eines LPRE dar. Diese Kosten könnten durch eine Reduktion der Komplexität eines Einspritzsystems deutlich verringert werden. Diese Vereinfachung darf dabei nicht Kosten der Effizienz der Verbrennung und der zu erwartenden Lebensdauer des Triebwerks geschehen.

Alle oben erwähnten Oberstufentriebwerke auf Basis der Treibstoffkombination LOX/H₂ verwenden den zugeführten Wasserstoff zur Kühlung der Brennkammer-

KAPITEL 1: Einleitung und Zielsetzung

wand. Je nach Zyklusgestaltung (Gasgenerator-, Expander- oder Expander-Bleed-Zyklus) wird der Wasserstoff dem Einspritzkopf bei unterschiedlichen Temperaturen zugeführt. Diese Temperaturen liegen dabei deutlich über den im Tank herrschenden Temperaturen von ca. 22 K. Für diese Kombination aus flüssigem Sauerstoff und gasförmigem bzw. überkritischem Wasserstoff hat sich die Koaxialinjektion als bevorzugtes Einspritzverfahren etabliert. Ein typischer Koaxial-Einspritzkopf besteht aus einer großen Anzahl einzelner Koaxial-Elemente (HM-7: 90 Einzelemente). Jedes einzelne dieser Elemente besteht aus einem Zentralrohr, durch das der flüssige Sauerstoff eingespritzt wird. Umgeben wird dieses Rohr von einem Spalt, durch den der Wasserstoff geleitet wird. Die Vermischung der beiden Treibstoffkomponenten geschieht dabei durch einen Impulsaustausch. Durch die geeignete Wahl der jeweiligen Treibstoffeintrittsflächen werden die Eintrittsgeschwindigkeiten der Treibstoffe auf ca. 15 bis 30 m/s (Sauerstoff) bzw. 200 bis 300 m/s (Wasserstoff) eingestellt. Die von dem schnellen koaxialen Gasstrahl hervorgerufenen Scherkräfte entlang des langsamen zentralen Sauerstoffstrahls sorgen für eine gute Zerstäubung und intensive Mischung. Dieses Verfahren bietet sich für alle Treibstoffkombinationen an, bei denen ein großes Dichteverhältnis (gasförmig/flüssig) vorliegt. Dies wäre auch für ein Triebwerk mit einer auf Methan basierenden Regenerativkühlung der Fall. Der beschriebene Treibstoffaufbereitungsmechanismus ist dabei stark abhängig von einer präzisen Fertigung der einzelnen Injektorelemente. Bei nicht genau konzentrisch angeordneten Injektorelementen kommt es zu Einbußen bei der Verbrennungseffizienz [77].

Das *Advanced Porous Injector* (API)-Konzept stellt eine Alternative zu den beschriebenen Koaxialinjektoren für die Einspritzung von gasförmig/flüssig-Treibstoffkombinationen dar. Dieses Verfahren wurde seit 2001 am DLR-Standort Lampoldshausen eingehend untersucht. Es basiert auf der Verwendung einer porösen Stirnplatte zur Injektion der gasförmigen Treibstoffkomponente (z. B. H_2) über den gesamten Querschnitt der Brennkammer hinweg und einer Vielzahl einfacher Röhrchen geringen Durchmessers für die Einspritzung der flüssigen Komponente (LOX). Die LOX-Röhrchen werden durch die poröse Stirnplatte geführt und schließen bündig mit dieser ab. Sie weisen typischerweise Innendurchmesser von 1,5 mm und Außendurchmesser von 2,0 mm auf. Diese Maße liegen deutlich unter den Innendurchmessern typischer LOX-Röhrchen von Koaxial-Einspritzelementen (2 bis 5,5 mm [38]). Die Anzahl der LOX-Injektoren ist allerdings wesentlich größer als bei vergleichbaren Koaxial-Einspritzköpfen, woraus eine stark erhöhte Kontaktfläche der Treibstoffe resultiert. Aufgrund der großen für den gasförmigen Wasserstoff zur Verfügung stehenden Eintrittsfläche liegt die Eintrittsgeschwindigkeit des H_2 -Massenstroms bei diesem Verfahren bei nur 5 bis 15 m/s. Die Eintrittsgeschwindigkeit des flüssigen Sauerstoffs liegt bei 10 bis 30 m/s. Durch diese Gestaltung des Einspritzkopfs ändern sich die Einspritzbedingungen an einem einzelnen Injektor selbst bei größeren Abweichungen während der Fertigung kaum. Die erforderlichen Fertigungstoleranzen können größer gewählt werden, ohne dass Einbußen im Hinblick auf Verbrennungseffizienz und Verbrennungsstabilität befürchtet werden müssen. Dies bringt große potentielle Kostenersparnisse im Bereich der Qualitätssicherung mit sich. Darüber hinaus besteht

der gesamte Einspritzkopf (poröse Stirnplatte, LOX-Injektorröhrchen etc.) aus nicht ITAR-relevanten Materialien und Komponenten.

Poröse Injektoren nach dem API-Baumuster haben in vielen Heißgasversuchen sowohl bei unter- als auch bei überkritischen Brennkammerdrücken eine sehr gute Verbrennungseffizienz gezeigt [42, 67]. Aufgrund der verschwindend geringen Differenzgeschwindigkeit am Injektoraustritt scheidet die Zerstäubung aufgrund von unmittelbar am Injektor auftretenden Scherkräften zwischen den Treibstoffkomponenten als treibender Aufbereitungsmechanismus aus. Die hohe nachgewiesene Verbrennungseffizienz poröser Einspritzköpfe – vergleichbar mit der von Koaxialinjektoren – deutet jedoch darauf hin, dass bei diesem einfach gestalteten Einspritzkonzept ein alternativer Aufbereitungsmechanismus vorliegen muss. Dieser alternative Mechanismus weist dabei eine vergleichbar hohe Effizienz wie die Zerstäubung durch Scherwirkung bei Koaxialinjektoren auf.

Diese Arbeit liefert einen substantiellen Beitrag zur Identifikation des Mechanismus, der die Treibstoffaufbereitung im Fall eines porösen Einspritzkopfs dominiert. Es werden dazu die Ergebnisse von Heißgasversuchen vorgestellt, bei denen unterschiedliche Parameter variiert wurden. Diese Parameterstudien wurden mit Sub-Scale Versuchsbrennkammern mit einem Innendurchmesser von 50 mm am Europäischen Forschungs- und Entwicklungsprüfstand P8 am DLR-Standort Lampoldshausen durchgeführt. Neben einer Variation der unmittelbaren Injektionsbedingungen wurden Variationen der Brennkammer-Machzahlen und des LOX-Injektordurchmessers untersucht. Durch Heißgasversuche auf der 80 mm-Skala konnte das Stabilitätsverhalten poröser Injektoren und seine Abhängigkeit von der Gestaltung des LOX-Injektormusters erstmals bei repräsentativen Brennkammerabmessungen charakterisiert werden. Die gewonnenen Erkenntnisse ermöglichten die Auslegung eines porösen Einspritzkopfs für typische Injektionsbedingungen bei Gasgenerator-Anwendungen, die sich maßgeblich von denen herkömmlicher Hauptbrennkammern unterscheiden. Im Rahmen dieser Versuche konnte erstmals ein Brennkammerdruck von 330 bar mit einer Forschungsbrennkammer und einem API demonstriert werden. Die in dieser Arbeit beschriebenen Versuchsergebnisse stellen eine Grundlage für die erfolgreiche Auslegung zukünftiger poröser Einspritzköpfe für vielfältige Anwendungen dar.

KAPITEL 1: Einleitung und Zielsetzung

2 Treibstoffeinspritzung in Raketentriebwerken

In diesem Kapitel werden zunächst Kriterien beschrieben, die einen Vergleich zwischen unterschiedlichen Einspritzsystemen ermöglichen (s. Abschnitt 2.1). Diese Parameter, wie die Verbrennungseffizienz und -stabilität, dienen später zur Bewertung der in dieser Arbeit betrachteten Varianten eines porösen Einspritzkopfs. Die in diesem Kapitel getroffenen Aussagen beziehen sich im Wesentlichen auf Raketentriebwerke mit zwei Treibstoffkomponenten, einem Brennstoff und einem Oxidator. Die Betrachtungen konzentrieren sich dabei auf die kryogene Treibstoffkombination Sauerstoff/Wasserstoff (LOX/H_2), die in vielen Haupt- und Oberstufentriebwerken zum Einsatz kommt (Vulcain II, HM-7B, Vinci, SSME, J-2, RL-10, RD-0120 etc.). Die Besonderheiten dieser Treibstoffkombination werden im Unterkapitel 2.2 beschrieben. Abschnitt 2.3 erläutert die grundsätzlichen Mechanismen der Treibstoffaufbereitung, auf die sich unterschiedliche Einspritzverfahren stützen. Im Anschluss werden in Abschnitt 2.4 etablierte Einspritzverfahren, ihre Einsatzbereiche sowie ihre Vor- und Nachteile vorgestellt. Für diese Einspritzverfahren sind in der Vergangenheit umfangreiche experimentelle und numerische Arbeiten zur Bestimmung der dominanten Einflussgrößen durchgeführt worden. Die Nachteile der bestehenden Injektionskonzepte haben zur Entwicklung des Konzepts der porösen Injektion geführt. Dieses Injektionskonzept wird abschließend im Detail erläutert und in den Kontext der zuvor vorgestellten Einspritzverfahren eingeordnet (Abschnitt 2.5). Durch die spezielle Konstruktion eines porösen Einspritzkopfs scheiden einige Parameter als dominante Einflussgrößen aus, die bei konventionellen Einspritzverfahren die Treibstoffaufbereitung kontrollieren. In diesem Abschnitt wird ein Mechanismus der Treibstoffaufbereitung für poröse Injektoren vorgestellt, der durch die in Kapitel 4 präsentierten Ergebnisse aus Heißgasversuchen gestützt wird.

2.1 Anforderungen an ein Einspritzsystem für Raketentriebwerke

Die grundsätzliche Aufgabe eines Einspritzsystems für Raketentriebwerke ist die Bereitstellung eines reaktionsfähigen Treibstoffgemischs in der Brennkammer. Ziel ist die möglichst vollständige Umsetzung der Treibstoffe innerhalb des Brennraums. Da Raketentriebwerke stets treibstoffreich betrieben werden, ist dies gleichbedeutend

mit einer vollständigen Umsetzung des eingespritzten Oxidators. Die Verbrennung muss dabei unter stabilen Bedingungen ablaufen und ein mechanisches Versagen der Brennkammer über die geplante Betriebszeit des Triebwerks hinweg ausgeschlossen sein. Grundsätzlich gilt: Je feiner die Treibstoffkomponenten vermischt werden, desto schneller und vollständiger findet die Umsetzung statt. Für die möglichst vollständige Reaktion der Treibstoffe steht nur eine kurze Zeitspanne zur Verfügung. Die mittlere Verweildauer eines Moleküls im Brennraum liegt in der Größenordnung weniger Millisekunden [70]. Die primären Bewertungskriterien für die Qualität eines Einspritzsystems – Verbrennungseffizienz und Verbrennungsstabilität – werden im Folgenden erläutert. Neben diesen beiden universellen Kriterien existieren je nach Anwendungsfall spezielle Anforderungen an ein Einspritzsystem, die auszugswise beschrieben werden.

2.1.1 Verbrennungseffizienz

Die Verbrennungseffizienz ist ein Maß für die Vollständigkeit des chemischen Umsatzes der Treibstoffe innerhalb des Brennraums. Eine Verbrennungseffizienz von $\eta_{c^*} = 100\%$ bedeutet, dass am Ende der Brennkammer ein Heißgasgemisch vorliegt, das sich in einem chemischen Gleichgewicht befindet. Die Heißgaseigenschaften werden dabei im Wesentlichen von dem Mischungsverhältnis der eingespritzten Treibstoffe bestimmt. Die Verbrennungseffizienz wird als Quotient aus experimentell ermittelter zu theoretisch möglicher charakteristischer Geschwindigkeit c^* definiert:

$$\eta_{c^*} = \frac{c_{\text{exp}}^*}{c_{\text{theo}}^*} \quad (2.1)$$

$$c^* = \frac{p_{0,t} A_t}{\dot{m}} = \sqrt{\frac{R \cdot T_0}{M \cdot \kappa} \left(\frac{\kappa + 1}{2} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}}} \quad (2.2)$$

Die charakteristische Geschwindigkeit c^* ist bei gegebenem Düsenhalsquerschnitt ein Maß für den erreichbaren Brennkammerdruck aus einer bestimmten Menge Treibstoff. Ihr Wert ist in hohem Maße von den verwendeten Treibstoffen, ihren Eintrittsbedingungen und dem Mischungsverhältnis abhängig. Diese Parameter bestimmen das mittlere Molekulargewicht des Verbrennungsgases M , den Isentropenkoeffizienten κ sowie die erreichte Totaltemperatur T_0 . Je höher der Brennkammerdruck ist, desto geringer ist der Einfluss von Dissoziationseffekten. Dadurch kann die erreichte Totaltemperatur im Brennraum T_0 leicht gesteigert werden. LPRE auf Basis der Treibstoffkombination LOX/H₂ werden für gewöhnlich brennstoffreich, also mit einem Wasserstoffüberschuss, betrieben. Diese Abweichung vom stöchiometrischen Mischungsverhältnis bewirkt eine verringerte Totaltemperatur T_0 des entstehenden Heißgases. Diesem negativen Einfluss auf die erreichbare charakteristische Geschwindigkeit wirkt die Verringerung des mittleren Molekulargewichts M des Heißgases entgegen. Die maximale theoretisch mögliche charakteristische Geschwindigkeit c_{theo}^*

2.1 Anforderungen an ein Einspritzsystem für Raketentriebwerke

für eine gegebene Brennkammerkonfiguration, gegebene Treibstoffbedingungen und Mischungsverhältnis ergibt sich bei der Annahme einer vollständigen Reaktion innerhalb des Brennraums. Sie kann mit einer chemischen Gleichgewichtsrechnung bestimmt werden. Dieser Fall tritt in der Realität nicht auf, da eine vollständige Reaktion und damit ein vollständiges chemisches Gleichgewicht des Verbrennungsgases innerhalb des Brennraums lediglich lokal möglich sind. In diesem Fall ist das chemische Potential der Treibstoffe nicht voll ausgeschöpft und eine mögliche weitere Wärmefreisetzung findet nicht statt. Dadurch sinken der erreichbare Brennkammerdruck $p_{0,t}$ und die charakteristische Geschwindigkeit. Infolgedessen kann das Heißgas weniger stark in der sich anschließenden Expansionsdüse entspannt und beschleunigt werden. Gleichung 2.3 beschreibt den Einfluss des Brennkammertotaldrucks auf den Schub einer Raketenbrennkammer. Eine Abweichung von dem unter optimalen Bedingungen erzielbaren Totaldruck aufgrund einer unvollständigen Verbrennung führt zu einer Reduktion des erreichten Schubes und damit auch zu einem Verlust an spezifischem Impuls.

$$F = A_t p_{0,t} \sqrt{\frac{2\kappa^2}{\kappa-1} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \left(1 - \left(\frac{p_e}{p_{0,t}}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}\right)} + A_e (p_e - p_a) \quad (2.3)$$

$$\text{Isp} = \frac{F}{\dot{m} g_0} \quad (2.4)$$

Die erreichte Verbrennungseffizienz ist dabei nicht allein von dem verwendeten Einspritzsystem abhängig. Die zur Verfügung stehende Aufenthaltszeit der Treibstoffe im Brennraum muss bei einer Bewertung der ermittelten Verbrennungseffizienz mit berücksichtigt werden. Streng betrachtet kann daher immer nur eine Verbrennungseffizienz für eine feste Kombination von Einspritzsystem und Brennkammer angegeben werden. Ein Maß für die Aufenthaltszeit im Brennraum ist die charakteristische Brennkammerlänge L^* . Sie stellt eine rein geometrische Größe dar und ist definiert als der Quotient aus Brennkammervolumen bis zum engsten Querschnitt und dem Düsenhalsquerschnitt. Sie ist wie folgt mit der Aufenthaltszeit der Treibstoffe im Brennraum t_{res} verknüpft:

$$L^* = \frac{V_{BK}}{A_t} \quad (2.5)$$

$$= \underbrace{\frac{\dot{m}_{BK}}{\dot{m}_t}}_{=1} \cdot \underbrace{\frac{\rho_t}{\rho_{BK}}}_{=f(\kappa)} \cdot \underbrace{a_t}_{=f(\text{ROF})} \cdot t_{\text{res}} \quad (2.6)$$

$$\Rightarrow L^* \sim t_{\text{res}} \quad (2.7)$$

Für eine steigende Aufenthaltszeit t_{res} bzw. charakteristische Brennkammerlänge L^* nähert sich die erreichte Verbrennungseffizienz asymptotisch einem Maximalwert an. Eine Verlängerung der Brennkammer mit dem Ziel, eine möglichst vollständige

Verbrennung zu erreichen, kann allerdings durch die resultierende Gewichtszunahme und Vergrößerung der zu kühlenden Oberfläche unrentabel sein. Die Wahl der charakteristischen Brennkammerlänge stellt immer einen Kompromiss dar. In der Literatur finden sich Erfahrungswerte für die charakteristische Brennkammerlänge L^* , die für eine nahezu vollständige Verbrennung notwendig sind. Dieser Wert kann nur als grober Bereich in Abhängigkeit von der verwendeten Treibstoffkombination und ohne Berücksichtigung des verwendeten Einspritzsystems angegeben werden. Für die Kombinationen LOX/LH₂ und LOX/GH₂ liegen die Werte zwischen 760 und 1020 mm bzw. zwischen 560 und 710 mm [26].

2.1.2 Verbrennungsstabilität

Unter Verbrennungsinstabilitäten wird das Auftreten von sich selbst verstärkenden periodischen Druckschwankungen in der Brennkammer verstanden. Für den sicheren Betrieb eines Triebwerks muss das Auftreten von Verbrennungsinstabilitäten über den gesamten Betriebsbereich hinweg ausgeschlossen werden können. Instabilitäten können Brennkammerdruckschwankungen in der Größenordnung des mittleren Brennkammerdrucks bei Frequenzen im Kilohertzbereich hervorrufen, durch die die Brennkammer innerhalb kurzer Zeit versagen kann. Die Beschädigungen der Brennkammer treten dabei infolge eines stark erhöhten Wärmeübergangs vom Heißgas in die Brennkammerwand auf. Das Auftreten von Verbrennungsinstabilitäten ist trotz umfangreicher Forschungsarbeiten nach wie vor nicht zuverlässig vorhersagbar.

Im Allgemeinen wird zwischen Verbrennungsinstabilitäten und Verbrennungsrauigkeit unterschieden. Verbrennungsinstabilitäten bezeichnen dabei Betriebsmodi, bei denen die Druckschwankungen bei diskreten Frequenzen auftreten. Unter Verbrennungsrauigkeit werden dagegen über das gesamte Frequenzspektrum verteilte Druckschwankungen verstanden. Basierend auf dieser Unterscheidung werden in der CPIA-Veröffentlichung 655 verschiedene Kriterien zur Bewertung des Stabilitätsverhaltens eines Triebwerks festgelegt[56]. Ein System wird als „dynamisch stabil“ im Hinblick auf Verbrennungsinstabilitäten betrachtet, wenn eine spontan auftretende Druckspitze durch das System innerhalb einer gewissen Zeitspanne gedämpft wird (*dynamically stable by damping*). Um eine Brennkammerkonfiguration auf ihr Stabilitätsverhalten hin zu testen, wird diese Druckspitze bevorzugt mittels einer Sprengladung (*bomb test*) bzw. einer gerichteten Druckwelle (*pulse gun*) gezielt erzeugt. Falls dieses Vorgehen nicht möglich ist, muss das System über eine hinreichend große Anzahl an Testläufen hinweg ein stabiles Betriebsverhalten gezeigt haben (*stable with no spontaneous instabilities*). Als maximal tolerabel gilt dabei eine Amplitude zwischen Druckmaximum und -minimum (*peak-to-peak*) von 10% des mittleren Brennkammerdrucks. Dieses Limit gilt auch für den Fall einer Verbrennungsrauigkeit. Die Anforderung der dynamischen Stabilität ist sehr wichtig, da das Auftreten spontaner Druckspitzen während des Betriebs nie vollständig ausgeschlossen werden kann. Im Rahmen dieser Arbeit wird als Kriterium für die Verbrennungsrauigkeit ein Wert von p' auf Basis des RMS-Werts der Druckschwankungen, normiert mit dem

2.1 Anforderungen an ein Einspritzsystem für Raketentriebwerke

jeweiligen mittleren Brennkammerdruck, herangezogen. Für reine Sinusschwingungen ist die maximale Amplitude mit dem RMS-Wert wie folgt verknüpft:

$$p' = \sqrt{2} \cdot \text{RMS} \quad (2.8)$$

Verbrennungsinstabilitäten werden häufig nach ihrem charakteristischen Frequenzbereich unterschieden. Niederfrequente Schwingungen (LF, *low frequency*) bis 1000 Hz treten häufig durch Schwankungen in der Treibstoffversorgung auf. Es kommt zu einer Rückkopplung mit den resultierenden Brennkammerdruckschwankungen. Die übliche Gegenmaßnahme ist die Entkopplung durch einen hohen Druckverlust im Injektor (ca. 10 bis 15 % p_{BK}). Hochfrequente Schwingungen (HF, *high frequency*) weisen charakteristische Frequenzen oberhalb von 1 kHz auf und werden auf eine Kopplung der Verbrennungsprozesse und der Eigenmoden des Brennraums zurückgeführt. Wird einer existierenden Druckschwankung zum Zeitpunkt des Druckmaximums Wärme zugeführt, vergrößert sich die Amplitude dieser Oszillation. Wenn über die Schwingungsperiode einer Druckschwankung eine entsprechend schwankende Wärmezufuhr stattfindet, wird die Schwingung verstärkt. Dieses Phänomen wird durch das Rayleigh-Kriterium beschrieben:

$$\int_0^{2\pi} p' \dot{q}' d\phi > 0 \quad (2.9)$$

Durch diesen Mechanismus können die Eigenmoden des Gasvolumens im Brennraum angeregt werden. Für das Auftreten von HF-Verbrennungsinstabilitäten sind die Abmessungen des akustischen Resonators – hier der Brennkammer – von großer Bedeutung. Der Brennraum wird vereinfacht als gasgefüllter Zylinder betrachtet. Die dazugehörigen Eigenmoden dieses Resonators lassen sich analytisch bestimmen. Neben den longitudinalen Schwingungsmoden (L-Moden) existieren auch transversale Moden, die sich wiederum in radiale Moden (R-Moden) und tangentielle Moden (T-Moden) unterteilen lassen. Diese Eigenmoden treten auch als Kombinationen, z. B. kombinierte longitudinale und tangentielle Moden (LT-Moden), oder als Obertöne der Grundmode (1T-, 2T-, 3T-Mode) auf. Je größer die für eine Mode relevanten Größenabmessungen sind (Brennkammerlänge für L-Moden, Durchmesser für R- und T-Moden), desto niedriger liegen die entsprechenden Frequenzen. Bei höheren Frequenzen werden Druckschwankungen effektiver gedämpft. Daher sind die Obertöne der Brennkammereigenmoden in den seltensten Fällen die kritischen Moden. Die für den Betrieb einer Brennkammer gefährlichste Mode ist meist die erste tangentielle Mode (1T-Mode). Das Stabilitätsverhalten eines Einspritzsystems muss daher immer im Kontext der akustischen Eigenschaften der verwendeten Brennkammer bewertet werden.

2.1.3 Sonstige Eigenschaften eines Einspritzsystems

Neben diesen beiden grundsätzlichen Kriterien für die Bewertung eines Einspritzsystems existieren andere Kriterien, die ein Einspritzsystem für gewisse Anwendungen attraktiv machen können. Diese sind im Folgenden aufgelistet.

- **Komplexität und Kosten**

Die Komplexität eines Einspritzsystems hat einen Einfluss auf die Kosten des gesamten Triebwerks sowie auf die Fehleranfälligkeit des Gesamtsystems. Unter der Komplexität eines Einspritzsystems versteht man die Anzahl der verbauten Einzelteile und notwendiger Fertigungsschritte, sowie Anforderungen an Oberflächengüte und Fertigungspräzision. Eine Verringerung der Komplexität bei gleichbleibender Verbrennungseffizienz und -stabilität ist erstrebenswert. Dazu gehört auch eine Minimierung der notwendigen Maßnahmen zur Qualitätssicherung.

- **Drosselbarkeit**

Eine Schubvariation eines Triebwerks während des Betriebs ist für viele Anwendungen notwendig. Zum einen profitieren Triebwerke für Lander-Missionen z. B. für Mond oder Mars von einem variabel einstellbaren Schubverlauf während des Anflugs. Das Triebwerk des Lunar Excursion Module der Apollo-Missionen war beispielsweise mit einem Pintle-Injektor ausgestattet, der eine Schubvariation von 1:10 ermöglichte. Eine weitere mögliche Anwendung ist die Variation des Schubs während des Aufstiegs eines Trägersystems, um den zeitlichen Verlauf der Beschleunigung zu steuern. Bei konstantem Schub des Triebwerks steigen die Beschleunigung und damit auch die mechanischen Lasten auf das Trägersystem durch den Treibstoffmassenverlust an und erreichen bei einer Stufentrennung ihren maximalen Wert. Dementsprechend muss die Dimensionierung der Struktur auf diesen extremen Lastfall ausgelegt werden, was zu einem erhöhten Strukturmassenanteil der Stufe führt. Eine mögliche Anpassung des Schubs an das aktuelle Gesamtgewicht des Trägers ermöglicht eine leichtere Konstruktion der Stufe. Die maximale auftretende Beschleunigung während des Aufstiegs ist auch für die jeweilige Nutzlast dimensionierend. Grafik 2.1 zeigt den Verlauf der auf eine Ariane 5 während des Aufstiegs wirkenden axialen Beschleunigung. Man erkennt deutlich die erhöhten Beschleunigungswerte vor der jeweiligen Stufentrennung. Im Fall der Ariane tritt die maximale Beschleunigung jedoch bei der Trennung der Booster von der Hauptstufe auf. Eine Drosselung oder Schubvariation kann auf unterschiedliche Arten erreicht werden. Die möglichen Einflussgrößen lassen sich aus Gleichung 2.3 ableiten. Für eine unveränderte Brennkammergeometrie ($A_t, A_e = const.$) und identische Umgebungsbedingungen ($p_a = const.$) bleiben als Variablen der Brennkammertotaldruck $p_{0,t}$ und der Isentropenkoeffizient des Heißgases κ . Für ein feststehendes Expansionsverhältnis der Düse $\epsilon = A_e/A_t$ wird der Düsenaustrittsdruck p_e vom Brennkammertotaldruck $p_{0,t}$ bestimmt. Eine Variation des Brennkammertotaldrucks kann am leichtesten über eine Änderung des Treibstoffmassenstroms erreicht

2.1 Anforderungen an ein Einspritzsystem für Raketentriebwerke

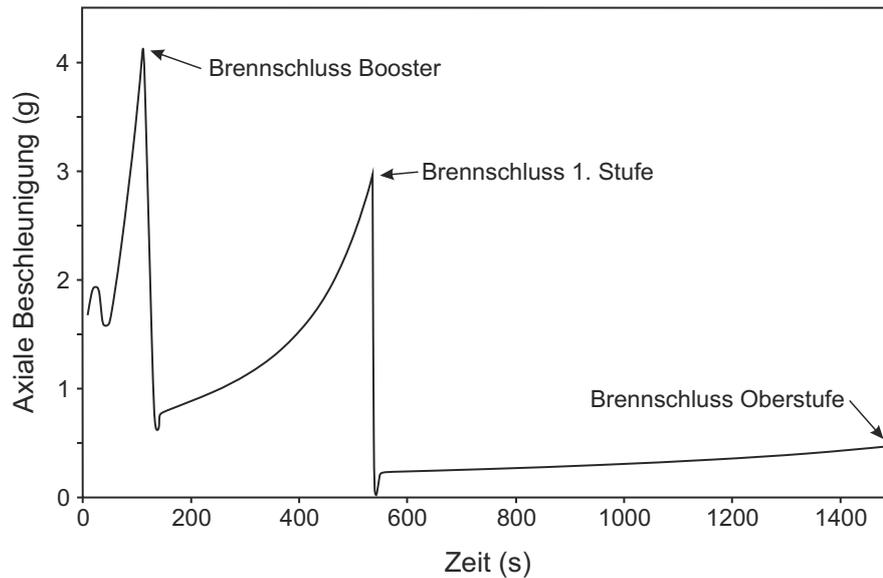


Abbildung 2.1: Verlauf der axialen Beschleunigung während des Aufstiegs einer Ariane 5 [50]

werden. Der Isentropenkoeffizient des Heißgases kann über eine Änderung der Heißgaszusammensetzung beeinflusst werden. Die Heißgaszusammensetzung ist wiederum eine Funktion des Treibstoffmischungsverhältnisses. Die erstgenannte Variante der Treibstoffmassenstromdrosselung ist die übliche Vorgehensweise zur Schubvariation eines Triebwerks.

Die Qualität der Treibstoffaufbereitung wird für die meisten Einspritzverfahren von den kinematischen Eintrittsbedingungen der Treibstoffe bestimmt. Für eine konstante Injektorgeometrie führt dies bei einer Massenstromvariation zu veränderten Eintrittsbedingungen und damit zu einer Abweichung vom Auslegungspunkt, was mit drastischen Einbußen in der Verbrennungseffizienz einhergehen kann. Um diesen Effekt zu vermeiden, ist es möglich, proportional zur Massenstromvariation Injektorelemente mechanisch zu verschließen. Eine andere Möglichkeit wird beim Pintle-Injektor realisiert: Hier wird ein einzelnes Injektorelement verwendet, dessen Injektorabmessungen je nach Drosselungsgrad variiert werden. Dies stellt gleichbleibende Injektionsbedingungen bei erhöhter Komplexität des Einspritzsystems sicher (s. Abschnitt 2.4.6).

- **Injektor/Wand-Kompatibilität**

Die Lebensdauer einer Brennkammer wird unter anderem von der Wechselwirkung des Einspritzsystems mit der Brennkammerwand bestimmt [15]. Eine möglichst gleichförmige Verteilung der Wärmelasten auf die Brennkammerwand erleichtert die Auslegung einer geeigneten Brennkammerkühlung. Der Kontakt von Treibstoffkomponenten mit der Brennkammerwand, die mit dem Wandmaterial reagieren können, soll vermieden werden. Für eine klassische

Brennkammerbauweise mit einer Brennkammerwand aus einer Kupferlegierung sollte beispielsweise der Kontakt mit dem Oxidator, meist Sauerstoff, vermieden werden. Dies kann z. B. durch eine Trimmung der Verteilung des Mischungsverhältnisses zu niedrigeren Werten in der Nähe der Wand erreicht werden. Im Extremfall wird ein äußerer Ring mit Injektorelementen betrieben, die lediglich Treibstoff einspritzen. Der Übergang zur Filmkühlung ist dabei fließend.

- **Injektordruckverluste**

Je nach strömungsmechanischer Gestaltung der Injektorelemente bzw. des gesamten Einspritzkopfs treten unterschiedlich hohe Druckverluste auf. Dieser Druckunterschied zwischen der Treibstoffversorgung und dem Brennraum muss zusätzlich durch das Bedrückungssystem des Triebwerks bereitgestellt werden. Eine Reduktion dieser Druckverluste lässt sich daher direkt in eine Leistungssteigerung des Triebwerks übersetzen. Der Druckverlust zwischen der Treibstoffversorgung und dem Brennraum wird allerdings auch als dämpfendes Element zur Vermeidung von durch das Versorgungssystem induzierten Verbrennungsinstabilitäten angesehen. Die gängige Literatur empfiehlt Injektordruckverluste von 10 bis 15 % zur wirksamen Entkoppelung von Brennraum und Versorgungssystem [26]. Bei einer genaueren Kenntnis der maximal auftretenden Amplitude dieser Störungen ließen sich die vorhandenen Sicherheitsreserven und damit die benötigte Turbinenleistung reduzieren. Da die Turbomaschinenkomponenten die am stärksten belasteten Teile des Triebwerks darstellen, resultiert eine Reduktion der Anforderungen an diese Komponenten direkt in einer erhöhten Zuverlässigkeit und Lebensdauer des Gesamttriebwerks.

- **Mögliche Treibstoffkombinationen**

Nicht jede Treibstoffkombination ist für die Verwendung mit einem speziellen Einspritzsystem geeignet. Neben der eigentlichen Stoffpaarung ist auch der thermodynamische Zustand der Treibstoffe von Bedeutung. Im Fall der Treibstoffkombination LOX/H₂ ist z. B. für Koaxialinjektoren bekannt, dass eine niedrige Eintrittstemperatur des Wasserstoffs zu Brennkammerinstabilitäten führen kann [25]. Darüber hinaus hat das Vorhandensein einer Phasengrenzfläche zwischen den Treibstoffkomponenten einen großen Einfluss auf die Vermischung in der Brennkammer. Eine möglichst breite Einsetzbarkeit eines Einspritzsystems im Hinblick auf unterschiedliche Stoffpaarungen und Eintrittsbedingungen ist wünschenswert. Zum einen ermöglicht dies eine leichte Übertragung eines existierenden Einspritzsystems auf eine neue Triebwerksanwendung mit einer anderen Treibstoffkombination. Zum anderen ist die Verwendung mehrerer Treibstoffkombinationen mit einer Einspritzkopfkonfiguration eine interessante Alternative für Erststufen- oder Boostertriebwerke. Durch die Verwendung von z. B. Kerosin und Wasserstoff als Treibstoff und Sauerstoff als Oxidator können die Vorteile beider Treibstoffe (hoher Startschub und geringes Tankvolumen für Kerosin und hoher spezifischer Impuls für Wasserstoff) mit einem einzigen Triebwerk realisiert werden. Ein solches Tri-Propellant-Triebwerk wird zunächst mit LOX/Kerosin betrieben, um einen hohen Startschub zu erreichen und die

Gravitationsverluste zu minimieren. Ab einer gewissen Höhe wird dann auf den Betrieb mit LOX/H₂ umgeschaltet, um einen hohen spezifischen Impuls zu erzielen. Auf diese Weise können signifikante Einsparungen bei der Tankmasse und somit dem Strukturmassenanteil erzielt werden. Die experimentellen russischen Triebwerke RD-701 und RD-0750 basieren auf diesem Konzept. Sie verwenden für die Startphase eine Mischung aus Kerosin und Wasserstoff. Im späteren Verlauf des Flugs wird die Kerosinversorgung dann abgestellt. Die Triebwerke sind als Hauptstromzyklus mit oxidatorreicher Vorverbrennung und einer LH₂-Brennkammerkühlung ausgeführt.

- **Skalierbarkeit**

Die detaillierte Charakterisierung eines Einspritzverfahrens erfolgt auch heute noch zu einem großen Teil experimentell durch Kalt- und Heißgasversuche. Diese Versuchsreihen bringen einen großen finanziellen Aufwand mit sich. Es ist daher wünschenswert, dass die gewonnenen Erkenntnisse leicht auf verschiedene Brennkammergrößenordnungen übertragbar sind, um aufwendige Entwicklungsprogramme zu vermeiden. Einspritzverfahren, die prinzipbedingt auf bestimmte Brennkammerabmessungen festgelegt sind, bringen daher Nachteile mit sich. Insbesondere im Hinblick auf die Stabilität der Verbrennung ergeben sich bei der Skalierung eines Einspritzsystems Probleme. Die charakteristischen Frequenzen einer tangentialen Mode der Instabilität variieren mit dem Brennkammerdurchmesser, wodurch es möglich ist, dass bei größeren Brennkammerdurchmessern eine Verbrennungsinstabilität ausgelöst wird, die bei Sub-Scale Versuchen nicht aufgetreten ist. Einen Überblick über die Problematik bei der Skalierung bietet Hulka [24].

Diese sekundären Bewertungskriterien dürfen nicht unabhängig von den grundlegenden Kriterien Verbrennungseffizienz und -stabilität betrachtet werden. Die Auswahl und finale Auslegung eines Einspritzsystems sind immer ein Kompromiss zwischen den speziellen Anforderungen der jeweiligen Anwendung und einer möglichst hohen Verbrennungseffizienz. So ist z. B. eine Schubvariation für jedes Einspritzverfahren denkbar, führt aber häufig zu einer Verschlechterung der Verbrennungseffizienz oder gar zu einer instabilen Verbrennung.

2.2 Treibstoffkombination LOX/H₂

Die Wahl der verwendeten Treibstoffe ist von großer Bedeutung für die Gestaltung des Einspritzsystems eines LPRE. Je nach Anwendungsbereich des Triebwerks und Erfahrungshintergrund des Triebwerksherstellers ergeben sich verschiedene Präferenzen bei der Wahl. Jede Treibstoffkombination bietet Vor- und Nachteile im Hinblick auf Leistung, Kosten und Verfügbarkeit, Zuverlässigkeit (Zündverhalten), Lebensdauer der durchströmten Triebwerksteile, Materialverträglichkeit und der Handhabung bei Lagerung und Betankung. Dazu kommen verstärkt Überlegungen bezüglich der

KAPITEL 2: Treibstoffeinspritzung in Raketentriebwerken

Umweltverträglichkeit der Treibstoffe und ihrer Verbrennungsprodukte.

Für In-Space-Anwendungen wie Lageregelungstriebwerke, Apogäumsmotoren und chemische Antriebe für interplanetare Missionen stehen zum Beispiel die Zuverlässigkeit und die Lagerfähigkeit der Treibstoffe über mehrere Jahre hinweg im Vordergrund. Für diese Anwendungen haben sich hypergole Treibstoffkombinationen wie Kombinationen von Hydrazinarten (z. B. MMH) als Treibstoff und N_2O_4 (NTO) als Oxidator durchgesetzt. Sie verbinden eine gute Lagerfähigkeit mit einem sicheren Zündverhalten. Allerdings werden dabei ein nur mittelmäßiger spezifischer Impuls und eine sehr komplexe Handhabung aufgrund der hohen Giftigkeit der Treibstoffe in Kauf genommen. In jüngster Zeit gibt es auch in diesem Anwendungsfeld Bestrebungen, diese Treibstoffkombinationen durch ungiftige Treibstoffe zu ersetzen. Diese bieten neben den wünschenswerten Umweltaspekten auch große potenzielle Kostenersparnisse durch die problemlose Handhabung am Boden.

Für Trägeranwendungen wird auf hochenergetische Treibstoffkombinationen zurückgegriffen. Die Treibstoffe sollen dabei einen möglichst hohen massen- und volumenspezifischen Impuls aufweisen. Der massenspezifische Impuls geht unmittelbar in die Ziolkowski-Raketengleichung ein und ist der dominierende Leistungsparameter. Der volumenspezifische Impuls beeinflusst das benötigte Tankvolumen und damit auch das Tankgewicht. Darüber hinaus resultiert ein großes Tankvolumen auch in größeren Abmessungen der Raketentufen und damit in einem größeren aerodynamischen Widerstand während der Aufstiegsphase des Trägers.

Als Oxidator wird in nahezu allen LPRE für Trägeranwendungen flüssiger Sauerstoff (LOX) eingesetzt. Sauerstoff liegt bei Atmosphärendruck bei ca. 90,2 K flüssig vor. Wird eine Treibstoffkomponente bei tiefen Temperaturen verwendet (wie hier der LOX), spricht man von einer kryogenen Treibstoffkombination. Der kritische Druck von Sauerstoff liegt bei ca. 50,4 bar. Dieser Punkt wird für gewöhnlich als Bezugspunkt bei der Unterscheidung zwischen unter-, trans- und überkritischen Betriebspunkten eines mit LOX als Oxidator betriebenen LPRE gewählt. Nach Fluor (F_2) ist Sauerstoff das zweitstärkste verfügbare Oxidationsmittel. Gegenüber Fluor ist es jedoch wesentlich leichter zu handhaben, ungiftig und nicht korrosiv. Darüber hinaus ist Sauerstoff durch Luftverflüssigung leicht herstellbar und vergleichsweise kostengünstig. Trotz seiner besseren Handhabbarkeit gegenüber Fluor müssen aufgrund der stark brandfördernden Wirkung bestimmte Sicherheitsmaßnahmen beachtet werden (spezielle LOX-Fette für Verschraubungen, umfangreiche Säuberungen der Leitungen etc.).

Als Treibstoffe werden in Kombination mit LOX verschiedene Stoffe eingesetzt. Unterschieden wird dabei zwischen Kohlenwasserstoffen (Alkohol, Kerosin, Methan etc.) und reinem Wasserstoff. Alkohol und Kerosin (JP-1) liegen bei Umgebungsbedingungen flüssig vor, was die Betankung stark erleichtert. Kohlenwasserstoffe weisen außerdem einen hohen volumenspezifischen Impuls auf. Kohlenwasserstoffe sind insbesondere interessant für Erststufen- und Booster-Anwendungen. Der überwiegende Teil der in Russland entwickelten LPRE wurde mit LOX/Kerosin betrieben. Der massenspezifische Impuls der Treibstoffkombinationen auf Kohlenwasserstoffbasis liegt allerdings weit unter der von LOX/ H_2 .

2.3 Mechanismen der Treibstoffaufbereitung

Die Kombination LOX/H₂ liefert den höchsten erzielbaren massenspezifischen Impuls aller Treibstoffkombinationen (mit Ausnahme von F₂/H₂). Sie stellt damit die bevorzugte Kombination für Haupt- und Oberstufenanwendungen dar. Die Mehrzahl der modernen Hochleistungstriebwerke basieren auf dieser Kombination. Bei den Erst- und Zweitstufentriebwerken sind dies die amerikanischen Triebwerke SSME und J-2, das japanische LE-7 und das europäische Vulcain II. Bei den Oberstufentriebwerken wird LOX/H₂ z. B. beim amerikanischen RL-10, dem japanischen LE-5B und dem europäischen HM-7B und dem zukünftigen Oberstufentriebwerk der Ariane ESC-B, dem Vinci, als Treibstoffkombination verwendet. Die Vorteile in Bezug auf Leistung überwiegen für diese Anwendungen die Nachteile aufgrund der komplexen Handhabung des flüssigen Wasserstoffs.

Bei Umgebungsbedingungen liegt Wasserstoff gasförmig vor und weist eine sehr geringe Dichte auf. Um Wasserstoff als Raketentreibstoff sinnvoll nutzbar zu machen, muss er verflüssigt werden. Bei typischen Tankdrücken wird H₂ bei ca. 22 K gelagert. Diese extrem tiefen Temperaturen machen eine sorgfältige Tankisolierung unabdingbar, um die Verluste durch Abdampfen vom Zeitpunkt der Betankung bis zur Zündung des Triebwerks minimal zu halten. Der kritische Druck von Wasserstoff liegt bei ca. 13 bar. Da der Betriebsbereich typischer LOX/H₂-Triebwerke weit oberhalb dieses Punkts ist, liegt der Wasserstoff nach der Bedrückung durch eine Turbopumpe im Triebwerk und den Versorgungsleitungen als überkritisches Fluid vor. Die Einflüsse des thermodynamischen Zustands auf die Einspritzung werden in Abschnitt 2.3.1 erläutert. Trotz dieser sehr geringen Lagertemperaturen ist die Dichte des flüssigen Wasserstoffs weitaus geringer als die von z. B. CH₄ oder Kerosin. Daraus resultiert ein vergleichsweise großes benötigtes Tankvolumen.

2.3 Mechanismen der Treibstoffaufbereitung

Folgende Prozesse der Treibstoffaufbereitung müssen bis zur Wärmefreisetzung durchlaufen werden:

- Zerstäubung
- Verdampfung
- Mischung
- Aufheizung
- Reaktion

Die Teilprozesse der *Zerstäubung* und *Verdampfung* sind nur von Interesse für Treibstoffkombinationen bei denen mindestens eine Treibstoffkomponente als flüssige Phase vorliegt. Dies ist für die in dieser Arbeit betrachtete Treibstoffkombination H₂/O₂ uneingeschränkt nur für Drücke bis zum kritischen Druck von Sauerstoff bei 50,4 bar gültig. Die Phänomene bei überkritischer Injektion werden im folgenden Abschnitt 2.3.1 beschrieben.

2.3.1 Überkritische Fluide

Oberhalb des kritischen Punkts eines Stoffs kann nicht mehr zwischen der flüssigen und der gasförmigen Phase unterschieden werden, und eine Phasengrenzfläche existiert nicht mehr. Somit entfällt der Einfluss der Oberflächenspannung auf die Zerstäubung und die Verdampfungsenthalpie ist null. Man spricht in diesem Fall von einem überkritischen Fluid. Der Stoff verhält sich z. B. im Fall des Sauerstoffs wie ein dichtes Gas. Da die Oberflächenspannung bei Annäherung an den kritischen Punkt gegen Null geht, geht die Weberzahl (s. Gl. 2.10) gegen unendlich und ist somit als Kennzahl der Zerstäubung nicht mehr aussagekräftig. Im Falle eines Gemischs kann jedoch auch oberhalb des kritischen Drucks bei Temperaturen unterhalb der kritischen Mischungstemperatur ein Phasengleichgewicht existieren. Dieser Effekt ist für die Treibstoffkombination LOX/H₂ von Bedeutung [28], für die Treibstoffpaarung LOX/CH₄ existiert er hingegen nicht. Für dieses Zweistoffsystem existiert bereits oberhalb von 47,15 bar keine Phasengrenzfläche mehr [44]. Eine genaue Bestimmung der Oberflächenspannung eines Tropfens ist oftmals sehr schwierig, da die genaue Gemischzusammensetzung an der Tropfenoberfläche nicht zu bestimmen ist. Neben den eigentlichen Treibstoffen müssen auch Verbrennungsprodukte wie H₂O berücksichtigt werden, so dass die Betrachtung als reines Zweistoffsystem nicht ausreichend ist. In Abbildung 2.2 ist die kritische Mischungslinie für das H₂/O₂-Zweistoffsystem dargestellt. Die Eintrittstemperatur des Sauerstoffs liegt für gewöhnlich bei Werten um 90 K. Am Prüfstand P8 liegt diese Temperatur typischerweise zwischen 100 und 120 K. Es existiert für diese Fälle auch oberhalb des kritischen Drucks von Sauerstoff eine Phasengrenze. Bei einer weiteren Aufheizung des Sauerstoffs durch die umgebende Verbrennungszone wird die kritische Mischungstemperatur in den Randbereichen des Strahls oder Tropfens überschritten und geht dort in einen überkritischen Zustand über. Eine Zusammenfassung des Forschungsstands zur überkritischen Tropfenverbrennung findet sich bei Yang [78].

2.3.2 Zerstäubung

Mit dem Begriff *Zerstäubung* (engl. *atomization*) werden die Vorgänge beschrieben, die zu einer feineren Tröpfchengrößenverteilung einer flüssigen Treibstoffkomponente führen. Eine flüssige Treibstoffkomponente liegt am Injektor je nach Injektorgeometrie in Form von Strahlen oder Lamellen vor. Diese sollen in ein Ensemble von Tropfen überführt werden, das eine für die Verbrennung vorteilhafte Größenverteilung aufweist. Eine feinere Tröpfchengrößenverteilung führt zu einer Vergrößerung der spezifischen Oberfläche der flüssigen Treibstoffkomponente, was wiederum die Verdampfungsraten begünstigt. Dabei wird unterschieden zwischen einem primären und einem sekundären Strahlzerfall. Der *primäre Strahlzerfall* beschreibt den Zerfall eines eintretenden Flüssigkeitsstrahls oder einer Flüssigkeitslamelle in einzelne Tropfen und Ligamente. Der *sekundäre Strahlzerfall* beschreibt den weiteren Zerfall dieser Strukturen bis zum Erreichen der finalen Tröpfchenverteilung. Treibende

2.3 Mechanismen der Treibstoffaufbereitung

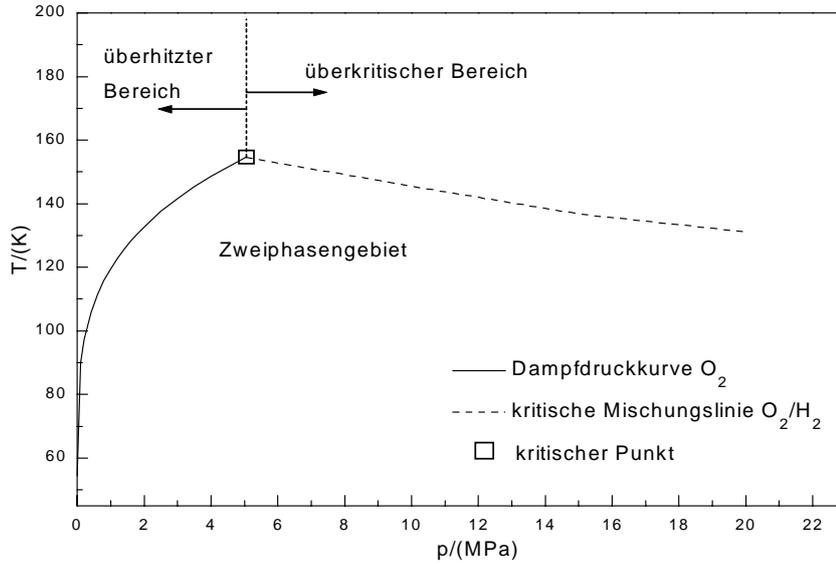


Abbildung 2.2: p - T -Diagramm für eine H_2/O_2 -Mischung [28]

Kräfte der Zerstäubung sind in erster Linie die aerodynamischen Kräfte, die auf die Flüssigkeitsoberfläche wirken sowie die innere Turbulenz des Flüssigkeitsvolumens und die Oberflächenspannung. Diese Effekte führen zu einer Verformung der Flüssigkeitsoberfläche. Die Viskosität der flüssigen Phase stellt einen Widerstand gegen die Verformungen eines Flüssigkeitsvolumens durch die treibenden Kräfte der Zerstäubung dar. Für eine dimensionslose Betrachtung dieser Einflussgrößen wird auf die Weberzahl (Gl. 2.10) bzw. die Reynoldszahl (Gl. 2.11) und die mit diesen Kennzahlen verknüpfte Ohnesorgezahl (Gl. 2.12) zurückgegriffen.

$$We_g : \frac{\text{Trägheitskräfte}}{\text{Oberflächenkräfte}} = \frac{\rho_g (u_g - u_f)^2 d_f}{\sigma} \quad (2.10)$$

$$Re_f : \frac{\text{Trägheitskräfte}}{\text{Zähigkeitskräfte}} = \frac{\rho_f u_f d_f}{\eta} \quad (2.11)$$

$$Oh_f : \frac{\text{Zähigkeitskräfte}}{\sqrt{\text{Trägheitskräfte} \cdot \text{Oberflächenkräfte}}} = \frac{\eta_f}{\sqrt{d_f \rho_f \sigma}} = \frac{\sqrt{We_f}}{Re_f} \quad (2.12)$$

2.3.2.1 Primärer Strahlzerfall

Die kapillare Instabilität wird als der grundlegende Mechanismus des *primären Strahlzerfalls* betrachtet. Ein eintretender Flüssigkeitsstrahl (oder ein abgelöster Flüssigkeitszylinder) ist bestrebt, seine Oberflächenenergie zu verringern, bis ein minimales Verhältnis von Oberfläche zu Volumen erreicht ist. Dies entspricht einer Transformation eines Zylinders in einen oder mehrere kugelförmige Tropfen gleichen

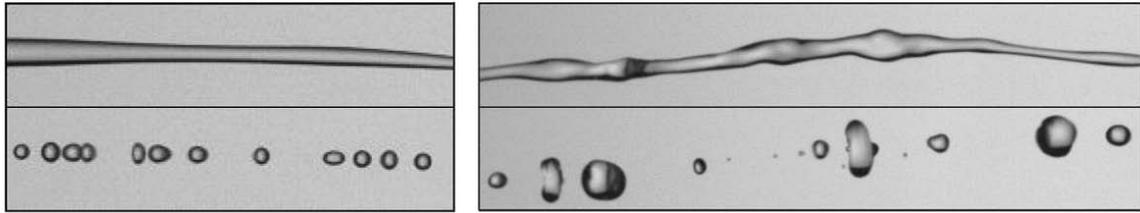


Abbildung 2.3: Kapillare Instabilität: Zerfall eines Ligaments mit glatter und eines mit rauher Oberfläche in ein Tropfenensemble [10]

Volumens wie der ursprüngliche Zylinder. Dieser Prozess ist in Abbildung 2.3 dargestellt. Eine infinitesimale Störung der anfänglichen Oberfläche durch innere (interne Turbulenz) oder äußere (aerodynamische Anregung, Düseneffekte) Einflüsse wird durch die Oberflächenspannung verstärkt und führt schließlich zu einem Abscheren eines Flüssigkeitstropfens vom ursprünglichen Strahl. Mithilfe der linearen Stabilitätsanalyse lässt sich die jeweils instabilste Wellenlänge einer Störung ermitteln. Diese Wellenlänge bestimmt auch die Größe des abgelösten Tropfens. Dieser Mechanismus wurde von Plateau [53] und Rayleigh [60] bereits im 19. Jahrhundert beschrieben. Der Zerfall eines Flüssigkeitszylinders in einzelne Tropfen wird als Rayleigh-Mechanismus bezeichnet.

Bei der Injektion eines Flüssigkeitsstrahls in eine stehende Gasatmosphäre wird der Bereich dieses Rayleigh-Zerfalls durch zwei Grenzen definiert. Erst oberhalb eines Wertes von $We_f > 8$ bildet sich ein Flüssigkeitsstrahl aus. Unterhalb dieses Wertes bilden sich Tropfen am Injektoraustritt, die einzeln abtropfen. Zu höheren Geschwindigkeiten hin wird der Rayleigh-Bereich durch einen charakteristischen Wert der gaseitigen Weberzahl von $We_g = 0,4$ begrenzt. Bei diesem Grenzwert erreicht die Kraft aufgrund der aerodynamischen Einflüsse 10 % des Wertes der rückstellenden Kraft aufgrund der Oberflächenspannung. Oberhalb dieses Wertes beginnt der erste aerodynamisch beeinflusste Zerfallsbereich (*first wind-induced regime*). Ab einem Weberzahlwert von $We_g = 13$ liegt der Einfluss der aerodynamischen Kräfte in der Größenordnung der Oberflächenkräfte. Ab diesem Wert spricht man vom zweiten aerodynamisch beeinflussten Zerfallsbereich (*second wind-induced regime*). In diesem Zerfallsbereich setzt der Strahlzerfall einige Injektordurchmesser stromab der Injektionsebene ein. Ab einer gaseitigen Weberzahl von $We_g = 40,3$ beginnt der Zerstäubungsbereich (*atomization regime*). Der Strahlzerfall setzt hier unmittelbar am Injektoraustritt ein. Die Größen der resultierenden Tröpfchen unterscheiden sich zwischen dem Rayleigh- und dem ersten aerodynamisch beeinflussten Bereich auf der einen Seite und dem zweiten aerodynamisch beeinflussten Bereich und dem Zerstäubungsbereich auf der anderen Seite. Im ersten Fall liegt der Tropfendurchmesser in der Größenordnung des Strahldurchmessers. Im zweiten Fall entstehen Tröpfchen mit einem um eine Größenordnung kleineren Durchmesser [41].

Im Fall eines coaxialen Gasstrahls, der den Flüssigkeitsstrahl umgibt, ergeben sich andere Zerfallsbereiche. Dieser Fall ist für die Einspritzung in Raketentriebwerken

2.3 Mechanismen der Treibstoffaufbereitung

von großem Interesse. Er betrifft insbesondere die für die LOX/H₂-Einspritzung dominierenden Koaxialinjektoren, aber auch die im Rahmen dieser Arbeit betrachteten porösen Injektoren. In Abhängigkeit von der gaseitigen Weberzahl wurden in den Arbeiten von Chigier und Reitz sowie Farago und Chigier drei Strahlzerfallsbereiche definiert [3, 14]. Analog zum Rayleigh-Zerfallsmuster bei Injektion in eine stehende Gasatmosphäre existiert auch für eine koaxiale Injektion ein gleichnamiger Zerfallsbereich, in dem sich einzelne Tropfen vom Flüssigkeitsstrahl lösen. Die entstehenden Tropfengrößen liegen in der Größenordnung des Strahldurchmessers. Bis zu einer Weberzahl von $We_g = 15$ läuft dieser Prozess axialsymmetrisch ab. Bei steigenden Weberzahlen beginnt der Flüssigkeitsstrahl sich zu einer Helix zu verformen. Im Weberzahlbereich $15 < We_g < 25$ spricht man vom nicht-axialsymmetrischen Rayleigh-Zerfall. Dabei wird der Flüssigkeitsstrahl durch den steigenden Einfluss der aerodynamischen Kräfte verformt und gestreckt. Der sich dadurch verschlankende Strahl zerfällt anschließend in einzelne Tropfen.

Bei einer weiteren Erhöhung der Weberzahl geht der Strahlzerfall in den Membran-Zerfallstypus über. Dabei wird der Flüssigkeitsstrahl zu einem Membran umgeformt, in deren Rand sich der größte Anteil der Masse sammelt. Dieser Rand zerfällt anschließend entsprechend des Rayleigh-Mechanismus in kleinere Tröpfchen. Diese Tropfen weisen Durchmesser auf, die um eine Größenordnung unter dem Strahldurchmesser liegen. Dieser Membran-Zerfallsbereich erstreckt sich in einem Weberzahlbereich von $25 < We_g < 70$.

Ab einer Weberzahl von ca. $We_g = 100$ kommt es zu der Bildung von Flüssigkeitsfäden, die direkt von dem zentralen Flüssigkeitsstrahl ab geschert werden. Diese Fäden zerfallen anschließend schnell nach dem Rayleigh-Zerfallsmuster in feine Tröpfchen. Der Kernstrahl wird durch die starken aerodynamischen Kräfte angeregt und zerfällt analog zum nicht-axialsymmetrischen Rayleigh-Muster in einzelne Ligamente. Dieser Bereich wird als *fiber-type region* bezeichnet. Die resultierenden Tröpfchengrößen liegen ebenfalls um eine Größenordnung niedriger als der Eingangsstrahldurchmesser. Die Autoren konnten darüber hinaus zwei weitere Untertypen von Zerfallsmustern identifizieren: den *pulsating*- und den *superpulsating-submode*. Der erstere beschreibt den Standardfall des jeweiligen Zerfallsregimes. Der zweite Untertypus wurde eingeführt, um ein Zerfallsmuster zu charakterisieren, bei dem es zu großen Dichteschwankungen im Spraybild kommt. Der Strahl weist ein pulsierendes Verhalten auf. Dieser *superpulsating-submode* tritt bei Werten von $Re_f/We_g < 100$ auf.

In Abbildung 2.4 sind die Grenzen der Bereiche unterschiedlicher Zerfallsmuster von eingespritzten Flüssigkeitsstrahlen in Anlehnung an Chigier und Reitz dargestellt. Die in dieser Arbeit untersuchten porösen Injektoren weisen im unterkritischen Betriebsbereich Reynoldszahl- und Weberzahlwerte auf, die darauf schließen lassen, dass für Brennkammerdrücke unter 50,4 bar der *fbre-type* Strahlzerfall im *pulsating mode* den dominierenden Zerfallsmechanismus darstellt. Die niedrigsten im Versuch bestimmten Weberzahlen lagen um 90, in der Übergangsregion vom *membrane*- zum *fbre-type regime*. Typische Weberzahlwerte von klassischen Koaxialinjektoren liegen um ca. 3 Größenordnungen über denen für poröse Injektoren. Eine andere Form der Spraybildung ergibt sich bei dem Zerfall von Flüssigkeitslamellen, wie

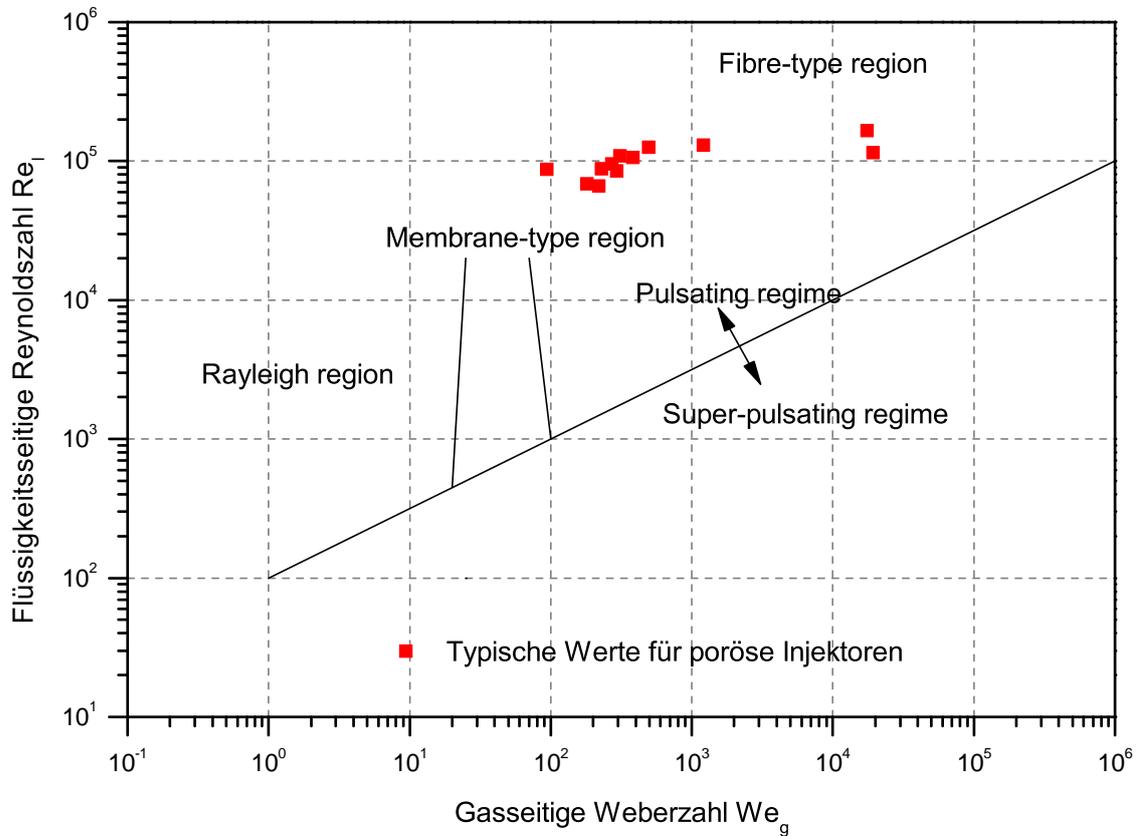


Abbildung 2.4: Grenzen der Strahlerfallsbereiche bei koaxialer Injektion nach Chigier und Reitz [3] und typische Werte für poröse Injektoren

sie z. B. bei Prallinjektoren (s. Abschnitt 2.4.2) auftreten. Prallinjektoren erzeugen Flüssigkeitslamellen durch das Aufeinanderprallen zweier Treibstoffstrahlen unter einem definierten Winkel. Abbildung 2.5 zeigt den Aufbau und Zerfall einer von zwei kollidierenden Strahlen erzeugten Lamelle. Der Zerfall einer solchen Flüssigkeitsstruktur ähnelt dem oben beschriebenen Membran-Zerfallstyp eines Koaxialinjektors. Auch hier sammelt sich ein Großteil des Flüssigkeitsvolumens im Rand der Struktur, der wiederum nach dem Rayleigh-Mechanismus zerfällt. Eine andere Form der lamellenartigen Flüssigkeitsstrukturen wird von Drallinjektoren (s. Abschnitt 2.4.4) gebildet. Hier wird einem Treibstoffstrahl ein Drall aufgeprägt. Dieser Drall führt bei der Einspritzung in den Brennraum zu einer starken radialen Geschwindigkeitskomponente des Treibstoffs, der daraufhin eine hohlkegelartige Form annimmt. Mit steigendem Abstand von der Injektionsebene x nimmt die radiale Koordinate r zu. Da der Massenstrom durch eine Querschnittsfläche konstant bleibt, nimmt die Dicke der Flüssigkeitslamelle mit steigendem Abstand von der Injektionsebene ab. Durch die Kelvin-Helmholtz-Instabilität reißt die Lamelle auf und es bilden sich einzelne Ringe, die anschließend nach dem Rayleigh-Muster in Tropfen zerfallen (s. Abbildung

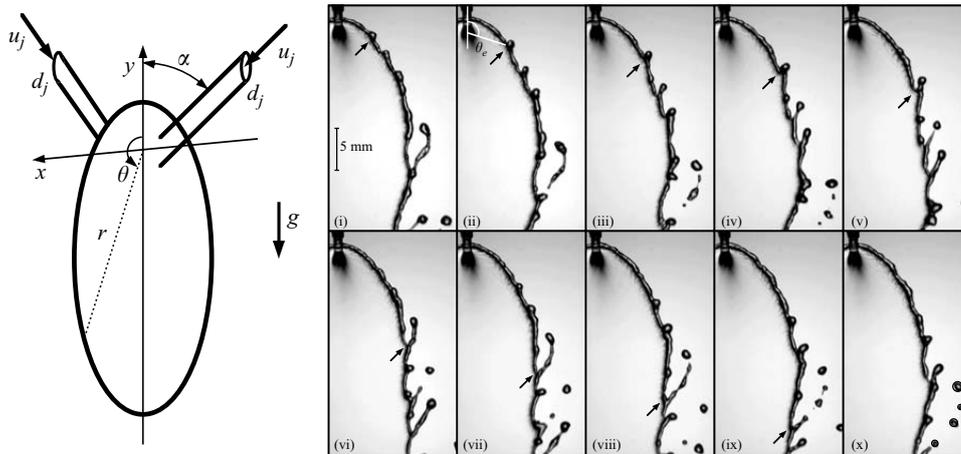


Abbildung 2.5: Links: Prinzipielle Gestalt einer Flüssigkeitslamelle bei Prallinjektion, rechts: typischer Verlauf des Zerfalls einer solchen Flüssigkeitslamelle [2]

2.6). Der Zerfall einer eintretenden Flüssigkeitslamelle kann durch einen coaxialen Gasstrahl beschleunigt werden.

Eine Möglichkeit zur Charakterisierung des Zerfallsprozesses ist die Bestimmung der intakten Länge des Flüssigkeitsstrahls (engl. *liquid intact core length*). Mit ihr wird die maximale Längenausdehnung des Flüssigkeitsstrahls bezeichnet, der noch in direktem Kontakt mit dem Eintrittsquerschnitt steht. Sie wird definiert als:

$$L = u_{\text{Inj}} \cdot \tau \quad (2.13)$$

Mit τ als charakteristische Zeit der dominanten Strahlinstabilität. Dieses charakteristische Zeitmaß kann nach Eggers und Villermaux für mehrere Bereiche bestimmt werden [10]:

- Injektion in eine ruhende Gasatmosphäre bei niedrigen Weberzahlen (reine kapillare Instabilität)

$$\frac{L}{d_{\text{Inj}}} \sim We_g^{1/2} \quad (2.14)$$

- Injektion in eine ruhende Gasatmosphäre bei hohen Weberzahlen

$$\frac{L}{d_{\text{Inj}}} \sim \left(\frac{\rho_f}{\rho_g} \right)^{1/2} \quad (2.15)$$

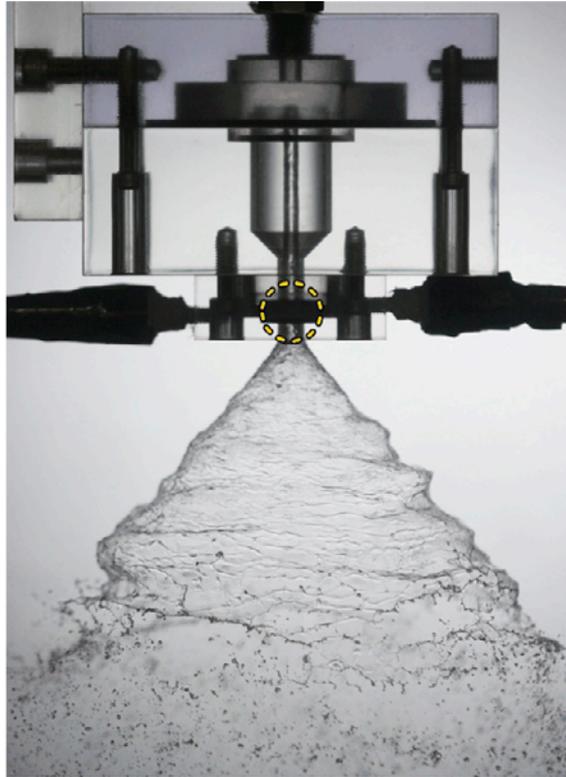


Abbildung 2.6: Typisches Zerfallsmuster eines Flüssigkeitskegels im Fall der Drallinjektion [32]

- Injektion mit koaxialem Gasstrahl für $u_g \gg u_f$

$$\begin{aligned} \frac{L}{d_{\text{inj}}} &\sim \frac{u_f}{u_g} \left(\frac{\rho_f}{\rho_g} \right)^{1/2} \\ &\sim J^{-1/2} \end{aligned} \quad (2.16)$$

Der Parameter

$$J = \frac{u_g \rho_g^2}{u_f \rho_f^2} \quad (2.17)$$

stellt für koaxiale Einspritzelemente eine zentrale Kennzahl dar. Für gewöhnlich wird er in der Literatur als das Impulsstromverhältnis von (gasförmigem) Treibstoff zu (flüssigem) Oxidator bezeichnet (engl. *momentum flux ratio*). In der obigen Form bezeichnet er jedoch ein Verhältnis von dynamischen Drücken. Engelbert et al. definieren diesen Parameter als $J = u_g \rho_g^2 A_g / u_f \rho_f^2 A_f$, was einem wirklichen Verhältnis der Impulsstromdichten entspricht [12]. Die in Gleichung 2.17 aufgeführte Form hat sich jedoch in der Literatur unter der Bezeichnung Impulsstromverhältnis bei der Beschreibung von Strahlzerfallsvorgängen bei Koaxialinjektoren durchgesetzt. Daher

2.3 Mechanismen der Treibstoffaufbereitung

wird in dieser Arbeit auf diese Definition zurückgegriffen.

Für den für Raketentriebwerke interessanten Fall des coaxialen Gasstrahls wurden von mehreren Autoren empirische Korrelationen für die *liquid intact core length* angegeben. Eroglu et al. [13] geben für die Zerfallslängen eines Wasserstrahls in einem coaxialen Luftstrahl folgende Beziehung an:

$$\frac{L}{d_{\text{Inj}}} = 0,5 \text{We}_g^{-0,4} \text{Re}_f^{0,6} \quad (2.18)$$

Engelbert et al. [12] konnten diese Abhängigkeiten nicht beobachten und schlugen andere dominierende Parameter für die Zerfallslänge eines Wasserstrahls vor. Die Autoren konnten die beste Übereinstimmung durch eine Korrelation der mit der Schlitzbreite des coaxialen Gasstrahls normierten Zerfallslänge mit dem Impulsstromverhältnis (MR) bzw. Energieverhältnis (ER) von Gas zu Flüssigkeit erreichen:

$$\frac{L}{t_{\text{Schlitz}}} = 10,6 \cdot \text{MR}^{-0,3} \quad (2.19a)$$

$$\frac{L}{t_{\text{Schlitz}}} = 13,7 \cdot \text{ER}^{-0,2} \quad (2.19b)$$

Wobei die Impulsstrom- und Energieverhältnisse wie folgt definiert werden:

$$\text{MR} = \frac{\rho_g u_g^2 A_g}{\rho_f u_f^2 A_f}$$

$$\text{ER} = \frac{\rho_g u_g^3 A_g}{\rho_f u_f^3 A_f}$$

Woodward et al. [77] haben eine Zusammenfassung von Korrelationen von Zerfallslängen und Strahldurchmessern von verschiedenen Autoren vorgestellt.

$$\text{Eroglu et al. (1991)[13]} : \frac{L}{d_{\text{Inj}}} = 0,66 \text{We}_g^{-0,4} \text{Re}_f^{0,6} \quad (2.20)$$

$$\text{Woodward (1993)[76]} : \frac{L}{d_{\text{Inj}}} = 0,0025 \left(\frac{\rho_g}{\rho_f} \right)^{-0,44} \text{We}_g^{-0,22} \text{Re}_f^{0,76} \quad (2.21)$$

$$\text{Lasheras, Hopfinger (Rehab) (2000)[40]} : \frac{L}{d_{\text{Inj}}} = \frac{6}{\sqrt{J}} \left(\left| 1 - \frac{u_f}{u_g} \right| \right)^{-1} \quad (2.22)$$

$$\text{Lasheras, Hopfinger (Raynal) (2000)[40]} : \frac{L}{d_{\text{Inj}}} = \frac{6}{\sqrt{J}} \left(\left| 1 - \frac{0,001 \sigma}{\nu_g u_g} \right| \right)^{-\frac{1}{2}} \quad (2.23)$$

$$\text{Porcheron et al. (2002)[54]} : \frac{L}{d_{\text{Inj}}} = 2,85 \left(\frac{\rho_g}{\rho_f} \right)^{-0,38} \text{Oh}^{0,34} J^{-0,13} \quad (2.24)$$

2.3.2.2 Sekundärer Strahlzerfall

Der Mechanismus des *sekundären Strahlzerfalls* ist von großer Bedeutung für die im Rahmen dieser Arbeit beschriebenen porösen Injektoren. Die Heißgas- und LOX-Ligamentgeschwindigkeiten variieren sehr stark innerhalb des Brennraums. Zur Beurteilung der Stabilität einer abgelösten Flüssigkeitsstruktur (z. B. eines Tropfens) müssen die lokalen Strömungsbedingungen berücksichtigt werden. Auch hier wird die auf der Differenzgeschwindigkeit zwischen dem Tropfen und der umgebenden Heißgasatmosphäre basierende Weberzahl herangezogen. Für den Tropfenzerfall in einer Luftströmung wurden experimentell verschiedene Zerfallsbereiche bestimmt [40].

Für lokale Weberzahlen $We < 12$ findet kein weiterer Zerfall eines Tropfens statt. In diesem Weberzahlbereich wird der Tropfen durch den Staudruck zu einer Lamelle verformt. Bei steigender Relativgeschwindigkeit (und damit auch Staudruck) verformt sich diese Lamelle zu einem Schirm. Dabei sammelt sich ein Großteil des Flüssigkeitsvolumens in dem umgebenden Rand, während die ausgebeulte Fläche sich weiter verdünnt. Ab einer Weberzahl von $We \approx 12$ zerfällt diese Struktur (*bag-type breakup*). Dabei werden Tropfen mit Durchmessern in zwei verschiedenen Größenordnungen gebildet: relativ große Tröpfchen, die nach dem Rayleigh-Mechanismus aus dem volumenstarken Rand entstehen, und sehr feine Tröpfchen, die aus dem gestreckten Flüssigkeitsfilm innerhalb dieses Rands gebildet werden. Ein typischer Verlauf eines Tropfenzerfalls nach dem *bag-type* bei steigenden Differenzgeschwindigkeiten ist in Abbildung 2.7 dargestellt.

Oberhalb einer Weberzahl von $We = 80$ dominiert der *stripping-type breakup*. Dabei entstehen durch die hohe Differenzgeschwindigkeit zu der umgebenden Gasatmosphäre Oberflächenwellen. Diese Oberflächenwellen werden analog zum aerodynamisch erregten primären Strahlzerfall verstärkt und produzieren durch Abscheren sehr feine Tröpfchen. Im Übergangsbereich unterhalb von $We = 80$ kommt es dabei zu Kombinationen dieser beiden Tropfenzerfallsmechanismen.

Für Weberzahlen oberhalb von $We = 210$ schließt sich der *catastrophic breakup*-Bereich an. Dieser Zerfallsmechanismus wurde lediglich bei der Interaktion eines Tropfens mit einer Schockwelle beobachtet und äußert sich in einer spontanen Zerlegung des Ausgangstropfens in eine Vielzahl sehr kleiner Tröpfchen.

Als treibende Faktoren des sekundären Strahlzerfalls wirkt zum einen die durch die Einspritzung direkt aufgeprägte Differenzgeschwindigkeit zwischen den Treibstoffkomponenten. Dieser Faktor ist für konventionelle Koaxialinjektoren von Interesse. Zum anderen stellt der starke Geschwindigkeitsgradient der Heißgasströmung einen bedeutenden Einfluss dar. In einer Raketenbrennkammer setzt die Reaktion der Treibstoffe meist unmittelbar in der Injektionsebene ein. Durch die Wärmefreisetzung sinkt die mittlere Heißgasdichte und die Hauptströmung in der Brennkammer wird beschleunigt. Die für den Zerfall eines durch den primären Strahlzerfall erzeugten Tropfens wichtige Differenzgeschwindigkeit $u_g - u_f$ steigt an. Bei Überschreiten der kritischen Weberzahl $We_{krit} \approx 12$ zerfällt der Tropfen in kleinere Tröpfchen. Diese weisen zum einen geringere Durchmesser auf, was bei gleichbleibender Differenzge-

2.3 Mechanismen der Treibstoffaufbereitung

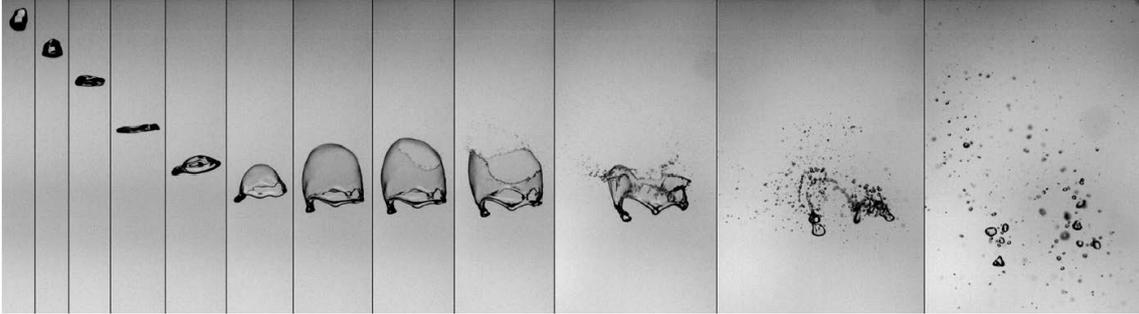


Abbildung 2.7: Zerfall eines fallenden Wassertropfens mit einem Durchmesser von 5 mm nach dem *bag-type breakup* Mechanismus [51]

schwindigkeit zu einer niedrigeren Weberzahl und damit eventuell zu einem stabilen Tropfendurchmesser führt. Zum anderen verbessert sich bei kleineren Tropfendurchmessern das Folgeverhalten der neuen Tropfen, und die Differenzgeschwindigkeit zwischen Heißgas und Tropfen sinkt.

Engelbert et al. [12] führten eine charakteristische Zeitskala zur Beschreibung des Folgeverhaltens eines Tropfens ein. Diese charakteristische Zeit τ ist die Zeit, die für die Beschleunigung eines Flüssigkeitstropfens auf 66 % der Geschwindigkeit der Hauptströmung benötigt wird.

$$\tau = \frac{\rho_f d^2}{18\mu_g} = \frac{\rho_f}{\rho_g} \frac{d^2}{18\nu_g} \quad (2.25)$$

Zusammen mit einer charakteristischen Zeit der interessierenden Strömung (im Fall von Engelbert et al. der Quotient aus Austrittsdurchmesser eines Koaxialinjektors und der Eintrittsgeschwindigkeit $t = D_g/u_g$) lässt sich die Stokeszahl bilden:

$$St = \frac{t}{\tau} \quad (2.26)$$

Für $St \geq 1$ kann davon ausgegangen werden, dass der Tropfen der Hauptströmung folgt. Um das Folgeverhalten eines Tropfens in einer sich beschleunigenden Brennkammerströmung zu bewerten, kann der Kehrwert des Geschwindigkeitsgradienten herangezogen werden:

$$t_{ac} = \frac{dx}{du} = \frac{1}{u'} \quad (2.27)$$

Der axiale Verlauf der mittleren Heißgasgeschwindigkeit lässt sich aus dem axialen Druckverlauf approximieren. Mit Gl. 2.25 und 2.27 lässt sich ein lokaler maximaler Tropfendurchmesser definieren, der gerade noch der Hauptströmung folgen kann ($St = 1$):

$$d_{\max}(x) = \frac{18\mu_g}{\rho_f u'(x)} \quad (2.28)$$

2.3.3 Verdampfung, Mischung und Reaktion

Die eigentliche Reaktionszone bzw. Flammenfront wird für gewöhnlich als die Kontaktfläche angesehen, an der ein stöchiometrisches Mischungsverhältnis der Treibstoffe vorliegt. Die Treibstoffkomponenten werden durch Mischungs- und Diffusionsprozesse zu dieser Reaktionsfront transportiert. Die Diffusionsgeschwindigkeiten sind in der Gasphase um Größenordnungen höher als in der flüssigen Phase. Daher ist die Verdampfungsrate der flüssigen Treibstoffkomponente in einer flüssig/gasförmig- oder flüssig/flüssig-Treibstoffkombination einer der bestimmenden Zeitschritte der Treibstoffaufbereitung. Im Fall der LOX/H₂-Verbrennung kommt es im unterkritischen Fall zu einer Verdampfung des flüssigen Sauerstoffs. Die Verdampfung eines sphärischen Tropfens in ruhender Atmosphäre lässt sich im einfachsten Fall nach dem d^2 -Gesetz beschreiben:

$$d^2(t) = d_0^2 - \beta_v t \quad (2.29)$$

Das Quadrat des Tropfendurchmessers nimmt mit der Zeit linear ab. β_v wird als Verdampfungskoeffizient bezeichnet. Mithilfe der *Spalding Transferzahlen* [66] für den Stofftransfer (B_M) bzw. den Wärmeübergang (B_T) lässt sich die Gesamtlebensdauer eines Sauerstofftropfens bestimmen [39]:

$$t_v = \frac{d_0^2}{\beta_v} = \frac{\rho_f d_0^2}{8\rho_s \alpha_s \ln(1+B)} \quad (2.30)$$

Eine Druckabhängigkeit der Verdampfungszeit ergibt sich über die Gasdichte an der Tropfenoberfläche ρ_s .

Im überkritischen Fall ist die Verdampfungsenthalpie Δh_v Null. Spalding [66] entwickelte eine Methode zur Vorhersage der Tropfenlebensdauer bei überkritischen Drücken, die später von anderen Autoren verfeinert wurde. Dieses Modell findet sich auch bei Kuo [39]. Aus dieser Analyse ergibt sich eine schwache Abhängigkeit der Tropfenlebensdauer t_v von dem Umgebungsdruck:

$$t_v \propto p^{1/3} \quad (2.31)$$

Für eine detailliertere Betrachtung der Verdampfungsprozesse in einem Wasserstoff/-Sauerstoff-System sei auf Schlotz [62] verwiesen.

Neben einem geeigneten lokalen Mischungsverhältnis muss eine ausreichende Wärmemenge vorhanden sein, um eine Reaktion einzuleiten. Die eigentliche Reaktion der Treibstoffkomponenten ist der schnellste Schritt der Treibstoffaufbereitung. Die hohen Drücke in einer Raketenbrennkammer führen insbesondere für die Treibstoffkombination H₂/O₂ zu hohen Reaktionsraten. Die charakteristischen Zeitskalen der chemischen Reaktion liegen im Bereich von μs . Diese charakteristische Zeit ist dabei stark abhängig von der Ausgangstemperatur der vermischten Treibstoffkomponenten [29]. Gerade im injektornahen Bereich kann die Reaktion nur bedingt als nahezu instantan angesehen werden.

2.4 Klassifizierung von Einspritzsystemen

Im Rahmen der Entwicklungsgeschichte der Raketenantriebe wurden zahlreiche Typen von Einspritzsystemen entwickelt und eingesetzt. Tabelle 2.1 gibt einen Überblick über die im Folgenden diskutierten Einspritzverfahren. Von Interesse sind hier insbesondere die für die Treibstoffkombination LOX/H₂ wichtigen Injektorkonzepte wie Koaxialinjektoren (s. Abschnitt 2.4.3) und die auf dem *Swirl*-Injektor basierenden *Swirl*-Koaxialinjektoren (s. Abschnitt 2.4.4). Das poröse Injektorkonzept API stellt eine Alternative zu diesen Verfahren dar. Auf den ersten Blick weist das API-Konzept eine hohe Ähnlichkeit zu herkömmlichen *Showerhead*-Einspritzköpfen auf (s. Abschnitt 2.4.5). Der Treibstoffaufbereitungsmechanismus unterscheidet sich jedoch in wesentlichen Punkten.

In Abschnitt 2.1.3 wurde auf die Bedeutung der Drosselbarkeit eines Einspritzkopfs hingewiesen. Das in dieser Arbeit beschriebene Einspritzverfahren der porösen Injektion weist ein gutes Drosselverhalten auf. Die sogenannten *Pintle*-Injektoren der Fa. TRW haben in der Vergangenheit ein ausgezeichnetes Drosselverhalten demonstriert (Schubvariation von 1:10). Um die Unterschiede in der Treibstoffaufbereitung dieser Injektoren zu einem porösen Einspritzkopf zu verdeutlichen, wird auf dieses Einspritzkonzept in Abschnitt 2.4.6 eingegangen.

Prallinjektoren (*impinging injectors*) kommen für die Treibstoffkombination LOX/H₂ nicht zum Einsatz. Aufgrund ihrer weiten Verbreitung für flüssig/flüssig-Anwendungen werden sie in Abschnitt 2.4.2 trotzdem kurz diskutiert. Lediglich von historischem Interesse ist die Lösung der Treibstoffeinspritzung im Fall des Triebwerks der A-4 Rakete von 1942. Sie soll als Einleitung hier kurz vorgestellt werden, da die Entwicklungsarbeiten innerhalb dieses Programms die Grundlagen einiger späterer Injektionsverfahren bilden.

2.4.1 Treibstoffinjektoren der A-4-Rakete

Die A-4-Rakete stellte in vielerlei Hinsicht einen Durchbruch in der Raketenforschung dar. Mit ihr gelangte zum ersten Mal ein Flugkörper auf eine Flughöhe von 100 km und damit an den Rand der Erdatmosphäre. Das verbaute Triebwerk produzierte einen Schub von ca. 250 kN und nutzte eine Treibstoffkombination aus LOX und einer Wasser/Alkohol-Mischung. Es handelt sich bei diesem Injektionsverfahren dementsprechend um ein Konzept für eine flüssig/flüssig-Treibstoffpaarung. Der Wasseranteil im Treibstoff diente dabei zur Regulierung der Verbrennungstemperatur. In Abbildung 2.8 sind dieses Triebwerk und einer der verbauten Injektoren dargestellt. Jede dieser einzelnen Injektorbaugruppen besteht aus einem zentralen LOX-Injektor (3), der den Sauerstoff durch eine Vielzahl von Einzelbohrungen in das glockenförmige Injektorvolumen einspritzt. Der Treibstoff wird von außen ebenfalls durch Einzelbohrungen (6) oder Drallelemente (5/7) in den Zentralbereich eingespritzt. Die Vermischung der Treibstoffkomponenten erfolgt dabei turbulenzgetrieben und durch die Kollision einzelner Treibstoff- bzw. Oxidatorstrahlen. Durch dieses der eigentli-

KAPITEL 2: Treibstoffeinspritzung in Raketentriebwerken

Bezeichnung	Aggregatzustände der Treibstoffe	Dominierender Aufbereitungsmechanismus	Typische Treibstoffe	Triebwerke	Vor- und Nachteile
Prallinjektoren	Ox/Fu	Lamellenzerfall	LOX/Kerosin MMH/NTO	F-1 Viking, RCS	Leichte Fertigung Gute Zerstäubung Empfindlich ggü. Herstellungsfehlern
Koaxialinjektoren	Fu Ox Fu	Strahlzerfall aerodyn. unterstützt Impulsaustausch	LOX/H ₂ LOX/CH ₄	Vulcan, Vinci, J-2, SSME	Gute Zerstäubung Gutes Stabilitätsverhalten Aufwendige Fertigung Empfindlich ggü. Herstellungsfehlern
Drall- (<i>Swirl</i>)-Injektoren	Fu Ox Fu	Hohlkegelzerfall	LOX/Kerosin MMH/NTO	RD-107 (Soyuz) RD-216	Sehr gute Zerstäubung Hoher Massenstrom pro Element Verwendung zur Wandkühlung möglich Aufwendige Fertigung Empfindlich ggü. Herstellungsfehlern
<i>Swirl</i> -Koaxialinjektoren	Fu Ox Fu	Hohlkegelzerfall aerodyn. unterstützt Impulsaustausch	LOX/H ₂ LOX/CH ₄ LOX/Kerosin (SC)	RL-10 RD-170	Sehr gute Zerstäubung Gutes Stabilitätsverhalten Hoher Massenstrom pro Element Aufwendige Fertigung Empfindlich ggü. Herstellungsfehlern
<i>Showerhead</i> -Injektoren	Fu Ox Fu Fu Fu	Strahlzerfall	MMH/NTO	EAM	Leichte Fertigung Verwendung zur Wandkühlung möglich Schlechte Zerstäubung/Vermischung
<i>Pin</i> -Injektoren	Fu Ox Fu	Lamellenzerfall	MMH/NTO LOX/Kerosin LOX/H ₂	Lunar Module Descent Engine	Sehr gute Drosselbarkeit Sehr gutes Stabilitätsverhalten Hoher Massenstrom pro Element Aufwendige Fertigung Hohe therm. Wandbelastung
Poröse Injektoren (API)	Ox Fu	Strahlzerfall aerodyn. unterstützt	LOX/H ₂ LOX/CH ₄		Gute Drosselbarkeit Geringe Stratifizierung Leichte Fertigung

Tabelle 2.1: Einspritzverfahren

2.4 Klassifizierung von Einspritzsystemen

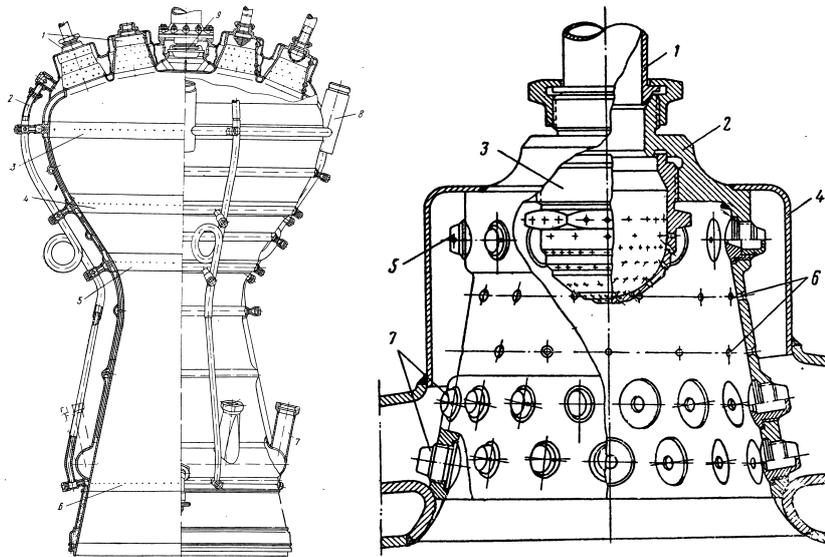


Abbildung 2.8: Links: Triebwerk der A-4 Rakete, rechts: vergrößerte Ansicht einer der 18 Injektoren bzw. Vorkammern

chen Brennkammer vorgeschaltete Volumen kommt es zu einer Vorvermischung der Treibstoffe.

Diese Konfiguration mit 18 Vorkammern wird als „Korbkopfen 39“ bezeichnet und kam in der Baureihe B der A-4-Rakete zum Einsatz. Sie erwies sich als sehr aufwendig in der Fertigung, was sich insbesondere in den späteren Kriegsjahren bemerkbar machte. Die Baureihe C der A-4 sollte daher mit einem an den Injektor der Wasserfall-Flugabwehrrakete angelehnten Prallinjektor (s. Abschnitt 2.4.2) ausgestattet werden. Diese Baureihe kam jedoch nicht mehr zum Einsatz. Neben dem Fertigungsaufwand stellte auch die thermische Beständigkeit der Injektoren ein Problem dar, das erst in russischen Weiterentwicklungen nach Kriegsende durch den Einsatz von Filmkühlung in den Vorkammern gelöst wurde (RD-102) [57].

2.4.2 Prallinjektoren

Ein klassisches Einspritzverfahren für vollständig flüssige Treibstoffpaarungen wie z. B. LOX/Kerosin ist die Prallinjektion (*impinging injector*). Hierbei wird die notwendige Energie zur Erhöhung der spezifischen Oberfläche der Treibstoffe durch den Zusammenprall mehrerer Treibstoffstrahlen bereitgestellt. Dieses Injektionskonzept wurde in vielen westlichen Triebwerken eingesetzt. Eine der ersten Anwendungen war der Einspritzkopf der Wasserfall-Flugabwehrrakete aus dem Zweiten Weltkrieg. Neben Einspritzkopfkonfigurationen mit schlitzförmigen Injektoren kam für diese Anwendung auch ein Einspritzkopf mit aufeinander gerichteten Bohrungen zum Einsatz (s. Abbildung 2.9). Die Erfahrungen mit diesem Injektionsprinzip flossen nach dem

KAPITEL 2: Treibstoffeinspritzung in Raketentriebwerken

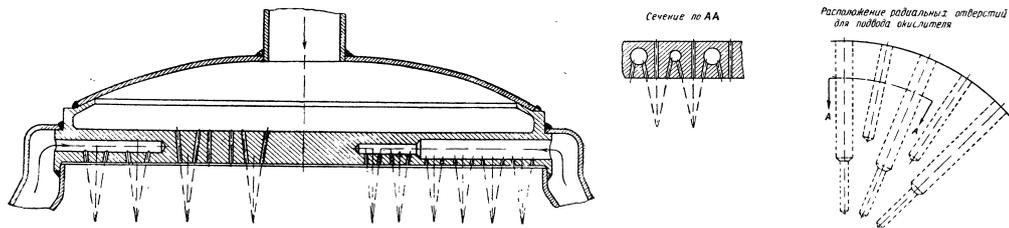


Abbildung 2.9: Injektorkopf der Wasserfall-Rakete („Bohrungsmischdüsenplatte B7“)

Zweiten Weltkrieg in die amerikanischen und französischen Entwicklungsarbeiten zur Treibstoffinjektion ein. Der bekannteste Vertreter der Prallinjektion für die Treibstoffe LOX/Kerosin ist das amerikanische F-1-Triebwerk der Saturn V. Dieser Injektor ist in Abbildung 2.10 dargestellt. Prallinjektoren wurden ebenfalls erfolgreich für hypergole Treibstoffkombinationen (MMH/NTO) eingesetzt. Ein Beispiel ist das ebenfalls in Abbildung 2.10 gezeigte europäische Viking Triebwerk der Ariane 4.

Durch den Aufprall zweier oder mehrerer Flüssigkeitsstrahlen entsteht eine Flüssigkeitslamelle, die anschließend in kleinere Tropfen zerfällt (s. Abbildung 2.5). Die Ausdehnung und Ausrichtung dieser Lamelle ist von den Impulsströmen der Treibstoffstrahlen und dem Winkel abhängig, in dem sie aufeinandertreffen. Es lässt sich unterscheiden zwischen Ausführungen von Prallinjektoren, bei denen identische Treibstoffkomponenten (Oxidator bzw. Treibstoff) zerstäubt werden (*like-on-like-impinging*) und solchen, bei denen Oxidator und Treibstoff aufeinanderprallen (*unlike-impinging*). Im Fall einer *Unlike*-Kombination erfolgt die Mischung der Treibstoffe unmittelbar nach dem Aufprall. *Like-Impinging*-Injektoren erzeugen einen



Abbildung 2.10: Links: Einspritzkopf des F-1-Triebwerks der Saturn V, rechts: Radiale Einspritzung beim Viking-Triebwerk

2.4 Klassifizierung von Einspritzsystemen

Treibstoff- bzw. Oxidator-Spraykegel, der anschließend mit dem jeweiligen anderen vermischt werden muss. Dazu werden für gewöhnlich die Eintrittswinkel der Flüssigkeitsstrahlen so gewählt, dass die resultierenden Spraykegel zweier benachbarter Bohrungspaare ineinander verschränkt werden und sich so vermischen. Die Vermischung und Wärmefreisetzung setzt bei dieser Injektorbauform weiter stromab ein als bei *Unlike-Impinging*-Paarungen. Sie lässt sich durch die Wahl der geometrischen Parameter steuern. Das Viking Triebwerk verwendete eine solche Bohrungsanordnung. Allerdings handelt es sich hier um den Sonderfall einer radialen Einspritzung, bei der die Spraykegel auf die Brennkammerachse gerichtet sind.

Die Vorteile der Prallinjektion liegen zum einen in der guten Zerstäubungsqualität. Zum anderen hält sich der Fertigungsaufwand für diese Injektorbauform in Grenzen. Diesen Vorteilen stehen einige Nachteile gegenüber. Die Umsetzung als einfache *Unlike-Doublet*-Ausführung bringt einige Herausforderungen mit sich. Eine unterschiedliche Druckabhängigkeit der Treibstoffdichten kann beim Hoch- und Runterfahren oder bei Drosselung des Triebwerks zu Änderungen in der Lage der resultierenden Spraykegel führen. Bekannte Lösungen für dieses Problem sind Triplet- oder Quintuplet-Injektoren. Dabei wird ein Treibstoffstrahl zentral eingebracht und zwei (Triplet) oder vier (Quintuplet) weitere Strahlen symmetrisch auf den Zentralstrahl geschossen. Diese Injektoranordnung garantiert auch bei variierenden Impulsströmen des zentralen oder der umgebenden Treibstoffströmen aufgrund von Brennkammerdruck- oder Mischungsverhältnisänderungen eine gute Zerstäubungsqualität. Bei dem Betrieb einer *Unlike-Doublet*-Anordnung kann es bei der Verwendung von hypergolen Treibstoffkombinationen wie MMH/NTO zu dem Phänomen der *reactive stream separation* kommen. Dabei bildet sich bei zu kleinen Aufprallwinkeln durch die unmittelbar einsetzende Reaktion eine Heißgasblase zwischen den sich treffenden Treibstoffstrahlen, die die weitere Vermischung verschlechtert.

Bei Verbrennungsinstabilitäten auftretende Heißgasverschiebungen führen bei Prallinjektoren zu einer Ablenkung der Treibstoffstrahlen und damit zu einer starken Änderung der Treibstoffaufbereitung und Wärmefreisetzung. Im ungünstigsten Fall führt dies zu einer positiven Rückkopplung und das Triebwerk wird instabil. Aus diesem Grund wurden bei vielen Triebwerken mit Prallinjektoren Baffles eingesetzt, die transversale Heißgasbewegungen im injektornahen Bereich unterbinden sollen. Fertigungsungenauigkeiten der Zuführungsbohrungen wirken sich ebenfalls stark auf das resultierende Spraybild und damit auf die Wärmefreisetzung aus.

2.4.3 Koaxialinjektoren

Koaxialinjektoren stellen für Treibstoffpaarungen mit einer flüssigen und einer gasförmigen Komponente das bevorzugte Einspritzverfahren dar. Raketentriebwerke, die mit der Treibstoffkombination LOX/H₂ betrieben werden, verwenden fast ausschließlich Koaxialinjektoren oder Drallinjektoren (s. Abschnitt 2.4.4). Ein einzelnes Koaxialelement besteht dabei aus einem zentralen Röhrchen, durch das die flüssige Treibstoffkomponente (meist LOX) mit geringer Geschwindigkeit eingespritzt wird.

KAPITEL 2: Treibstoffeinspritzung in Raketentriebwerken

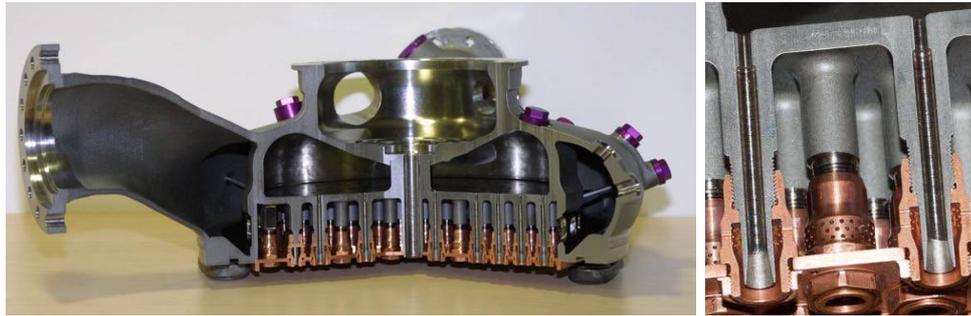


Abbildung 2.11: Links: Schnitt durch den Einspritzkopf des Vinci-Triebwerks, rechts: Nahansicht der geschnittenen Koaxialinjektoren

Das zentrale Röhrchen wird von einem Ringspalt umgeben, durch das die gasförmige Treibstoffkomponente (z. B. GH_2) mit hoher Geschwindigkeit in den Brennraum gelangt. Der zentrale LOX-Strahl wird durch die starken Scherkräfte und den Impulsaustausch zwischen den beiden Phasen zerstäubt. Abbildung 2.11 zeigt einen Schnitt durch den Einspritzkopf des Vinci-Oberstufentriebwerks. Zu erkennen sind die Koaxial-Einspritzelemente mit getaperten LOX-Injektoren und kupfernen Aufschraubelementen zur Herstellung des H_2 -Ringspaltes. Diese Aufschraubelemente werden als „Nüsse“ bezeichnet.

Üblicherweise ankert die Flamme bei einem solchen Injektorelement unmittelbar an der Spitze des LOX-Röhrchens, wo sich ein kleines Rezirkulationsgebiet bildet. Die Flamme erstreckt sich über die gesamte Länge der Scherschicht zwischen den beiden Treibstoffkomponenten, was für eine gleichmäßige Wärmelastverteilung in axialer Richtung sorgt.

Ein Koaxialelement kann auf unterschiedliche Weise ausgeführt werden. In der einfachen Ausführung (Abbildung 2.12, Ausführung a) schließt das zentrale LOX-Röhrchen bündig mit der Injektorkopfplatte ab. Durch leichte Variationen dieser Grundbauform lassen sich Verbesserungen in der Zerstäubungseffizienz und Resis-

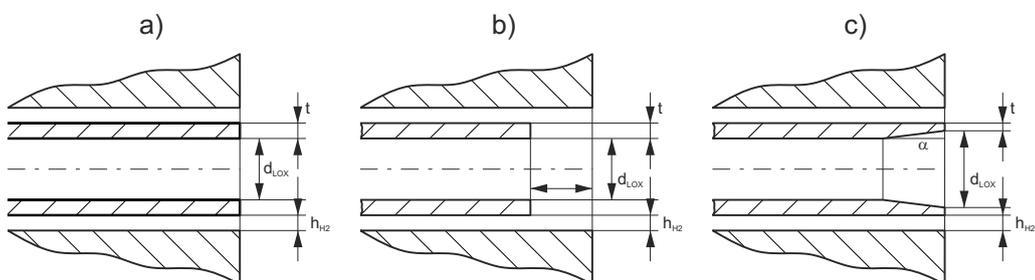


Abbildung 2.12: Verschiedene Ausführungen von Koaxialinjektoren: a) Einfache Ausführung, b) Ausführung mit Recess, c) Ausführung mit Tapering

2.4 Klassifizierung von Einspritzsystemen

tenz gegenüber Verbrennungsinstabilitäten erzielen. Ein Anfasen der Innenseite des LOX-Röhrchens (engl. *tapering*, Abbildung 2.12, Ausführung c) führt zu einer Vergrößerung der Querschnittsfläche des LOX vor dem Kontakt mit dem Treibstoff. Dadurch sinkt die LOX-Eintrittsgeschwindigkeit in axialer Richtung, und es wird eine zusätzliche Querkomponente in der Eintrittsgeschwindigkeit erzeugt. Die Verringerung der LOX-Eintrittsgeschwindigkeit führt zu einer Vergrößerung der Weberzahl am Injektor und damit zu einer verbesserten Zerstäubung. Gleichzeitig wird der Druckverlust durch den LOX-Injektor kaum verringert, so dass die Entkopplung zwischen Brennraum und LOX-Versorgungssystem nicht beeinträchtigt wird. Neben dieser Maßnahme wird das LOX-Röhrchen auch oft gegenüber der Injektionsebene nach hinten versetzt (engl. *recess*, Abbildung 2.12, Ausführung b). Auch in diesem Fall ankert die Flamme direkt an der Spitze des LOX-Röhrchens. Durch die sich ausbildende Verbrennungszone wird der umgebende Treibstoffstrahl eingeschnürt und beschleunigt. Die Relativgeschwindigkeit und damit auch die Scherkräfte auf den LOX-Strahl steigen damit an. Dies beeinflusst die Zerstäubung positiv. Darüber hinaus wirkt der Recess-Bereich wie eine Art Vorbrennkammer, die unbeeinflusst von den Vorgängen im eigentlichen Brennraum ist und eine stabile Flammenankerung gewährleistet [46]. Dieser positive Einfluss auf die Verbrennungsstabilität wurde von mehreren Autoren beobachtet [21, 31, 72].

Für die Anwendung mit der Treibstoffkombination LOX/H₂ liegen die Innendurchmesser des zentralen LOX-Rohres im Bereich von 2 bis 5,5 mm (SSME MCC). Die Spaltmaße des umgebenden H₂-Spaltes liegen zwischen 0,5 und 2,1 mm (ebenfalls SSME MCC) [38]. Die Wahl dieser Maße hängt von den Zuströmbedingungen der Treibstoffe ab. Die Temperatur und Dichte des zugeführten Sauerstoffs sind für alle Triebwerke mit Koaxialinjektoren relativ ähnlich. Die Wasserstofftemperatur und -dichte variiert stark mit der gewählten Zyklusart: hohe Temperaturen > 600 K für Staged-Combustion-Zyklen wie beim SSME, niedrige Temperatur < 120 K für Nebenstromzyklen wie dem Vulcain oder HM7B. Die dimensionierenden Kennzahlen zur Gestaltung eines Koaxialinjektors sind das Geschwindigkeits- und das Impulsstromverhältnis der Treibstoffe am Austritt des Injektors. Hulka und Hutt [25] geben einen kritischen Wert für das Geschwindigkeitsverhältnis von H₂ zu LOX von $VRFO_{krit} = 10$ an. Unterhalb dieses Wertes können Verbrennungsinstabilitäten auftreten. Typische Vertreter von LPRE auf Basis von LOX/H₂ weisen Geschwindigkeitsverhältnisse oberhalb dieser Grenze auf [48]. Weitere Randbedingungen sind die minimalen Eintrittsgeschwindigkeiten der Treibstoffe, die notwendig sind, um der Brennkammer den geforderten Massenstrom mit möglichst wenigen Injektorelementen zuzuführen. Zum anderen begrenzen die sich einstellenden Druckverluste und die Schallgeschwindigkeit des zugeführten Wasserstoffs den möglichen Geschwindigkeitsbereich nach oben hin. Das notwendige Geschwindigkeitsverhältnis ist leichter bei Treibstoffkombinationen mit einem großen Dichteverhältnis zu erreichen. Die Paarung LOX/H₂ weist ein sehr großes Dichteverhältnis ($DROF > 20$) auf. Es lassen sich dadurch leicht vorteilhafte Werte für das Geschwindigkeits- und Impulsstromverhältnis einstellen. Die bei der Injektion auftretenden Druckverluste resultieren nur zu einem geringen Teil aus der notwendigen Beschleunigung der Treibstoffe. Die Druckverluste, die für eine zuverlässige

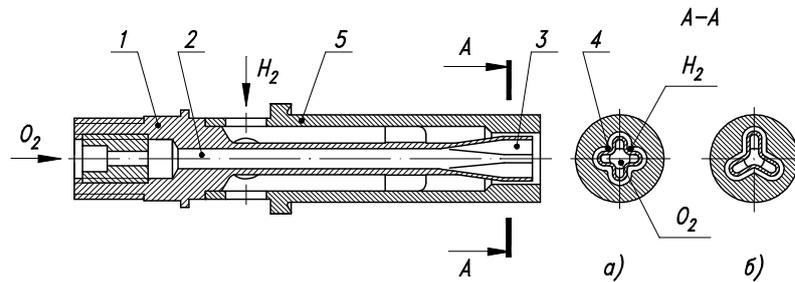


Abbildung 2.13: Sternförmiger Koaxialinjektor nach Gorokhov et al. [17] (Russisches Patent Nr. 2161719). 1: Injektorgehäuse, 2: O₂-Kanal, 3: Profilierter Austritt, 4: H₂-Austritt mit konstantem Spaltmaß, 5: Hülse, a: Variante mit vier Strahlen, b: Variante mit drei Strahlen

sige akustische Entkopplung der Brennkammer von der Treibstoffzuleitung notwendig sind, werden durch eine Drosselung stromauf der Injektionsebene eingestellt. Die sich einstellende Verbrennungsrauigkeit ist für diese gewählten Druckverluste dimensionierend. Eine sehr ruhige Verbrennung eröffnet die Möglichkeit, die eingestellten Druckverluste zu reduzieren und so Systemvorteile zu schaffen.

Eine Sonderbauform eines Koaxialinjektors wurde 2005 von Gorokhov et al. vorgestellt [17]. Die Autoren verwendeten anstelle eines runden LOX-Injektors ein sternförmig profiliertes Rohr. Der Spalt für die Wasserstoffinjektion wies dabei eine identische Profilierung auf. Abbildung 2.13 zeigt diese Injektorkonfiguration. Die Treibstoffaufbereitung sollte durch diese Gestaltung auf zwei Arten verbessert werden. Zum einen erhöht sich die Kontaktfläche der Treibstoffe bei einer im Vergleich zu einem runden Injektor identischen Eintrittsfläche. Dadurch wird die Verdampfung im Injektornahbereich verstärkt. Zum anderen reduziert sich durch die Streckung die maximale Größenordnung der Zerfallsprodukte eines austretenden Flüssigkeitsstrahls. Die Autoren konnten eine Verlagerung der Hauptreaktionszone in Richtung der Injektorebene durch Messungen des axialen Wärmestromverlaufs nachweisen. In Verbindung mit einer leicht erhöhten Verbrennungseffizienz lässt dies auf eine verbesserte Treibstoffaufbereitung nahe am Injektor schließen. Ein ähnlicher Effekt konnte im Rahmen dieser Arbeit auch für poröse Injektoren beobachtet werden (s. Abschnitte 3.2.2.2 und 4.4).

Eine weitere Variante des Koaxial-Elements ist der Tri-Koaxialinjektor. Dabei wird durch den LOX-Strahl eines herkömmlichen Koaxialinjektors ein weiteres Injektorröhrchen für den Treibstoff zentral eingesetzt (s. Abbildung 2.14). Diese konstruktive Maßnahme vergrößert ähnlich wie bei den oben beschriebenen sternförmigen Injektoren die Kontaktfläche der Treibstoffe, bringt aber gleichzeitig einen höheren Fertigungsaufwand mit sich. Für eine gasförmig/gasförmig-Treibstoffkombination konnten Jin et al. zeigen, dass diese Konfiguration eine deutliche Verbesserung des Wirkungsgrads gegenüber herkömmlichen Koaxialinjektoren bewirkt [52]. Durch die Vergrößerung der Eintrittsfläche für den gasförmigen Treibstoff (z.B. GH₂) ist diese

2.4 Klassifizierung von Einspritzsystemen

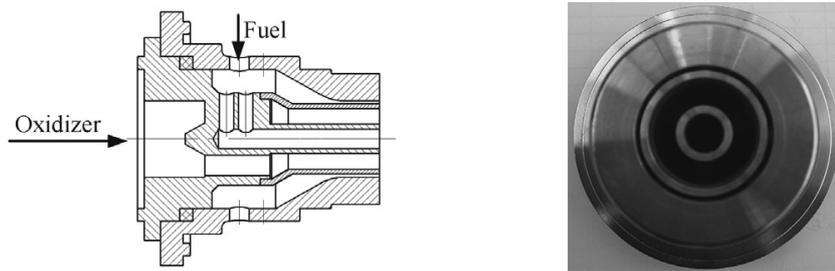


Abbildung 2.14: Tri-Koaxialinjektor nach Jin et al. [52]

Injektorvariante auch für eine Anwendung in Vorbrennkammern für Gasgeneratorzyklen und gestuften Verbrennungen von großem Interesse.

Ein gravierender Nachteil der Koaxialelemente ist ihre große Sensitivität gegenüber Ungenauigkeiten in den Spaltmaßen [77]. Die Einhaltung der notwendigen Fertigungstoleranzen macht einen großen Teil der Herstellungskosten dieses Injektortypus aus. Bei der Verwendung von Sonderformen wie den oben erwähnten sternförmigen Injektoren dürfte dieser Aufwand noch weiter ansteigen. Eine andere mögliche Antwort auf dieses Problem stellen sogenannte *High-Mass-Flow*-Elemente dar, die über eine Steigerung des Massenstroms pro Element die notwendige Anzahl an Elementen begrenzen [27]. Neben einer Reduktion der reinen Elementanzahl vergrößern sich in diesem Fall auch die Spaltmaße, die eingehalten werden müssen. Die entsprechenden Fertigungstoleranzen sind leichter einzuhalten, und die resultierenden Kosten sinken. Eine stärkere Konzentration der flüssigen Treibstoffkomponente führt aber naturgemäß zu einer stärkeren Stratifizierung in der Brennkammer und zu größeren notwendigen Brennkammerlängen. Dies kann auch in einer Verschlechterung der Verbrennungseffizienz resultieren [63].

2.4.4 Drallinjektoren

Drallinjektoren (*swirl injector*) basieren auf der Zerstäubung einer flüssigen Treibstoffphase durch einen starken aufgeprägten Drehimpuls, der am Injektoraustritt eine hohlkegelförmige Flüssigkeitslamelle bildet (s. Abschnitt 2.3.2.1 und Abbildung 2.6). Der Drall wird dabei entweder durch eine tangential Einspritzung in eine zentrale Wirbelkammer oder durch spiralförmige Einsätze erzeugt. Der flüssige Treibstoff legt sich als Film an die Wand dieser Kammer an und es bildet sich ein zentrales Gasvolumen, das nicht von der flüssigen Treibstoffphase ausgefüllt wird.

Diese Injektorform wird für eine flüssig/flüssig-Treibstoffpaarung oft als Doppeldrall-Injektor ausgeführt (s. Abbildung 2.15, Mitte). Dabei wird ein zentraler Drallinjektor von einem weiteren Drallinjektor für die zweite Treibstoffkomponente umgeben. Durch die Wahl der geometrischen Parameter lassen sich die Austrittswinkel der Treibstoffe einstellen. So kann die Vermischung der beiden Treibstoffhohlkegel gesteuert werden. Diese Injektorbauform wird als Duplex-Swirlers bezeichnet. Im Fall einer

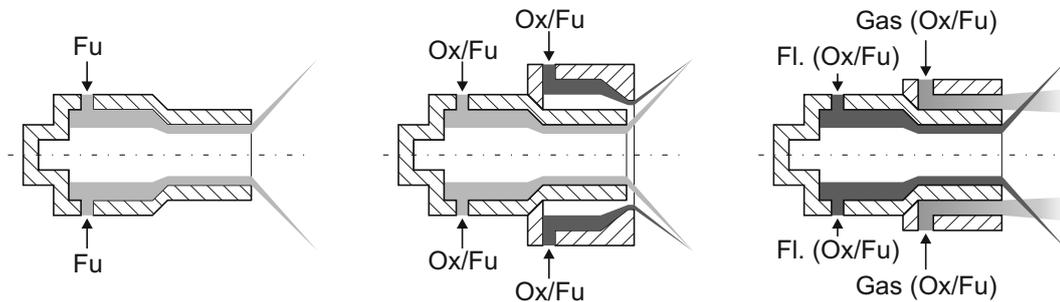


Abbildung 2.15: Bauformen von Drallinjektoren, links: *Simplex-Swirl*, mitte: *Duplex-Swirl*, rechts: *Swirl-Coax*-Injektor

gasförmig/flüssig-Paarung bietet sich eine Kombination aus einem inneren Drallinjektor für die flüssige Phase und einem umgebenden Spalt für die Injektion der gasförmigen Phase an (s. Abbildung 2.15, rechts). Die Zerstäubung der flüssigen Phase aufgrund der Lamellenbildung wird dabei durch den Impulsaustausch mit dem schnellen coaxialen Gasstrahl unterstützt. Der Übergang zum Koaxialinjektor ist fließend. Man spricht hier von einem *Swirl-Coax*-Injektor. Ein Beispiel für eine solche Injektorkonfiguration ist der Injektor des amerikanischen RL-10A-Oberstufentriebwerks. Der amerikanische Triebwerkshersteller Pratt & Whitney setzt diese Swirl-Koaxialinjektoren in nahezu jedem seiner Triebwerke ein [58]. Drallinjektoren werden in russischen Triebwerken bevorzugt für die flüssig/flüssig-Treibstoffpaarung LOX/Kerosin und die gasförmig/flüssig-Paarung GOX/Kerosin in einem *Oxidizer-Rich Staged-Combustion*-Triebwerkszyklus wie der RD-170-Triebwerksserie verwendet. In Abbildung 2.16 ist der Einspritzkopf des russischen LOX/Kerosin-Triebwerks RD-107 dargestellt. Dieses Triebwerk wird in der Soyuz-Rakete eingesetzt. Neben den Doppeldrallelementen mit einem zentralen LOX-Injektor und einem umgebenden Kerosin-Injektor sind im Randbereich der Brennkammer reine Treibstoffinjektoren positioniert (*Simplex-Swirl*, s. Abbildung 2.15, links). Diese dienen zur Filmkühlung der Brennkammerwand.

Ein großer Vorteil von Drallinjektoren ist der hohe mögliche Massenstrom pro Element, was die Anzahl an Elementen und damit die gesamten Fertigungskosten senkt. Daneben weisen Triebwerke mit diesen Injektorelementen ein gutes Stabilitätsverhalten und eine hohe Drosselbarkeit auf. Ein durch das Zerstäubungsprinzip bedingter Nachteil ist die hohe Wandwärmelast durch wandnahe Injektorelemente, da den Treibstoffen ein starker radialer Impuls aufgeprägt wird. Dies erfordert den Einsatz von Filmkühlungselementen (s. o.).

2.4 Klassifizierung von Einspritzsystemen

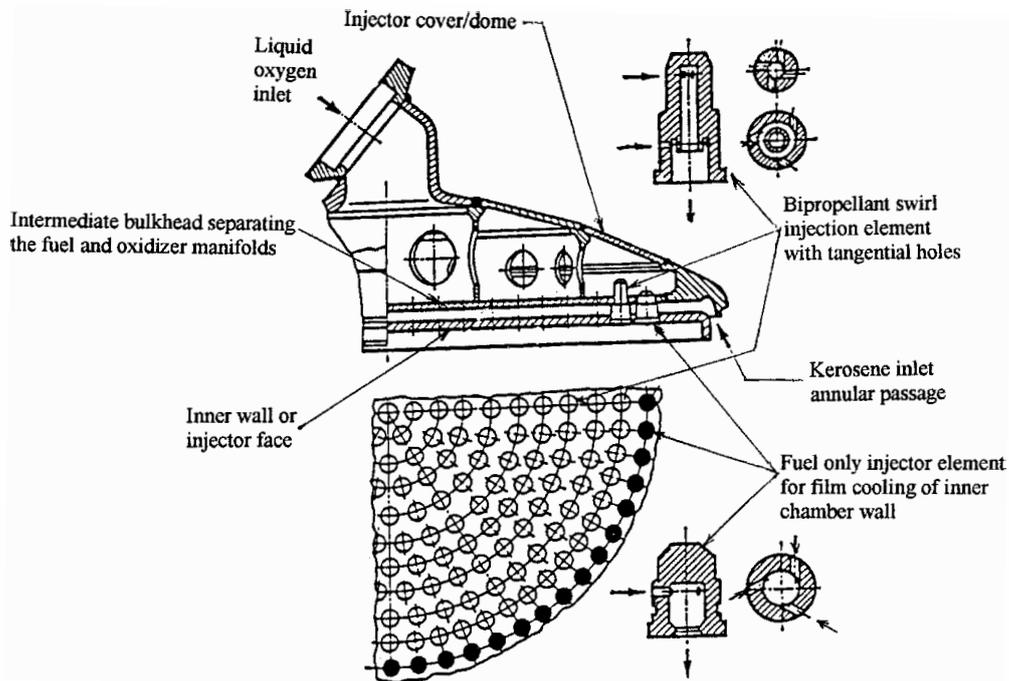


Abbildung 2.16: Injektor des russischen RD-107 Triebwerks der Soyuz [69]

2.4.5 Showerhead-Injektoren

Als *Showerhead* bezeichnet man eine Injektorbauform, bei der die Treibstoffe durch eine Vielzahl kleiner, paralleler Bohrungen in den Brennraum gelangen. Die Zerstäubung basiert hier ausschließlich auf dem Zerfall eines in eine ruhende Atmosphäre eingespritzten Flüssigkeitsstrahls. Die Mischung muss durch Turbulenz und Diffusion im Brennraum geschehen. Um eine vollständige Mischung und Reaktion zu gewährleisten, sind bei diesem Injektionsverfahren große Aufenthaltszeiten und damit große Brennkammervolumina erforderlich.

Ein möglicher Ansatz zur Verbesserung der Zerstäubungseigenschaften eines solchen Injektorkonzepts ist die starke Verkleinerung der Zuführungsbohrungen. Der Bohrungsdurchmesser d_{Inj} stellt den dimensionierenden Parameter der resultierenden Tropfengrößenverteilung dar. Dieser Ansatz wurde für die hypergole Treibstoffkombination MMH/NTO im Europäischen Apogäumsmotor (EAM) der Firma Astrium verfolgt.

Ein Hauptnachteil dieses Verfahrens ist die unkontrollierte Vermischung der Treibstoffkomponenten. Die Bereiche der Vermischung und die resultierende Flammenposition lassen sich kaum bestimmen. Sowohl Koaxial-, Drall- und Prallinjektoren definieren durch ihre geometrische Gestaltung Bereiche im Brennraum, an denen die Treibstoffkomponenten zusammengeführt werden und die als Flammankerungspunkte dienen können.

2.4.6 Pintle-Injektoren

Pintle-Injektoren stellen im Vergleich zu den bisher geschilderten Einspritzverfahren eine Besonderheit dar. Im Gegensatz zu herkömmlichen Injektorkonzepten werden hier Komponenten des Einspritzkopfs mechanisch verstellt, um durch geometrische Veränderungen der Eintrittsflächen die Eintrittsgeschwindigkeiten der Treibstoffe zu regeln. Das *Pintle*-Konzept wurde am JPL aus einem einfachen Koaxialinjektor entwickelt. Um die Vermischung zweier hypergoler, flüssiger Treibstoffkomponenten zu verbessern, wurde der zentrale Flüssigkeitsstrahl durch einen kegelförmigen Einsatz (dem sogenannten *Pintle*) nach außen umgelenkt. Dies verbesserte die Vermischung stark. Die Fa. TRW (zunächst Space Technology Laboratories, Inc.) entwickelte aus diesem Prinzip einen Single-Element-Einspritzkopf für diverse Anwendungen. Die bekannteste Anwendung ist das Landtriebwerk der Apollo-Mission. Für diese Mission wurde ein Triebwerk mit einer möglichen Schubvariation von 1:10 bei konstantem Mischungsverhältnis gefordert [11]. Um für den gesamten geforderten Schubbereich ähnliche Injektionsbedingungen zu garantieren, müssen die Eintrittsflächen der Treibstoffe entsprechend verstellt werden können. Auf der linken Seite von Abbildung 2.17 ist ein typischer *Pintle*-Einspritzkopf dargestellt. Die bewegliche Hülse regelt sowohl die Treibstoff- als auch die Oxidatoreintrittsfläche, wodurch die Eintrittsgeschwindigkeiten konstant gehalten werden können. Durch die große radiale Geschwindigkeitskomponente des zentral zugeführten Oxidators bildet sich eine kegelförmige Reaktionszone in der Brennkammer aus. Die (nahezu konstanten) Eintrittsimpulse der Treibstoffe bestimmen den Öffnungswinkel dieser Reaktionszone. Durch die Eintrittsimpulse werden auch zwei torodiale Rezirkulationszonen in der Brennkammer angetrieben. Eine stromauf gelegene, die Treibstoff und Heißgase

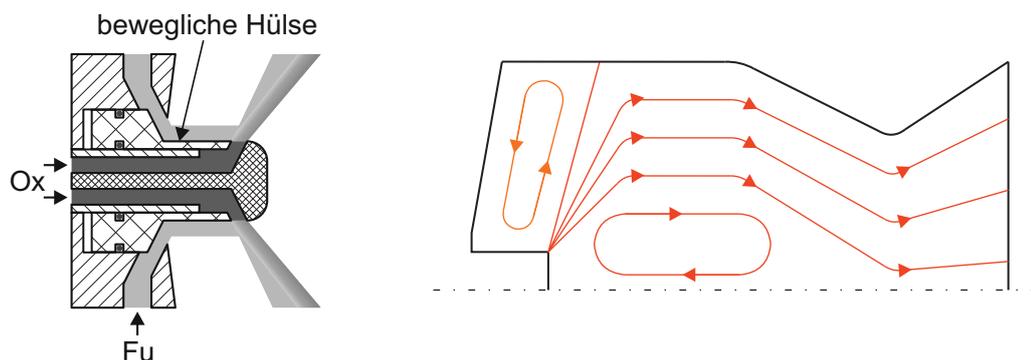


Abbildung 2.17: Links: Darstellung eines *Pintle*-Injektors, rechts: schematische Darstellung des resultierenden Brennkammerströmungsfelds nach Dressler und Bauer [9]

2.4 Klassifizierung von Einspritzsystemen

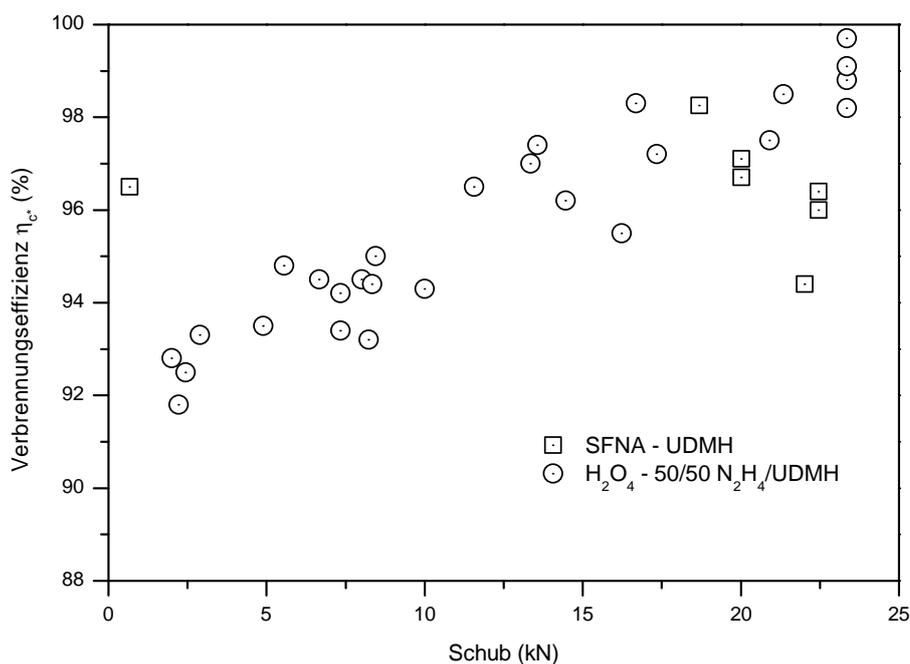


Abbildung 2.18: Abhängigkeit der Verbrennungseffizienz von der Drosselung am Beispiel des mit einem *Pintle*-Injektor ausgestatteten Triebwerks MIRA-5000 nach Dressler und Bauer [9]

zurück zur Stirnplatte transportiert und ein zentrales Rezirkulationsgebiet. Eine weitere aktuelle Anwendung dieses Injektorprinzips ist das Merlin-Triebwerk der Fa. SpaceX, das in der Falcon-9-Rakete eingesetzt wird. Die Hauptstufenkonfiguration dieses mit LOX/Kerosin betriebenen Triebwerks liefert 378 kN Schub.

Triebwerke mit *Pintle*-Injektoren haben ein exzellentes Stabilitätsverhalten über einen weiten Schubbereich gezeigt. Dies wird u. a. damit begründet, dass die Wärmefreisetzung aufgrund der Reaktion in der kegelförmigen Reaktionszone sowohl in axialer als auch in radialer Richtung gestreckt ist. Es findet keine Konzentration der Wärmefreisetzung in einem Druckbauch charakteristischer Brennkammermoden (z. B. in der Injektorebene oder im Brennkammerwandbereich) statt [9]. Eine solche Konzentration wird als kritisch für das Auslösen und Aufrechterhalten von Brennkammerinstabilitäten erachtet [22].

Die herausstechende Eigenschaft von *Pintle*-Injektoren ist ihre sehr weite Drosselbarkeit, die schon im Flug demonstriert wurde. Abbildung 2.18 zeigt die Entwicklung der Verbrennungseffizienz bei Drosselung am Beispiel eines mit einem *Pintle*-Injektor ausgestatteten Triebwerks (MIRA-5000, 1962). Die Verbrennungseffizienz sinkt hier von Werten um 98 bis 99 % bei einem nominalen Schub von 5000 lbf auf ca. 92 % bei Drosselung auf 10 % des Designwerts. Dieser Abfall wird hier als vertretbar eingeschätzt.

Ein Nachteil dieses Einspritzkonzepts sind die großen Brennkammerdurchmesser und

-volumina, die für akzeptable Ausbrandgrade notwendig sind. Dies entspricht einem hohen Wert für die minimale charakteristische Brennkammerlänge L^* . Die großen notwendigen Brennkammerdurchmesser resultieren aus der Form der Reaktionszone. Diese Durchmesser sind möglicherweise notwendig, um die Wandwärmebelastungen am Staupunkt in einem akzeptablen Rahmen zu halten.

2.5 Poröse Einspritzung

2.5.1 Motivation

Das Konzept der porösen Injektion wurde am DLR-Institut für Raumfahrtantriebe untersucht, um eine Antwort auf Nachteile konventioneller Injektoren für Raketentriebkammern zu bieten. Die wichtigste Treibstoffkombination in europäischen Triebwerken für Trägeranwendungen ist zurzeit LOX/H₂. Zur Aufbereitung dieser Treibstoffe werden meist Koaxialelemente (s. Abschnitt 2.4.3) eingesetzt. Jedes neu entwickelte Einspritzverfahren für LOX/H₂ muss auf der einen Seite die bekannten Nachteile von Koaxialinjektorelementen umgehen oder verringern und darf auf der anderen Seite keine Abstriche im Bereich der Verbrennungseffizienz und -stabilität aufweisen. Die Nachteile von klassischen Koaxialelementen sind:

- hohe Anforderungen an die Fertigungsgenauigkeit und damit an die Qualitätskontrolle,
- mangelhafte Drosselbarkeit durch Abhängigkeit der Treibstoffaufbereitung von den kinematischen Bedingungen bei der Einspritzung.

Das im Folgenden erläuterte Konzept der porösen Injektion bietet eine im Vergleich zu Koaxialelementen gleichwertige Qualität der Treibstoffaufbereitung bei stark reduzierten Fertigungskosten. Die geringen Fertigungskosten resultieren aus dem vergleichsweise einfachen Aufbau (s. Abschnitt 2.5.2). Die in Abschnitt 2.5.4 präsentierte Hypothese zum Mechanismus der Treibstoffaufbereitung legt nahe, dass die Qualität der Treibstoffaufbereitung hier kaum abhängig von klassischen Parametern der Injektion ist. Es ist daher zu erwarten, dass dieses Einspritzkonzept eine hohe Aufbereitungsqualität über einen weiten Betriebsbereich bietet.

2.5.2 Injektorkonzept

Ein poröser Injektor besteht aus einer Vielzahl einzelner Röhrrchen für die Einspritzung der flüssigen Treibstoffkomponente (hier LOX). Gängige Innendurchmesser dieser Röhrrchen liegen bei 1,5 mm im Gegensatz zu 2 bis 5,5 mm für klassische Koaxialinjektoren. Die Wandstärke beträgt ca. 0,25 mm. Die gesamte für den LOX zur Verfügung stehende Injektionsfläche ist vergleichbar mit derjenigen für einen

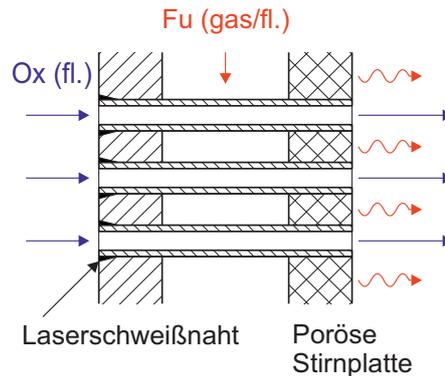


Abbildung 2.19: Prinzip eines porösen Injektorkopfs

Koaxialinjektor. Die Einspritzung des flüssigen Sauerstoffs erfolgt meist achsparallel, angestellte LOX-Injektoren sind jedoch auch denkbar (s. Abschnitt 2.5.3.2). Die gasförmige Treibstoffkomponente (hier H_2) wird dem Brennraum über die gesamte verbleibende Fläche zwischen den LOX-Injektorröhren zugeführt. Als Einspritzelement dient hierbei die Injektorstirnplatte, die aus einem Material mit großer offener Porosität besteht. Daher rührt die Bezeichnung poröse Injektion. Die poröse Stirnplatte erstreckt sich über die gesamte Querschnittsfläche der Brennkammer, so dass der Treibstoff auch in unmittelbarer Wandnähe eingespritzt wird. Dies entspricht einer Filmkühlung mit einem extrem geringen Impulsstrom. Die poröse Stirnplatte dient auch zur Nivellierung eventuell existierender Ungleichmäßigkeiten in den Zuströmbedingungen des Wasserstoffs. Es wird davon ausgegangen, dass der Wasserstoff uniform aus den Poren der Stirnplatte in den Brennraum eindringt. Somit entscheidet alleine die Anordnung und Größe der LOX-Injektorröhren über das lokale Mischungsverhältnis in der Nähe der Injektionsebene. Ein Ausschnitt aus einem solchen porösen Einspritzkopf ist schematisch in Abbildung 2.19 dargestellt. Die Trennung der beiden Treibstoffkomponenten vor dem Eintritt in die Brennkammer wird durch ein Verschweißen der Injektorröhren mit dem H_2 -Dom erreicht, der den H_2 -Sammler und den LOX-Sammler trennt. Aufgrund der kleinen Injektorwandstärken kommt hierfür ein Laserschweißverfahren zur Anwendung. An der Kontaktstelle von Injektorröhren und poröser Stirnplatte muss keine Dichtigkeit gewährleistet werden. Ein geringer Teil des Treibstoffs tritt hier durch den Spalt zwischen Injektor und porösem Material.

Die beschriebenen Komponenten lassen sich sehr kostengünstig herstellen. Für die poröse Stirnplatte wurde in den hier vorgestellten Testkampagnen entweder eine Sinterbronze oder ein Metallgewebe verwendet. Beide Materialien sind sehr kostengünstig und lassen sich gut mechanisch bearbeiten. Neben diesen reinen Materialkosten entfallen zusätzlich noch die im Falle der Koaxialinjektoren hohen Kosten für die besonders kritischen Toleranzen der Spaltmaße. Das hier beschriebene Injektorkonzept wurde in dem deutschen Patent Nr. DE102010043337 niedergelegt [19].

2.5.3 Stand der Technik

2.5.3.1 Arbeiten zu porösen Injektoren außerhalb des DLR

Die erste dem Autor bekannte Erwähnung eines porösen Einspritzkopfs für eine Anwendung in Raketentriebwerken mit flüssigen Treibstoffen findet sich in einem L. Handley erteilten US-amerikanischen Patent von 1963 [20]. Das Konzept ist in Abbildung 2.20 aus diesem Patent dargestellt. Handley beschreibt hierin einen Einspritzkopf mit einer Vielzahl an kleinen Röhrenchen (Nr. 37) für die eine Treibstoffkomponente und einer porösen (oder gelöcherten) Platte (Nr. 12) für die Injektion der anderen Treibstoffkomponente. In diesem Patent wird bereits die Kühlwirkung der Treibstoffe für die poröse Stirnplatte als ein Hauptvorteil des Verfahrens genannt. Dieses Patent bezieht sich jedoch auf eine Injektorbauform, bei der die Injektorröhren in den Brennraum hineinragen und nicht bündig mit der porösen oder gelöcherten Stirnplatte abschließen. Kernpunkt dieses Patents ist eine Vergrößerung des Abstands der Hauptreaktionszone von der porösen Stirnplatte, um die thermischen Lasten zu minimieren.

Jankovsky et al. [30] setzten für ihre Heißgasuntersuchungen von Düsenenerweiterungen mit hohen Flächenverhältnissen ebenfalls einen porösen Injektor ein. Dieser Einspritzkopf verwendete bei einem Brennkammerdurchmesser von 52,2 mm 36 Injektoren für den flüssigen Sauerstoff und eine poröse Stirnplatte für die flächige Injektion von gasförmigem Wasserstoff bei Umgebungstemperatur. Bei diesen Tests wurden Brennkammerdrücke von bis zu 163 bar bei Mischungsverhältnissen zwischen 3,89 und 6,15 erreicht. Die verwendete Brennkammer wies eine zylindrische Länge von 152,4 mm und ein Kontraktionsverhältnis von $\epsilon_c = 4$ auf. Die Autoren geben für die berechnete Verbrennungseffizienz Werte um 99 bis 100 % an.

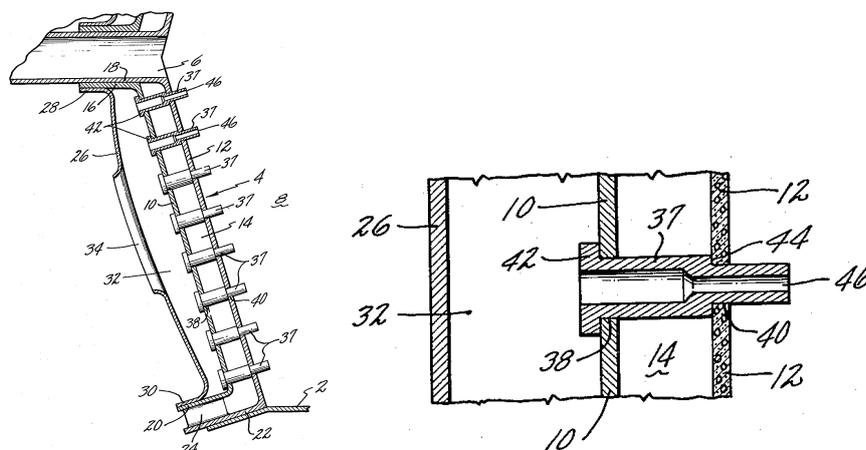


Abbildung 2.20: Poröser Injektor nach Handley [20]

2.5.3.2 Arbeiten zu porösen Injektoren am DLR

2001 begannen die Untersuchungen an porösen Injektoren am Prüfstand P8 des DLR-Instituts für Raumfahrtantriebe in Lampoldshausen. Die Experimente konzentrierten sich zunächst auf die Charakterisierung des Strömungsfelds in direkter Nähe zu der Einspritzebene. Smith et al. verwendeten einen semi-porösen Pentainjektor für die Charakterisierung des Flammenankerungsverhaltens eines porösen Injektors bei Betrieb mit LOX/H₂ [65]. Die Heißgastests wurden bei Brennkammerdrücken zwischen 47 und 61 bar und bei einem Mischungsverhältnis von ROF = 5 durchgeführt. Der Einspritzkopf bestand aus fünf LOX-Injektorröhrchen mit einem Innen- bzw. Außendurchmesser von 1,5 bzw. 2 mm. Die Porosität der Stirnplatte wurde durch eine große Anzahl von kleinen Bohrungen simuliert. Der Wasserstoff wurde durch 84 Bohrungen mit einem Durchmesser von 0,45 mm zugeführt. Diese Injektorkonfiguration ist in Abbildung 2.21 dargestellt. Die gesamte Stirnfläche dieses Einspritzkopfs wies einen Durchmesser von 14 mm auf, bei einem Gesamtdurchmesser der optisch zugänglichen Brennkammer C von 50 mm. Der Bereich außerhalb der semi-porösen Stirnfläche bestand aus Kupfer und wurde nicht durchströmt. Abbildung 2.22 zeigt die Einbaulage eines ähnlichen Injektors in der optisch zugänglichen DLR-Forschungsbrennkammer Modell „C“. Durch die Anordnung der LOX-Injektoren um den zentralen Injektor ist dieser einer ähnlichen Umgebung wie in einem Multi-Injektor-Einspritzkopf ausgesetzt. Die Autoren konnten durch eine Auswertung der OH-Flammenintensitäten starke Rezirkulationsgebiete zwischen den Injektoren in Stirnplattennähe identifizieren. Diese Rezirkulationsgebiete wurden als Begründung für das beobachtete gute Flammenankerungsverhalten genannt.

Lux et al. setzten diese optischen Untersuchungen mit einem porösen Injektor fort [43]. Die gelöcherte Stirnplatte wurde hier durch eine Stirnplatte aus Sinterbronze ersetzt. Dieses Material ist ähnlich demjenigen, das für die in dieser Arbeit untersuchten Einspritzköpfe verwendet wurde. Als Treibstoffkombination kam neben LOX/H₂ erstmals auch LOX/CH₄ zum Einsatz. Die Versuche wurden wie bei Smith et al. bei unter- (40 bar), trans- (50 bar) und überkritischen (60 bar) Bedingungen durchgeführt. Die Autoren konnten auch für diesen Injektor sowohl für LOX/H₂ als auch für LOX/CH₄ eine stabile Flammenankerung nachweisen.

Dieselbe Forschergruppe führte von 2007 an ebenfalls Multinjektorversuche mit einem 50 mm-Einspritzkopf am Prüfstand P8 durch [42, 67]. Der verwendete Einspritzkopf entspricht dabei dem Einspritzkopf API50-68, der auch für diese Arbeit verwendet wurde (s. Abschnitt 3.2.2.2). Mithilfe der DLR-Forschungsbrennkammer Modell „B“ (s. Abschnitt 3.2.2.1) wurden hier erstmals die Verbrennungseffizienz und axiale Wärmestromverteilung eines porösen Multiinjektor-Einspritzkopfs bestimmt. Der poröse Einspritzkopf API50-68 ist mit 68 achsparallelen LOX-Injektoren mit einem Innendurchmesser von 1,5 mm und einem Außendurchmesser von 2,0 mm ausgestattet. Dieser Injektor wurde auch für spätere Versuchsreihen auf der 50 mm-Ebene verwendet [4–7]. Neben diesem Injektor kam bei diesen Untersuchungen auch ein poröser Injektor zum Einsatz, der mit einer Kalotten-förmigen Stirnplatte und 68 LOX-Injektoren ausgeführt wurde. Die LOX-Injektoren wiesen dabei identische

KAPITEL 2: Treibstoffeinspritzung in Raketentriebwerken



Abbildung 2.21: Semi-poröser Pentainjektor für Brennkammer „C“ [65]

Abmaße wie bei API50-68 auf, waren aber nicht achsparallel, sondern auf einen gemeinsamen Fokus ca. 100 mm stromab der Injektionsebene ausgerichtet. Für diese beiden Injektorbauformen konnten die Autoren unkorrigierte Verbrennungseffizienzen und Wandwärmeströme ermitteln. Es stellte sich heraus, dass die Fokussierung der LOX-Strahlen in dem kuppelförmigen Einspritzkopf zu einer stark reduzierten Verbrennungseffizienz und Wandwärmelast führt. Durch den Vergleich des Einspritzkopfs API50-68 mit einem Referenz-Koaxialinjektor konnten ähnlich hohe Verbrennungseffizienzen demonstriert werden. Die Autoren nennen die erhöhte Kontaktfläche der Treibstoffe und die innere Turbulenz der eingespritzten LOX-Strahlen als die treibenden Faktoren der Treibstoffaufbereitung im Fall eines porösen Injektors [43].

Dem Themenkomplex der Auslegung einer porösen Stirnplatte für Brennkammerdurchmesser von 180 mm haben Konopka et al. beleuchtet [35]. Für die Bestimmung der optimalen Dicke einer porösen Stirnplatte wurden hier Permeabilitätskennwerte des porösen Materials ermittelt und so die erwarteten Belastungen während des Betriebs in Abhängigkeit von der Materialstärke abgeschätzt. Durch den direkten

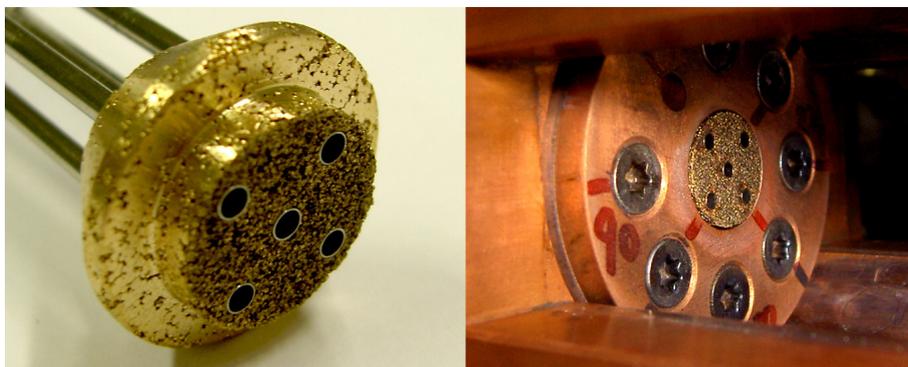


Abbildung 2.22: Links: Poröser Pentainjektor [43], rechts: Blick durch den optischen Zugang auf montierten Einspritzkopf in Brennkammer „C“ [67]

Zusammenhang der Stirnplattenstärke und -permeabilität und den Belastungen aufgrund des Druckverlusts beim Durchströmen der Stirnplatte (s. Abschnitt 3.2.4) lässt sich iterativ eine optimale Stirnplattengeometrie ermitteln. Dies ist insbesondere für eine Skalierung des Einspritzverfahrens auf größere Brennkammerdurchmesser unumgänglich.

2.5.4 Treibstoffaufbereitung

Poröse Injektoren haben in vorangegangenen Untersuchungen (s. Abschnitt 2.5.3) sehr gute Verbrennungseigenschaften gezeigt. Aufgrund ihres spezifischen Aufbaus ist es wahrscheinlich, dass sich die Treibstoffaufbereitung in diesem Fall nicht mit für herkömmliche Injektionsverfahren gültigen Erklärungsansätzen beschreiben lässt. Im Folgenden soll eine Hypothese zur Treibstoffaufbereitung in porösen Injektoren auf der Basis der bisherigen Erkenntnisse präsentiert werden.

In Abbildung 2.23 sind typische Eintrittsgeschwindigkeiten für den porösen Einspritzkopf API50-68 aufgetragen. Die dargestellten Geschwindigkeiten ergeben sich bei einem Düsenhalsdurchmesser von 28 mm ($\epsilon_c = A_c/A_t = 3,2$) und einem Mischungsverhältnis von $\text{ROF} = 5$. Die mittlere Eintrittsgeschwindigkeit auf der LOX-Seite ergibt sich aus der zur Verfügung stehenden Austrittsfläche und den im Einspritzkopf gemessenen Werten für Sauerstoffmassenstrom, -temperatur und -druck. Der eingespritzte flüssige Sauerstoff verhält sich bei den typischerweise vorliegenden Drücken und Temperaturen nahezu inkompressibel. Die LOX-Eintrittsgeschwindigkeit verhält sich dementsprechend nahezu linear zum LOX-Massenstrom und bei konstantem Mischungsverhältnis ebenfalls nahezu linear zum eingestellten Brennkammerdruck. Sie liegt üblicherweise zwischen 7 und 28 m/s. Die für die Injektion von H_2 zur Verfügung stehende Fläche ist gegenüber einem Koaxialinjektor drastisch erhöht. Zur Abschätzung der mittleren Austrittsgeschwindigkeit wird in erster Näherung die Gesamtfläche der Stirnplatte abzüglich der von LOX-Injektoren und der Zünderanbindung belegten Flächen genutzt. Die Geschwindigkeit des austretenden Wasserstoffs liegt in der Größenordnung von 5 bis 15 m/s und somit um eine Größenordnung unter den Eintrittsgeschwindigkeiten bei Koaxialinjektoren. Wasserstoff verhält sich in den betrachteten Druck- und Temperaturbereichen wie ein kompressibles Gas. Die Dichte ist nahezu proportional zum Druck, was zu konstanten Eintrittsgeschwindigkeiten bei variierendem Brennkammerdruck führt. Die dominierenden Parameter für die H_2 -Eintrittsgeschwindigkeit sind die Injektionstemperatur und der H_2 -Massenstrom.

In dieser Konfiguration ergeben sich für einen Brennkammerdruck von ca. 60 bar identische Eintrittsgeschwindigkeiten von Treibstoff und Oxidator. Die Weberzahl $We_g = \rho_g(u_g - u_f)^2 d_f / \sigma$ geht hier gegen Null. Dieser „Neutralpunkt“, an dem die Differenzgeschwindigkeiten in der Injektionsebene verschwinden, liegt in diesem Fall oberhalb des kritischen Punkts von Sauerstoff. Eine Phasengrenzfläche kann zwar auch bei diesen Bedingungen noch existieren (s. Abschnitt 2.3.1), eine Bestimmung der wirksamen Oberflächenspannung σ ist jedoch aufgrund der unbekanntenen Spezieskonzentrationen um den LOX-Strahl herum sehr schwierig. Im unterkritischen

KAPITEL 2: Treibstoffeinspritzung in Raketentriebwerken

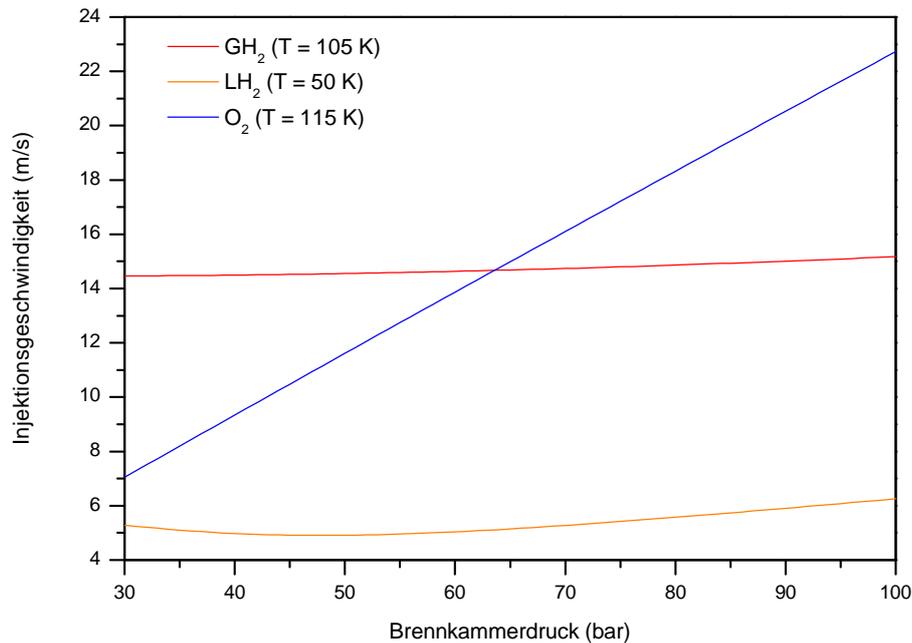


Abbildung 2.23: Typische Injektionsgeschwindigkeiten für einen porösen Einspritzkopf

Bereich bis 50,4 bar lässt sich eine Oberflächenspannung zwischen einem flüssigen O₂-Kernstrahl und der umgebenden verdampften O₂-Atmosphäre bestimmen. In diesem Bereich existiert allerdings auch eine nennenswerte Differenzgeschwindigkeit, so dass auf den Injektordurchmesser bezogene Weberzahlen in der Größenordnung von 10^2 bis 10^4 auftreten können. Dabei dominiert der Einfluss der stark sinkenden Oberflächenspannung bei Annäherung an den kritischen Punkt. Die Weberzahl am Injektorausstritt erreicht in der Nähe des kritischen Punkts trotz der geringer werdenden Differenzgeschwindigkeit ihr Maximum. Bei einer reinen Betrachtung der gaseitigen Weberzahl und flüssigkeitsseitigen Reynoldszahl lässt sich der Strahlzerfall für diesen porösen Injektor im unterkritischen Bereich nach Chigier und Reitz [3] (Abbildung 2.4) als koaxialer Strahlzerfall im *fiber-type mode* beschreiben. Diese Grafik basiert auf der Annahme, dass die Scherkräfte durch eine höhere Gasgeschwindigkeit aufgeprägt werden. Für den Fall der Koaxialinjektion kommt es darüber hinaus zu einer Impulsübertragung von der Gasströmung in den Flüssigkeitsstrahl, was den Strahlzerfall unterstützt. Im Fall des porösen Injektors im unterkritischen Bereich ist die Geschwindigkeit des zentralen Sauerstoffstrahls jedoch größer als die des umgebenden Gases, und der Impulsstrom der Gasströmung ist wesentlich kleiner als der der Flüssigkeitssäule. Durch die sehr niedrigen Eintrittsgeschwindigkeiten lässt sich dieser Fall besser als eine Injektion eines Flüssigkeitsstrahls in ein ruhendes Medium annähern. Der Zerfall eines Flüssigkeitsstrahls bei Injektion in eine ruhende Gasatmosphäre ist von Hoyt und Taylor [23] dokumentiert worden

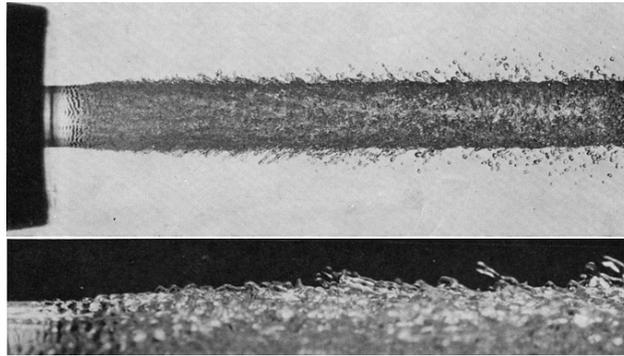


Abbildung 2.24: Wasserstrahl in ruhender Gasatmosphäre [23]

(Abbildung 2.24). Eggers und Villermaux [10] geben für die Injektion in eine ruhende Gasatmosphäre in Abhängigkeit von der Weberzahl zwei Beziehungen für die *liquid intact core length* an (Gl. 2.14 und 2.15). Gleichung 2.14 gibt dabei den Fall einer sehr niedrigen Eintrittsgeschwindigkeit des LOX wieder, während Gleichung 2.15 den Fall hoher Eintrittsgeschwindigkeiten beschreibt. Im letzteren Fall dominiert der Zerfall aufgrund von Scherkräften, die von der hohen Geschwindigkeit des Flüssigkeitsstrahls hervorgerufen werden, gegenüber der reinen kapillaren Instabilität des Flüssigkeitsstrahls. Der Übergang zwischen diesen beiden Zerfallsformen findet bei einer Weberzahl in der Größenordnung des Dichteverhältnisses von Flüssigkeit zu Gasatmosphäre ρ_f/ρ_g statt. Dieses Dichteverhältnis liegt für LOX/H₂ bei Drücken von 30 bis 50 bar bei $\rho_f/\rho_g = 170 \dots 105$. Bei der Abbildung 2.23 zugrundeliegenden Injektorkonfiguration überschreitet die Weberzahl das Dichteverhältnis ρ_f/ρ_g bei Brennkammerdrücken zwischen 30 und 40 bar. Oberhalb dieses Brennkammerdrucks ist davon auszugehen, dass die *liquid intact core length* durch Scherkräfte bestimmt wird und sich wie $(\rho_f/\rho_g)^{1/2}$ verhält (s. Gl. 2.15). Diese Betrachtungen legen für poröse Injektoren eine schlechte Zerstäubung und eine große *liquid intact core length* nahe. Dies passt jedoch nicht zu den beobachteten guten Ausbrandgraden auch bei geringen Brennkammerlängen. Die Beschreibung der porösen Injektion als Einspritzung eines Flüssigkeitsstrahls in eine ruhende Gasatmosphäre ist demnach für den Heißgasfall nicht anwendbar. Es wird angenommen, dass ein anderer Mechanismus als die primäre Zerstäubung durch Scherkräfte am Injektor die Strahlaufbereitung dominiert.

Im Heißgasfall kann die Geschwindigkeit der den Flüssigkeitsstrahl umgebenden Gasströmung nicht mehr als klein und unveränderlich angenommen werden. Durch die einsetzende Reaktion werden Heißgase geringer Dichte produziert. Die Annahme einer unmittelbar am Injektor einsetzenden Reaktion wurde durch die optischen Untersuchungen des Injektornahbereichs eines porösen Einspritzkopfs (s. Abschnitt 2.5.3.2 und Abbildung 2.25) bewiesen. Die Länge der Bildausschnitte beträgt dabei 100 mm. Der poröse Pentainjektor ist am linken Bildrand angedeutet. Die Flamme ankert für alle betrachteten Betriebspunkte direkt am Injektor. Die Reaktion und

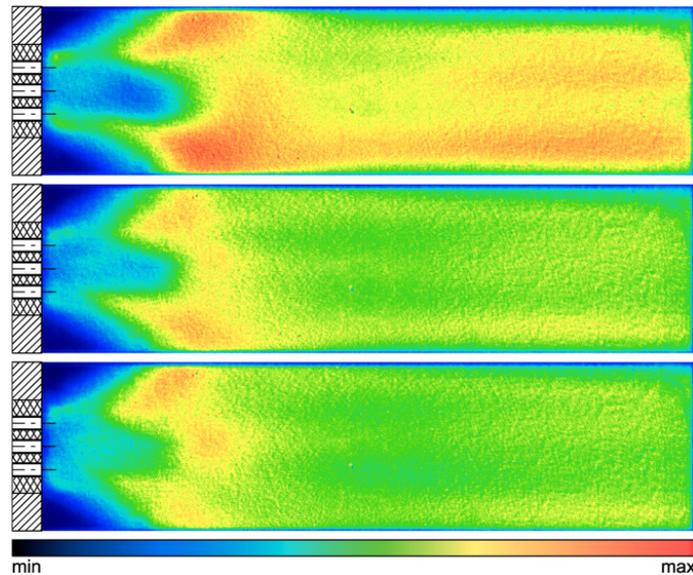


Abbildung 2.25: OH-Aufnahmen eines porösen Pentainjektors für (von oben nach unten) über-, trans- und unterkritische Betriebsbedingungen [43]

Wärmefreisetzung beginnt unmittelbar in der Injektionsebene. Die rapide abnehmende Dichte der Gasphase, die sich aus Heißgasen und unverbranntem Wasserstoff zusammensetzt, bedingt eine starke Beschleunigung in axialer Richtung. Mit steigendem Abstand von der Injektionsebene nehmen die Heißgasgeschwindigkeit und damit auch der Impulsfluss des Heißgases zu. Ab einem gewissen Punkt überschreitet dieser Impulsfluss denjenigen des Flüssigkeitsstrahls, und die Richtung des Impulsaustauschs kehrt sich um. Die Zerstäubung wird derjenigen eines Koaxialinjektors ähnlicher.

Die Reaktionsrate in unmittelbarer Nähe der Injektionsebene wird von der Menge an verdampftem Sauerstoff bestimmt. Diese wiederum hängt von der zur Verfügung stehenden Kontaktfläche der Treibstoffkomponenten ab. Durch die Gestaltung des porösen Injektors mit einer Vielzahl kleiner Injektoren wird diese Kontaktfläche im Vergleich zu klassischen Koaxialinjektoren drastisch erhöht. Diese große spezifische Oberfläche erhöht die Reaktionsrate unmittelbar in Injektornähe, die für eine rasche Beschleunigung der Heißgasströmung notwendig ist.

Neben dem Einfluss der beschleunigten Heißgasströmung auf den primären Strahlzerfall intensiviert sich auch der nachfolgende sekundäre Zerfall (Tropfenzerfall, s. Abschnitt 2.3.2.2). Durch die schlechten Zerstäubungseigenschaften in unmittelbarer Injektornähe weisen die produzierten Ligamente zunächst größere Abmessungen auf. Diese großen Ligamentabmessungen führen zu zwei Effekten: Zum einen weisen diese Ligamente ein schlechtes Folgeverhalten auf, so dass die Beschleunigung der umgebenden Heißgasströmung zu einer Erhöhung der Differenzgeschwindigkeit und damit der Weberzahl am Tropfen führt. Zum anderen geht der effektive Durchmesser

eines Ligaments auch direkt in die Weberzahl ein. Die kritische Tropfenweberzahl (s. Abschnitt 2.3.2.2) wird schneller erreicht. Durch den weiteren Zerfall eines abgescherten Ligaments vergrößert sich die für die Verdampfung zur Verfügung stehende Kontaktfläche und die Heißgasströmung wird weiter beschleunigt.

Mit sinkendem Tropfendurchmesser schwächt sich dieser Mechanismus wieder ab. Das Folgevermögen der verdampfenden Tropfen wird besser, und die Differenzgeschwindigkeit von Heißgas und Tropfen sinkt. Die Tropfen erreichen bei Unterschreiten der kritischen Weberzahl einen stabilen Zustand. Von diesem Zeitpunkt an wird der Tropfendurchmesser allein von der Verdampfung kontrolliert. Während all dieser Zerfallsvorgänge wird die jeweilige LOX-Struktur von einer Flamme umgeben, die für eine Aufheizung des Sauerstoffs sorgt. Im unterkritischen Fall wird dadurch die notwendige Verdampfungsenthalpie bereitgestellt. Im überkritischen Fall führt der Wärmetransport in den Tropfen dazu, dass der mit Temperaturen unterhalb der kritischen Mischungslinie eingespritzte LOX sich soweit erwärmt, dass die Phasengrenzfläche verschwindet (s. Abschnitt 2.3.1).

Die Treibstoffaufbereitung lässt sich für einen porösen Injektor grob in drei Zonen einteilen, wie in Abbildung 2.26 schematisch dargestellt ist. Unmittelbar stromab des Injektors dominieren Verdampfung und der primäre Strahlzerfall (Bereich I). Weiter stromab kontrollieren der Mechanismus des sekundären Strahlzerfalls und die Verdampfung den Treibstoffumsatz (Bereich II). In diesem Bereich findet der größte Umsatz statt. Sobald die Tropfengröße zu klein geworden ist, um einen weiteren Zerfall durch Scherkräfte zu ermöglichen, kontrolliert einzig die Verdampfung die Reaktionsraten (Bereich III). In Abbildung 2.25 ist zu erkennen, dass die Hauptverbrennungszone erst rund 15 mm stromab des Injektors beginnt. Ab diesem Punkt nimmt die OH-Intensität stark zu, was gleichbedeutend mit einer stark erhöhten Reaktionsrate ist. Dieser Zuwachs markiert den Übergang vom ersten zum zweiten Zerfallsbereich für einen porösen Injektor.

Die Treibstoffaufbereitung basiert bei diesem Konzept wie bei einem Koaxialinjektor auf der Zerstäubung durch Scherkräfte. Allerdings werden diese hohen Scherkräfte nicht kontrolliert direkt am Injektor aufgebracht, wie es bei einem Koaxialinjektor geschieht. Die großen Weberzahlen am Injektorausstritt eines Koaxialinjektors werden mit hohen Wasserstoffeintrittsgeschwindigkeiten und damit auch entsprechenden hohen Druckverlusten erkauft. Ein poröser Injektor verzichtet auf diese hohen Injektor-induzierten Weberzahlen und nutzt das sich einstellende Strömungsfeld in der Brennkammer zur Erzeugung der notwendigen Scherkräfte. Dieser Mechanismus würde die beobachtete gute Verbrennungseffizienz erklären. Die stark vergrößerte Kontaktfläche der Treibstoffe in der Injektionsebene begünstigt dabei die notwendige anfängliche Beschleunigung der Heißgasströmung. Diese vergrößerte Kontaktfläche geht dabei aber nicht mit stark erhöhten Fertigungskosten einher (s. Abschnitt 2.5.2). Die Größenordnung der maximalen Differenzgeschwindigkeit an einer einzelnen LOX-Struktur wird von der Injektionsgeschwindigkeit des Sauerstoffs und der maximalen sich einstellenden Heißgasgeschwindigkeit definiert. Letztere ist durch das Kontraktionsverhältnis des Brennraums festgelegt.

Die Beschleunigung der Heißgasströmung geht mit einem Druckabfall in axialer Rich-

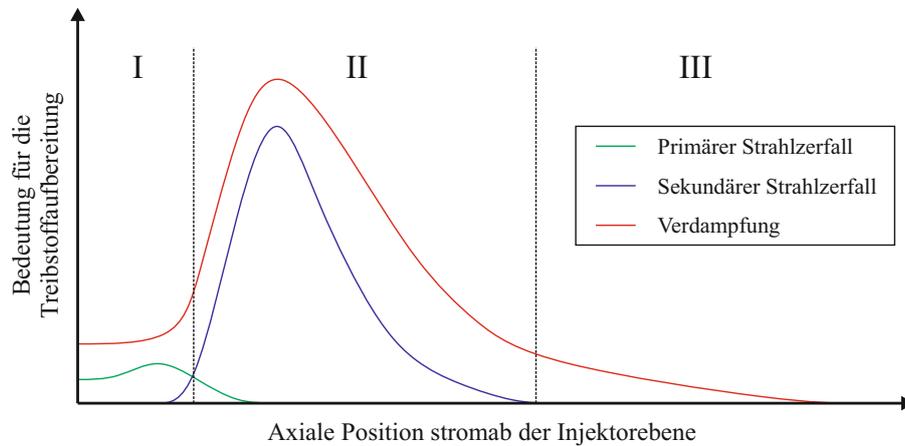


Abbildung 2.26: Qualitativer Verlauf der Einflüsse von primärem und sekundärem Strahlzerfall sowie der Verdampfung auf die Treibstoffaufbereitung

tung einher. Es bildet sich ein charakteristischer Wanddruckverlauf heraus. Dabei markiert die Position des stärksten Druckgradienten den vom sekundären Strahlzerfall dominierten Bereich, in dem der stärkste Treibstoffumsatz geschieht. Im Rahmen dieser Arbeit sollen Druckprofile für verschiedene Injektor- und Brennkammerkonfigurationen und für unterschiedliche Betriebsbereiche ermittelt werden. Sie liefern einen Hinweis auf die räumliche Ausdehnung des für eine nahezu vollständige Reaktion notwendigen Brennkammervolumens.

2.5.5 Injektordurchströmung

Für die Auslegung eines porösen Injektors nach der in Abschnitt 2.5.2 beschriebenen API-Bauweise sind die sich einstellenden Druckverluste von Interesse. Auf der Oxidatorseite wird LOX durch eine Vielzahl kleiner Injektorröhrchen eingespritzt. Ein gängiger Injektorinnendurchmesser von 1,5 mm und eine Injektorlänge von 45 mm resultieren in einem L/d -Verhältnis von 30. Bei diesem Wert kann erst am Injektorausstritt von einem voll ausgebildeten Geschwindigkeitsprofil ausgegangen werden. Der Druckverlust, der sich beim Durchströmen eines solchen Röhrchens ergibt, lässt sich mit gängigen Berechnungsvorschriften zur Rohrdurchströmung ermitteln. Dieser Druckverlust reicht meist nicht aus, um eine akustische Entkopplung von Treibstoffversorgung und Brennraum sicherzustellen. Daher wird am Injektoreintritt eine Platte mit Drosselbohrungen für jeden einzelnen Injektor installiert. Über die Maße dieser Drosselbohrungen lässt sich der sauerstoffseitige Druckverlust einstellen. Auf der Treibstoffseite wird der Druckverlust von der Materialstärke und den Permeabilitätscharakteristika des porösen Stirnplattenmaterials bestimmt. Zum einen ist dies die Porosität, die als der Quotient des Hohl- zum Gesamtvolumen eines porösen

Körpers definiert ist.

$$\varepsilon = \frac{V_{hohl}}{V_{ges}} \quad (2.32)$$

Dabei ist für die Durchströmung eines porösen Materials lediglich die offene und nicht die gesamte Porosität von Interesse. Zur Behandlung der Strömungsphänomene in einem porösen Medium wird die Darcy-Geschwindigkeit v herangezogen:

$$v = \varepsilon u = \frac{\dot{m}_f}{\rho_f A} = \frac{\dot{V}_f}{A} \quad (2.33)$$

mit u als der tatsächlichen mittleren Geschwindigkeit des Fluids in einer Pore. Nach Darcy lässt sich die Druckdifferenz über ein poröses Medium wie folgt schreiben [64]:

$$\frac{dp}{dx} = -\frac{\eta_f}{\alpha} v \quad (2.34)$$

Diese Gleichung ist nur für Strömungen gültig, für die $Re < 1$ gilt. Für die Anwendung im Rahmen eines Einspritzkopfs ist diese Annahme jedoch nicht zutreffend, da die auf die Porengröße bezogene Reynoldszahl um Größenordnungen über 1 liegt. Um den Einfluss der Trägheitskräfte in die Gleichung zu integrieren, wird ein Trägheitsterm hinzugefügt. Die resultierende Gleichung 2.35 wird auch Forchheimer-Gleichung genannt [18]:

$$\frac{dp}{dx} = -\frac{\eta_f}{\alpha} v - \frac{\rho_f}{\beta} v^2 \quad (2.35)$$

Die Faktoren α und β sind materialabhängig und müssen experimentell ermittelt werden. Sie liegen z. B. für Sinterbronze im Größenordnungsbereich von 10^{-10} m^2 bzw. 10^{-5} m . Sie stellen für die Bestimmung des Druckverlustes die entscheidenden Parameter dar. Neben der experimentellen Bestimmung des Trägheits-Permeabilitätskoeffizienten β existieren Beziehungen, die diesen Parameter als eine Funktion des Darcy-Parameters α und einer weiteren porositätsabhängigen Konstante beschreiben. Die sich einstellenden Druckverluste über eine poröse Stirnplatte liegen je nach Dicke und Eintrittstemperatur des H_2 in der Größenordnung von 1 bis 10 % des Brennkammerdrucks und damit weit unter gängigen Druckverlustwerten für Koaxialinjektoren, die im Bereich $> 10 \%$ vom Brennkammerdruck betrieben werden [26]. Für eine ausreichende akustische Entkopplung der Brennraumprozesse von der Treibstoffversorgung hat sich der sauerstoffseitige Druckverlust als entscheidend herausgestellt. Ein negativer Einfluss des niedrigen wasserstoffseitigen Druckverlustes konnte nicht beobachtet werden.

KAPITEL 2: Treibstoffeinspritzung in Raketentriebwerken

3 Experimenteller Aufbau

3.1 Forschungsprüfstand P8



Abbildung 3.1: Europäischer Forschungs- und Entwicklungsprüfstand P8

Alle im Rahmen dieser Arbeit erfolgten Versuchskampagnen wurden am Europäischen Forschungs- und Entwicklungsprüfstand P8 in Lampoldshausen durchgeführt [37]. Dieser Prüfstand wird von dem DLR, dem Triebwerkhersteller Snecma, der französischen Raumfahrtagentur CNES und EADS Astrium gemeinschaftlich genutzt. Dabei ist das DLR Lampoldshausen für den Betrieb verantwortlich. Der Prüfstand bietet zwei nahezu identische Testzellen für Versuche zur Hochdruckverbrennung in LOX/H₂-Raketenbrennkammern. Eine schematische Ansicht der Fluidversorgung ist in Abbildung 3.2 dargestellt. Als Versuchsmedien stehen GH₂, LH₂ sowie LOX zur Verfügung. Die Bedrückung der Versuchsmedien erfolgt über eine Stickstoffversorgung bei 600 bar, der Prüfstand wird im *Blow-down*-Modus betrieben. Zur Kühlung

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

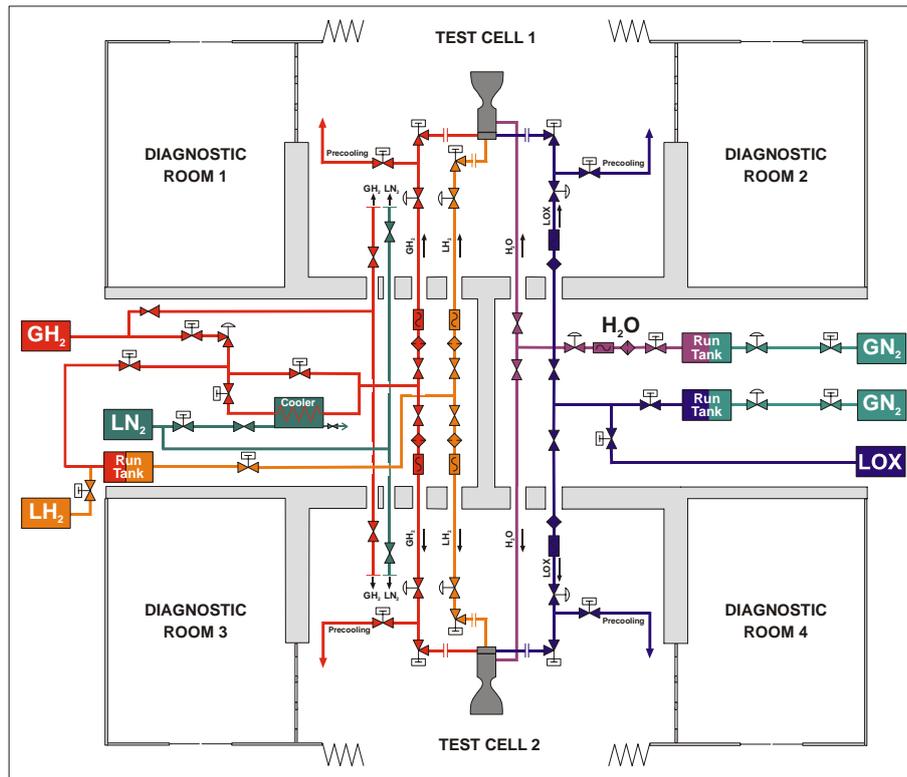


Abbildung 3.2: Aufbau und Fluidversorgung des Prüfstands P8

der Versuchsbrennkammern wird ein Wasserkühlmassenstrom von maximal 50 kg/s verwendet.

Die möglichen Betriebsbereiche im Hinblick auf Druck, Temperatur und Massenstrom der verwendeten Medien am Interface zwischen Prüfstand und Versuchshardware sind in Tabelle 3.1 zusammengefasst. Die genannten Massenströme stellen den äußeren Rand des Betriebsbereichs dar. Für besonders hohe und niedrige Massenströme können die Interfacedrücke und -temperaturen nicht mehr vollständig unabhängig eingestellt werden.

Die spezifizierten Ungenauigkeiten der Massenstromversorgung am P8 werden ebenfalls in Tabelle 3.1 aufgeführt. Die maximalen Fehler im Mischungsverhältnis errechnen sich aus den jeweiligen maximalen Abweichungen in der LOX- bzw. H₂-Versorgung. Die genannten Werte gehen direkt in die Fehlerabschätzung der Verbrennungseffizienz ein (s. Kapitel 3.4.1.7). Im Falle der LOX-Versorgung kommt die Problematik der Verunreinigung des Sauerstoffs mit dem Stickstoff aus dem Bedrückungssystem hinzu. Der Einfluss der Stickstoffbedrückung auf die LOX-Massenstrommessung wird in Abschnitt 3.4.1.2 diskutiert.

Der Prüfstand P8 wird in regelmäßigen Abständen umfangreichen Wartungsmaßnahmen unterzogen, die u. a. auch das Versorgungssystem betreffen. Es wurde daher angestrebt, nach Möglichkeit nur Messergebnisse innerhalb einer Testkampagne direkt

miteinander zu vergleichen. Dies erhöht die Aussagekraft der gewonnenen Ergebnisse maßgeblich.

	LOX	GH ₂	LH ₂	H ₂ O
Druck / bar	360	360	360	200
Massenstrom / $[\frac{kg}{s}]$	0, 2...11	0, 05...1, 5	0, 2...1, 0	5...50
Temperaturbereich / K	100...160	100...150 oder 290	40...60	290
	LOX	GH ₂ / LH ₂	ROF	H ₂ O
Maximale Abweichung / %	0,9	1,6	3,6	1,7
Minimale Abweichung / %	-0,7	-1,8	-2,7	-1,7

Tabelle 3.1: Betriebsbereich des Prüfstands P8 (Stoffdaten am Interface zum Triebwerk) und Fehlerbereiche der Massenstromversorgung

3.2 Versuchshardware

Im Folgenden werden die verwendeten Brennkammern und Einspritzkopfkonfigurationen vorgestellt und die verwendete Messtechnik kurz erläutert. Zur besseren Übersicht werden die getesteten Einspritzkopf- und Brennkammerkombinationen im Anschluss an die Beschreibung der einzelnen Brennkammerkonfigurationen in Tabelle 3.4 zusammengefasst.

3.2.1 Prinzipien der Pattern-Auslegung poröser API-Einspritzköpfe

Um eine möglichst hohe Verbrennungseffizienz zu erzielen, wird bei der Auslegung von Einspritzköpfen eine weitgehend homogene Verteilung des Treibstoffmischungsverhältnisses ROF angestrebt. Eine ungleichmäßige Verteilung des Mischungsverhältnisses nahe am Injektor wird weiter stromab kaum ausgeglichen. Im Anschluss an die Hauptreaktionszone in einer Raketenbrennkammer ist die radiale Geschwindigkeitskomponente der Heißgasströmung vernachlässigbar klein gegenüber der axialen Geschwindigkeitskomponente. Es kommt nur noch zu einem vernachlässigbaren Queraustausch der Treibstoffkomponenten durch turbulente Mischung [70]. Die Verteilung der Mischungsverhältnisse der einzelnen Stromröhren variiert kaum noch. Daher weichen die Heißgaseigenschaften bei einer nicht-idealen Vermischung der Treibstoffe am Injektor und in der Hauptreaktionszone von denen im idealen Gleichgewichtsfall für das gegebene globale Mischungsverhältnis der Brennkammer ab. Diese Abweichungen äußern sich in einer verringerten Verbrennungseffizienz.

Bei konventionellen koaxialen Einspritzelementen wird das Mischungsverhältnis an

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

einem einzelnen Injektor von den jeweiligen Treibstoffmassenströmen bestimmt. Bei einem ausreichenden Druckverlust am Injektorelement kann eine gleichmäßige Verteilung des Gesamtmassenstroms auf die einzelnen Injektorelemente sichergestellt werden. Im Falle eines porösen Injektors existiert mit der porösen Stirnplatte nur ein einziges wasserstoffseitiges Injektorelement. Auf der Sauerstoffseite kommt eine Vielzahl von LOX-Injektorelementen zum Einsatz. Das lokale Mischungsverhältnis einer Stromröhre um einen solchen LOX-Injektor herum lässt sich nicht mehr durch ein einfaches Aufteilen des H_2 -Gesamtmassenstroms auf die Anzahl der LOX-Injektoren bestimmen. Stattdessen muss für jeden LOX-Injektor derjenige Anteil an der Gesamteintrittsfläche des Wasserstoffs ermittelt werden, der diesem LOX-Injektor zugerechnet werden kann. Die Verteilung des Sauerstoffs auf die einzelnen Injektorröhrchen kann aufgrund der Verwendung von vorgeschalteten Drosselplatten als konstant angesehen werden. Unter der Annahme, dass der Wasserstoff gleichmäßig über die poröse Stirnplatte in den Brennraum eintritt, ergeben sich der lokale H_2 -Massenstrom und das lokale Mischungsverhältnis zu:

$$\dot{m}_{H_2,i} = \frac{A_{H_2,i}}{A_{H_2,ges}} \cdot \dot{m}_{H_2,ges} \quad (3.1)$$

$$ROF_i = \frac{\dot{m}_{H_2,i}}{\dot{m}_{O_2,ges}/N_{Inj}} \quad (3.2)$$

Die Wasserstoffeintrittsfläche einer einzelnen Stromröhre $A_{H_2,i}$ ist dabei diejenige Fläche, die näher an dem i -ten LOX-Injektor als an jedem anderen Injektor liegt. Die Ermittlung solcher Einflusszonen geschieht über ein zweidimensionales Voronoi-Diagramm (s. Abbildung 3.3) [71]. Ein Voronoi-Diagramm unterteilt die Fläche zwischen einer Anzahl von Punkten in eine gleiche Anzahl an Einflusszonen, den Voronoi-Regionen. Der Flächeninhalt einer solchen Voronoi-Region abzüglich der von dem eigentlichen LOX-Injektor eingenommen Fläche liefert die gesuchte zur Verfügung stehende Eintrittsfläche $A_{H_2,i}$:

$$A_{H_2,i} = A_{Vor,i} - \frac{\pi}{4} d_{LOX,i}^2 \quad (3.3)$$

Die resultierende für den Wasserstoff zur Verfügung stehende Eintrittsfläche ist in Abbildung 3.3 rot schraffiert dargestellt. Die Streuung in der ROF-Verteilung zwischen den einzelnen Stromröhren lässt sich durch die Standardabweichung der lokalen ROF-Werte beschreiben:

$$\sigma_{ROF} = \sqrt{\frac{1}{N_{Inj}} \sum_{i=1}^{N_{Inj}} \left(\frac{ROF_i - ROF_{global}}{ROF_{global}} \right)^2} \quad (3.4)$$

Der Faktor $1/N_{Inj}$ in Gl. 3.4 berücksichtigt die Anzahl der verwendeten LOX-Injektoren. Bei einer großen Anzahl an LOX-Injektoren wird das Pattern enger und die maximale Distanz zwischen dem eingespritzten Wasserstoff und der Flammenzone

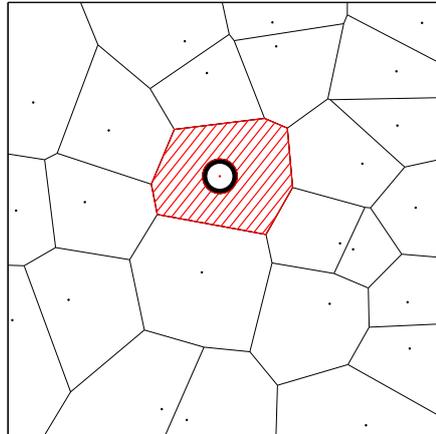


Abbildung 3.3: Schematische Darstellung der Eintrittsflächenbestimmung mittels eines Voronoi-Diagramms

um den LOX-Injektor herum wird kleiner. Diese Distanz muss durch Mischungs- und Diffusionsprozesse überbrückt werden. Ein kleinerer Injektor-/Injektor-Abstand beschleunigt diesen Queraustausch durch Reduktion der charakteristischen Weglänge. Es ist daher für Injektorkonfigurationen mit einem kleineren Wert von σ_{ROF} mit einem schnelleren Einsetzen der Energiefreisetzung und einer höheren Verbrennungseffizienz zu rechnen.

Für die Einspritzkopfkonfigurationen, die im Rahmen dieser Arbeit neu konstruiert wurden, kam ein spezielles Verfahren zur Ermittlung des Musters der LOX-Injektoren

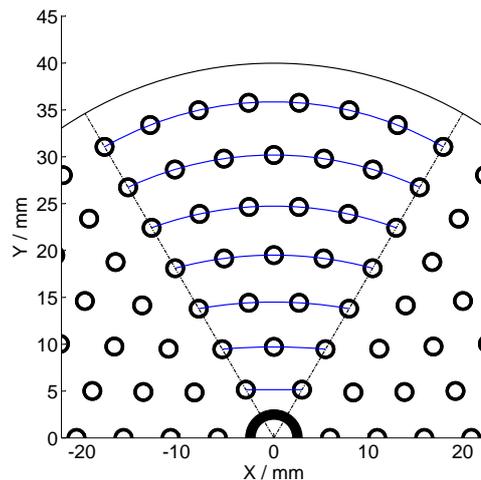


Abbildung 3.4: Aufbau eines 60°-Ausschnitts eines LOX-Injektorpatterns für einen API-Einspritzkopf mit 168 LOX-Injektoren

zum Einsatz. Gefordert werden zum einen eine möglichst geringe Abweichung der lokalen Mischungsverhältnisse der resultierenden Stromröhren vom globalen Brennkammermischungsverhältnis und zum anderen eine möglichst gleichförmige Wandwärmestrombelastung. Die erste Anforderung lässt sich mit einer hexagonalen Verteilung der LOX-Injektoren erreichen. Ein hexagonales Muster bietet eine optimale Flächenausnutzung der zur Verfügung stehenden Stirnplattenfläche. Bei einer einfachen Erweiterung eines solchen hexagonalen Musters entstehen im Randbereich der runden Stirnfläche Fehlstellen, die zu einer ungleichförmigen Wandwärmestrombelastung führen. Der äußerste Ring der LOX-Injektoren sollte einen exakten Kreis bilden, so dass der Abstand der äußersten Injektoren zur Brennkammerwand über den gesamten Umfang konstant ist. Das für die Auslegung verwendete Verfahren sorgt dafür, dass der Übergang von einem hexagonalen Muster in der Nähe der Brennkammerachse auf einen Kreis an der Brennkammerwand nicht abrupt erfolgt, sondern als ein fließender Prozess. Der innerste Injektorring im Zentralbereich der Brennkammer weist ein rein hexagonales Muster auf. In Richtung Brennkammerwand wird jeder nachfolgende Injektorring weiter an eine Kreisform angenähert. In Abbildung 3.4 ist ein Ausschnitt einer solchen LOX-Injektorverteilung dargestellt. Die blauen Linien verdeutlichen den schrittweisen Übergang des hexagonalen Musters zu einem Kreisring.

3.2.2 Brennkammerdurchmesser 50 mm

Ein Großteil der Versuche zur porösen Injektion auf Multiinjektorebene wurde mit Sub-Scale-Brennkammern mit einem Innendurchmesser von 50 mm durchgeführt. Die verwendeten Einspritzköpfe und Brennkammerkomponenten können je nach Versuchsziel miteinander kombiniert werden. So lässt sich zwischen einzelnen Versuchen z. B. die Brennkammerlänge leicht durch Hinzufügen oder Entfernen von Brennkammersegmenten ändern, oder es kann die Brennkammermachzahl durch Änderungen des Kontraktionsverhältnisses eingestellt werden.

3.2.2.1 Brennkammerkonfigurationen

Für die Untersuchungen auf der 50 mm-Skala kamen die Versuchsbrennkammern Modell „B“ und Modell „E“ zum Einsatz. Das Interface dieser beiden Versuchsbrennkammern ist identisch, so dass Komponenten, die den einzelnen Brennkammern zugeordnet sind, mit geringem Aufwand miteinander kombiniert werden können. Die Variabilität dieses Brennkammerdesigns ermöglicht umfangreiche Parameterstudien bei sehr geringem Ressourceneinsatz. Brennkammer „B“ (BK-B) ist eine in Segmentbauweise ausgeführte Versuchsbrennkammer, die aus einer variablen Anzahl von 50 mm langen, zylindrischen Segmenten mit einem Innendurchmesser von 50 mm und einem Düsensegment mit wechselbarer Düsenhalskontur besteht. Daneben steht auch ein 100 mm langes Messsegment für eine hochauflösende Messung des axialen Druckverlaufs in der Brennkammer zur Verfügung. Brennkammer „E“ (BK-E) besteht

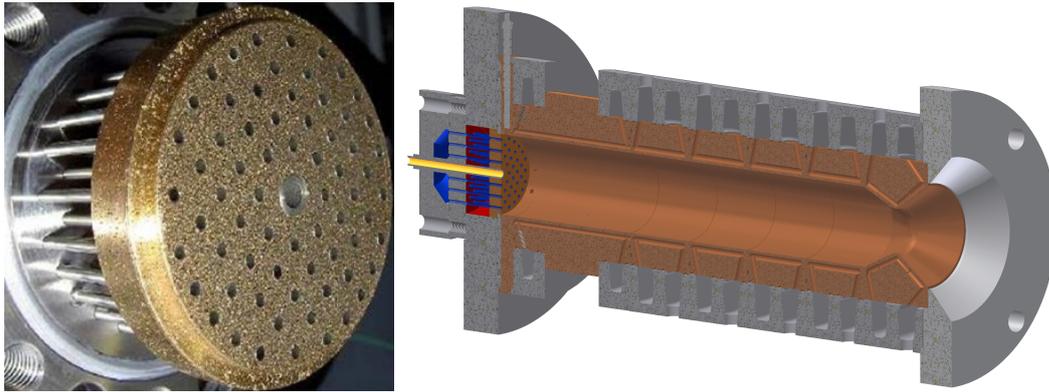


Abbildung 3.5: Links: API-Referenzinjektor mit 68 LOX-Injektoren mit 1,5 mm Innendurchmesser, rechts: schematische Ansicht der DLR Forschungsbrennkammer Modell „B“ in der Konfiguration API-50-1

aus einem 250 mm langem Segment und einem separaten Düsensegment. Die Segmente beider Versuchsbrennkammern sind nach einem ähnlichen Muster aufgebaut. Ein innerer Mantel aus einer Kupferlegierung (CuCrZr) nimmt die entstehenden Wärmeströme über längs angeordnete Kühlkanäle auf. Als Verteiler für das Kühlfluid dient ein umgebender Sammler aus Edelstahl.

Neben den aktiv gekühlten Segmenten können an thermisch gering belasteten Positionen auch ungekühlte Kupfersegmente verwendet werden. Für die Ermittlung dynamischer Drücke an mehreren Positionen in Umfangsrichtung wurde in den meisten Konfigurationen ein ungekühlter Messring unmittelbar stromab der Injektionsebene platziert.

Grundlegende Untersuchungen wurden mit der Brennkammerkonfiguration API-50-1 durchgeführt. Diese Konfiguration ist in Abbildung 3.5 dargestellt. Dazu gehörten Parameterstudien bezüglich Brennkammerdruck und Mischungsverhältnis. Der 300 mm lange zylindrische Brennkammerteil dieser Konfiguration besteht aus einzelnen 50 mm-Segmenten und dem 100 mm langen Messsegment. Das Düsensegment weist einen Halsdurchmesser von 28 mm auf. Durch die modulare Bauweise kann die Position des Messsegments variiert werden, um den Bereich des maximalen Druckgradienten in der Brennkammer optimal aufzulösen.

Zur Untersuchung des Einflusses der Brennkammermachzahl dienten die Konfigurationen API-50-2 bis API-50-5. Die Brennkammermachzahl wird durch das Kontraktionsverhältnis der verwendeten Düsen bestimmt. Die verwendeten Kontraktionsverhältnisse variieren dabei zwischen 3,19 und 2,0. Diese Brennkammerkonfigurationen sind so aufeinander abgestimmt, dass durch eine variable Länge des zylindrischen Brennkammerteils auch bei unterschiedlichen Düsenhalsdurchmessern eine ähnliche charakteristische Brennkammerlänge L^* gewährleistet ist. Somit kann ein Einfluss der Aufenthaltszeit im Brennraum bei diesen Untersuchungen gering gehalten werden. Bei diesen drei Konfigurationen wird ebenfalls das 100 mm-Messsegment verwendet

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

und unmittelbar stromab des Einspritzkopfes und eines ungekühlten HF-Messrings positioniert.

Die Konfigurationen API-50-6 und API-50-7 wurden zur Untersuchung des Einflusses des LOX-Strahldurchmessers genutzt. Sie bestehen jeweils aus dem 250 mm langen zylindrischem Brennkammersegment (BK-E) und einer Düse mit einem Halsdurchmesser von 28 mm. Auch bei diesen Konfigurationen wird unmittelbar stromab des Einspritzkopfes ein HF-Messring eingesetzt.

3.2.2.2 Einspritzköpfe

Als Referenzeinspritzkopfkonfiguration für weitere Untersuchungen dient der in Abbildung 3.5 dargestellte poröse Einspritzkopf. Mit diesem Einspritzkopf wurde die Mehrzahl der Untersuchungen durchgeführt (Konfigurationen API-50-1 bis API-50-5). Er besteht aus 68 Röhren mit 1,5 mm und 2,0 mm Innen- bzw. Außendurchmesser für die Einspritzung des flüssigen Sauerstoffs und einer porösen Stirnplatte für die Wasserstoffeinspritzung. Als Material für die poröse Stirnplatte kommt Sinterbronze zum Einsatz. Dieses Material mit einer offenen Porosität von 42 % besteht aus einzelnen Bronzekügelchen (CuSn11), die durch einen isostatischen Sinterprozess stoffschlüssig verbunden werden. Zur Zündung dient bei allen hier beschriebenen Einspritzkopfkonfigurationen (50 mm- und 80 mm-Skala) ein mit GOX/GH₂ betriebener Fackelzünder. Die Zündflamme wird über ein Zünderrohr mit 4 mm Innendurchmesser durch den Einspritzkopf entlang der Brennkammerachse in den Brennraum geleitet. Zur Charakterisierung des Einflusses des LOX-Strahldurchmessers stehen zwei weitere poröse Einspritzköpfe zur Verfügung. Abbildung 3.6 zeigt Frontalansichten der Injektoren API50-126 (obere Reihe) und API50-36 (untere Reihe). Diese Injektoren sind mit 126 (Innendurchmesser: 1,1 mm) bzw. 36 LOX-Injektorröhren (Innendurchmesser: 2,0 mm) ausgeführt. Die Anzahl und der Innendurchmesser der LOX-Injektoren ergeben für beide Injektoren eine Gesamteintrittsfläche des Sauerstoffs, die nahezu der der Basiskonfiguration API50-68 entspricht. Damit ist gewährleistet, dass identische Betriebsbedingungen für alle beschriebenen Einspritzköpfe zu ähnlichen Eintrittsgeschwindigkeiten der Treibstoffe führen. Die Länge der LOX-Injektoren ist für alle Konfigurationen identisch. Die auf den LOX-Strahldurchmesser bezogene dimensionslose Länge variiert zwischen 22,5 und 40,1. Die Injektordimensionen und andere relevante Kenngrößen aller verwendeten Einspritzköpfe auf der 50 mm-Skala sind in Tabelle 3.2 aufgeführt.

In der rechten Spalte von Abbildung 3.6 sind die ROF-Verteilungen für die untersuchten Einspritzkopfkonfigurationen auf der 50 mm-Skala dargestellt. Die ursprüngliche Einspritzkopfkonfiguration API50-68 basiert auf einem schachbrettartigen Muster der LOX-Injektoren, das an die runden Begrenzungen durch die Brennkammerwand und den zentralen Zünder angepasst wurde. Diese Verzerrungen führen zu einer leichten Inhomogenität in der Verteilung des Mischungsverhältnisses über den Brennkammerquerschnitt. Für die Einspritzkopfkonfigurationen API50-126 und API50-36 wurde ein neues Verfahren zur Ermittlung des Musters der LOX-Injektoren verwendet (s.

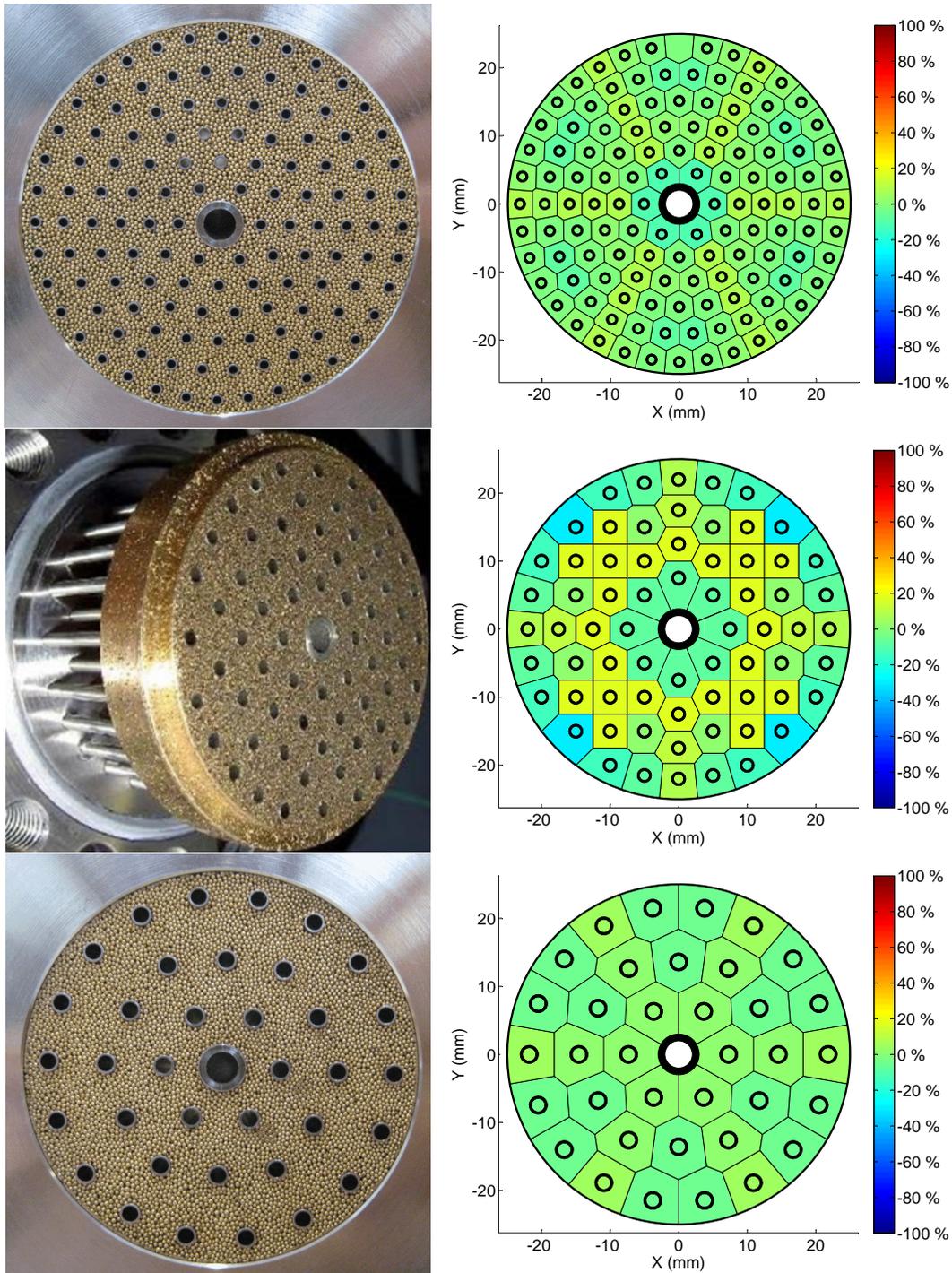


Abbildung 3.6: Ansichten und ROF-Verteilungen der porösen Einspritzköpfe auf 50 mm-Skala. Oben: API50-126, Mitte: API50-68, unten: API50-36

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

	API50	API50	API50
	-68	-126	-36
Anzahl LOX-Injektoren N_{LOX}	68	126	36
LOX-Strahldurchmesser d_{LOX} (mm)	1,5	1,1	2,0
LOX-Eintrittsfläche relativ zu API50-68 (%)	100	99,7	94,1
Summe der LOX-Strahlumfänge relativ zu API50-68 (%)	100	135,9	70,6
LOX-Post Wandstärke t_{LOX} (mm)	0,25	0,25	0,3
LOX-Post Länge / d_{LOX}	30	40,1	22,5
Stirnplattenstärke s_{FP} (mm)	10	12	12
Minimale ROF-Abweichung (%)	-29,9	-11,4	-5
Maximale ROF-Abweichung (%)	15,8	8	3,9
ROF-Inhomogenität σ_{ROF}	0,1842	0,1019	0,1711

Tabelle 3.2: Injektordimensionen der 50 mm-Einspritzköpfe

Abschnitt 3.2.1). Die resultierenden ROF-Verteilungen (Abbildung 3.6 oben rechts und unten rechts) sind homogener als das der ursprünglichen Konfiguration API50-68. Die ermittelten lokalen Mischungsverhältnisse für diese drei Injektoren sind auch in Abbildung 3.7 dargestellt. Die jeweiligen maximalen und minimalen Abweichungen

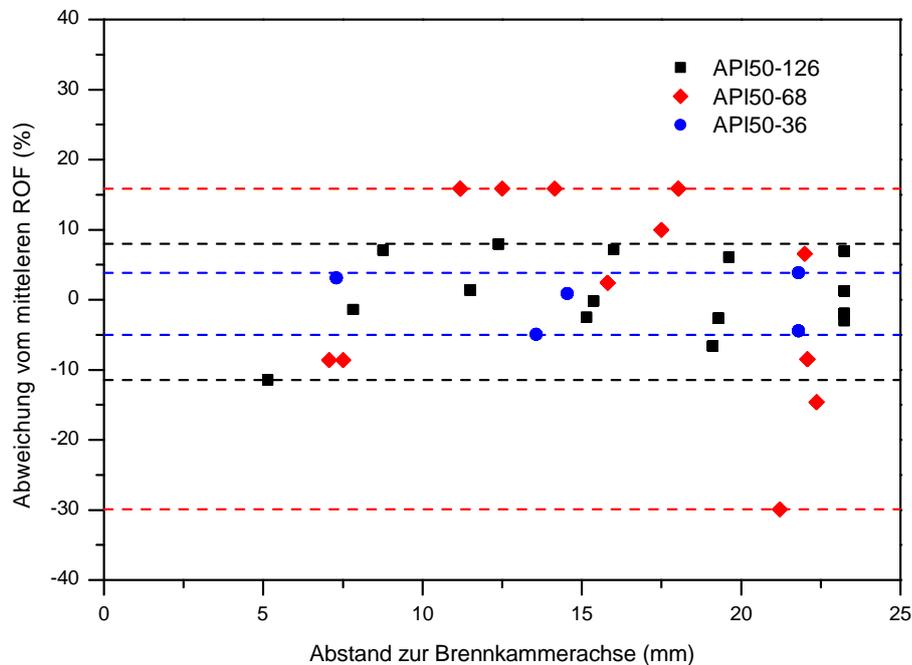


Abbildung 3.7: Verteilung des lokalen Mischungsverhältnisses über den Radius für alle API50-Einspritzköpfe

einzelner Injektoren werden durch Strichlinien angedeutet und sind auch in Tabelle 3.2 aufgeführt.

Die ermittelten Standardabweichungen für die drei betrachteten Injektorkonfigurationen sind ebenfalls in Tabelle 3.2 aufgelistet. Den bei weitem geringsten Wert der Standardabweichung weist dabei die Injektorvariante API50-126 auf. Die Einspritzköpfe API50-68 und API50-36 liegen in einem ähnlichen Bereich. Trotz der geringeren Anzahl an Injektoren ist die Inhomogenität des API50-36-Einspritzkopfes aufgrund der verbesserten Auslegungsmethodik geringer als die des ursprünglichen Musters API50-68.

3.2.3 Brennkammerdurchmesser 80 mm

Flankierend zu den Versuchsreihen auf der 50 mm-Skala wurden ebenfalls Untersuchungen mit Brennkammern mit einem Innendurchmesser von 80 mm durchgeführt. Die Verwendung von Brennkammern mit einem erhöhten Innendurchmesser ermöglicht es, belastbarere Aussagen zum Auftreten von hochfrequenten Brennkammerinstabilitäten zu treffen. Die erste transversale Mode ist die wahrscheinlichste Mode einer hochfrequenten Instabilität in einer Raketenbrennkammer. Für gängige Gaszusammensetzungen ergibt sich ihre Frequenz zu ca. 11 kHz im Gegensatz zu 19 kHz im Fall einer 50 mm-Brennkammer. Die Verringerung dieser charakteristischen Frequenz begünstigt die Anregung dieser Brennkammerinstabilität und ermöglicht es so, kritische Betriebszustände zu ermitteln. Die Verwendung von größeren Brennkammerdurchmessern erfordert bei ähnlichen Kontraktionsverhältnissen und Brennkammerdrücken wie bei den 50 mm-Versuchen einen entsprechend höheren Treibstoffmassenstrom. Dies wirkt sich negativ auf die maximal zu erzielende Testdauer und -kadenz pro Versuchstag aus.

3.2.3.1 Brennkammerkonfigurationen

Für die Untersuchungen bei Hauptbrennkammer-typischen Betriebsbedingungen auf der 80 mm-Skala wurde die Modellbrennkammer „D“ in verschiedenen Konfigurationen eingesetzt. Ähnlich wie die zuvor beschriebenen Forschungsbrennkammern „B“ und „E“ ist Brennkammer „D“ modular aufgebaut. Die hauptsächlich verwendeten Standard-Brennkammersegmente sind jeweils 200 mm lang und weisen Längskanäle zur Kühlung auf. Die Segmente sind für eine Kühlung mit Wasserstoff ausgelegt, lassen sich aber auch als wassergekühlte Segmente betreiben. Die in dieser Arbeit beschriebenen Versuche wurden mit Wasserkühlung durchgeführt. Neben diesen Hauptsegmenten kamen auch kürzere (50 mm) Segmente zum Einsatz. Das Düsensegment wies bei allen Versuchen mit Brennkammer „D“ einen Halsdurchmesser von 50 mm auf, was einem Kontraktionsverhältnis von $\epsilon = 2,56$ entspricht. Diese Brennkammer wurde u. a. von Suslov et. al. beschrieben [68]. Für die Konfigurationen Koax-80-1 und API-80-1 (s. Tabelle 3.4) wurden zwei Standardsegmente und ein

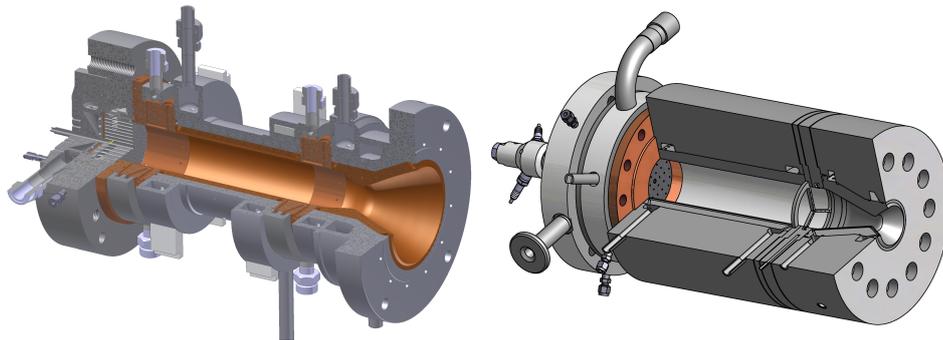


Abbildung 3.8: Links: schematische Ansicht der Brennkammer Modell „D“ mit dem Einspritzkopf API80-168 V2 in der Konfiguration API-80-3, rechts: schematische Ansicht der Brennkammer Modell „I“ (Konfiguration API-80-4)

HF-Messring verwendet, die Gesamtlänge des zylindrischen Teils der Brennkammer betrug 418 mm und die charakteristische Brennkammerlänge L^* 1126 mm. Die Konfigurationen API-80-2 und API-80-3 bestanden aus (vom Einspritzkopf stromab): 1) einem HF-Messring (API-80-3) bzw. einem Bafflesegment mit integrierter HF-Messtechnik (API-80-2), einem 50 mm-Segment, einem 200 mm-Standardsegment und einem weiteren 50 mm-Segment (dargestellt in Abbildung 3.8). Die resultierende zylindrische Brennkammerlänge war in beiden Fällen 318 mm mit einer charakteristischen Brennkammerlänge von 870 mm. Die Auslegung der Brennkammer „D“ konzentrierte sich auf eine Charakterisierung der Wandwärmelasten in Umfangsrichtung. Eine hochauflösende Bestimmung des axialen Druckprofils (s. Abschnitt 3.4.3) ist mit dieser Brennkammer nicht möglich, weswegen für dieses Untersuchungsziel auf die 50 mm-Brennkammern (s. Abschnitt 3.2.2.1) zurückgegriffen wurde. Eine Bewertung der Verbrennungseffizienz und der Verbrennungsrauigkeit ist jedoch möglich. Für die Bestimmung der Verbrennungseffizienz dienten entweder zwei Drucksensoren bei $x = 318$ mm (Konfigurationen Koax-80-1 und API-80-1) oder ein Drucksensor bei $x = 307$ mm (Konfigurationen API-80-2 und API-80-3).

Zur Unterdrückung von Instabilitäten beim Betrieb des Injektormusters API80-168 V1 (s. Abschnitt 3.2.3.2) wurde ein wasserstoffgekühltes Baffle entworfen, das in Konfiguration API-80-2 den HF-Messring ersetzt. Die Aufgabe des Baffles besteht darin, zum einen die akustischen Eigenschaften im injektornahen Bereich so zu verändern, dass die Verbrennung nicht mit den akustischen Moden interagieren kann, und zum anderen einer eventuellen Druckoszillation durch Reibungsverluste Energie zu entziehen. Diese Verluste entstehen dabei durch Wirbelbildung an den Kanten des Baffles. Der Einsatz von Baffles zur Sicherstellung der dynamischen Stabilität ist von vielen Triebwerken bekannt. Das bekannteste Baffle-Design ist sicherlich das Baffle des F-1-Triebwerks. Neben der tangentialen Anordnung der Baffleflügel ist auch die Länge der einzelnen Flügel entscheidend. Die Wirksamkeit der gesamten Anordnung

hängt stark davon ab, ob ein ausreichend großer Teil der Wärmefreisetzung – und damit der möglichen Interaktion mit den Eigenmoden der Brennkammer – in dem von dem Baffle abgedeckten Brennkammerbereich stattfindet. Hinweise zur geeigneten Auslegung eines Baffles finden sich im NASA Report SP-8113 [8]. Während der Versuche mit dem Injektormuster API80-168 V1 wurde während der instabilen Betriebszustände eine Konzentration der akustischen Energie in der 1T-Mode beobachtet. Für diesen Fall bieten sich radiale Baffle-Designs mit mindestens drei Flügeln oder irreguläre Auslegungen an. Als zusätzliche Randbedingung musste das existierende Injektormuster berücksichtigt werden. Da die einzelnen LOX-Injektoren im Vergleich zu anderen Injektorkonzepten sehr nah zueinander angeordnet sind, war es unmöglich, ausreichend starke Baffleflügel zwischen den Injektoren zu platzieren. Es mussten daher nach Möglichkeit ganze Reihen von Injektoren verschlossen werden, um Platz für das Baffle zu schaffen. Das verwendete Baffle war ein leicht aus dem Zentrum verschobenes, dreiflügeliges radiales Muster. In dieser Lage ließ sich ausreichend Platz durch das Verschließen von Injektorreihen schaffen. Durch die Verschiebung aus dem Zentrum heraus wurde ebenfalls sichergestellt, dass die zentral eingeleitete Zündflamme ungestört in den Brennraum gelangen kann. Die unsymmetrische Anordnung könnte darüber hinaus auch die Wirksamkeit im Bereich höherer transversaler Moden erhöhen. Die Länge der Flügel wurde auf 50 mm festgelegt. Vorangegangene Untersuchungen haben gezeigt, dass innerhalb dieser Länge schon ein großer Teil des gesamten auftretenden Druckverlustes in der Brennkammer (und damit auch der Wärmefreisetzung) abgeschlossen ist (s. Abschnitte 4.2.2 und 4.4.2). Im Zentralbereich um das Zündgasrohr herum wurden Aussparungen gelassen. Diese sollten sicherstellen, dass sich bei der Zündung ein möglichst geringer zeitlicher Zündverzug zwischen den einzelnen vom Baffle unterteilten Volumina einstellt. Abbildung 3.9 zeigt auf der linken Seite die Einbaulage des Baffles mit dem API80-168 V1 Injektormuster. In der Seitenansicht auf der rechten Seite erkennt man die erwähnten Aussparungen zur Verringerung des Zündverzugs. Die drei Flügel wurden auch konstruktiv voneinander getrennt, um die thermische Ausdehnung während des Versuchs zu kompensieren. Die dunklen Punkte auf der Stirnfläche der Flügel sind die Austritte der Kühlbohrungen. Jeder der drei Flügel des Baffles wurde während des Versuchs mit Wasserstoff bei ca. 100 K zur Kühlung versorgt. Dieser Wasserstoff trat danach an der Stirnfläche aus. Ähnlich wie die HF-Messringe für die Brennkammerkonfigurationen Koax-80-1, API-80-1 und API-80-2 wurde auch das Baffle-Segment mit mehreren dynamischen Drucksensoren ausgestattet. Die 3 mm durchmessenden Druckbohrungen sind ebenfalls in der Seitenansicht des Baffles zu erkennen.

Für die Übertragung der API-Technologie auf das Anwendungsfeld Gasgenerator bzw. Pre-burner wurde die Forschungsbrennkammer Modell „I“ entwickelt. Diese Brennkammer ist in Abbildung 3.8 dargestellt. Dimensionierende Anforderungen für diese Brennkammer waren zum einen ein möglicher Brennkammerdruck von bis zu 400 bar, wie er in Vorbrennkammern von Triebwerken mit gestufter Verbrennung (z. B. SSME, RD-170) auftritt. Auf der anderen Seite erlauben die geringen thermischen Lasten bei dem niedrigen Mischungsverhältnis die Verwendung von

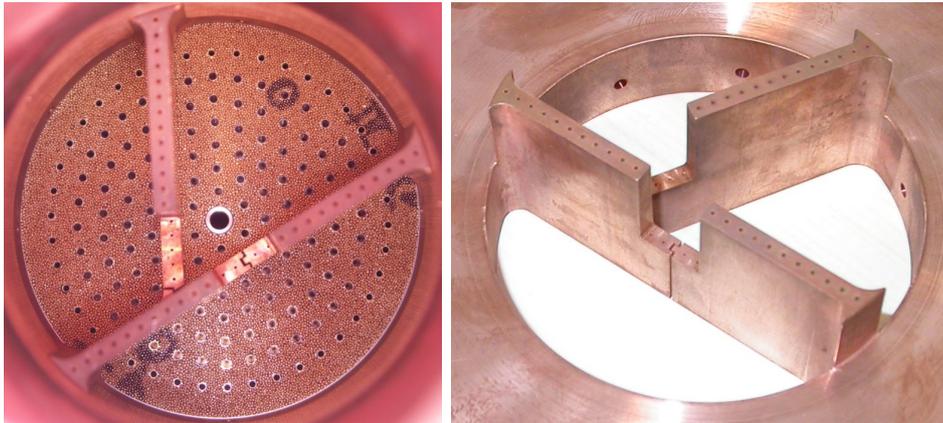


Abbildung 3.9: Bafflesegment für API80-168 V1, links: Frontalansicht im eingebauten Zustand, rechts: Seitenansicht

hochtemperaturfesten, nickelbasierten Stählen ohne zusätzliche Kühlungsmaßnahmen. Um die Lebensdauer der Komponenten zu erhöhen, wurden jedoch sowohl das zylindrische Brennkammersegment als auch das Düsensegment mit Längskanälen zur Kühlung mit Wasser ausgeführt. Aufgrund der Begrenzung des maximalen LH_2 -Massenstroms am Prüfstand P8 musste ein Düsenhalsdurchmesser von 14 mm gewählt werden, um die geforderten hohen Brennkammerdrücke zu erreichen. Daraus resultiert ein Kontraktionsverhältnis von $\epsilon_c = 32,4$ und eine Brennkammermachzahl von $\text{Ma} = 0,018$ für typische Heißgaszusammensetzungen. Die hier beschriebene Brennkammerkonfiguration API-80-4 besteht aus einem HF-Messring, einem zylindrischen Brennkammersegment, einem Messsegment zur Bestimmung der Heißgasstratifikation und dem Düsensegment. Die zylindrische Brennkammerlänge der Konfiguration beträgt 300 mm. Die charakteristische Brennkammerlänge ist aufgrund des kleinen Düsenhalsdurchmessers mit $L^* = 10 \text{ m}$ sehr hoch. Der zylindrische Brennkammerteil war mit mehreren statischen Drucksensoren ausgestattet. Der für die Ermittlung der Verbrennungseffizienz genutzte Sensor lag bei $x = 200 \text{ mm}$. Die Messung von hochfrequenten Druckschwankungen geschah mithilfe von drei im HF-Messring direkt stromab des Einspritzkopfs verbauten Druckaufnehmern.

3.2.3.2 Einspritzköpfe

Die verwendeten Einspritzköpfe für die Versuche mit einer 80 mm-Brennkammer wurden nach den gleichen Grundsätzen wie die zuvor beschriebenen Einspritzköpfe API50-36 bzw. API50-126 ausgelegt. Es wurden zwei Einspritzkopfmuster für die Verwendung bei MCC-typischen Betriebsbedingungen entworfen: der ursprüngliche Entwurf API80-168 (V1) und als direkte Weiterentwicklung das Muster API80-168 V2. Beide Einspritzkopfmuster sind auf der linken Seite in Abbildung 3.10 aufgeführt. Auf der rechten Seite sind die errechneten Mischungsverhältnisverteilungen

3.2 Versuchshardware

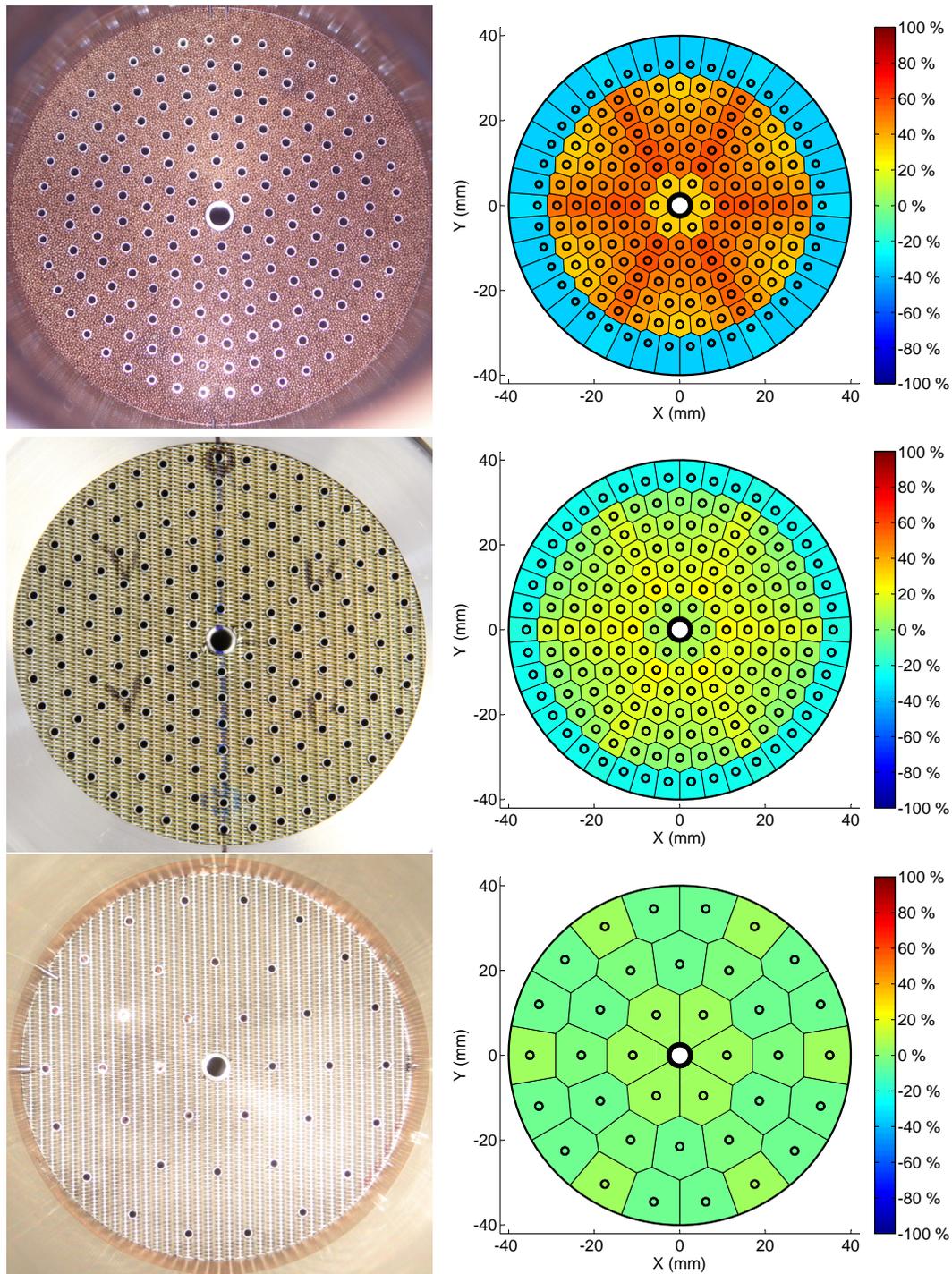


Abbildung 3.10: Ansichten und ROF-Verteilungen der porösen Einspritzköpfe auf 80 mm-Skala. Oben: API80-168 V1, mitte: API80-168 V2 (Version mit poröser Stirnplatte aus Drahtgewebe), unten: API80-36 GG

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

	Koaxial- Injektor	API80 -168 V1	API80 -168 V2	API80 -36 GG
Anzahl LOX-Injektoren N_{LOX}	42	168	168	36
LOX-Strahldurchmesser d_{LOX} / mm	3,0	1,5	1,5	1,5
LOX-Strahldurchmesser, Außenreihe d_{LOX} / mm	-	1,2	-	-
LOX-Post Wandstärke t_{LOX} / mm	0,5 (Spitze: 0,2)	0,25	0,25	0,25
LOX-Post Wandstärke, Außenreihe t_{LOX} / mm	-	0,3	-	-
LOX-Post Länge / d_{LOX}	22,67	30	30	30
H ₂ -Schlitzbreite h_{H_2} / mm	0,25	-	-	-
Stirnplattenstärke s_{FP} / mm	-	12	12 (24 mit Drahtgewebe)	24
Injektor/Wand-Abstand (ab Injektormitte) $t_{\text{I/W}}$ / mm	-	5,82	3,125	4,9
Minimale ROF-Abweichung / %	-	-36,9	-24,7	-5,38
Maximale ROF-Abweichung / %	-	58,7	22,2	4,14
ROF-Inhomogenität σ_{ROF}	-	0,448	0,178	0,171

Tabelle 3.3: Injektordimensionen der 80 mm-Einspritzköpfe

dargestellt. Tabelle 3.3 bietet einen Überblick über die wichtigsten Kenndaten dieser beiden porösen Einspritzköpfe. Ergänzend ist ein Koaxialinjektor aufgeführt, der als Vergleichsmuster für die Bewertung der neuen porösen Einspritzköpfe diente. Diese Einspritzköpfe waren ursprünglich für die Verwendung mit einer transpirativ gekühlten Brennkammer mit einer porösen keramischen Liner-Struktur vorgesehen. Im Rahmen der Entwicklung des Einspritzkopfes wurde daher von einem Triebwerkszyklus ausgegangen, der sowohl die porösen Brennkammersegmente als auch den Einspritzkopf mit Wasserstoff bei ca. 50 K versorgt. Die Versuche auf der 50 mm-Skala wurden meistens bei einer Versorgungstemperatur von 105 K gefahren, die typisch ist für Triebwerkszyklen, bei denen der Wasserstoff vor Eintritt in den Einspritzkopf als Kühlmedium der Regenerativkühlung der Brennkammer dient. Bei der Auslegung der Einspritzköpfe für diese Versuchskonfiguration stand insbesondere der Schutz des keramischen Liner-Materials im Vordergrund. Dieser Schutz sollte durch eine starke Trimmung des Mischungsverhältnisses zu niedrigen Werten in Brennkammerwandnähe geschehen. Die lokalen Mischungsverhältnisse für beide Einspritzkopfvarianten sind in Abbildung 3.11 in Abhängigkeit vom Abstand zur Brennkammerachse dargestellt. Durch das Vertrimmen der Mischungsverhältnisverteilung steht zum einen weniger Sauerstoff zur Reaktion mit dem Wandmaterial zur Verfügung. Zum anderen wird die Temperatur des ausreagierten Gemischs in Brennkammerwandnähe reduziert. In Kombination mit der effusiven Kühlung des porösen Wandmaterials sollte damit die Temperatur in Wandnähe unterhalb der Reaktionstemperatur von Sauerstoff und

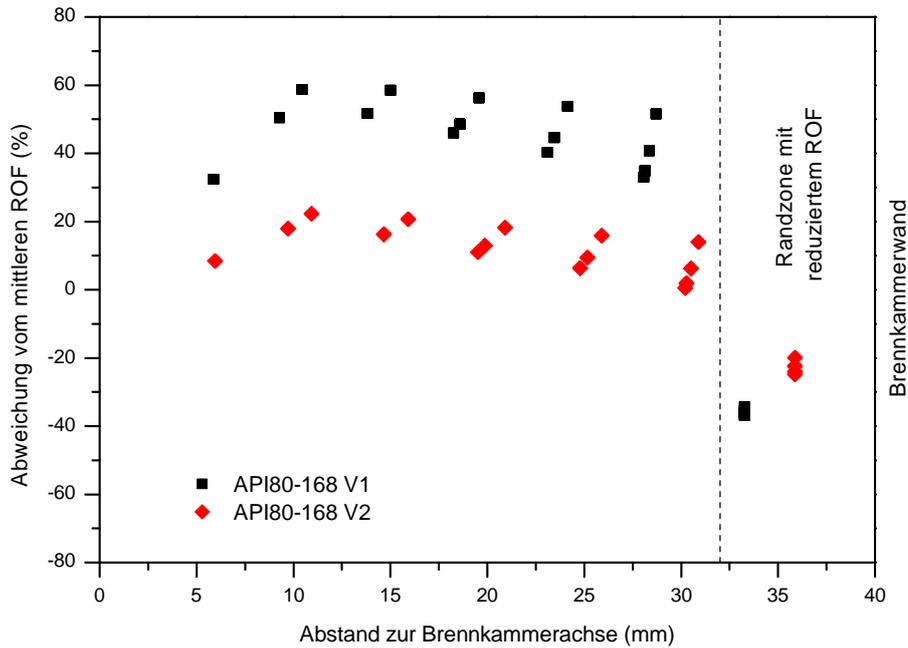


Abbildung 3.11: Verteilung des lokalen Mischungsverhältnisses über den Radius für alle API80-Einspritzköpfe

Kohlenstoff gehalten werden. Die Trimmung wurde dabei auf zwei Wegen erreicht: erstens wurde die äußerste Reihe der Injektoren mit kleineren LOX-Röhrchen ausgestattet als das restliche LOX-Injektormuster. In der äußersten Injektorreihe wurden Röhrchen mit einem Innendurchmesser von 1,2 mm und einem Außendurchmesser von 1,7 mm verbaut. Die übrigen LOX-Injektorröhrchen wiesen die gleichen Abmessungen wie die Röhrchen des API50-68 Injektors (1,5 mm innen und 2,0 mm außen) auf. Durch die Verkleinerung des Injektordurchmessers sollten kleinere LOX-Strukturen erzeugt werden, die eine kürzere Lebensdauer im Brennraum aufweisen und somit schon vollständig umgesetzt worden wären, bevor sie auf die Brennkammerwand treffen würden. Ergänzend zu dieser Maßnahme wurde die äußerste Reihe der Injektoren mit einem erhöhten Wandabstand ausgeführt. Dadurch wurde auch das gesamte Muster zur Brennkammerachse hin komprimiert. Die starke Überhöhung in der Mischungsverhältnisverteilung insbesondere für die Version 1 dieses Musters resultiert direkt aus der Tatsache, dass mehr LOX-Injektoren – und damit LOX-Massenstrom – auf der gleichen Eintrittsfläche für Wasserstoff konzentriert werden.

Während der Versuche mit der Einspritzkopfversion API80-168 V1 wurden wiederholt hochfrequente Brennkammerschwingungen angeregt, wobei die 1T-Mode jeweils dominant war. Nach einer Analyse der Brennkammerbedingungen beim Auftreten dieser Instabilitäten wurde als Antwort zum einen das neue Injektormuster API80-168 V2 und zum anderen ein Baffle für den Betrieb mit dem instabilen Injektormuster API80-168 V1 entworfen (s. Abschnitt 3.2.3.1). Als eine Kernursache des Auftretens

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

Bezeichnung	Skala	Einspritzkopf			Düse			Brennkammer		
		Bauform	$N_{\text{Injektoren}}$	$d_{\text{LOX}} / \text{mm}$	d_t / mm	r_k / r_t	$\epsilon_c = A_{\text{BK}} / A_t$	$L_{\text{Zyl}} / \text{mm}$	L^* / mm	
API-50-1	50	API	68	1,5	28	1,1	3,19	300	1044	
API-50-2	↓	↓	↓	↓	28	↓	3,19	200	725	
API-50-3					31,62		2,5	250	698	
API-50-4					35,35		2,0	300	665	
API-50-5					35,35		2,0	200	465	
API-50-6					28		3,19	250	885	
API-50-7			36	2,0	28	3,19	250	885		
Koax-80-1	80	Koaxial	42	4,2	50	1,01	2,56	400	1126	
API-80-1	↓	↓	↓	1,5/1,2	↓	↓	↓	400	1126	
API-80-2								1,5/1,2	300	870
API-80-3								1,5	300	870
API-80-4								36	1,5	21

Bezeichnung	Skala	HF-Messring	Bemerkungen
API-50-1	50	X	Basiskonfiguration
API-50-2	↓	X	} Variation des Düsenhalses bei ähnlichem L^*
API-50-3		X	
API-50-4		X	
API-50-5		X	
API-50-6		X	Injektor mit kleinerem LOX-Strahldurchmesser
API-50-7		X	Injektor mit größerem LOX-Strahldurchmesser
Koax-80-1	80	X	Referenzkonfiguration mit Koaxialinjektor
API-80-1	↓	X	API80-168 V1 ohne Baffle
API-80-2		X	API80-168 V1 mit Baffle
API-80-3		X	Modifizierte Version API80-168 V2 ohne Baffle
API-80-4		X	API für Gasgeneratoranwendungen

Tabelle 3.4: Brennkammerkonfigurationen

der Instabilitäten wurde die Rückzündung von nicht reagiertem Treibstoffgemisch in der Randzone des Brennraums identifiziert, die nur durch das lokale Verlöschen einzelner Injektoren in der äußersten Injektorreihe erklärbar war. Der große Überschuss an Wasserstoff und dessen tiefe Temperatur (50 K) führten zu *Quenching* an

einem oder mehreren Injektoren (s. Abschnitt 4.5.2). Als Reaktion darauf wurden die Maßnahmen zur Trimmung des Mischungsverhältnisses teilweise zurückgenommen. Der Wandabstand wurde wieder verringert und einheitliche Injektordurchmesser von 1,5 mm innen und 2,0 mm außen festgelegt. Dadurch stiegen das Mischungsverhältnis und damit auch die Verbrennungstemperatur im Randbereich des Brennraums an. Diese Korrekturen führten zu einer vollständigen Eliminierung der zuvor beobachteten Instabilitäten. Trotz der Korrekturen weist das Injektormuster API80-168 V2 immer noch ein deutlich geringeres Mischungsverhältnis im Randbereich auf.

Das LOX-Injektormuster für eine Gasgenerator-Anwendung ist in der unteren Reihe von Abbildung 3.10 dargestellt. Der Einspritzkopf API80-36 GG wurde speziell für den Einsatz bei Mischungsverhältnissen um und unter 1 ausgelegt. Der im Vergleich zum LOX-Massenstrom hohe Wasserstoffmassenstrom in der Vorbrennkammer ist typisch für Triebwerkszyklen wie den Gasgeneratorzyklus und die treibstoffreiche gestufte Verbrennung. Bei diesem Einspritzkopf wurde das Verhältnis von oxidator- zu treibstoffseitiger Eintrittsfläche so gewählt, dass die Eintrittsgeschwindigkeiten der jeweiligen Komponenten grob denen bei den oben beschriebenen 80 mm-Einspritzköpfen für MCC-Anwendungen entsprechen. Das erfordert eine gegenüber der O₂-Eintrittsfläche deutlich vergrößerte H₂-Eintrittsfläche. Das resultierende LOX-Injektormuster besteht aus nur 36 Injektoren mit den gleichen Maßen wie bei der API80-168-V2-Injektorkonfiguration (innen: 1,5 mm, außen: 2,0 mm). Durch die niedrige Verbrennungstemperatur bei dem geringen Mischungsverhältnis wurde auf eine Vertrimmung des Injektormusters verzichtet und stattdessen eine möglichst homogene ROF-Verteilung angestrebt. Dadurch wurde eine geringe Stratifizierung der Temperaturverteilung des Heißgases erreicht. Dieser Parameter ist für Vorbrennkammern von großer Bedeutung, da für eine nachgeschaltete Turbine eventuelle *hot spots* dimensionierend sind.

3.2.4 Verwendete poröse Materialien

Für die getesteten Einspritzköpfe kamen zwei verschiedene Arten von porösen Materialien für die Stirnplatte zum Einsatz. Bei allen Einspritzköpfen der 50 mm-Skala und bei frühen Einspritzkopfvarianten der 80 mm-Skala wurden Stirnplatten aus einer porösen Sinterbronze verwendet. Bei späteren 80 mm-Einspritzköpfen sowohl für MCC- als auch für GG/PB-Anwendungen kamen dagegen Stirnplatten aus einem gesinterten Drahtgeflecht aus Edelstahl (Rigimesh-ähnlich) zum Einsatz. Bei der Wahl eines geeigneten Materials für die Stirnplatte eines porösen Injektors müssen mehrere Faktoren berücksichtigt werden.

- Permeabilität
Die Permeabilität der porösen Struktur bestimmt den sich einstellenden Druckverlust bei Injektion. Er wird mittels der Forchheimergleichung (s. Gl. 2.35) aus den Permeabilitätskoeffizienten α und β für die jeweiligen Zuströmbedingungen bestimmt. Um einen geringen Druckverlust auch bei hohen Treibstoffvolumen-

strömen zu erreichen, müssen die Permeabilitätskoeffizienten möglichst groß sein. Dies entspricht im Allgemeinen einer sehr porösen Struktur. Die Permeabilitätskoeffizienten können mittels Durchströmversuchen ermittelt werden. Sie sind unabhängig von dem gewählten Medium und dessen Stoffeigenschaften.

- **Mechanische Stabilität**
Die mechanische Stabilität eines solchen porösen Materials ist im Vergleich zu einem Vollmaterial stark reduziert. Je größer die Porosität des Materials, desto stärker wird die Struktur geschwächt. Die mechanischen Eigenschaften eines Stirnplattenmaterials werden insbesondere für größere Durchmesser entscheidend. Eine Vergrößerung der Dicke des porösen Materials erhöht zwar die mechanische Stabilität, vergrößert aber auch die mechanischen Lasten auf die Stirnplatte durch die damit einhergehende Erhöhung des Druckverlustes. Es muss für jedes poröse Material bei der Auslegung ein Optimum zwischen einem minimalen Druckverlust und einer maximalen mechanischen Stabilität gefunden werden.
- **Thermische Leitfähigkeit und maximale Betriebstemperatur**
Die genauen thermischen Lasten, die auf die Stirnplatte einwirken, sind für poröse Injektoren nur eingeschränkt bekannt. Aufgrund der flächigen Ausblasung der gasförmigen Treibstoffkomponenten und des engen Abstandes der einzelnen LOX-Injektoren ist nicht mit dem Auftreten von großen Rezirkulationszonen zu rechnen, die heiße Reaktionsprodukte stromauf zur Stirnplatte transportieren. Der Wärmeeintrag aufgrund von Strahlung ist jedoch nicht zu vernachlässigen. Eine hohe Wärmeleitfähigkeit des Materials führt diese aufgenommene Wärme schneller in Richtung des Treibstoffsammlers ab. Der Wasserstoff kann dadurch beim Durchströmen der porösen Stirnplatte über einer größeren Lauflänge hinweg Wärme aus der Struktur aufnehmen.
- **Bearbeitbarkeit**
Das Konzept der porösen Injektion basiert auf der Verwendung einer großen Anzahl kleiner LOX-Injektoren. Diese große Anzahl an notwendigen Bohrungen muss in das Material gebracht werden, ohne dass die mechanische Stabilität des Materials übermäßig stark verringert wird. Die spanende Bearbeitung ist dabei aus Kostengründen immer vorzuziehen. Alternativ können die Bohrungen auch (kostenintensiv) mithilfe von Erodieretechniken eingebracht werden.

Ein mögliches Stirnplattenmaterial ist Sinterbronze. Das Ausgangsmaterial dieser Struktur ist Bronze (CuSn12-C), das eine gute thermische Leitfähigkeit mit sehr guter chemischer Beständigkeit und Korrosionsbeständigkeit verbindet. Bei einer Sinterbronze wird eine Schüttung aus Bronzekügelchen bis knapp unter den Schmelzpunkt erhitzt. Dabei entsteht durch Diffusion an den Kontaktstellen eine stoffschlüssige Verbindung. Die entstehende Struktur besitzt eine Porosität und Porengröße in Abhängigkeit von der Größe und Streuung der verwendeten Bronzekügelchen. Die für die beschriebenen Einspritzköpfe verwendete Sinterbronze stammt von der

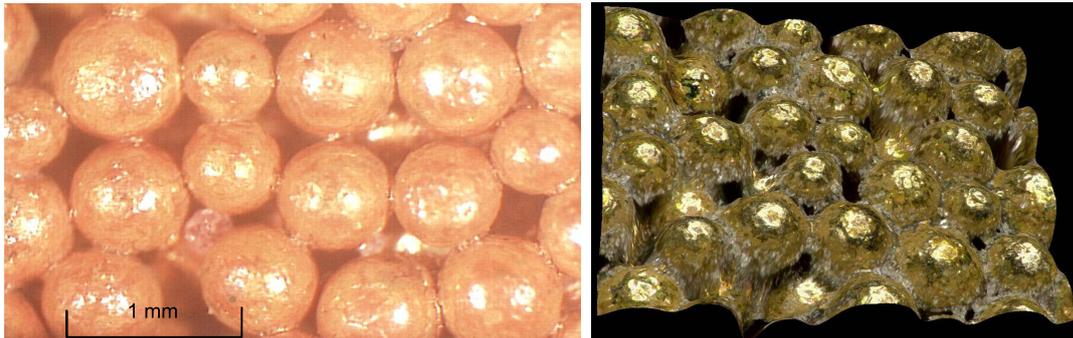


Abbildung 3.12: Stirnplattenmaterial aus SIKA-B 150, links: Mikroskopansicht [34], rechts: Höhenprofil

Firma „GKN Sinter Metals GmbH“ und wird unter der Bezeichnung SIKA-B 150 vertrieben. In Abbildung 3.12 sind zwei Ansichten dieses Materials unter dem Mikroskop dargestellt. Man erkennt deutlich die gesinterten Kontaktstellen. Durch die Bandbreite der Durchmesser der verwendeten Bronzekügelchen ist die gesamte Anordnung unregelmäßig. Die zum Brennraum hin offenen Kanäle unterscheiden sich daher in Größe und Ausrichtung. Der Wasserstoff tritt hier mit einer stochastisch verteilten Orientierung in den Brennraum ein. Für die poröse Sinterbronze wurden die Permeabilitätskonstanten mithilfe eines Durchflussprüfstands ermittelt [34]. In der gängigen Konstruktionsform des porösen Injektors wird die poröse Stirnplatte lediglich am Rand gelagert. Bei größeren Brennkammerdurchmessern steigen der maximale Abstand zur Einspannstelle und damit das maximale Biegemoment, das auf die Struktur wirkt. Darüber hinaus wird die Struktur durch die Injektorbohrungen geschwächt. Bei den ersten Varianten von API-Einspritzköpfen auf der 80 mm-Skala

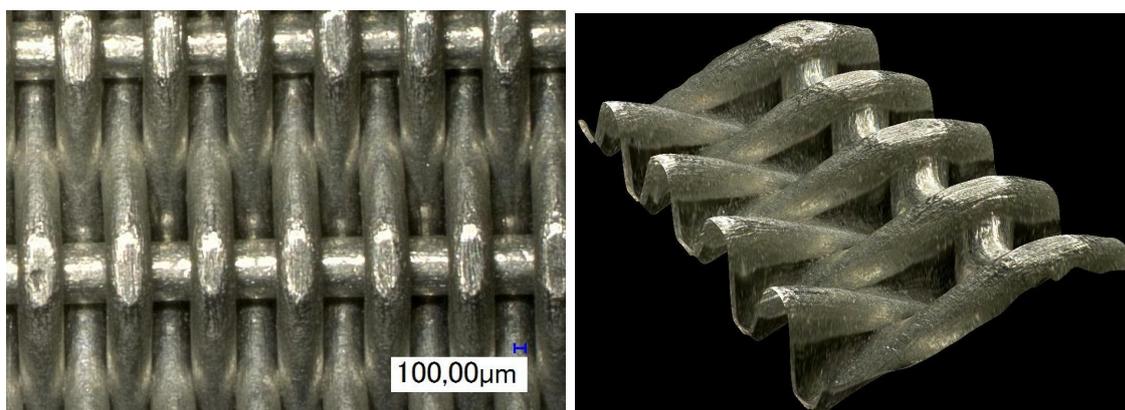


Abbildung 3.13: Stirnplattenmaterial aus Drahtgewebe, links: Mikroskopansicht, rechts: Höhenprofil

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

	Sinterbronze	Drahtgewebe
	SIKA-B 150	PACO
Permeabilitätskoeffizient $\alpha / 10^{-12} \text{ m}^2$	248 ¹ / 36,3 ²	-13,8 ³
Permeabilitätskoeffizient $\beta / 10^{-7} \text{ m}$	643 ¹ / 502,1 ²	1110 ³
Porosität / %	44 ¹ / 41,2	57 ¹

¹ Herstellerangaben

² Berechnet aus Kaltgasversuch [34]

³ Berechnet aus Heißgasversuch

Tabelle 3.5: Materialeigenschaften der verwendeten Stirnplattenmaterialien

wurden ebenfalls Stirnplatten aus poröser Sinterbronze verwendet. Es kam nach mehreren Versuchen zu einer Rissbildung im Material. Die Verwendung einer größeren Materialstärke wirkt diesem Problem entgegen. Für diese Anwendung ist diese Lösung allerdings nicht praktikabel, da eine Verdickung der Stirnplatte den sich einstellenden Druckverlust überproportional ansteigen lässt. Zum einen erhöht dies die mechanische Belastung des Materials. Zum anderen ist ein erhöhter Druckverlust aus Sicht des Gesamtsystems Triebwerk nicht erwünscht. Daher wurde nach einem Material gesucht, das ein besseres Verhältnis von Permeabilität und mechanischer Stabilität aufweist.

Für spätere Versionen der porösen Injektoren auf der 80 mm-Skala wurde für die Stirnplatten ein Material bestehend aus mehreren Lagen eines Drahtgeflechts verwendet. Dabei werden zunächst Matten aus Metalldrähten mit zwei unterschiedlichen Drahtstärken gewoben und anschließend miteinander versintert. Dieses Material wird von dem US-amerikanischen Hersteller „Pall Corporation“ unter der Bezeichnung „Rigimesh[®]“ vertrieben und dient auch als Stirnplattenmaterial für das SSME und das RL-10. In diesen Triebwerken dient dieses Material allerdings nur als Medium für einen Kühlmassenstrom, der die Stirnplatte selbst schützen soll. In Deutschland bietet die Firma „PACO Paul GmbH & Co.“ ein ähnliches Material an. Solche Metallgewebe lassen sich durch die Anzahl der miteinander versinterten Matten, deren Gelegeform und die verwendeten Drahtstärken bzw. die Anzahl der Drähte in den verschiedenen Richtungen („Schuss“ und „Kette“) charakterisieren. Bei dem verwendeten Material sind die einzelnen Drahtmatten in einer Leinwandbindung (engl. *plain weave*) mit 64 Schuss- und 12 Kettldrähten pro Zoll angeordnet. Eine Platte des Rohmaterials besteht aus jeweils 16 einzelnen versinterten Matten, was in einer Gesamtdicke von ca. 12 mm resultiert. Die Drähte bestehen aus dem Edelstahl V4A (Werkstoff-Nr. 1.4401 bzw. 316L). In vorangegangenen Versuchen mit Injektoren mit Sinterbronzestirnplatten wurden keine Verfärbungen oder sonstige Beschädigungen festgestellt, die auf einen erhöhten Wärmeeintrag in die Struktur schließen lassen. Die Wärmeleitfähigkeit des Materials ist entgegen der ursprünglichen Annahmen von geringerer Bedeutung. Daher wurde bei der Materialwahl der Fokus auf die mechanischen Festigkeitswerte und nicht auf die thermische Leitfähigkeit gelegt. Ab-

Abbildung 3.13 zeigt Nahaufnahmen dieses Materials. Der Vorteil dieses Metallgewebes gegenüber der Sinterbronze besteht in der hohen Festigkeit und der vergleichsweise hohen Permeabilität. Sofern ein Draht nicht durch eine Injektorbohrung unterbrochen wurde, zieht er sich über die gesamte Ausdehnung der Stirnplatte. Die mechanische Bearbeitung dieses Drahtgewebes gestaltet sich schwieriger als die der Sinterbronze. Beim Einbringen der Injektorbohrungen kann es leicht passieren, dass der Bohrer einen Draht nicht klar durchtrennt, sondern teilweise aus dem Material zieht. Für feinere Bearbeitungsschritte wie die einzelnen Injektorbohrungen wurde daher auf ein Erodierverfahren zurückgegriffen.

Die relevanten Permeabilitätsdaten der beiden Materialien sind in Tabelle 3.5 zusammengefasst. Im Falle der Sinterbronze wurde die Materialparameter von Konopka [34] an einem Durchflussprüfstand vermessen. Für das Drahtgewebe stehen diese Daten nicht zur Verfügung. Die präsentierten Permeabilitätskonstanten wurden aus Massenstrom- und Druckverlustdaten mehrerer Heißgasversuche ermittelt. Während in den Kaltgasversuchen für die Sinterbronze das durchströmende Medium keinen nennenswerten Temperaturanstieg aufweist, muss davon ausgegangen werden, dass sich der Wasserstoff im Heißgasfall vor dem Eintritt in den Brennraum erwärmt hat. Für die Ermittlung der Permeabilitätskonstanten wird eine Temperaturverteilung in der porösen Struktur angenommen.

3.2.5 Messtechnik

Bei der Messung der Drücke am Triebwerk wird zwischen statischen und dynamischen Druckmessungen unterschieden. Unter der Messung eines dynamischen Drucks versteht man in diesem Zusammenhang die Aufzeichnung von hochfrequenten Druckschwankungen mit Aufzeichnungsfrequenzen von bis zu 100 kHz. Diese Messungen sind zur Detektion von hochfrequenten Verbrennungsinstabilitäten unerlässlich. Dabei wurden im Brennraum Drucksensoren des Typs Kistler 6053CC60 eingesetzt. Die Sensoren wurden dabei in einen HF-Messring unmittelbar stromab der Injektionsebene eingebaut. Zum einen ist diese axiale Position besonders interessant für die Messung des dynamischen Drucks, und zum anderen treten an dieser Stelle Temperaturen an der Brennkammerwand auf, die nicht zur sofortigen Zerstörung der Messtechnik führen. Eine wandbündige Montage (*flush mounted*) der Drucksensoren ist für die Auswertung des dynamischen Drucksignals optimal. Die ungekühlten Drucksensoren 6053CC60 würden bei dieser Einbauform jedoch mit hoher Wahrscheinlichkeit beschädigt bzw. zerstört werden. Daher werden diese Sensoren leicht zurückgezogen, und es entsteht eine Kavität zwischen der Spitze des Sensors und dem Brennraum. Je nach Ausführung des Messrings betrug die Länge dieser Kavität zwischen 3 bis 10 mm, ihr Durchmesser lag bei 3 mm.

Der statische Druck an verschiedenen Stellen des Brennraums ist eine wichtige Information zur Beschreibung des aus der Verbrennung resultierenden Strömungsfeldes. Für die Ermittlung der Verbrennungseffizienz ist der Brennkammerdruck stromauf der Düsenkontraktion entscheidend. Ein Messfehler an dieser Stelle geht direkt in

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

den ermittelten Wert der Verbrennungseffizienz ein. Die Drucksensoren werden nicht direkt an der Brennkammerwand montiert, sondern über Kapillarbohrungen mit einem minimalen Durchmesser von 0,5 mm mit dem Brennraum verbunden. Die thermischen Belastungen der einzelnen Sensoren lassen sich auf diese Weise gering halten und die Berücksichtigung von Temperatureinflüssen auf die Messgenauigkeit ist nicht notwendig. Die Druckbohrungen sind stets senkrecht zur Brennkammerachse bzw. Hauptströmungsrichtung angeordnet, so dass Abweichungen aufgrund von Staudruckeinflüssen vermieden werden.

Für die Messung des axialen Druckprofils in der Brennkammer wurden hochpräzise Sensoren verschiedener Hersteller verwendet. In den Bereichen des erwarteten maximalen Druckgradienten und für die Messung des statischen Drucks am Düsen Eintritt wurden Sensoren mit einem Messbereich von 100 bar verwendet, was dem maximal erwarteten Brennkammerdrücken für alle hier beschriebenen Testsequenzen entspricht. Diese Sensoren weisen laut Herstellerangaben eine Kennlinienabweichung zwischen $\pm 0,08\%$ und $\pm 0,2\%$ vom Endwert auf. In vergangenen Jahren durchgeführte Untersuchungen am P8 haben ergeben, dass die Messketten der statischen Druckaufnehmer eine Abweichung von weniger als $\pm 0,03\%$ vom Endwert aufweisen. Für die oben erwähnten 100 bar-Sensoren ergibt sich also ein erwarteter Messfehler der Sensoren und der angeschlossenen Messketten von $\pm 0,11 \dots \pm 0,23\%$ vom Endwert oder maximal $\pm 0,23$ bar. Die Aufzeichnungsfrequenz für alle statischen Druckmessungen lag bei 100 Hz.

Für die Temperaturmessung kommen Thermoelemente vom Typ K zum Einsatz. In Bereichen der Brennkammer, in denen äußerst niedrige Temperaturen erwartet werden, werden Klasse-3-Thermoelemente verwendet. Zu diesen Bereichen gehören die Treibstoffzuführleitungen und die Treibstoffsammler sowie Messpunkte im Brennraum selber, die unmittelbar stromab der Injektionsebene liegen. Für diese Messpunkte wurden Thermoelemente durch den HF-Messring 5 mm stromab der Injektionsebene in den Brennraum geführt. An dieser Position können Temperaturen unter 100 K auftreten. Die Messgenauigkeit der Klasse-3-Thermoelemente ist mit $\pm 2,5$ K angegeben. Für die Temperaturmessungen im restlichen Brennkammerbereich (Wandtemperaturmessungen, Kühlwassertemperaturmessungen) werden Klasse-1-Thermoelemente eingesetzt. Diese weisen laut Herstellerangaben eine Genauigkeit von $\pm 1,0$ K auf.

Die Massenstrommessung am Prüfstand P8 geschieht über eine Volumenstrommessung mit Messturbinen. Aus diesen ermittelten Volumenströmen und hinterlegten Dichtewerten für die Treibstoffkomponenten werden die Massenströme ermittelt. Die Fehlerbereiche dieser Messung sind in Abschnitt 3.1 aufgeführt. Da sich der Stickstoff aus der Tankbedrückung zum Teil im LOX-Massenstrom löst, muss diese Messung nachträglich korrigiert werden (s. Abschnitt 3.4.1.2).

3.3 Ziele der Testkampagnen und Betriebsbedingungen

Zur Charakterisierung des Einspritzkonzeptes wurde ein Versuchsprogramm entwickelt und erfolgreich realisiert. Diese Versuchskampagnen ermöglichten es, den Einfluss der wichtigsten Betriebsparameter zu bestimmen. Im Folgenden werden die Testziele der einzelnen Versuchskampagnen und die dabei untersuchten Lastpunkte beschrieben. Die Testkampagnen 1 bis 3 beschäftigten sich mit der Identifizierung von dominanten Parametern der Treibstoffaufbereitung für die porösen Einspritzköpfe. Diese drei Testkampagnen wurden mit einer Versuchshardware mit einem Brennkammerdurchmesser von 50 mm durchgeführt. In der ersten Testkampagne sollte der Einfluss „klassischer“ Einflussgrößen wie das Impulsstrom- und Geschwindigkeitsverhältnis der Treibstoffe durch Drosselung quantifiziert werden. Die anschließenden Testkampagnen beschäftigten sich mit dem Einfluss geometrischer Größen der Brennkammer (Kampagne 2) und des Einspritzkopfs (Kampagne 3).

In den Testkampagnen 4 und 5 wurde die Skalierung des Einspritzkopfkonzepthes auf einen Brennkammerdurchmesser von 80 mm untersucht. Während die Testkampagnen 1 bis 3 auch in dieser Reihenfolge durchgeführt wurden, fanden die 80 mm-Kampagnen teilweise parallel zu den Tests auf der 50 mm-Skala statt.

3.3.1 Testkampagne 1: Einfluss der Injektionsbedingungen und Drosselung

Konventionelle Einspritzverfahren wie z. B. Koaxialinjektoren sind bezüglich der Qualität der Treibstoffaufbereitung und ihres Stabilitätsverhaltens abhängig von den Injektionsbedingungen (s. Abschnitt 2.3). Unter diesem Sammelbegriff werden die Eintrittsgeschwindigkeiten der Treibstoffkomponenten, ihre Dichten und die daraus resultierenden charakteristischen Kenngrößen wie das Geschwindigkeits- und Impulsstromverhältnis verstanden. Diese Injektionsbedingungen resultieren aus der jeweiligen Injektorgeometrie, dem gewählten Brennkammerdruck und Mischungsverhältnis sowie aus den Zuführbedingungen der Treibstoffe (Injektionstemperatur). Es ist daher naheliegend, in einer ersten Testkampagne zunächst eine Referenzkonfiguration bei verschiedenen Betriebspunkten zu untersuchen, um die Sensitivität des Einspritzkopfes im Hinblick auf die Injektionsbedingungen zu bestimmen. Als Referenzkonfiguration wurde die Brennkammerkonfiguration API-50-1 mit dem porösen Einspritzkopf API50-68 gewählt (s. Abschnitt 3.2.2.2). Dieser Einspritzkopf ist mit 68 LOX-Injektoren mit einem Innendurchmesser von 1,5 mm ausgestattet. Diese Injektorabmaße bilden auch die Referenzgröße für spätere Skalierungen auf größere Brennkammerdurchmesser.

Für eine festgelegte Brennkammer- und Einspritzkopfgeometrie ist es nicht möglich, alle Einflussparameter unabhängig voneinander zu variieren. Eine reine Drosselung des Triebwerks (Brennkammerdruckreduktion durch Senkung des Treibstoffmassenstroms

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

bei gleichbleibendem Mischungsverhältnis) führt aufgrund der Stoffeigenschaften von LOX und H₂ unmittelbar zu einer Variation der Geschwindigkeitsverhältnisse am Einspritzkopf. Für LPRE mit der Treibstoffkombination LOX/H₂ liegt der Sauerstoff flüssig bzw. überkritisch und weitgehend inkompressibel vor. Der Wasserstoff gilt bei einem Druck oberhalb von 13 bar als überkritisches Fluid hoher Kompressibilität. Bei einer Reduktion des Druckniveaus verringert sich überwiegend die H₂-Dichte. Da sich der benötigte H₂-Massenstrom ebenfalls proportional zum Brennkammerdruck verringert, bleibt der Volumenstrom und damit auch die H₂-Eintrittsgeschwindigkeit nahezu konstant. Die LOX-Eintrittsgeschwindigkeit verhält sich jedoch proportional zum Brennkammerdruckniveau. Mit einer Drosselung geht daher eine Variation des Geschwindigkeitsverhältnisses von Oxidator (O) zu Treibstoff (F) VROF und des entsprechenden Impulsstromverhältnisses MROF einher.

Die Drosselung eines porösen Einspritzkopfes wurde auf zwei verschiedene Weisen untersucht. Zum einen als kontinuierliche Drosselung in Form einer Brennkammerdruckrampe bei konstantem Mischungsverhältnis. Und zum anderen als eine Abfolge von Druckstufen. Die kontinuierliche Drosselung bietet den Vorteil, dass das Auftreten von kritischen Zuständen (z. B. Instabilitäten) genau bestimmt werden kann. Bei der Auswertung der so gewonnenen Daten müssen jedoch einige Besonderheiten berücksichtigt werden. Durch den sich beständig ändernden Lastpunkt befindet sich die Brennkammer streng genommen während der Rampe nicht in einem vollständigen thermischen Gleichgewicht. Darüber hinaus stimmt für diese Betriebsart der gemessene Brennstoffmassenstrom nicht mit dem zu diesem Zeitpunkt tatsächlich in den Brennraum eingespritztem Massenstrom überein, da die Massenstrommessung einige Meter stromauf des Einspritzkopfes stattfindet. Bei einer abfallenden Rampe wird daher z. B. ein kleinerer Massenstrom gemessen als der, der zu einem bestimmten Zeitpunkt in den Brennraum eingespritzt und verbrannt wird. In diesem Fall wird der theoretische Totaldruck zu niedrig berechnet, und der daraus resultierende berechnete Wirkungsgrad ist zu hoch. Dieser Effekt wird im Fall des inkompressiblen Sauerstoffs umso stärker, je niedriger der Lastpunkt und damit der Treibstoffmassenstrom ist, da auch die Geschwindigkeit in der Leitung sinkt und die Zeit zwischen Messung und Eintritt in den Brennraum länger wird. Aus diesen Gründen ist es vorteilhaft, eine solche Rampe mit einer sehr geringen Steigung auszuführen. Der Lastpunkt kann dann als quasi-stationär angenommen werden. In Abbildung 3.14 ist eine solche langsame Rampe dargestellt. Der Druck wurde hier um 70 bar in 70 s gesenkt, der Druckgradient beträgt -1 bar/s. Diese Rate wurde als klein genug angesehen, um von quasi-stationären Bedingungen ausgehen zu können. Alternativ zu diesem Rampentest wurde das Verhalten bei Drosselung in Testläufen mit diskreten Betriebspunkten untersucht. Abbildung 3.15 zeigt zwei Testläufe mit Variation des Brennkammerdrucks.

Sowohl der Versuch mit kontinuierlicher Drosselung als auch die Stufen-Versuche wurden mit der Konfiguration API-50-1 und GH₂ bei ca. 105 K durchgeführt. Die Eintrittstemperatur des flüssigen Sauerstoffs lag in dieser Kampagne und in allen weiteren in dieser Arbeit beschriebenen Testkampagnen zwischen 110 und 120 K. Der untersuchte Druckbereich für die Drosselung erstreckte sich von unterkritischen

3.3 Ziele der Testkampagnen und Betriebsbedingungen

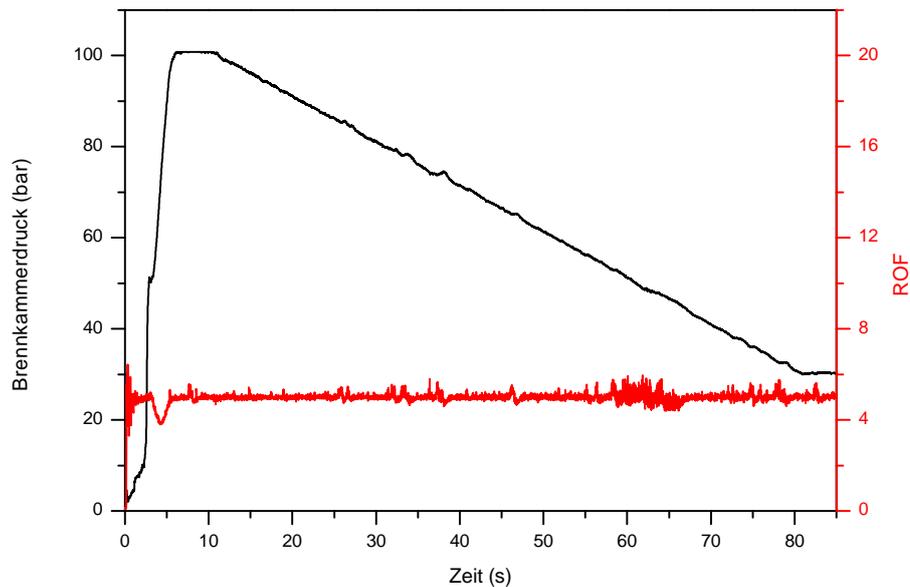


Abbildung 3.14: Beispiel einer kontinuierlichen Drosselung mit konstantem ROF

Bedingungen bei 30 bar bis zu weit überkritischen Bedingungen bei 100 bar. Das Mischungsverhältnis lag bei diesen Versuchen bei $\text{ROF} = 5$ und wurde nicht variiert.

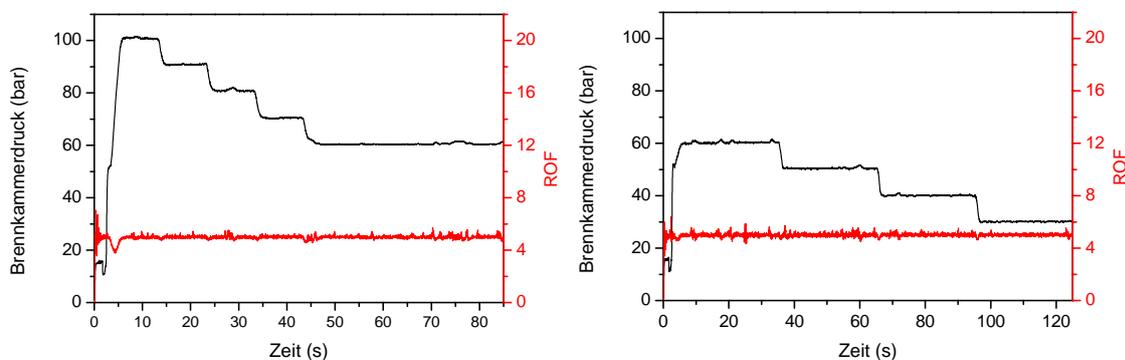


Abbildung 3.15: Beispiel einer Drosselung in diskreten Schritten mit konstantem ROF

3.3.2 Testkampagne 2: Einfluss der Brennkammermachzahl und L^* -Einfluss

Neben den Injektionsbedingungen unmittelbar am Injektoraustritt kann auch die sich ausbildende Brennkammerhauptströmung einen dominierenden Einfluss auf

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

Konfiguration	API-50-2	API-50-3	API-50-4	API-50-5
Düsenhalsdurchmesser (mm)	28	31,62	35,35	35,35
Brennkammerkontraktionsverhältnis	3,19	2,5	2,0	2,0
Machzahl am Düsen Eintritt	0,182	0,234	0,296	0,296
Geschwindigkeit am Düsen Eintritt (m/s)	300	385	485	485
Charakteristische Brennkammerlänge (mm) L^*	725,4	697,8	664,7	464,8
Länge bis zum Düsenhals (mm)	239	289	341	241
Mittlere Aufenthaltszeit (ms)	1,19	1,06	0,94	0,74

Tabelle 3.6: Gewählte Brennkammerkontraktionsverhältnisse und zugehörige Düsen-eintrittsmachzahlen und -geschwindigkeiten (für $\kappa = 1,15$)

die Treibstoffaufbereitung haben. Für ein Anfachen der Zerstäubung bzw. Durchmischung stromab des Injektors kommt als treibender Faktor die beschleunigende Heißgasströmung infrage. Diese Heißgasströmung wird von der mittleren Injektionsgeschwindigkeit auf einen Endwert beschleunigt, der im Wesentlichen vom Kontraktionsverhältnis der Düse ($\epsilon_c = A_{BK}/A_t$) bestimmt wird. Diese Geschwindigkeit am Düsen Eintritt ist nahezu unabhängig vom gewählten Brennkammerdruck und nur schwach beeinflusst vom Mischungsverhältnis. Die Düsen Eintrittsgeschwindigkeit u_{EoC} stellt die höchste mittlere Geschwindigkeit in axialer Richtung dar, die im Brennraum vor der Düsenkontraktion auftritt. Die Differenzgeschwindigkeit zwischen u_{EoC} und der LOX-Eintrittsgeschwindigkeit $u_{O,Inj}$ stellt ein Maß für die maximale Differenzgeschwindigkeit am LOX-Strahl bzw. an LOX-Ligamenten dar. Diese maximale Differenzgeschwindigkeit bestimmt den Wert der für den Strahlzerfall entscheidenden Weberzahl:

$$We = \frac{\rho_g \cdot (u_{EoC} - u_{O,Inj})^2 \cdot d}{\sigma} \quad (3.5)$$

Durch die Wahl unterschiedlicher Kontraktionsverhältnisse der Brennkammer lässt sich die Düsen Eintrittsgeschwindigkeit über einem weiten Bereich variieren, und es kann so ihr Einfluss auf die Treibstoffaufbereitung ermittelt werden.

Zur Untersuchung dieses Einflusses wurden die Brennkammerkonfigurationen mit unterschiedlichen Kontraktionsverhältnissen API-50-2, API-50-3 und API-50-4 (s. Tabelle 3.4) im Druckbereich von 30 bis 100 bar bei einem Mischungsverhältnis von $ROF = 5$ getestet. Die Treibstoffeintrittstemperaturen lagen im gleichen Bereich wie die der Testkampagne 1 ($T_{H_2} = 105 \pm 5$ K, $T_{O_2} = 115 \pm 5$ K). Tabelle 3.6 enthält die dazugehörigen Machzahlen und Heißgasgeschwindigkeiten, die sich am Düsen Eintritt einstellen. Dabei wurde ein Isentropenkoeffizient des Heißgasgemischs von 1,15 zugrunde gelegt. Dieser Wert ergibt sich aus einer Gleichgewichtsrechnung für eine H_2/O_2 -Verbrennung bei einem Mischungsverhältnis von $ROF = 5$.

Durch eine Verlängerung der zylindrischen Brennkammerlänge bei höheren Düsen Eintrittsmachzahlen kann die charakteristische Brennkammerlänge L^* und damit die mittlere Aufenthaltszeit der Treibstoffe im Brennraum konstant gehalten werden. Die

3.3 Ziele der Testkampagnen und Betriebsbedingungen

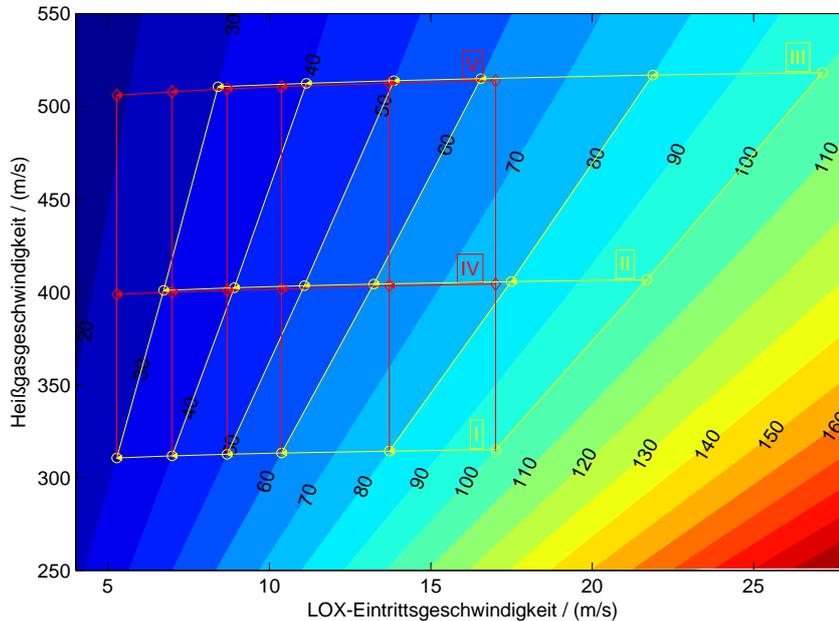


Abbildung 3.16: Betriebspunkte bei Variation des Düsenhalsquerschnitts. Die Konturlinien bezeichnen den Brennkammerdruck in bar, waagerechte Linien entsprechen einem Betriebspunktwechsel bei konstantem Düsenhalsquerschnitt.

Brennkammerlänge konnte bei dieser beschriebenen Testkampagne nur in Schritten von 50 mm angepasst werden. Dies führt dazu, dass die charakteristische Brennkammerlänge nicht exakt konstant gehalten werden konnte. Die notwendige Korrektur des ermittelten Totaldrucks in der Brennkammer nach der in Abschnitt 3.4.1.5 beschriebenen Vorgehensweise ermöglicht den Vergleich dieser drei Konfigurationen. Im Anschluss an die Versuche mit den Konfigurationen API-50-2 bis -4 wurde die Brennkammer im Vergleich zur Konfiguration API-50-4 um 100 mm gekürzt (Konfiguration API-50-5), um den Einfluss der charakteristischen Brennkammerlänge zu ermitteln. Die charakteristische Brennkammerlänge liegt für API-50-5 bei $L^* = 465$ mm im Vergleich zu $L^* = 665$ mm für die Vergleichskonfiguration API-50-4. Für diesen Vergleich wurden für beide Konfigurationen die oben beschriebenen Brennkammerdruckstufen zusätzlich zu einem Mischungsverhältnis von $ROF = 5$ auch bei $ROF = 4$ und 6 gefahren. Die Versuche wurden als Abfolgen unterschiedlicher Brennkammerdruckstufen bei konstantem Mischungsverhältnis durchgeführt (vgl. Abschnitt 3.3.1). Die für die kontinuierliche Drosselung beschriebene Problematik tritt bei diesen Stufenversuchen nicht auf. Durch die Vergrößerung des Düsenhalsdurchmessers werden für gleiche Brennkammerdrücke entsprechend größere Treibstoffmassenströme benötigt. Dies führt dazu, dass die Injektionsgeschwindigkeiten entsprechend des gesteigerten Massenstroms steigen. Dieser Zusammenhang

wird aus Abbildung 3.16 ersichtlich. Anstelle des Kontraktionsverhältnisses ist hier direkt die Geschwindigkeit der ausreagierten Heißgasströmung dargestellt. Durch leichte Variationen der Heißgaseigenschaften bei steigendem Druck verlaufen die horizontalen Linien konstanten Kontraktionsverhältnisses nicht exakt entlang eines Heißgasgeschwindigkeitswertes. Die Variation des Kontraktionsverhältnisses erlaubt es, unterschiedliche Einspritzgeschwindigkeiten bei identischen Brennkammerdrücken und Mischungsverhältnissen zu untersuchen. Dies entspricht den Versuchsarten I, II und III in Abbildung 3.16. Neben der Variante der konstanten Druckstufen wurden Versuche mit jeweils konstanten LOX-Eintrittsgeschwindigkeiten gefahren (Ziffern I, IV und V). In dieser Konfiguration lässt sich die Drosselung des Einspritzkopfes bei konstanten LOX-Eintrittsgeschwindigkeiten bewerten.

3.3.3 Testkampagne 3: Einfluss des Injektordurchmessers

Ein wesentlicher Parameter des Strahlzerfalls ist der Durchmesser des zu zerstäubenden Flüssigkeitsstrahls. Dieser Parameter ist mitentscheidend für die Größe der entstehenden Ligamente. Die oben beschriebenen Testkampagnen 1 und 2 konzentrierten sich auf den Einspritzkopf API50-68, der mit 68 LOX-Injektoren mit einem Innendurchmesser von 1,5 mm ausgeführt ist. Die dritte Testkampagne sollte den Einfluss des LOX-Strahldurchmessers auf die Treibstoffaufbereitung bei porösen Injektoren untersuchen. Dafür wurden zwei neue Einspritzköpfe gefertigt: API50-36 und API50-126. Diese Einspritzköpfe weisen einen Injektorinnendurchmesser von 2,0 bzw. 1,1 mm auf. Die Anzahl der Injektoren wurde dabei so gewählt, dass die gesamte für den Sauerstoff zur Verfügung stehende Eintrittsfläche für alle API50-Injektoren ähnlich ist. Dadurch wird sichergestellt, dass sich für identische Betriebspunkte (Druck, Mischungsverhältnis, Injektionstemperaturen und Brennkammerkontraktionsverhältnis) ähnliche Eintrittsgeschwindigkeiten und damit auch Impulsverhältnisse einstellen. Für identische Betriebsparameter kann der Einfluss des LOX-Injektordurchmessers auf die Qualität der Treibstoffaufbereitung untersucht werden.

Beide Einspritzkopfvarianten wurden bei Drücken von 100/80/60/50/40 bar und Mischungsverhältnissen von $ROF = 4/5/6$ betrieben. Dabei wurden jeweils zwei unterschiedliche Testsequenzen abgefahren. In der ersten Sequenz wurden in jeder Druckstufe die Mischungsverhältnisse 4 und 5 eingestellt. Die zweite Sequenz wies dagegen in jeder Druckstufe die Mischungsverhältnisse 5 und 6 auf. Jede dieser Sequenzen wurde für beide Einspritzkopfvarianten zweimal wiederholt, so dass für jeden Einspritzkopf und jede Druckstufe zwei Betriebspunkte bei $ROF = 4$, vier bei $ROF = 5$ und wiederum zwei bei $ROF = 6$ gefahren wurden. Die Treibstoffeintrittstemperatur betrug hier wie auch in den Testkampagnen 1 und 2 etwa 105 K.

3.3.4 Testkampagne 4 und 5: API für 80mm-Brennkammerdurchmesser

Neben den Versuchsreihen auf der 50 mm-Skala wurde das API-Konzept auch bei einem Brennkammerdurchmesser von 80 mm untersucht. Als mögliches Anwendungsszenario wurde ein In-Space Triebwerk anvisiert. Für diese Anwendungen stellt ein Brennkammerdurchmesser von 80 mm eine realistische Größenordnung dar. Es sollte im Rahmen dieser Versuchsreihen untersucht werden, ob das API-Injektordesign mit einer transpirativ gekühlten Brennkammerstruktur kompatibel ist. Die resultierenden Anforderungen hatten unmittelbare Auswirkungen auf die Gestaltung des Einspritzkopfs (s. Abschnitt 3.2.3.2). Der Einspritzkopf für diese Anwendung wurde in zwei Kampagnen charakterisiert:

- Testkampagne 4
In dieser Kampagne wurde der erste Einspritzkopfwurf API80-168 V1 (Konfiguration API-80-1) untersucht und ein direkter Vergleich zu einem existierenden Koaxialeinspritzkopf (Konfiguration Koax-80-1) erstellt. Der Einspritzkopf API80-168 V1 zeigte dabei ein instabiles Betriebsverhalten.
- Testkampagne 5
Das Ziel dieser Testkampagne war die Demonstration des stabilen Betriebs des um ein Baffle ergänzten ursprünglichen Einspritzkopfs API80-168 V1 (Konfiguration API-80-2) und/oder des modifizierten Einspritzkopfmusters API80-168 V2 (Konfiguration API-80-3).

Der Brennkammerdruckbereich lag bei 70 bis 90 bar und das Mischungsverhältnis zwischen 5 und 6. Die daraus resultierende Box wurde auf 9 Betriebspunkte bei 70/80/90 bar und ROF = 5,0/5,5/6,0 aufgeteilt. Abbildung 3.17 zeigt die Brennkammerkonfiguration API-80-3 am Prüfstand P8 und während des Heißlaufs.

In transpirativ gekühlten Brennkammern werden erfährt der Wasserstoff keine Aufheizung wie im Fall der Regenerativkühlung. Die Eintrittstemperatur am Einspritzkopf entspricht daher ungefähr der H₂-Pumpenausstrittstemperatur. Am Prüfstand P8 können H₂-Eintrittstemperaturen von 40 bis 50 K realisiert werden. Diese Eintrittstemperatur wurde auch für den Einspritzkopf vorgesehen. Unmittelbar nach Zündung können diese tiefen Temperaturen jedoch nicht vom Prüfstand garantiert werden. Sie stellen sich erst nach einigen Sekunden ein. Daher wurden die oben genannten Betriebspunkte um einen weiteren Punkt ergänzt, der als *precooling*- oder Abkühl-Phase bezeichnet wird. Während der ersten 20 bis 30 s sinkt die Wasserstofftemperatur auf unter 50 K ab und die eigentlichen Betriebspunkte können angefahren werden. Die Sauerstoffeintrittstemperatur lag während dieser Kampagnen ähnlich wie bei den vorangegangenen Versuchskampagnen bei 115 ± 5 K. Der gewünschte Brennkammerdruck und große Düsenhalsdurchmesser führt bei diesen Versuchen zu größeren benötigten Gesamtmassenströmen, was sich negativ auf die mögliche Testdauer auswirkt. Durch die notwendige Abkühlphase reduziert sich die für die eigentlichen Lastpunkte reservierte Testdauer weiter. Daher wurde in einer Sequenz jeweils nur eine Druckstufe

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau



Abbildung 3.17: Links: API80-168 V2 mit Brennkammer „D“ und Hitzeschild am Prüfstand P8, rechts: Heißgasversuch mit API80-168 V2 am P8

mit drei verschiedenen Mischungsverhältnissen gefahren. Abbildung 3.18 zeigt diese typische Versuchsstruktur mit einer 30s dauernden Abkühlphase bei 50 bar und den anschließenden Betriebspunkten bei 70 bar. Die Wasserstoffeintrittstemperatur fällt in diesem Fall von 50 K bei Zündung auf einen Wert von 41 K zu Beginn der Druckrampe auf 70 bar.

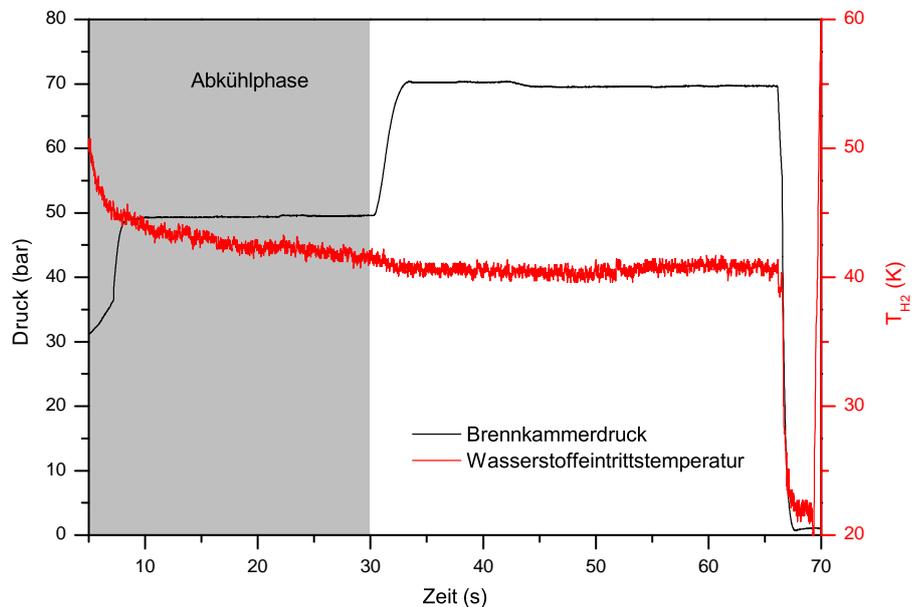


Abbildung 3.18: Typischer Brennkammerdruckverlauf und Entwicklung der Wasserstoffeintrittstemperatur während des Versuchs

3.3 Ziele der Testkampagnen und Betriebsbedingungen

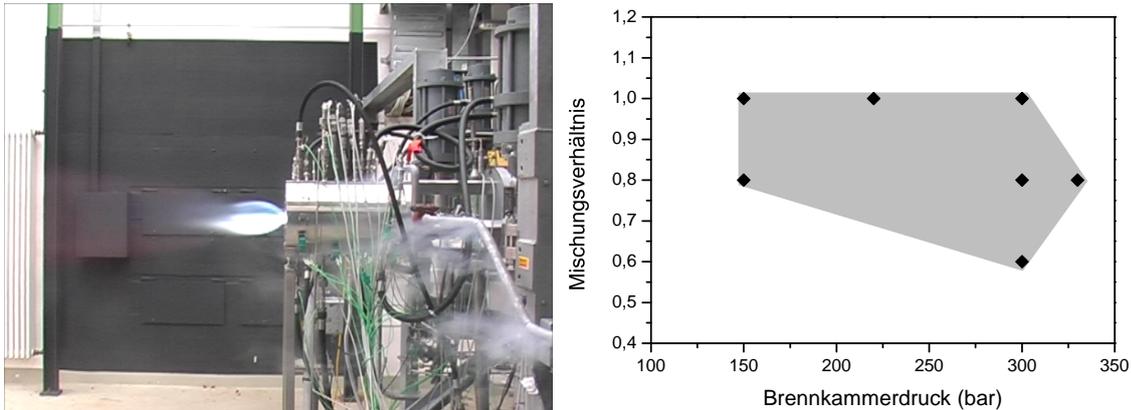


Abbildung 3.19: Links: Konfiguration API-80-4 im Heißlauf, rechts: untersuchte Betriebspunkte für den FRSC-Bereich

3.3.5 Testkampagne 6: Gasgenerator und Vorbrennkammer-Anwendung

Zusätzlich zu den Aktivitäten im Bereich der MCC-Anwendungen wurde auch die Möglichkeit untersucht, einen API-Einspritzkopf in einer Gasgenerator-Anwendung einzusetzen. Dabei muss unterschieden werden zwischen einer Vorbrennkammeranwendung für Gasgeneratoren und einer für eine treibstoffreiche gestufte Verbrennung (FRSC):

- Gasgenerator
Bis ca. 125 bar Brennkammerdruck steigt der spezifische Impuls eines Triebwerks auf Basis des Gasgeneratorzyklus stetig an. Ab diesem Druck überwiegen die Nachteile aufgrund des für den Gasgenerator notwendigen Massenstroms. Die Versuche zu Gasgeneratoren wurden daher bis zu einem Brennkammerdruck von 150 bar und bei stark brennstoffreichen Mischungsverhältnissen von 0,6 bis 1 gefahren.
- Gestufte Verbrennung
Typische Vorbrennkammern von Triebwerken auf Basis einer gestuften Verbrennung weisen Brennkammerdrücke oberhalb von 300 bar auf. Diese Betriebsbereiche können am Prüfstand P8 mithilfe der in Abschnitt 3.2.3.1 beschriebenen Brennkammer Modell „I“ abgedeckt werden. Die Mischungsverhältnisse lagen bei diesen Versuchen ebenfalls im Bereich von 0,6 bis 1.

Im Rahmen dieser Arbeit werden die Versuche für eine FRSC-Anwendung bei Drücken bis zu 330 bar beschrieben. Die Treibstoffeintrittstemperaturen lagen auf der Sauerstoffseite bei ca. 120 K und auf der Wasserstoffseite bei ca. 60 K. Dies entspricht einer Triebwerkskonfiguration, bei der der Wasserstoff der Vorbrennkammer direkt aus der Treibstoffversorgung zugeführt wird, ohne dass dieser vorher zur Kühlung

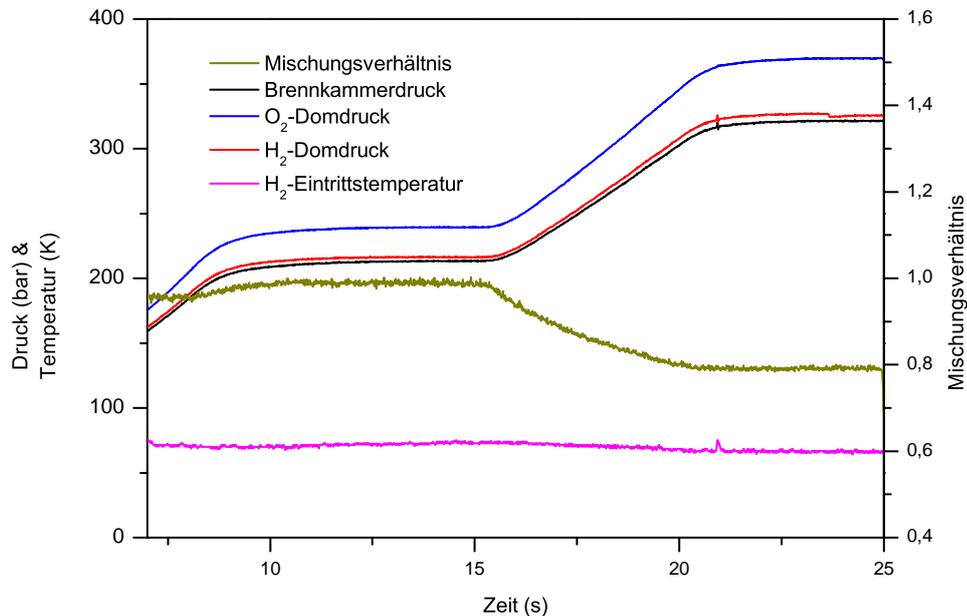


Abbildung 3.20: Druck-, Mischungsverhältnis- und H₂-Eintrittstemperaturverläufe während eines Heißlaufs bei FRSC-Bedingungen

der Vorbrennkammer oder der Hauptbrennkammer genutzt wurde. Durch diese Anordnung entsteht in einem realen Triebwerk kein zusätzlicher Druckverlust bei der Durchströmung der Kühlkanäle und die Belastungen für die Turbopumpen sinken. Für konventionelle Koaxialinjektoren wird eine niedrige Wasserstoffeintrittstemperatur als risikoreich im Hinblick auf mögliche Verbrennungsinstabilitäten angesehen. Daher wurde eine niedrige H₂-Eintrittstemperatur angestrebt, um mögliche Stabilitätsprobleme identifizieren zu können. In Abbildung 3.19 sind – neben einer Momentaufnahme während des Heißlaufs – die untersuchten Betriebspunkte im FRSC-Bereich dargestellt. Abbildung 3.20 zeigt die Verläufe einiger charakteristischer Brennkammergrößen bei einem Versuchslauf bei FRSC-Bedingungen. Der Gasgenerator-Massenstrom des Vulcain-II-Triebwerks liegt bei ca. 10 kg/s. Die Betriebspunkte für den Gasgeneratorbetrieb des porösen Injektors wiesen einen Gesamtmassenstrom von ca. 1 kg/s auf.

3.4 Datenauswertung

Im Folgenden werden die verwendeten Verfahren zur Bestimmung der Verbrennungseffizienz und -rauigkeit sowie des axialen Druckverlaufs in der Brennkammer beschrieben. Als Eingangsgrößen dieser Verfahren werden jeweils über ein bestimmtes Intervall gemittelte Messwerte herangezogen. Dieses Intervall wird als Auswertefenster bezeichnet. Für die Bestimmung der Verbrennungrauigkeit wird eine RMS-Berechnung auf

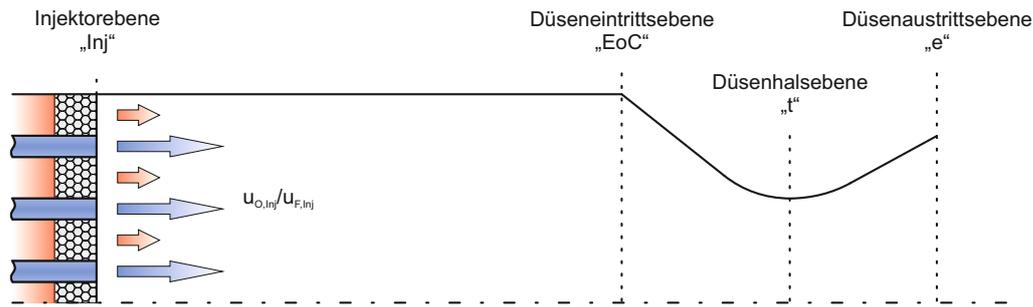


Abbildung 3.21: Schematische Brennkammerdarstellung mit Benennung der verwendeten Bezugsebenen

Basis der dynamischen Druckdaten über die Länge des Auswertefensters durchgeführt. Die im Abschnitt 3.3 beschriebenen Heißgasversuche wurden überwiegend als Abfolge von diskreten Brennkammerdruck- und Mischungsverhältnisstufen durchgeführt. Bei dieser Versuchsart kann davon ausgegangen werden, dass sich ca. 3 – 5 s nach einem Betriebspunktwechsel stationäre Bedingungen eingestellt haben. Bestimmend für diese charakteristische Zeit ist das zeitliche Verhalten der Brennkammerwandtemperatur. Die genannte Zeitspanne ist notwendig, damit sich das Temperaturprofil zwischen dem Brennraum und der Kühlkanaloberfläche bei einem Lastwechsel stabilisieren kann. Die Auswertefenster liegen daher stets am Ende einer solchen Brennkammerdruck- und Mischungsverhältnisstufe, um stationäre Bedingungen garantieren zu können. Die Länge der Auswertefenster betrug über alle hier beschriebenen Kampagnen hinweg

$$t_{AF} = 1 \text{ s.}$$

Die Wahl dieser Zeitspanne basiert auf früheren Ergebnissen von Suslov et al. [68]. Sämtliche benötigten Eingangsgrößen wurden über diese Zeitspanne hinweg gemittelt und danach an die Auswerterroutinen übergeben. Die jeweiligen Auswerterroutinen (Effizienz, Rauigkeit und axiales Druckprofil) werden für jeden stationären Betriebspunkt nur einmal ausgeführt.

3.4.1 Verbrennungseffizienz

Die Bestimmung der Verbrennungseffizienz geschieht über die Berechnung der charakteristischen Geschwindigkeiten c^* für einen theoretischen optimalen Fall und für die tatsächlich gemessenen Brennkammerbedingungen. In Abbildung 3.21 sind die relevanten Positionen definiert, auf die im Weiteren zurückgegriffen wird. Die Werte der Größen in der Injektionsebene werden mit dem Subscript „Inj“ gekennzeichnet. Das Subscript „EoC“ steht für *End of Combustion* und bezeichnet eine Position vor Eintritt in die Düsenkontraktion, an der die Reaktion im zylindrischen Brennkam-

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

merteil im Wesentlichen abgeschlossen ist. Die Bedingungen im Düsenhals und in der Austrittsebene werden mit „t“ (engl.: *throat*) und „e“ (engl.: *exit*) gekennzeichnet. Die charakteristische Geschwindigkeit c^* lässt sich mit Hilfe von Gleichung 2.2 bestimmen:

$$c^* = \frac{p_{0,t} A_t}{\dot{m}}$$

Im Folgenden wird von einer isentropen Zustandsänderung im konvergenten Düsenteil ausgegangen, so dass der Totaldruck im Düsenhals identisch mit dem Totaldruck vor Beginn der Düsenkontraktion ist.

$$p_{0,t} = p_{0,\text{EoC}} \quad (3.6)$$

Die Verbrennungseffizienz als Quotient aus experimentell ermittelter und theoretisch möglicher charakteristischer Geschwindigkeit lässt sich beschreiben als:

$$\begin{aligned} \eta_{c^*} &= \frac{c_{\text{exp}}^*}{c_{\text{theo}}^*} = \frac{p_{0,\text{EoC,exp}} A_{t,\text{exp}}}{\dot{m}_{\text{exp}}} \cdot \frac{\dot{m}_{\text{theo}}}{p_{0,\text{EoC,theo}} A_{t,\text{theo}}} \\ &= \frac{p_{0,\text{EoC,exp}}}{p_{0,\text{EoC,theo}}} \cdot \frac{A_{t,\text{exp}}}{A_{t,\text{theo}}} \cdot \frac{\dot{m}_{\text{theo}}}{\dot{m}_{\text{exp}}} \end{aligned} \quad (3.7)$$

Als Eingangsdaten für die Ermittlung der theoretisch möglichen charakteristischen Geschwindigkeit für den betrachteten Betriebspunkt werden der experimentell ermittelte Brennkammermassenstrom und der vorab bekannte Düsenhalsquerschnitt herangezogen. Somit ist

$$\dot{m}_{\text{theo}} = \dot{m}_{\text{exp}} \quad (3.8)$$

$$A_{t,\text{theo}} = A_{t,\text{exp}} \quad (3.9)$$

und die Berechnung der Verbrennungseffizienz η_{c^*} vereinfacht sich zu:

$$\eta_{c^*} = \frac{p_{0,\text{EoC,exp}}}{p_{0,\text{EoC,theo}}} \quad (3.10)$$

Der theoretisch erreichbare Totaldruck $p_{0,\text{EoC,theo}}$ wird durch eine Gleichgewichtsrechnung (NASA CEA Code [16]) bestimmt. Durch den verwendeten CEA Code werden folgende Annahmen getroffen:

- Vollständige Umsetzung der Treibstoffe
- Adiabate Verbrennung
- Verbrennung bei konstantem Druck
- Vernachlässigbare Eintrittsgeschwindigkeit der Treibstoffe

Für die Ermittlung der Brennkammerdaten wurden dabei die FAC-Option (Finite Area Combustor) und die Equilibrium-Option eingestellt. Für die korrekte Beschrei-

zung der Bedingungen während des Versuchs muss der mit CEA ermittelte Totaldruck nachträglich korrigiert werden. Im Einzelnen wurden folgende Korrekturen durchgeführt:

- Berücksichtigung des Eintrittsimpulses der Treibstoffe
- Berücksichtigung des Stickstoffanteils im LOX-Massenstrom
- Wärmeverlust aufgrund der Brennkammerkühlung
- Berücksichtigung der irreversiblen Beschleunigung der Brennkammerströmung

Nicht berücksichtigt wurde die Veränderung des wirksamen Düsenhalsquerschnitts. Die einzelnen Punkte werden im Folgenden diskutiert. Die Reihenfolge der einzelnen Korrekturen und Berechnungsschritte für die Ermittlung der Verbrennungseffizienz ist in Abbildung 3.24 im Anschluss an die Beschreibung der einzelnen Punkte schematisch dargestellt.

3.4.1.1 Eintrittsimpuls

Der mithilfe der gemessenen Werte für Treibstoffmassenströme und -temperaturen berechnete theoretische Totaldruck in der Injektionsebene gilt für $u_{\text{Inj}} = 0$. Die Eintrittsgeschwindigkeiten der Treibstoffe sind im Falle des porösen Injektors im Vergleich zur Geschwindigkeit der ausreagierten Strömung zwar klein, der Eintrittsimpuls (Subskript „EI“) kann jedoch nicht vernachlässigt werden. Bei der Betrachtung von klassischen Koaxialinjektoren ist dieser Eintrittsimpuls ca. um den Faktor $(\text{ROF} + 1)$ größer. Die Berücksichtigung dieses Eintrittsimpulses liefert einen zusätzlichen Druckterm

$$p_{\text{EI}} = u_{\text{F}} \dot{m}_{\text{F}} \frac{A_{\text{Inj,F}}}{A_{\text{BK}}} + u_{\text{O}} \dot{m}_{\text{O}} \frac{A_{\text{Inj,O}}}{A_{\text{BK}}}, \quad (3.11)$$

der zu dem ermittelten Totaldruck $p_{0,\text{Inj,theo}}$ addiert wird. Eine Berücksichtigung der Eintrittsimpulse von LOX und H_2 führt im Fall der porösen Injektion zu einer Erhöhung des theoretischen Totaldrucks in der Injektionsebene in der Größenordnung von 0,4 bar.

3.4.1.2 Stickstoffanteil im LOX-Massenstrom

Am Prüfstand P8 wird der flüssige Sauerstoff im Fahrtank mit Stickstoff bedrückt. Ein Teil dieses Stickstoffs löst sich im Sauerstoff. Dieser Stickstoffanteil gelangt dadurch in die LOX-Versorgung und damit in den Brennraum. Dieser Anteil liegt in der Größenordnung weniger Volumenprozent. Bei der Bestimmung des theoretischen Totaldrucks in der Injektionsebene muss dieser Massenanteil berücksichtigt werden, da ansonsten der berechnete Totaldruck zu groß wird. Die Annahme eines reinen Sauerstoffmassenstroms liefert den größtmöglichen theoretischen Totaldruck und damit einen minimalen Wirkungsgrad η_{c^*} (s. Gl. 3.10). Der Stickstoffanteil variiert

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

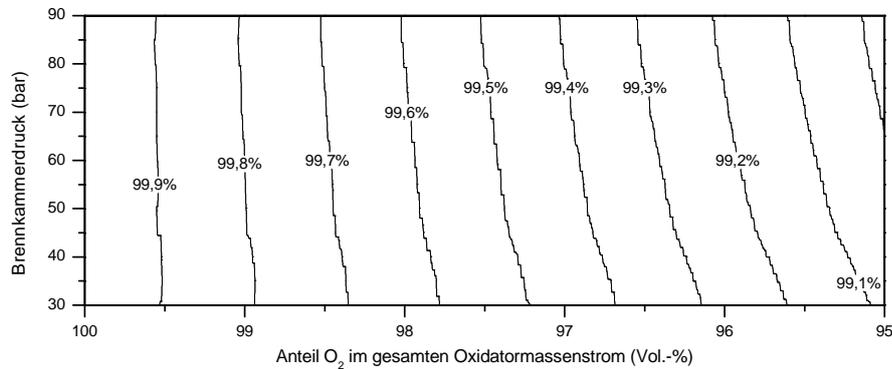


Abbildung 3.22: Verringerung des erreichbaren Totaldrucks in der Brennkammer in Abhängigkeit vom Druckniveau und Sauerstoffanteil im gesamten Oxidatormassenstrom

allerdings zwischen den Versuchen um einige Prozentpunkte und muss daher berücksichtigt werden, um die Versuche vergleichbar zu machen.

Der Zusammenhang von dem Stickstoffanteil im LOX-Massenstrom und der Verringerung des theoretisch erreichbaren Totaldrucks ist in Abbildung 3.22 dargestellt. Der Effekt wird zu höheren Brennkammerdrücken hin größer. Der im LOX gelöste Stickstoff kann zu einer Verringerung des theoretischen Totaldrucks in der Größenordnung von 1 % führen und wird für jeden gemittelten Betriebspunkt separat ausgewertet. Neben dem Einfluss des Stickstoffs auf die Reaktion in der Brennkammer ist auch die Beeinflussung der Massenstrommessung durch diesen Stickstoffanteil zu berücksichtigen. Die Massenstrommessung am Prüfstand P8 geschieht über eine Volumstrommessung durch ein Flow Meter (FM) und eine hinterlegte Dichte für reinen Sauerstoff. Für den Fall, dass der Stickstoff nicht im Sauerstoff gelöst ist, ergibt sich allerdings eine verringerte Dichte an der Messturbinen und damit auch ein geringerer Gesamtmassenstrom von Sauerstoff und Stickstoff. Der Korrekturfaktor für den gemessenen Massenstrom ergibt sich zu:

$$\epsilon_{\dot{m}_{O_2}} = \frac{\dot{m}_{O_2, \text{real}}}{\dot{m}_{O_2, \text{gemessen}}} = \omega_{O_2} + (1 - \omega_{O_2}) \frac{\rho_{N_2}}{\rho_{O_2}} \Big|_{FM}, \quad (3.12)$$

wobei sich der Massenanteil ω_{O_2} des Sauerstoffs am gesamten Massenstrom in der LOX-Fahrleitung aus der Online-Messung („CIT“) des entsprechenden Volumenanteils ϕ_{O_2} ergibt:

$$\omega_{O_2} = \frac{1}{1 + \frac{1 - \phi_{O_2}}{\phi_{O_2} \cdot \frac{\rho_{O_2}}{\rho_{N_2}} \Big|_{CIT}}} \quad (3.13)$$

Der Volumenanteil des Stickstoffs im Oxidatorgesamtmassenstrom wird am Prüfstand P8 während des Versuchs laufend gemessen. Dazu wird stromauf des Interfaces zur Brennkammer ein Teil des Oxidatormassenstroms abgezweigt und auf Umgebungsdruck entspannt. Vor der Messung des Volumenanteils wird das Gasgemisch im Messsystem auf eine Temperatur von 55° C gebracht. Bei diesen Bedingungen können Stickstoff und Sauerstoff als ideale Gase angesehen werden, und die Volumenmessung entspricht einer Molzahlmessung. Das Dichteverhältnis in Gleichung 3.13 liegt bei diesen Bedingungen bei

$$\left. \frac{\rho_{O_2}}{\rho_{N_2}} \right|_{CIT} = 1,1427 \quad (3.14)$$

Durch die Reduktion des Gesamtmassenstroms LOX im Vergleich zur direkten Messung verschiebt sich auch das tatsächlich vorliegende Mischungsverhältnis gegenüber den gemessenen Werten. Das korrigierte Mischungsverhältnis ist daher:

$$ROF_{\text{real}} = \epsilon_{\text{inO}_2} \cdot ROF_{\text{gemessen}} \quad (3.15)$$

3.4.1.3 Veränderung des wirksamen Düsenhalsquerschnitts

Die Gestalt des Düsenhalses hat einen großen Einfluss auf den sich einstellenden Brennkammerdruck für einen gegebenen Gesamtmassenstrom. Die Herausforderung besteht in einer genauen Bestimmung der effektiven Durchtrittsfläche im Düsenhals. Die effektive Durchtrittsfläche wird von drei Parametern kontrolliert.

- Krümmung

Die Linie, auf der die Strömungsgeschwindigkeit $Ma = 1$ entspricht, wird als Sauer-Linie bezeichnet. Diese Sauer-Linie ist keine exakt senkrechte Scheibe im engsten Querschnitt der Düse, wird aber häufig als solche angenähert. In der Realität ist sie leicht in Richtung der Düsenerweiterung gekrümmt und setzt noch vor dem engsten Querschnitt an der Düsenkontur an. Diese Krümmung führt zu einer Verringerung des kritischen Massenstroms. Der dominierende Parameter für das Ausmaß der Krümmung der Sauer-Linie ist für eine typische Düsenhalskontur das Verhältnis von Düsenhalsdurchmesser zum Krümmungsradius des Düsenhalses im konvergenten Teil der Düse. Die ursprüngliche Herleitung der geometrischen Form dieser Linie findet sich bei Sauer [61]. Rao ermittelte mithilfe dieser Beziehungen einen c_d -Wert [59]. Kliegel und Levine lieferten 1969 eine deutlich verbesserte Methode zur Bestimmung der Sauerlinie und des dazugehörigen c_d -Wertes [33], die von Back et. al. durch Messungen mit Luft experimentell bestätigt wurde [1]. Das Verhältnis von Düsenhalsdurchmesser zum Krümmungsradius des Düsenhalses liegt für die verwendeten Düsen auf 50 mm-Skala bei 0,9, woraus sich nach Kliegel und Levine für $\kappa = 1,15$ eine Reduktion des kritischen Massenstroms auf 99,16 % des idealen kritischen Massenstroms ergibt. Bei Experimenten mit einer 80 mm

durchmessenden Brennkammer kamen auch Düsen mit einem Verhältnis von 1 zum Einsatz, für die der kritische Massenstrom auf 99,05 % des idealen kritischen Massenstroms absinkt.

- **Grenzschicht**
Die sich in der Brennkammer ausbildende Grenzschicht schnürt die Hauptströmung im Düsenhals weiter ein. Der maximale Massenstrom wird dadurch weiter verringert, der theoretisch erreichbare Totaldruck erhöht sich entsprechend. Durch die starke Beschleunigung und Kühlung im konvergenten Düsenteil wird die Grenzschichtdicke allerdings verkleinert. Für eine genaue Betrachtung müsste für jeden betrachteten Lastpunkt eine Grenzschichtrechnung (z. B. TDK) durchgeführt werden.
- **Thermische und mechanische Belastung**
Während des Versuchs wird das Düsensegment der Brennkammer thermisch und mechanisch stark belastet. Dadurch kommt es zu einer Verformung des Düsenhalses. Im Falle eines regenerativ gekühlten Düsenhalses bildet sich in der Materialschicht zwischen Heißgasoberfläche und Kühlkanaloberfläche ein Temperaturgradient aus. Das weiter außen gelegene Material wird dabei auf die Temperatur des Kühlmediums gekühlt und zieht sich entsprechend zusammen, während sich der zwischen Kühlkanal und Heißgas gelegene Anteil ausdehnt. Für eine genaue Bestimmung dieses Einflusses müsste die konkrete Halsgeometrie mit den angenommenen Wärmelasten modelliert werden.

Um den Düsen Einfluss auf die Verbrennungseffizienz exakt zu bestimmen, wären für jeden Betriebspunkt umfangreiche strömungs- und strukturmechanische Rechnungen erforderlich. Dieses Vorgehen würde allerdings den Rahmen dieser Arbeit sprengen. Für die Auswertung wurden die obigen Punkte daher nicht berücksichtigt. Ihr Gesamteinfluss auf die Bestimmung der Verbrennungseffizienz liegt bei mindestens einem Prozentpunkt. Der Krümmungseinfluss und der Einfluss der Grenzschicht verringern die effektive Düsenaustrittsfläche und damit den realen Massenstrom im engsten Querschnitt. Dadurch steigt der Brennkammertotaldruck gegenüber einer idealen Berechnung. Durch die Nichtberücksichtigung der obigen Fehler wird die Verbrennungseffizienz um ca. einen Prozentpunkt überschätzt. Der thermische und mechanische Einfluss weist keine eindeutige Tendenz zu einer Vergrößerung oder Verkleinerung des effektiven Düsenhalses auf. Da alle Versuche mit geometrisch relativ ähnlichen Düsen (regenerative Kühlung, Verhältnis der Krümmungsradien zum Halsradius) durchgeführt wurden, wird angenommen, dass der Gesamteinfluss auf die Verbrennungseffizienz für alle hier betrachteten Versuche gleich ist.

3.4.1.4 Wärmeverlust aufgrund der Brennkammerkühlung

Die in dieser Arbeit betrachteten Brennkammerkonfigurationen bestehen aus mit Wasser gekühlten Brennkammersegmenten. Während des Betriebs wird der Heißgasströmung eine gewisse Wärmemenge \dot{Q}_{KW} über diese Kühlung entzogen, die

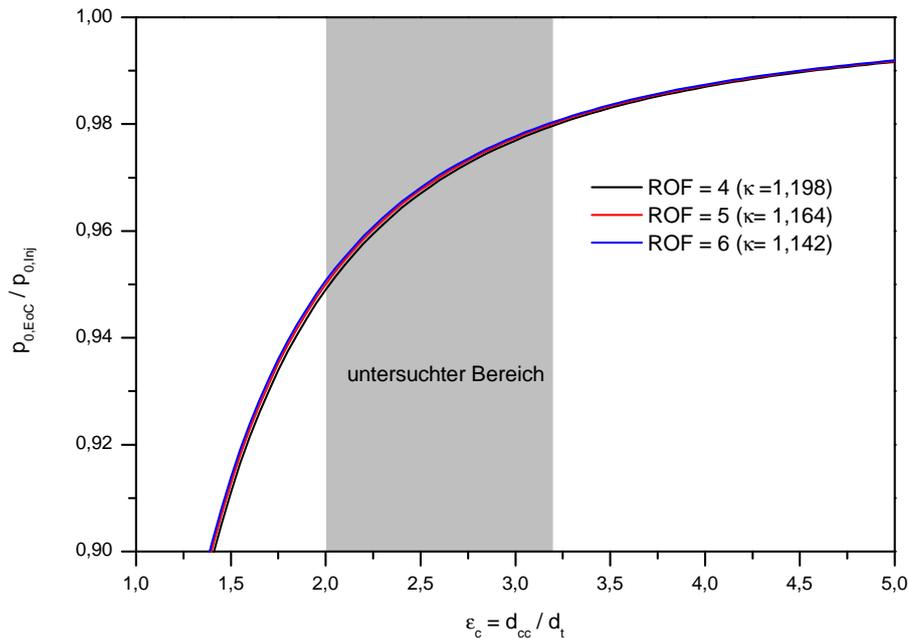


Abbildung 3.23: Einfluss des Brennkammerkontraktionsverhältnisses auf den Totaldruckverlust infolge der irreversiblen Beschleunigung

zwischen 2 und 5 % der gesamten in der Brennkammer freigesetzten Wärmemenge \dot{Q}_{BK} liegt. Um Versuche mit unterschiedlichen Kühlungsbedingungen vergleichen zu können, wird die entzogene Wärmemenge bei der Berechnung des theoretischen Totaldrucks berücksichtigt. Da die Bestimmung des Totaldrucks mittels einer chemischen Gleichgewichtsrechnung bei adiabaten Bedingungen geschieht, müssen die Eintrittsenthalpien der Treibstoffe für diese Rechnung verringert werden. Dadurch werden die Brennkammerbedingungen für eine Heißgasströmung mit der gleichen Gesamtenthalpie wie im Versuch berechnet. Für die hier präsentierten Auswertungen wurde lediglich die Eintrittsenthalpie des Wasserstoffs modifiziert.

Ein weiterer möglicher Einfluss der Brennkammerkühlung ist ihr Einfluss auf die Entwicklung der Grenzschicht in der Brennkammer. Dieser Effekt ist für die Durchströmung des Düsenhalses relevant (s. o.), wurde allerdings im Rahmen dieser Arbeit nicht beleuchtet.

3.4.1.5 Energieverluste durch irreversible Beschleunigung

In einem realen Triebwerksprozess führt die Wärmefreisetzung aufgrund der einsetzenden Reaktion zu einer Verringerung der Dichte und damit zu einer Beschleunigung der Brennkammerströmung. Diese Beschleunigung geht mit einem Druckabfall in Strömungsrichtung einher, so dass die chemische Reaktion nicht bei konstantem Druck abläuft. Die Beschleunigung der Heißgase aufgrund der Wärmezufuhr stellt ei-

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

nen irreversiblen Prozess dar. Daher ist der tatsächliche Totaldruck am Düsen Eintritt geringer als der für eine ruhende Brennkammeratmosphäre berechnete Wert. Die Größe dieses Verlustes wird von dem Kontraktionsverhältnis und damit von der sich im Brennraum einstellenden Machzahl bestimmt. Er ist minimal für Brennkammerbauformen mit einem sehr großen Kontraktionsverhältnis. Für diese Brennkammern erfolgt die Reaktion bei einer verschwindend geringen Strömungsgeschwindigkeit und die Beschleunigung des ausreagierten Heißgases auf $Ma = 1$ findet ausschließlich unter isentropen Bedingungen im konvergenten Düsenteil statt. Das andere Extrem stellt der Fall $\epsilon_c = A_{EoC}/A_t = 1$ dar, eine Brennkammer ohne geometrischen Düsenhals (engl.: *throatless rocket motor*). Für diese Bauform ist der Totaldruckverlust maximal, da die Beschleunigung auf $Ma = 1$ ausschließlich durch die Wärmefreisetzung der Reaktion hervorgerufen wird.

Unter der Voraussetzung einer sonischen Durchströmung des Düsenhalses ergibt sich die Machzahl vor dem Düsen Eintritt mithilfe folgender Beziehung aus dem Kontraktionsverhältnis der Brennkammer und dem Isentropenkoeffizienten des Heißgases:

$$\frac{A_{EoC}}{A_t} = \frac{1}{Ma_{EoC}} \left[\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma_{EoC}^2}{\frac{\kappa-1}{2}} \right]^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \quad (3.16)$$

Für die im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Kontraktionsverhältnisse und Gaszusammensetzungen ergeben sich Brennraum-Machzahlen im Bereich von $Ma_{EoC} = 0,19 \dots 0,31$. Der Totaldruckverlust für diese Machzahlen ist nicht vernachlässigbar. Um Versuche bei unterschiedlichen Brennkammerkonfigurationen und Brennraum-Machzahlen vergleichen zu können, wird der theoretisch maximal mögliche Totaldruck entsprechend korrigiert. Das Verhältnis der Totaldrücke in der Injektionsebene und in der Düsen Eintrittsebene ergibt sich zu:

$$\frac{p_{0,Inj}}{p_{0,EoC}} = \frac{1 + \kappa Ma_{EoC}^2}{1 + \kappa Ma_{Inj}^2} \left[\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma_{Inj}^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma_{EoC}^2} \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (3.17)$$

für den Fall verschwindender Eintrittsgeschwindigkeiten ($Ma_{Inj} \rightarrow 0$) folgt:

$$\frac{p_{0,Inj}}{p_{0,EoC}} = \frac{1 + \kappa Ma_{EoC}^2}{\left(1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma_{EoC}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}} \quad (3.18)$$

Diese Beziehung ist für verschiedene Werte von κ in Abbildung 3.23 dargestellt. Der Einfluss der Heißgaszusammensetzung, die durch den Isentropenkoeffizienten beschrieben wird, ist gering. Entscheidend ist das Kontraktionsverhältnis der Brennkammer. Bei niedrigen Kontraktionsverhältnissen und dementsprechend hohen Machzahlen steigt der Totaldruckverlust stark an. Die im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Brennkammerkonfigurationen waren mit Düsen mit Kontraktionsverhältnissen zwischen 2 und 3,2 ausgestattet. Der Totaldruckverlust und damit auch der Wirkungsgradverlust allein aufgrund der irreversiblen Beschleunigung der Brennkam-

merströmung beträgt demnach zwischen 2 und 5 Prozentpunkten. Um verschiedene Konfigurationen vergleichen zu können, ist eine Korrektur des berechneten Totaldrucks mithilfe des in Gleichung 3.18 bestimmten Faktors notwendig.

3.4.1.6 Bestimmung des Totaldrucks im Versuch

Die JANNAF-Prozedur zur Ermittlung der Verbrennungseffizienz einer Raketenbrennkammer (s. [55]) bietet zwei Möglichkeiten zur Messung des Brennkammerdrucks an: zum einen die Messung in der Injektorebene und zum anderen in einer Brennkammerebene kurz vor Eintritt in die Düsenkontraktion. Für die hier beschriebenen Untersuchungen wird auf die zweite Option zurückgegriffen, die auch von den Autoren der JANNAF-Studie als die weniger fehleranfällige beschrieben wird.

Für die Bestimmung des experimentellen Totaldrucks am Düseneintritt wird daher auf einen gemessenen Wanddruck vor dem Düseneintritt zurückgegriffen. Entscheidend ist hierbei die Annahme, dass an der axialen Position des Sensors die Wärmefreisetzung und Beschleunigung des Heißgases im zylindrischen Brennkammerteil bereits abgeschlossen ist und sich somit der Totaldruck nicht mehr ändert. Aus dem gemessenen Wanddruck p_{EoC} kann mit

$$\frac{p_{0,\text{EoC}}}{p_{\text{EoC}}} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \text{Ma}_{\text{EoC}}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (3.19)$$

der gesuchte Totaldruck ermittelt werden. Als Wert für den Isentropenkoeffizienten κ wird hier der theoretische Wert für die vollständig ausreagierte Heißgasströmung κ_{EoC} aus der Gleichgewichtsrechnung angenommen.

Die alternative Bestimmung des Totaldrucks am Düseneintritt auf Basis des statischen Drucks in der Injektorebene ergibt sich nach JANNAF zu:

$$\frac{p_{0,\text{EoC}}}{p_{\text{Inj}}} = \left(\frac{1 + \frac{\sum u_{\text{Prop}} \dot{m}_{\text{Prop}}}{p_{\text{Inj}} A_{\text{Inj}}}}{1 + \kappa \text{Ma}_{\text{EoC}}^2}\right) \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \text{Ma}_{\text{EoC}}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (3.20)$$

In diesem Fall liegt die Schwierigkeit in der sauberen Messung von p_{Inj} , dem statischen Druck in der Injektorebene. Je nach Injektorbauform kann es hier zu einer Verfälschung der Messung durch Rezirkulationszonen im Randbereich des Brennraums kommen.

3.4.1.7 Fehlerbetrachtung

Aufgrund des Umfangs der notwendigen Berechnungsschritte zur Bestimmung der Verbrennungseffizienz wird die Fehlerbetrachtung nur in Form einer Worst-Case-Abschätzung durchgeführt. Die größten Einflüsse auf die Bestimmung der Verbrennungseffizienz haben Messfehler beim statischen Brennkammerdruck p_{EoC} , dem Ge-

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

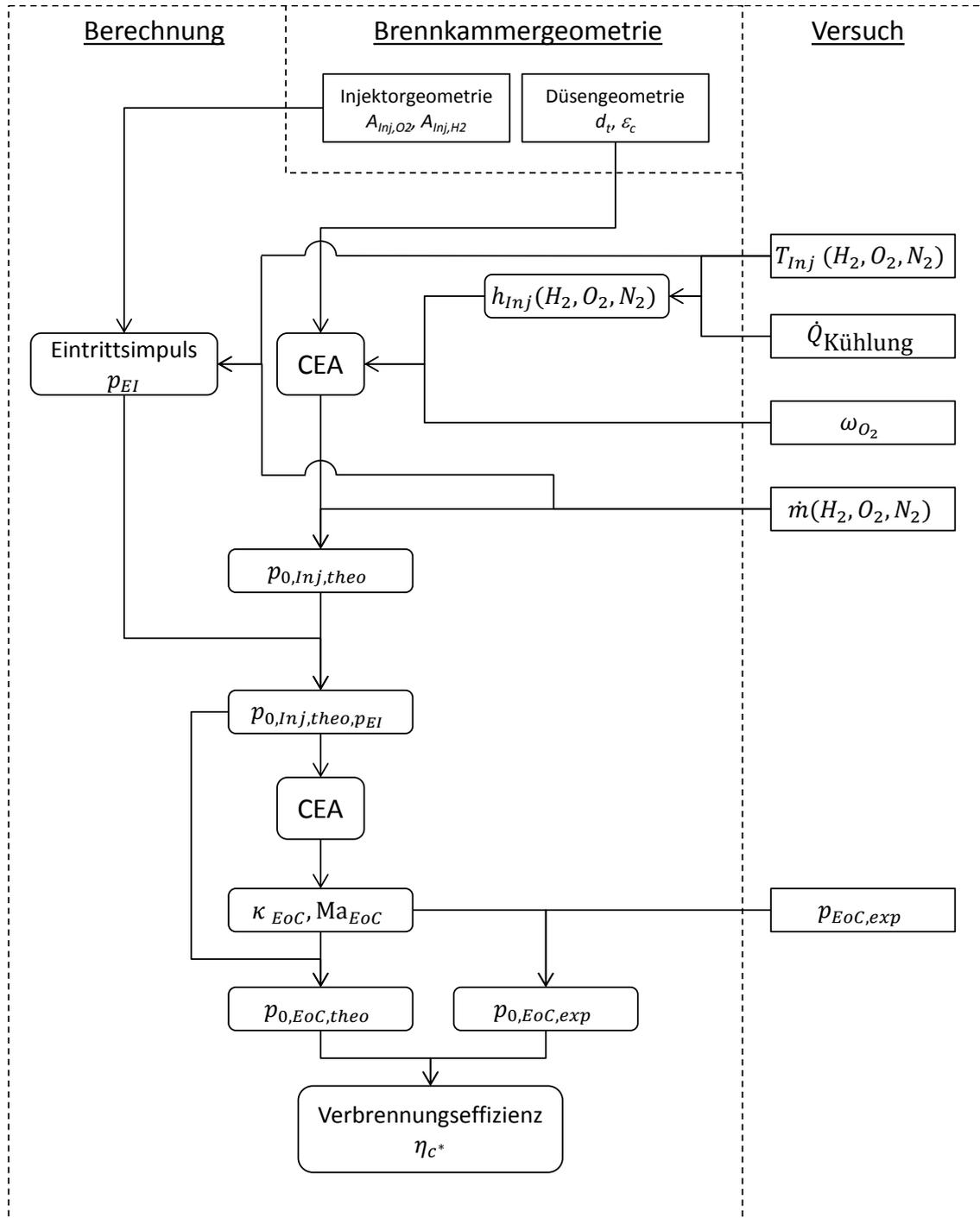


Abbildung 3.24: Abfolge der Berechnungsschritte bei der Bestimmung von η_{c^*}

samtmassenstrom \dot{m}_{ges} und dem Mischungsverhältnis der Treibstoffe ROF. Während der gemessene Brennkammerdruck direkt den experimentellen Totaldruck $p_{0,EoC,exp}$ bestimmt, sind der Gesamtmassenstrom und das Mischungsverhältnis für den theoretisch möglichen Totaldruck $p_{0,EoC,theo}$ entscheidend. Zur Abschätzung des möglichen Fehlerbandes für η_c^* wird die Berechnung mit den maximalen Abweichungen der obigen Parameter wiederholt. Dadurch ergeben sich 8 weitere Ergebnisse (2^3 , jeweils Minimal- und Maximalwert von drei Messgrößen). Die größten Abweichungen der so ermittelten Verbrennungseffizienz vom Nominalwert bestimmen den maximalen Fehler. Diese Fehlerbetrachtung führt zu großen Fehlerbalken in der Größenordnung von ± 2 Prozentpunkten. In der Literatur werden sogar Fehler von ± 4 Prozentpunkten bei der Bestimmung von η_c^* als akzeptabel angesehen [22].

3.4.1.8 Alternative Bestimmung der Verbrennungseffizienz

Neben der oben beschriebenen Vorgehensweise bei der Bestimmung der Verbrennungseffizienz ist auch eine Bestimmung der charakteristischen Geschwindigkeit über eine Schubmessung möglich. Diese Methode hat sich bei realen Triebwerken bewährt, lässt sich aber bei Schubkammertests am P8 kaum einsetzen. Der spezifische Impuls, der Triebwerksschub und die charakteristische Geschwindigkeit hängen wie folgt zusammen:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} \cdot g} = \frac{c_{eff}}{g} = \frac{c^* \cdot c_F}{g} \quad (3.21)$$

Der Parameter c_F bezeichnet dabei den Schubkoeffizienten der Düse. Die Bestimmung der charakteristischen Geschwindigkeit reduziert sich damit auf die Messung des Triebwerkschubs und des gesamten zugeführten Massenstroms.

Im Fall von Hochdruckbrennkammern am Prüfstand P8 bringt dieses Vorgehen mehr Probleme als Vorteile mit sich, da eine genaue Messung des Triebwerkschubs kaum möglich ist. Neben dem Schubbock, der die entstehenden Kräfte ableiten soll, werden auch über die aufgrund der notwendigen Wandstärke steifen Rohrleitungen Kräfte aufgenommen und so das Messergebnis stark verfälscht. Dazu kommt ein schwer bestimmbares Verformungsverhalten des gesamten Triebwerks durch die Abkühlung während des Versuchs. Aufgrund dieser kaum quantifizierbaren Einflüsse wird davon ausgegangen, dass die Verbrennungseffizienz einer Schubkammer mit der oben genannten Methodik auf Basis einer Druckmessung im Brennraum genauer bestimmt werden kann.

3.4.2 Verbrennungsstabilität

Als wichtigstes Kriterium für die Verbrennungsstabilität dient die Messung der Verbrennungsrauigkeit. Als Maß für die Verbrennungsrauigkeit wird der RMS- oder

Effektivwert des dynamischen Drucks herangezogen.

$$\begin{aligned} \text{RMS} &= \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n p_{100\text{kHz}}} \\ n &= t_{AF} \cdot 100 \text{ kHz} \end{aligned} \quad (3.22)$$

Als Basis dient dabei das ungefilterte Signal mit einer Abtastfrequenz von 100 kHz. Dieser RMS-Wert wird über die gesamte Länge des betrachteten Auswertefensters berechnet. Um für jeden Betriebspunkt einen einzigen skalaren Wert zu erhalten, werden die mit Hilfe von Gleichung 2.8 ermittelten p' -Werte aller dynamischen Druckaufnehmer in der Injektionsebene gemittelt. Der resultierende Wert wird anschließend mit dem Mittel des statischen Brennkammerdrucks an dieser Position normiert.

Neben dem ungefilterten Signal werden auch RMS-Werte für gefilterte Datensätze ermittelt. Es existieren im Brennraum und in den Treibstoffsammlern charakteristische Frequenzen unterhalb von 100 Hz, die eindeutig dem Versorgungssystem des Prüfstands zugerechnet werden können. Um ihren Einfluss auf die RMS-Berechnung zu quantifizieren, wird neben dem ungefilterten Signal auch ein mit einem 100 Hz-Hochpassfilter bearbeitetes Signal ausgewertet.

3.4.3 Axialer Druckverlauf

Die Umsetzung der Treibstoffe und die damit einhergehende Beschleunigung der Heißgasströmung führen zu einem charakteristischen Verlauf des statischen Drucks in der Brennkammer. Der Druck nimmt dabei von der Einspritzung bis zum Eintritt in den konvergenten Teil der Düse stetig ab. Dieser Druckabfall setzt sich in der Düse verstärkt fort, was aber für eine Betrachtung der Treibstoffaufbereitung nicht mehr von Interesse ist, da zu diesem Zeitpunkt schon von einer vollständigen Umsetzung ausgegangen wird. Der Druckabfall im zylindrischen Teil der Brennkammer weist dabei unterschiedliche Gradienten auf. Durch die Auslegung der Versuchsbrennkammern als fotoskalierte subscale-Brennkammern ergibt sich ein sehr langer zylindrischer Brennkammerteil vor dem Beginn der Brennkammerkontraktion in der Düse. Dadurch kann ein Druckgradient durch eine Querschnittsänderung in der Brennkammer vermieden werden. Starke lokale Druckgradienten in axialer Richtung weisen auf Bereiche mit intensiver Stoffumsetzung und entsprechend starker Wärmezufuhr hin. Auf der anderen Seite bedeutet ein nahezu konstantes Druckniveau in axialer Richtung eine im Wesentlichen abgeschlossene Reaktion. Es kann davon ausgegangen werden, dass sich bei konstantem Druck in der Brennkammer die Heißgaszusammensetzung im chemischen Gleichgewicht befindet. Die entsprechende axiale Position, ab der von einer nahezu vollständig ausreagierten Strömung ausgegangen wird, wird als x_{EoC} bezeichnet. Für die experimentelle Ermittlung der Verbrennungseffizienz nach der in 3.4.1.6 beschriebenen Methode kann nur ein Sensor stromab von x_{EoC} verwendet werden. Der Wert von x_{EoC} ist auch für die Dimensionierung einer mit einem porösen

Injektor ausgestatteten Brennkammer entscheidend.

Vorangegangene Untersuchungen haben gezeigt, dass ein Großteil des Druckverlustes in der Brennkammer auf den ersten 100 bis 150 mm stromab der Injektionsebene stattfindet. Um diesen maximalen Druckgradienten in Abhängigkeit von unterschiedlichen Betriebsbedingungen zu charakterisieren, wurde dieser Bereich mit mehreren Drucksensoren ausgestattet.

Zur Auswertung der gemessenen Druckdaten wird aus den gemessenen Werten ein Wanddruckverlauf $p(x)$ approximiert. Aus diesem Wanddruckverlauf lässt sich dann ein lokaler Druckgradient $p'(x)$ ermitteln. Die für die Bestimmung von $p(x)$ verwendeten Druckdaten werden dabei für einen stationären Betriebspunkt über die Länge des Auswertefensters T_{AF} gemittelt. Für die Approximation des axialen Druckverlaufs wird ein axial verzerrtes Sinusprofil zugrunde gelegt. Die Druckverteilung erhält dadurch die Form:

$$p(x) = \bar{p} + A \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} + t(x)\right) \quad (3.23)$$

Abbildung 3.25 zeigt den Zusammenhang zwischen der ursprünglichen Sinusfunktion im Bereich von $\frac{1}{2}\pi$ bis $\frac{3}{2}\pi$ und der daraus abgeleiteten Approximation für den Brennkammerdruckverlauf. Der Verlauf von $\frac{1}{2}\pi$ bis π wird dabei gestaucht, während der Teil von π bis $\frac{3}{2}\pi$ gestreckt wird. Dies geschieht über die Wahl einer geeigneten Form von $t(x)$, der Übertragungsfunktion von der realen Koordinate x im Brennraum auf den Bereich von $\frac{1}{2}\pi$ bis $\frac{3}{2}\pi$ der Sinusfunktion. Abbildung 3.26 zeigt gemessene Wanddruckdaten zusammen mit der dazugehörigen Fit-Funktion. Der dargestellte Verlauf ist charakteristisch für die im Rahmen dieser Arbeit gemessenen Druckverläufe. Die gestauchte Sinusfunktion bildet sowohl den starken Druckgradienten nach ca. 30 mm, als auch die relativ konstanten Druckplateaus in Einspritzkopfnähe und weit stromab sehr gut ab. Für die Bestimmung der Gewichtungsfaktoren der einzelnen Datenpunkte wurde die Messungenauigkeit u der verwendeten Drucksensoren herangezogen. Um die Fitqualität weiter zu erhöhen, wurden an ausgewählten Stellen hochpräzise Sensoren eingesetzt, die eine entsprechend höhere Gewichtung erhielten:

$$w_i = \frac{\sum_{j=1}^N u_j}{u_i} \quad (3.24)$$

Ab einer axialen Position x_{EoC} variiert der axiale Druckverlauf nur minimal, und der Druckgradient $p'(x)$ geht gegen 0. Die Reibungsverluste in der Brennkammer sind vernachlässigbar klein. Es findet ab dieser Position kaum noch Vermischung statt, und Austauschprozesse basieren nur noch auf Diffusionsprozessen. Eine eventuell vorhandene Inhomogenität in der Verteilung der Mischungsverhältnisse führt zu einer nicht vollständigen Verbrennung, und der Verbrennungswirkungsgrad nimmt Werte < 1 an. Die Bestimmung von x_{EoC} geschieht über die Betrachtung des aus den gemessenen Wanddrücken interpolierten Druckverlaufs. Der lokale statische Druck

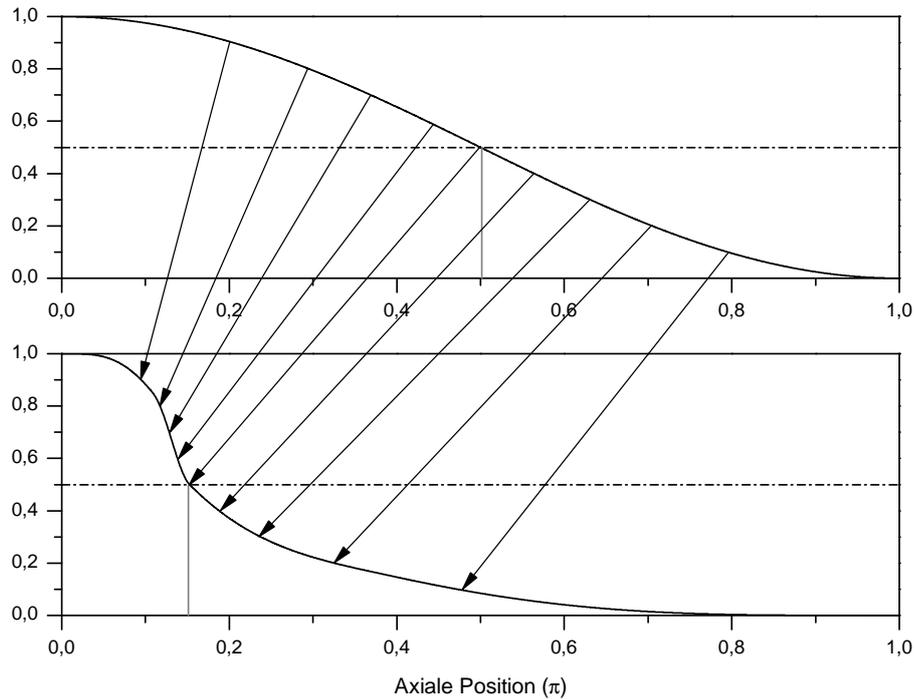


Abbildung 3.25: Übergang von einer reinen Sinusfunktion zur Approximation der Wanddruckdaten

$p(x)$ lässt sich über

$$p_{norm}(x) = \frac{p(x) - p_{min}}{p_{max} - p_{min}} \quad (3.25)$$

in einen Wert zwischen 0 und 1 übersetzen. Sobald

$$p_{norm}(x) \leq p_{norm,EoC} \quad (3.26)$$

ist, wird die Verbrennung als im Wesentlichen abgeschlossen betrachtet. Für die Messungen in dieser Arbeit wurde der Schwellenwert

$$p_{norm,EoC} = 2,5\% \quad (3.27)$$

gesetzt. Sobald also 97,5% des gesamten im Brennraum auftretenden Druckabfalls abgeschlossen sind, wird von einer vollständigen Verbrennung ausgegangen. Der Druckgradient $p'(x)$ korreliert eng mit der Treibstoffumsetzung an der Stelle x , muss aber nicht direkt proportional zu dieser sein. Als Vergleichsgröße für die Geschwindigkeit der Treibstoffumsetzung in der Brennkammer wird der Schwerpunkt der

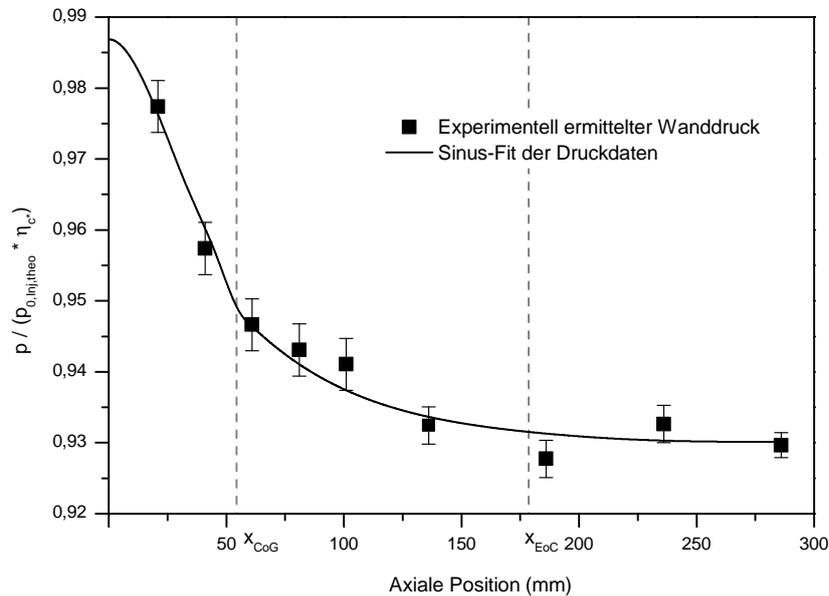


Abbildung 3.26: Typische Wanddruckdaten und der dazugehörige Fit mittels eines verzernten Sinusprofils

Druckgradientenverteilung herangezogen. Er lässt sich wie folgt aus $p'(x)$ ermitteln:

$$x_{CoG} = \frac{\int x \cdot p'(x) dx}{\int p'(x) dx} \quad (3.28)$$

Niedrige Werte entsprechen einer Konzentration der Stoffumsetzung in Nähe der Injektionsebene. Dies deutet auf ein schnelles Einsetzen der Beschleunigung der Brennkammerströmung und damit auf schnell anwachsende lokale Scherkräfte an den LOX-Strukturen hin. Ein weiter nach hinten verschobener Schwerpunkt der Druckgradientenverteilung legt dagegen das Vorhandensein von LOX-Ligamenten und -Tropfen mit langer Lebensdauer nahe, die nur langsam umgesetzt werden. In Abbildung 3.26 sind neben den gemessenen Druckdaten eines exemplarischen Betriebspunkts und dem dazugehörigen approximierten Druckverlauf auch die daraus abgeleiteten Positionen von x_{CoG} und x_{EoC} aufgetragen.

KAPITEL 3: Experimenteller Aufbau

4 Experimentelle Ergebnisse

4.1 Einfluss der Injektionsbedingungen und Drosselung

4.1.1 Verbrennungseffizienz

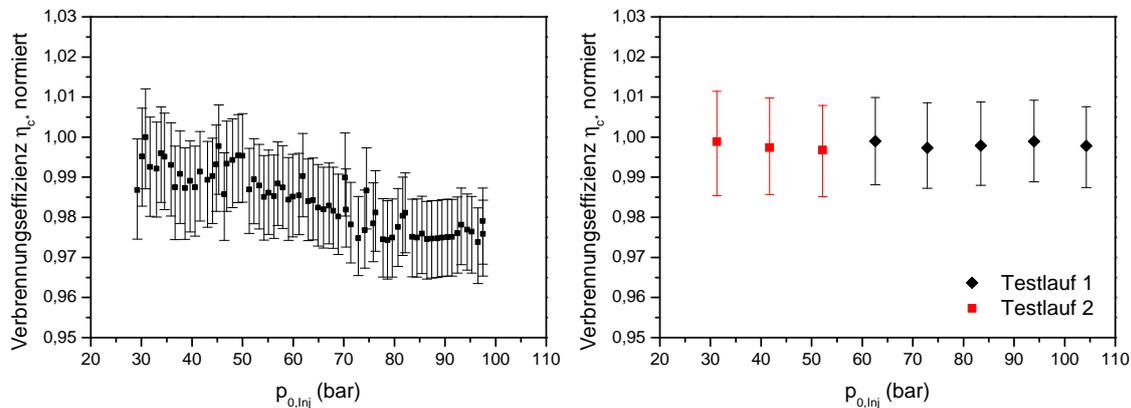


Abbildung 4.1: Verbrennungseffizienz bei kontinuierlicher Drosselung (links) und bei Drosselung mittels diskreter Stufen (rechts)

Die nach dem in Abschnitt 3.4.1 beschriebenen Verfahren berechnete Verbrennungseffizienz für die kontinuierliche und stufenförmige Drosselung sind in den Abbildungen 4.1 dargestellt. Für den Fall der Drosselung in diskreten Schritten wurden zwei Testläufe zusammengefasst und auf den gemeinsamen Maximalwert aus beiden Versuchen normiert. Die ausgewiesenen Fehlerbalken ergeben sich aus den möglichen Fehlerbereichen der Massenstrom- und Brennkammerdruckmessungen (s. Abschnitte 3.1 und 3.4.1.7).

Die Verbrennungseffizienz steigt für den kontinuierlich gedrosselten Testlauf zu niedrigen Drücken leicht an. Da diese Rampe von hohem zu niedrigem Druck gefahren wurde, lässt sich dieser Anstieg mit der Abweichung des gemessenen Massenstroms vom tatsächlich zu diesem Zeitpunkt eingespritzten Massenstrom erklären (s. Abschnitt 3.3.1). Die ermittelte Verbrennungseffizienz sinkt dabei von niedrigem hin zu hohem Brennkammerdruck um 2,7 Prozentpunkte.

Die berechneten Werte für die diskrete Drosselung zeigen keine direkte Abhängigkeit

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

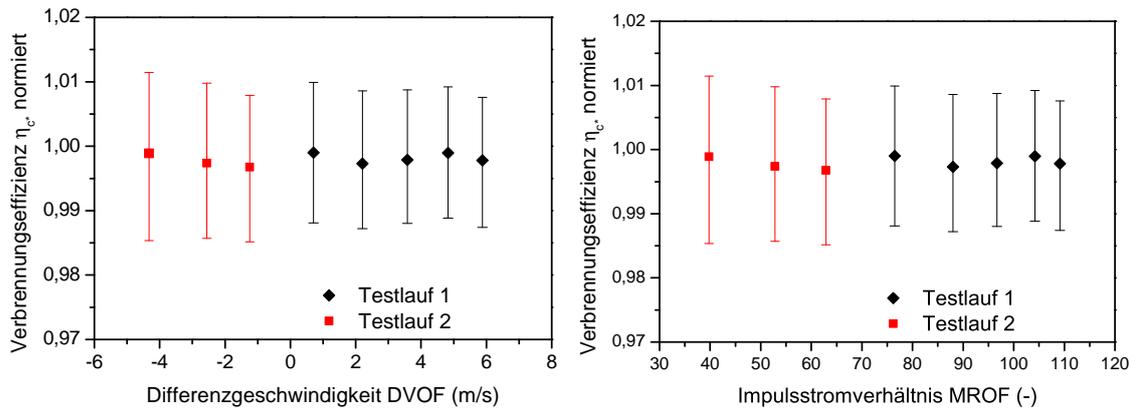


Abbildung 4.2: Einfluss der Differenzgeschwindigkeit und des Impulsstromverhältnisses auf die Verbrennungseffizienz

vom Brennkammerdruck. Die ermittelten Werte der Verbrennungseffizienz schwanken nur um wenige Zehntelprozentpunkte bei einer Drosselung von 100 auf 30 bar. Eine Drosselung des porösen Einspritzkopfs scheint nur einen sehr geringen Einfluss auf die Verbrennungseffizienz zu haben. Die charakteristische Brennkammerlänge L^* betrug 1044 mm für die betrachtete Brennkammerkonfiguration API-50-1, was für die Treibstoffkombination LOX/GH₂ ein sehr konservativer Wert ist. Die Literatur gibt als Richtwerte für die LOX/GH₂-Verbrennung einen Bereich von 560 bis 710 mm an [26]. Die mittlere Aufenthaltszeit der Treibstoffe im Brennraum lag dabei bei $1,55 \pm 0,05$ ms. Die charakteristische Länge kann für bekannte Injektorbauformen als mehr als ausreichend angesehen werden, um eine vollständige Reaktion der Treibstoffe zu gewährleisten.

Die wichtigsten zur Charakterisierung von coaxialen Einspritzelementen herangezogenen Kennzahlen sind das Geschwindigkeits- und Impulsstromverhältnis von Treibstoff und Oxidator. In Abbildung 4.2 ist die Verbrennungseffizienz in Abhängigkeit von der Differenzgeschwindigkeit (links) und dem Impulsstromverhältnis (rechts) von Oxidator zu Treibstoff aufgetragen. Da das Treibstoffmischungsverhältnis bei diesen Versuchen konstant gehalten wurde, korrelieren beide Größen direkt mit dem Brennkammerdruck. Die Drosselung des Triebwerks von 100 auf 30 bar entspricht einer Variation der Differenzgeschwindigkeit von Oxidator zu Treibstoff ($DVOF = u_O - u_F$) von 5,9 bis -4,3 m/s und einer Variation des entsprechenden Impulsstromverhältnisses ($MROF = \rho_O u_O^2 / \rho_F u_F^2$) von 110 bis 40. In diesen Versuchen konnte kein Einfluss der injektorbezogenen Kenngrößen auf die Verbrennungseffizienz nachgewiesen werden. Dies lässt den Schluss zu, dass der Einfluss der für Koaxialinjektoren entscheidenden Kenngrößen für die Treibstoffaufbereitung von porösen Injektoren vernachlässigbar ist.

4.1.2 Axiale Druckverteilung

In der Testkonfiguration API-50-1 kam ein zusätzliches Messsegment zur hochauflösenden Bestimmung des axialen Druckverlaufs in Einspritzkopfnähe zum Einsatz. Für die Auswertefenster der einzelnen Druckstufen wurden die Druckdaten gemittelt und anschließend mit dem jeweiligen theoretisch bestimmten Totaldruck in der Injektionsebene $p_{0,Inj,theo}$ und der entsprechenden Verbrennungseffizienz η_{c*} normiert. Durch diese Normierung lassen sich die Druckverläufe aus unterschiedlichen Lastpunkten direkt vergleichen. In Abbildung 4.3 sind die axialen Druckverläufe für ausgewählte Lastpunkte von Testlauf 1 und 2 aufgetragen. Der dargestellte Verlauf des Druckes entlang der Brennkammerwand ist repräsentativ für alle im Rahmen dieser Arbeit getesteten Einspritzkopf- und Brennkammerkonfigurationen. Die Beschleunigung des Heißgases von der Geschwindigkeit bei Injektion auf die endgültige Strömungsgeschwindigkeit am Eintritt in die Düsenkontraktion erfordert ein Druckgefälle in der Brennkammer. Für das hier vorliegende Kontraktionsverhältnis von $\epsilon_c = 3,19$ liegt der erwartete statische Druck der ausreagierten Brennkammerströmung bei ca. 96 % des Wertes in Injektornähe.

Die normierten Druckverläufe sind für einen weiten Druckbereich nahezu deckungsgleich. Charakteristisch für den Druckverlauf in der Brennkammer ist ein starker Druckgradient in der Nähe der Einspritzebene. Der stärkste Druckabfall findet in einem Bereich von ca. 20 bis 50 mm statt. Davor sinkt das Druckniveau nur langsam

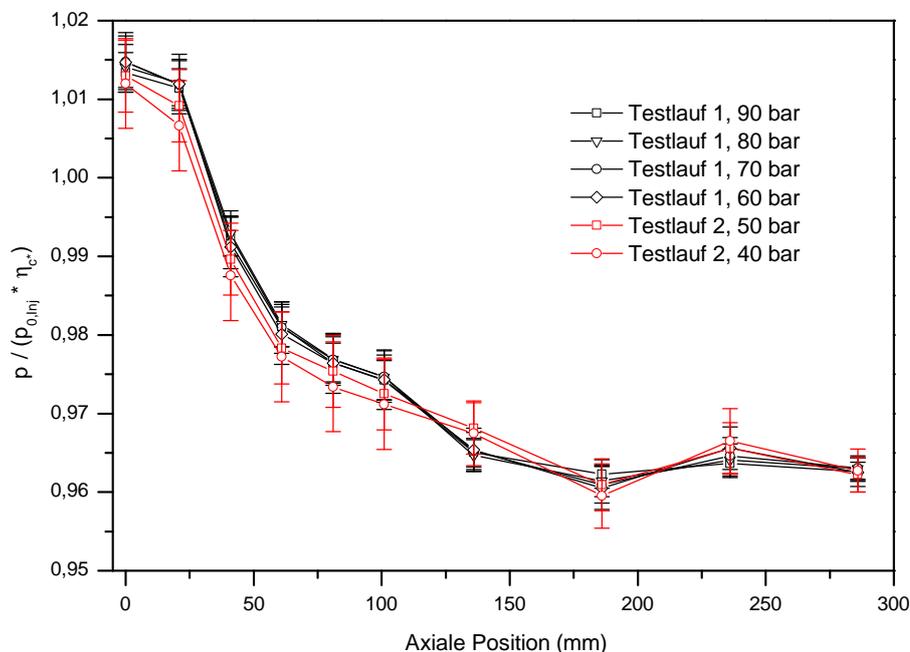


Abbildung 4.3: Axialer Druckverlauf normiert auf das Produkt aus dem Totaldruck in der Injektorebene und der Verbrennungseffizienz

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

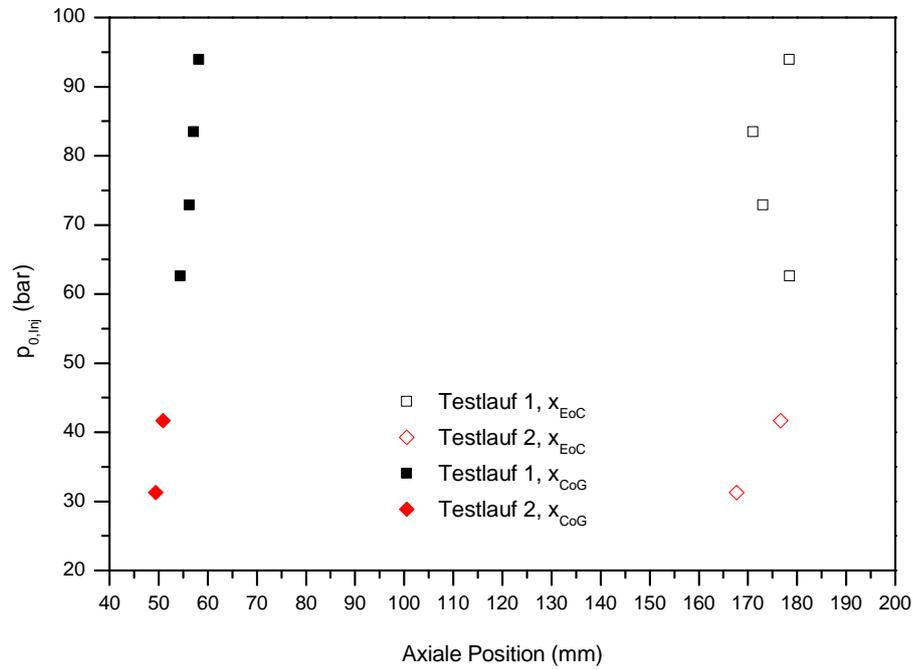


Abbildung 4.4: Positionen des Druckverlustschwerpunktes (x_{CoG}) und die Position, ab der von einem nahezu konstanten Brennkammerdruckniveau ausgegangen wird (x_{EoC})

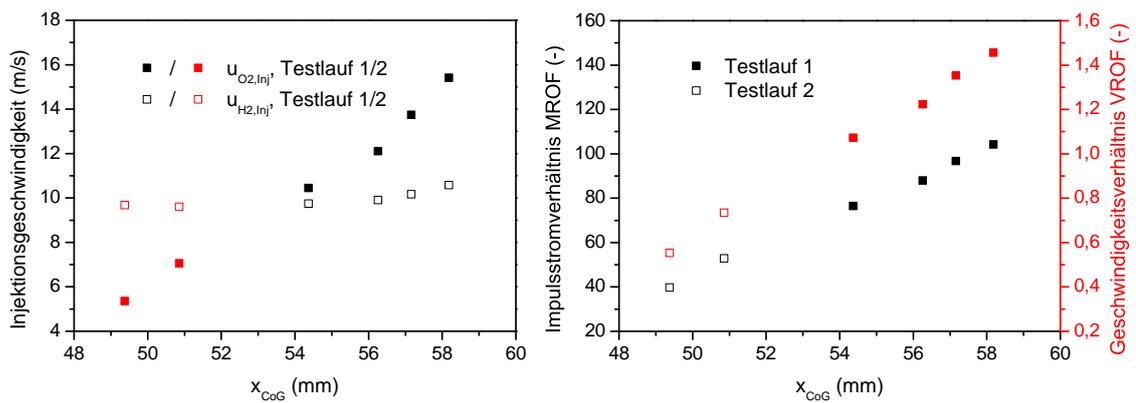


Abbildung 4.5: Abhängigkeit der Position des Druckverlustschwerpunktes von Parametern der Injektion

4.1 Einfluss der Injektionsbedingungen und Drosselung

ab. Im Anschluss an diese Zone des stärksten Druckabfalls verringert sich der Druckabfall, und ab einem Abstand von ca. 140 mm kann das Druckniveau im Rahmen der Messgenauigkeit als konstant angesehen werden. Die Bereiche des stärksten Druckabfalls entsprechen den Zonen der maximalen Beschleunigung der Heißgasströmung. Diese Beschleunigung bei konstantem Querschnitt ist eine direkte Folge der Dichteänderung aufgrund der Wärmezufuhr aus der stattfindenden chemischen Reaktion. Es ist davon auszugehen, dass die Rate des chemischen Umsatzes mit dem Betrag des Druckgradienten in der Brennkammer korreliert.

Für die in Abbildung 4.3 dargestellten Druckverläufe wurden die Positionen des Schwerpunktes des Druckgradientenverlaufs x_{CoG} und des Endes der primären Reaktionszone x_{EOC} entsprechend des Verfahrens aus 3.4.3 bestimmt. Die Ergebnisse sind in Abbildung 4.4 zusammengefasst. Die so ermittelten Werte für die Position x_{EOC} schwanken zwischen 168 mm und 179 mm. Eine Kürzung der Brennkammer auf eine zylindrische Länge von 200 mm bietet sich daher an, ohne dass mit einer großen Einbuße im Hinblick auf die Verbrennungseffizienz gerechnet werden muss.

Die Werte der Position des Druckverlustschwerpunktes in der Brennkammer sinken mit fallendem Brennkammerdruck von 58 auf 49 mm. Abbildung 4.5 zeigt die Abhängigkeit der axialen Position des Schwerpunktes des Druckgradientenverlaufs von den Parametern der Injektion. Die H_2 -Injektionsgeschwindigkeit ist aufgrund der Kompressibilität des Wasserstoffs im Gegensatz zur O_2 -Injektionsgeschwindigkeit nicht vom Brennkammerdruck abhängig, sondern wird lediglich von dem Mischungsverhältnis und der Eintrittstemperatur bestimmt. Durch die sinkende O_2 -Injektionsgeschwindigkeit bei niedrigeren Brennkammerdrücken während des Testlaufs 2 liegt das Geschwindigkeitsverhältnis $VROF$ unter eins. Die zuvor beobachtete Abhängigkeit der Position x_{CoG} vom Brennkammerdruck spiegelt sich im Geschwindigkeits- und Impulsstromverhältnis wieder. Für Testlauf 1, bei dem das Geschwindigkeitsverhältnis über 1 liegt, ergibt sich eine nahezu lineare Beziehung zwischen x_{CoG} und dem Geschwindigkeits- und Impulsstromverhältnis. Für Testlauf 2 bei unterkritischen Bedingungen und $VROF < 1$ existiert ebenfalls ein linearer Zusammenhang mit einer nahezu identischen Steigung. Es lässt sich kein kritischer Wert des Geschwindigkeits- und Impulsstromverhältnisses identifizieren, bei dem sich eine Änderung des Verhaltens zeigen würde. Für fallende Drücke bzw. Geschwindigkeits- und Impulsstromverhältnisse verschiebt sich der Schwerpunkt der Druckgradientenverteilung und damit auch die Reaktionszone stromaufwärts.

Diese Tendenz ist im Einklang mit den Ergebnissen von Lux et al. [43]. Die Autoren verwendeten einen porösen Injektor mit 5 LOX-Injektoren mit einem Innendurchmesser von jeweils 1,8 mm zusammen mit der optisch zugänglichen DLR-Forschungsbrennkammer Modell „C“. Dabei wurde die Reaktionszone bis zu einer Entfernung von 90 mm von der Injektionsebene mittels OH-Spektroskopie vermessen. Für die resultierenden OH-Verteilungen ließen sich für über- und unterkritische Betriebspunkte die axiale Position des Schwerpunkts der Intensitätsverteilung und damit der Reaktionsrate bestimmen. Für den Betrieb mit LOX/ H_2 stellten sie eine leichte Verschiebung des Schwerpunkts in Richtung der Injektionsebene für unterkritische Drücke (40 bar) fest.

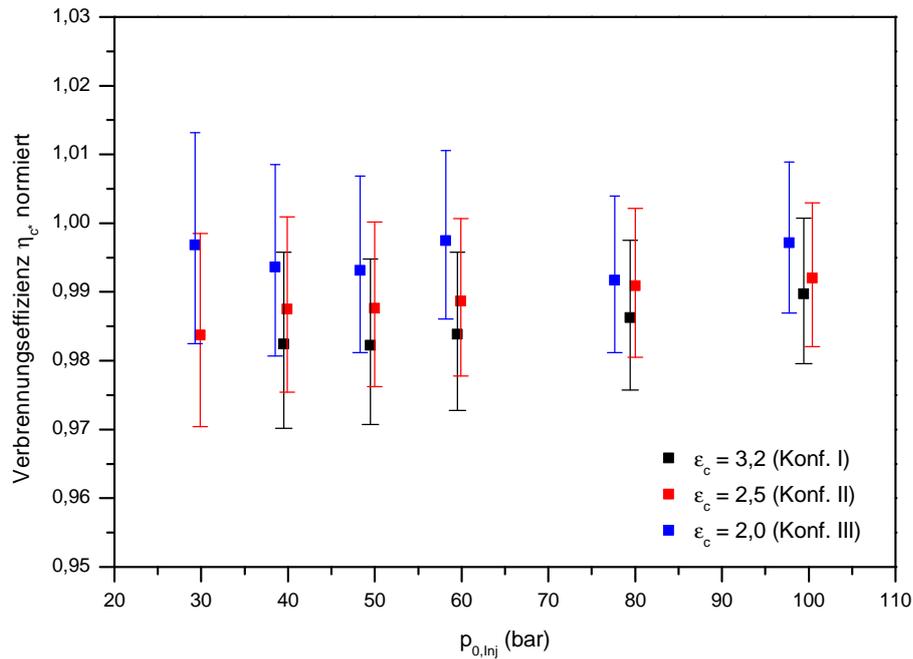


Abbildung 4.6: Verbrennungseffizienz bei Drosselung für $\epsilon_c = 3,2/2,5/2,0$ ($L^* = 725/698/665$ mm)

4.2 Einfluss der Brennkammermachzahl

4.2.1 Verbrennungseffizienz

Abbildung 4.6 zeigt die normierte Verbrennungseffizienz in Abhängigkeit vom Brennkammerdruck für drei Versuche bei unterschiedlichen Brennkammerkontraktionszahlen. Dabei wurden identische Brennkammerdrücke angestrebt, was den Versuchsarten I, II und III aus Abbildung 3.16 entspricht. Anders als bei den in Abschnitt 4.1 präsentierten Ergebnissen sinkt die Verbrennungseffizienz leicht mit abnehmendem Brennkammerdruck. So liegt für die Konfiguration API-50-2 (Kontraktionsverhältnis 3,2) die minimale Verbrennungseffizienz bei 30 bar ca. 1,3 Prozentpunkte unter dem Wert bei 100 bar. Dies entspricht einem Wirkungsgradverlust von ca. 0,2 Prozentpunkten pro 10 bar Brennkammerdrucksenkung. Die Konfiguration API-50-3 (Kontraktionsverhältnis 2,5) zeigt eine sehr ähnliche Tendenz. Bei einem noch geringeren Kontraktionsverhältnis von 2,0 bei der Konfiguration API-50-4 zeigt sich ein leicht unterschiedlicher Trend. Die 100 bar- und 80 bar-Stufen verhalten sich analog zu den anderen Brennkammerkonfigurationen. Von einem Brennkammerdruck von 60 bar abwärts liegt die Verbrennungseffizienz jeweils oberhalb der für die größeren

4.2 Einfluss der Brennkammermachzahl

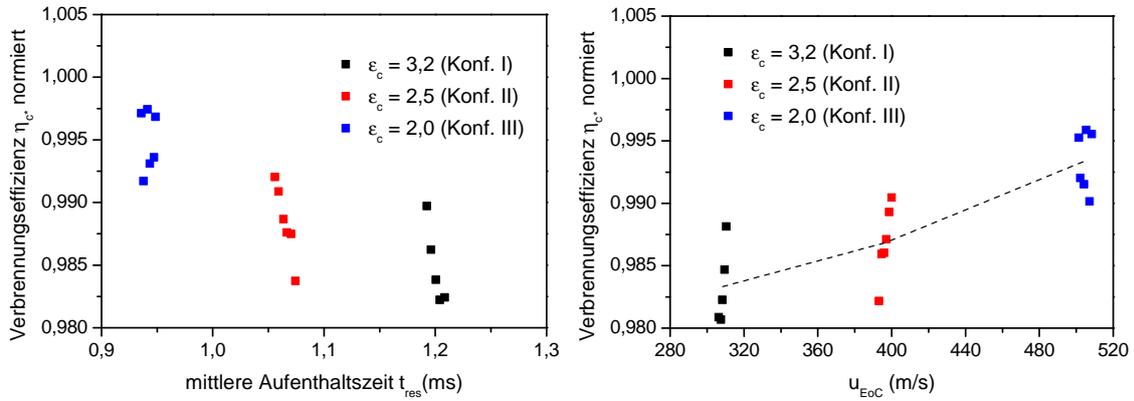


Abbildung 4.7: Verbrennungseffizienz in Abhängigkeit von der mittleren Aufenthaltszeit und der maximalen mittleren Heißgasgeschwindigkeit im zylindrischen Brennkammerteil

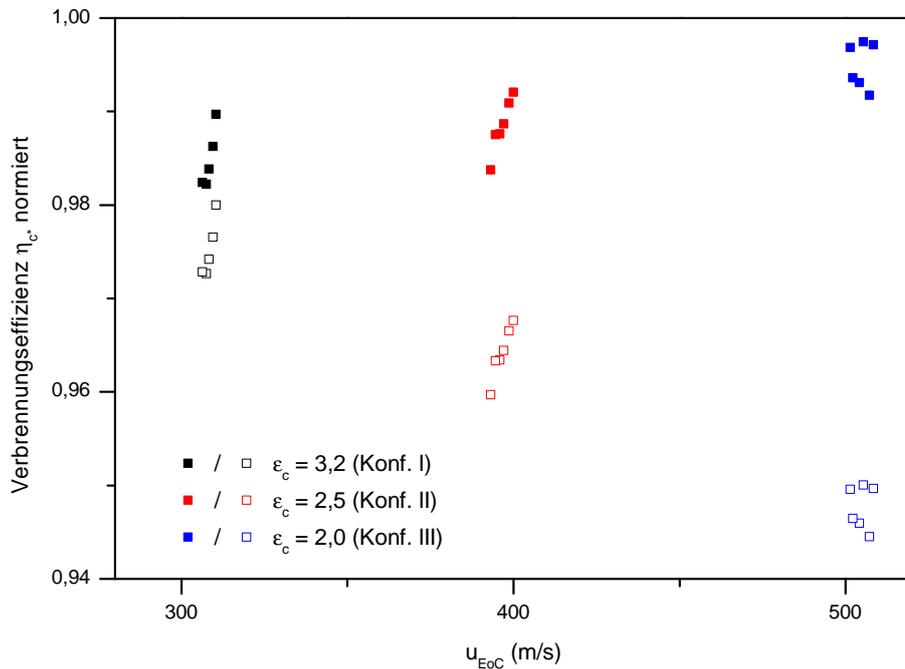


Abbildung 4.8: Verbrennungseffizienz in Abhängigkeit von der maximalen mittleren Heißgasgeschwindigkeit im zylindrischen Brennkammerteil für $\epsilon_c = 3,2/2,5/2,0$ mit (gefüllte Symbole) und ohne (offene Symbole) Korrektur des einspritzkopfunabhängigen Totaldruckverlusts

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

Kontraktionsverhältnisse ermittelten Werte. Der Trend zu niedrigeren Verbrennungseffizienzen bei niedrigeren Drücken setzt sich hier nicht fort. Allerdings sind die Variationen der Verbrennungseffizienz wie auch bei den vorangegangenen Versuchen in Abschnitt 4.1 klein gegenüber den maximalen Abweichungen aufgrund von Fehlern in der Messung des Brennkammerdrucks und des Treibstoffmassenstroms.

Die maximale mittlere Heißgasgeschwindigkeit u_{EoC} hat einen leichten Einfluss auf die Verbrennungseffizienz des Einspritzkopfs, wie aus Abbildung 4.7 ersichtlich ist. Die Güte der Treibstoffaufbereitung steigt mit höherer Heißgasgeschwindigkeit. Die mittlere Aufenthaltszeit im Brennraum bis zum Düsenhals variiert für die drei Brennkammerkonfigurationen zwischen 0,94 ms ($\epsilon_c = 2,0$), 1,06 ms ($\epsilon_c = 2,5$) und 1,2 ms ($\epsilon_c = 3,19$). Trotz der geringeren Aufenthaltszeit werden mit der Konfiguration API-50-4 im Mittel geringfügig höhere Verbrennungseffizienzen erzielt als mit Konfiguration API-50-2. Auch die Streuung der Ergebnisse nimmt für höhere maximale mittlere Heißgasgeschwindigkeiten ab.

Dabei muss berücksichtigt werden, dass bei dieser Betrachtung eine Korrektur des Totaldruckverlusts aufgrund der irreversiblen Beschleunigung im zylindrischen Brennkammerteil durchgeführt wurde. Dies ermöglicht den direkten Vergleich der verschiedenen Brennkammerkonfigurationen. Die Wahl eines geringeren Kontraktionsverhältnisses führt immer zu einem niedrigeren Totaldruck am Düsen Eintritt und somit zu einer Effizienzeinbuße. In Abbildung 4.8 sind zur Verdeutlichung die Werte der Verbrennungseffizienz für den korrigierten und den nicht korrigierten Fall dargestellt. Der nicht korrigierte Fall entspricht den realen, am Triebwerk gemessenen Werten. Der starke relative Abfall für niedrige Kontraktionszahlen bzw. höhere Heißgasgeschwindigkeiten resultiert aus dem in Abschnitt 3.4.1.5 diskutierten Totaldruckverlust. Dieser Verlust ist nur von der geometrischen Gestaltung der Brennkammer selbst abhängig (Machzahl am Düsen Eintritt) und ist nicht mit dem Verhalten des Einspritzkopfes verknüpft. Die Abweichung kann für ein Kontraktionsverhältnis von $\epsilon_c = 2,0$ bis zu 5 % betragen (s. Abbildung 3.23). Eine höhere Geschwindigkeit der Heißgasströmung scheint die Treibstoffaufbereitung allerdings zu verbessern, so dass ein Teil des geometriebedingten Totaldruckverlustes kompensiert werden kann.

Die Sequenzarten IV und V wurden zur Untersuchung der Verbrennungseffizienz bei identischen LOX-Eintrittsgeschwindigkeiten und unterschiedlichen Kontraktionsverhältnissen durchgeführt. In Abbildung 4.9 sind die Verbrennungseffizienzen für alle drei betrachteten Kontraktionsverhältnisse in Abhängigkeit von der LOX-Eintrittsgeschwindigkeit dargestellt. Auch hier zeigt sich nur eine sehr geringe Variation der Ergebnisse mit u_{O_2} und damit auch mit dem Brennkammerdruck. Unterhalb einer Eintrittsgeschwindigkeit von $u_{\text{O}_2} \approx 10$ m/s steigt die Streuung der Ergebnisse an. Der Bereich unterhalb von 10 m/s entspricht dabei einer Reynoldszahl bis $1,4 \times 10^5$. Die Konfiguration API-50-3 (mittleres Kontraktionsverhältnis) weist in diesem Bereich eine um 0,5 bis 1 Prozentpunkt höhere Verbrennungseffizienz als die Konfiguration API-50-4 (niedriges Kontraktionsverhältnis) auf. Dies widerspricht der vorangegangenen Beobachtung, dass die Verbrennungseffizienz leicht mit höherer Heißgasgeschwindigkeit ansteigt. Dabei muss betont werden, dass die Abweichungen in den Ergebnissen innerhalb der anzunehmenden Fehlerbereiche liegen.

4.2 Einfluss der Brennkammermachzahl

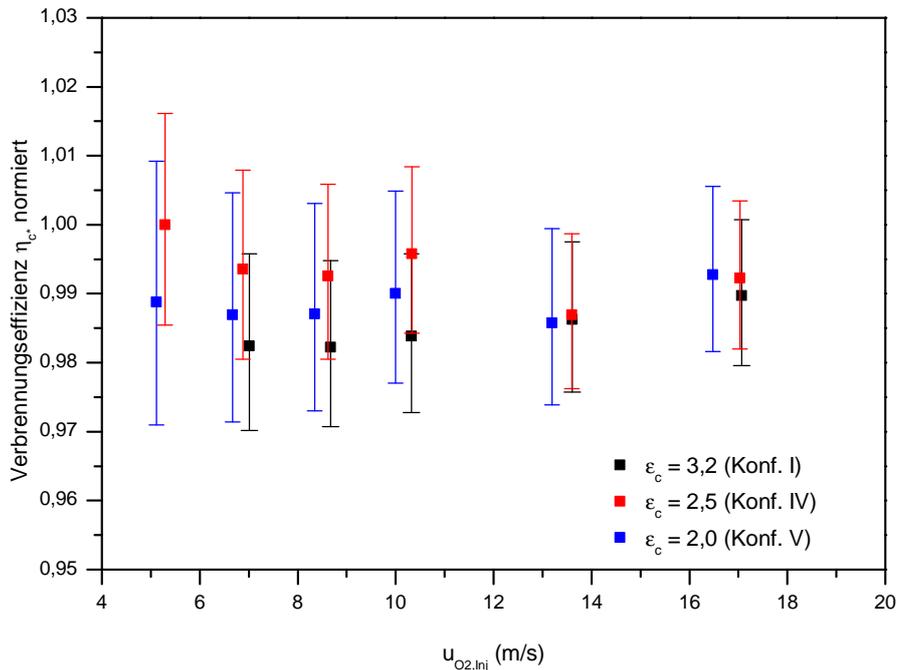


Abbildung 4.9: Verbrennungseffizienz bei verschiedenen LOX-Eintrittsgeschwindigkeiten für $\epsilon_c = 3, 2/2, 5/2, 0$ (Testkonfigurationen I, IV und V)

Die Ergebnisse aller betrachteten Sequenzarten I bis V sind in Abbildung 4.10 aufgetragen. Unter Berücksichtigung der Ergebnisse für die Sequenzarten IV und V ergibt sich eine andere Abhängigkeit der Verbrennungseffizienz von der Heißgasgeschwindigkeit als bei der obigen Betrachtung der Sequenzarten I bis III. Ein nahezu linearer Anstieg der Verbrennungseffizienz mit der Heißgasgeschwindigkeit lässt sich hier nicht mehr beobachten. Die mittlere Verbrennungseffizienz liegt in diesem Fall für die Kontraktionsverhältnisse 2,5 (Sequenzen II und IV) und 2,0 (Sequenzen III und V) in einem ähnlichen Bereich. Ein weiterer Anstieg für Heißgasgeschwindigkeiten oberhalb von 400 m/s lässt sich nicht belegen.

4.2.2 Axiale Druckverteilung

Durch die unterschiedlichen untersuchten Brennkammerkontraktionsverhältnisse und damit auch Heißgas-Machzahlen ergeben sich unterschiedliche Druckverläufe im Brennraum. Das erwartete Druckniveau nach Abschluss der Hauptreaktionszone ist umso niedriger, je größer die Heißgas-Machzahl ist, da die Beschleunigung des Heißgases mit einem entsprechenden Druckverlust einhergeht. In Abbildung 4.11 sind die gemessenen statischen Drücke und die dazugehörigen interpolierten Druckverläufe für die drei untersuchten Kontraktionsverhältnisse aufgetragen. Bei allen drei Konfi-

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

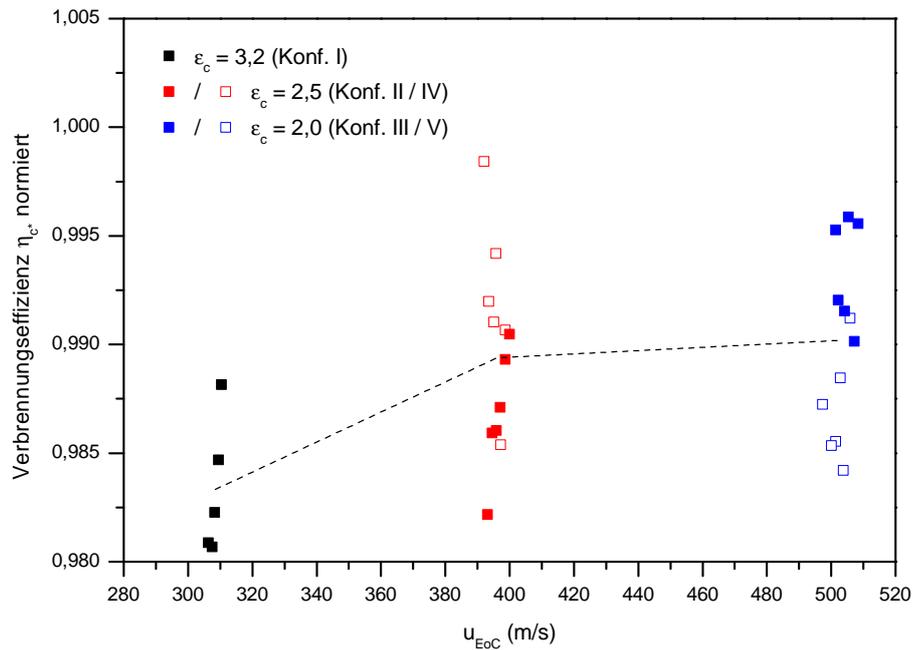


Abbildung 4.10: Verbrennungseffizienz in Abhängigkeit von der maximalen mittleren Heißgasgeschwindigkeit für alle Testkonfigurationen (I bis V)

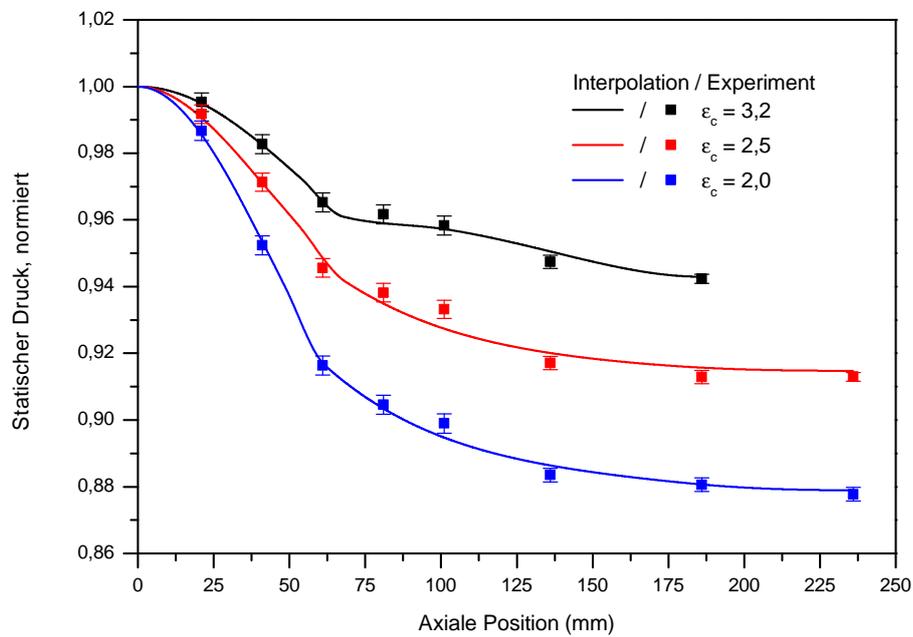


Abbildung 4.11: Gemessene Wanddrücke und die dazugehörigen Approximationen durch ein verzerrtes Sinusprofil jeweils für die 80 bar-Druckstufe für die Konfigurationen I, II und III

4.2 Einfluss der Brennkammermachzahl

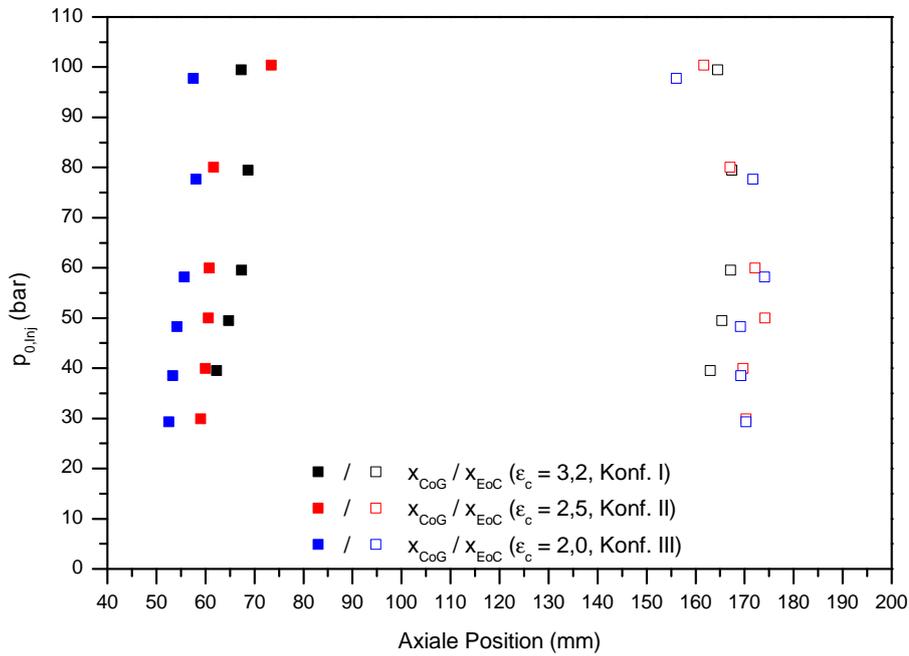


Abbildung 4.12: Druckverlustschwerpunkt (x_{CoG}) und Ende der Hauptreaktionszone (x_{EoC}) für die Konfigurationen I, II und III

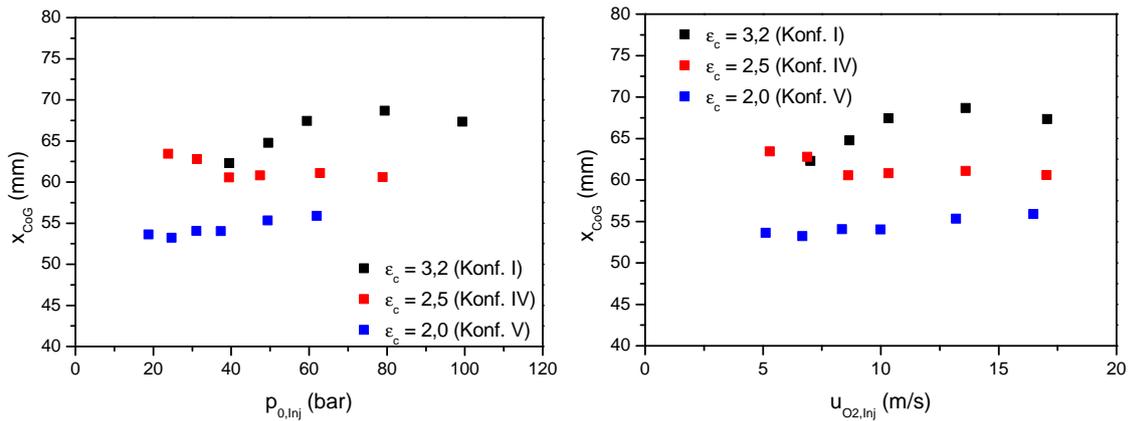


Abbildung 4.13: Druckverlustschwerpunkt (x_{CoG}) über theoretischem Totaldruck in der Injektorebene (links) und über der LOX-Eintrittsgeschwindigkeit (rechts) für die Konfigurationen I, IV und V

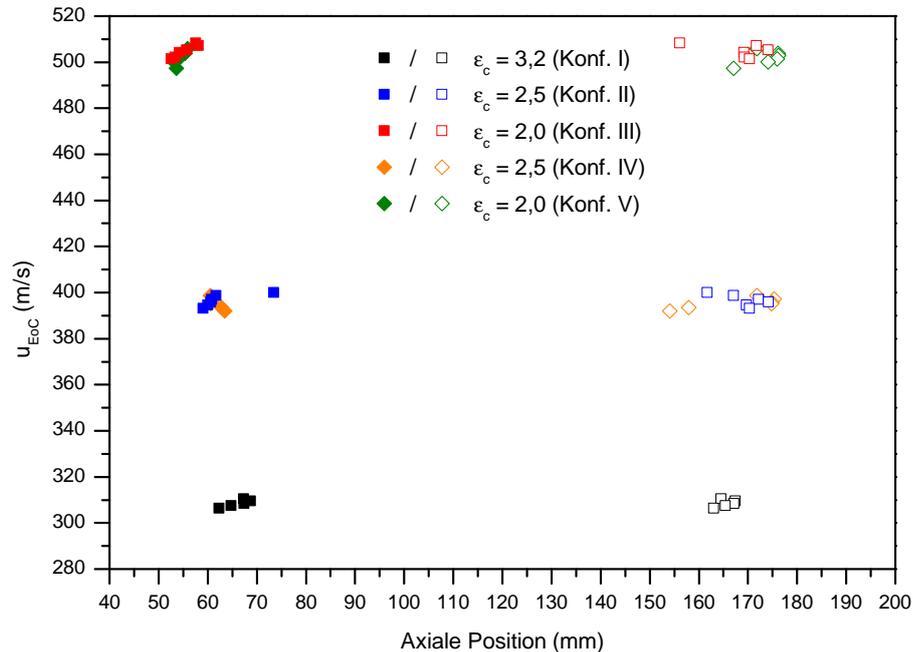


Abbildung 4.14: Druckverlustschwerpunkt (x_{CoG} , geschlossene Symbole) und Ende der Hauptreaktionszone (x_{EoC} , offene Symbole) in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit der ausreagierten Heißgasströmung für die Konfigurationen I bis V

gurationen ist ein starker Druckabfall ab einer axialen Positionen ca. 20 mm stromab der Injektionsebene zu beobachten. Ab ca. 60 mm schwächt sich dieser Druckabfall stark ab. Die gemessenen Druckdaten ab ca. 120 mm deuten darauf hin, dass der Druckabfall hier im Wesentlichen abgeschlossen ist. Die ermittelten Druckverläufe sind sich qualitativ sehr ähnlich.

Die in Abschnitt 3.4.3 erläuterten Kennwerte x_{CoG} und x_{EoC} sind für diese Versuche in Abbildung 4.14 dargestellt. Über die Dauer des Versuchs wandert die Position des Druckverlustschwerpunkts x_{CoG} für alle Konfigurationen leicht in Richtung der Stirnplatte. Der grundlegende Trend ist der gleiche wie der in Abschnitt 4.1.2 beschriebene. Die Reaktionszone wird mit sinkendem Brennkammerdruck weniger stark gestreckt. Im direkten Vergleich der drei Düsenhalskonfigurationen zeigt sich, dass mit sinkendem Kontraktionsverhältnis (steigender Heißgasgeschwindigkeit) der Druckverlustschwerpunkt leicht in Richtung der Einspritzebene verschoben ist. Die Wärmefreisetzung durch die Umsetzung der Treibstoffe findet hier früher statt. Dies könnte auch eine mögliche Erklärung für die beobachtete leicht erhöhte Verbrennungseffizienz in dieser Konfiguration sein.

Der direkte Vergleich der Sequenzarten I, IV und V (Abfolge von jeweils identischen LOX-Injektionsgeschwindigkeiten) ist in Abbildung 4.13 dargestellt. Die LOX-Eintrittsgeschwindigkeit hat auf die Position des Druckverlustschwerpunkts

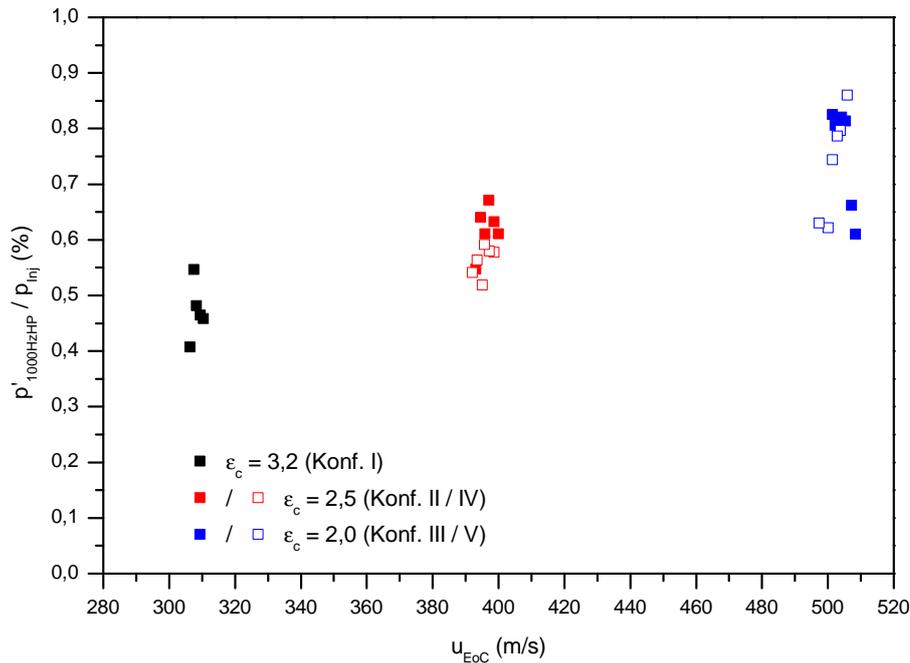


Abbildung 4.15: Normierte Verbrennungsraugigkeit für Frequenzen oberhalb von 1000 Hz in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit der ausreagierten Heißgasströmung für die Konfigurationen I bis V

einen nur geringen Einfluss. Die in Testkampagne 1 (4.1.2) und für die Sequenzen II und III beobachtete Verschiebung des Druckverlustschwerpunkts in Richtung der Stirnplatte bei niedrigeren Drücken kann bei den Sequenzen IV und V nicht festgestellt werden. Während x_{CoG} für die Sequenz V grob konstant bleibt, steigt dieser Wert für die Sequenz IV zu niedrigeren LOX-Eintrittsgeschwindigkeiten noch leicht an. Allerdings gilt auch für diese Gegenüberstellung, dass der Druckverlustschwerpunkt umso näher an die Stirnplatte rückt, je größer die Geschwindigkeit der ausreagierten Brennkammerströmung ist.

Die Kennwerte aller hier beschriebenen Sequenzen I bis V sind in Abbildung 4.14 aufgetragen. Die ermittelten charakteristischen Positionen des Endes der Hauptreaktionszone x_{EoC} sind für die Konfigurationen API-50-3 und API-50-4 (Sequenzen II und IV bzw. III und V) im Wesentlichen identisch. Eine Kürzung auf eine zylindrische Brennkammerlänge von 200 mm scheint auch hier möglich zu sein (s. Abschnitt 4.3).

4.2.3 Verbrennungsstabilität

Im Rahmen der hier beschriebenen Testkampagne traten bei keiner der Testsequenzen I bis V hochfrequente Brennkammerinstabilitäten auf. Die beobachtete Amplitude lag

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

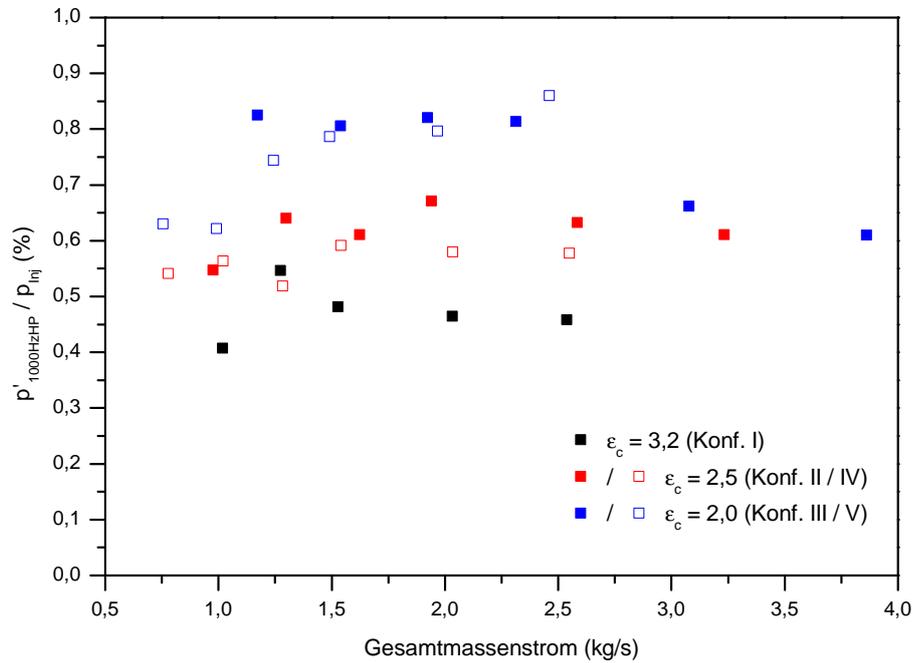


Abbildung 4.16: Normierte Verbrennungsrauigkeit für Frequenzen oberhalb von 1000 Hz in Abhängigkeit vom Gesamtmassenstrom für die Konfigurationen I bis V

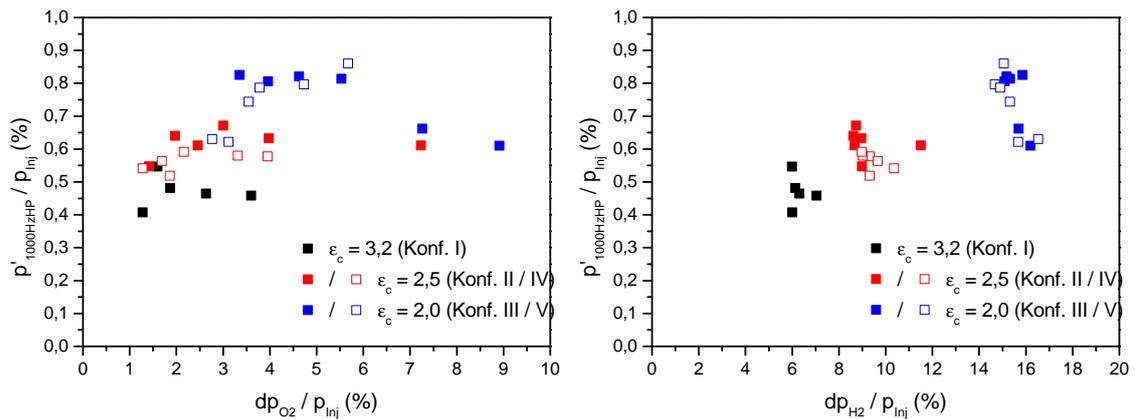


Abbildung 4.17: Normierte Verbrennungsrauigkeit für Frequenzen oberhalb von 1000 Hz in Abhängigkeit vom relativen Injektordruckverlust für die Sauerstoffseite (links) und Wasserstoffseite (rechts) für die Konfigurationen I bis V

4.2 Einfluss der Brennkammermachzahl

weit unter der Schwelle, ab der von einer Instabilität gesprochen werden kann. Abbildung 4.15 zeigt die auf den statischen Druck in der Injektorebene normierte akustische Amplitude p' . Als Basis dieses Werts dienen die mittels eines 1 kHz-Hochpassfilters gefilterten dynamischen Druckdaten. Die durch die Treibstoffversorgung des Prüfstands hervorgerufenen Druckschwingungen werden so zuverlässig unterdrückt. Die Verbrennungsrauigkeit lag bei allen Versuchen unter 1 % des Brennkammerdrucks in der Injektorebene. Die Verbrennung kann somit als sehr ruhig gelten. Mit steigender Heißgasgeschwindigkeit steigt die Rauigkeit von ca. 0,5 % auf 0,8 % an. Dabei nimmt auch die Streuung der Ergebnisse zu. Die Verbrennungsrauigkeit weist damit einen ähnlichen Trend wie die Verbrennungseffizienz auf (s. Abschnitt 4.2.1).

Die Veränderung des Brennkammerkontraktionsverhältnisses wurde bei konstantem Brennkammerdurchmesser durch den Einsatz von Düsenhalssegmenten mit unterschiedlichem Halsdurchmesser erreicht. Damit veränderte sich auch der für einen bestimmten Brennkammerdruck nötige Gesamtmassenstrom. Abbildung 4.16 zeigt den Zusammenhang zwischen den normierten p' -Werten und dem jeweiligen Gesamtmassenstrom in der Brennkammer. Ein Anstieg des Gesamtmassenstroms und damit der Energiedichte in der Brennkammer führt für die betrachteten Konfigurationen nicht zu einem Anstieg der relativen Verbrennungsrauigkeit. Die relative Verbrennungsrauigkeit ist abhängig von dem Kontraktionsverhältnis bzw. der Brennkammermachzahl. Diese Ergebnisse stehen teilweise in einem Widerspruch zu den Ergebnissen von Wanhainen et al. [73]. Die Autoren konnten für Koaxialinjektoren bei einem konstanten Kontraktionsverhältnis keinen Einfluss einer Drosselung des Brennkammerdrucks bzw. Massenstroms auf die Verbrennungsstabilität feststellen. Diese Aussage lässt sich anhand von Abbildung 4.16 auch für den untersuchten porösen Einspritzkopf machen. Auf der anderen Seite beobachteten sie einen positiven Einfluss einer Verringerung des Kontraktionsverhältnisses auf die Verbrennungsstabilität. Wie in Abbildung 4.15 gezeigt, gilt für den betrachteten porösen Injektor ein gegenteiliges Verhalten. Die Verbrennungsrauigkeit steigt bei niedrigeren Kontraktionszahlen.

Eine wichtige Stellschraube zur Vermeidung von niederfrequenten Brennkammerinstabilitäten sind die jeweiligen Druckverluste bei der Einspritzung auf der Brennstoff- bzw. Oxidatorseite. In Abbildung 4.17 ist die Verbrennungsrauigkeit p' in Abhängigkeit von den Injektordruckverlusten aufgetragen. Da der flüssige Sauerstoff als nahezu inkompressibel angesehen werden kann, variiert der sauerstoffseitige Druckverlust stark mit dem Massenstrom. Für die niedrigen Betriebsdrücke beträgt der Druckverlust nur noch ca. 1 % des jeweiligen Brennkammerdrucks. Auf der Sauerstoffseite lässt sich kein direkter Zusammenhang zwischen dem relativen Injektordruckverlust und der Verbrennungsrauigkeit feststellen. Auf der Wasserstoffseite zeigt sich ein anderes Verhalten. Der Wasserstoff verhält sich in diesem Druckbereich (30 bis 100 bar) wie ein kompressibles Medium. Der relative Druckverlust bleibt daher für jede betrachtete Konfiguration grob konstant. Hier zeigt sich ein Abfall der Verbrennungsrauigkeit für niedrigere Druckverluste. Dieser Zusammenhang steht im direkten Gegensatz zur weit verbreiteten Ansicht, dass eine Verringerung des Druckverlustes das Auftreten von Injektor-gekoppelten Verbrennungsinstabilitäten begünstigt. Für Koaxialinjektoren ist dieses Verhalten aus der Literatur bekannt [25].

4.3 Reduzierung der Brennkammerlänge

Eine wichtige Größe für die Auslegung eines Triebwerks mit einem porösen Einspritzkopf ist die für eine vollständige Verbrennung benötigte charakteristische Brennkammerlänge L^* . Um diesen Aspekt näher zu untersuchen, wurde die Brennkammerkonfiguration API-50-4 um 100 mm gekürzt. Abbildung 4.18 zeigt die Abweichung der Verbrennungseffizienz in Prozentpunkten der gekürzten Variante API-50-5 zur Vergleichskonfiguration API-50-4. Eine Kürzung der Brennkammer auf eine zylindrische Brennkammerlänge von 200 mm bot sich aufgrund der Ergebnisse aus der Betrachtung der axialen Druckverläufe an (s. Abschnitt 4.2.2). Für ein Kontraktionsverhältnis von 2,0 wurde nach spätestens 180 mm Lauflänge 97,5 % des gesamten auftretenden Druckabfalls realisiert. Die charakteristische Brennkammerlänge verringerte sich durch diese Kürzung von $L^* = 665$ mm auf 465 mm. Dieser Wert liegt deutlich unterhalb der in der Literatur für LOX/GH₂ empfohlenen charakteristischen Brennkammerlänge von 560 mm [26]. Durch die Kürzung der Brennkammer sinkt die beobachtete Verbrennungseffizienz im Mittel um lediglich 0,32 Prozentpunkte.

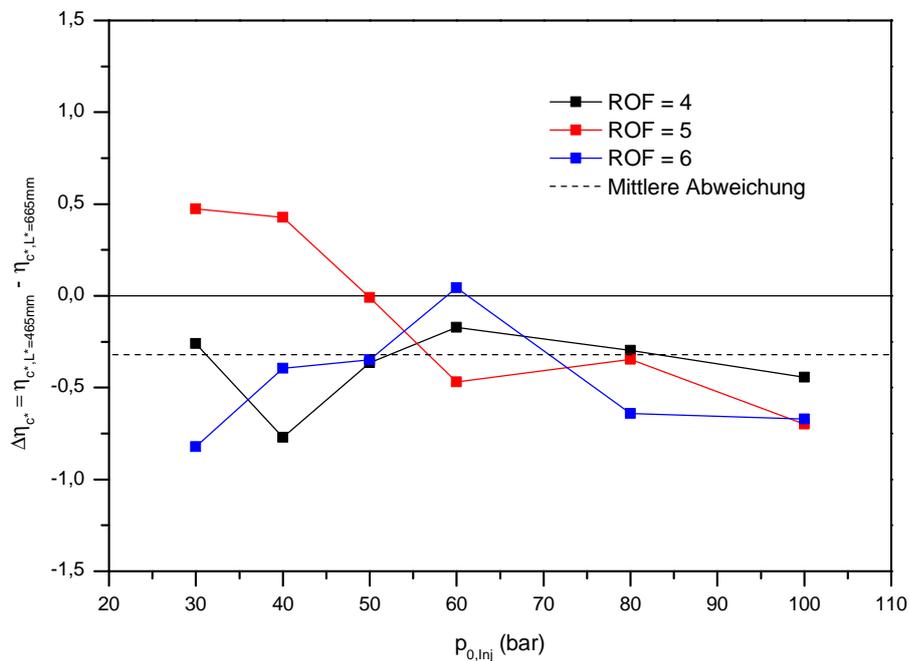


Abbildung 4.18: Änderung der Verbrennungseffizienz bei Reduzierung der Brennkammerlänge und konstantem Kontraktionsverhältnis für Mischungsverhältnisse von 4 bis 6

4.4 Einfluss des Injektordurchmessers

4.4.1 Verbrennungseffizienz

Die ermittelten Werte der Verbrennungseffizienz für die beiden neuen Einspritzköpfe API50-36 und API50-126 auf der 50 mm-Skala sind in Abbildung 4.19 dargestellt. Die Werte sind wiederum auf den maximalen im Rahmen dieser Kampagne ermittelten Wert normiert. Jeder Punkt ist durch Mittelung der Resultate identischer Betriebspunkte aus mehreren Versuchsläufen berechnet worden. In dem betrachteten Druckbereich von 40 bis 100 bar steigt die normierte Verbrennungseffizienz zu niedrigeren Brennkammerdrücken hin an. Diese Tendenz steht im Widerspruch zu den Ergebnissen der vorangegangenen Testkampagnen, die den ursprünglichen Einspritzkopf API50-68 untersuchen sollten. Die Verbrennungseffizienz variiert dabei zwischen ca. 97,5 % bei 100 bar und 100 % bei 40 bar. Dabei liegt die erreichte Verbrennungseffizienz für den API50-126-Einspritzkopf in allen Druckstufen leicht über der für den API50-36 gemessenen.

Bei einer Betrachtung der Verbrennungseffizienz in Abhängigkeit vom Mischungsverhältnis lässt sich ein Unterschied im Verhalten von API50-36 und API50-126 beobachten (s. Abbildung 4.20). Der API50-126-Injektor weist bei höheren Mischungsverhältnissen eine höhere Verbrennungseffizienz auf. Dieser Trend wird umso stärker, je niedriger der Brennkammerdruck ist. Im Falle des Injektors mit großen LOX-Injektoren (API50-36) kehrt sich dieser Trend um. Betriebspunkte bei einem Mischungsverhältnis von $ROF = 6$ liegen im Hinblick auf η_{c^*} niedriger als die entsprechenden Betriebspunkte bei $ROF = 4$ oder 5 . Dieser Trend lässt sich für alle Druckstufen beobachten. Für die niedrige Mischungsverhältnisstufe $ROF = 4$ liegen die Verbrennungseffizienzen der beiden Einspritzkopfvarianten eng zusammen. Für höhere Mischungsverhältnisse divergieren die Werte dagegen, und die Einspritzkopfkonfiguration API50-126 zeigt deutlich höhere Effizienzen. Eine mögliche Begründung für dieses Verhalten lässt sich aus der Auswertung des axialen Druckprofils ableiten (s. Abschnitt 4.4.2).

4.4.2 Axiale Druckverteilung

Die Auswertung des axialen Druckprofils in der Brennkammer zeigt deutliche Unterschiede in der Treibstoffaufbereitung zwischen den beiden Injektorvarianten. Abbildung 4.21 zeigt die Druckverlustschwerpunkte (x_{CoG}) und die Positionen des Endes der Hauptreaktionszone (x_{EOC}) für beide Einspritzkopfkonfigurationen. Bei beiden Konfigurationen verschiebt sich x_{CoG} wie auch bei den vorangegangenen Untersuchungen bei niedrigeren Brennkammerdrücken nach vorne. Im Falle des API50-126 ergeben sich nahezu lineare Beziehungen zwischen den jeweiligen axialen Positionen und dem Brennkammerdruck. Für den Injektor mit den 2,0 mm durchmessenden LOX-Injektoren ist dieser Trend nicht so klar zu beobachten. Zwar sinken die Werte

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

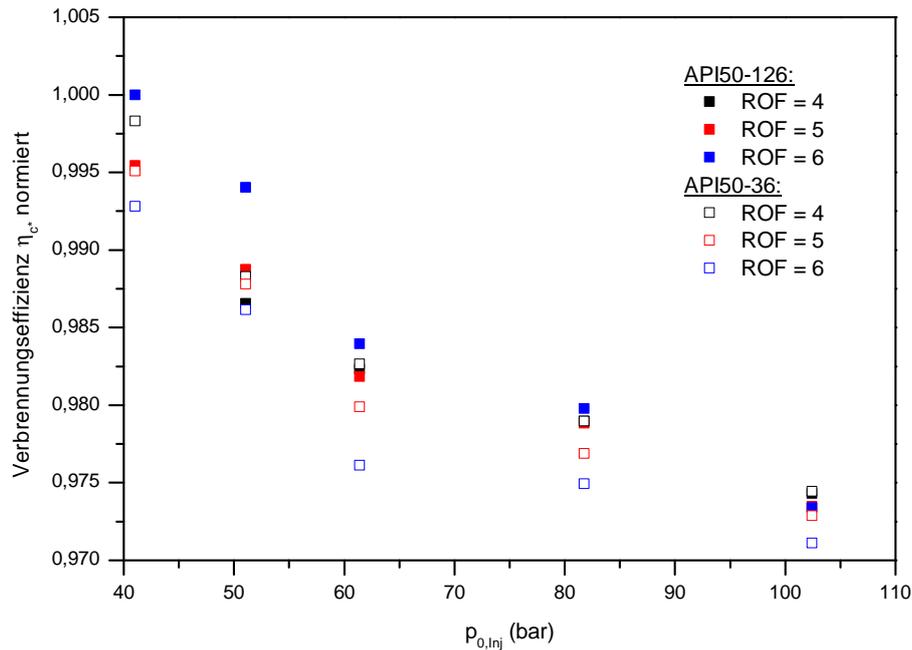


Abbildung 4.19: Normierte Verbrennungseffizienzen der neuen Einspritzköpfe API50-126 (volle Symbole) und API50-20 (offene Symbole) in Abhängigkeit vom theoretischen Totaldruck für Mischungsverhältnisse von 4 bis 6. Jeder Punkt stellt die Mittelung identischer Betriebspunkte aus mehreren Versuchsläufen dar.

der beiden geometrischen Parameter auch hier mit sinkendem Brennkammerdruck, es kommt aber in der 80 bar- und 100 bar-Stufe zu einer großen Streuung der Werte insbesondere von x_{EoC} . Die Ursache dieser Streuung wurde im Rahmen dieser Arbeit nicht festgestellt.

Zwischen den beiden Einspritzkopfmustern zeigen sich auch generelle Unterschiede im axialen Druckprofil. Für einen Betriebspunkt bei 60 bar und ROF = 5 sind in Abbildung 4.22 die gemessenen Drücke an verschiedenen axialen Positionen und die dazugehörigen Interpolationen für beide Einspritzköpfe dargestellt. Der charakteristische starke Druckabfall, der auch schon bei dem API50-68-Injektor beobachtet wurde, tritt bei dem API50-126-Injektor wesentlich früher als bei dem API50-36-Injektor ein. Die gesamte Wärmefreisetzung ist in Richtung der Stirnplatte verlagert. Resultierend aus diesen Druckverläufen ergeben sich die charakteristischen Positionen x_{CoG} und x_{EoC} .

Die gemittelten Werte für die Positionen des Druckverlustschwerpunkts x_{CoG} für beide Injektorkonfigurationen sind in Abbildung 4.23 zusammengefasst. Die geschlossenen Symbole bezeichnen die Werte des API50-126-Injektors. Für diesen Injektor ergeben sich für ein Mischungsverhältnis von ROF = 6 die niedrigsten Werte von x_{CoG} . Mit sinkendem ROF verschiebt sich der Druckverlustschwerpunkt von der

4.4 Einfluss des Injektordurchmessers

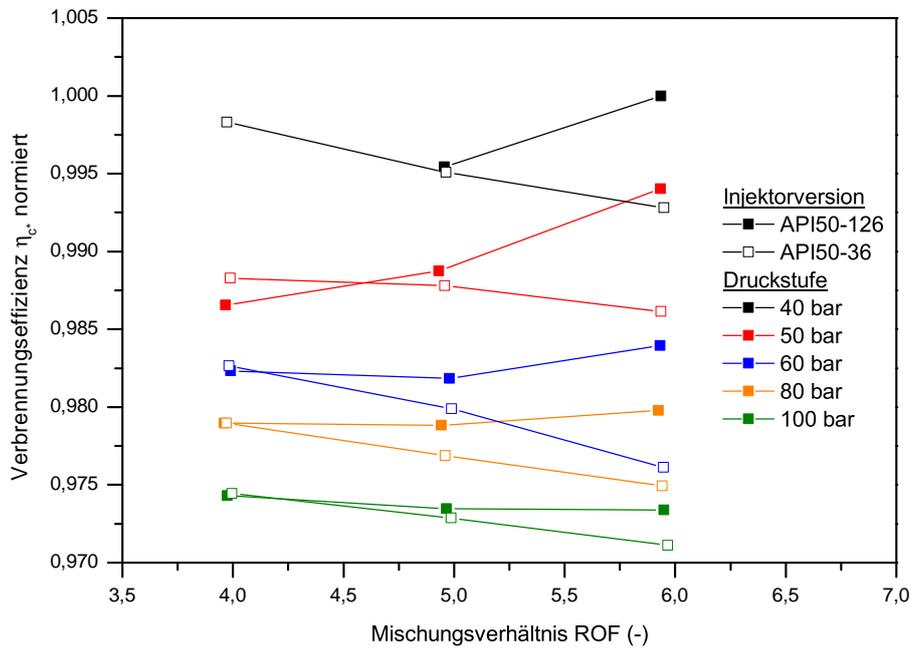


Abbildung 4.20: Normierte Verbrennungseffizienzen der neuen Einspritzköpfe API50-126 (volle Symbole) und API50-36 (offene Symbole) in Abhängigkeit vom Mischungsverhältnis

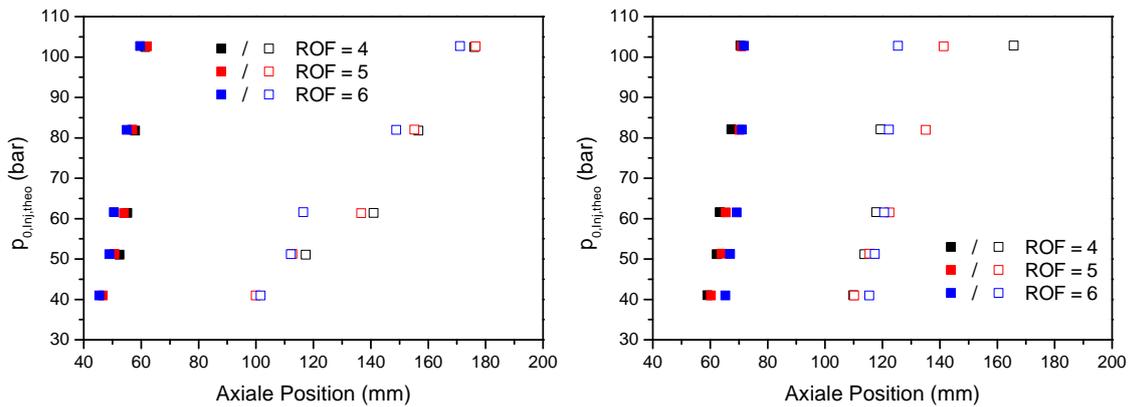


Abbildung 4.21: Druckverlustschwerpunkt (x_{CoG} , geschlossene Symbole) und Ende der Hauptreaktionszone (x_{EoC} , offene Symbole) für verschiedene Mischungsverhältnisse für API50-126 (links) und API50-36 (rechts). Jeder Punkt stellt die Mittelung identischer Betriebspunkte aus mehreren Versuchsläufen dar.

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

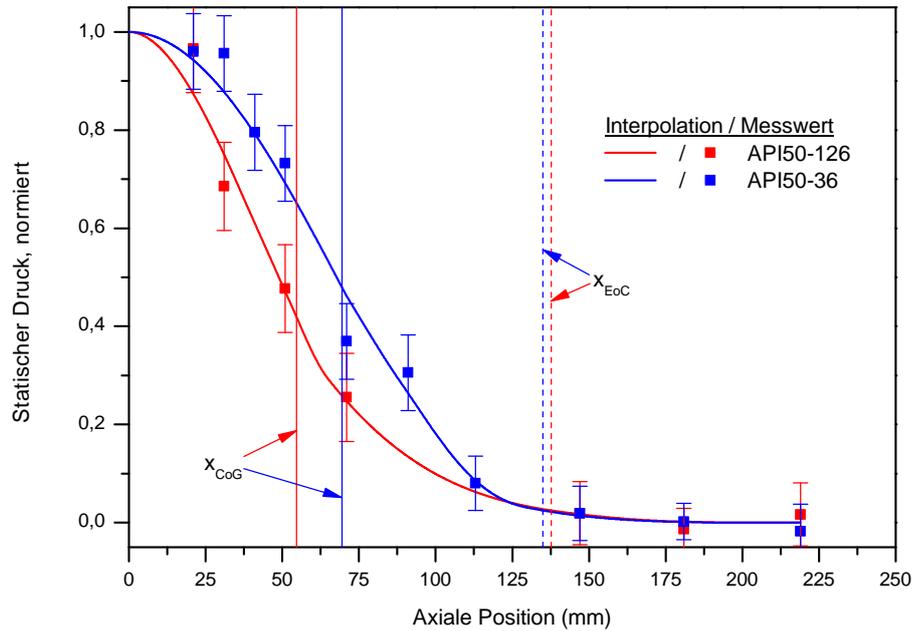


Abbildung 4.22: Vergleich der Druckverläufe (interpoliert und gemessen, jeweils normiert auf den dazugehörigen gesamten Druckabfall) für API50-126 und -36 bei 60 bar und einem Mischungsverhältnis von $ROF = 5$

Stirnplatte weg. Diese Tendenz gilt mit Ausnahme des 100 bar-Betriebspunkts über den gesamten betrachteten Druckbereich hinweg. Für den API50-36-Injektor bietet sich ein entgegengesetztes Bild. Bei einem Mischungsverhältnis von $ROF = 4$ ergeben sich hier für alle Druckstufen die geringsten Entfernungen des Druckverlustschwerpunkts von der Injektorstirnplatte. Mit steigendem Mischungsverhältnis verschiebt sich die Position x_{CoG} in Richtung der Düse.

Für beide Injektorkonfigurationen lässt sich das Verhalten von x_{CoG} mit der berechneten Verbrennungseffizienz verknüpfen. Die jeweils höchste Verbrennungseffizienz erreichen beide Einspritzkopfvarianten in den Betriebspunkten, bei denen x_{CoG} minimal ist, die Wärmefreisetzung also nah am Einspritzkopf stattfindet. Der Zusammenhang zwischen der Verbrennungseffizienz und der Position des Druckverlustschwerpunkts x_{CoG} ist für beide Einspritzköpfe in Abbildung 4.24 dargestellt. Die bei beiden Einspritzköpfen beobachtete Abhängigkeit zwischen der Verbrennungseffizienz und der Position des Druckverlustschwerpunkts lässt sich als Bestätigung der Hypothese zum Mechanismus der Treibstoffaufbereitung bei porösen Injektoren deuten. Ein niedriger Wert von x_{CoG} deutet auf eine starke Wärmefreisetzung in geringer Entfernung von der Einspritzebene hin, die mit einer starken Beschleunigung der Heißgasströmung einhergeht. Je schneller diese Beschleunigung stattfindet, desto besser ist die Treibstoffaufbereitung. Der entscheidende Mechanismus ist hier die möglichst schnelle Erzeugung einer hohen Geschwindigkeitsdifferenz zwischen den trägen LOX-Strahlen und der umgebenden Heißgasströmung.

4.4 Einfluss des Injektordurchmessers

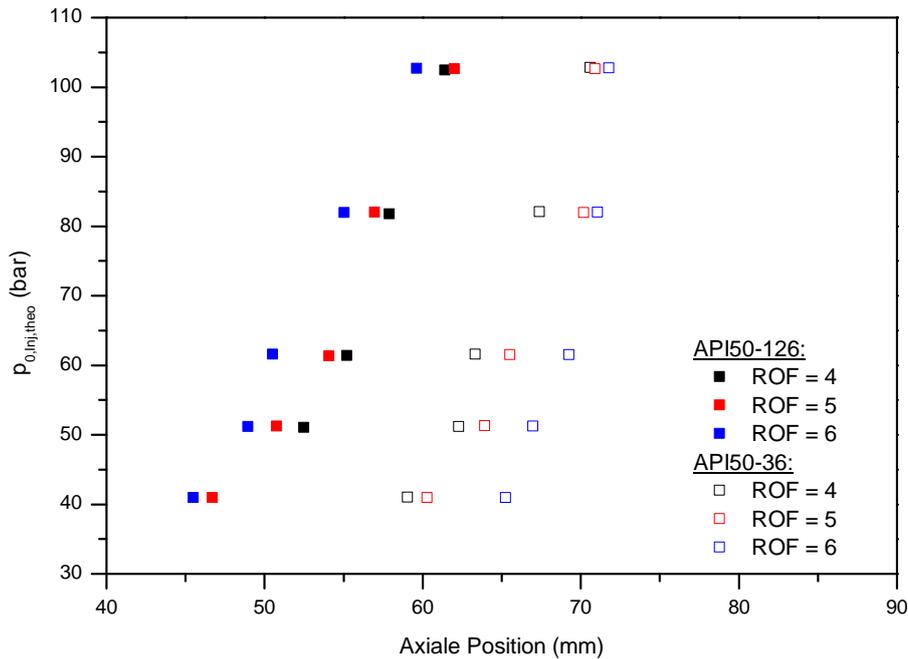


Abbildung 4.23: Druckverlustschwerpunkt (x_{CoG}) der neuen Einspritzköpfe API50-126 (volle Symbole) und API50-36 (offene Symbole) für Mischungsverhältnisse von 4 bis 6. Jeder Punkt stellt die Mittelung identischer Betriebspunkte aus mehreren Versuchsläufen dar.

In Abbildung 4.25 sind die jeweiligen Schwerpunktspositionen x_{CoG} über das Impulsstromverhältnis zwischen der Heißgasströmung und dem LOX-Strahl aufgetragen. Dieses Impulsstromverhältnis MRHGO (Momentum flux Ratio Hot Gas to Oxidizer) wird dabei wie folgt bestimmt:

$$\text{MRHGO} = \frac{\rho_{EoC} \cdot u_{EoC}^2}{\rho_{O_2} \cdot u_{O_2}^2} \quad (4.1)$$

Dieser Parameter stellt das maximal mögliche Impulsstromverhältnis dar, das an einem LOX-Strahl oder -Ligament auftreten kann. Es ist unwahrscheinlich, dass dieser Wert in der Realität an einem Punkt im Brennraum tatsächlich erreicht wird, da die maximale Heißgasgeschwindigkeit im zylindrischen Brennraum u_{EoC} erst ab einer axialen Position von >100 mm erreicht wird und die LOX-Eintrittsgeschwindigkeit u_{O_2} nur unmittelbar am Injektor vorliegt. Dieses Impulsstromverhältnis bietet sich jedoch trotzdem zur Beschreibung des Strahlerfalls für poröse Injektoren an, da das Anwachsen der Differenzgeschwindigkeit zwischen Heißgasströmung und dem flüssigen Sauerstoff als treibender Faktor postuliert wurde. Der beobachtete Einfluss des Brennkammerdrucks auf die Schwerpunktsposition x_{CoG} lässt sich in Abbildung 4.25 als Abhängigkeit von dem Impulsstromverhältnis MRHGO ablesen. Für ein

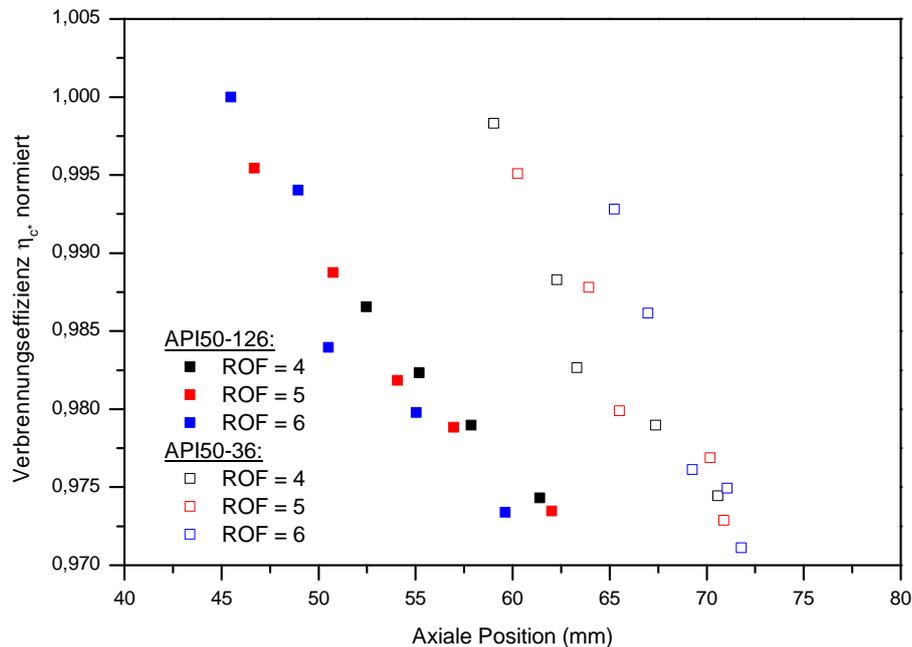


Abbildung 4.24: Verbrennungseffizienz in Abhängigkeit von der Position des Druckverlustschwerpunkts für API50-126 und API50-36

gegebenes Mischungsverhältnis sinkt x_{CoG} nahezu linear mit steigendem MRHGO, unabhängig von der Injektorvariante. Bei konstantem Brennkammerdruck hat das Mischungsverhältnis bei den beiden Einspritzköpfen einen entgegengesetzten Einfluss auf die Position des Druckverlustschwerpunkts und damit auch auf die jeweils erzielte Verbrennungseffizienz. Dies legt den Schluss nahe, dass bei den beiden Einspritzkopfvarianten unterschiedliche Mechanismen die Position des Druckverlustschwerpunkts bestimmen. Die in Abbildung 4.22 skizzierten Druckverläufe zeigen eine ähnliche Steigung des Druckabfalls bei beiden Injektorausführungen. Der starke Druckabfall setzt bei API50-126 allerdings früher ein als bei API50-36. Gesucht ist nun der Mechanismus, der zu einem möglichst frühen Beginn der Hauptreaktion führt.

Bei dem Einspritzkopf API50-36 führt eine Erhöhung des Mischungsverhältnisses von 4 auf 6 zu einer Verlagerung des Druckverlustschwerpunktes stromab und zu einer Verringerung der Verbrennungseffizienz. Die Variation von x_{CoG} wird hier durch eine Verringerung von MRHGO aufgrund des Anstiegs des Mischungsverhältnisses (Anstieg von LOX-Eintrittsgeschwindigkeit und -impulsstrom) hervorgerufen. Der Gradient $dx_{CoG}/dROF$ entspricht für diesen Injektor grob $-dx_{CoG}/dMRHGO$. Dies ist ein Anzeichen dafür, dass der Strahlzerfall und die erreichte Verbrennungseffizienz für diese großen LOX-Strahldurchmesser von dem beschriebenen Impulsstromverhältnis MRHGO bestimmt werden.

Dieser Einfluss des Mischungsverhältnisses kehrt sich für den Einspritzkopf API50-126 um. Bei gleichbleibendem Brennkammerdruck verringert sich x_{CoG} bei steigendem

4.4 Einfluss des Injektordurchmessers

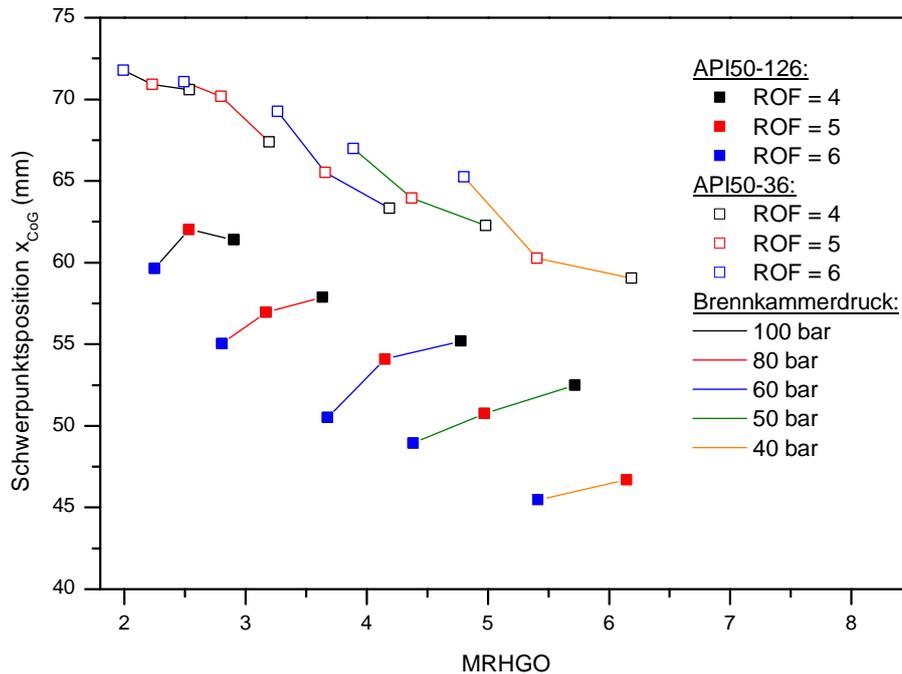


Abbildung 4.25: Position des Druckverlustschwerpunkts in Abhängigkeit vom Impulsstromverhältnis zwischen Heißgasströmung und Oxidator für API50-126 und API50-36

Mischungsverhältnis, obwohl das Impulsstromverhältnis MRHGO abnimmt. Ein steigendes Mischungsverhältnis von 4 auf 6 ist auch gleichbedeutend mit einer erhöhten Energiedichte in der Brennkammer. Es steht bei höherem ROF eine größere Wärmemenge zur Verfügung, um zum einen den flüssigen Sauerstoff bei unterkritischen Bedingungen zu verdampfen und zum anderen dem Wasserstoff/Sauerstoff-Gemisch die notwendige Wärmemenge zur Zündung hinzuzufügen. Im überkritischen Fall wird im LOX-Strahl nach einer kurzen Lauflänge in der gesamten Tiefe die kritische Mischungstemperatur überschritten und der Sauerstoff gilt dann vollständig als überkritisches Fluid. Dies erleichtert wiederum die Mischung, da in diesem Fall die Oberflächenspannung als rückstellender Einfluss entfällt. Entscheidend dafür ist eine hohe spezifische Oberfläche des Sauerstoffs. Der API50-126-Injektor bietet gegenüber dem API50-36 eine nahezu verdoppelte Kontaktfläche zwischen Treibstoff und Oxidator ($\sum U_{\text{API50-126}} / \sum U_{\text{API50-36}} = 192,5\%$). Diese stark erhöhte Kontaktfläche begünstigt die Verdampfung und Vermischung unmittelbar am Injektor und trägt so dazu bei, dass die Heißgasströmung schon früh eine starke Beschleunigung erfährt. Der Gradient $dx_{\text{CoG}}/d\text{ROF}$ ist abhängig von der stromab des Injektors zur Verfügung stehenden Kontaktfläche zwischen Treibstoff und Oxidator. In Abbildung 4.26 ist diese Abhängigkeit dargestellt. Während der Gradient $dx_{\text{CoG}}/d\text{MRHGO}$ (rechts) für beide Einspritzkopfvarianten in einem ähnlichen Bereich liegt, zeigt sich für den Gradienten $dx_{\text{CoG}}/d\text{ROF}$ (links) die beschriebene starke Abhängigkeit vom Injek-

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

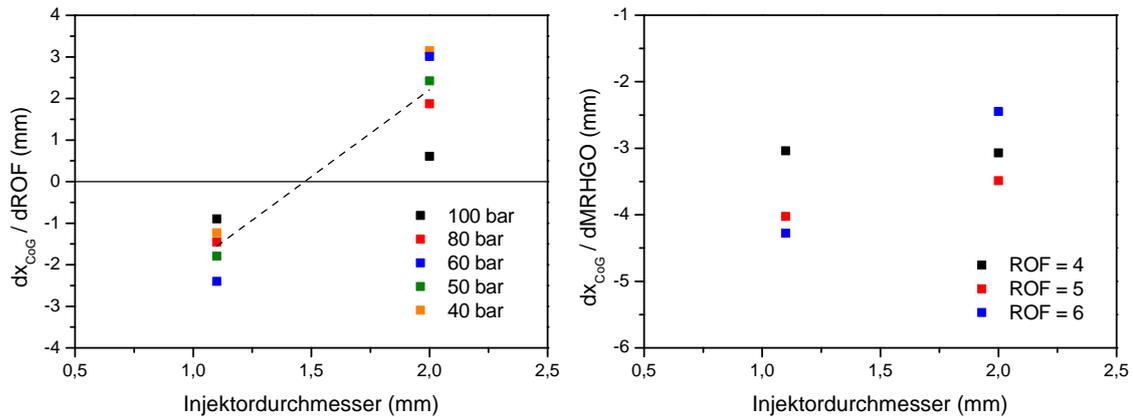


Abbildung 4.26: Sensitivität der Schwerpunktsposition x_{CoG} gegenüber Änderungen im Mischungsverhältnis (links) und Heißgasimpulsstromverhältnis (rechts) für beide API50-Einspritzkopfvarianten

tordurchmesser und damit von der zur Verfügung stehenden Kontaktfläche. Wird eine lineare Abhängigkeit dieses Gradienten vom Injektordurchmesser unterstellt, ergibt sich ein neutrales Verhalten bei einem Injektordurchmesser von ca. 1,5 mm. Dieses Maß entspricht dem Innendurchmesser der LOX-Injektoren der Einspritzköpfe API50-68 und API80-168.

Diese Ergebnisse haben eine direkte Auswirkung auf die Auslegung eines porösen Einspritzkopfs. Eine Konzentration der Energiefreisetzung in der Nähe des Einspritzkopfs wirkt sich günstig auf die Verbrennungseffizienz aus. Um diese Verteilung der Energiefreisetzung zu erreichen, bieten sich für MCC-Anwendungen mit Mischungsverhältnissen von $ROF = 5$ oder höher poröse Injektoren mit kleinen ($d_{LOX} \leq 1,5$ mm) LOX-Injektorröhrchen an. Durch eine möglichst große Anzahl der Injektorröhrchen kann der LOX-Eintrittsimpuls verringert werden, und das entsprechend steigende Heißgasimpulsstromverhältnis MRHGO sollte gemäß Abbildung 4.25 zu einer weiteren Verringerung von x_{CoG} führen. Bei kleineren Mischungsverhältnissen (z. B. für Gasgeneratoranwendungen) nimmt der Einfluss der Verdampfung auf die Treibstoffaufbereitung ab. In diesem Fall kann eine Erhöhung von MRHGO eine Verringerung von x_{CoG} bewirken. Dafür sollte die LOX-Eintrittsfläche erhöht werden. Speziell bei Gasgeneratoranwendungen muss jedoch beachtet werden, dass die Brennraum-Machzahlen für gewöhnlich um eine Größenordnung kleiner als bei MCC-Anwendungen sind. Die obigen Ergebnisse wurden für ein Kontraktionsverhältnis von $\epsilon_c = 3,19$ ermittelt.

4.4.3 Verbrennungsstabilität

Die Versuche mit den neuen Injektormustern API50-126 und -36 zeigten mit einer Ausnahme eine sehr ruhige Verbrennung über die gesamte untersuchte Box hinweg.

4.4 Einfluss des Injektordurchmessers

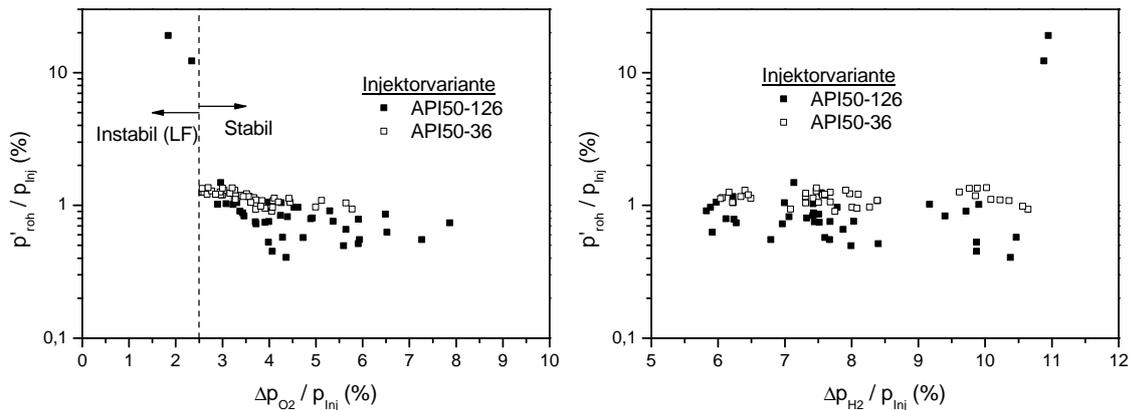


Abbildung 4.27: Akustische Amplitude des ungefilterten Rohsignals in Abhängigkeit vom relativen LOX- (links) und H₂-Druckverlust (rechts) für beide API50-Einspritzkopfvarianten

Bei den Versuchen mit dem API50-126-Injektor kam es bei einem Brennkammerdruck von 40 bar und einem Mischungsverhältnis von $ROF = 4$ zu einer starken niederfrequenten Verbrennungsinstabilität, die auf eine Rückkopplung mit der Treibstoffversorgung zurückzuführen ist. In Abbildung 4.27 sind die auf den jeweiligen Brennkammerdruck normierten akustischen Amplituden des ungefilterten Drucksignals in Abhängigkeit von den LOX- und GH₂-seitigen Injektordruckverlusten für jeden Betriebspunkt aufgetragen. Über beinahe die gesamte Bandbreite der Betriebsbedingungen liegt die akustische Amplitude des ungefilterten Rohsignals bei ca. 1 % des mittleren Brennkammerdrucks. Die Spanne reicht dabei von 0,4 % bis 1,5 %. Das Injektormuster API50-126 weist im Mittel niedrigere Werte der Verbrennungsrauigkeit auf, zeigt aber auch eine stärkere Streuung. Der API50-36-Injektor zeigt eine sehr konstante Verbrennungsrauigkeit über alle Betriebsbedingungen hinweg. Die instabilen Betriebspunkte des API50-126-Injektors sind diejenigen mit dem geringsten LOX-Massenstrom und damit auch dem geringsten Druckverlust auf der Sauerstoffseite. Unterhalb eines Druckverlustes von 2,5 % des Brennkammerdrucks (hier: 40 bar) kommt es zu einer Kopplung der Brennkammerakustik mit der Treibstoffversorgung. Die Amplitude der Druckoszillationen erreicht in diesen Punkten Werte von bis zu 20 % des Brennkammerdrucks. Diese Betriebspunkte weisen auch den höchsten Druckverlust auf der Brennstoffseite auf. Der Massenstrom ist hier zwar kleiner als bei anderen Betriebspunkten, aber der für den Druckverlust in einer porösen Struktur entscheidende Volumenstrom erreicht aufgrund des Verhaltens der Wasserstoffdichte in diesen Betriebspunkten seine maximalen Werte.

Der brennstoffseitige Druckverlust wurde im Rahmen dieser Versuche bis auf Werte unterhalb von 6 % gesenkt, ohne dass ein negativer Einfluss auf die Verbrennungsstabilität beobachtet werden konnte. Die beobachtete Instabilität geht auf eine Kopplung der Verbrennung mit dem LOX-Versorgungssystem zurück. Dabei muss berücksichtigt werden, dass der kritische sauerstoffseitige Druckverlust mit 2,5 % sehr niedrig ist.

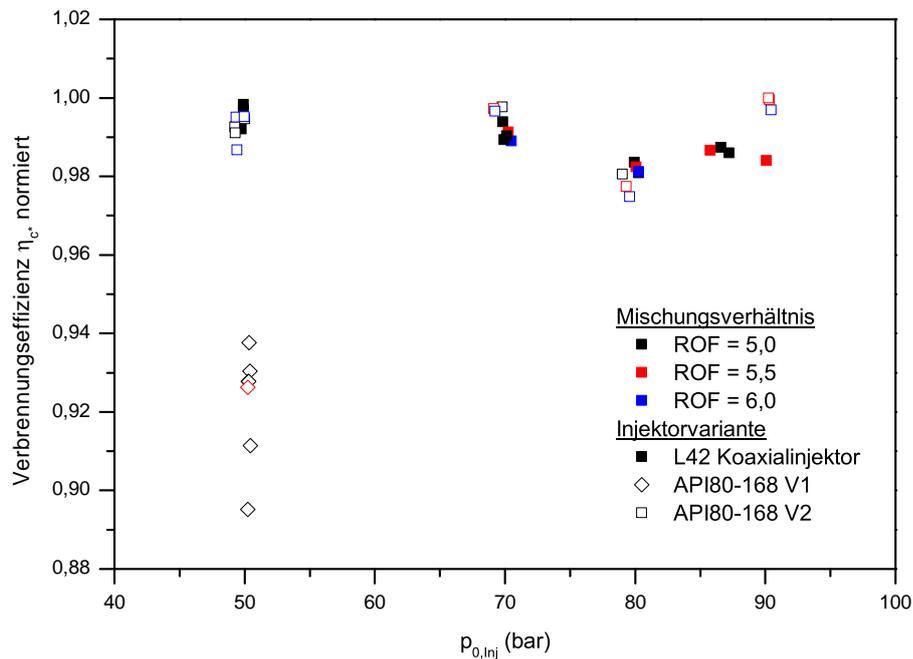


Abbildung 4.28: Normierte Verbrennungseffizienz für alle auf der 80 mm-Skala getesteten Einspritzköpfe

Dieser Schwellenwert liegt deutlich unterhalb der empfohlenen Druckverlustwerte von 10 bis 15 % p_{BK} , die für Injektoren in der Literatur angegeben werden [26].

4.5 API für 80mm-Brennkammerdurchmesser

4.5.1 Verbrennungseffizienz

Abbildung 4.28 zeigt die ermittelten Werte der Verbrennungseffizienz für alle getesteten Einspritzköpfe auf der 80 mm-Skala bei typischen MCC-Bedingungen. Die Daten wurden dabei auf die maximale Verbrennungseffizienz normiert, die in den Versuchen mit dem L42-Koaxialeinspritzkopf sowie den porösen Einspritzköpfen API80-168 V1/V2 ermittelt wurde. Die Daten wurden in zwei separaten Versuchskampagnen gewonnen. Die erste dieser beiden Versuchsreihen behandelte die Einspritzköpfe L42 und API80-168 V1, während sich die zweite Kampagne auf den modifizierten Einspritzkopf API80-168 V2 konzentrierte. Der als Referenzeinspritzkopf getestete Koaxialinjektor und der EK API80-168 V2 weisen ähnliche Verbrennungseffizienzen auf. Die Werte für die Verbrennungseffizienz variiert zwischen 100 % und 97,5 % für den porösen Injektor und zwischen 99,8 % und 98,1 % für den Koaxialinjektor. Im Falle der ersten Version des porösen Einspritzkopfs (API80-168 V1) wurden für die Bestimmung der relativen Verbrennungseffizienz Punkte vor dem Eintreten

4.5 API für 80mm-Brennkammerdurchmesser

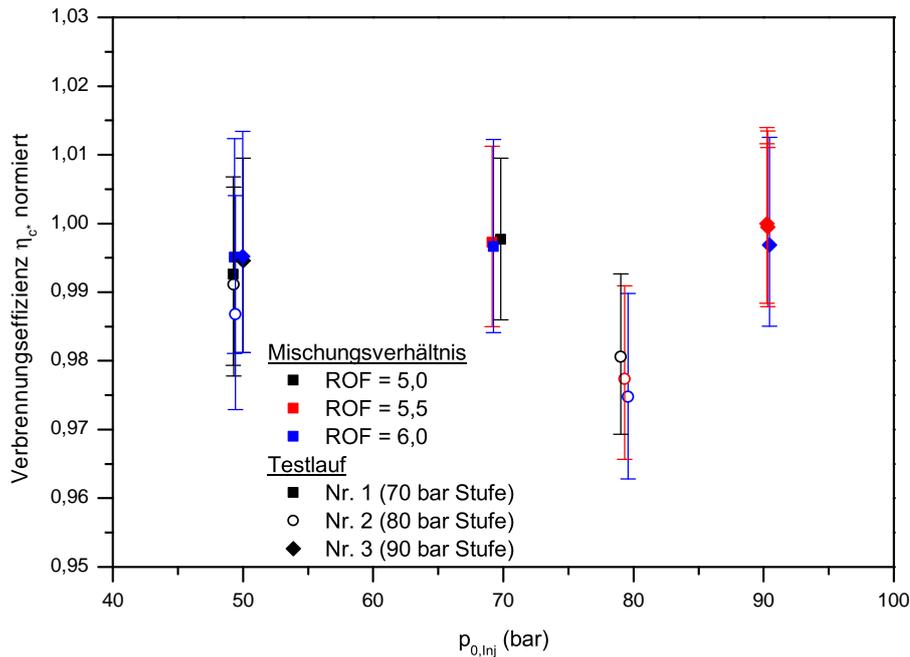


Abbildung 4.29: Normierte Verbrennungseffizienz des Einspritzkopfs API80-168 V2

einer Verbrennungsinstabilität herangezogen. Sie variiert zwischen 93,8% und 89,5% und liegt somit deutlich unter den ermittelten Werten für den Referenzeinspritzkopf L42. Die ausgesprochen niedrige Verbrennungseffizienz kann für diesen Fall mit der starken Trimmung des LOX-Injektormusters erklärt werden. In Abbildung 3.11 wird die rechnerische Verschiebung des lokalen Mischungsverhältnisses einer Stromröhre im Vergleich zum mittleren Mischungsverhältnis über den gesamten Querschnitt dargestellt. Für die betrachteten Betriebspunkte des API80-168 V1 ergibt sich damit, dass lokal auch ein sauerstoffreiches Gemisch vorliegen kann. Die niedrige berechnete Verbrennungseffizienz deutet in diesem Fall darauf hin, dass eine Durchmischung des wasserstoffreichen Gemischs der Randzone mit dem nahezu stöchiometrischen Gemisch in der Zentralzone nicht im ausreichenden Maße stattfindet. Die hohe charakteristische Brennkammerlänge dieser Konfiguration wird in der Literatur als mehr als ausreichend für eine vollständige Umsetzung von LOX/LH₂ angesehen [26]. Die im Vergleich zur zweiten Injektorkonfiguration API80-168 sehr große Streuung der ermittelten η_{c^*} -Werte deutet darauf hin, dass es auch in den als stationär angenommenen Auswertefenstern zu Flammenverlöschung an einzelnen Injektoren kommt, die sich in der Summe negativ auf die Treibstoffaufbereitung auswirken. Durch die teilweise Rücknahme dieser Trimmung bei API80-168 V2 konnte die Verbrennungseffizienz bis auf das Niveau des Referenzkoaxialinjektors angehoben werden.

Das erfolgreiche Injektormuster API80-168 V2 weist bei einem Brennkammerdruckniveau von ca. 80 bar einen deutlichen Einbruch in der Verbrennungseffizienz auf (s. Abbildung 4.29). Die ausgewerteten Betriebspunkte in der dazugehörigen Ab-

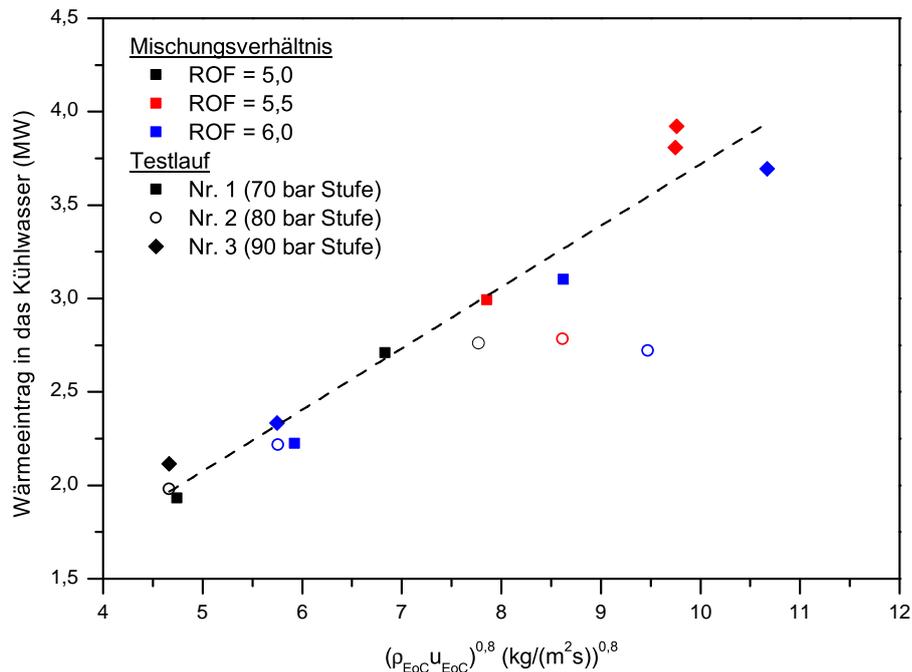


Abbildung 4.30: Abweichung vom prognostizierten Wärmeeintrag in die Brennkammerwand in der 80 bar-Stufe (runde Symbole)

kühlphase bei 50 bar zeigen ebenfalls einen leichten Abfall gegenüber den anderen Testläufen. In Abbildung 4.30 sind die gemessenen Wärmeströme vom Brennraum in das Kühlwasser gegenüber dem Parameter $(\rho_{EoC} \cdot u_{EoC})^{0,8}$ aufgetragen. Der gasseitige Wärmeübergang ist proportional zu diesem Parameter [36]. Die gestrichelte Linie stellt einen linearen Fit der Daten der Versuchsläufe 1 und 3 dar. Man erkennt auch in dieser Betrachtung einen Abfall der gemessenen Wärmeströme in der 80 bar-Stufe. Je größer die Abweichung der gemessenen Wärmeströme vom antizipierten Verlauf ist, desto größer fällt auch die Einbuße in der Verbrennungseffizienz aus. Der Betriebspunkt bei 80 bar und $ROF = 6$ weist bei einem im Vergleich zu dem Erwartungswert um ca. 1 MW kleineren Wärmestrom eine Wirkungsgradeinbuße von mehr als 2% auf. Es handelt sich dabei also aller Wahrscheinlichkeit nach nicht um einen Fehler in der Ermittlung der Brennkammerdaten, sondern um ein Phänomen der Treibstoffaufbereitung.

4.5.2 Verbrennungsstabilität

Zur Beurteilung der Verbrennungsstabilität eines porösen Einspritzkopfs eignen sich die Versuche auf der 80 mm-Skala deutlich besser als die bereits diskutierten Versuche auf der 50 mm-Skala. Auf der 80 mm-Skala wurden mit der Einspritzkopfvvariante API80-168 V1 in mehreren Versuchsläufen instabile Betriebszustände

4.5 API für 80mm-Brennkammerdurchmesser

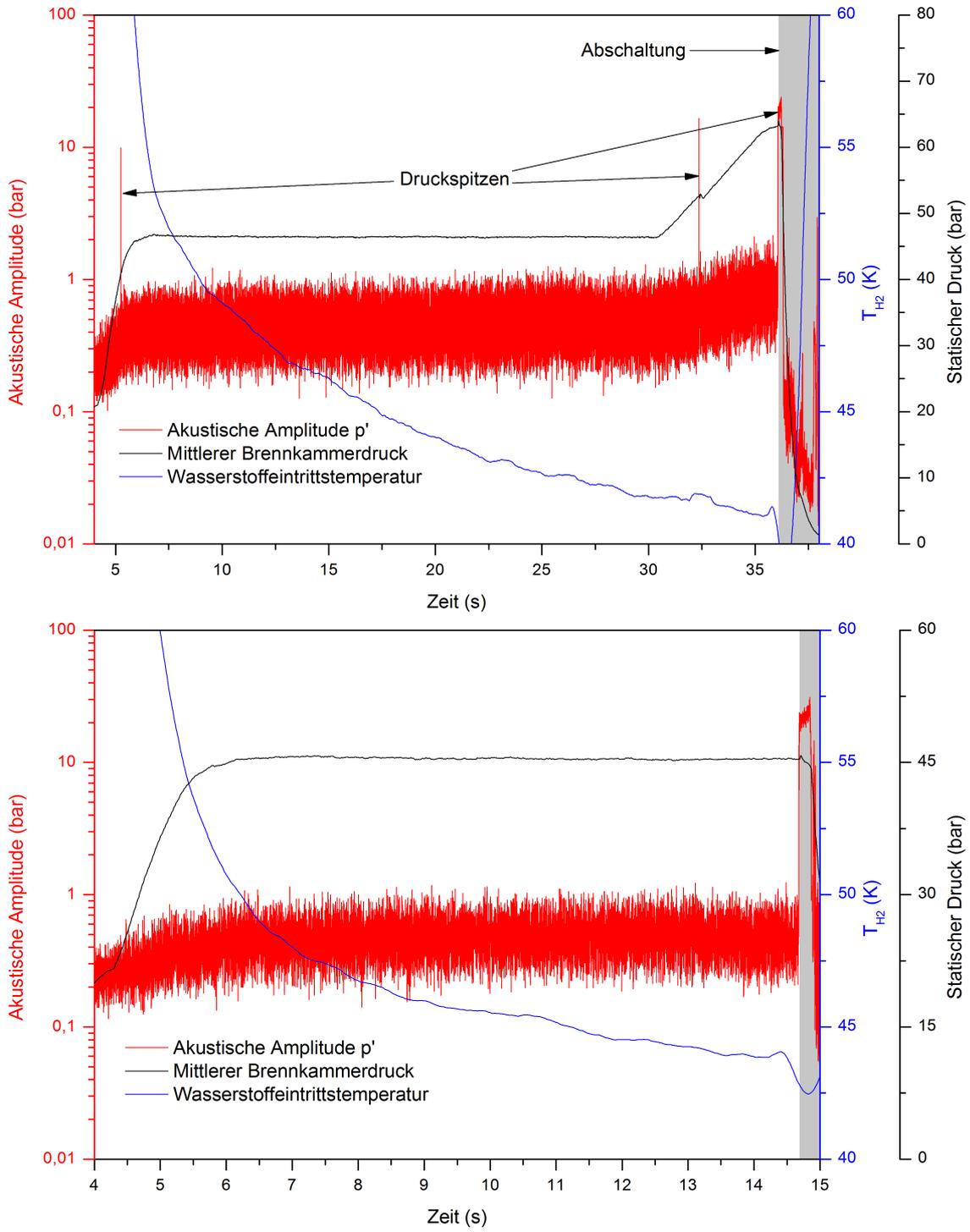


Abbildung 4.31: Instabile Versuchsläufe mit API80-168 V1 (oben: Testlauf 1, unten: Testlauf 2)

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

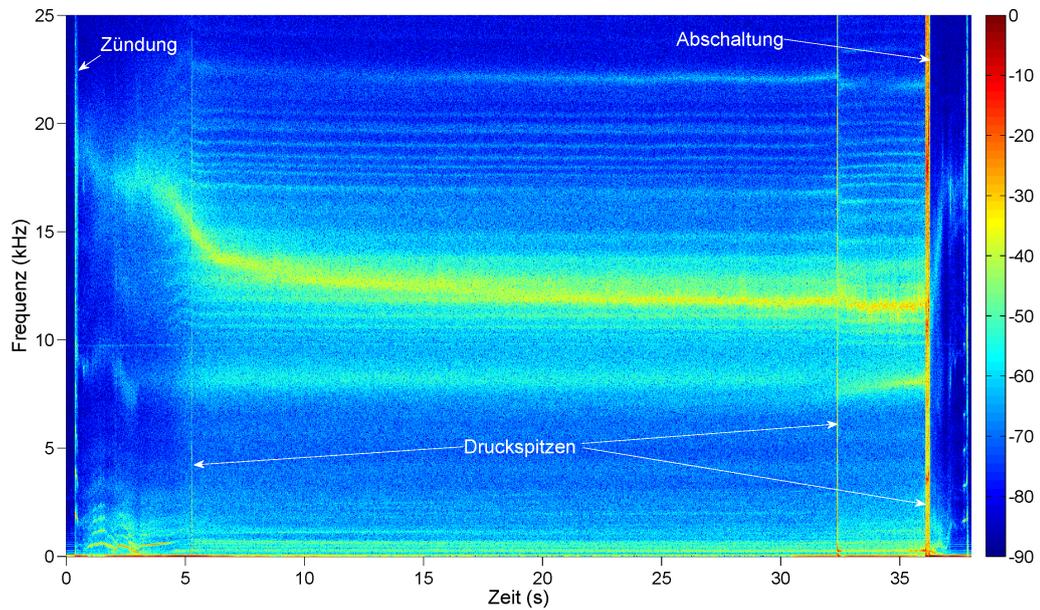


Abbildung 4.32: Spectrogram des dynamischen Drucksignals aus dem Testlauf 1 in Abbildung 4.31

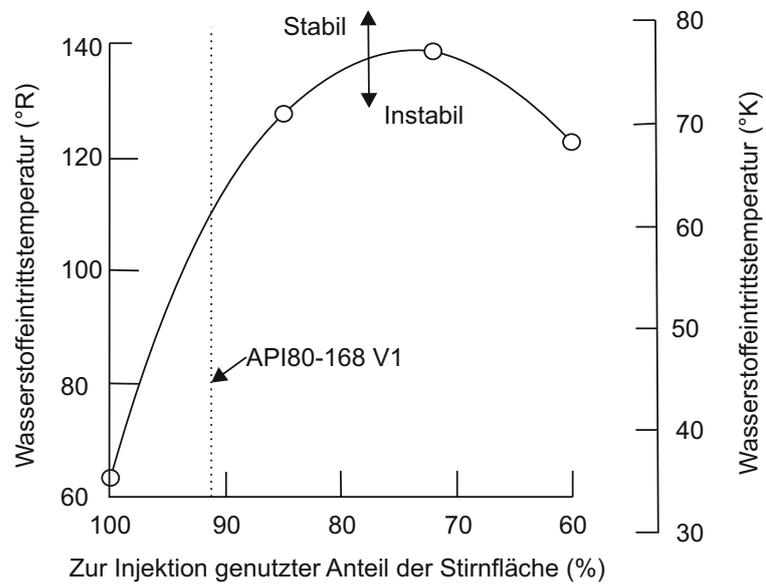


Abbildung 4.33: Abhängigkeit der kritischen H_2 -Eintrittstemperatur vom Anteil der Injektionsfläche an der Stirnfläche für einen Koaxialinjektor, nach von Wanhainen et. al. [75]

4.5 API für 80mm-Brennkammerdurchmesser

beobachtet. Zwei exemplarische Testläufe sind in Abbildung 4.31 aufgeführt. Es sind jeweils der statische Brennkammerdruck, die Wasserstoffeintrittstemperatur und die akustische Amplitude des dynamischen Drucksignals nach der Anwendung eines 1 kHz-Hochpassfilters aufgetragen. In beiden Versuchsläufen liegt die akustische Amplitude über nahezu der gesamten Versuchsdauer bis zum Abschalten aufgrund des Auftretens von Instabilitäten bei 1 bar, was ca. 2 % des mittleren Brennkammerdrucks entspricht. Die Verbrennung kann als ruhig angesehen werden. Der erste der beiden präsentierten Versuche zeigt zusätzlich zu dem Auftreten der Instabilität spontane Druckspitzen bei ca. 5 bzw. 32 s, die nach kurzer Zeit abklingen. Die Instabilitäten, die zu der jeweiligen Abschaltung geführt haben, werden ebenfalls von solchen Druckspitzen eingeleitet. Abbildung 4.32 zeigt ein Spektrogramm des ersten Versuchs aus Abbildung 4.31. Die Spitzen der akustischen Amplitude sind hier ebenfalls zu erkennen. Die akustische Energie ist über das gesamte Spektrum verteilt und nicht in einer Mode konzentriert. Dies entspricht der Charakteristik einer Explosion. Die resultierende Instabilität vor der Abschaltung zeigt dagegen einen Schwerpunkt bei ca. 11 kHz, der ersten transversalen Mode.

Bei dem Betrieb eines Einspritzkopfs mit tiefkaltem Wasserstoff bei ca. 50 K dauert es mehrere Sekunden bis der Wasserstoff eine stationäre Temperatur erreicht. Die Dauer dieser *pre-cooling* genannten Phase hängt von dem H₂-Massenstrom und der Strukturtemperatur des Einspritzkopfes bei Versuchsbeginn ab. Durch die Variation dieser *pre-cooling*-Phase kann ein klarer Einfluss der Treibstoffeintrittstemperatur gezeigt werden. Die Abschaltung aufgrund der Detektion von Instabilitäten wird dabei (und bei den übrigen Versuchen mit diesem Injektormuster) in einem Temperaturbereich von 41 bis 43 K ausgelöst. Das Konzept der kritischen Temperatur ist in der Literatur bekannt. Für Wanhainen et al. [72–75] stellt die Bestimmung der kritischen Temperatur ein wichtiges Kriterium zur Bewertung des Stabilitätsverhaltens eines Einspritzkopfs dar.

Begünstigt wird die Entstehung einer Instabilität in der 1T-Mode, die hier beobachtet wurde, laut Harrje und Reardon [22] durch eine Konzentration der Energiefreisetzung im Randbereich der Brennkammer. Hier liegt im Falle der transversalen Moden der Geschwindigkeitsknoten und damit der Druckbauch der stehenden Welle. Eine Treibstoffkonzentration und die daraus resultierende erhöhte Energiefreisetzung in diesem Bereich ist eine mögliche Ursache für das Anfachen der 1T-Mode. Wanhainen et al. kommen in ihren Untersuchungen zur radialen Verteilung der Energiefreisetzung zu einem gegenteiligen Ergebnis [75]. Die Gruppe am NASA LeRC betrieb einen Koaxialinjektor mit Brennkammern unterschiedlichen Durchmessers und konstantem Düsenhals. So wurde ein variabler Bereich der gesamten zur Verfügung stehenden Stirnfläche vom eigentlichen Injektor eingenommen. Sie untersuchten die Abhängigkeit der kritischen Treibstoffinjektionstemperatur von dem Flächenverhältnis von Injektionszone zur gesamten Stirnfläche. Abbildung 4.33 zeigt diesen Zusammenhang. Diese Ergebnisse sprechen dafür, dass eine Einspritzkopfkonfiguration am stabilsten ist, sofern die gesamte Stirnfläche gleichmäßig zur Einspritzung verwendet wird. Es wird eine möglichst konstante Injektionsdichte über dem Radius angestrebt. Die für die Injektorversion API80-168 V1 vorgesehenen Maßnahmen zur Verbesserung der

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

Injektor/Wand-Kompatibilität beinhalten auch einen vergrößerten Wandabstand (s. Abschnitt 3.2.3.2). Eine äquivalente Stirnflächenbedeckung liegt für diesen Einspritzkopf bei ca. 91,3%. Für diesen Wert kann man in Abbildung 4.33 für einen Koaxialeinspritzkopf, wie die Gruppe um Wanhain ihn verwendet hat, eine kritische Temperatur von ca. 60 K ableiten. Für Treibstoffeintrittstemperaturen unterhalb dieses Werts ist mit dem Auftreten von Instabilitäten zu rechnen.

Das stochastische Auftreten von Druckspitzen in Flüssigraketenantrieben ist in der Literatur bekannt. Während des Entwicklungsprogramms des F-1-Triebwerks traten vergleichbare Phänomene auf [49]. Die Druckspitzen wurden hier als *resurge* umschrieben und mit der explosionsartigen Umsetzung von unverbrannten Treibstoffansammlungen erklärt. Im Falle des F-1-Triebwerks wurde als Ursache der Kühlfilm identifiziert. Aus diesem Kühlfilm lösen sich durch andere Brennkammerprozesse größere Treibstofftaschen, die in die Hauptverbrennungszone transportiert werden und dort explosionsartig reagieren.

Ein ähnlicher Mechanismus wird als Ursache der Instabilitäten bei dem API80-168-V1-Einspritzkopf vermutet. Es wird angenommen, dass im Randbereich der Brennkammer durch den hohen Wasserstoffüberschuss bei niedriger Temperatur eine oder mehrere Flammen abheben und verlöschen. Nach dem Verlöschen eines Injektors wird weiterhin LOX eingespritzt, der sich mit dem aus der porösen Struktur austretenden Wasserstoff mischt. Durch den Wärmeeintrag aus benachbarten Flammenzonen erreicht dieses unverbrannte Gemisch dann an einer bestimmten Position stromab der Injektionsebene die Zündtemperatur. Dabei zündet die gesamte vorgemischte Treibstoffansammlung explosionsartig und erzeugt die beobachtete Druckspitze. Durch diesen Prozess entsteht eine starke Konzentration der Energiefreisetzung im Randbereich der Brennkammer, der laut Harrje und Reardon besonders sensibel im Hinblick auf tangential Brennkammermoden ist (s. o.). Die Menge an unverbranntem Material bestimmt dabei die Intensität dieser Druckstörung, die von ihren Auswirkungen her wie ein klassischer *bomb test* zur Charakterisierung des Stabilitätsverhaltens einer Brennkammer betrachtet werden kann. Je tiefer die Wasserstoffeintrittstemperatur sinkt, desto höher ist die Wahrscheinlichkeit, dass ein Injektor verlöscht. Die Höhe der Druckspitzen bei dem ersten Versuchslauf in Abbildung 4.31 steigt mit fallender Wasserstoffeintrittstemperatur und reicht schließlich aus, um eine Brennkammerinstabilität auszulösen. Die Reduktion der eingespritzten Treibstoffmenge im Randbereich der Brennkammer durch die starke Trimmung des Mischungsverhältnisses hat daher zu einer Destabilisierung der Brennkammer beigetragen. Es ist allerdings unklar, welche der beiden Maßnahmen zur Trimmung den größeren Beitrag zu diesem Effekt geliefert haben. Der große Wandabstand der äußeren Injektorreihe sorgt für eine große Wärmesenke durch den tiefkalten Wasserstoff in unmittelbarer Nähe des Injektors. Die Verringerung des Injektordurchmessers in der äußeren Injektorreihe auf 1,2 mm könnte auch zu einer schlechteren Flammenankerung geführt haben. Lux et. al. haben für Wasserstoffeintrittstemperaturen von 135 K, einem H₂-Fensterkühlfilm bei Umgebungstemperatur und bei Brennkammerdrücken von 40, 50 und 60 bar gezeigt, dass die Flammenankerung bei LOX-Injektoren mit einem Innendurchmesser von 1,8 mm sehr stabil ist [43]. Diese Versuche wurden mit

4.5 API für 80mm-Brennkammerdurchmesser

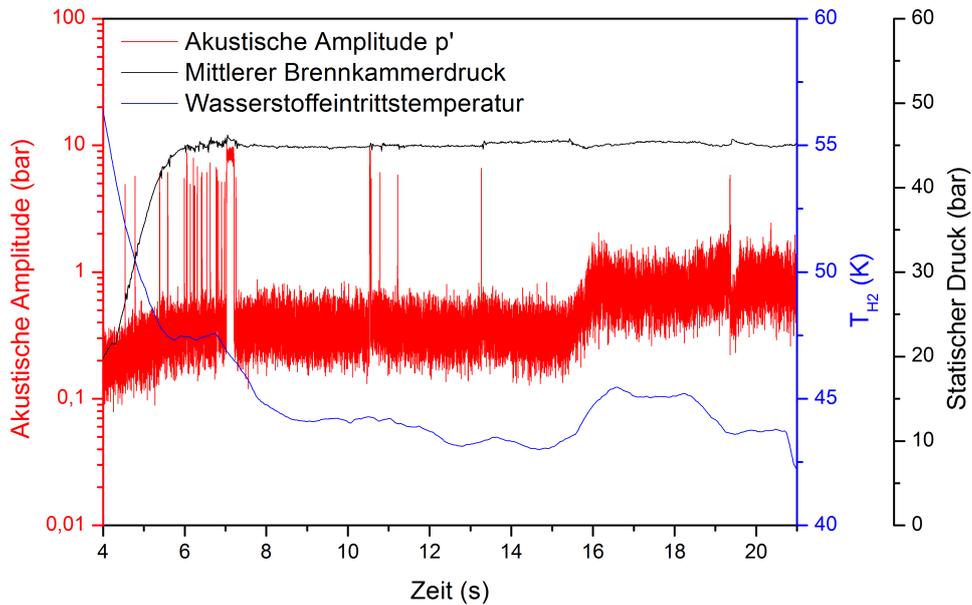


Abbildung 4.34: Versuchslauf mit Baffle

der optisch zugänglichen DLR-Forschungsbrennkammer Modell „C“ durchgeführt. Dabei könnte der Fensterkühlmassenstrom die Flammenankerung positiv beeinflusst haben. Für Multiinjektorversuche mit LOX-Strahldurchmessern von 1,5 mm wurden bei diesen Bedingungen ebenfalls keine charakteristischen Druckspitzen festgestellt.

Als Antwort auf diese vermutete Ursache der beobachteten Instabilitäten wurde das Injektormuster API80-168 V2 entworfen (s. Abschnitt 3.2.3.2). Das Hauptziel dieser Modifikation war nicht die Identifikation des ausschlaggebenden Faktors für das Auftreten der Instabilität, sondern die reine Demonstration des stabilen Betriebs. Daher wurde das LOX-Injektormuster so verändert, dass beide oben genannten möglichen Ursachen behoben wurden. Der Innendurchmesser der äußeren Injektoren wurde auf das Maß der restlichen Injektoren im Kernbereich angehoben und der Wandabstand leicht verringert. Daraus ergibt sich die in Abbildung 3.11 dargestellte Änderung der Mischungsverhältnisverteilung über den Radius.

Neben der Modifikation des Injektormusters wurde auch die Effektivität eines Baffles untersucht. Dieses Baffle wurde als zusätzliches Brennkammersegment direkt stromab des Einspritzkopfs eingebaut. Abbildung 4.34 zeigt den Verlauf der akustischen Amplitude über die Versuchsdauer. Die bereits zuvor beobachteten Druckspitzen treten bei der Verwendung eines Baffles stark gehäuft auf und führten in einigen Fällen zu kurzzeitigen Instabilitäten. Die Häufung von spontan auftretenden Instabilitäten durch das Hinzufügen eines Baffles wurde auch in der Anfangsphase des F-1-Programms beobachtet (Injektormuster 5U-flatface und 5U-baffled [49]). Die Ergebnisse zeigen, dass sich die beobachteten Instabilitäten beim Betrieb des API80-168 V1 nicht durch ein Baffle unterdrücken lassen.

Im Gegensatz zu der Baffle-Lösung führte die Modifikation des Injektormusters zu

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

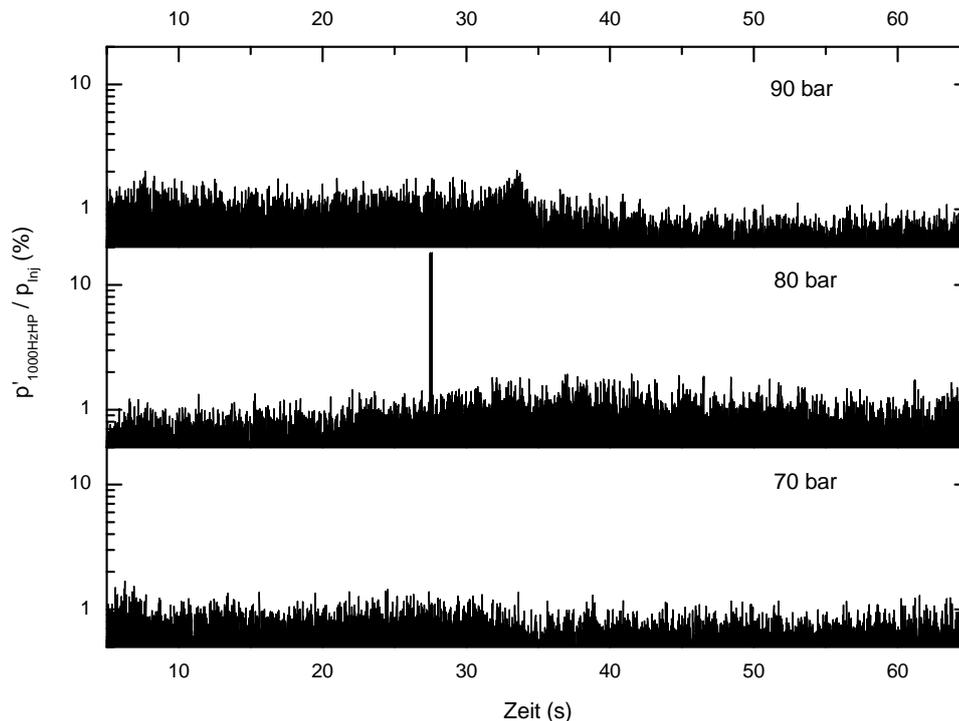


Abbildung 4.35: Auf den Brennkammerdruck normierte akustische Amplitude während der Versuche mit API80-168 V2

einem stabilen Betrieb des Einspritzkopfes. Während der Versuche mit dem neuen Injektor API80-168 V2 wurden keine instabilen Betriebszustände beobachtet (s. Abbildung 4.35), und lediglich eine spontane Druckspitze trat in der 80 bar-Testsequenz auf. Diese Druckspitze führte jedoch zu keiner anhaltenden Instabilität.

Die auf den Brennkammerdruck normierten Werte der akustischen Amplitude oberhalb von 1 kHz sind für die Einspritzköpfe der 80 mm-Größenklasse in Abbildung 4.36 dargestellt. Ein Vergleich der Verbrennungsrauigkeit der beiden API-Varianten ist nur für die stationären Betriebspunkte der 50 bar-Stufe, der Abkühlphase, möglich. Die Bedingungen sind hier in Bezug auf Brennkammerdruck und Mischungsverhältnis stationär, die Wasserstofftemperatur kann aber nicht als konstant angesehen werden (s. o.). Die ursprüngliche Einspritzkopfkongfiguration API80-168 V1 weist hier eine relative Verbrennungsrauigkeit von 1,1 bis 1,3 % auf. Die verbesserte Variante V2 liegt in diesem Betriebsbereich bei 0,63 bis 0,85 % relativer Verbrennungsrauigkeit. Beide Einspritzköpfe weisen damit eine sehr ruhige Verbrennung auch bei den niedrigen Wasserstoffeintrittstemperaturen von 41 bis 50 K auf. Für die höheren Brennkammerdrücke bis 90 bar ist nur ein Vergleich des API80-168 V2 und des verwendeten Koaxialinjektors möglich, da mit API80-168 V1 kein stationärer Betrieb bei diesen Bedingungen möglich war. Der Koaxialinjektor zeugt bei einer Wasserstoffeintrittstemperatur um 50 K eine deutlich höhere Verbrennungsrauigkeit als der verbesserte

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

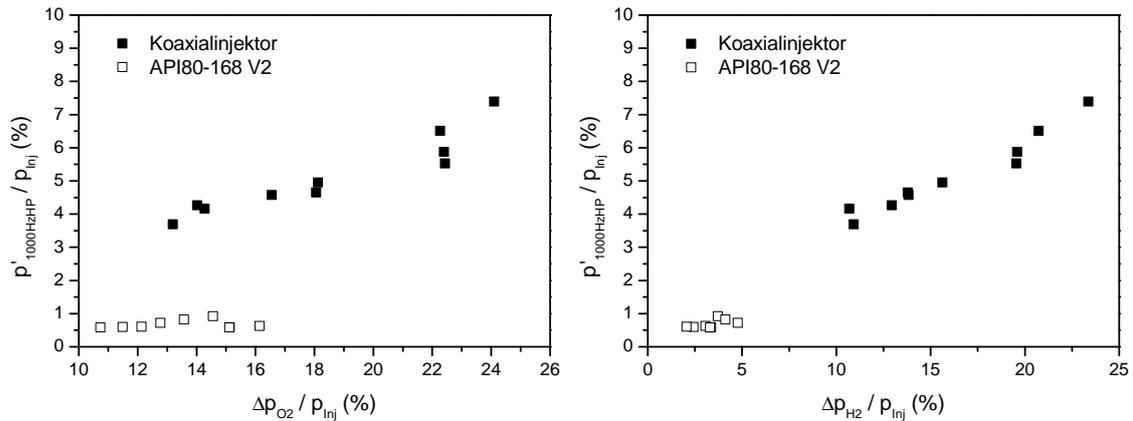


Abbildung 4.37: Normierte Verbrennungsrauigkeit für Frequenzen oberhalb von 1 kHz in Abhängigkeit von den Injektordruckverlusten. Betrachtet wurden nur Betriebspunkte bei stationären Eintrittstemperaturen.

deutlich unter den Druckverlusten, die beim Betrieb des Koaxialinjektors auftraten.

4.6 Anwendung für Preburner-Injektion

4.6.1 Verbrennungseffizienz

Bei den durchgeführten Versuchen bei FRSC-Bedingungen wurden Werte der Verbrennungseffizienz zwischen 98,3 und 99,3 % ermittelt. Dies weist auf eine nahezu vollständige Verbrennung hin. Aufgrund der niedrigen Heißgasgeschwindigkeit bei dieser Brennkammerkonfiguration erscheint der für MCC-Einspritzköpfe postulierte Treibstoffaufbereitungsmechanismus hier nicht sinnvoll. Stattdessen ist davon auszugehen, dass die sehr lange Aufenthaltszeit im Brennraum zu der nahezu vollständigen Umsetzung der Treibstoffe führt. Die Aufenthaltszeit ist mit ca. 10 ms um den Faktor 10 größer als bei den oben diskutierten Anwendungen für Hauptbrennkammern. Wie in Abbildung 4.38 dargestellt, ist die Streuung der Ergebnisse trotz des großen Druckbereichs sehr gering. Die Verbrennungseffizienz variiert bei einer Brennkammerdruckänderung von 150 auf 330 bar um weniger als einen Prozentpunkt.

4.6.2 Verbrennungsstabilität

Die Heißgasversuche mit der Konfiguration API-80-4 bei FRSC-Bedingungen wiesen eine äußerst geringe Verbrennungsrauigkeit auf. Die Verbrennung war in allen Betriebspunkten stabil. Abbildung 4.39 zeigt die auf den Brennkammerdruck normierte

4.6 Anwendung für Preburner-Injektion

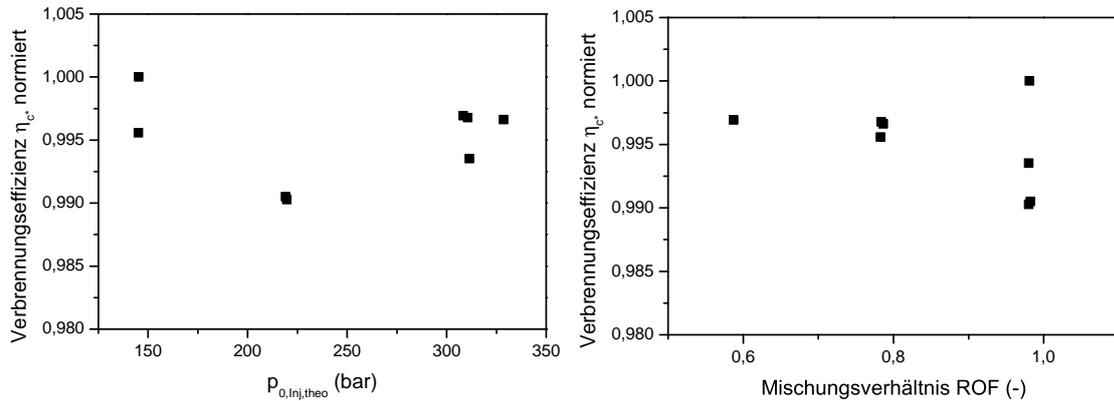


Abbildung 4.38: Normierte Verbrennungseffizienz in Abhängigkeit vom theoretischen Totaldruck (links) und vom Mischungsverhältnis (rechts)

Verbrennungsrauigkeit während des Versuchslaufs mit dem höchsten erzielten Brennkammerdruck von ca. 330 bar. Dabei wurde das Drucksignal zunächst mit einem 1000 Hz-Hochpassfilter bearbeitet. Es handelt sich hierbei um den Hochfrequenzanteil der Druckschwankungen im Brenraum. Die Werte liegen bis auf einzelne Druckspitzen unter 0,1 % des Brennkammerdrucks. Auch die Druckspitzen überschreiten einen Wert von 0,6 % des Brennkammerdrucks nicht. Zu keinem Zeitpunkt leiten diese

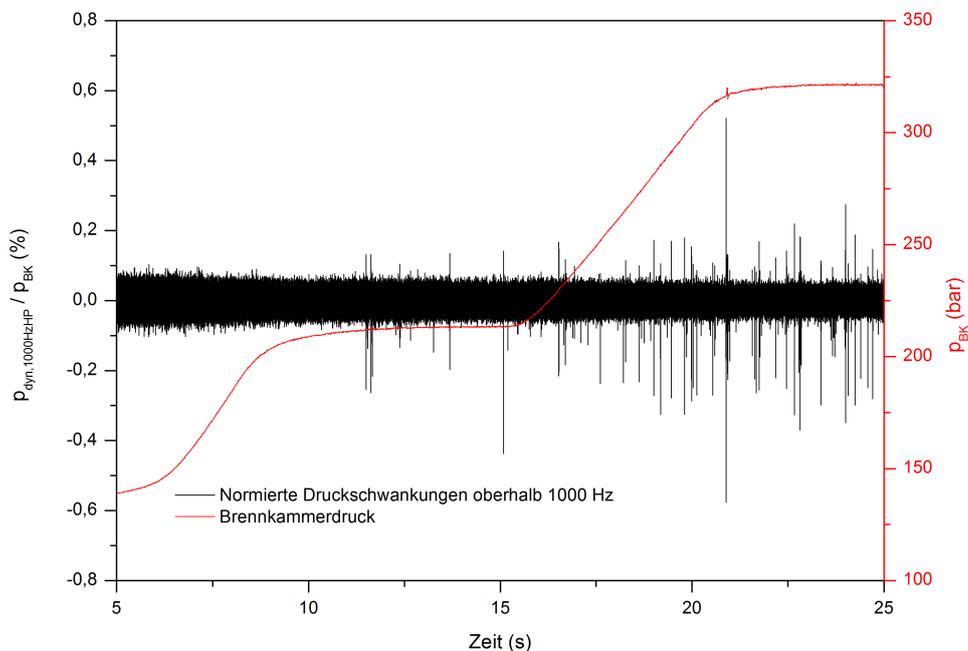


Abbildung 4.39: Auf den Brennkammerdruck normierte Verbrennungsrauigkeit oberhalb von 1 kHz während eines Versuchslaufs mit API80-36 GG

KAPITEL 4: Experimentelle Ergebnisse

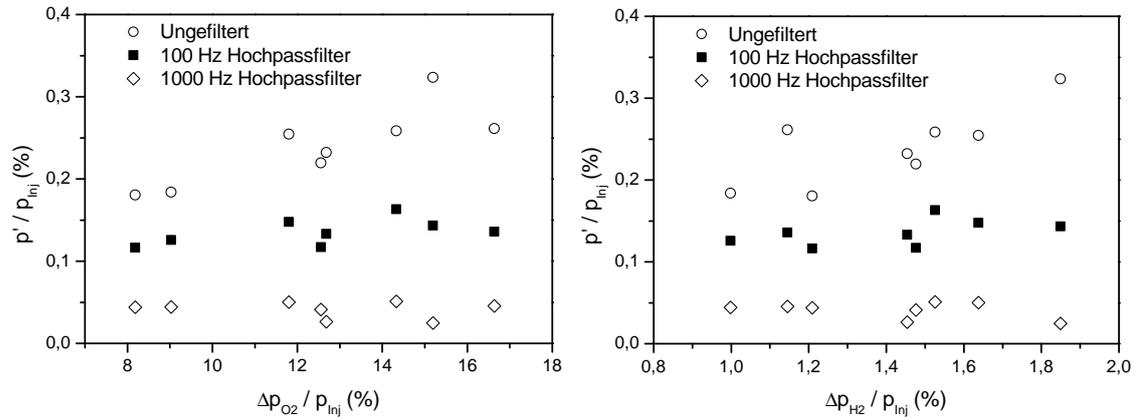


Abbildung 4.40: Akustische Amplitude des Rohsignals und des mit einem 100 Hz- bzw. 1000 Hz-Hochpassfilter bearbeitetem Signals in Abhängigkeit von dem LOX-seitigen (links) und H₂-seitigen (rechts) Druckverlust

Druckspitzen ein instabiles Betriebsverhalten ein. Bei höheren Brennkammerdrücken treten diese Druckspitzen gehäuft auf. Ein Einfluss der H₂-Eintrittstemperatur auf die Häufigkeit der Druckspitzen lässt sich nicht feststellen.

In Abbildung 4.40 ist die Abhängigkeit der akustischen Amplituden p' in verschiedenen Frequenzbereichen von den Injektordruckverlusten aufgetragen. Der sauerstoffseitige Druckverlust variiert zwischen 8,2 und 16,6 %, während auf der Wasserstoffseite extrem geringe Druckverluste von 1 bis 1,85 % des Brennkammerdrucks realisiert wurden. Die auf den Brennkammerdruck normierte akustische Amplitude des ungefilterten Drucksignals p'/p_{inj} liegt bei 0,18 bis 0,32 %. Bei der Anwendung eines 100 Hz- bzw. 1000 Hz-Hochpassfilters liegt diese akustische Amplitude noch niedriger. Für den Hochfrequenzbereich oberhalb von 1 kHz schwankt sie zwischen 0,025 und 0,051 %. Die Verbrennung kann als extrem ruhig angesehen werden, insbesondere im Hinblick auf die niedrigen H₂-Eintrittstemperaturen und das niedrige Mischungsverhältnis. Diese beiden Faktoren gelten als mögliche Auslöser von Verbrennungsinstabilitäten bei konventionellen Einspritzkonzepten.

5 Zusammenfassung und Ausblick

5.1 Ergebnisse

Im Rahmen dieser Arbeit wurden umfangreiche experimentelle Untersuchungen zur Treibstoffaufbereitung von porösen Injektoren für verschiedene Anwendungsbereiche in Raketentriebwerken durchgeführt. Poröse Injektoren stellen eine Alternative zu konventionellen Koaxialinjektoren für die kryogene Treibstoffkombination LOX/H₂ dar. Das Ziel dieser Arbeit bestand darin, die dominierenden Parameter der Treibstoffaufbereitung eines porösen Einspritzkopfes und weitere potentielle Anwendungsfelder für dieses Injektionsverfahren zu identifizieren.

Zunächst wurden die allgemeinen Anforderungen skizziert, die an ein Einspritzsystem für Flüssigraketentriebwerke gestellt werden. Dies sind primär eine hohe Verbrennungseffizienz und eine gute Verbrennungsstabilität. Eigenschaften wie die Komplexität oder die Drosselbarkeit sind von sekundärer Bedeutung. Anschließend wurden die Besonderheiten der Treibstoffkombination LOX/H₂ erläutert.

Zum besseren Verständnis der Anforderungen an ein Einspritzsystem wurden die Mechanismen der Treibstoffaufbereitung vom Eintritt einer flüssigen Treibstoffkomponente bis zur abschließenden Reaktion kurz diskutiert. Dies umfasste die Grundlagen der Zerstäubung und der Verdampfung von Flüssigkeitsstrukturen in ruhenden und bewegten Gasatmosphären. Dabei wurde auch auf die Besonderheiten im Hinblick auf die für Raketenbrennkammern typischen hohen Betriebsdrücke oberhalb des kritischen Drucks der Treibstoffkomponenten eingegangen. Der größte Teil der Erkenntnisse in der Literatur über die Mischungsprozesse von Gasen bzw. Flüssigkeiten bezieht sich auf den unterkritischen Bereich, für den eine klare Phasengrenzfläche definiert werden kann. Für den überkritischen Fall gehen die Oberflächenspannung und die Verdampfungsenthalpie gegen null und die Konzepte der Zerstäubung und Verdampfung lassen sich nicht mehr anwenden. Im Anschluss an diese Betrachtung der grundlegenden Treibstoffaufbereitungsmechanismen wurden historische und aktuelle Beispiele für Injektionsverfahren für Flüssigraketentriebwerke mit einer flüssig/flüssig- bzw. gasförmig/flüssig-Treibstoffpaarung vorgestellt. Besonderes Augenmerk wurde dabei auf die Koaxialinjektion gelegt, da das Konzept der porösen Injektion eine Alternative zu genau diesem Verfahren darstellt. Vor dem Hintergrund dieser Beschreibung existierender Verfahren wurde dann das Konzept der porösen Injektion erläutert. Dabei wurde zum einen eine Hypothese zu dem dominierenden Mechanismus der Treibstoffaufbereitung formuliert. Zum anderen wurden die potentiellen Vorteile dieses Verfahrens gegenüber konventionellen Koaxialinjektoren vorgestellt,

KAPITEL 5: Zusammenfassung und Ausblick

die sich aus der Bauweise und dem postulierten Treibstoffaufbereitungsmechanismus ergeben.

Die experimentellen Untersuchungen wurden am Europäischen Forschungs- und Entwicklungsprüfstand P8 in Lampoldshausen durchgeführt. Dieser Prüfstand erlaubt den Betrieb von Versuchsbrennkammern mit der Treibstoffkombination LOX/H₂ bei repräsentativen Bedingungen im Hinblick auf den Brennkammerdruck und die Treibstoffinjektionstemperaturen. Die verwendeten Versuchsbrennkammern wiesen dabei Brennkammerdurchmesser von 50 und 80 mm auf. Die Versuchsreihen auf der 50 mm-Skala konzentrierten sich dabei auf die Charakterisierung des Einflusses von Injektionsparametern, des Brennkammerkontraktionsverhältnisses und des LOX-Injektordurchmessers auf die Treibstoffaufbereitung. Zur Bewertung des Einflusses dieser Parameter wurden die Verbrennungseffizienz, die Verbrennungsrauigkeit und das axiale Brennkammerdruckprofil bestimmt. Die Versuche auf der 80 mm-Skala haben die hohe Verbrennungseffizienz und gute Verbrennungsstabilität bei relevanten Brennkammerabmessungen und Wasserstoffeintrittstemperaturen unter 50 K bestätigt. Zusätzlich wurde auf der 80 mm-Skala die Anwendbarkeit des API-Konzepts bei Betriebsbedingungen nachgewiesen, die für Gasgeneratoren und treibstoffreiche Vorbrennkammern bei einer gestuften Verbrennung typisch sind. Bei diesen Versuchen wurde ein poröser Injektor bei einem Brennkammerdruck von 330 bar und einem Mischungsverhältnis von 0,8 erfolgreich betrieben.

Es konnte gezeigt werden, dass die untersuchten porösen Einspritzköpfe sowohl auf der 50 mm- als auch auf der 80 mm-Skala sehr gute Werte der Verbrennungseffizienz oberhalb von 95 % aufweisen. Dabei verschlechtert sich die Verbrennungseffizienz bei Drosselung von 100 auf 30 % nur um wenige Zehntelprozentpunkte. Die Verschlechterung der Verbrennungseffizienz bei starker Drosselung ist dabei wesentlich weniger stark ausgeprägt als bei dem für seine gute Drosselbarkeit bekannten Pintle-Injektor [9]. Dabei werden diese verbesserten Verbrennungseigenschaften ohne mechanisch verstellbare Komponenten erzielt, die eine mögliche Fehlerquelle darstellen. Die Ursache für dieses vorteilhafte Verhalten ist der geringe Einfluss der kinematischen Bedingungen am Injektoraustritt auf die Treibstoffaufbereitung bei porösen Injektoren. Diese variieren sehr stark bei der Drosselung einer Brennkammer. Poröse Injektoren stellen damit eine gute Wahl für Anwendungen dar, die eine gleichbleibend hohe Verbrennungseffizienz über einen weiten Schubbereich erfordern, wie z.B. für Triebwerke für Lander-Anwendungen. Diese sehr gute Drosselbarkeit über einen weiten Brennkammerdruckbereich konnte auch in den Versuchen auf der 80 mm-Skala für MCC-typische Bedingungen bei Brennkammerdrücken zwischen 50 und 90 bar und Mischungsverhältnissen von 5 bis 6 nachgewiesen werden. Dieses Verhalten zeigt sich auch bei Versuchen unter FRSC-typischen Vorbrennkammerbedingungen. Hier variierte die Verbrennungseffizienz um weniger als einen Prozentpunkt bei einer Drosselung von 330 auf 150 bar.

Die Vermessung des axialen Druckprofils der Brennkammer erlaubt Rückschlüsse auf die Verteilung des Treibstoffumsatzes und der resultierenden Wärmefreisetzung in der Brennkammer. Bei der Untersuchung eines porösen Einspritzkopfes bei unterschiedlichen Brennkammerkontraktionsverhältnissen wurde gezeigt, dass

die Hauptreaktionszone bei steigenden Brennkammermachzahlen in Richtung des Injektors wandert. Eine Verringerung des Brennkammerdrucks und damit auch der LOX-Eintrittsgeschwindigkeit bzw. des LOX-Eintrittsimpulses führt ebenfalls zu einer Verlagerung in Richtung des Einspritzkopfs. Den größten Einfluss auf die Position der Hauptreaktionszone hat die Wahl des LOX-Injektordurchmessers. Bei identischen Eintrittsgeschwindigkeiten führt ein LOX-Injektordurchmesser von 1,1 mm im Vergleich zu einer Einspritzkopfkonfiguration mit LOX-Injektoren mit einem Durchmesser von 2,0 mm zu einer deutlichen Verschiebung der Hauptreaktionszone in Richtung des Injektors. Dabei zeigen die beiden untersuchten Injektorvarianten eine gegensätzliche Abhängigkeit der Position der Hauptreaktionszone vom Mischungsverhältnis. Einspritzköpfe mit einer großen Kontaktfläche zwischen den Treibstoffen - resultierend aus einer großen Anzahl kleiner Injektoren - profitieren aufgrund einer verstärkten Verdampfung bzw. Aufheizung im Injektornahbereich von einer Erhöhung des Mischungsverhältnisses. Die Hauptreaktionszone verlagert sich in diesem Fall in Richtung der Stirnplatte. Dabei überwiegt dieser Effekt auch die Verlagerung der Reaktionszone in Richtung der Düse aufgrund des erhöhten LOX-Eintrittsimpulses. Injektoren mit einer vergleichsweise kleinen Kontaktfläche profitieren nicht in dem Maße von einer verstärkten Verdampfung/Aufheizung bei einer Erhöhung des Mischungsverhältnisses. Hier führen höhere Mischungsverhältnisse zu einer Verlagerung der Hauptreaktionszone stromab. Bei beiden Injektorvarianten geht dabei die Verlagerung der Hauptreaktionszone in Richtung des Einspritzkopfs mit einer Effizienzsteigerung einher. Eine beschleunigte Treibstoffaufbereitung führt zu einem insgesamt erhöhten Verbrennungswirkungsgrad.

Die untersuchten porösen Einspritzköpfe weisen ein insgesamt sehr gutes Stabilitätsverhalten auf. Die Verbrennungsrauhigkeit liegt für die Einspritzköpfe auf der 50 mm-Skala bei unter einem Prozent des mittleren Brennkammerdrucks. Dabei konnte gezeigt werden, dass bis zu einem sauerstoffseitigen Druckverlust über den Injektor von 2,5 % hinunter kein Auftreten von niederfrequenten Verbrennungsinstabilitäten (LF) zu erwarten ist. Der wasserstoffseitige Druckverlust über die poröse Stirnplatte hat keinen erkennbaren Einfluss auf die Verbrennungsrauhigkeit. Dies ermöglicht den Betrieb eines porösen Einspritzkopfs bei sehr geringen Injektordruckverlusten, was deutliche Isp-Vorteile für das Gesamtsystem bedeutet. Auf der 80 mm-Skala konnte eine reproduzierbar auftretende HF-Instabilität durch eine geeignete Modifikation des LOX-Injektormusters erfolgreich beseitigt werden. Ausgehend von der Hypothese einer lokalen Flammenverlöschung im Randbereich der Brennkammer wurde ein neues Einspritzkopfmuster entworfen, das für eine stabile Flammenankerung auch bei H_2 -Eintrittstemperaturen von unter 50 K sorgt. Diese Bedingungen gelten in der Literatur als sehr anfällig für das Auftreten von Verbrennungsinstabilitäten. Mit dem verbesserten Injektormuster wurden bei diesen Bedingungen ebenfalls Verbrennungsrauhigkeiten von unter einem Prozent des mittleren Brennkammerdrucks gemessen. Diese Werte liegen 4- bis 8-mal niedriger als bei einem als Referenz herangezogenen herkömmlichen Koaxialinjektor. Dabei treten LOX-Druckverluste zwischen 11 und 16 % p_{BK} und H_2 -Druckverluste von 2 bis 5 % p_{BK} auf. Auch hier bietet sich ein großes Potential zur Verringerung der notwendigen Druckverluste zur Entkopplung

des Einspritzsystems vom Brennraum. Es konnte im Rahmen dieser Untersuchungen ebenfalls gezeigt werden, dass ein einfaches Hinzufügen eines Baffle-Segments ohne Änderungen der Injektionsverteilung keine Verbesserung des Stabilitätsverhaltens bewirkt. Mit einem gezielt für die Bedingungen einer treibstoffreich betriebenen Vorbrennkammer für eine gestufte Verbrennung entworfenen Einspritzkopf konnten noch kleinere Verbrennungsrauigkeiten realisiert werden. Die Werte der Verbrennungsrauigkeit liegen für diesen Anwendungsfall über einen Druckbereich von 150 bis 330 bar hinweg unterhalb von 0,32 % p_{BK} . Die Injektordruckverluste liegen bei 8,2 bis 16,6 % p_{BK} auf der Sauerstoffseite und bei 1 bis 1,85 % p_{BK} auf der Wasserstoffseite.

5.2 Ausblick

Um den postulierten Aufbereitungsprozess eindeutig bestätigen zu können, bieten sich Experimente mit optisch zugänglichen Kammern an. Für den Heißgasfall steht beim DLR Lampoldshausen die Modellbrennkammer „C“ zur Verfügung. Neben zwei seitlichen Fenstern zur Beobachtung der Verbrennungszone ist diese Brennkammer mit zwei weiteren, schmaleren Fenstern oben und unten ausgestattet. Durch diese Fenster kann ein Laserschnitt in den Brennraum geleitet werden. Mittels PIV lässt sich so das Geschwindigkeitsfeld im Injektornahbereich bestimmen. Das angenommene Anwachsen der Differenzgeschwindigkeit zwischen Heißgas und langsamen LOX-Kernstrahl kann dadurch nachgewiesen werden.

Neben Heißgasversuchen mit optisch zugänglichen Brennkammern bieten sich auch Kaltgasversuche mit porösen Injektoren an. Für klassische Einspritzverfahren stellen diese Untersuchungen einen wichtigen Schritt bei der Entwicklung und Bewertung neuer Injektorelemente dar. Für Koaxialinjektoren sind beim DLR in Lampoldshausen umfangreiche Arbeiten zur Zerstäubung im Kaltgasfall durchgeführt worden [14, 45, 47]. Für diese Injektorbauform konnten die Kaltgasversuche in einer zylindrischen Kammer durchgeführt werden. In diesem Fall sind nur die Strömungsgrößen - Fluidgeschwindigkeiten und Stoffeigenschaften - unmittelbar am Injektor von Interesse. Für den postulierten Treibstoffaufbereitungsmechanismus eines porösen Injektors ist jedoch das Geschwindigkeitsfeld in der Umgebung des Flüssigkeitsstrahls entscheidend. Um die in einer Brennkammer auftretende Beschleunigung der Heißgasströmung von den Injektionsgeschwindigkeiten auf Geschwindigkeiten von 300 bis 500 m/s zu simulieren, muss die entsprechende Versuchsstrecke für Kaltgasversuche ($\rho = const.$) gezielt ausgelegt werden. Es bieten sich im Kaltgasfall zwei Ansätze an: zum einen kann die Messstrecke eine starke Verjüngung aufweisen, die die Strömung entsprechend des im Heißgasfall auftretenden Geschwindigkeitsverlauf beschleunigt ($A \neq const.$). Zum anderen kann über die Seitenwände einer solchen Messstrecke ein zusätzlicher Gasmassenstrom zugeführt werden ($\dot{m} \neq const.$). Grundsätzlich muss bei solchen Experimenten zwischen einer Geschwindigkeits-Ähnlichkeit und einer Impulsstrom-Ähnlichkeit zum Heißgasfall unterschieden werden. Da sich im Heißgas-

fall die Dichte der Heißgasströmung von der Injektion bis zum ausreagierten Zustand stark verändert, können diese beiden Parameter (Geschwindigkeit und Impulsstrom) im Kaltgasexperiment nicht gleichzeitig identisch zum Heißgasfall eingestellt werden. Als Simulationsmedien für die Treibstoffkombination LOX/H₂ wird für gewöhnlich auf die Kombinationen Wasser/GN₂, LN₂/GN₂ oder LN₂/GHe zurückgegriffen. Mit solchen Kaltgasversuchen lässt sich die Bedeutung des Strahl- bzw. Tropfenzerfalls aufgrund einer variierenden lokalen Geschwindigkeitsdifferenz stromab der Injektionsebene im Vergleich zur Bedeutung der Verdampfung für die Treibstoffaufbereitung eines porösen Injektors besser bewerten.

Die Ergebnisse des porösen Einspritzkopfs auf der 80 mm-Skala haben gezeigt, dass sich das Konzept erfolgreich auf diese Durchmesser hochskalieren lässt. Der nächste Schritt stellt die Untersuchung eines porösen Injektors bei Brennkammerdurchmessern typischer Oberstufentriebwerke in der Größenordnung von 180 bis 220 mm dar. Erste Untersuchungen eines porösen Einspritzkopfes in dieser Größenklasse lieferten ermutigende Ergebnisse. Herausforderungen sind hierbei zum einen die Gestaltung der porösen Stirnplatte im Hinblick auf die mechanischen Lasten durch den sich einstellenden Druckverlust. Das für die Gasgeneratoranwendung verwendete Drahtgewebe zeigt hierbei ein günstigeres Verhalten als das zunächst verwendete Sinterbronzematerial. Zum anderen verschieben sich bei einem größeren Brennkammerdurchmesser auch die charakteristischen Frequenzen der Brennkammermoden. Ein erhöhter Brennkammerdurchmesser verringert die Frequenz der transversalen Brennkammermoden, was das Auftreten einer 1T-Instabilität begünstigt.

KAPITEL 5: Zusammenfassung und Ausblick

Literaturverzeichnis

- [1] BACK, L. H. ; CUFFEL, R. F. ; MASSIER, P. F.: Transonic flowfield in a supersonic nozzle with small throat radius of curvature. In: *AIAA Journal* 7 (1969), S. 1364–1366
- [2] BREMOND, N. ; VILLERMAUX, E. : Atomization by Jet Impact. In: *Journal of Fluid Mechanics* 549 (2006), S. 273–306
- [3] CHIGIER, N. ; REITZ, R. D.: Regimes of Jet Breakup and Breakup Mechanisms - Physical Aspects. In: *Recent advances in spray combustion: Spray atomization and drop burning phenomena* Bd. 166. AIAA Progress in Aeronautics and Astronautics, 1996, Kapitel 4, S. 109–135
- [4] DEEKEN, J. ; SUSLOV, D. ; HAIDN, O. ; SCHLECHTRIEM, S. : Combustion efficiency of a porous injector during throttling of a LOX/H₂ combustion chamber. In: *EUCASS Advances in Aerospace Sciences, Progress in Propulsion Physics Vol. 2* (2011), S. 251–264. – Hrsg. Luigi T. DeLuca, Christophe Bonnal, Oskar Haidn, Sergey M. Frolov, ISBN 978-2-7598-0673-7, EDP Sciences, Les Ulis, Torus Press, Moscow
- [5] DEEKEN, J. ; SUSLOV, D. ; HAIDN, O. ; SCHLECHTRIEM, S. : Combustion Efficiency Sensitivity Studies of the API Injector Concept. In: *49th AIAA Aerospace Science Meeting*. 2011. – AIAA 2011-0793
- [6] DEEKEN, J. ; SUSLOV, D. ; HAIDN, O. ; SCHLECHTRIEM, S. : Performance Studies of the API Injector for LOX/GH₂ Applications. In: *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. 2011. – AIAA 2011-5926
- [7] DEEKEN, J. ; SUSLOV, D. ; SCHLECHTRIEM, S. ; HAIDN, O. : Detailed Investigation of the Combustion Efficiency of the DLR API Injector for LOX/H₂ Rocket Engine Applications. In: *28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS)*. 2011
- [8] DOUGLASS, H. W.: Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices. 1974. – NASA SP-8113

Literaturverzeichnis

- [9] DRESSLER, G. ; BAUER, J. : TRW Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics. In: *AIAA Journal* (2000), Nr. AIAA 2000-3871
- [10] EGGERS, J. ; VILLERMAUX, E. : Physics of Liquid Jets. In: *Reports on Progress in Physics* 71 (2008), S. 1–79
- [11] ELVERUM, G. ; STAUDHAMMER, P. ; MILLER, J. ; HOFFMAN, A. ; ROCKOW, R. : The Descent Engine for the Lunar Module. In: *AIAA 3rd Propulsion Joint Specialist Conference*, 1967
- [12] ENGELBERT, C. ; HARDALUPAS, Y. ; WHITELAW, J. H.: Breakup Phenomena in Coaxial Airblast Atomizers. In: *Proceedings of the Royal Society* 451 (1995), S. 189–229
- [13] EROGLU, H. ; CHIGIER, N. ; FARAGO, Z. : Coaxial atomizer liquid intact lengths. In: *Physics of Fluids* 3 (1991), S. 303–308
- [14] FARAGÓ, Z. ; CHIGIER, N. : Morphological Classification of Disintegration of Round Liquid Jets in a Coaxial Air Stream. In: *Atomization and Sprays* 2 (1992), S. 137–154
- [15] FISHER, S. ; POPP, M. ; QUENTMEYER, R. : Thrust Chamber Cooling and Heat Transfer. In: *2nd International Symposium on Liquid Rocket Propulsion*. ONERA, 19-21 Juni 1995
- [16] GORDON, S. ; MCBRIDE, B. : Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, Part I: Analysis / NASA. 1994. – NASA RP-1311
- [17] GOROKHOV, V. ; LOBOV, S. ; RUBINSKY, V. ; CHERNICHENKO, V. : Coaxial injection Element with improved Characteristics for LOX-LH2/LOX-CH4 rocket Engines. In: *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2005. – AIAA 2005-4134
- [18] GREUEL, D. ; HERBERTZ, A. ; HAIDN, O. J. ; ORTELT, M. ; HALD, H. : Transpiration Cooling applied to C/C Liners of Cryogenic Liquid Rocket Engines. In: *Proceedings of International Symposium on Space Propulsion*, 2004, S. 38–61
- [19] HAIDN, O. ; LUX, J. ; SUSLOV, D. : *Fluid supplying device, particularly for engine of vehicle, particularly missile, for supplying two fluids to mixing chamber, has fluid supplying unit for supplying fluid to mixing chamber*. Mai 2012
- [20] HANDLEY, L. M.: *Rocket Propellant Injector*. April 1963

- [21] HANNUM, N. P. ; RUSSELL, L. M. ; VINCENT, D. W. ; CONRAD, E. W.: Some Injector Element Detail Effects on Screech in Hydrogen-Oxygen Rockets / NASA Lewis Research Center. 1974. – NASA TM-X-2982
- [22] HARRJE, D. T. ; REARDON, F. H.: Liquid Propellant Rocket Combustion Instability. 1972. – NASA SP-194
- [23] HOYT, J. W. ; TAYLOR, J. J.: Waves on water jets. In: *Journal of Fluid Mechanics* 83 (1977), S. 119–127
- [24] HULKA, J. : Scaling of Performance in Liquid Propellant Rocket Engine Combustion Devices. In: *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2008. – AIAA 2008-5113
- [25] HULKA, J. ; HUTT, J. J.: Instability Phenomena in Liquid Oxygen/Hydrogen Propellant Rocket Engines. In: YAND, V. (Hrsg.) ; ANDERSON, W. E. (Hrsg.): *Liquid Rocket Engine Combustion Instability* Bd. 169. AIAA Progress in Aeronautics and Astronautics, 1995, Kapitel 2, S. 39–71
- [26] HUZEL, D. K. ; HUANG, D. H.: *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*. AIAA Progress in Aeronautics and Astronautics, 1992. – ISBN 1-56347-013-6
- [27] IMMICH, H. ; ALTING, J. ; KRETSCHMER, J. ; PRECLI, D. : Technology Developments for Thrust Chambers of Future Launch Vehicle Liquid Rocket Engines. In: *Acta Astronautica* 53 (2003), S. 597–605
- [28] IVANCIC, B. : *Untersuchungen zur Strömung und Verbrennung im Einspritzgebiet von LOX/H₂ Raketenbrennkammern*, Universität Stuttgart, Diss., 2001
- [29] IVANCIC, B. ; MAYER, W. : Time- and Length Scales of Combustion in Liquid Rocket Thrust Chambers. In: *Journal of Propulsion and Power* 18 (2002), S. 247–253
- [30] JANKOVSKY, R. ; SMITH, T. ; PAVLI, A. : High-Area-Ratio Rocket Nozzle at High Combustion Chamber Pressure - Experimental and Analytical Validation. 1999. – NASA-TP-1999-208522
- [31] KENDRICK, D. ; HERDING, G. ; SCOUFLAIRE, P. ; ROLON, C. ; CANDEL, S. : Effects of a Recess on Cryogenic Flame Stabilization. In: *Combustion and Flame* 118 (1999), S. 327–339
- [32] KIM, S. ; KHIL, T. ; KIM, D. ; YOON, Y. : Effect of geometric parameters on the

Literaturverzeichnis

- liquid film thickness and air core formation in a swirl injector. In: *Measurement Science and Technology* 20 (2009), S. 1–11
- [33] KLIEGEL, J. R. ; LEVINE, J. N.: Transonic flow in small throat radius of curvature nozzles. In: *AIAA Journal* 7 (1969), S. 1375–1378
- [34] KONOPKA, M. : *Optimierung eines neuartigen Injektors für kryogene Raketentriebwerke*, RWTH Aachen, Diplomarbeit, 2008
- [35] KONOPKA, M. ; LUX, J. ; HAIDN, O. : Optimierung eines neuartigen Injektors für kryogene Raketentriebwerke. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, 2008. – DLRK 2008-81157
- [36] KOSCHEL, W. : *Vorlesungsumdruck Raumfahrtantriebe I/II*. Lehr- und Forschungsgebiet Betriebsverhalten der Strahlantriebe an der RWTH Aachen, 2006
- [37] KOSCHEL, W. ; HAIDN, O. : P8 - The new French/German Test Facility for H₂/O₂ High Pressure Rocket Engine Combustion Research. In: *International Journal of Hydrogen Energy* 23 (1998), S. 683–694
- [38] KRÜLLE, G. ; MAYER, W. ; SCHLEY, C.-A. : Recent Advances in H₂/O₂ High Pressure Coaxial Injector Performance Analysis, 1990
- [39] KUO, K. : *Principles of Combustion*. John Wiley & Sons, 1986
- [40] LASHERAS, J. C. ; HOPFINGER, E. J.: Liquid Jet Instability and Atomization in a Coaxial Gas Stream. In: *Annual Review of Fluid Mechanics* 32 (2000), S. 275–308
- [41] LIN, S. P. ; REITZ, R. D.: Drop and Spray Formation from a Liquid Jet. In: *Annual Review of Fluid Mechanics* 30 (1998), S. 85–105
- [42] LUX, J. ; SUSLOV, D. ; HAIDN, O. : Experimental Investigation of Porous Injectors for Liquid Propellant Rocket Engines. In: *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2008. – AIAA 2008-4563
- [43] LUX, J. ; SUSLOV, D. ; HAIDN, O. : On porous liquid propellant rocket engine injectors. In: *Aerospace Science and Technology* 12 (2008), S. 469–477
- [44] LUX, J. ; ZELL, D. ; SUSLOV, D. ; HAIDN, O. : Untersuchung transkritischer CH₄/O₂-Mischungen. In: *DGLR-Jahrestagung*, 2006. – DGLR 2006-197
- [45] MAYER, W. ; SCHIK, A. ; SCHÄFFLER, M. ; TAMURA, H. : Injection and

- Mixing Processes in High-Pressure Liquid Oxygen/Gaseous Hydrogen Rocket Combustors. In: *Journal of Propulsion and Power* 16 (2000), S. 823–828
- [46] MAYER, W. ; TAMURA, H. : Propellant Injection in a Liquid Oxygen/Gaseous Hydrogen Rocket Engine. In: *Journal of Propulsion and Power* 12 (1996), S. 1137–1147
- [47] MAYER, W. O. H.: Coaxial Atomization of a Round Liquid Jet in a High Speed Gas Stream - A Phenomenological Study. In: *Experiments in Fluids* 16 (1994), S. 401–410
- [48] MAYER, W. O. H. ; KRÜLLE, G. : Rocket Engine Coaxial Injector Liquid/Gas Interface Flow Phenomena. In: *Journal of Propulsion and Power* 11 (1995), S. 513–518
- [49] OEFELEIN, J. C. ; YANG, V. : Comprehensive Review of Liquid-Propellant Combustion Instabilities in F-1 Engines. In: *Journal of Propulsion and Power* 9 (1993), Nr. 5, S. 657–677
- [50] PEREZ, E. : Ariane 5 User's Manual. 2008. – Arianespace
- [51] PILCH, M. ; ERDMAN, C. : Use of breakup time data and velocity history data to predict the maximum size of stable fragments for acceleration-induced breakup of a liquid drop. In: *International Journal of Multiphase Flow* 13 (1987), Nr. 6, S. 741–757
- [52] PING, J. ; MAO, L. ; GUO BIAO, C. : Experimental Study of Hydrogen-Rich/Oxygen-Rich Gas-Gas Injectors. In: *Chinese Journal of Aeronautics* 26 (2013), Nr. 5, S. 1164–1172
- [53] PLATEAU, J. : Statique Expérimentale et Théorique des Liquides Soumis aux Seules Forces Moléculaires. (1873). – Paris: Gauthier-Villars
- [54] PORCHERON, E. ; CARREAU, J.-L. ; VISAGE, D. L. ; ROGER, F. : Effect of Injection Gas Density on Coaxial Liquid Jet Atomization. In: *Atomization and Sprays* 12 (2002), S. 209–227
- [55] POWELL, W. B.: Simplified Procedures for Correlation of Experimentally Measured and Predicted Thrust Chamber Performance. 1973. – NASA TM-33-548
- [56] PRIEM, R. J.: Guidelines for Combustion Stability Specifications and Verification Procedures. 1996. – Chemical Propulsion Information Agency

Literaturverzeichnis

- [57] PRZYBILSKI, O. : Die Deutschen und die Raketentriebwerksentwicklung in der UdSSR (Teil 1-3). In: *Luft- und Raumfahrt*. AVIATIC Verlag, 1999 (2-4)
- [58] RAHMAN, S. ; PAL, S. ; SANTORO, R. : Swirl Coaxial Atomization: Cold-Flow and Hot-fire Experiments. In: *33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1995. – AIAA 95-0381
- [59] RAO, G. V. R.: Evaluation of Conical Nozzle Thrust Coefficient. In: *ARS* 29 (1959), Nr. 8, S. 606–607
- [60] RAYLEIGH, L. : On the Instability of Jets. In: *Proceedings of the London Mathematical Society* (1878), S. 4–13
- [61] SAUER, R. : General Characteristics of the Flow Through Nozzles at Near Critical Speeds. 1947. – NACA TM-1147
- [62] SCHLOTZ, D. : *Modellierung laminarer und turbulenter Flüssig-Sauerstoff/Wasserstoff-Sprayflammen unter kryogenen Hochdruckbedingungen*, Universität Stuttgart, Diss., 2001
- [63] SCHMIDT, G. ; POPP, M. ; FRÖHLICH, T. : Design Studies for a 10 ton Class High Performance Expander Cycle Engine. In: *34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 1998
- [64] SERBEST, E. : *Untersuchungen zur Anwendung der Effusionskühlung bei Raketentriebkammern*, RWTH Aachen, Diss., 2001
- [65] SMITH, J. J. ; SUSLOV, D. ; LANGENER, T. ; OSCHWALD, M. ; SCHNEIDER, G. ; MAYER, W. O. H.: Hot-Fire testing of a LOx/H₂ porous injector head at high pressure conditions with optical diagnostics. In: *SPACE 2003*. Moskau - Kaluga, 2003. – ISBN 5-94588-036-1
- [66] SPALDING, D. B.: *Combustion and Mass Transfer*. Pergamon Press, 1979
- [67] SUSLOV, D. ; LUX, J. ; HAIDN, O. : Investigation of Porous Injectors for LOX/CH₄ and LOX/H₂ Combustion at Sub- and Supercritical Conditions. In: *2nd European Conference for Aerospace Sciences*. Brussels, Belgium, 2007
- [68] SUSLOV, D. ; WOSCHNAK, A. ; SENDER, J. ; OSCHWALD, M. : Test specimen design and measurement technique for investigation of heat transfer processes in cooling channels of rocket engines und real thermal conditions. In: *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2003. – AIAA 2003-4613

- [69] SUTTON, G. P.: History of Liquid-Propellant Rocket Engines in Russia, Formerly the Soviet Union. In: *Journal of Propulsion and Power* 19 (2003), November - Dezember, Nr. 6, S. 1008–1037
- [70] SUTTON, G. P. ; BIBLARZ, O. : *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons, 2001
- [71] VORONOI, G. : Nouvelles applications des paramètres continus à la théorie des formes quadratiques. Premier mémoire. Sur quelques propriétés des formes quadratiques positives parfaites. In: *Journal für die reine und angewandte Mathematik* 1908 (2009), Nr. 133, S. 97–178
- [72] WANHAINEN, J. P. ; FEILER, C. E. ; MORGAN, C. J.: Effect of Propellant Injection Velocity on Screech in 20000-Pound Hydrogen-Oxygen Rocket Engine. 1966. – NASA TN-D-3733
- [73] WANHAINEN, J. P. ; FEILER, C. E. ; MORGAN, C. J.: Effect of Chamber Pressure, Flow Per Element, and Contraction Ratio on Acoustic-Mode Instability in Hydrogen-Oxygen Rockets. 1968. – NASA TN-D-4733
- [74] WANHAINEN, J. P. ; HANNUM, N. P. ; RUSSELL, L. M.: Evaluation of Screech Suppression Concepts in a 20,000-Pound Thrust Hydrogen-Oxygen Rocket. 1967. – NASA TM-X-1435
- [75] WANHAINEN, J. P. ; MORGAN, C. J.: Effect of Injection Element Radial Distribution and Chamber Geometry on Acoustic-Mode Instability in a Hydrogen Oxygen Rocket. 1969. – NASA TN-D-5375
- [76] WOODWARD, R. : *Primary Atomization of Liquid Jets issuing from Rocket Engine Coaxial Injectors*. University Park, PA, Dept. of Mechanical Engineering, Pennsylvania State University, Diss., 1993
- [77] WOODWARD, R. ; PAL, S. ; FARHANGI, S. ; JENSEN, G. ; SANTORO, R. : LOX/GH₂ Shear Coaxial Injector Atomization Studies: Effect of Recess and Non-Concentricity. In: *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Aerospace Science Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, 2007. – AIAA 2007-571
- [78] YANG, V. : Modeling of Supercritical Vaporization, Mixing and Combustion Processes in Liquid Fueled Propulsion Systems. In: *Proceedings of the Combustion Institute* Bd. 28 The Combustion Institute, 2000, S. 925–942

Literaturverzeichnis

Lebenslauf

Persönliches

Name: Jan Deeken
Geburtsdatum: 25.12.1980
Geburtsort: Aachen

Berufliche Tätigkeit

Seit 2007 Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Raumfahrtantriebe,
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR),
Lampoldshausen

Hochschulstudium

2000-2007 RWTH Aachen, Studiengang Maschinenbau mit der
Vertiefungsrichtung Luft- und Raumfahrttechnik

Diplomarbeit

2007 Institut für Raumfahrtantriebe (DLR), Lampoldshausen
„Auslegung eines keramischen Einspritzkopfes zum Einsatz in
Hochdruck-Raketentriebwerken“

Studienarbeit

2004 Institut für Raumfahrtantriebe (Abteilung Systemanalyse
Raumtransport, jetzt am Institut für Raumfahrtsysteme, Bremen),
Köln-Porz
„Vergleich von Expanderzyklusvarianten und
Turbomaschinenanordnungen in Raketentriebwerken unter
Verwendung des Zyklusanalyseprogramms LRP“

Fachpraktikum

2006 EADS Astrium Space Transportation, Lampoldshausen
