Technische Universität München Institut für Luft- und Raumfahrt Lehrstuhl für Flugantriebe

Injektoren für Hauptstromtriebwerke mit oxidatorreicher Vorverbrennung

Sebastian Michael Soller

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen der Technischen Universität München zur Erlangung des akademischen Grades eines

Doktor-Ingenieurs

genehmigten Dissertation

Vorsitzender: Univ.-Prof. Dr.-Ing. H. Baier Prüfer: 1. Univ.-Prof. Dr.-Ing. H.-P. Kau 2. Univ.-Prof. Dr.-Ing. Th. Sattelmayer

Die Dissertation wurde am 30.10.2007 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 25.04.2008 angenommen.

Inhaltsverzeichnis

Ał	okürz	ungen und Indizes	vii
1	Einl	eitung	1
	1.1	Hintergrund: Geschichte der Raketenantriebe	1
	1.2	Motivation: Wiederverwendbare Tragersysteme der nachsten Ge-	n
	1.3	Ziel: Charakterisierung von Einspritzelementen für Sauerstoff und	2
		Kerosin	3
2	Gru	ndlagen der Flüssigkeitsraketentriebwerke	5
	2.1	Thermodynamische Zusammenhänge und Definitionen der Rake-	
		tentechnik	5
	2.2	Arbeitsverfahren von Pumpentriebwerken	9
	2.3	Hauptkomponenten eines Flüssigkeitsraketenmotors	10
		2.3.1 Pumpen, Vorbrennkammer und Turbinen	10
		2.3.2 EInspritzkopi	10
	9 A	2.5.5 Dielinkammer und Duse	11 11
	2.4	2.4.1 Saturn V 1 Stufe Das Triebwerk F1	11
		2.4.2 N1 1 Stufe: Das Triebwerk NK-33	12
		2.4.3 Zenit, 2. Stufe: Das Triebwerk RD-120	12^{-12}
		2.4.4 Zenit, 1. Stufe: Das Triebwerk RD-170	$13^{$
	2.5	Die Treibstoffkombination Sauerstoff-Kerosin	14
		2.5.1 Sauerstoff	14
		2.5.2 Kerosin	15
3	The	orie der Flüssigkeitszerstäubung	21
	3.1	Bildung und Zerfall von Tropfen	21
	3.2	Der Zerfall von Flüssigkeitsstrahlen	23
	3.3	Hydraulisches Verhalten von Einspritzelementen - der Durchfluss-	
		koeffizient	26
	3.4	Spraycharakterisierung	29
	3.5	Uberkritische Einspritzung	31
4	Eins	spritzelemente für Raketentriebwerke	33
	4.1	Randbedingungen für die Wahl des Einspritzsystems	33
	4.2	Parallel-Einspritzung (Shower Head)	34
	4.3	Prail-Einspritzung	- <u>ა</u>
		4.3.1 Jet Impingement	- პე ეუ
		4.5.2 Sneet impingement	37

	$4.4 \\ 4.5 \\ 4.6$	Pintle Koaxia Premi	-Injektoren	$38 \\ 38 \\ 42$
5	Exp 5.1 5.2 5.3	erimen Periph Sprayt Subsca	telle Infrastruktur terie	49 49 51 53
6	Unt 6.1 6.2	ersucht Premi Coax-S	te Einspritzelemente x-Elemente	57 57 58
7	Exp	erimen	telle Bestimmung der Leistungsdaten	63
	7.1	Bewer 7.1.1	tung und Aufbereitung der Messdaten Messdatenaufbereitung Nicktigen	63 63 67
	7.2	7.1.2 Das H 7.2.1	ydraulische Verhalten	67 69 70
	7.3	7.2.2 Die W	Druckverlustverhalten	72 73 72
	$7.4 \\ 7.5$	Der W Der Ve 7.5.1	erbrennungswirkungsgrad	$73 \\ 74 \\ 75$
		7.5.2	Iterative Bestimmung des Verbrennungswirkungsgrades	77
8	Exp	erimen	te und Ergebnisse	81
	8.1	Premi:	x-Elemente	84
	0 0	8.1.1 Coord	Element 101 vs 102: Elinnuss des Einspritzwinkeis	84 02
	0.2	00ax-	Charakterisierung der Basis Konfiguration	92
		8.2.1 8.2.2	Element 204 vs. 205: Umfangsnut am Austritt der Keros-	92
			inseite	102
		8.2.3	Element 201 vs. 204: Einspritzwinkel des Kerosins	109
		8.2.4	Element 205 vs. 206: Blende am Eintritt in den GOX-Post	115
		8.2.5	Element 206 vs. 210: Einspritzfläche Kerosin	123
		8.2.6	Element 205 vs. 209: konische Verjüngung des Recess	128
		8.2.7	Element 210 vs. 211 vs. 212: konische Verjüngung des Re- cess bei reduzierter Kerosineinspritzfläche	135
		8.2.8	Element 209 vs. 212: Reduzierung der Kerosineinspritzflä- che bei konischer Verjüngung des Recess	141
	8.3	Coax-	Swirl-Elemente mit Sauerstoffdrall	146
		8.3.1	Element 205 vs. 301 vs. 302: Auswirkungen des Sauerstoff-	
			dralls sowie der Anzahl der Bohrungen im Drallerzeuger .	146
		8.3.2	Element 302 vs. 303: Variation des Recess	154
		8.3.3	Element 304 vs. 305: Sauerstoff im Gleich- oder Gegendrall	
			zu Kerosin	160

9 Zusammenfassende Bewertung und Ausblick

167

Inhalts verzeichnis

Abkürzungen und Indizes

Abkürzungen

A	Fläche	$[m^2], [mm^2]$
<i>C</i> *	charakteristische Geschwindigkeit	[m/s]
c_d	Widerstandsbeiwert	[-]
c_D	Durchflusskoeffizient	[-]
c_N	Kavitationszahl	[-]
c_p	spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck	$\left[\frac{J}{kaK}\right]$
c_v	spezifische Wärmekapazität bei konstantem Volumen	$\left[\frac{J}{kgK}\right]$
d, D	Duchmesser	[mm], [m]
ESA	European Space Agency, europäische Raumfahrtagentur	
F	Kraft	[N]
g	Erdbeschleunigung	$[m/s^2]$
h	spezifische Enthalpie	[kJ/kg]
I_{sp}	spezifischer Impuls	[s]
L^*	charakteristische Brennkammerlänge	[m]
LOX	Liquid Oxygen, flüssiger Sauerstoff	
M	molare Masse	[kg/kmol]
\dot{m}	Massenstrom	[kg/s], [g/s]
Ma	Mach- $Zahl$	[-]
O/F	$Mischungsverh\"altnis$	[-]
Oh	Ohnesorge- $Zahl$	[-]
ORSCC	Oxidizer Rich Staged Combustion Cycle	
p	Druck	[MPa], [bar]
q	$Impulsverh\"altnis$	[-]
Q	Wärmestrom	[MW]
\mathcal{R}	allg. Gaskonstante	[kJ/kmolK]
Re	Reynoldszahl	[-]
SMD	Sauter Mean Diameter, repräsentativer Tröpfchendurch-	[mm]
	messer	
T	Temperatur	[K]
t	Zeit	[s]
u, v, w	Geschwindigkeit	[m/s]
V	Volumen	$[m^3, mm^3]$
We	Weber- $Zahl$	[-]
x, y, z	Streckenlänge	[m], [mm]

vii

α	Einspritzwinkel	0
Δ	Differenz	
ε	Flächenverhältnis, Emissivität	[-]
η	Wirkungsgrad	[-]
$\dot{ heta}$	Winkel	[°]
κ	Isen tropen koeffizient	[-]
λ	$W\"armeleit f\"ahigkeit$	W/mK
μ	dynamische Viskosität	$Pa \cdot s$
Π	$Druckverh\"altnis$	[-]
ρ	Dichte	kg/m^3
σ	$Oberfl\"achenspannung$	[N/m]
ϕ	Aus fluss zahl	[-]
Φ	$W\"armestrom dichte$	$[MW/m^2]$
Ψ	Korrekturfaktor	

Indizes

c	combustion, die Brennkammer betreffend
e	exit, das Düsenende betreffend
F	Fuel, Brennstoff
g	$gas f\"orm ig$
K	Kerosin
krit,	kritisch
crit	
l, liq	liquid, flüssig
O, Ox	Oxidator, Sauerstoff
t	throat, den Düsenhals betreffend, auch: Totalzustand

1 Einleitung

1.1 Hintergrund: Geschichte der Raketenantriebe

Die ersten Flüssigkeitsraketentriebwerke, die durch Hermann Oberth und später von Wernher von Braun in Deutschland, Robert Goddard in den USA und Konstantin E. Ziolkowski in Russland entworfen und gebaut wurden, stützten sich auf flüssigen Sauerstoff und Kohlenwasserstoffe als Treibstoffe. Im Zuge der Rüstungsanstrengungen während des zweiten Weltkrieges wurde die Technik der Flüssigkeitsraketentriebwerke stetig weiterentwickelt. Nach dem Ende des Krieges bildete die Erfahrung der Wissenschaftler aus Deutschland die Basis für die Weiterentwicklung der Technik für die zivile Nutzung und die Eroberung des Weltraums. Dabei wurden sowohl in den USA als auch in der früheren UdSSR ausgehend von der deutschen A4-Rakete nach und nach Trägersysteme mit immer größeren Nutzlasten und Reichweiten entwickelt.

Die im von Wernher von Braun entwickelten A4-Motor verwendete Treibstoffkombination aus flüssigem Sauerstoff (LOX) und wässriger Methanol-Lösung (75vol % Methanol) wurde dabei bald durch die Kombination LOX/Kerosin ersetzt, um größere Leistungsdichten zu ermöglichen. Während für militärische Zwecke nach und nach lagerfähige und hypergole Treibstoffkombinationen wie Monomethylhydrazin und Distickstofftetroxid (MMH/N_2O_4) entwickelt wurden, wurde die Technik der Kohlenwasserstoff-basierten Antriebe für die amerikanischen Trägerfamilien Saturn, Delta und Atlas weiterentwickelt, um im F1-Motor der Saturn V einen Zenit zu erreichen. Die Evolution der Wasserstofftechnologie im Zuge der Entwicklung des Space Shuttle führte dann im Laufe der Jahre in den USA dazu, dass das Verständnis für LOX-Kerosin-Triebwerke nicht wesentlich vertieft wurde. In der früheren Sowjetunion dagegen bildete die Treibstoffkombination LOX/Kerosin weiterhin die Standardkonfiguration für die großen Trägersysteme und wird heute noch in Haupt- und Oberstufen von Proton und Soyuz verwendet. In Deutschland wurde 1966 durch die Firma MBB die Machbarkeit des Hauptstromverfahrens mit Hilfe der Treibstoffkombination LOX/Kerosin nachgewiesen; die Arbeiten fanden jedoch keine Fortsetzung.

Bei der Entwicklung der Triebwerke stießen die Ingenieure in der UdSSR und den USA auf massive Probleme, welche durch hochfrequente Verbrennungsschwingungen hervorgerufen wurden und kostspielige und zeitaufwändige Programme zur Lösung notwendig machten. Dabei musste vor allem bei der Treibstoffkombination LOX/Kerosin ein Kompromiss zwischen stabiler Verbrennung und hohem Verbrennungswirkungsgrad gefunden werden. Alle in den Programmen gesammelten Erfahrungen machen deutlich, dass es schon während der ersten Entwicklungsphase eines neuen Triebwerks wichtig ist, ein umfangreiches und tiefes Verständnis über die die Verbrennung beeinflussenden Prozesse zu haben.

1.2 Motivation: Wiederverwendbare Trägersysteme der nächsten Generation

Europa verfügt mit den Trägerraketen der Ariane-Familie über einen leistungsfähigen und zuverlässigen Zugang zum All. In den Jahren 1979 bis 1988 legten die mit Ariane 1 bis Ariane 3 gesammelten Erfahrungen den Grundstein für den großen kommerziellen Erfolg der Ariane 4, die in verschiedenen Versionen von 1988 bis 2003 im Einsatz war. Mit Ariane 5 steht derzeit ein Raumtransportsystem zur Verfügung, mit dem bis zu 10 Tonnen Nutzlast in einen geostationären Orbit befördert werden können.

Während Ariane 5 den Dienst aufnahm, wurden innerhalb der in der europäischen Raumfahrtorganistaion ESA beteiligten Nationen bereits Szenarien für einen Nachfolger beziehungsweise eine Ergänzung des Systems diskutiert. Ziel ist es, sowohl den eigenständigen Zugang Europas zum All zu sichern als auch auf dem Gebiet der kommerziellen Raumfahrt konkurrenzfähig zu bleiben. Durch die Entwicklung der Raumfahrt in Schwellenländern wie China und Indien und das wachsende Angebot an russischen Trägersystemen auf dem kommerziellen Markt zum Transport von Satelliten ergab sich der Zwang, Kosten zu reduzieren, um keine Marktanteile an Mitbewerber zu verlieren. Die Rahmenbedingungen für die Entwicklung neuartiger Trägersysteme sind damit gesteckt: Diese müssen mindestens so zuverlässig sein wie die Systeme, die sich derzeit im Einsatz befinden. Gleichzeitig müssen die Kosten für den Transport eines Kilogramms Nutzlast gegenüber den aktuellen Preisen nahezu halbiert werden. Um dieses Ziel zu erreichen, ist es notwendig, nach Alternativen zur etablierten Treibstoffkombination Wasserstoff/Sauerstoff zu suchen.

Die Verwendung von Kohlenwasserstoffen und insbesondere von Kerosin bietet den Vorteil, durch Vereinfachungen in der Handhabung die Betriebskosten eines solchen Systems zu senken. Zwar ist die erzielbare spezifische Leistung bei LOX/LH2 höher, Kerosin weist jedoch eine wesentlich höhere Dichte auf, was kompakte Bauweisen und damit Gewichtsersparnisse ermöglicht. Ein weiterer Vorteil der Verwendung von Kohlenwasserstoffen gegenüber hypergolen Motoren und Feststoffantrieben, wie sie im kostengünstigen System "Vega" zum Einsatz kommen sollen, besteht in der vergleichsweise guten Umweltverträglichkeit, da weder die Treibstoffe noch die Reaktionsprodukte toxisch oder ätzend sind und die Atmosphäre nicht durch die Freisetzung von Halogen- und Metalloxidverbindungen belasten.

Eine der größten Herausforderungen, welche der Zwang zur Kostenreduzierung mit sich bringt, ist die Wiederverwendbarkeit des Antriebs. Gerade im Bereich der Kühlung von Brennkammer und Düse stellt dies hohe Anforderungen an die Güte der Auslegung und Konstruktion neuer Motoren. Russland verfügt bereits über fundiertes Wissen im Umgang mit Kerosin in Raketentriebwerken. Doch auch hier gibt es – abgesehen von der hohen Zyklenzahl, welche mit dem RD-170-Triebwerk auf dem Prüfstand erreicht wurde – keine Erfahrungen mit wiederverwendbaren Trägersystemen. Bei der Entwicklung eines neuen europäischen Antriebs gilt es also, die bestehenden Erfahrungen und Kenntnisse nachzuvollziehen und dabei auf eine fundierte wissenschaftliche Basis zu stellen. Nur ein tiefes Verständnis der zugrundeliegenden Zusammenhänge, welches über das bloße Vorgehen nach dem Motto "Versuch und Irrtum"hinausgeht, erlaubt es die anspruchsvollen Ziele der Zukunft zu erreichen.

1.3 Ziel: Charakterisierung von Einspritzelementen für Sauerstoff und Kerosin

Der Auslegung des Einspritzsystems kommt bei der Entwicklung neuer Antriebssysteme aus mehreren Gründen eine besondere Bedeutung zu: Seine Gestaltung bestimmt nicht nur die Güte der Energiefreisetzung und damit die Effizienz des Antriebs. Sie beeinflusst auch wesentlich die lokale Verteilung der Wärmefreisetzung in der Brennkammer und spielt deshalb bei der Verhinderung von Verbrennungsschwingungen, der Auslegung des Brennkammerkühlsystems sowie der Lebensdauervorhersage eine entscheidende Rolle. Eine grundlegende experimentelle Studie verschiedener Einspritzkonzepte ist eine geeignete Basis, um umfassende Erfahrungen zu sammeln.

Am Lehrstuhl für Flugantriebe wurde deswegen im Jahr 2002 ein Subscale-Prüfstand für Raketenbrennkammern in Betrieb genommen. Ziel der Untersuchungen, die in einer wassergekühlten Einzel-Element-Brennkammer durchgeführt worden sind, ist die Optimierung von Einspritzelementen, wie sie in Hauptstromtriebwerken für Sauerstoff und Kerosin zum Einsatz kommen. Dazu muss geklärt werden, welchen Einfluss die Änderung ausgewählter Entwurfsparameter auf die Leistungscharakteristik des Injektors haben.

Mehrere Größen werden zur Beantwortung dieser Frage analysiert. Die Druckverluste, welche im Element entstehen, werden sowohl in Spraytests ohne Verbrennung als auch im Heißtest analysiert. Dies ermöglicht Rückschlüsse auf die zu erwartende Qualität des Sprays sowie den Einfluss, welchen die Verbrennung auf die Durchströmung des Injektors ausübt. Eine Messung des statischen Brennkammerdruckes erlaubt es in Verbindung mit einer Erfassung der zugeführten Treibstoffmassenströme, den Verbrennungswirkungsgrad zu berechnen. Dieser wird wesentlich vom Einspritzelement beeinflusst und stellt eine der wichtigsten Zielgrößen bei der Entwicklung einer Schubkammer dar. Durch die Messung des Druckes an mehreren axialen Positionen in der Brennkammer können Rückschlüsse auf die Verteilung der Wärmefreisetzung in der Brennkammer gezogen werden. Wie sich die Gestaltung des Injektors auf die axiale Verteilung und Höhe des Wandwärmestroms auswirkt, ist eine weitere Frage, die mit Hilfe der gewonnenen Messdaten beurteilt werden soll. Hierfür wird die in das Kühlmedium abgeführte Wärmemenge aus der Anderung des Druckes und der Temperatur, welche das Wasser beim Durchströmen des Kühlsystems erfährt, berechnet.

Die Durchführung der Experimente in einer Einzelelement-Brennkammer bietet die Möglichkeit, sehr detailliert einzelne Effekte von Konstruktionsvarianten ohne die Interaktion der Elemente untereinander zu untersuchen. Die so gewonnenen Erkenntnisse können dazu benutzt werden, die verschiedenen Injektoren gezielt zu einer Einspritzkonfiguration eines Multi-Element-Kopfes zu kombinieren, deren axiale und radiale Verteilung der Wärmefreisetzung den möglichst effektiven Betrieb der Schubkammer bei hoher Stabilität der Verbrennung und gleichzeitig geringer Belastung der Struktur sicherzustellen.

1 Einleitung

2 Grundlagen der Flüssigkeitsraketentriebwerke

2.1 Thermodynamische Zusammenhänge und Definitionen der Raketentechnik

Die Erzeugung des Schubes geschieht beim Raketentriebwerk durch die Expansion heißer Gase in einer konvergent-divergenten Düse ("Laval-Düse"). Der Schub F eines Raketentriebwerkes kann durch die Anwendung des Impulserhaltungssatzes auf ein das Triebwerk einhüllendes Kontrollvolumen berechnet werden (siehe Abbildung 2.1).



Abb. 2.1: Definition des Schubes eines Raketenantriebs

Bezeichnen v_e die Geschwindigkeit und p_e den statischen Druck des Gases am Düsenaustritt der Fläche A_e und \dot{m} den Massenstrom des heißen Gases, erhält man:

$$F = \dot{m} \cdot v_e + (p_e - p_\infty) \cdot A_e \quad . \tag{2.1}$$

Setzt man diesen Schub in Bezug zum durchgesetzten Massenstrom, erhält man den so genannten "spezifischen Impuls" I_{sp} . Dieser wird in der Regel mit der Erdschwerebeschleunigung g_0 normiert¹:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} \cdot g_0} \quad . \tag{2.2}$$

Die Austrittsgeschwindigkeit aus der Düse kann für eine isentrope Strömung wie folgt bestimmt werden. Unter der Annahme, dass die Strömungsgeschwindigkeit

¹In der Literatur wird an einigen Stellen auch die heute nicht mehr gebräuchliche Definition des spezifischen Impulses angegeben, bei der die Normierung mit der Erdbeschleunigung unterbleibt.

in der Brennkammer vernachlässigbar ist, $v_c = 0$, gilt

$$c_p \cdot T_c = c_p \cdot T_e + \frac{{v_e}^2}{2}$$
 . (2.3)

Hierin markieren die Indizes e wiederum Größen am Austritt der Düse, wohingegen c die Werte in Brennkammer bezeichnet. Die Austrittsgeschwindigkeit v_e lässt sich mit der Definition der isobaren Wärmekapazität c_p

$$c_p = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot \frac{\mathcal{R}}{M} \tag{2.4}$$

darstellen als

$$v_e = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1} \cdot T_c \cdot \frac{\mathcal{R}}{M} \left(1 - \frac{T_e}{T_c}\right)} \quad . \tag{2.5}$$

Die Verwendung der Isentropenbeziehung

$$\frac{p_e}{p_c} = \left(\frac{T_e}{T_c}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \tag{2.6}$$

führt schließlich zu

$$v_e = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1} \cdot T_c \cdot \frac{\mathcal{R}}{M} \left(1 - \frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}} \quad . \tag{2.7}$$

Die Austrittsgeschwindigkeit v_e der Gase aus der Düse wird also durch die molare Masse des Gases M, seinen Isentropenkoeffizienten κ sowie die Verbrennungstemperatur T_c und Druckverhältnis zwischen Brennkammer- und Umgebungsdruck bestimmt. \mathcal{R} ist die universelle Gaskonstante zu 8,3143 kJ/kmol. Wegen der Schallbedingung im engsten Querschnitt strebt die Auströmgeschwindigkeit bei Expansion ins Vakuum gegen einen endlichen Maximalwert:

$$v_{e,max} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa - 1} \cdot T_c \cdot \frac{\mathcal{R}}{M}} \quad . \tag{2.8}$$

Um das Gas auf den vorliegenden Gegendruck $p_e = p_{\infty}$ zu entspannen, muss das Flächenverhältnis ε_e der Düse entsprechend gewählt werden. Dieses beschreibt den Quotienten aus Düsenendfläche und Fläche des Halses:

$$\varepsilon_e = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\sqrt{\frac{\kappa - 1}{2} \left(\frac{2}{\kappa + 1}\right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}}}}{\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}} \quad .$$
(2.9)

2.1 Thermodynamische Zusammenhänge und Definitionen der Raketentechnik

Für das Erreichen der Schallgeschwindigkeit im Düsenhals und die nachfolgende Expansion des Abgasstrahls in den Überschall ist das Druckverhältnis zwischen Brennkammer und Düsenhals von Bedeutung. Dieses muss kleiner oder gleich dem kritischen Druckverhältnis Π_{krit} sein:

$$\Pi_{krit} = \frac{p_{t,krit}}{p_c} = \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad . \tag{2.10}$$

Der Massenstrom durch eine kritisch durchströmte Düse lässt sich unabhängig vom Gegendruck durch die Zustandsgrößen in der Brennkammer und den Halsquerschnitt festlegen:

$$\dot{m} = p_c \cdot A_t \cdot \sqrt{\frac{\kappa \cdot M}{\mathcal{R} \cdot T_c} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}} \quad .$$
(2.11)

Der gesamte Massenstrom setzt sich gemäß dem Mischungsverhältnis ${\cal O}/F$ aus Oxidator und Brennstoff zusammen. Mit der Definition des Mischungsverhältnisses

$$O/F = \frac{\dot{m}_{Ox}}{\dot{m}_F} \tag{2.12}$$

folgt für den Massenstrom

$$\dot{m} = \dot{m}_F \cdot (1 + O/F) \quad \text{mit} \quad . \tag{2.13}$$

Zur Berechnung des stöchiometrischen Mischungsverhältnisses $O/F_{st.}$ kann die vollständige Oxidation eines Modellbrennstoffs mit der chemischen Summenformel C₁₂H₂₃ herangezogen werden:

$$C_{12}H_{23} + 17,75O_2 \longrightarrow 12CO_2 + 11,5H_2O$$
 . (2.14)

Für die Treibstoffkombination Sauerstoff/Kerosin ergibt sich unter der Berücksichtigung der jeweiligen molaren Massen ein stöchiometrisches Mischungsverhältnis von $O/F_{st.} = 3, 4$.

Eine wichtige Kenngröße, die für die Auslegung eines Raketentriebwerkes verwendet wird, ist die so genannte "charakteristische Geschwindigkeit". Sie wird berechnet, indem die Kraft,welche sich aus der Multiplikation des Brennkammertotaldruckes mit der Halsquerschnittsfläche ergibt, auf den durchgesetzten Massenstrom bezogen wird:

$$c^* = \frac{p_c \cdot A_t}{\dot{m}} \quad . \tag{2.15}$$

Sind die Treibstoffkombination, welche die charakteristische Geschwindigkeit beeinflusst, sowie der notwendige Massenstrom und gewünschte Brennkammerdruck bekannt, kann die erforderliche Halsquerschnittsfläche berechnet werden. Mit Hilfe der Gleichung (2.11) lässt sich diese auch darstellen als:

$$c^* = \sqrt{\frac{T_c}{\kappa} \cdot \frac{\mathcal{R}}{M} \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}} \quad . \tag{2.16}$$

In dieser Darstellung wird offensichtlich, dass die charakteristische Geschwindigkeit eine Kenngröße ist, die nicht durch die Geometrie der Schubkammer, sondern nur durch die Treibstoffkombination und Betriebsparameter wie das Mischungsverhältnis O/F oder den Brennkammerdruck p_c bestimmt wird. Diese legen fest, welche Verbrennungstemperatur und Gaszusammensetzung sich in der Brennkammer einstellen. Weil die charakteristische Geschwindigkeit eine geometrieunabhängige, für die jeweilige Treibstoffzusammensetzung spezifische Größe ist, kann mit ihrer Hilfe der Verbrennungswirkungsgrad in einem Raketentriebwerk bestimmt werden. Er wiederum gibt Aufschluss über die Güte der Gemischaufbereitung und -verbrennung.

Eine weitere wichtige Größe zur Beschreibung einer Raketenbrennkammer ist die so genannte "Charakteristische Länge" L^* . Sie ist definiert als Quotient aus Brennkammervolumen V_c und Halsquerschnittsfläche A_t :

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad . \tag{2.17}$$

Die minimal erforderliche charakteristische Länge kann mit Hilfe der zu erwartenden Reaktionszeit sowie der Kontinuitätsgleichung abgeschätzt werden. Drückt man das Brennkammervolumen mit Hilfe der Reaktionszeit t_r in der Form

$$V_c = \frac{t_r \cdot \dot{m}}{\rho_c} \tag{2.18}$$

aus, erhält man unter Einbeziehung der Gleichung (2.15) eine Abschätzung der charakteristischen Länge in Abhängigkeit der Betriebsbedingungen in der Brennkammer und der Reaktionszeit der Treibstoffpartner:

$$L^* = \frac{t_r \cdot p_c}{\rho_c \cdot c^*} \quad . \tag{2.19}$$

Die Reaktionszeit wird ebenso wie die charakteristische Geschwindigkeit durch die Treibstoffkombination, das Mischungsverhältnis und den Brennkammerdruck bestimmt. Die charakteristische Brennkammerlänge hängt folglich vom Betriebspunkt, das heißt Mischungsverhältnis und Brennkammerdruck, und von der verwendeten Treibstoffkombination ab. Typische Werte für ausgeführte Kerosin-Triebwerke sind $L^*=0.98$ m für das F1-Triebwerk und 1,22 m für den H1-Motor. Die Machzahl in der Brennkammer wird durch das so genannte Kontraktionsverhältnis ε_c festgelegt:

$$\varepsilon_c = \frac{A_c}{A_t} = \left(\frac{d_c}{d_t}\right)^2 \quad . \tag{2.20}$$

Die Kontinuitätsgleichung für ein Kontrollvolumen zwischen Brennkammer und Hals lautet

$$\rho_c \cdot c_c \cdot A_c = \rho_t \cdot c_t \cdot A_t \tag{2.21}$$

Diese lässt sich mit der Zustandsgleichung des idealen Gases und der Definition der Machzahl umformen zu

$$p_c \cdot Ma_c \cdot \sqrt{\frac{\kappa \cdot R}{T_c}} = p_t \cdot Ma_t \cdot \sqrt{\frac{\kappa \cdot R}{T_t}}$$
 (2.22)

Trifft man die Annahme, dass die Strömung reibungsfrei und adiabat ist und nimmt man ferner an, dass die Zusammensetzung des Gases unverändert bleibt, kann man diese mit Hilfe der Machzahlbeziehung

$$T_t = T \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot Ma^2 \right) \tag{2.23}$$

und der Isentropenbeziehung

$$\frac{p_t}{p} = \left(\frac{T_t}{T}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \tag{2.24}$$

umformen zu

$$\frac{A_c}{A_t} = \left(\frac{1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot Ma_c^2}{1 + \frac{\kappa - 1}{2}}\right)^{\frac{\kappa + 1}{2(\kappa - 1)}} \quad . \tag{2.25}$$

Ein typischer Wert für das Kontraktionsverhältnis in modernen Raketentriebwerken ist 2,5.

2.2 Arbeitsverfahren von Pumpentriebwerken

Zur Förderung der Treibstoffe kommen in Hauptstromtriebwerken in der Regel Turbopumpensysteme zum Einsatz, welche durch einen Gasgenerator und nachgeschaltete Turbinen angetrieben werden. Dabei werden zwei Gruppen von Antriebssystemen unterschieden: Beim Nebenstromverfahren wird das Gas, welches zum Antrieb der Turbinen genutzt wird, durch separate Schubdüsen entspannt. Es ist zum Beispiel beim Vulkan-Triebwerk, dem Antrieb der Ariane 5, verwirklicht. Beim Hauptstromverfahren dagegen wird das Turbinenabgas der Hauptbrennkammer zugeführt, von wo es nach weiteren Verbrennungsreaktionen an der Expansion durch die Schubdüse teilnimmt. Innerhalb dieser beiden Klassen gibt es wiederum eine Reihe von Variationen. So können für die Vorverbrennung eine oder zwei Vorbrennkammern zum Einsatz kommen, die Turbinen können auf einer Welle angeordnet oder mit Hilfe eines Getriebes angeschlossen sein. Beispiele für ausgeführte Hauptstromtriebwerke sind das Haupttriebwerk des Space Shuttle, SSME, oder das russische RD-170. Beim Expander-Verfahren entfällt der Gasgenerator und die Turbinen werden mit Hilfe von Brennstoff, der zuvor in den Kühlkanälen erhitzt wurde, angetrieben.

2.3 Hauptkomponenten eines Flüssigkeitsraketenmotors

Das System Raketenantrieb kann in mehrere Subsysteme unterteilt werden, welche zum Teil in einer wechselseitigen Abhängigkeitsbeziehung zueinander stehen. Die klassische Unterteilung folgt dabei konstruktionsbedingten Systemgrenzen. Das Antriebssystem besteht aus dem Treibstoffsystem mit Tanks und deren Bedrückungsvorrichtungen sowie dem eigentlichen Triebwerk. Unter diesem Begriff sind das Turbopumpensystem, die Hauptventile und die Schubkammer zusammengefasst. Die Schubkammer wiederum setzt sich aus dem Einspritzkopf, der Brennkammer und der Düsenerweiterung zusammen.

2.3.1 Pumpen, Vorbrennkammer und Turbinen

Die Dimensionierung der Pumpen wird von der Wahl der Treibstoffkombination und dem erforderlichen Schub des Triebwerks bestimmt. Durch diese Parameter werden die Volumenströme, die zu fördern sind, festgelegt. Sie bestimmen gemeinsam mit der maximal möglichen Drehzahl, welche wiederum durch Faktoren wie die Werkstofffestigkeit der Bauteile oder die Kavitationsgefahr beeinflusst wird, die Geometrie und den Betriebspunkt der Pumpen. Im einfachsten Fall sitzen beide Pumpen auf einer Welle und werden von derselben Turbine angetrieben. Dies ist zum Beispiel beim amerikanischen F1 oder dem russischen RD-0120 der Fall. Die Treibstoffkombination kann es aufgrund der mitunter stark unterschiedlichen Dichten der Medien erforderlich machen, dass beide Pumpen mit verschiedenen Drehzahlen betrieben werden. Hierfür bietet es sich an, die Pumpen mit einer gemeinsamen Turbine anzutreiben und die Drehzahlen mit Hilfe eines Getriebes einzustellen. Dieser Weg wurde beim ersten LOX/LH2 Triebwerk in den USA, dem RL 10 und auch beim europäischen HM7 der Ariane 1 bis 4 gegangen. Soll das Drehzahlverhältnis frei wählbar sein, muss jede Pumpe wie beim japanischen LE7 mit einer eigenen Turbine angetrieben werden. Die meisten Freiheitsgrade und höchste Leistungsausbeute erhält man, wenn sowohl Oxidator als auch Brennstoff über einen eigenständigen Aufbau aus Pumpe, Vorbrennkammer und Turbine verfügen. Ein Beispiel für diese Bauweise ist der Antrieb des amerikanischen Space Shuttle, SSME.

2.3.2 Einspritzkopf

Der Einspritzkopf stellt den Beginn der Brennkammer dar. Hier werden Brennstoff und Oxidator über die so genannten Manifolds den einzelnen Einspritzelementen im jeweiligen Dom zur Verfügung gestellt. Neben der Aufnahme der Einspritzelemente muss beim Entwurf des Einspritzkopfes auch eine gleichmäßige beziehungsweise gezielt eingestellte Zufuhr der Treibstoffe zu den einzelnen Elementen realisiert werden. Weitere Anforderungen sind eine hinreichende Kühlung der Frontplatte sowie gegebenenfalls die Unterbringung von Resonanzräumen zur Vermeidung von Verbrennungsschwingungen. Die Gestaltung des Einspritzsystems und der Injektoren spielt bei der Entwicklung von Raketenantrieben eine herausragende Rolle. Neben der Zerstäubung und Vermischung der beiden Treibstoffkomponenten als Hauptaufgabe wird eine Reihe von weiteren Faktoren durch die Konstruktion des Injektors beeinflusst. Als Beispiel seien hier Verbrennungsschwingungen genannt. Diese können durch die axiale und radiale Verteilung des Gemischs oder durch die Integration von Resonanzräumen in den Elementen selbst beeinflusst werden [?], [6]. Ferner verhindert der Druckverlust über das Einspritzelement, dass Druckschwankungen aus dem Brennraum in das zuführende Leitungssystem übertragen werden. Eine Reihe von Entwicklungsprogrammen war durch erhebliche Probleme mit Verbrennungsschwingungen gekennzeichnet, welche nur durch eine Änderung der Einspritzung gelöst werden konnten. Lokal begrenzte Unterschiede in der Vermischung und Aufbereitung der Treibstoffe ändern nicht unbedingt den Verbrennungswirkungsgrad einer Brennkammer, führen jedoch unter Umständen zum Versagen des gesamten Bauteils aufgrund lokaler Temperaturspitzen. Aus diesem Grund hat die Erforschung der Gemischbildung und -aufbereitung nach wie vor einen sehr großen Stellenwert bei der Entwicklung neuer Raketenmotoren. Auf die verschiedenen Möglichkeiten der Treibstoffeinspritzung wird in Kapitel 4 eingegangen.

2.3.3 Brennkammer und Düse

Brennkammer und Düse stellen den Kern des Triebwerks dar. Hier findet die Umsetzung der chemisch gebundenen Energie der Treibstoffe in kinetische Energie des Abgasstrahls statt. Bei der Charakterisierung von Einspritzelementen ist die Brennkammer insofern von Bedeutung, da die Kühlung der Brennkammerwand direkt von der Verteilung des Mischungsverhältnisses beeinflusst wird. Lokale Unterschiede in der Zusammensetzung aus Brennstoff und Oxidator führen nicht nur zu Spitzen in der Verbrennungstemperatur und damit zu Schäden durch Überhitzung der Wand, sie beeinflussen darüber hinaus ebenso wie die axiale Verteilung der Wärmefreisetzung die Entstehung von Verbrennungsschwingungen. Die geometrischen Abmessungen müssen so festgelegt werden, dass die Verbrennungsvorgänge bis zum Beginn der konvergent-divergenten Düse abgeschlossen sind. Durch Brennkammerlänge und -durchmesser werden außerdem die akustischen Eigenschaften und damit die Eigenfrequenzen der Brennkammer, bei denen Schwingungen angeregt werden können, festgelegt. Die konvergent-divergente Düse beschleunigt die Verbrennungsgase auf Überschallgeschwindigkeit und sorgt so für den Schub des Triebwerks.

2.4 Raketentriebwerke für Sauerstoff und Kerosin

Wie bereits in der Einleitung erwähnt, wurden Triebwerke für die Treibstoffkombination LOX/Kerosin vor der Entwicklung der Wasserstofftriebwerke sowohl in den USA als auch in der UdSSR erfolgreich eingesetzt. Im Folgenden werden die wichtigsten dieser Triebwerke vorgestellt.

2.4.1 Saturn V, 1. Stufe: Das Triebwerk F1

Das leistungsstärkste Kerosintriebwerk wurde in den USA während des Apollo-Programms entworfen und gebaut. Es handelt sich um das Nebenstromtriebwerk F1 des amerikanischen Herstellers Rocketdyne. Die Entwicklung unter der Leitung von Wernher von Braun war im Jahr 1959 von massiven Problemen mit Verbrennungsschwingungen gekennzeichnet. Diese konnten nur durch sehr zeitund personalintensive Versuchsserien überwunden werden. Neben der Entwicklung von Dämpfungselementen wurden hier auch umfangreiche Studien zum Einfluss, den das Design der Impingement-Elemente zur Einspritzung der flüssigen Treibstoffkomponenten auf die Entstehung von Verbrennungsschwingungen hat, durchgeführt.

2.4.2 N1, 1. Stufe: Das Triebwerk NK-33

Das Triebwerk NK-33 wurde in den Jahren 1971 bis 1974 im Rahmen des sowjetischen Mondlandeprogrammes von Samara STC entwickelt und zertifiziert. Geplant war, für den Antrieb der ersten Stufe des russischen Trägers N-1 30 Triebwerke vom Typ NK-33 zu bündeln. Das Projekt wurde jedoch nach vier erfolglosen Startversuchen abgebrochen und die verbliebenen Triebwerke stillgelegt. Das US-amerikanische Unternehmen Aerojet hat die Triebwerke inklusive aller Rechte zur Weiterentwicklung erworben und im Mai 2001 erfolgreich getestet. Die Insolvenz des Kunden Kistler Aerospace, der das Triebwerk für den Antrieb seines wieder verwendbaren Trägersystems einsetzen will, hat bis heute einen erfolgreichen Start dieses Motors, der nach wie vor einen der leistungsstärksten LOX/Kerosin-Motoren darstellt, verhindert.

2.4.3 Zenit, 2. Stufe: Das Triebwerk RD-120

Das RD-120 wurde bis 1985 als Oberstufenantrieb für den Träger Zenit entwickelt. Es arbeitet nach dem Hauptstromverfahren und stellt die Basis für die erfolgreiche Weiterentwicklung zum RD-170 dar. Anders als in den USA wurde in Russland die Entwicklung von LOX/Kerosin-Triebwerken nach der Einführung der Wasserstofftechnologie weiter gefördert, so dass heute die russischen Unternehmen NPO Energomash und CADB quasi die einzigen Hersteller mit umfangreicher Erfahrung bei der Entwicklung und dem Bau von LOX/Kerosin-Triebwerken sind. Eine besondere Herausforderung bei der Entwicklung des Triebwerks war die oxidatorreich betriebene Vorbrennkammer. Da freier Sauerstoff bei hohen Temperaturen die Gefahr des Metallbrandes mit sich bringt, werden Vorbrennkammern von Hauptstromtriebwerken in der Regel brennstoffreich betrieben. Dies stellt bei der Treibstoffkombination LOX/LH2 kein Problem dar. Die bei der Verbrennung von Kerosin unter Sauerstoffmangel entstehenden Ablagerungsprodukte beeinträchtigen jedoch den sicheren Betrieb von nachgeschalteten Turbinen so stark, dass dieser Lösungsweg beim RD-120 nicht beschritten werden konnte. Stattdessen findet die Verbrennung unter großem Sauerstoffüberschuss bei einem Mischungsverhältnis von O/F=53.8 und einem Druck von 319 bar statt. Das heiße Abgas wird nach dem Durchströmen der Turbine in die Hauptbrennkammer eingeleitet.



Abb. 2.2: Schema des Hauptstromtriebwerks RD-170 (nach [2])

2.4.4 Zenit, 1. Stufe: Das Triebwerk RD-170

Das RD-170 ist der leistungsstärkste Raketenmotor, der je gebaut worden ist. Das Hauptstromtriebwerk RD-170 stellt eine Weiterentwicklung des RD-120 dar und wurde ursprünglich für die Boosterstufen des sowjetischen Raumgleiters Energia entworfen und getestet. Nach dem Ende des Programms wurde das Triebwerk zum RD-171 weiterentwickelt und dient heute als Antrieb in der ersten Stufe des ukrainischen Trägers Zenit. Der schematische Aufbau ist in Abbildung 2.2 wiedergegeben. Zwei oxidatorreich betriebene Vorbrennkammern, welche bei einem Brennkammerdruck von 535 bar und einem Mischungsverhältnis von 54,3 arbeiten, liefern gemeinsam mit den nachgeschalteten Turbinen die Leistung zum Antrieb der Turbopumpen. Im RD-170 sind vier Schubkammern zu einem Antrieb gebündelt. Diese arbeiten bei einem Brennkammerdruck von 245 bar und einem Mischungsverhältnis von O/F=2,6.

Das Triebwerk wurde im Rahmen einer Kooperation zwischen Pratt & Whitney und NPO Energomash zum RD-180 weiterentwickelt, welches in den Trägern Atlas III und Atlas V zum Einsatz kommt. Charakteristisch für die Triebwerke RD-120 und RD-170 ist neben der Einspritzung von oxidatorreichem Abgas und Kerosin in die Hauptbrennkammer die Möglichkeit, den Schub des Triebwerks zu drosseln. So kann beim RD-120 der Schub auf 85%, beim RD-170 auf 40% des Auslegungspunktes zurückgenommen werden. Dies stellt eine große Herausforderung für den Entwurf des Injektors dar, da die Verbrennung in einem weiten Betriebsbereich stabil ablaufen muss.

Tabelle 2.1 fasst noch einmal die Eckdaten der ausgeführten LOX/Kerosin-Triebwerke zusammen.

Name	p_c	O/F	F	I_{sp}	Land	Bemerkung
	[bar]	[-]	[kN]	[s]		
F1	$70,\! 0$	2,27	6.770	265	USA	Nebenstromtriebwerk für Saturn-
						Familie; 65 Flüge von 1967 bis 1973
NK-33	145,7	2,8	1.470	297	UdSSR	Als Antrieb für N1-Träger bis 1974
						entwickelt; Weiterentwicklung für
						Kistler K1 ab 1999 bei Aerojet
RD-120	$162,\!8$	$2,\!6$	833	350	UdSSR	Oberstufenantrieb für Zenit-Träger;
						32 Flüge zwischen 1985 und 1998
RD-170	245	2,6	7.253	309	UdSSR	Boosterantrieb für Energia Raum-
						gleiter; 8 Flüge 1987/88
RD-180	257	2,71	3.826	311	USA	Unterstufenantrieb für Atlas II und
						Atlas V

Tabelle 2.1: Leistungsdaten ausgeführter LOX/Kerosin-Triebwerke

2.5 Die Treibstoffkombination Sauerstoff-Kerosin

Die Verwendung von Kerosin in Raketenmotoren bietet eine Reihe von Vorteilen gegenüber kryogenen oder hypergolen Treibstoffen, aber auch gegenüber Festbrennstoffen. Anders als Methan oder Wasserstoff liegt Kerosin bei Umgebungsbedingungen flüssig vor, die Lagerung ist also entsprechend einfach. Dies gilt auch für den Betankungsvorgang. Vorteile im Umgang mit Kerosin ergeben sich auch gegenüber anderen lagerfähigen Treibstoffkombinationen wie MMH/N_2O_4 , da letztere giftig oder ätzend wirkt und besondere Vorsichtsmaßnahmen erforderlich macht. Die hohe Dichte des Kerosins ermöglicht im Vergleich zum flüssigen Wasserstoff sehr kompakte Bauweisen, da Tanks und Struktur entsprechend kleiner gebaut werden können. Dies wirkt sich direkt im Strukturverhältnis aus und kompensiert die geringere Leistungsdichte des Kerosins gegenüber Wasserstoff. Bei der Verbrennung von Kerosin mit Sauerstoff entsteht zwar neben Wasser und Kohlendioxid eine Reihe weiterer Emissionsprodukte, die der Atmosphäre schaden können. Werden solche Triebwerke jedoch als kostengünstiger Ersatz für die gängigen Feststoffantriebe eingesetzt, lassen sich die Emissionen von Metalloxidund Halogenverbindungen, welche vor allem die Ozonschicht belasten, vermeiden.

Um Einspritzsysteme für eine Treibstoffkombination auslegen und bewerten zu können, müssen die Stoffeigenschaften der Reaktionspartner bekannt sein. Nur so lassen sich Druckverluste, Einspritzgeschwindigkeiten, Zerstäubungs- und Mischungsvorgänge gezielt beeinflussen. Im Folgenden soll deshalb gezielt auf die Berechnung der Stoffdaten der verwendeten Medien eingegangen werden.

2.5.1 Sauerstoff

Wie später im Kapitel 2.4 gezeigt werden wird, wird in den leistungsstärksten Triebwerken der Gegenwart der Sauerstoff in der Hauptkammer gasförmig beziehungsweise überkritisch eingespritzt. Hierbei werden Drücke bis 270 bar und Temperaturen um 700 K erreicht. Am Prüfstand des Lehrstuhls für Flugantriebe kommt aus Sicherheitsgründen gasförmiger Sauerstoff aus Flaschenbündeln zum Einsatz. Dieser wird bei Umgebungstemperatur und einem Druck von 300 bar gelagert. Der kritische Punkt des Sauerstoffs liegt bei

$$p_{crit} = 50, 46 \cdot 10^5 \text{ Pa und } T_{crit} = 154,599 \text{ K}$$
 (2.26)

Die Berechnung der Viskosität, der Schallgeschwindigkeit, der spezifischen Enthalpie und anderer Stoffgrößen erfolgt zur Analyse der Zerstäubungsvorgänge mit Hilfe von Daten aus dem VDI-Wärmeatlas [8]. Bei der Berechnung des Verbrennungswirkungsgrades wird auf Werte aus der Stoffdatenbank des Programms CEA2 [9] zurückgegriffen.

2.5.2 Kerosin

Allgemeines

Kerosin wird durch fraktionierte Destillation aus Rohöl hergestellt. Es entsteht beim Destillationsprozess in einem Siedebereich von 423 K bis 623 K und weist keine einheitliche chemische Zusammensetzung auf. Anders als reine Stoffe, wie zum Beispiel Methan oder Heptan, besteht Kerosin aus einem Gemisch verschiedener Kohlenwasserstoffe, die bei der Destillation des Rohöls freigesetzt werden. Kerosine werden nach charakteristischen Eigenschaften spezifiziert, die genaue chemische Zusammensetzung ist im Handel nicht von unmittelbarer Bedeutung. Da auch einzelne Rohöllieferungen beträchtlich in ihren Zusammensetzungen variieren, können auch Eigenschaften wie Viskosität, Dichte und Wärmekapazität verschiedener Chargen eines Kerosintyps innerhalb gegebener Grenzen beträchtliche Abweichungen aufweisen. Bevor die Eigenschaften des am Prüfstand verwendeten Jet A-1 beschrieben werden, soll zunächst eine Übersicht über gebräuchliche Spezifikationen für Kerosine in der Raketentechnik gegeben und auf spezifische Eigenschaften der Kerosine eingegangen werden.

In den USA wird für Raketenmotoren Treibstoff gemäß der Spezifikation RP-1 ("Rocket Propellant 1") verwendet. Der Siedebereich liegt innerhalb der Grenzen von 450 K und 550 K. Die Dichte bei Umgebungsbedingungen beträgt zwischen 0,803 kg/m³ und 0,815 kg/m³, der Gefrierpunkt liegt unter 233 K. Für die dynamische Viskosität sind in [10] 1,39 · 10⁻³ Pa · s bei 239 K und 0,25 · 10⁻³ Pa · s bei 310 K angegeben.

In den Staaten der früheren Sowjetunion ist Kerosin in Raketenmotoren unter der Bezeichnung T-1 im Einsatz. Hierfür sind jedoch kaum Daten veröffentlicht. Es existieren eine Reihe von Polynomansätzen zur Abschätzung der Viskosität in Abhängigkeit von Temperatur und Druck. Auf diese wird weiter unten eingegangen.

Der in der USA in der zivilen Luftfahrt am weitesten verbreitete Kraftstoff ist Jet A. Er unterscheidet sich von dem außerhalb der USA weiter verbreiteten Jet A-1 durch den höheren Gefrierpunkt, welche für Jet A bei 233 K, für Jet A-1 bei 226 K liegt. Bezüglich des Gefrierpunktes, des Siedebereichs und der Zündtemperatur ist der Kraftstoff "Avtur" Jet A-1 sehr ähnlich. Das in der militärischen Luftfahrt eingesetzte JP-8 ("Jet Propellant") ist bis auf geringe Zugaben zur Vermeidung von Korrosion oder Vereisung als identisch zu Jet A-1 anzusehen. Nach Rachner [11] bestehen Kerosine aus Kohlenwasserstoffen mit 5 bis 17 Kohlenstoffatomen, die sich in drei Gruppen einteilen lassen:

• Alkane:

Diese auch als Paraffine bezeichneten gesättigten Kohlenwasserstoffverbindungen weisen keine Ringstruktur auf und können in geradkettige n-Alkane oder verzweigte Isoalkane von C_5 bis C_{17} unterteilt werden.

• Cycloalkane:

Diese gesättigten Kohlenwasserstoffe von C_5 bis C_{17} weisen Ringstruktur auf. Sie werden auch als Cycloparaffine, Naphtene oder Cyclane bezeichnet.

• Aromaten:

Als Aromaten bezeichnet man die enthaltenen Kohlenwasserstoffringe mit einem oder mehreren Benzolringen. Sie liegen in einem Bereich von C_6 bis C_{13} vor.

Zusätzlich enthalten Kerosine noch etwa 1% ungesättigte Kohlenwasserstoffe (Alkene oder Olefine). Aufgrund ihrer Doppelbindungen zwischen den Kohlenstoffatomen sind sie reaktionsfreudiger als die anderen Bestandteile und beeinflussen somit Lagerfähigkeit und thermische Stabilität des Kraftstoffs negativ. Folglich sollte ihr Anteil so gering wie möglich sein. Das Gleiche gilt für freien oder organisch gebundenen Schwefel. Er begünstigt Korrosion und greift Elastomerdichtugen an. In Jet A-1 findet man in der Regel gemäß Spezifikation weniger als 0,05 Gew.-% Schwefel.

Alle Arten von Kerosin unterliegen bei erhöhten Temperaturen Zerfallsprozessen, welche die Leistungsfreisetzung bei der Verbrennung vermindern und zu Ablagerungen an benetzten Oberflächen führen können. Ab ca 420 K treten Oxidationsreaktionen des Kerosins mit dem in ihm gelösten Luftsauerstoff auf. Diese Autooxidation des Kraftstoffs führt zur Bildung von Ablagerungen und wird von der Temperatur, dem Werkstoff der benetzten Oberfläche sowie dem Aromatengehalt des Kraftstoffs beeinflusst. Bei diesem in der Literatur als *fouling* bezeichneten Prozess fördern ein hoher Anteil an Aromaten sowie die stark katalytische Wirkung von Kupfer die Zersetzung des Kerosins. Zum Einfluss der Ablagerungsbildung auf den Wärmeübergang in den Kühlkanälen sind eine Reihe von Untersuchungen im Labormaßstab veröffentlicht [12], [13].

Bei Temperaturen ab etwa 750 K setzen Pyrolysereaktionen der vorhandenen Kohlenwasserstoffe ein. Die mit diesem Prozess verbundene Bildung von Ablagerungen wird als *coking* bezeichnet. Hiervon sind in erster Linie die im Kerosin enthaltenen n- und Iso-Paraffine betroffen. Besonders im brennstoffreichen Betrieb, wie er für Raketenbrennkammern typisch ist, kommt es zur Ablagerung von Ruß mit graphitischer Struktur, dessen Einfluss auf den Wärmeübergang in aktiv gekühlten Brennkammerstrukturen in der Vergangenheit wiederholt untersucht wurde [12], [14]. Diese Graphitablagerungen weisen eine Dichte zwischen 400 und 600 kg/m³ und eine Wärmeleitfähigkeit zwischen 0,19W/mK und 0,95 W/mK auf [11].

Jet A-1

Aromate	[Vol-% max.]	22
Olefine	[Vol-% max.]	k. A.
Schwefel	[Gew%]	0,3
${ m Flammpunkt}$	$[^{\circ}C min.]$	38
Dichte bei $15^{\circ}C$	$[\mathrm{kg}/\mathrm{m}^3]$	775 bis 840
Gefrierpunkt	$[^{\circ}C max.]$	-47
Unterer Heizwert	[MJ/kg min.]	$42,\!8$

Die Zusammensetzung von Jet A-1 muss nach der Norm ASTM D 1655 folgenden Anforderungen genügen:

Tabelle 2.2: Auszug aus den Spezifikationen von Jet A-1

Zur Auslegung von Injektoren und der Bewertung experimenteller Ergebnisse ist es notwendig, die Stoffeigenschaften des Kerosins zu kennen. Neben der Dichte ist dabei vor allem die Kenntnis über kritischen Punkt, Oberflächenspannung und Viskosität von großem Interesse.

Der kritische Punkt eines reinen Stoffes, beschrieben durch kritische Temperatur und kritischen Druck, zeichnet sich dadurch aus, dass oberhalb eine Unterscheidung in flüssige oder gasförmige Phase nicht mehr möglich ist. Ist der kritische Druck überschritten, ist eine Kondensation der gasförmigen Phase durch isobare Wärmeabfuhr nicht mehr möglich. Gleiches gilt für die isotherme Kompression des Stoffes, wenn dieser sich oberhalb seiner kritischen Temperatur befindet. Gleichbedeutend mit diesem Phänomen ist das Verschwinden der Phasengrenze und der Oberflächenspannung. Dies ist vor allem zu berücksichtigen, wenn Kennzahlen zur Beurteilung der Zerstäubung herangezogen werden, welche eine Abhängigkeit von der Oberflächenspannung aufweisen. Zwischen zwei stofflich unterscheidbaren Fluiden tritt jedoch stets eine Grenzflächenspannung auf [15], so dass Analogien zwischen einem Gemisch von überkritischen Fluiden und einem Gas-Flüssigkeitssystem bestehen. Oft wird in der Literatur ein überkritisches Fluid hoher Dichte auch als Flüssigkeit bezeichnet, während ein entsprechendes Fluid geringer Dichte als Gas bezeichnet wird. Auch Stoffgemische wie Kerosin weisen einen kritischen Druck und eine kritische Temperatur auf. Jedoch gibt es ein Gebiet oberhalb p_{krit} beziehungsweise oberhalb T_{krit} , innerhalb dessen beide Phasen im Gleichgewicht existieren können. Der Druck und die Temperatur, oberhalb derer nur noch eine einzige Phase vorliegt, wird durch ein Wertepaar p_{max} und T_{max} gekennzeichnet. Die entsprechenden Werte liegen zum Beispiel für n-Heptan 5,5 bar über dem kritischen Druck und 15 K über der kritischen Temperatur. Rachner [11] schlägt für den kritischen Punkt von Jet A-1 folgendes Wertepaar vor:

$$p_{crit} = 23,44 \cdot 10^5$$
 Pa und $T_{crit} = 684,26$ K (2.27)

Abbildung 2.3 zeigt die Bereiche von Flüssigkeit, Gas und überkritischen Fluid von Jet A-1 in einem p-T-Diagramm.



Abb. 2.3: Phasendiagramm Jet A-1

Die Dichte des flüssigen Kraftstoffs beeinflusst die Abschätzung der Einspritzgeschwindigkeit bei gegebenem Querschnitt und wird bei der Bestimmung von Durchflusskoeffizienten, Reynoldszahl oder Weberzahl sowie des Impulsverhältnisses der Treibstoffpartner benötigt. Sie kann mit Hilfe der so genannten Lee-Kesler-Gleichung berechnet werden [16]. Diese muss zur Bestimmung der Dichte iterativ gelöst werden. Rachner [11] schlägt für einen Druck von 15 bar folgende Approximationsformel vor:

$$\rho_{liq} = 1.034, 227 - 0,7067104 \cdot T - \frac{9.488,259}{733 - T}$$
(2.28)

Die Dichte des verwendeten Kerosins wurde zusätzlich mit Hilfe von Aräometrie in einem Temperaturbereich von 283 K bis 315 K bestimmt. Tabelle 2.3 stellt die mit Hilfe eines Aräometers ermittelten Werte den mit der Näherungsformel berechneten gegenüber. Die gemessenen Werte liegen für Umgebungsdruck im

T[K]	$ ho_{Rachner}~[{ m kg/m^3}]$	$ ho_{Messung} \; [{ m kg/m^3}]$
283	790	812
295	781	803
298	782	800
301	773	798
311	769	790
315	765	787

Tabelle 2.3: Dichte von Kerosin

Durchschnitt 2,7 % unter denen, welche die Verwendung der von Rachner vor-

geschlagenen Gleichung erwarten lässt. Da die Kompressibilität des Kerosins bei der Betrachtung der Dichte unter erhöhtem Druck erfahrungsgemäß vernachlässigbar ist und keine zuverlässigen Daten über die Temperatur des Kerosins bei der Durchströmung des Elements vorliegen, wurde für die Versuche in dieser Arbeit beschlossen, mit einer konstanten Dichte von 785 kg/m³ zu rechnen. Der Fehler gegenüber der Messung beträgt dabei für den Temperaturbereich von 283 K bis 301 K weniger als 1%.

Für die Beschreibung der Flüssigkeitszerstäubung spielt neben der Dichte vor allem die Viskosität des Kraftstoffs eine bedeutende Rolle. Rachner [11] zitiert eine Bestimmungsgleichung für die kinematische Viskosität für Drücke und Temperaturen oberhalb des Sättigungsdruckes:

$$\frac{\mu_{liq}(T,p)}{\mu_{liq}(T,p_s(T))} = \frac{1 + B \cdot \left(\frac{1}{2,118} \cdot \frac{p - p_s(T)}{p_{crit}}\right)^A}{1 + C \cdot \omega \cdot \frac{p - p_s(T)}{p_{crit}}} \quad .$$
(2.29)

Die Terme A, B und C werden in Abhängigkeit von der reduzierten Temperatur $T_r = T/T_{crit}$ berechnet:

$$A = 0,9991 - \frac{4,674 \cdot 10^{-4}}{1,0523 \cdot T_r^{-0,03877} - 1,0513}$$

$$B = \frac{0,3257}{\left(1,0039 - T_r^{2,573}\right)^{0,2906}} - 0,2086$$

$$C = -0,07921 + 2,1616T_r - 13,4040T_r^2 + 44,1706T_r^3 - 84,829T_r^4 + 96,1209T_r^5 - 96,1209T_r^5 - 96,1209T_r^5 - 59,8127T_r^6 + 15,6719T_r^7$$

$$(2.30)$$

Der azentrische Faktor ω wird mit

$$\omega = 0,3599 \tag{2.31}$$

angegeben. Die kritische Temperatur beträgt 684,26 K. Der Dampfdruck wird bis zu einer Temperatur von 477,95 K wie folgt berechnet:

$$p_s(T_s) = exp\left(20, 4274903 - \frac{3877, 38996}{T_s - 43}\right) \quad . \tag{2.32}$$

Die Viskosität entlang der Siedelinie in Abhängigkeit von Dichte und Temperatur erhält man bis zu einer Temperatur von 310,93 K nach Gleichung (2.28) gemäß dem Zusammenhang

$$\mu_{liq}(T,\rho) = 2,19664 \cdot 10^{-6} \cdot \rho_{liq}^{\frac{1}{3}} \cdot exp\left(1,555332 \cdot \frac{\rho_{liq}}{T}\right) \quad . \tag{2.33}$$

Nach Keldysh [17] kann auch ein Polynom-Ansatz für die Viskosität in Abhängigkeit von Druck und Temperatur angegeben werden:

$$log_{10}(\mu) = A \cdot p \cdot T^{3} + B \cdot p \cdot T^{2} + C \cdot p \cdot T + + D \cdot T^{5} + E \cdot T^{4} + F \cdot T^{3} + G \cdot T^{2} + H \cdot p^{2} + + I \cdot T + J \cdot p + K \quad .$$
(2.34)

Das vorliegende Polynom beruht auf Regressionsanalyse experimenteller Daten, welche für den in Russland und der Ukraine üblichen Treibstoff T-1 in einem Temperaturbereich von 200 K bis 500 K und zwischen 1 bar und 80 bar ermittelt wurden. Beide Ansätze zeigen eine geringe Druckabhängigkeit der Viskosität. Bei der Temperaturabhängigkeit ergeben sich im Bereich zwischen 273 K und 303 K Abweichungen von über 100 %. Da das Verhalten der Viskosität aber deutlich von der Zusammensetzung abhängt, wird für die folgenden Analysen der von Rachner vorgeschlagene Weg zur Berechnung verwendet.

Zur Abschätzung der Tröpfchengröße beim Strahlzerfall wird die Oberflächenspannung des flüssigen Kerosins benötigt.

Die Oberflächenspannung von Kerosin Jet A-1 gegen seinen Dampf gibt Rachner mit folgender Formel an:

$$\sigma(T) = 1,550388 \cdot 10^{-5} \cdot (684,26-T)^{1,222222} \quad . \tag{2.35}$$

Diese Formel berücksichtigt nicht das Vorhandensein eines zweiten, gasförmigen Stoffes, welcher bei steigendem Druck in der flüssigen Phase gelöst wird und die Oberflächenspannung absenkt. Bei der Betrachtung der verwendeten Einspritzelemente muss diese Tatsache nicht berücksichtigt werden. Die zur Beschreibung des Strahlzerfalls verwendete Weberzahl gemäß Gleichung (3.5) wird mit der Oberflächenspannung der Flüssigkeit direkt in der Ebene der Einspritzung und damit unter Ausschluss anderer Stoffe berechnet. Die Änderung der Oberflächenspannung durch den Kontakt mit Sauerstoff wird durch dessen Löslichkeit im Kerosin bestimmt. Da für die durchgeführten Experimente keine zuverlässigen Werte für die Temperatur des Kerosins im Einspritzquerschnitt vorliegen, wurde mit einer konstanten Oberflächenspannung von $23, 2 \cdot 10^{-3}$ N/m gerechnet.

3 Theorie der Flüssigkeitszerstäubung

Die Aufgabe von Einspritzelementen besteht - unabhängig von der konkreten Anwendung - in der Zerstäubung einer Flüssigkeit. Bei dieser Zerstäubung zerfällt die Flüssigkeit in kleine möglichst Tropfen. Im Fall der Raketenbrennkammer ist eine gute Zerstäubung die Voraussetzung für eine rasche Verdampfung und intensive Vermischung der Treibstoffe, welche wiederum für eine möglichst vollständige Verbrennung notwendig sind. Das Verständnis über die Mechanismen, die zur Bildung von Tropfen aus Flüssigkeitsstrahlen beitragen, wurde seit den ersten Überlegungen von Lord Rayleigh im Jahre 1878 stetig weiter entwickelt. Die im Folgenden beschriebenen Modelle charakterisieren den Strahlzerfall in Abhängigkeit von kinetischen Größen und der Oberflächenspannung der Flüssigkeit. Raketenmotoren arbeiten häufig bei überkritischen Betriebsbedingungen, bei denen die Oberflächenspannung gegen Null geht (siehe hierzu Kapitel 2.5.2). Einige Kennzahlen der Zerstäubung können dann nicht mehr berechnet werden. Der Strahlzerfall und die Mischung der Fluidströme wird jedoch wesentlich von der Turbulenz in der Scherschicht zwischen den zu mischenden Fluidströmen bestimmt, so dass die Betrachtung der Kennzahlen im einfachen Fall der Flüssigkeit auch aufschlussreich für das Verhalten bei überkritischen Betriebsbedingungen ist.

Dies ist auf dem Gebiet der Raketenantriebe nur bedingt zulässig, da die Oberflächenspannung einer Flüssigkeit mit dem Erreichen des kritischen Punktes gegen Null geht. Dennoch kann davon ausgegangen werden, dass qualitative Unterschiede verschiedener Injektoren sowohl im unter- als auch überkritischen Betrieb gelten.

3.1 Bildung und Zerfall von Tropfen

Ausgehend vom einfachsten Fall, in dem eine Flüssigkeit langsam aus einer Offnung mit dem Durchmesser d_0 austritt, kann das Zusammenspiel aus der Oberflächenspannung σ und Gravitationskraft, welches für die Bildung des Tropfens verantwortlich ist, erläutert werden. Aus dem Kräftegleichgewicht erhält man die Masse des Tropfens:

$$m = \frac{\pi \cdot d_0 \cdot \sigma}{g} \quad . \tag{3.1}$$

Der zugehörige Tröpfchendurchmesser kann berechnet werden mit

$$D = \left(\frac{6 \cdot d_0 \cdot \sigma}{\rho \cdot g}\right)^{1/3} \quad . \tag{3.2}$$

Der Zerfall von Flüssigkeitstropfen in einem sie umgebenden Gas wird durch das Gleichgewicht zwischen dem innerem Druck auf der Oberfläche des Tropfens p_I und der Summe aus dem der Oberflächenspannung zugeordneten Druck p_{σ} und dem aerodynamischen Druck p_A bestimmt. Es gilt der Zusammenhang

$$p_I = p_A + p_\sigma = const. \tag{3.3}$$

Hierbei wird p_{σ} bestimmt durch

$$p_{\sigma} = \frac{4 \cdot \sigma}{D} \quad . \tag{3.4}$$

Für einen gegebenen Wert von p_I ermöglicht also ein Anstieg des aerodynamischen Druckes größere Tropfendurchmesser. Ist jedoch der Druck p_A im Vergleich zum Druck p_{σ} sehr groß, kann eine Änderung von p_A nicht durch eine entsprechende Änderung in p_{σ} kompensiert werden. Der Tropfen kann in diesem Fall durch p_a so verformt werden, dass es zu einer deutlichen Verringerung von p_{σ} und in der Folge zum Zerfall des Tropfens kommt. Der Wert von p_{σ} der enstandenen Tropfen ist durch den geänderten Durchmesser entweder groß genug, dass Änderungen in p_A aufgenommen werden können und sich ein neues Gleichgewicht für p_I einstellt, oder aber es kommt zum weiteren Zerfall in noch feinere Tröpfchen.

Bei der Betrachtung von Einspritzelementen für Raketenmotoren spielt die Relativbewegung des Flüssigkeitstropfens und des ihn umgebenden Gases eine wichtige Rolle. Der Tropfenzerfall in einer Gasströmung wird durch die drei Größen dynamischer Druck, Oberflächenspannung und Reibungskraft bestimmt. Die Verformung von Füssigkeiten niedriger Viskosität wird durch das Zusammenspiel aus dem dynamischem Druck $p_{dyn} = 0, 5 \cdot \rho_{Gas} \cdot v_{rel}^2$ und den Kräften der Oberflächenspannung, welche proportional zu σ/D sind, bestimmt. Die dimensionslose Kennzahl, die das Zusammenspiel dieser beiden Faktoren beschreibt, ist die Weberzahl, die in ihrer Definition nach Mayer [19] und Lefebvre [20]als aerodynamische Weberzahl verwendet wird:

$$We = \frac{\rho_{Gas} \cdot v_{rel}^2 \cdot D}{\sigma} \quad . \tag{3.5}$$

Sie stellt das Verhältnis der deformierenden Trägheitskraft der Relativströmung zur stabilisierenden Oberflächenkraft des Tropfens dar. Mit steigender Weberzahl wächst der Einfluss der Kräfte, welche aufgrund des äußeren Druckes zur Deformierung des Tropfens beitragen, gegenüber den Kräften der Oberflächenspannung, welche die Kugelform des Tropfens erzeugen. Erreicht die vom Luftwiderstand erzeugte Kraft den gleichen Wert wie die Kraft aus der Oberflächenspannung, ist der Grenzfall für den Zerfall des Tropfens erreicht:

$$C_d \frac{\pi \cdot D^2}{4} \cdot 0, 5 \cdot \rho_{Gas} \cdot v_{rel}^2 = \pi \cdot D \cdot \sigma \quad . \tag{3.6}$$

Nach Umformung erhält man den Zusammenhang zur Beschreibung der so genannten kritischen Weberzahl, bei welcher der Tropfenzerfall beginnt:

$$We_{krit} = \left(\frac{\rho_{Gas}v_{rel}^2 D}{\sigma}\right)_{krit} = \frac{8}{C_d} \quad . \tag{3.7}$$

Da die Verwendung der Weberzahl den Einfluss der Viskosität des Fluids vernachlässigt, wurde von Hinze [21] eine Kennzahl eingeführt, die diesem Einfluss Rechnung trägt:

$$Z = \frac{\sqrt{We}}{Re} \quad . \tag{3.8}$$

Diese dimensionslose Kennzahl kann interpretiert werden als das Verhältnis der Kraft durch innere Viskosität zur Kraft der Oberflächenspannung an der Phasengrenze.

Eine weitere Kennzahl zur Beschreibung des Strahlzerfalls ist die *Ohnesorge-Zahl*. Sie beschreibt ähnlich wie die von Hinze vorgeschlagene Kennzahl die Auswirkung der Viskosität der Flüssigkeit auf die Verformung der Tropfen. Dabei berücksichtigt sie jedoch nicht die Dichte des den Tropfen umgebenden Gases. Die Formel zur Berechnung der Ohnesorge-Zahl lautet

$$Oh = \frac{\mu_{Fl}}{\sqrt{\rho_{Fl} \cdot \sigma \cdot D}} \quad . \tag{3.9}$$

3.2 Der Zerfall von Flüssigkeitsstrahlen

Bei der Einspritzung einer Flüssigkeit in eine Gasphase bildet sich bei geringen Einspritzgeschwindigkeiten zunächst ein Flüssigkeitsstrahl. Dieser bricht in große Tropfen auf, welche dann dem so genannten sekundären Strahlzerfall unterliegen. Im Folgenden soll untersucht werden, wie die Ausbildung und der anschließende Zerfall von Flüssigkeitsstrahlen beschrieben werden können.

Lord Rayleigh entwickelte eine Theorie des Zerfalls eines Flüssigkeitsstrahls, der eine Bohrung verlässt. Er nahm dabei folgende Vereinfachungen an:

- 1. Die Strömung der Flüssigkeit ist laminar.
- 2. Die Flüssigkeit hat keine Viskosität und ist somit unempfindlich gegenüber Einflüssen einer sie umgebenden Gasströmung.

Er wandte die Theorie kleiner Störungen auf den Strahlzerfall an und stellte fest, dass alle Störungen beziehungsweise Wellen, deren Wellenlänge größer als der Strahlumfang sind, anwachsen, wohingegen Störungen kleinerer Wellenlänge gedämpft werden. Gemäß seiner Theorie existiert eine optimale Wellenlänge λ_{opt} , bei der es am schnellsten zum Strahlzerfall kommt. Für diese leitete er folgende Abhängigkeit vom Durchmesser der Einspritzbohrung ab:

$$\lambda_{opt} = 4,51 \cdot d \quad . \tag{3.10}$$

Geht man davon aus, dass nach dem Abreißen eines Flüssigkeitszylinders der Länge λ_{opt} sich dieser aufgrund der Oberflächenspannung zu einer Kugel formt, kann deren Durchmesser bestimmt werden:

$$4,51 \cdot d \cdot \frac{\pi}{4} \cdot d^2 = \left(\frac{\pi}{6}\right) \cdot D \to D = 1,89 \cdot d \quad . \tag{3.11}$$

Weber wandte die Theorie von Rayleigh auf viskose Fluide an und erweiterte (3.11) um einen Term zur Berücksichtigung von Viskosität, Oberflächenspannung und Dichte der betrachteten Flüssigkeit:

$$\lambda_{opt} = \sqrt{2} \cdot \pi \cdot d \cdot \sqrt{\left(1 + \frac{3 \cdot \mu_{liq}}{\sqrt{\rho_{liq} \cdot \sigma \cdot d}}\right)} \quad . \tag{3.12}$$

Weber untersuchte auch den Einfluss, welchen die Relativgeschwindigkeit des umgebenden Gases auf die intakte Strahllänge hat und postulierte, dass hohe Relativgeschwindigkeiten den Strahlzerfall beschleunigen. Ohnesorge entwickelte ein System dimensionsloser Kennzahlen, um die verschiedenen Zerfallsmechanismen von Flüssigkeitsstrahlen in Abhängigkeit vom Ausmaß des Einflusses von Schwerkraft, Trägheit, Oberflächenspannung und Reibungseffekten zu klassifizieren. Er prägte den Begriff der bereits eingeführten Ohnesorge-Zahl (3.9) und zeigte, dass die verschiedenen Zerfallsmechanismen in einem Diagramm, in dem Ohnesorge-Zahl und Reynoldszahl aufgetragen sind, drei Bereichen zuzuordnen sind. So geschieht der Strahlzerfall bei niedrigen Reynoldszahlen gemäß den von Rayleigh postulierten Zusammenhängen. Beim Übergang auf höhere Reynoldszahlen wird der Strahlzerfall durch Schwingungen relativ zur Strahlachse hervorgerufen. Eine direkte Abhängigkeit der Schwingungsamplitude vom Luftwiderstand ist festzustellen. Bei großen Reynoldszahlen schließlich ist die Zerstäubung bereits kurz nach dem Austritt aus der Öffnung abgeschlossen.

Reitz entwickelte das von Ohnesorge erstellte Diagramm weiter und unterteile die dominierenden Zerfallsmechanismen in vier Bereiche:

1. Rayleigh-Strahlzerfall

Die Oberflächenspannung ruft achsensymmetrische Schwankungen der Strahloberfläche hervor, welche bis zum Strahlzerfall anwachsen. Die Durchmesser der entstehenden Tröpfchen sind größer als der Strahldurchmesser.

2. First wind-induced jet breakup

Die Entstehung der Schwingungen durch die Oberflächenspannung wird durch die Relativgeschwindigkeit zwischen Gas und Flüssigkeitsstrahl verstärkt. Der Geschwindigkeitsgradient im Inneren des Strahls beschleunigt den Zerfall. Nach wie vor geschieht der Strahlzerfall in einer Entfernung von der Düse, die ein Vielfaches des Austrittsdurchmessers beträgt. Der Durchmesser der entstehenden Tropfen entspricht etwa dem Bohrungsdurchmesser.

3. Second wind-induced jet breakup

Die unterschiedlichen Geschwindigkeiten von Gas und Flüssigkeit führen zur Entstehung von kurzwelligen Oberflächenwellen, welche zum Strahlzerfall führen, obwohl die Oberflächenspannung stabilisierend wirkt. Die Lage des Strahlzerfalls liegt näher an der Düse, jedoch immer noch einige Bohrungsdurchmesser stromab. Der durchschnittliche Durchmesser der Tropfen ist wesentlich kleiner als der Bohrungsdurchmesser.

4. Zerstäubung

Bereits beim Austritt des Flüssigkeitsstrahls aus der Bohrung kommt es zu



Abb. 3.1: Das von Reitz weiterentwickelte Diagramm zu Zerfallsmechanismen in Abhängigkeit von Ohnesorge-Zahl und Reynolds-Zahl (nach [20])

dessen vollständigen Zusammenbruch. Es entsteht ein sehr feiner Sprühnebel, dessen Tröpfchendurchmesser wesentlich kleiner sind als der Bohrungsdurchmesser. Dieser - für Raketentriebwerke wichtigste - Zerfallsmechanismus ist seiner Art nach chaotisch geprägt und immer noch am wenigsten erforscht.

Das Diagramm ist in Abbildung 3.1 wiedergegeben.

Das von Reitz entwickelte Modell hilft bei der Beurteilung von Einspritzelementen, weil für unterkritische Einspritzbedingungen die Qualität des Sprays beurteilt werden kann. Lefebvre [20] geht in seinen Ausführungen detailliert auf den Einfluss verschiedener Störgrößen auf die Zerfallslänge von Strahlen ein. So stellt er zum Beispiel fest, dass die Zerfallslänge mit der Strahlgeschwindigkeit bis zum Beginn der Transition von laminarer zu turbulenter Strömung zunimmt, um dann bei Beginn einer voll ausgebildeten turbulenten Strömung ein lokales Minimum zu erreichen. Wird die Strahlgeschwindigkeit weiter gesteigert, nimmt die intakte Strahllänge noch einmal bis zu einem zweiten lokalen Maximum zu, um dann in dem Bereich der Zerstäubung gegen ein Minimum zu konvergieren.

Den Einfluss des Umgebungsdruckes sowie des Verhältnisses von Bohrungslänge zu Durchmesser L_0/d_0 auf die Zerfallslänge hat Hiroyasu [22] untersucht. Während der Einfluss des Verhältnisses L_0/d_0 nicht eindeutig ist, zeigt die Untersuchung unterschiedlicher Umgebungsdrücke, dass die Zerfallslänge mit wachsendem Gegendruck sinkt. Die Untersuchungen wurden mit Wasser bis zu einem Gegendruck von 40 bar durchgeführt.

3.3 Hydraulisches Verhalten von Einspritzelementen - der Durchflusskoeffizient

Im Allgemeinen wird das Verhalten von Einspritzelementen nicht nur durch die Qualität des entstehenden Sprühnebels beschrieben. Von Bedeutung ist zum Beispiel ebenso das Verhalten des Druckverlustes bei der Durchströmung oder ein eventuell stattfindender Phasenübergang.

Für die Auslegung von Injektoren für einen bestimmten Anwendungsfall spielt der Durchflusskoeffizient eine wichtige Rolle. Er setzt den Massenstrom durch den Injektor mit dem auftretenden Druckverlust und der Querschnittsfläche des Fluids in Beziehung. Die Berechnung erfolgt mit Hilfe der Bernoulli- und Kontinuitätsgleichung. Bei der Annahme eines inkompressiblen Mediums, welches aus einem unendlich großen Reservoir mit dem Druck p_1 gegen den Druck p_2 ausströmt, erhält man für die Bernoulligleichung:

$$p_1 = p_2 + \frac{\rho}{2}c_2^2 \quad . \tag{3.13}$$

Diese lässt sich mit der Kontinuitätsgleichung

$$\dot{m} = \rho \cdot c \cdot A \tag{3.14}$$

umformen zu

$$\dot{m} = A \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot (p_1 - p_2)} \quad . \tag{3.15}$$

In der Realität treten durch Wandreibung und Strömungsumlenkung zusätzliche Druckverluste auf, welche zu einer Verringerung des durchgesetzten Massenstromes führen. Diese werden im Durchflusskoeffizienten zusammengefasst:

$$c_D = \frac{\dot{m}}{A \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta p}} \quad . \tag{3.16}$$

Der c_D -Wert liegt in einem Intervall von 0 bis 1. Die untere Grenze stellt einen unendlich hohen Druckverlust oder eine unendlich kleine Querschnittsfläche dar, welche keinen Durchfluss zulassen. Der obere Wert von 1 wird in der Realität ebenso wenig erreicht, da wie erwähnt stets Reibungs- und Umlenkungsverluste auftreten.

Der Durchflusskoeffizient c_D wird von mehreren Faktoren beeinflusst. Sie werden im Folgenden am Beispiel einer einfachen Lochdüse näher betrachtet [20].

Reynoldszahl

Innerhalb des laminaren Strömungsbereiches steigt der Durchflusskoeffizient nahezu linear mit der Reynoldszahl an. Bei einem weiteren Anwachsen der Reynoldszahl erreicht der c_D -Wert zunächst ein Maximum, um dann zu einem konstanten Grenzwert hin abzusinken. Dieser Zusammenhang ist beispielhaft in einem Diagramm von Lefebvre in Abbildung 3.2 dargestellt.



Abb. 3.2: Zur Abhängigkeit des Durchflusskoeffizienten von der Reynolds-Zahl [20]

Längen-Durchmesser-Verhältnis

Die Auswirkung einer Änderung der relativen Bohrungslänge l/D wurde in umfangreichen Studien untersucht [20]. In turbulenten Strömungen wächst der Durchflusskoeffizient mit zunehmendem l/D zunächst an, da der Beitrag der Kontraktion am Eintritt in den Kanal zum gesamten Druckverlust zurückgeht und die Wandreibungsverluste mit zunehmender Kanallänge an Bedeutung gewinnen (siehe Abbildung . Ein Maximum des Durchflusskoeffizienten kann für ein Verhältnis von l/D = 2 erwartet werden. Danach sinkt der Wert aufgrund zunehmender Wandreibungseinflüsse wieder ab.

Vordruck

Laut Lefebvre hat eine Steigerung des Vordruckes nur geringe Auswirkung auf den Durchflusskoeffizienten. Für die Einspritzung von Diesel gegen moderaten Gegendruck bei einem Verhältnis von l/D von drei ist für eine Steigerung des Vordruckes um 500% die Zunahme des c_D -Wertes um 2,2% dokumentiert [20]. Bei größeren Werten von l/D überwiegt die Zunahme der Reibungsverluste und der Koeffizient sinkt bei Steigerung des Vordruckes.

Gegendruck

Der Einfluss des Gegendruckes ist von Lefebvre für Drücke bis 40 bar wiedergegeben (siehe Abbildung 3.3). Es ist festzustellen, dass das Maximum des Durchflusskoeffizienten bei steigendem Gegendruck zu höheren Reynoldszahlen hin verschoben wird. Um die Bestimmung von Durchflusskoeffizienten in Spraytests exakt durchzuführen, genügt es deswegen nicht, diese bei Umgebungsdruck und gleicher Reynoldszahl durchzuführen. Die Untersuchungen müssen immer auch bei vergleichbaren Gegendrücken durchgeführt werden. Eine Hysterese, wie sie bei der Einspritzung gegen Umgebungsdruck beobachtet wurde, ist für höhere Drücke nicht dokumentiert. Erklärungsansätze für das Verhalten sind nicht gegeben.



Abb. 3.3: Zur Abhängigkeit des Durchflusskoeffizienten vom Gegendruck [20]

Einlaufgestaltung

Die Auswirkung der Einlaufgeometrie wurde auch für Raketenmotoren intensiv untersucht und ist hinreichend bekannt [38]. An dieser Stelle sei als Beispiel festgehalten, dass eine Verrundung des Bohrungseintrittes mit einem Radius von etwa $0, 3 \cdot D$ eine Steigerung des Durchflusskoeffizienten von 0,85 zu Werten um 1,0 zulässt. Gleichzeitig ist der c_D-Wert bei gerundetem Einlauf weniger starken Streuungen unterworfen.

Kavitation

Unterschreitet der lokale statische Druck des Fluids an einer Stelle des Einspritzelementes den Dampfdruck, kommt es zu Kavitation. Es bilden sich Gasblasen verdampften Fluids, die kollabieren, sobald das Medium in einen Bereich höheren statischen Druckes gelangt. Bei Einspritzelementen kommt es vor allem am Eintritt in den Injektor zu Kavitation, weil die Strömung hier ihn der Regel eine starke Umlenkung erfährt und der statische Druck bei der auftretenden hohen Beschleunigung der Strömung weit absinkt. Die Ausbildung des Kavitationsgebietes wird von den Betriebsbedingungen und der Geometrie des Einspritzelementes beeinflusst und ist durch instationäres Verhalten beeinflusst [23]. Das Auftreten von Kavitation wird bei modernen Dieseleinspritzsystemen genutzt, um die Qualität des Sprühnebels zu verbessern [24]. Dies ist unter anderem darauf zurückzuführen, dass der der Flüssigkeit zur Verfügung stehende Strömungsquerschnitt durch die auftretende Gasphase verringert wird und die Strömungsgeschwindigkeit in der Folge ansteigt [25]. Ein weiterer Effekt der Kavitation auf die Aufbereitung des Sprühnebels ist die Störung des Geschwindigkeitsprofils, welche durch das instationäre Verhalten der Dampfblasen hervorgerufen wird. Beide Effekte der Kavitation verbessern die Sprayaufbereitung und werden deshalb für Dieseleinspritzsysteme intensiv diskutiert. Dumont et al. geben einen umfassenden Stand der Forschung auf dem Gebiet der Kavitation in Einspritzsystemen wieder [26]. Für den Betrieb von Injektoren in Raketenbrennkammern ist die Betrachtung von Kavitation nicht nur wegen der zu erwartenden Verbesserung der Gemischaufbereitung von Interesse. Hier ist zu bedenken, dass die Druckfluktuationen, welche


Abb. 3.4: Kavitation am Eintritt in einen Druckzerstäuber [23]

von der Kavitation hervorgerufen werden, einen direkten Einfluss auf die kontinuierlich ablaufende Verbrennung haben. Ebenso ist zu berücksichtigen, in welchem Betriebsbereich des Injektors Kavitation auftritt. Findet der Umschlag von kavitierender in nicht kavitierende Strömung während des Betriebes statt, kann die drastische Änderung des Druckverlustes zu unerwünschten Effekten auf die Verbrennung bis hin zur Instabilität führen.

Zur Beschreibung der Kavitation von Flüssigkeiten niedrigen Dampfdrucks wird üblicherweise die Definition der Kavitationszahl verwendet, wie sie von Lefebvre [20] wiedergegeben wird:

$$C_n = \frac{p_1 - p_2}{p_2} = \frac{\text{Druckverlust}}{\text{Gegendruck}} \quad . \tag{3.17}$$

Diese Formulierung berücksichtigt nicht den Einfluss des Dampfdrucks, welcher üblicherweise im Nenner als Subtrahend der Differenz von Gegendruck und Dampfdruck in die Gleichung eingeht. Bei der Verwendung von Kerosin wird der Dampfdruck p_{sat} vernachlässigt, da er mit einem Wert von 0,00209 bar bei Raumtemperatur [11] sehr klein gegenüber den auftretenden Drücken ist und nicht ins Gewicht fällt. Typisch für den Einfluss der Kavitation auf den Betrieb von Einspritzelementen ist neben der Verringerung des Durchflusskoeffizienten die Tatsache, dass im Bereich des Übergangs zwischen einphasiger und kavitierender Strömung ein instabiles Verhalten zu beobachten ist und ein plötzlicher Umschlag der Strömung zu einem drastischen Wechsel des Durchflusskoeffizienten führen kann.

3.4 Spraycharakterisierung

Um verschiedene Zerstäuber oder deren variierende Betriebsbedingungen miteinander vergleichen zu können, bietet es sich an, die Größe und die Verteilung der entstehenden Tropfen und Tröpfchen quantitativ zu erfassen. Da die Zerstäubung wie bereits erwähnt ein chaotischer Vorgang ist, bei dem deterministische Rechenverfahren nicht greifen, wird oft die Häufigkeit der auftretenden Tröpfchendurchmesser zum Vergleich herangezogen. Es gibt mehrere Möglichkeiten, die Tröpfchenverteilung mathematisch zu beschreiben.

Die einfachste Methode, Größenverteilungen zu beschreiben, stellen Histogramme



Abb. 3.5: Zur Abhängigkeit des Durchflusskoeffizienten von der Kavitationszahl [20]

dar. Auf der Abszisse werden hier äquidistante Intervalle von Tröpfchendurchmessern aufgetragen. Auf der Ordinate wird dann die Anzahl der Tropfen, welche dem jeweiligen Intervall zuzuordnen sind, oder relative Größen wie der Volumenanteil bezogen auf das Gesamtvolumen $\Delta Q/Q$ oder bezogen auf das Durchmesserintervall $\Delta Q/\Delta D$ vermerkt. Die entstehende Treppenfunktion geht beim Wechsel von finiten Differenzen von ΔD zu differentiellen Elementen dD in eine Funktion $f(D^a)$ über. Diese Funktion wird auch als Frequenzverteilung bezeichnet. Man erhält die so genannte kumulative Verteilung, wenn man die Frequenzfunktion integriert.

Bei der Betrachtung der gängigsten Formulierungen zur Vorhersage der Frequenzverteilung ist zu bedenken, dass gerade im Bereich der Zerstäubung kaum analytische Ansätze existieren, die die Physik des Strahlzerfalls wiedergeben. Häufiger werden experimentelle Daten verwendet, um empirische Formelzusammenhänge herzuleiten. Ein Beispiel hierfür sind die Formulierung von *Nukiyama und Tanasawa* [27] sowie die *Rosin-Rammler-Verteilung* [28]. Die ursprüngliche Formulierung von Rosin und Rammler

$$1 - Q = e^{-\left(\frac{D}{X}\right)^{q}} , \qquad (3.18)$$

in welcher Q den Anteil, welchen Tropfen mit einem Durchmesser kleiner als D am gesamten Sprayvolumen haben, und X und q empirische Konstanten bezeichnen, wurde von Rizk und Lefebvre [29] für die Anwendung auf Druck-Drall-Zerstäuber erweitert:

$$1 - Q = e^{-\left(\frac{\ln D}{\ln X}\right)^{q}} \quad . \tag{3.19}$$

Sowohl für die qualitative Beschreibung eines Sprühnebels als auch für die Berechnung von Wärmeübergangs- und Verdampfungsvorgängen spielt der Durchmesser der Tröpfchen eine entscheidende Rolle. Abhängig von der Aufgabenstellung wurde deswegen eine Vielzahl von Vergleichsdurchmessern entwickelt. Alle folgen dem mathematischen Zusammenhang

$$D_{ab} = \left[\frac{\sum N_i \cdot D_i^a}{\sum N_i \cdot D_i^b}\right]^{\frac{1}{a-b}} \quad . \tag{3.20}$$

Für die Betrachtung von Einspritz- und Verbrennungsvorgängen wird dabei häufig der so genannte Sauter Mean Diameter (SMD) verwendet:

$$D_{32} = \frac{\sum N_i \cdot D_i^3}{\sum N_i \cdot D_i^2} \quad . \tag{3.21}$$

Der SMD beschriebt den Durchmesser eines Tropfens, der das gleiche Verhältnis von Volumen zu Oberfläche aufweist wie das gesamte Spray. Allen Vergleichsdurchmessern ist gemein, dass sie die Größenverteilung eines Sprays nicht vollständig beschreiben können, sondern immer nur einzelne Aspekte analysieren. So ist es offensichtlich, dass zwei Sprays, die den gleichen SMD-Wert haben, nicht notwendigerweise die gleiche Verteilung an Tröpfchengrößen aufweisen. Um den Stand der Forschung auf dem Gebiet der Raketen-Einspritzelemente zu verstehen, genügt es jedoch, mit den eingeführten Begriffen vertraut zu sein ohne tiefer auf mathematische Zusammenhänge einzugehen.

3.5 Überkritische Einspritzung



Abb. 3.6: Einspritzung von flüssigem Stickstoff bei verschiedenen Gegendrücken [34]

Eine Reihe von Studien befasst sich mit dem Phänomen der überkritischen Einspritzung. Beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt in Lampoldshausen wurden umfangreiche experimentelle und theoretische Studien mit dem Ziel durchgeführt, die Prozesse, welche für die Gemischbildung bei überkritischer Einspritzung ablaufen, besser verstehen und vorhersagen zu können ([30]-[32]). Ähnliche Experimente wurden von Chehroudi et al. [34], [35] durchgeführt. Hier wurde festgestellt, dass mit dem Erreichen des kritischen Druckes das Verhalten des Flüssigkeitsstrahls vom typischen Tröpfchenzerfall zu dem eines turbulenten Gasstrahls wechselt. Die Vermischung der beiden Fluide wird nicht mehr durch den Zerfall und das Verdampfen des Flüssigkeitsstrahls dominiert, sondern zeigt Ähnlichkeiten mit der Vermischung zweier turbulenter koaxialer Gasstrahlen. Chehroudi et al. haben darüber hinaus ein Modell für die Aufweitung des Flüssigkeitsstrahls für das Übergangsgebiet zwischen dem unterkritischen Fall der klassischen Zerstäubung und dem überkritischen Fall der turbulenten Vermischung entwickelt. Diese berücksichtigt jedoch noch nicht die Wärmezufuhr, welche im realen Anwendungsfall der Raketenbrennkammer hinzukommt.

Abbildung 3.6 zeigt die charakteristische Änderung der Spraymorphologie, die beim Überschreiten des kritischen Drucks festzustellen ist. Die Versuche wurden von Chehroudi et al. ([34]) mit flüssigem Stickstoff in Stickstoffatmosphäre durchgeführt. In der oberen Reihe sind Aufnahmen des Sprays für verschiedene Gegendrücke dargestellt. Der Gegendruck wurde zur Darstellung mit dem kritischen Druck des Stickstoffs normiert. Die untere Reihe zeigt vergrößerte Bildausschnitte, welche die Änderung der Spraymorphologie verdeutlichen.

4 Einspritzelemente für Raketentriebwerke

Wie bereits erwähnt, stellt das Einspritzsystem in Raketentriebwerken einen wesentlichen Bestandteil des Antriebssystems dar. Weil die Gestaltung der Injektoren nicht nur die Wirtschaftlichkeit, sondern auch den sicheren Betrieb von Raketenmotoren entscheidend beeinflusst, wurden schon früh umfangreiche Untersuchungen zum Einfluss verschiedener Größen auf die Leistung von Einspritzsystemen veröffentlicht. Ein Standardwerk hierzu wurde im Jahr 1976 von der National Aeronautics and Space Administration (NASA) der USA veröffentlicht [38]. Hier sind nicht nur die gängigen Einspritzelemente beschrieben, sondern auch Hinweise zur konstruktiven Gestaltung von Einspritzköpfen und Sammelräumen wiedergegeben. Bevor tiefer auf die verschiedenen Einspritzkonzepte eingegangen wird, soll ein Überblick über die Randbedingungen gegeben werden, welche die Konstruktion eines Injektors berücksichtigen muss.

4.1 Randbedingungen für die Wahl des Einspritzsystems

Die Wahl des geeigneten Injektors wird durch eine Vielzahl von Größen beeinflusst.

Die Treibstoffkombination

Bei der Entwicklung eines neuen Antriebs muss zunächst die Treibstoffkombination festgelegt werden, mit welcher der Raketenmotor betrieben werden soll. Die Wahl von Oxidator und Brennstoff beeinflusst über die Stoffeigenschaften wie Dichte, Oberflächenspannung und kritischem Punkt die Geometrie des Injektors. Als Oxidator wird in den meisten Fällen Sauerstoff O₂ oder Distickstofftetroxid N₂O₄ verwendet. Jedoch sind auch andere chemische Verbindungen denkbar. Für die Wahl des Brennstoffes stehen unter anderem Wasserstoff H₂, Monomethylhydrazin (CH₃NH₃) oder Kohlenwasserstoffe wie Propan C₃H₈, Methan CH₄ oder Kerosin zur Verfügung.

Der Triebwerkszyklus

Ein weiterer Faktor, der die Dimensionierung der Injektoren beeinflusst, ist der Triebwerkszyklus, in dem die Einspritzelemente zum Einsatz kommen sollen. Bei Nebenstromtriebwerken erfolgt die Einspritzung von Brennstoff und Oxidator in der Regel in der flüssigen Phase, so zum Beispiel bei $\rm MMH/N_2O_4$ oder LOX/Kerosin. Bei Hauptstromverfahren dagegen ist eine der Komponenten gasförmig: Verdampfter Wasserstoff im Expander-Cycle oder oxidatorreiches Abgas

im so genannten "staged combustion cycle". Gasförmiger Wasserstoff tritt auch in Nebenstromtriebwerken auf, wenn dieser zuvor die Kühlkanäle der Regenerativkühlung passiert hat.

Zuverlässiger und stabiler Betrieb

Der Druckverlust, der bei der Durchströmung des Injektors entsteht, muss nicht nur für die akustische Entkopplung des Zuleitungssystems von der Brennkammer sorgen, sondern auch an die Randbedingungen, die vom Druck in der Brennkammer und hinter den Turbinen oder Pumpen vorgegeben werden, angepasst sein. Ferner sollte das Druckverlustverhalten in einem weiten Bereich konstant sein, um das Androsseln des Triebwerks ohne eine zu starke Verschiebung des Mischungsverhältnisses zu ermöglichen. Hierbei können insbesondere Kavitationsvorgänge zum Tragen kommen.

Qualität der Treibstoffaufbereitung und Energieumsetzung

Der Injektor soll nicht nur für die bestmögliche Treibstoffaufbereitung und hohen Verbrennungswirkungsgrad sorgen. Die Wärmefreisetzung soll so in der Brennkammer verteilt sein, dass die Thermalbelastung der Brennkammerwand möglichst gering ausfällt und Verbrennungsschwingungen nicht durch zu große Konzentration der Energiefreisetzung auf kleinem Raum begünstigt werden.

4.2 Parallel-Einspritzung (Shower Head)



Abb. 4.1: Schema des Showerhead Injektors

Die einfachste Methode der Treibstoffeinspritzung ist die Parallel-Einspritzung. Bei dieser Methode, die üblicherweise auch als Showerhead-Injection bezeichnet wird, werden die Treibstoffpartner parallel zueinander durch separate Bohrungen in die Kammer eingedüst. Die Bohrungsachsen stehen dabei senkrecht auf der Einspritzkopfplatte, die Vermischung der beiden Reaktionspartner erfolgt nur durch Turbulenz und Diffusion. Die Auslegung von Parallel-Injektoren ist vergleichsweise einfach. Die Druckverluste werden durch das Kontraktionsverhältnis der Bohrung und den durchzusetzenden Massenstrom bestimmt. Die Güte der Gemischaufbereitung kann in der Regel direkt durch die in Kapitel 3 vorgestellten Kennzahlen beschrieben werden.

Die Vorteile des Showerhead-Prinzips sind die einfache Fertigung und gute Skalierbarkeit für Triebwerke unterschiedlicher Leistungsklassen. Außerdem eignet sich dieses Konzept gut für die Einbringung eines Kühlfilmes an der Brennkammerwand. Nachteile sind die schon erwähnte schlechte Vermischung der beiden Treibstoffpartner, welche zu geringen Verbrennungswirkungsgraden führt, sowie die hohe Sensitivität gegenüber Fertigungstoleranzen. Ausgeführte Beispiele von Parallel-Injektoren finden sich im Antrieb der Pioneer-Sonden und im Raketenmotor des Experimentalflugzeuges X-15. Sie wurden in den sechziger Jahren des vergangenen Jahrhunderts intensiv untersucht [41]. Da die Weiterentwicklung der Fertigungsmethoden durch Elektronenstrahl- und Laser-Bohren neue Möglichkeiten in Bezug auf minimale Durchmesser und Fertigungstoleranzen bietet, wurde von EADS Space Transportation und dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt ein Showerhead-Injektor für hypergole Treibstoffe entwickelt [42].

4.3 Prall-Einspritzung

Bei der Prall-Einspritzung wird die Zerstäubung der flüssigen Treibstoffe durch das gezielte Aufeinanderprallen zweier Flüssigkeitsstrahlen oder -fächer gegenüber der Parallel-Einspritzung deutlich verbessert.

4.3.1 Jet Impingement

Beim Jet-Impingement werden die Treibstoffstrahlen, die beim Showerhead-Prinzip senkrecht aus dem Einspritzkopf austreten, schräg in die Brennkammer eingespritzt, so dass sich die Flüssigkeitsstrahlen treffen und es durch deren Zusammenprall zur Bildung von Tröpfchen kommt. Treffen einer oder mehrere Oxidator-Strahlen mit einem oder mehreren Brennstoff-Strahlen zusammen, spricht man von "unlike Impingement". Beim so genannten "like on like Impingement" treffen dagegen nur Oxidatorstrahlen oder nur Brennstoffstrahlen aufeinander (siehe Abbildung 4.2). Pralleinspritzung eignet sich in erster Linie für flüssige Treibstoffkomponenten, es wurden aber auch Prall-Injektoren für gasförmige Treibstoffe getestet [43].



Abb. 4.2: Schema eines Like-on-like Impingement Injektors

Bei der Entwicklung der Raketenantriebe in den USA spielten Impingement-Injektoren eine große Rolle. So wurden Like-Doublet-Elemente, bei denen je zwei Strahlen von Oxidator oder Brennstoff zusammentreffen in folgenden Trägern oder Motoren eingesetzt: Gemini (1. Stufe), Titan 1 und Titan 2 (jeweils erste Stufe), Redstone, Jupiter, Thor, Atlas sowie den Antrieben der Saturn-Träger H-1 und F-1. Unlike-doublet Elemente, bei denen jeweils ein Oxidator- und ein Brennstoffstrahl zusammentreffen, wurden vor allem für hypergole Treibstoffkombinationen entwickelt und gebaut. Anwendungsbeispiele sind der Aufstiegsmotor des Lunar Exploration Module oder die Träger der Delta-Familie. Beim Unlike-Impingement-Element findet durch den Impulsaustausch eine intensive Vermischung der beiden Treibstoffkomponenten statt und die Reaktionszone liegt folglich sehr nahe an der Einspritzkopfplatte. Dies in Verbindung mit dem Effekt des "Blow apart", mit dem die Tatsache beschrieben wird, dass ein Anteil der Treibstoffpartner nach dem Zusammenprall entgegen der Einspritzrichtung zum Einspritzkopf hin reflektiert wird und hier zur Reaktion kommt, führt zu hohen thermischen Belastungen der Einspritzkopfplatte. Eine Reihe von experimentellen Untersuchungen wurde mit dem Ziel durchgeführt, zuverlässige Auslegungskriterien für Impingement-Elemente zur Verfügung zu stellen. Eine im Rahmen dieser Auslegungskriterien vorgestellten Gleichungen ist auch für die Einspritzung zweier Flüssigkeitsstrahlen in einen zentralen Gasstrahl anwendbar und beschreibt den optimalen Einspritzwinkel in Abhängigkeit von Bohrungsdurchmesser d, Einspritzgeschwindigkeit v und Dichte ρ der beteiligten Fluide:

$$\cos(90 \deg -\theta) = 0, 2 \cdot \frac{v_g}{v_{fl}} \cdot \frac{d_g}{d_{fl}} \cdot \sqrt{\frac{\rho_g}{\rho_{fl}}} \quad . \tag{4.1}$$

Alle in [38] erwähnten Methoden und Gleichungen zur Auslegung von Prallelementen haben dabei stark empirischen Charakter. Ähnlich wie bei der Flüssigkeitszerstäubung durch Einspritzung aus einer Bohrung, wie sie in Kapitel 3 beschrieben worden ist, lässt sich das Zerstäubungsverhalten auch für Impingement-Elemente in verschiedene Bereiche einteilen. Die Zerstäubung geschieht jedoch immer durch den dissipativen Impulsaustausch, welchen die Treibstoffstrahlen im Prallpunkt erfahren. Hier kommt es aufgrund der starken Verzögerung der beiden Strahlen zu einem massiven Anstieg des statischen Druckes bis zum Totaldruck. Die Flüssigkeit wird durch diesen Druck aus dem Staupunkt heraus beschleunigt und es bilden sich fächerartige Strukturen [39]. Es lassen sich vier verschiedene Zerfallstopologien unterscheiden (siehe Abbildung 4.3):

- "closed rim" (Abb. 4.3 A): Der nach dem Aufprall entstehende Fächer kontrahiert aufgrund der Oberflächenspannung wieder zu einer zylindrischen Strömung.
- "periodic drop" (Abb. 4.3 B): Nach dem Aufprall entsteht ein Sheet, von dessen Rand durch Oberflächenwellen Tropfen ablösen.
- "open rim" (Abb. 4.3 C): Das nach dem Aufprall entstehende Sheet entwickelt Oberflächenwellen; an seinem Rand lösen Bänder und Tropfen ab.
- "fully developed" (Abb. 4.3 D, E): Vom Prallpunkt ausgehend bilden sich Wellen von Tropfen, die mit zunehmender Entfernung sekundären Zerfallsprozessen unterliegen und das Spray bilden.

In der jüngeren Vergangenheit wurden wiederholt Untersuchungen veröffentlicht, die sich mit der Charakterisierung von Impingement-Injektoren im Hinblick auf Verbrennungswirkungsgrad und Stabilitätsverhalten beschäftigen. Muss et al. [45] untersuchten eine Reihe von Konfigurationen für die Verwendung von flüssigem Sauerstoff mit Kerosin, Propan oder Methan und widmeten sich neben der



Abb. 4.3: Zerfallsbilder eines LOL-Doublet Injektors (aus [40])

Analyse des Verbrennungswirkungsgrades und dem Stabilitätsverhalten auch der Übertragbarkeit von Subscale-Tests auf Triebwerke im vollen Maßstab. Im Rahmen des Fastrac-Programms, das am NASA Marshall Space Flight Center mit dem Ziel durchgeführt wurde, neue leistungsstarke Triebwerke kostengünstiger und zuverlässiger zu machen, wurde in den Jahren 1999 und 2000 ein 60 klb-Triebwerk getestet [46]. Es verfügt über 176 like-on-like Injektoren. Eine weitere Untersuchung von Impingement-Konfigurationen für verschiedene Kohlenwasserstoffe wurden am NASA Lewis Research Center durchgeführt [47].

4.3.2 Sheet Impingement

Werden bei der Pralleinspritzung nicht einzelne Treibstoffstrahlen, sondern Flüssigkeitsfilme zur Interaktion gebracht, spricht man vom "Sheet Impingement". Grundlegende Zusammenhänge wurden 1967 von Riebling [48] eingehend untersucht. Das Konstruktionsprinzip beruht auf der Tatsache, dass ein Flüssigkeitsstrahl, der auf eine konkave Zylinderoberfläche aufgebracht wird, einen dünnen Flüssigkeitsfilm ausbildet. Interessant ist diese Methode der Flüssigkeitsaufbereitung in erster Linie für die Einbringung eines Kühlfilmes an der Brennkammerwand. Aber auch für flüssige Treibstoffkombinationen ergeben sich Vorteile gegenüber dem Jet Impingement, da der Flüssigkeitsfilm beim Zerfall wesentlich feinere Tröpfchen erzeugt als der aus der entsprechenden Bohrung austretende Strahl. Außerdem ist dieser Injektortyp weniger sensitiv gegenüber den negativen Auswirkungen von Fertigungstroleranzen auf die Qualität der Vermischung. Es ist jedoch keine praktische Anwendung dieses Injektortyps bekannt.

4.4 Pintle-Injektoren

Eine weitere Variante, die große Ähnlichkeit mit Prall-Injektoren aufweist, ist das Pintle-Element. Bei diesem werden Brennstoff und Oxidator durch zwei konzentrische Ringkanäle geleitet. Der innenliegende Oxidatormassenstrom wird jedoch am Austritt aus dem Element umgelenkt, so dass er mit dem Brennstoffmassenstrom zusammentrifft. Der Vorteil dieser Bauweise liegt in der einfachen Herstellung



Abb. 4.4: Schema eines Pintle-Injektors

und den großen Massenströmen, die realisiert werden können. Außerdem ist das Triebwerk bei der Verwendung dieser Injektoren gut drosselbar. Nachteilig ist die ungünstige Belastung der Brennkammerwand durch die Verbrennung, wenn dieser Injektor in Wandnähe zum Einsatz kommt. Ein Injektor dieses Typs wurde für die Treibstoffkombination N_2O_4/N_2H_4 entwickelt und getestet [49]. Pintle-Injektoren wurden erfolgreich beim Motor der Apollo-Mondlandefähre benutzt. Im Jahr 2000 testete die Firma TRW das 2,9 MN Schub liefernde LOX/LH2-Triebwerk TR-106. In ihm wurden die Pintle-Injektoren erfolgreich in einem Triebwerk der oberen Leistungsklasse eingesetzt.

4.5 Koaxial-Elemente

Am weitesten verbreitet für die Einspritzung von flüssig/gasförmigen Treibstoffkombinationen in Raketenbrennkammern ist das Koaxial-Element. Meist wird, um die Brennkammerwand vor Angriff durch heißes, oxidatorreiches Gas zu schützen, der Oxidator durch den zentralen Kanal eingespritzt. Im ihn umgebenden Ringkanal wird der Brennstoff in die Brennkammer eingespritzt (siehe Abbildung 4.5). Bei der Treibstoffkombination LOX/LH2 führt das dazu, dass der Sauerstoff, welcher flüssig eingespritzt wird, durch einen klein dimensionierten Zentralkanal geführt wird, während der bereits gasförmig beziehungsweise überkritisch vorliegende Wasserstoff durch den äußeren Ringkanal geleitet wird.



Abb. 4.5: Schema eines Koaxial-Injektors

Um die Gemischaufbereitung zu verbessern, wird in einigen Konstruktionen eine oder beide Komponenten drallbehaftet eingespritzt. Die Umfangsgeschwindigkeit der Treibstoffkomponenten sorgt nach dem Austritt aus dem Element für die Ausbildung eines gleichmäßigen und dünnen Hohlkegels, der eine rasche und zuverlässige Zerstäubung der flüssigen Komponente ermöglicht. Typische Vertreter dieser Bauart sind die Injektoren des Space Shuttle Main Engine (SSME). In diesem Triebwerk sind in Wandnähe speziell abgeschrägte Koaxialinjektoren eingebaut, die dafür sorgen, dass das Mischungsverhältnis in Wandnähe weiter in das brennstoffreiche Gebiet verschoben wird. So wird die Thermalbelastung der Brennkammerwand reduziert und die Gefahr des Metallbrandes durch freien Oxidator im Heißgas minimiert [50].

Im Triebwerk RD-170 der Firma Energomash kommen zwei Varianten von Koaxialeinspritzelementen zum Einsatz [51]. Bei beiden wird das Abgas aus der oxidatorreich betriebenen Vorbrennkammer drallfrei durch den Zentralkanal geführt. Beim Elementtyp A, welcher bündig mit der Einspritzkopfplatte montiert ist, wird das Kerosin durch tangentiale Bohrungen in den Ringraum des Kerosinkanals eingespritzt. Es verlässt als drallbehafteter Film diesen Ringspalt und tritt gemeinsam mit dem oxidatorreichen Abgas in die Recess-Zone ein, von der es in die Brennkammer strömt. Der Recess-Bereich ermöglicht eine Vorvermischung und Reaktion, die nicht durch transversale Druckschwankungen in der Brennkammer beeinflusst werden. Der zweite Typ von Elementen wird so in den Einspritzkopf montiert, dass er in den Brennraum hineinragt und die Injektoren den Brennraum im Bereich des Einspritzkopfes in Sektoren unterteilen. Auch bei diesem Typ B wird das Kerosin drallbehaftet eingespritzt. Dabei wird der Drall jedoch durch Nuten erzeugt, welche der Brennstoff vor dem Eintritt in die Kammer durchströmt. Diese Elemente verfügen nur über einen verschwindend geringen Recess.

Die Auslegung und Charakteristika der Sprayaufbereitung sind in [20] und [52] umfassend dargestellt. Auf sie wird in dieser Arbeit nicht näher eingegangen. Zur Charakterisierung des Verhaltens von Koaxial-Elementen ist eine Reihe von Studien veröffentlicht worden. Eine Studie, die vom U. S. Air Force Research



Abb. 4.6: Koaxial-Einspritzelemente des RD-170 Triebwerks

Laboratory und dem NASA Marshall Space Flight Center durchgeführt wurde, befasst sich mit der Treibstoffaufbereitung von Koaxialinjektoren, wie sie in der Vorbrennkammer des Space Shuttle Main Engines eingesetzt werden [56]. Die Studien wurden mit Wasser und gasförmigem Stickstoff bei einem Gegendruck von 29,6 bar und 103 bar durchgeführt, um eine Übereinstimmung von Dichte-, Geschwindigkeits- und damit Impulsverhältnis zu erzielen. Es zeigte sich, dass die Sprayverteilung im Vergleich zu zuvor bei Umgebungsdruck durchgeführten Experimenten eine geringere radiale Ausbreitung aufweist. Die Messung der Tropfengröße zeigte den positiven Einfluss eines Dralles auf die Zerstäubung.

Die Autoren Inamura, Tamura und Sakamoto [57] untersuchten eine für Raketenmotoren typische Konfiguration und betrachteten den Einfluss des Massendurchflusses im Oxidatorteil auf charakteristische Größen wie die Filmdicke, den Spraywinkel und die Tröpfchenverteilung. Sie zeigen die Möglichkeiten und Grenzen verschiedener Analysetechniken auf und fanden eine gute Übereinstimmung der gemessenen Werte mit ihren Vorhersagen. Die Untersuchungen wurden bei Umgebungsdruck mit Wasser durchgeführt.

Ebenfalls in Japan haben Sasaki et al. [58] Spray- und Heißtests an Koaxialinjektoren für Sauerstoff und Wasserstoff durchgeführt, um den Einfluss des Lox-Post-Recess auf das Verhalten der Einspritzelemente zu untersuchen. Die Spraytests wurden mit Wasser und gasförmigem Stickstoff gegen Umgebungsdruck durchgeführt, die Heißtests in zwei unterschiedlichen Konfigurationen bei 26 bar und 35 bar Brennkammerdruck. Die Autoren stellten eine Verbesserung im Verbrennungswirkungsgrad durch die Vorreaktion im Recess fest. Die Analyse der Wärmeströme zeigte, dass Injektoren mit Drall ebenso zu höheren Thermalbelastungen der Brennkammer führen wie ein gesteigerter Recess. Einige der Konfigurationen zeigten Verbrennungsinstabilitäten in longitudinalen Moden.

Howell et al. [59] haben in ihrer Veröffentlichung Ansätze zur Korrelation des Verbrennungswirkungsgrades η_{c*} mit dem Brennkammerdruck, dem Mischungsverhältnis und der Geschwindigkeit des Brennstoffes für drei verschiedene Konfigurationen von Koaxial-Swirl-Injektoren zusammengestellt. Sie stellen für alle Konfigurationen einen Abfall des Verbrennungswirkungsgrades mit steigen-

der Brennstoffeinspritzgeschwindigkeit fest. Der Einfluss von Mischungsverhältnis und Brennkammerdruck ist für die verschiedenen Injektoren nicht eindeutig.

Die Ergebnisse der weiter oben erwähnten Untersuchungen zur Auswirkung einer in Umfangsrichtung ungleichmäßigen Verteilung des Mischungsverhältnisses wurden detailliert von Pratt & Whitney veröffentlicht [60]. In dieser Quelle wird eine Korrelation des Verbrennungswirkungsgrades mit Brennstoff- und Oxidatormassenstrom, Durchflusskoeffizient auf Brennstoff- und Oxidatorseite und Einspritztemperatur des Brennstoffs aufgeführt. Darüber hinaus wird der Einfluss der Verteilung des Mischungsverhältnisses in der Kammer auf den Verbrennungswirkungsgrad und die axiale Verteilung der Wärmestromdichte analysiert.

Eine umfassende Studie zum Verhalten von Koaxialinjektoren für lagerfähige Treibstoffe liegt von Obermaier et al. vor [61]. Neben der Betrachtung der Durchflusskoeffizienten in Abhängigkeit der Reynoldszahl in Spray- und Heißtests sind hier auch Analysen zum Verbrennungswirkungsgrad und der Verbrennungsrauhigkeit wiedergegeben.

Dem Einfluss, welchen das Design der einzelnen Elemente auf den Wärmeübergang in die Brennkammerwand hat, widmet sich eine Studie, die 2005 am Marshall Space Flight Center durchgeführt wurde [62]. Hier wurden verschiedene Koaxial-Injektoren in einer kapazitiv gekühlten Einzelelementkammer untersucht. Die transiente Aufheizung der Brennkammer wurde mit Hilfe von Miniatur-Thermoelementen aufgezeichnet und zur Berechnung des Wandwärmestroms verwendet. Die Experimente wurden mit Wasserstoff und Sauerstoff bei Brennkammerdrücken zwischen 20,7 bar und 82,7 bar sowie Mischungsverhältnissen im Bereich von 5,0 bis 6,5 durchgeführt. Die Messdaten wurden mit dem Brennkammerdruck in einer Potenzfunktion korreliert:

$$\dot{Q} \sim p_c^{0,8} \quad . \tag{4.2}$$

Eine Gegenüberstellung zeigt wiederum die größere Wärmebelastung durch verdrallte Einspritzung sowie die Auswirkung einer abgeschrägten Spitze des Posts für den gasförmigen Sauerstoff auf die Wärmestromdichte.

Numerische Untersuchungen befassen sich vor allem mit der Problematik der mehrphasigen Strömung und der Auswirkung der Strömung und Vermischung der Treibstoffpartner auf die Vorgänge in der Brennkammer. Gautam und Gupta [63]-[64] knüpften an die Arbeiten von Mayer et al. [30] - [33] an. Sie untersuchten die kryogene Einspritzung von Stickstoff und glichen ihre Simulationsergebnisse mit experimentellen Messungen ab. Die Experimente fanden bei Umgebungsdruck statt und sollten dazu dienen, die beim Start eines Raketentriebwerkes ablaufenden Vorgänge besser zu verstehen. Durch die Verwendung verschiedener Gase wurde das Impulsverhältnis der beiden Fluidströme in einem Bereich von 12 bis 40 variiert. Die Experimente zeigten, dass ein Anstieg des Impulsverhältnisses im untersuchten Bereich zu einer schlechteren Verdampfung des flüssigen Stickstoffes und einer weniger intensiven Durchmischung mit dem umgebenden Gas führt. Vergleichbare Tendenzen zeigen Experimente, die von Telaar et al. [65] veröffentlicht worden sind. Diese haben Spray- und Heißtests zur unter- und überkritischen Einspritzung kryogener Treibstoffe in Koaxial-Injektoren durchgeführt. Die Auswertung der Spraytests, welche mit flüssigem Stickstoff und gasförmigem Helium durchgeführt worden sind, zeigt eine zunehmend bessere Zerstäubung, wenn die

Geschwindigkeit des umgebenden Gasstrahls steigt. Die höhere Geschwindigkeit führt gleichzeitig zu einer Abnahme des Impulsverhältnisses.

Vladimir Bazarov [67], [68] beschäftigt sich seit langer Zeit mit dem Übertragungsverhalten von Koaxial-Einspritzelementen für gasförmig/flüssige Treibstoffe. In seinen Veröffentlichungen geht er auf die Bedeutung einzelner konstruktiver Merkmale für den stabilen Betrieb der Brennkammer ein und zeigt auf, warum Gas-Flüssigkeitsinjektoren, wie sie in russischen Raketentriebwerken eingesetzt werden, aufgrund ihrer akustischen Eigenschaften hohes Potential haben, als die Verbrennung stabilisierende Elemente eingesetzt zu werden. Besondere Aufmerksamkeit wird dabei auch dem GOX-Post gewidmet, der als akustischer Resonator Druckoszillationen dämpfen kann.

4.6 Premix-Elemente

Die Injektoren vom Typ des Premix-Elements können als Zwischenstufe zwischen dem reinen Koaxial- und dem Impingement-Element betrachtet werden. Das Funktionsprinzip ist in Abbildung 4.7 skizziert.



Abb. 4.7: Schema eines Premix-Injektors

Der flüssige Brennstoff wird dabei unter einem Winkel von 45° bis 90° zur Gasströmung des Oxidators durch kleine Bohrungen eingedüst. Zusätzlich zu den Zerfallsmechanismen, wie sie in Kapitel 3 beschrieben wurden, wird hier die Treibstoffaufbereitung und -vermischung durch die senkrechte Anströmung des Flüssigkeitsstrahls durch das Gas unterstützt. Intensive Untersuchungen für die Anwendung in Fluggasturbinen liegen vor ([69] - [73]). Auch für Raketentriebwerke wurden, vor allem in Russland für die Treibstoffkombination LOX-Kerosin, empirische Zusammenhänge für den Entwurf von so genannten Premix-Injektoren entwickelt [74]. Das 1954 von Glushko entwickelte Triebwerk RD 210 greift auf diesen Injektortyp zurück (siehe Abbildung 4.8). In diesem Triebwerk kommen zersetzte Salpetersäure HNO_3 als Oxidator und Kerosin als Brennstoff zum Einsatz. Ein Teil des Kerosins wird unter einem Winkel von 70° in den zentralen Strom aus Salpetersäure eingespritzt, während der Rest weiter stromab als drallbehafteter Hohlkegel in die Brennkammer eingedüst wird, nachdem er den Austrittsbereich des Injektors gekühlt hat.

Um die Bahnkurve des eingespritzten Flüssigkeitsstrahls vorhersagen zu können, wird von Wu et al. [69] der Einfluss des Luftwiderstandes auf eine Flüssigkeitssäule der Länge l und des Durchmessers d untersucht. In erster Näherung wird



Abb. 4.8: Schnitt des Injektors im Triebwerk RD-210



Abb. 4.9: Zur Abschätzung der Trajektorie eines Flüssigkeitsstrahls in einem Premix-Element

die Abnahme der Masse durch Verdampfung vernachlässigt. Die Deformation des Flüssigkeitsstrahls durch die Anströmung wird mit einem mittleren Verlustbeiwert c_d angenähert. Darüber hinaus wird angenommen, dass der Einfluss der Schwerkraft gegenüber den aerodynamischen Kräften vernachlässigbar ist und die Geschwindigkeit quer zur Anströmung nicht konstant bleibt.

Betrachtet man den Vorgang in einem kartesischen Koordinatensystem (siehe Abbildung 4.9), dessen Ursprung in der Mitte der Einspritzbohrung liegt und dessen x-Richtung entlang der Strömung sowie y-Richtung senkrecht dazu zeigen, erhält man für das Momentengleichgewicht in x-Richtung folgenden Zusammenhang:

$$m_l \cdot \frac{\partial u_f}{\partial t} = c_d \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_g \cdot u_{rel}^2 \cdot A \quad . \tag{4.3}$$

Hierin bezeichnen u_g beziehungsweise u_f die Strömungsgeschwindigkeit von Gas beziehungsweise Flüssigkeit in x-Richtung. Der Widerstandsbeiwert c_d wird über die gesamte Strahllänge gemittelt und berücksichtigt die Effekte der Ablenkung des Flüssigkeitsstrahls, seine Abflachung durch den Gasstrahl sowie das Ablösen einzelner Tropfen bis hin zur vollständigen Auflösung. Unter der Einbeziehung der geometrischen Maße l und d erhält man

$$\left(\frac{\pi \cdot d^2 \cdot l \cdot \rho_f}{4}\right) \cdot \frac{\partial u_f}{\partial t} = 0, 5 \cdot c_d \cdot \rho_g \left(u_g - u_f\right)^2 \cdot l \cdot d \quad . \tag{4.4}$$

Im Rahmen der von Wu durchgeführten Experimente wurden weitere Vereinfachungen getroffen: Es wird davon ausgegangen, dass die Geschwindigkeit, mit der sich die Flüssigkeit in x-Richtung bewegt, kleiner als 16% der Anströmgeschwindigkeit u_{∞} ist. Deswegen wird angenommen, dass die Veränderung der Relativgeschwindigkeit $(u_g - u_f)$ entlang der y-Achse durch den Widerstandsbeiwert c_d erfasst wird und der Term $(u_g - u_f)$ durch den konstanten Wert u_{∞} ersetzt werden kann. Für geringe Anströmmachzahlen wird schließlich noch $\rho_g = const. = \rho_{\infty}$ angenommen und die obige Momentengleichung lässt sich integrieren zu

$$u_f = \frac{2 \cdot c_d}{\pi} \frac{\rho_\infty \cdot u_\infty^2}{\rho_f \cdot d} \cdot t \quad . \tag{4.5}$$

Durch nochmalige Integration erhält man die x-Koordinate der Flüssigkeit als Funktion der Zeit:

$$x = \frac{c_d}{\pi} \frac{\rho_\infty \cdot u_\infty^2}{\rho_f \cdot d} \cdot t^2 \quad . \tag{4.6}$$

Unter Verwendung einer konstanten Strahlgeschwindigkeit in y-Richtung v_f kann man mit Hilfe der Gleichung $y = v_f \cdot t$ die Trajektorie des Flüssigkeitsstrahls in x-y-Schreibweise angeben:

$$\frac{y}{d} = \sqrt{q \frac{\pi}{c_d} \frac{x}{d}} \quad . \tag{4.7}$$

Hierin bezeichnet die Variableqdas Impulsverhältnis der beiden Treibstoffstrahlen gemäß

$$q = \frac{\rho_f \cdot v_f^2}{\rho_\infty \cdot u_\infty^2} \quad . \tag{4.8}$$

Analysen experimenteller Daten von Wasser, Alkohol und deren Mischungen lassen Wu et al. einen mittleren Widerstandsbeiwert von 1,696 annehmen, welcher zu einer Bestimmungsgleichung der Trajektorie der folgenden Form führt:

$$\frac{y}{d} = 1,37 \cdot \sqrt{\frac{x}{d} \cdot q} \quad . \tag{4.9}$$

Eine exakte Analyse der Daten lässt den Schluss zu, dass eine systematische Abhängigkeit des c_d -Wertes von der Viskosität der Flüssigkeit existiert, welche die durch die Oberflächenspannung hervorgerufene deutlich überwiegt. Dementsprechend schlägt der Autor eine Formel zur Berücksichtigung unterschiedlicher Viskositäten vor:

$$\frac{c_d}{c_{d,w}} = 0,984 \cdot \left(\frac{\mu_f}{\mu_{f,w}}\right)^{0,364} \quad . \tag{4.10}$$

Hierin sind als Referenzwerte $c_{d,w} = 1,51$ und $\mu_{f,w} = 8,65 \cdot 10^{-4} kg/ms$ einzusetzen. Für Kerosin vom Typ Jet-A1, dessen Viskosität bei Raumtemperatur nach [11] mit den Gleichungen

$$\mu_{liq}(T) = 2,196641 \cdot 10^{-6} \cdot \rho_{liq}^{\frac{1}{3}} \cdot e^{\frac{1,555332 \cdot \rho_{liq}}{T}}$$
(4.11)

und

$$\rho_{liq} = a + b \cdot T + \frac{c}{d - T} \text{ mit}$$

$$a = 1,03422 \cdot 10^3, b = -7,067104 \cdot 10^{-1}, c = -9,488259 \cdot 10^3 \text{ und } d = 733$$
(4.12)

zu 1,161995 $\cdot\,10^{-3}~{\rm kg/ms}$ bestimmt werden kann, erhält man schließlich die Gleichung

$$\frac{y}{d} = 1,2977 \cdot \sqrt{\frac{x}{d} \cdot q} \quad . \tag{4.13}$$

Der Vergleich mit den Ergebnissen, welche mit Formeln anderer Autoren berechnet wurden, zeigt, dass der Zusammenhang nach Gleichung (4.9) im Nahbereich der Einspritzung die beste Übereinstimmung liefert. Abweichungen bei der Verwendung anderer Ansätze sind nach Ansicht des zitierten Autors in erster Linie darauf zurückzuführen, dass die entsprechenden Modelle mit Daten hergeleitet wurden, die weiter stromab gemessen wurden und hier der Einfluss der einsetzenden Zerstäubung mit ihrer Ligamenten- und Tropfenbildung deutlich zunimmt. Neben dem Verlauf der Trajektorie ist der Ort des so genannten "spray breakup" von Interesse, der Ort, an dem der Zerfall des Flüssigkeitsstrahls in feine Ligamente und Tröpfchen stattfindet. Hierzu wird die Abschätzung der Zeit t_b bis zum Zerfall eines Tropfens mit Durchmesser d_p und anfänglich vernachlässigbarer Geschwindigkeit in Strömungsrichtung verwendet:

$$t_b = 0, 5 \cdot d_p \cdot \sqrt{\frac{\rho_f}{\rho_\infty \cdot u_\infty}} \quad . \tag{4.14}$$

Nimmt man an, dass die Geschwindigkeit des Strahls quer zur Strömungsrichtung unverändert bleibt, kann y_b berechnet werden zu

$$\frac{y_b}{d} = C_y \cdot \sqrt{q} \quad . \tag{4.15}$$

Ein Abgleich mit experimentellen Daten lassen Wu et al. jedoch folgende Anpassung der Gleichung vorschlagen:

$$\frac{y_b}{d} = 3,07 \cdot q^{0.53} \quad . \tag{4.16}$$

Setzt man Gleichung (4.15) in (4.13) ein, kann man die x-Koordinate des Strahlzerfalls bestimmen:

$$\frac{x_b}{d} = C_y^2 \cdot \frac{c_d}{\pi} = const. \tag{4.17}$$

Abweichungen zwischen der Vorhersage und gemessenen Daten werden auf Messungenauigkeiten zurückgeführt. Eine Regressionsanalyse zeigt, dass der Einfluss des Impulsverhältnisses q zu vernachlässigen ist.

Wu et al. kommen nach der Diskussion umfassender Studien und der oben gezeigten Herleitung zu dem Schluss, dass die Eindringtiefe des Flüssigkeitsstrahls in den Gasstrom nur vom Impulsverhältnis q und vom Bohrungsdurchmesser dabhängt, nicht jedoch von der Viskosität μ oder der Oberflächenspannung σ des Fluids. Auch die Studien von Nejad und Schertz [75] und [76], die entsprechende Untersuchungen für die Eindüsung in Überschallströmungen durchgeführt haben, legen den Schluss nahe, dass der Einfluss der Viskosität auf den Verlauf der Trajektorie und den Ort des Sprays vernachlässigbar ist. Birouk et al. [71] haben ihre Untersuchungen mit Öl über einen weiten Bereich der Viskosität hinweg durchgeführt und einen Einfluss der Viskosität auf die Eindringtiefe des Strahls in Hauptströmungsrichtung festgestellt, falls die Viskosität einen bestimmten Wert überschreitet. Sie schlagen folgende Unterscheidung vor:

$$\frac{x_{jb}}{d} \approx \begin{cases} 0,0037 \cdot q + 14,10 & \text{für } \mu_L < 0,029 \text{ Pa s,} \\ 542,64 \cdot q^{0,87} \cdot Oh^5 & \text{für } \mu_L > 0,047 \text{ Pa s} \end{cases}$$
(4.18)

Allen Ansätzen ist die Schwäche gemeinsam, dass sie aufgrund ihrer empirischen Vorgehensweise Annahmen treffen, welche die Übertragbarkeit auf andere Stoffeigenschaften oder Betriebsbedingungen in Frage stellen. Ragucci et al. [70]-[73] schlagen deshalb vor, eine lineare Abnahme des Strahldurchmessers anzunehmen, um dem Verlust an Masse durch Verdampfung und das Herausreißen von einzelnen Tropfen Rechnung zu tragen:

$$d = d_0 \cdot \left(1 - \frac{y}{y_{jb}}\right) \quad . \tag{4.19}$$

Hierin bezeichnen d_0 den Durchmesser der Einspritzöffnung und y_{jb} die y-Koordinate des Strahlzerfalls. Darüber hinaus wird im vorgeschlagenen Ansatz die Relativgeschwindigkeit nicht wie bei Wu et al. als konstant angenommen. Die Änderung des Widerstandsbeiwertes durch Deformation des Strahls und Tropfenablösung wird mit einem Korrekturfaktor Ψ berücksichtigt. In x-Richtung erhält man dann für die Impulserhaltung eine leicht andere Schreibweise als in (4.4):

$$\frac{\pi \cdot d^2}{4} \cdot \partial z \cdot \rho_f \cdot \frac{du_f}{dt} = c_{d,x} \cdot \frac{1}{2} \rho_g \cdot (u_g - u_f)^2 \cdot d \cdot \partial z \cdot \Psi$$
(4.20)

Nach Umformung erhält man

$$\frac{du_f}{dt} = \frac{2}{\pi} \cdot \frac{\rho_g}{\rho_f} \cdot (u_g - u_f)^2 \cdot \frac{c_{d,x} \cdot \Psi}{d}$$
(4.21)

Analog erhält man für die y-Richtung:

$$\frac{dv_f}{dt} = -2 \cdot \frac{\rho_g}{\rho_f} \cdot v_f^2 \cdot \frac{c_{d,y}}{d} \tag{4.22}$$

Die Autoren verzichten auf die Einführung eines Korrekturfaktors für den Widerstandsbeiwert. Unter Berücksichtigung der angenommenen Verringerung des Strahldurchmessers erhält man damit folgende Differentialgleichungen für die Geschwindigkeit in x- beziehungsweise y-Richtung:

$$\frac{du_f}{dt} = \frac{2}{\pi} \cdot \frac{\rho_g}{\rho_f} \cdot \left(u_g - u_f\right)^2 \cdot \frac{c_{d,x} \cdot \Psi}{d_0 \cdot \left(1 - \frac{y}{y_{jb}}\right)}$$
(4.23)

und

$$\frac{dv_f}{dt} = -2 \cdot \frac{\rho_g}{\rho_f} \cdot v_f^2 \cdot \frac{c_{d,y}}{d_0 \cdot \left(1 - \frac{y}{y_{jb}}\right)} \quad . \tag{4.24}$$

Die beiden zuvor genannten Gleichungen können als System gewöhnlicher Differentialgleichungen für die Ortskoordinaten x und y aufgefasst werden und man erhält die allgemeine Schreibweise:

$$\ddot{y} = -2 \cdot \frac{\rho_g}{\rho_f} \cdot \dot{y}^2 \cdot c_{d,y} \cdot d_0 \frac{1}{1 - \frac{y}{y_{ib}}}$$

$$\tag{4.25}$$

und

$$\ddot{x} = \frac{2}{\pi} \cdot \frac{\rho_g}{\rho_f} \cdot \left(u_\infty - \dot{x}^2\right) \cdot c_{d,x} \cdot \Psi \cdot d_0 \frac{1}{1 - \frac{y}{y_{ib}}} \quad . \tag{4.26}$$

Dieses System ist ohne numerische Verfahren nicht zu lösen. Gemessen am Aufwand bietet es nur geringfügig bessere Übereinstimmung mit anderen Modellen. Die Übertragbarkeit auf Bedingungen im Einspritzkopf der Hauptkammer eines ORSCC-Triebwerks mit den hohen Drücken und Temperaturen, die weit im überkritischen Bereich der Reaktionspartner liegen, bleibt fraglich. Die einzige verfügbare Quelle zur Abschätzung der Trajektorie unter den eben genannten Bedingungen stellt Schlichtenko [77] dar. Er schlägt einen Ansatz ähnlich dem von Wu et al. vor, wählt aber andere Konstanten, um eine bessere Übereinstimmung mit vorliegenden experimentellen Daten zu erzielen:

$$\frac{x}{d_0} = q \cdot \left(\frac{y}{d_0}\right)^{2,55} + (1+2,5\cdot q) \cdot \frac{y}{d_0} \cdot \tan(90^\circ - \alpha) \tag{4.27}$$

Da es sich hierbei um die einzige Quelle handelt, welche explizit für die Randbedingungen einer Raketenbrennkammer mit oxidatorreicher Vorverbrennung angepasst ist, wurde bei der Auslegung der Elemente auf die Formel (4.27) zurückgegriffen.

Aufbauend auf den Überlegungen der zuvor genannten Autoren haben unter anderem Madabhushi et al. [78] und Rachner et al. [79] Simulationsmodelle zur Verwendung in CFD-codes entwickelt, um zu einer allgemeingültigeren Vorhersage des Zerstäubungsprozesses zu kommen, als es mit empirischen Formeln möglich ist. Problematisch ist hier vor allem der Rechenaufwand zur korrekten Beschreibung des Strahlzerfalls und des Phasenüberganges bei der Verdampfung.

Experimentelle Untersuchungen, wie sich die Änderung der Einspritzgeometrie auf die Leistung des Injektors auswirkt, sind ebenso wenig veröffentlicht wie allgemeine experimentelle Untersuchungen mit Premix-Elementen. Erste Experimente zielen also darauf ab, grundlegende Erfahrungen im Betrieb solcher Elemente zu sammeln und diese in Bezug zu Koaxial-Elementen zu setzen. 4 Einspritzelemente für Raketentriebwerke

5 Experimentelle Infrastruktur

Der experimentelle Aufbau umfasst neben der Brennkammer zur Aufnahme der zu untersuchenden Einspritzelemente die Systeme zur Bereitstellung von Brennstoff, Oxidator und Kühlmedium sowie den Gasfackelzünder. An dieser Stelle soll kurz auf die einzelnen Systeme eingegangen werden. Eine detaillierte Beschreibung findet sich in [37].

5.1 Peripherie

Abbildung 5.1 zeigt eine Übersicht über die Systeme zur Versorgung mit den notwendigen Betriebsmedien.



Abb. 5.1: Schema des Raketenbrennkammerprüfstandes am Lehrstuhl für Flugantriebe

Der für die Verbrennung notwendige Sauerstoff wird in Flaschenbündeln bereit gehalten, die mit einem Anfangsdruck von 300 bar gefüllt sind. Es können bis zu vier Flaschenbündel mit einem Fassungsvermögen von je 600 Litern parallel an die Versorgungsleitung des Prüfstandes angeschlossen werden. Nach dem Durchströmen des Hauptventils (1) wird ein Teil des Massenstroms abgezweigt und über einen federbelasteten Druckminderer (2) und ein Magnetventil (3) dem Gasfackelzünder zugeführt. Der überwiegende Massenstrom fließt durch den Domdruckminderer (4) der Hauptleitung und ein Coriolis-Massenstrommessgerät zum Hauptregelventil (5). Von hier wird der Gasstrom dem Einspritzkopf zugeführt. Die Überwachung der Zustandsgrößen geschieht durch je eine Druck- und Temperaturmessstelle in der Sammelleitung, nach dem Domdruckminderer, nach dem Massenstrommessgerät, sowie vor und hinter dem Regelventil, welches bei kritischem Druckverhältnis betrieben wird.

Die Förderung des Brennstoffs erfolgt aus einem Druckblasenspeicher, in den aus einem Vorratstank bis zu 50 Liter Kerosin gepumpt werden können. Im Versuch wird der erforderliche Massenstrom durch einen Domdruckminderer (6) und ein Proportional-Stromregelventil (7) zum Magnetventil (8) vor der Brennkammer geleitet, von wo der Weg zum Einspritzkopf freigeschaltet wird. Im Falle eines Versuchsabbruches oder zum Entlasten des Systems kann das Kerosin über eine Bypass-Leitung wieder in den Vorratstank geführt werden. Die Druck- und Temperatursensoren in der Zuleitung, nach dem Druckminderer, im Abzweig zur Brennkammer und hinter dem Magnetventil erlauben die exakte Bestimmung der Totalenthalpie, mit welcher das Kerosin in den Einspritzkopf strömt.

Die Versorgung der Brennkammer mit dem erforderlichen Kühlwassermassenstrom wird durch einen 500 Liter fassenden Wassertank sichergestellt. Dieser kann aus zwei Pressluftflaschen, welche jeweils ein Fassungsvermögen von 2.100 Litern besitzen, mit bis zu 200 bar unter Druck gesetzt werden. Der erforderliche Druck wird wiederum über einen Domdruckminderer (9) justiert. Beim Öffnen des Hauptventils (10) am Auslass des Wassertanks strömt das Kühlfluid durch eine Messblende (11), an der mit Hilfe eines Differenzdruckmessers der Massenstrom nach DIN 19206 bestimmt wird. Im darauf folgenden Verteilerblock kann der Massenstrom in zwei getrennte Kreise zur Kühlung von Brennkammer und Düse aufgeteilt werden. Über Schläuche strömt das Fluid zu den Manifolds der Brennkammer und der Düse und von hier in die Kühlkanäle der Brennkammer. Nach dem Durchströmen der Austrittsmanifolds wird in beiden Kreisen erneut der Massenstrom mittels einer Messblende (12) ermittelt, bevor das Kühlmedium über Abschlussblenden (13) der Umgebung zugeführt wird. Alle Armaturen und Dichtungen sind so ausgelegt, dass eine Kühlung sowohl mit Wasser als auch mit Kerosin möglich ist. Die Einstellung des erforderlichen Massenstroms geschieht durch die geeignete Wahl des Tankdrucks in Verbindung mit dem Durchmessers der Abschlussblenden.

Die zum Start der Brennkammer erforderliche Zündenergie wird von einem Gasfackelzünder aufgebracht. In diesem wird ein Gemisch aus gasförmigem Sauerstoff und Methan durch eine Einzelelektrodenzündkerze zur Reaktion gebracht. Die Dosierung der Massenströme von Sauerstoff und Methan erfolgt durch kritisch durchströmte Blenden (14). Mit Hilfe dieser variablen Massenströme und unterschiedlicher Halsquerschnittsflächen der Zünderbrennkammer kann der Betriebspunkt des Zünders so festgelegt werden, dass eine thermische Leistung zwischen 2 kW und 20 kW zur Verfügung steht, um das Sauerstoff-Kerosin-Gemisch in der Hauptkammer zu zünden.



Abb. 5.2: Spraytestkammer im Schnitt und am Prüfstand des Lehrstuhls für Flugantriebe

Zur Ansteuerung der Domdruckminderer sowie zum Spülen des Zünders und der Oxidatorleitung vor und nach Heißtests ist ein Leitungssystem installiert, das aus einem 600 Liter fassenden 300 bar-Bündel mit Stickstoff versorgt wird.

5.2 Spraytest-Kammer

Um das hydraulische Verhalten der Einspritzelemente genauer zu charakterisieren, wurde eine Spraytestkammer entworfen und gebaut (siehe Abbildung 5.2). Sie verfügt über zwei einander gegenüber liegende optische Zugänge, die eine optische Analyse des Spraybildes ermöglichen. Der Durchmesser der Spraykammer wurde größer als der in der Brennkammer gewählt, um die Entstehung des Sprühnebels unabhängig von der Interaktion mit der Brennkammerwand analysieren zu können. Sprayaufnahmen wurden mittels Durchlichtverfahren mit einer Halogenlampe vom Typ Osram SLV 1000 erstellt. Die Verwendung von Plexiglas erlaubt den sicheren Betrieb bis zu einem Kammerdruck von 120 bar. Die Spraytests wurden mit Kerosin und Stickstoff als Ersatzmedium für den Oxidator durchgeführt. Die unterschiedliche Viskosität und Dichte der beiden Gase müssen bei der Betrachtung von Reynoldszahl und Impulsverhältnis berücksichtigt werden (siehe Kapitel 7). Der entstehende Treibstoffnebel wird durch eine kritisch durchströmte Abschlussblende, welche bei vorgegebenen Massenströmen den notwendigen Gegendruck realisiert, in einen Schlauch geleitet. Von hier gelangt das Fluid in einen Auffangtank, in welchem das Kerosin durch Zentrifugieren vom Stickstoff getrennt wird. Der Stickstoff wird in die Umgebung abgeblasen. In der Kammer verbleibendes Kerosin kann nach dem Spraytest durch eine Drainageleitung abgelassen werden. Um die Fenster nach den Spraytests reinigen zu können und das Entleeren der Kammer zu beschleunigen, verfügt der Aufbau über einen

5 Experimentelle Infrastruktur

Anschluss zu einer Stickstoff-Spülleitung. Das Spülgas wird über Bohrungen unter einem schrägen Aufprallwinkel auf die Fenster geleitet. Die Spraytestkammer wird mittels Zugankern am weiter unten beschriebenen Einspritzkopf befestigt. Neben der Bestimmung der Temperatur und der Massenströme der in den Injektor eintretenden Medien wird in der Spraytestkammer an verschiedenen Stellen der statische Druck gemessen. In der Sauerstoffzuleitung und dem Kerosinmanifold sind ebenso Druckmessstellen angebracht wie in der Wand der Spraykammer. Darüber hinaus wird der statische Druck in der Drainageleitung und in den Zuleitungen zur Fensterspülung gemessen.

Kammerdurchmesser	d	[mm]	$75,\!0$
Kammerlänge	L	[mm]	$116,\! 0$
Maximaler Druck	$p_{max.}$	[bar]	120
Fensterbreite	b	[mm]	60
Fensterhöhe	h	[mm]	80

Tabelle 5.1: Betriebsparameter der Spraytestkammer



5.3 Subscale-Brennkammer

Abb. 5.3: Querschnitt der wassergekühlten Single-Element-Brennkammer

Sowohl die kapazitiv gekühlte als auch die wassergekühlte Subscale-Brennkammer sind modular aufgebaut, um einen leichten Wechsel der Konfiguration zu ermöglichen. Die kapazitiv gekühlte Brennkammer erlaubt wegen des Fehlens einer aktiven Kühlung der Brennkammerwand nur kurze Betriebszeiten, in denen sich in der Brennkammer kein stationärer Zustand einstellt. Sie wurde für die Optimierung der Steuersequenz sowie zur Charakterisierung des Zündverhaltens und für einen qualitativen Vergleich der einzelnen Injektoren verwendet. Die detaillierte Charakterisierung wurde in der wassergekühlten Brennkammer durchgeführt. Ihr Aufbau ist in Abbildung 5.3 dargestellt.

Er umfasst die Baugruppen Einspritzkopf, Zünderring und Brennkammer mit Düse. Einspritzkopf und Zünderring werden bei beiden Kühlungsvarianten verwendet. Am Einspritzkopf, welcher an der Grundplatte montiert ist, münden die Zuleitungen von Kerosin und Sauerstoff. Zwei unterschiedliche Einsätze aus sauerstofffreiem Kupfer können verschiedene Injektoren aufnehmen und bilden gemeinsam mit dem Einspritzkopf-Ring den Brennstoffmanifold (siehe Abbildung 5.4). Beide Einsätze sind mit einer Druckmessbohrung zur Erfassung des statischen Druckes im Kerosin-Ringspalt direkt vor der Einspritzebene ausgestattet. Der Einsatz zur Aufnahme der in Kapitel 6.1 beschriebenen Premix-Elemente weist darüber hinaus noch eine Bohrung zur Aufzeichnung des statischen Druckes im Sauerstoff-Kanal auf. An den Einspritzkopf wird der ungekühlte Zünderring angeschraubt, der ebenfalls aus sauerstofffreiem Kupfer 2.0070 hergestellt wurde. Neben der Bohrung zur Zufuhr der Zünderflamme sind noch eine Druckmessbohrung (PC0) sowie der Anschluss für einen piezoelektrischen Druckaufnehmer



Abb. 5.4: Einspritzkopf-Varianten zur Aufnahme unterschiedlicher Injektoren



Abb. 5.5: Messstellen in der Subscale-Brennkammer

(PCDYN) zur Aufzeichnung des dynamischen Drucks eingebracht.

Die gekühlte Brennkammer und Schubdüse werden mitsamt den Ein- und Austrittsmanifolds und Überleitungen für Kühlwasser mit Zugankern gegen die Grundplatte verspannt. Jedes der bis zu vier Brennkammersegmente weist eine Länge von 130 mm auf und ist mit 20 Kühlkanälen mit einem Durchmesser von je 2,5 mm versehen. Durch die Verwendung von mehr oder weniger Brennkammersegmenten kann die charakteristische Länge der Brennkammer in einem Bereich von 750 mm bis 1.200 mm variiert werden. Der Brennkammerdurchmesser beträgt 20 mm. Die konvergent-divergente Düse weist ein Kontraktionsverhältnis von $\varepsilon_c = (d_c/d_t)^2 = 2,5$ auf. Das Expansionsverhältnis beträgt $\varepsilon_e = 1,9$. Die Brennkammersegmente und das Düsensegment sind aus sauerstofffreiem Kupfer gefertigt. In Tabelle 5.2 sind die wichtigsten Geometrieparameter der Versuchsbrennkammer aufgelistet.

Um den Verlauf des statischen Wanddruckes aufzeichnen zu können, ist in jedem Brennkammersegment eine Druckmessbohrung (PC1 bis PC3), welche mit einem Durchmesser von 0,8 mm zwischen zwei Kühlkanälen durchgeführt ist und an

Brennkammerdurchmesser	d_c	[mm]	20,0
${ m D}\ddot{ m u}{ m senhals}{ m d}{ m urchmesser}$	d_t	[mm]	$12,\!65$
${ m Kontraktions verh\"altnis}$	ε_c	[-]	2,5
${ m Expansions verh\"altnis}$	ε_e	[-]	$1,\!9$
Charakteristische Länge	L^*	[mm]	750 bis 1.200
$\operatorname{Brennkammerdruck}$	\mathbf{p}_c	[bar]	20 bis 100
Mischungsverältnis	O/F	[-]	1,5 bis $3,7$

Tabelle 5.2: Betriebsparameter der Subscale-Brennkammer

der Brennkammerwand mündet, angebracht. Die Druckmessbohrungen der Sensoren PC0 bis PC3 befinden sich ein einem axialen Abstand von 7 mm, 104 mm, 234 mm und 364 mm von der Einspritzebene. Um die lokale Verteilung des Wärmeeintrages in die Kühlkanäle untersuchen zu können, sind sowohl die Ein- und Austrittsmanifolds als auch die Überleitungen zwischen den einzelnen Kammersegmenten mit den Druckmessstellen PWK1 bis PWK4 sowie PWD1 und PWD2 versehen (siehe Abbildung 5.5 auf der vorherigen Seite).

Die Messung der Kühlwassertemperatur kann an mehreren der acht Umfangspositionen erfolgen. Zum Einsatz kommen Mantelthermoelemente vom Typ K und Pt100-Widerstandsthermometer, die jeweils einen Durchmesser von 1 mm aufweisen. Beide verfügen über einen Mantel aus Edelstahl. Beim Thermoelement ist die Messspitze zur Erzielung kürzerer Ansprechzeiten mit dem Mantel verschweißt, die Länge der Einflusszone beträgt etwa 10 mm. Die Länge der Einflusszone, in der die Pt-100 Sensoren arbeiten, beträgt ebenfalls 10 mm. Sie verfügen über eine längere Ansprechzeit, weisen aber auch ein geringeres Signalrauschen auf. Tabelle 5.3 fasst die Eckdaten der verwendeten Sensoren im Bereich der Brennkammer zusammen.



Abb. 5.6: Single-Element-Brennkammer am Prüfstand des Lehrstuhls für Flugantriebe

Kanalname	Einheit	Bereich	Sensor	Lage [mm]	Genauigkeit
PCDYN	[bar]	wählbar	Kistler 6053C60	7	\pm 0,3%
PC0	[bar]	0 - 160	WIKA IS-10	7	$\pm 0,3$ bar
PC1	[bar]	0 - 160	WIKA IS-10	104	$\pm 0,3$ bar
PC2	[bar]	0 - 160	WIKA IS-10	234	$\pm 0,3$ bar
PC3	[bar]	0 - 160	WIKA IS-10	364	$\pm 0,3$ bar
PWK1	[bar]	0 - 400	WIKA IS-10	17	± 0.8 bar
PWK2	[bar]	0 - 400	WIKA IS-10	147	± 0.8 bar
PWK3	[bar]	0 - 400	WIKA IS-10	277	± 0.8 bar
PWK4	[bar]	0 - 400	WIKA IS-10	407	± 0.8 bar
PWD1	[bar]	0 - 400	WIKA IS-10	410	± 0.8 bar
PWD2	[bar]	0 - 400	WIKA IS-10	425	± 0.8 bar
TWK11	[K]	273 - 873	Typ K	17	$\pm 2,5~{ m K}$
TWK13	[K]	173 - 373	Pt 100	17	$\pm 0,\!35~{ m K}$
TWK17	[K]	173 - 373	Pt 100	17	$\pm 0,\!35~{ m K}$
TWK21	[K]	273 - 873	Typ K	147	$\pm 2,5~{ m K}$
TWK22	[K]	273 - 873	Typ K	147	$\pm 2,5~{ m K}$
TWK23	[K]	173 - 373	Pt 100	147	$\pm 0,\!35~{ m K}$
TWK31	[K]	273 - 873	Typ K	277	$\pm 2,5~{ m K}$
TWK32	[K]	273 - 873	Typ K	277	$\pm 2,5~{ m K}$
TWK33	[K]	173 - 373	Pt 100	277	$\pm 0,\!35~{ m K}$
TWK42	[K]	273 - 873	Typ K	407	$\pm 2,5~{ m K}$
TWK46	[K]	173 - 373	Pt 100	407	$\pm 0,\!35~{ m K}$
TWK48	[K]	173 - 373	Pt 100	407	$\pm 0,\!35~{ m K}$
TWD11	[K]	173 - 373	Pt 100	410	$\pm 0,\!35~{ m K}$
TWD15	[K]	173 - 373	Pt 100	410	$\pm 0,\!35~{ m K}$
TWD24	[K]	173 - 373	Pt 100	425	$\pm 0,\!35~{ m K}$
TWD28	[K]	273 - 873	Typ K	425	$\pm 2,5~{\rm K}$

 Tabelle 5.3:
 Sensoren im Bereich der Subscale-Brennkammer

6 Untersuchte Einspritzelemente

Gegenstand der experimentellen Untersuchungen waren zwei Klassen von Injektoren, innerhalb derer verschiedene Entwurfsparameter variiert wurden. Der Entwurf der Elemente lehnt sich jeweils an existierende Vertreter ihrer Klasse an, wie sie in Kapitel 4 beschrieben sind. Die Geometrie wurde den Bedingungen am Prüfstand angepasst: Der Durchmesser der Sauerstoffkanäle wurde entsprechend der im Vergleich zum Anwendungsfall niedrigen Temperatur und der damit einhergehenden Änderung der Zustandsgrößen des Sauerstoffs angepasst, um Machähnliche Strömungsbedingungen zu schaffen. Ebenso wurde die Länge des Recess im Hinblick auf langsamer ablaufende chemische Reaktionen skaliert. Ausgehend von einer Grundkonfiguration wurden dann verschiedene Änderungen an Designparametern vorgenommen, um deren Einfluss auf die Vorgänge in der Brennkammer näher zu untersuchen.

6.1 Premix-Elemente



Abb. 6.1: Basiskonfiguration 101 des untersuchten Premix-Typs

Abbildung 6.1 zeigt die Basiskonfiguration des untersuchten Premix-Elementes. Der Durchmesser des Sauerstoffkanals wird vor der Mündung der Kerosinbohrungen von 10 mm auf 8 mm verringert. Die sechs Einspritzöffnungen für den Brennstoff haben einen Durchmesser von 0,95 mm, wobei ihre Bohrungsachse mit der Achse des Sauerstoffkanals einen Winkel von 75° einschließt. Der Recess, der bei diesem Element den Abstand zwischen der Mündung der Kerosineinspritzbohunrg und dem Eintritt in die Brennkammer an der Faceplate bezeichnet, beträgt drei Millimeter.

Die Variation der Entwurfsparameter betraf den Einspritzwinkel, den Recess und die Anzahl der Kerosineinspritzbohrungen. Eine Übersicht ist in Tabelle 6.1 gegeben. der Einspritzwinkel wurde auf 45° verringert, um die Auswirkungen der

Element Nr.	Anzahl Bohrungen	Einspritzwinkel $\alpha[\circ]$	Recess l_R [mm]
101	6	75	3
102	6	45	3
103	6	75	4
104	6	45	4
105	4	75	3
106	4	45	3
107 - hordal	6	75	3

Tabelle 6.1: Entwurfsparameter der untersuchten Premix-Elemente

geänderten Trajektorie zu untersuchen. Darüber hinaus wurde die Anzahl der Einspritzbohrungen für das Kerosin von sechs auf vier reduziert. Der Bohrungsdurchmesser wurde so geändert, dass die gesamte Einspritzfläche konstant blieb. Die Einspritzgeschwindigkeit ist somit für alle Elemente gleich, nicht jedoch die sich einstellende Tröpfchengröße. Um den Einfluss der Vorreaktion im Element zu bewerten, wurde der Recess der Bohrungen auf vier Millimeter erhöht. Zudem wurde ein Element untersucht, bei dem die Achsen der Kerosineinspritzbohrungen die Mittellinie des Zentralkanals nicht treffen und somit zu einer leichten Verdrallung des Kerosinnebels führen. Diese Variante wurde unter anderem von Long et al. [74] vorgeschlagen, um den Verbrennungswirkungsgrad und die Stabilität der Verbrennung zu verbessern.

Bei Premix-Elementen stabilisiert sich die Hauptzone der Verbrennung sehr nahe am Elementaustritt. In Verbindung mit der Verteilung des Mischungsverhältnisses und den sich in der Nähe der Kopfplatte ausbildenden Rezirkulationszonen kommt es unter Umständen zu sehr hohen thermischen Belastungen dieses auch als Faceplate bezeichneten Bauteils. Die genannten sieben Elemente wurden aus hochwarmfesten Edelstahl 1.4841 gefertigt und zunächst in Kurzzeittests in der kapazitive gekühlten Brennkammer eingesetzt. Aufgrund der unzureichenden Wärmeleitfähigkeit des Materials kam es jedoch bei Brennkammerdrücken über 40 bar zu einer oxidativen Beschädigung der Faceplate der Elemente. Deswegen wurde die Charakterisierung aller Elemente der kapazitiven als auch in der wassergekühlten Kammer bei 20 bar durchgeführt. Zur Untersuchung des Einspritzwinkels wurden die zuvor beschädigten Elemente 101 und 103 zusätzlich aus desoxydiertem Kupfer 2.0070 gefertigt und bei 40 bar Brennkammerdruck getestet. Das Standardelement 101 wurde abschließend in einer weiteren Testkampagne bei niedrigen Mischungsverhältnissen bis O/F = 0.95 charakterisiert.

6.2 Coax-Swirl-Elemente

Die untersuchten Koaxial-Elemente entsprechen im Aufbau denen vom Typ B des Triebwerks RD-170 (siehe Abbildung 4.6). Sie bestehen aus Post und Sleeve, welche im Einspritzkopf zum Injektor zusammengefügt werden. Abbildung 6.2 zeigt den so genannten GOX-Post und den dazugehörigen Sleeve eines Elementes mit einem Recess von 12 mm. Das Kerosin wird vor dem Eintritt in die



Abb. 6.2: Post und Sleeve des Koaxial-Elements

Kammer durch spiralförmig gewundene Nuten geleitet. Durch die Kombination verschiedener Posts mit entsprechenden Sleeves kann, wie in Abbildung 6.3 auf Seite 61 dargestellt, die Länge der Recess-Zone variiert werden. In einer ersten Phase wurde der Einfluss des Recess auf die Verbrennungsvorgänge untersucht. Hierzu wurden Recesslängen von 0 mm, 7 mm und 12 mm eingestellt und der erzielbare Verbrennungswirkungsgrad durch Versuche in der kapazitiven Brennkammer abgeschätzt. Auf der Basis dieser Kurzzeittests wurde entschieden, die folgenden Versuche mit einer Recesslänge von 12 mm durchzuführen. In diesen wurde der Anstellwinkel der Drallkanäle von 45° auf 60° gesteigert. Am Einspritzelement mit 12 mm Recess und 60° Drallwinkel wurden dann eine Reihe von weitern Änderungen vorgenommen. Abbildung 6.3 zeigt eine Übersicht über alle Konfigurationen:

- Am Austritt der Kerosinkanäle wurde eine Umfangsnut eingebracht (1), um eine gleichmäßigere Verteilung des Kerosins in Umfangsrichtung zu erzielen und den Brennstofffilm zu stabilisieren.
- Bei den Elementen ohne Nut werden die Einspritzwinkel 45° und 60° miteinander verglichen.
- Die Blende am Eintritt wurde entfernt (3). Beim vorliegenden Element dient der hier generierte Druckverlust zum Einen zur Erhöhung der Turbulenz und zur Verbesserung der Gemischaufbereitung im Recess. Zum Anderen behindert der Druckverlust die Ausbreitung von Druckschwankungen in die Sauerstoffzuleitung hinein und verbessert so das Stabilitätsverhalten der Elemente. Beide Effekte wurden in Heißtests näher untersucht.
- Das Element ohne Blende auf der Sauerstoffseite wurde dann weiter variiert: Durch eine Reduktion der Kanalhöhe auf der Kerosinseite um 35% wurde die Einspritzgeschwindigkeit gesteigert (4). Der Einfluss des geänderten Impulsverhältnisses auf die Gemischaufbereitung wurde hier ebenso näher betrachtet wie das Stabilitätsverhalten des Elementes.
- In einer weiteren Serie von Experimenten wurde die oben beschriebene Blende am Sauerstoff-Post durch eine konische Reduzierung des Querschnitts in der Recess-Zone ersetzt (5). Auch hier waren Stabilitätsverhalten und Verbrennungswirkungsgrad zu untersuchen.

Element Nr.	l_{Recess}	Nut	Blende	$A_{inj,Kerosin}$	$\theta_{Kerosin}$	Verjüngung	Drall
	[mm]			$[mm^2]$		Recess	Sauerstoff
201	0	nein	ja	$0,\!45$	45°	nein	nein
202	7	nein	ja	$0,\!45$	45°	nein	nein
203	12	nein	ja	$0,\!45$	45°	nein	nein
204	12	nein	ja	$0,\!50$	60°	nein	nein
205	12	ja	ja	$0,\!50$	60°	nein	nein
206	12	ja	nein	$0,\!50$	60°	nein	nein
207	7	ja	nein	$0,\!50$	60°	nein	nein
208	0	ja	nein	$0,\!50$	60°	nein	nein
209	12	ja	nein	$0,\!50$	60°	um 45%	nein
210	12	ja	nein	$0,\!33$	60°	nein	nein
211	12	ja	nein	$0,\!33$	60°	um 45%	nein
212	12	ja	nein	$0,\!33$	60°	m um~62%	nein
301	12	ja	nein	$0,\!50$	60°	nein	Typ A
302	12	ja	nein	$0,\!50$	60°	nein	Typ C
303	7	ja	nein	$0,\!50$	60°	nein	Typ C
304	12	nein	nein	$0,\!50$	60°	nein	Typ E
305	12	nein	nein	$0,\!50$	60°	\mathbf{nein}	Typ F

Tabelle 6.2: Entwurfsparameter der untersuchten Coax-Swirl-Elemente

• Verschiedene Drall-Aufsätze wurden angebracht, um neben dem Kerosin auch den Sauerstoff in eine Rotationsbewegung zu versetzen (6-8). Hierbei wurden die relative Richtung der Rotation, die Querschnittsfläche des Eintritts in die Drallkammer als auch die Anzahl der Zuführungsbohrungen in die Drallkammer bei gleicher Gesamtfläche variiert. Dabei wurden die Drallaufsätze, bei denen Sauerstoff und Kerosin die gleiche Rotationsrichtung aufweisen, mit A, C und E bezeichnet. Der jeweils entsprechende Drallaufsatz, bei dem Brennstoff und Oxidator entgegengesetzte Drehrichtung aufweisen, wird mit B, D und F bezeichnet.

Tabelle 6.2 gibt eine Übersicht über die getesteten Konfigurationen wieder.



Abb. 6.3: Übersicht über die getesteten Coax-Swirl-Elemente

6 Untersuchte Einspritzelemente

7 Experimentelle Bestimmung der Leistungsdaten

7.1 Bewertung und Aufbereitung der Messdaten

7.1.1 Messdatenaufbereitung

Während eines Versuches werden von der Datenerfassungssoftware am Prüfstand alle analogen und digitalen Signale mit einer Frequenz von 250 Hz aufgezeichnet und gemeinsam mit einer Kalibrierdatei zur Umrechnung der Rohdaten in physikalische Werte gespeichert. Die dynamischen Drucksensoren werden mit einer Abtastrate von 15 kHz aufgezeichnet.

Vor der Berechnung der Leistungskenndaten wie Wandwärmestrom oder Verbrennungswirkungsgrad werden die Messwerte in einem Programm zur Anzeige und Auswertung der Rohdaten eingelesen (siehe Abbildung 7.1 oben). Hier können alle aufgezeichneten Daten überprüft und fehlerhafte Messungen festgestellt werden. Mithilfe des Programms können abgeleitete Größen wie das Mischungsverhältnis O/F oder die Durchflusskoeffizienten der Brennstoff- und Oxidatorseite des Injektors berechnet und als eigene Variable abgespeichert werden. Um die Intervalle auszuwählen, welche später für die Analyse der Leistungsdaten benutzt werden, verfügt das Programm über ein Statistik-Modul. Hier werden für ein Zeitintervall Δt die Messwerte der ausgewählten Kanäle gemittelt und mit Minimum und Maximum ausgegeben (siehe Abbildung 7.1 unten).

Die Intervalle für die Auswertung wurden so gewählt, dass alle Signale einen konstanten zeitlichen Verlauf aufweisen und das Ergebnis der Auswertung nicht durch transiente Vorgänge beeinflusst wird. Die ist beispielhaft in Abbildung 7.1 unten zu sehen. Beim Wechsel des Brennkammerdruckes vom Startniveau bei 20 bar auf den ersten Lastpunkt bei 60 bar zum Zeitpunkt t=10,0 s kommt es zum Überschwingen des Sauerstoffventils RVO. Dies führt zu einer Verschiebung des Mischungsverhältnisses und des Brennkammerdruckes, die für etwa 1 Sekunde bestehen bleiben. Danach stellen sich stabile Verhältnisse ein, welche für die Auswertung geeignet sind. Die Dauer der einzelnen Lastpunkte stellt sicher, dass die Kammer einen thermisch stabilen Zustand erreicht hat, das heißt, dass die Wandwärmeströme kein transientes Verhalten mehr zeigen.

Alle aufgezeichneten Signale weisen Schwankungen auf, welche die Genauigkeit der Messwerte verringern. Beim Vergleich der Leistungsdaten, die mit verschiedenen Konfigurationen aufgezeichnet wurden, ist es sinnvoll, diese mit der Standardabweichung der Messwerte zu vergleichen. Die normierte Standardabweichung σ_x berechnet sich aus den Differenzen der einzelnen Messwerte und dem arithmeti-



Abb. 7.1: Software zur Anzeige und Weiterverarbeitung von Messdaten
schen Mittelwert \bar{x}

$$\bar{x} = \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^{n} x_i \tag{7.1}$$

gemäß der Formel

$$\sigma_x = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}}{\bar{x}} \quad . \tag{7.2}$$

Mittelwert und Standardabweichung der Messgrößen sind für die Durchführung von Signifikanztests von Bedeutung und helfen dabei, auch ohne statistischen Nachweis die Auswirkungen einer Änderung in der Konfiguration zu beurteilen. Wenn die Änderung eines Messwertes zwischen zwei Konfigurationen deutlich größer ist als die zu erwartende Streuung, kann davon ausgegangen werden, dass diese auf die Unterschiede zwischen den beiden Konfigurationen zurückzuführen ist.

Die Schwankungen des Drucksignals werden durch die instationären Vorgänge der Verbrennung hervorgerufen und pflanzen sich auch in die Zuleitungen fort. Die zugehörige Standardabweichung beträgt zwischen zwei und fünf Prozent des Messwertes. Tabelle 7.1 zeigt dies exemplarisch für einen Lastpunkt bei 60 bar.

		PO5	PK5	PCZ	PC0	PC1	PC2	PC3
P_{min}	[bar]	$65,\!6$	68,8	$58,\!8$	$57,\!8$	$56,\!8$	$55,\!2$	$55,\! 0$
P_{max}	[bar]	68,8	72,1	60,7	61,4	$58,\!9$	$58,\! 3$	$57,\!4$
\bar{P}	[bar]	67,1	$70,\! 6$	$60,\! 0$	59,7	$57,\!9$	56,7	$56,\!4$
σ_P	[%]	$3,\!38$	3,82	2,27	$42,\!8$	$2,\!63$	$3,\!82$	$2,\!99$

 Tabelle 7.1: Mittelwert und Standardabweichung der Drucksignale

Abbildung 7.2 zeigt den Verlauf der Kühlwassertemperatur während eines Lastpunktes. Man erkennt zu Beginn des Lastpunktwechsels bei 25 Sekunden, wie die Thermalbelastung der Kammer kurzzeitig zurückgeht. Die ist eine Folge der Verschiebung des Mischungsverhältnisses, welches während der Transienten kurzzeitig zu brennstoffreicheren Werten und damit niedrigeren Verbrennungstemperaturen hin verschoben wird. Das Überschwingen des Sauerstoffventils und der damit verbundene zu große Sauerstoffanteil in der Kammer führen zu höheren Verbrennungstemperaturen und lassen die Wärmebelastung über das Maß des stationären Betriebspunktes hinausgehen. Im Diagramm erkennt man die gute Übereinstimmung der Kühlwassertemperaturen an den einzelnen axialen Positionen. Außerdem wird das in Kapitel 5 beschriebene unterschiedliche Übertragungsverhalten der Thermoelemente vom Typ K und der Pt-100 Widerstandsthermometer deutlich. Die Widerstandsthermometer reagieren deutlich langsamer auf die mit dem Lastpunktwechsel einhergehende Änderung der Kühlwasseraufheizung. Gleichzeitig ist das Rauschen des Signals deutlich geringer als bei den Mantelthermoelementen.



Test TEH-4T5-03, Element 302, p = 80 bar, O/F = 3,2

Abb. 7.2: Verlauf der Kühlwassertemperaturen beim Lastwechsel

In einigen Fällen zeigen Sensoren auf verschiedenen Umfangspositionen in der gleichen axialen Lage des Kühlsystems unterschiedliche Messwerte an. Diese Streuung der Messergebnisse führt zu Abweichungen des berechneten Wandwärmestroms, da dieser mit der Differenz der Temperaturen gebildet wird (siehe Kapitel 7.4). Dieser Einfluss ist bei niedrigen Brennkammerdrücken stärker ausgeprägt, weil hier die Aufheizung des Kühlwassers weniger stark ist und Abweichungen in der gemessenen Temperatur bis zu zwanzig Prozent der daraus berechneten Temperaturdifferenz betragen können. Typische Messwerte verschiedener Sensoren und die daraus folgende Standardabweichung der Aufheizung sind in Tabelle 7.2 gegeben.

Die Bestimmung der Massenströme von Kerosin und Sauerstoff erfolgt mit Coriolis-Massenstrommessgeräten. Anders als bei Venturi-Rohren, Messblenden oder Durchflussturbinen, die den Massenstrom aus dem bei der Durchströmung entstehenden Differenzdruck oder der Bestimmung des Volumenstroms ermitteln, wird der Massenstrom beim Coriolis-Sensor direkt bestimmt. Die Dichte des Fluids muss nicht bekannt sein. Der Aufbau der verwendeten Coriolis-Massenstrommessgeräte ist in Abbildung 7.3 gezeigt. Das Fluid durchströmt zwei bogenförmige Rohrschleifen, welche durch Magnetspulen zu einer Schwingung angeregt werden. Die auf das Fluid wirkende Corioliskraft führt zu einer Phasenverschiebung, welche über Aufnehmerspulen in ein elektrisches Signal umgewandelt wird.

Die Vorteile des verwendeten Systems sind die hohe Genauigkeit von 0,5% des Messbereiches sowie die direkte Messung des Massenstroms, welche zusätzliche

PC	[bar]	40	60	80
$TW1_{min}$	[K]	283,4	$283,\!3$	$283,\!3$
$TW1_{max}$	[K]	283,4	$283,\!3$	$283,\!3$
$TW2_{min}$	[K]	292,0	$297,\! 0$	$300,\! 0$
$TW2_{max}$	[K]	$293,\!8$	297,7	$300,\!4$
$\overline{\Delta T W_{12}}$	[K]	9,5	$14,\!1$	$16,\!9$
$\sigma_{\Delta T W_{12}}$	[%]	13,4	3,0	0,2
$TW3_{min}$	[K]	$_{303,6}$	313,7	$320,\!4$
$TW3_{max}$	[K]	$304,\!8$	$314,\!2$	$321,\! 6$
$\overline{\Delta T W_{23}}$	[K]	$11,\!3$	$16,\! 6$	$20,\!8$
$\sigma_{\Delta T W_{23}}$	[%]	3,8	4,7	0,5
$TW4_{min}$	[K]	$316,\!6$	$332,\!8$	344,8
$TW4_{max}$	[K]	317,2	$_{333,4}$	$344,\!9$
$\overline{\Delta TW_{34}}$	[K]	12,7	$19,\!2$	$23,\!9$
$\sigma_{\Delta TW_{34}}$	[%]	3,3	4,0	0,4

Tabelle 7.2: Mittelwert und Standardabweichung der Kühlwasseraufheizung



Abb. 7.3: Aufbau der verwendeten Coriolis-Massenstrommessgeräte [80]

Fehler vermeidet. Nachteilig wirken sich die systembedingte lange Reaktionszeit von etwa 1 Sekunde sowie die Sensitivität des Systems gegenüber starken Temperaturänderungen aus: Transiente Vorgänge können nicht erfasst werden. Tabelle 7.3 zeigt typische Messwerte und Standardabweichungen

7.1.2 Nichtlineare Fehlerfortpflanzung

Bei der später folgenden Analyse der Wärmefreisetzung sowie des Wärmeüberganges in die Brennkammerwand kann näherungsweise von einer linearen Fortpflanzung von Messfehlern ausgegangen werden. Bei der Bestimmung des Verbrennungswirkungsgrades verhält sich dies anders. Dies soll exemplarisch an ei-

$\dot{m}_{Ox,min}$	[g/s]	177,2	178,2	296,1	300,0	$_{303,5}$	313,1	398,3	418,9	462,4
$\dot{m}_{Ox,max}$	[g/s]	202,2	201,1	$319,\!0$	$319,\!2$	$336,\!5$	$332,\!3$	422,7	$437,\!8$	$478,\!4$
$\overline{\dot{m}_{Ox}}$	[g/s]	190,2	$189,\!5$	$309,\!8$	$308,\!6$	$319,\!8$	$323,\!8$	$411,\!3$	428,7	$471,\!9$
$\sigma_{\dot{m}_{Ox}}$	[%]	$6,\!58$	6,20	3,72	3,13	5,16	$2,\!97$	$2,\!97$	2,20	1,71
$\dot{m}_{F,min}$	[g/s]	70,8	$73,\!4$	$102,\! 6$	$104,\! 6$	$105,\!3$	117,7	138,4	$142,\!3$	150,7
$\dot{m}_{F,max}$	[g/s]	75,0	76,9	$106,\!8$	$109,\!9$	110,2	$119,\!5$	$143,\!5$	$146,\!5$	$154,\!4$
$\overline{\dot{m}_F}$	[g/s]	72,8	$75,\!3$	$104,\! 6$	$107,\!4$	108,2	116,7	$141,\! 0$	$114,\!1$	$152,\!5$
$\sigma_{\dot{m}_{Ox}}$	[%]	2,85	2,31	$2,\!00$	2,43	2,27	$2,\!06$	$1,\!81$	$1,\!47$	$1,\!19$

Tabelle 7.3: Mittelwert und Standardabweichung der Massenstromsignale

nem hypothetischen systematischen Fehler des Sauerstoffmassenstroms näher erläutert werden.

Wird vom entsprechenden Sensor ein zu niedriger Massenstrom gemessen, wird für die Bestimmung des Verbrennungswirkungsgrades ein falsches Mischungsverhältnis zur Ermittlung der theoretischen charakteristischen Geschwindigkeit $c_{theoretisch}$ in Gleichung (7.14) herangezogen. Diese weist, wie man in Abbildung 7.4 sehen kann, im Bereich von $O/F \leq 2$ eine starke Abhängigkeit vom Mischungsverhältnis auf. Hinzu kommt, dass der experimentell ermittelte Wert der charakteristischen Geschwindigkeit c_{test} auf einem zu geringen Gesamtmassenstrom basiert und deswegen zu groß ist. Beide Fehler überlagern und verstärken sich gegebenenfalls. Dies führt zu berechneten Verbrennungswirkungsgraden, die in der Größenordnung des ursprünglichen Messfehlers zu hoch sind. Problematisch ist, dass der Fehler, der bei der Berechnung des Verbrennungswirkungsgrades gemacht wird, über dem Mischungsverhältnis einen nichtlinearen Verlauf zeigt. Um die Problematik besser beurteilen zu können, wurde der zu erwartende Fehler in einem Bereich des O/F von 1 bis 3,8 und einer Fehlmessung des Sauerstoffmassenstroms um 1% bis 5% abgeschätzt. Abbildung 7.5 zeigt, dass



Abb. 7.4: Verlauf der charakteristischen Geschwindigkeit über dem Mischungsverhältnis

für Mischungsverhältnisse oberhalb von 2,5 eine nahezu konstante Fortpflanzung des Fehlers stattfindet. Da der Sauerstoffmassenstrom nur einen Teil des Gesamtmassenstroms beiträgt und die charakteristische Geschwindigkeit hier nur wenig über dem O/F variiert, kann in diesem Bereich trotz Fehlmessung auf den Einfluss, den die Gestaltung der Elemente und die Wahl des O/F auf den Verbrennungswirkungsgrad haben, zurückgeschlossen werden. Fehler im berechneten Verbrennungswirkungsgrad liegen unterhalb 3%.

Anders verhält sich dies bei Mischungsverhältnissen, die weiter im brennstoffreichen Gebiet liegen. Durch das Anwachsen des Fehlers ist hier der Vergleich von Verbrennungswirkungsgraden, die bei unterschiedlichen Mischungsverhältnissen ermittelt wurden, nicht mehr ohne weiters möglich. Ein Messfehler von bis zu 5% kann aufgrund der im Betrieb auftretenden Streuungen (siehe Tabelle 7.3) nicht sicher nachgewiesen werden. Ein Ansteigen des Verbrennungswirkungsgrades um drei Prozent bei einer Verringerung des Mischungsverhältnisses von 2,5 bis 1,5 ist physikalisch zweifelhaft, da die Reaktionsrate der Verbrennung mit zunehmender Entfernung von der Stöchiometrie abnimmt und deutet auf den zuvor beschriebenen systematischen Fehler in der Massenstrommessung hin. Die qualitative Bewertung des Einflusses von Konstruktionsparametern kann erfolgen, so lange diese bei gleichem O/F stattfindet.



Abb. 7.5: Fehler des Verbrennungswirkungsgrades durch falsches Massenstromsignal

7.2 Das Hydraulische Verhalten

Das hydraulische Verhalten der Einspritzelemente umfasst die Beschreibung der Druckverluste auf der Oxidator- und Brennstoffseite des Injektors sowie die Ausbildung des Spraykegels.



Abb. 7.6: Detail einer Gegenlichtaufnahme des Sprühnebels von Element 205 bei 80 bar Gegendruck

7.2.1 Ausbildung des Spraykegels

Die videografischen Aufnahmen der Spraytests wurden für eine qualitative Auswertung der Sprayaufbereitung herangezogen. Da das Licht der Halogenlampe vor Erreichen des stationären Betriebs durch den dichten Kerosinnebel, der die Kammer vollständig ausfüllt, absorbiert wurde, konnten Auswirkungen unterschiedlicher Massenströme oder Impulsverhältnisse nicht untersucht werden. Der Einfluss der Elementkonfiguration auf die Ausbreitung des Treibstoffgemischs konnte in einigen Fällen deutlich nachgewiesen und mit Erkenntnissen aus Heißtests verglichen werden.

Bei den untersuchten Gegendrücken zwischen 40 bar und 80 bar verschwindet die Oberflächenspannung des Kerosins, so dass keine Tröpfchen, sondern die aus anderen Veröffentlichungen (z. B. [36]) bekannten turbulenten Strukturen zu erkennen sind. Exemplarisch ist dies an einer Aufnahme zu sehen, die mit der Basiskonfiguration 205 bei einem Gegendruck von 80 bar entstanden ist (siehe 7.6). Die Grenzfläche zwischen Kerosinnebel und Stickstoffatmosphäre erscheint wie die Grenzfläche zweier Fluide stark unterschiedlicher Dichte. Sie ist durch turbulente Oberflächenwellen, welche durch die Relativgeschwindigkeit und das Impulsverhältnis der beiden Stoffe beeinflusst werden, gekennzeichnet.

Der Einfluss, den der zentrale Gasmassenstrom auf die Ausbildung des Sprühnebels hat, ist im Vergleich der zweier Aufnahmen mit und ohne Gasmassenstrom zu sehen (siehe Abbildung . von etwa 90° sinkt der Winkel des Spraykegels auf Werte um 30°. Der Gasmassenstrom reißt das Kerosin mit und beschleunigt es in axialer Richtung. Darüber hinaus bilden sich durch den Gasmassenstrom Rezirkulationszonen im Bereich der Faceplate aus.

Die Aufzeichnungen konnten auch dazu verwendet werden, die grundlegend andere Ausbreitung der Treibstoffpartner bei der Verwendung von Drallerzeugern



Abb. 7.7: Gegenlichtaufnahme des Sprühnebels von Element 205 ohne (links) und mit(rechts) Gasmassenstrom

auf der Sauerstoffseite zu verdeutlichen. Durch den Drehimpuls des zentralen Gasmassenstroms wird dagegen bei der Verwendung der Drallaufsätze das Kerosin sofort nach dem Austritt aus der Brennkammer auf den maximal möglichen Außendurchmesser gedrängt. Hier findet eine wesentlich intensivere Vermischung der beiden Reaktionspartner statt. Der Unterschied zum Spraybild der Standardkonfiguration ist in Abbildung 7.8 am Beispiel des Elements 302 mit Sauerstoffdrall dargestellt.



Abb. 7.8: Gegenlichtaufnahme des Sprühnebels von Element 302 mit Sauerstoffdrall bei 60 bar Gegendruck

7.2.2 Druckverlustverhalten

Die Bestimmung von Durchflusskoeffizienten ermöglicht neben der allgemeinen Vorhersage auftretender Druckverluste eine detaillierte Beschreibung von Kavitationseffekten, welche in manchen Betriebspunkten in den Kerosin-Kanälen auftreten können und Einfluss auf das Betriebsverhalten des Elementes haben. Die Ermittlung der zugehörigen Kenngrößen kann sowohl für Spraytests als auch für den Heißtest erfolgen.

Der Durchflusskoeffizient für die Sauerstoffseite wird gemäß der Herleitung in Kapitel 3.3 wie folgt berechnet:

$$c_{D,Gas} = \frac{\dot{m}_{Gas}}{A_{ref} \cdot \phi \cdot \sqrt{2 \cdot p_{O5} \cdot \rho_{Gas}}} \quad . \tag{7.3}$$

Die Ausflusszahl ϕ berücksichtigt dabei die Kompressibilität des Gases:

$$\phi = \sqrt{\frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot \left[\left(\frac{p_{C0}}{p_{O5}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_{C0}}{p_{O5}} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa}} \right]} \quad . \tag{7.4}$$

Als Referenzfläche wurde jeweils der volle Querschnitt am Eintritt in die Brennkammer gewählt. Der zugehörige Durchmesser beträgt bei Premix-Elementen 8 mm, bei Koaxial-Elementen 12,3 mm. Auf der Kerosinseite ist die Berechnung des Durchflusskoeffizienten einfacher:

$$c_{D,Ker} = \frac{\dot{m}_{Ker}}{A_{ref} \cdot \sqrt{2 \cdot (p_{K5} - p_{C0}) \cdot \rho_{Ker}}} \quad . \tag{7.5}$$

Die Referenzfläche wird hierbei durch die gesamte Einspritzquerschnittsfläche für das Kerosin wiedergegeben.

Bei der Auswertung der Daten aus Spraytests muss berücksichtigt werden, dass auf der Oxidatorseite Stickstoff als Ersatzmedium verwendet worden ist. Die Experimente wurden so durchgeführt, dass die Reynolds-Ähnlichkeit der Strömungen gegeben ist:

$$Re_{N_2} = \frac{\rho_{N_2} \cdot v_{N_2} \cdot d_{ref}}{\eta_{N_2}} \stackrel{!}{=} \frac{\rho_{O_2} \cdot v_{O_2} \cdot d_{ref}}{\eta_{O_2}} = Re_{O_2} \quad . \tag{7.6}$$

Die beiden Massenströme im Realfall und im Modell sind also über die dynamische Viskosität der Fluide miteinander verknüpft:

$$\dot{m}_{O_2} = \dot{m}_{N_2} \cdot \frac{\eta_{O_2}}{\eta_{N_2}} = \dot{m}_{N_2} \cdot 1,137$$
 (7.7)

Die Umrechnung des Stickstoffmassenstroms in den äquivalenten Sauerstoffmassenstrom muss erfolgen, wenn Durchflusskoeffizienten oder Druckverluste in Bezug auf das Mischungsverhältnis O/F oder das Impulsverhältnis q betrachtet werden.

Bei der Auswertung der Ergebnisse ist zu beachten, dass der statische Druck PC0 in der Brennkammer nicht direkt in der Austrittsebene des Elements bestimmt wird, sondern 7 mm stromab. Es kann davon ausgegangen werden, dass der statische Druck sich innerhalb der kurzen Strecke nicht wesentlich geändert hat. Einflüsse, die durch die Querschnittserweiterung bedingt sind, müssen ebenso in Betracht gezogen werden wie die Tatsache, dass im Heißtest die chemische Reaktion bereits im Recess einsetzt und die Strömung entsprechend beeinflussen kann. In der Spraytestkammer liegt die Messstelle PC0 auf einem wesentlich größeren Querschnitt. Tendenziell sind hier also bei Annahme gleichen Totaldrucks höhere statische Drücke als in der Brennkammer zu erwarten. Andererseits wird in der Spraytestkammer der Einfluss der thermischen Androsselung durch die Verbrennung ausgeschlossen.

7.3 Die Wärmefreisetzung

Der axiale Verlauf der Wärmefreisetzung kann mit Hilfe der Wanddruckverteilung in der Kammer bewertet werden. Solange Verbrennungsreaktionen ablaufen und Wärme freigesetzt wird, sinkt der statische Druck im zylindrischen Brennkammerabschnitt aufgrund der Beschleunigung, die das Gas erfährt. Hierfür stehen die Signale p_{C0} , p_{C1} , p_{C2} und p_{C3} der in Kapitel 5 beschriebenen Sensoren zur Verfügung. Zur besseren Vergleichbarkeit werden die statischen Drücke mit dem Brennkammertotaldruck in der Einspritzebene normiert. Ihre axiale Lage ist in Tabelle 7.4 angegeben. Die Position der Druckmessbohrung s wird relativ zur Einspritzebene gemessen.

Messstelle	s [mm]	dimensionslose Länge s/L* [-]
p_{C0}	7	0,0064
p_{C1}	104	$0,\!094$
p_{C2}	234	$0,\!212$
p_{C3}	364	0,330

Tabelle 7.4: Position der Druckmessstellen zur Bestimmung des Wanddruckverlaufes

7.4 Der Wärmestrom in die Wand

Die Aufzeichnung von Druck und Temperatur des Kühlwassers, die an verschiedenen Umfangspositionen am Ein- und Auslassmanifold sowie den Überleitungsmanifolds stattfindet, erlaubt die Berechnung der Wärmemenge, die der Brennkammer durch die Wand entzogen wird. Die zwischen zwei Querschnitten 1 und 2 zugeführte Wärme kann mit dem ersten Hauptsatz der Thermodynamik für eine offenes, stationär durchströmtes System beschrieben werden:

$$\dot{m}_{Wasser} \cdot \left[\left(c_{p_2} \cdot T_2 + p_2 v_2 + \frac{c_2^2}{2} \right) - \left(c_{p_1} \cdot T_1 + p_1 v_1 + \frac{c_1^2}{2} \right) \right] = Q_{12} \quad . \tag{7.8}$$

So kann im vorliegenden Versuchsaufbau der Wärmeübergang in die Wand für jedes Segment separat betrachtet werden. Seine axiale Verteilung kann dann im Bezug auf die gesamte Wärmemenge, die an die Wand abgeführt wurde, betrachtet werden. Um die Ergebnisse leichter mit anderen veröffentlichten Daten vergleichen zu können, bietet es sich an, anstelle der Wärmeströme die flächenbezogene Wärmestromdichte zu betrachten. Hierzu wird der Quotient aus abgeführter Wärmemenge und Brennkammeroberfläche gebildet:

$$\Phi_i = \frac{Q_i}{A_i} \quad . \tag{7.9}$$

Um besser beurteilen zu können, wie der Betriebspunkt der Brennkammer auf der einen und die geometrische Gestaltung des Einspritzelementes auf der anderen Seite den Wärmestrom in die Wand beeinflussen, wurde eine Regressionsanalyse der Wärmestromdaten durchgeführt. Hierbei wurden die Koeffizienten a, b und c der Gleichung

$$\Phi = a \cdot \left(\frac{O}{F}\right)^b \cdot \left(p_c\right)^c \quad . \tag{7.10}$$

bestimmt. Hierbei gehen die Wärmestromdichte in MW/m^2 und der Druck in MPa ein. Aus anderen Studien ist bekannt, dass die Steigerung des Gesamtmassenstroms, die den Brennkammerdruck bestimmt, zu einem Koeffizienten cin der Größenordnung von 0,8 bis 1,0 führt. Umfangreiche Wärmestromdaten für LOX/Kerosin sind in 1988 von der NASA veröffentlicht worden [81]. Eine Abschätzung der zu erwartenden Wärmeströme kann in gewissen Grenzen durch Extrapolation bekannter Daten erfolgen.

Zur Bestimmung der Koeffizienten wird die Gleichung durch Logarithmieren linearisiert:

$$\log \Phi = a + b \cdot \log\left(\frac{O}{F}\right) + c \cdot \log\left(p_c\right) \quad . \tag{7.11}$$

Für diese Gleichung wurde eine Näherungsfunktion gemäß der Methode der kleinsten Fehlerquadrate gesucht:

$$QME = \sum_{i=1}^{n} \left(\log \Phi_i - \log a - b \cdot \log \left(\frac{O}{F}\right)_i - c \cdot \log \left(p_c\right)_i \right)^2$$
(7.12)

mit den Randbedingungen

$$\frac{\partial \left(QME\right)}{\partial a} = \frac{\partial \left(QME\right)}{\partial b} = \frac{\partial \left(QME\right)}{\partial c} = 0.$$
(7.13)

Das entstehende Gleichungssystem wurde unter Verwendung der Matlab-Standard-Routine corrcoef gelöst [82].

7.5 Der Verbrennungswirkungsgrad

Wie in Kapitel 2 erläutert, stellt die charakteristische Geschwindigkeit c^{*} die wichtigste Kenngröße zur Beurteilung des Verbrennungswirkungsgrades eines Raketentriebwerkes dar. Gleichung 2.16 zeigt, dass die charakteristische Geschwindigkeit von der Treibstoffzusammensetzung und dem Brennkammerdruck (bzw. der Brennkammertemperatur) abhängt, nicht jedoch von der geometrischen Gestaltung der Schubkammer. Deswegen eignet sich die Definition des Verbrennungswirkungsgrades auf der Basis der charakteristischen Geschwindigkeit sehr gut für die Analyse von Einspritzelementen. Änderungen in der Konstruktion des Injektors sollten den Verbrennungswirkungsgrad signifikant beeinflussen.

Der Verbrennungswirkungsgrad eines Raketentriebwerkes wird wie folgt angegeben:

$$\eta_{c^*} = \frac{c_{*Test}}{c_{*theoretisch}} = \frac{\frac{p_{t,t} \cdot A_t}{\dot{m}_{ges}}}{c_{*theoretisch}} \quad . \tag{7.14}$$

Der Verbrennungswirkungsgrad wird analog zur allgemein üblichen Vorgehensweise, wie sie in [83] beschrieben ist, ermittelt. Die Berechnung der charakteristischen Geschwindigkeit erfolgt mit Hilfe des Programms CEA2, welches auch nach seinen Autoren als "Gordon-McBride- bekannt ist [9].

7.5.1 Das Computerprogramm CEA2

Das Programm CEA2 ermöglicht dem Benutzer die Berechnung einer Vielzahl von Verbrennungsreaktionen. Umfangreiche Datenbanken erlauben die Auswahl von mehreren Brennstoffen und Oxidatoren, welche in einem vom Benutzer wählbaren Massen- oder Mengenverhältnis zur Reaktion gebracht werden. Die Berechnung erfolgt auf der Basis der Minimierung der freien Gibbs'schen Enthalpie, die Kinetik der ablaufenden chemischen Reaktionen wird nicht abgebildet. Das Programm bietet die Möglichkeit, aus diversen anwendungsspezifischen Berechnungsmethoden auszuwählen. Eine davon ist das so genannten "Rocket Problem". Mit seiner Hilfe kann eine Reihe für die Auslegung und Leistungsbestimmung von Raketentriebwerken wichtiger Stoffdaten ermittelt werden. Bei der Berechnung eines Rocket-Problems werden nicht nur die totalen Zustandsgrößen des Abgases und die Spezieszusammensetzung nach der Verbrennung ermittelt. Die Ausgabedatei umfasst auch Größen, die für die Berechnung von Wärmetransportphänomenen notwendig sind, zum Beispiel die isobare Wärmekapazität c_p , die Wärmeleitfähigkeit λ und die Emissivität ε der Verbrennungsprodukte. Darüber hinaus werden mit der charakteristischen Geschwindigkeit c^* und dem spezifischen Impuls I_{sp} spezifische Kenngrößen von Raketenmotoren berechnet.

Bei der Berechnung der Reaktionen in der Brennkammer kann zwischen den Modellen des "infinite area combustors" (IAC) und des "finite area combustors" (FAC) gewählt werden:

- Beim IAC-Modell wird von einem ruhenden Gas ausgegangen, welches nach Ablauf der Verbrennungsreaktion durch eine konvergent-divergente Düse entspannt wird. Totalzustand und statischer Zustand am Ende der Brennkammer sind identisch.
- Beim FAC-Modell werden die Gleichungen zur Berechnung der Wärmefreisetzung in einem Rohr konstanten Querschnitts verwendet. Aus dem vom Benutzer angegebenen Kontraktionsverhältnis ε_c wird die Machzahl vor Eintritt in die Düse berechnet. Es werden statische und totale Größen vor dem

Eintritt in die Düse berechnet. Der Totaldruckverlust, der durch die Wärmezufuhr entsteht, wird mit berechnet.

Die Brennkammerwand wird als adiabat und reibungsfrei betrachtet. Die Effekte der Kühlung und der Reibung an der Wand müssen gesondert berücksichtigt werden. Beim verwendeten FAC-Modell werden Berechnungen in mehreren Ebenen durchgeführt:

• Injection ("inj"):

Die Stoffdaten werden direkt in der Einspritzebene berechnet. Totaldruckverluste durch die Wärmefreisetzung werden nicht berechnet. Die Strömungsgeschwindigkeit ist gleich Null.

• Combustion End ("c"):

Die Wärmefreisetzung ist abgeschlossen, die Strömung vollständig beschleunigt. Der statische Druck ist entsprechend der Zunahme an Geschwindigkeit und dem Totaldruckverlust gesunken. Die Machzahl der Strömung am Ende der Brennkammer wird durch die Schallbedingung im Düsenhals und das Kontraktionsverhältnis ε_c bestimmt.

• Throat (,,t "):

Das heiße Gas wird durch die Querschnittsverengung beschleunigt, bis - bei überkritischem Brennkammerdruck - im Hals die Schallgeschwindigkeit erreicht wird.

Im Anschluss an den Halsquerschnitt kann die Expansion des Gases auf unterschiedliche statische Drücke betrachtet werden, wie sie für die Auslegung von Schubdüsen von Bedeutung ist. Dabei kann wahlweise ein Expansionsverhältnis ε_e oder ein Druckverhältnis p/p_{inj} angegeben werden.

Bei der Berechnung der Heißgaszusammensetzung kann vom Benutzer zwischen den Berechnungsmethoden "frozen" und "equilibrium" gewählt werden:

- Die Berechnung nach der frozen-Methode geht von einer eingefrorenen chemischen Reaktion aus. Dabei bleibt die chemische Zusammensetzung der Gase, die sich bei der Verbrennung einstellt, während der Durchströmung der Kammer und der Expansion in der Düse unabhängig von Druck und Temperatur konstant
- Bei der Berechnung mit der equilibrium-Methode wird ein gleitendes chemisches Gleichgewicht angenommen. An jeder Stelle der Brennkammer und Düse entspricht die Zusammensetzung der Treibgase dem Gleichgewichtszustand, der von den lokalen statischen Werten der Temperatur und des Drucks vorgegeben wird. Bei Anwendung des FAC-Modells führt die Verwendung der equilibrium-Methode zu einer genaueren Berechnung der Stoffgrößen, da hier an jedem Punkt der Schubkammer zwischen statischen und totalen Größen unterschieden wird.

Zur Berechnung der Daten mit CEA2 werden folgende Eingangsgrößen benötigt:

- Kontraktions- und Expansionsverhältnis der Schubkammer:
- Für die Berechnung der Machzahlen innerhalb der Kammer und des divergenten Teils der Schubdüse ist die Kenntnis über den axialen Verlauf der Querschnittsfläche notwendig. Im Programmcode von CEA2 wird dabei nur das Flächenverhältnis unabhängig von seiner axialen Position berücksichtigt. Ausgehend von der Annahme Ma=1 im Halsquerschnitt kann über das Kontraktionsverhältnis ε_c der Zustand der Strömung am Ende der Kammer berechnet werden. Darüber hinaus kann für verschiedene Expansionsverhältnisse ε der Zustand des Gases im Endquerschnitt der Düse bestimmt werden. Dieser ist Basis für dei Berechnung des Schubes sowie des spezifischen Impulses, den das Triebwerk liefert.
- Enthalpieströme am Eintritt:

Die Enthalpiewerte von Oxidator und Brennstoff sind notwendig, um die Zustandsgrößen nach dem Ende der Verbrennung korrekt berechnen zu können. Ferner wird durch die in Kapitel 7.5.2 beschriebene Korrektur der Einspritzenthalpien dem Wärmestrom in die gekühlte Brennkammerwand Rechnung getragen, der zu einer Minderung der Leistung beiträgt.

• Mischungsverhältnis:

Das Verhältnis der Massenströme an Oxidator und Brennstoff beeinflusst elementar die Leistungsfreisetzung in der Brennkammer. Im vorliegenden Fall kann das aus Messungen bestimmte Mischungsverhältnis direkt verwendet werden.

• Totaldruck in der Einspritzebene:

Ein weiterer wichtiger Faktor bei der Ermittlung der Leistungskenndaten ist der Totaldruck, bei dem die Verbrennung abläuft. Seine Bestimmung auf der Basis der gemessenen statischen Wanddrücke wird weiter unten detailliert erläutert.

Die Ausgabedatei, die von CEA2 erzeugt wird, enthält neben den beschriebenen statischen und totalen Zustandsgrößen des Abgases, den für Wärmetransportphänomene relevanten Daten und den Kenngrößen für Raketenmotoren auch Angaben zur molaren Zusammensetzung des Gases sowie, im Fall der Verbrennung von Kerosin, eine Abschätzung der entstehenden Menge an Ruß.

7.5.2 Iterative Bestimmung des Verbrennungswirkungsgrades

Für die Vorhersage der theoretischen charakteristischen Geschwindigkeit in Gleichung (7.14) und des Totaldrucks der Strömung im Düsenhals mit Hilfe des CEA2-Codes werden die Totalenthalpien der Reaktionspartner in der Einspritzebene benötigt. Hierfür sind die Zuleitungen zum Injektor mit Druck- und Temperaturmessstellen ausgestattet.

Die Berechnung der Totalenthalpie des Kerosins erfolgt unter der Annahme, dass die Strömung von der Messstelle zur Einspritzung näherungsweise adiabat und isentrop verläuft. Totaldruckverluste, die durch die Beschleunigung und Umlenkung des Fluids beim Eintritt in die Einspritzbohrungen der Drallkanäle auftreten, können vernachlässigt werden. Das verwendete Coriolis-Massenstrommessgerät erlaubt neben der direkten Bestimmung des Massenstromes auch die Berechnung der Dichte. Die Dichte des Kerosins wird mit Hilfe eines temperaturabhängigen Polynoms und den Messwerten eines integrierten Pt100-Widerstandsthermometers ermittelt. Da der Rohrquerschnitt an der Stelle der Druckmessung bekannt ist, kann der Totaldruck des Kerosins berechnet werden:

$$p_{t,K} = p_K + \frac{\rho_K}{2} \cdot v_K^2$$
 (7.15)

Die Strömungsgeschwindigkeit wird mit Hilfe der Kontinuitätsgleichung bestimmt:

$$v_K = \frac{\dot{m}_K}{\rho_K \cdot A_K} \tag{7.16}$$

Mit den Größen Totaldruck, Temperatur und Dichte kann mit Hilfe des CEA2-Codes die Totalenthalpie am Eintritt in die Kammer bestimmt werden.

Bei der Berechnung der Totalenthalpie des Sauerstoffs muss dessen Kompressibilität berücksichtigt werden. Aus den gemessenen Daten für statischen Druck und Temperatur in der Zuleitung zum Injektor werden mit Hilfe des CEA2-Codes die isobare Wärmekapazität c_p sowie die Dichte ρ des Sauerstoffs bestimmt. Die Strömungsgeschwindigkeit im Rohr wird analog zum Brennstoff mit der Kontinuitätsgleichung berechnet. Man erhält die Totaltemperatur im kompressiblen Fall:

$$T_{tO,inj} = T_{tO,Rohr} = T_{O,Rohr} + \frac{v_{O,Rohr}^2}{2 \cdot c_{p_{O,Rohr}}}$$
 (7.17)

Um aus dem in der Einspritzebene gemessenen statischen Druck auf den Totaldruck des Oxidatorstroms schließen zu können, werden im nächsten Schritt die isobare Wärmekapazität c_p und der Isentropenexponent κ in der Einspritzebene benötigt. Diese können wiederum aus CEA2 entnommen werden, wenn die statische Temperatur $T_{O,inj}$ des Sauerstoffs in der Einspritzebene bekannt ist. Diese kann erneut durch die Verwendung der Kontinuitätsgleichung aus der konstant angenommenen Totaltemperatur $T_{tO,inj}$ bestimmt werden:

$$T_{O,inj} = T_{tO,inj} - \frac{\dot{m}_O^2}{2 \cdot c_{p_{O,inj}} \cdot (\rho_{O,inj} \cdot A_{O,inj})^2} \quad . \tag{7.18}$$

Da jedoch die isobare Wärmekapazität $c_{p_{O,inj}}$ und die Dichte $\rho_{O,inj}$ von der statischen Temperatur $T_{O,inj}$ abhängen, kann die Gleichung (7.18) nur iterativ gelöst werden. Ist die statische Temperatur bekannt, wird der zugehörige Wert der isochoren Wärmekapazität $c_{v_{O,inj}}$ und der Schallgeschwindigkeit $a_{O,inj}$ in der Einspritzebene bestimmt. Diese beiden Größen werden für die Berechnung des Isentropenexponenten

$$\kappa = \frac{c_p}{c_v} \tag{7.19}$$

beziehungsweise für die Bestimmung der Machzahl in der Einspritzebene

$$Ma = \frac{v}{a} \tag{7.20}$$

benötigt. Damit kann der Totaldruck in der Einspritzebene nach der Gleichung

$$p_{tO,inj} = p_{O,inj} \cdot \left(1 + \frac{\kappa_{O,inj} - 1}{2} \cdot Ma_{O,inj}^2 \right)^{\frac{\kappa_{O,inj}}{\kappa_{O,inj} - 1}}$$
(7.21)

berechnet werden. Wie beim Kerosin kann mit Hilfe von Totaldruck und -temperatur die Totalenthalpie des Sauerstoffs aus den Tabellen von CEA2 entnommen werden.

Bevor die theoretische charakteristische Geschwindigkeit mit CEA2 bestimmt werden kann, muss der Wärmestrom in die gekühlte Brennkammerwand berücksichtigt werden. Das Programm CEA2 geht von adiabaten Brennkammerwänden aus. Der Verlust an Wärmeenergie durch die gekühlte Wand entspricht einer Abnahme der Totalenthalpie im betrachteten System, die vom Programm nicht berücksichtigt wird. Die Verringerung der in die Brennkammer eintretenden Enthalpieströme stellt das Gleichgewicht aus ein- und austretenden Enthalpieströmen wieder her. Dazu wird der im Kühlsystem abgeführte Enthalpiestrom auf Brennstoff- und Oxidatormassenstrom aufgeteilt und die Totalenthalpien der Reaktanden entsprechend reduziert. Die Wärmezufuhr in das Kühlwasser wird durch die Gleichung (7.8) bestimmt. Die Wärmemenge wird gemäß dem Mischungsverhältnis von den eintretenden Enthalpieströmen an Brennstoff und Oxidator abgezogen. Man erhält für die neue, korrigierte Totalenthalpie des Brennstoffs:

$$h_{tK,korr} = h_{tK} - \frac{Q_{12}}{(\dot{m}_O + \dot{m}_K) \cdot \left(1 + \frac{O}{F}\right)} \quad . \tag{7.22}$$

Für den Oxidator ergibt sich

$$h_{tO,korr} = h_{tO} - \frac{Q_{12}}{(\dot{m}_O + \dot{m}_K) \cdot \left(1 + \frac{1}{\frac{O}{E}}\right)} \quad . \tag{7.23}$$

Weil CEA2 keine Reaktionskinetik abbildet, beeinflusst die Verringerung der Enthalpie am Eintritt in die Brennkammer nicht den Verlauf, nur das Ergebnis der chemischen Reaktion in der Brennkammer. Üblicherweise führt die Reduktion der Enthalpie am Eintritt zu einer Verringerung der theoretischen charakteristischen Geschwindigkeit von 3,5% (siehe Abbildung 7.9). Dies bedingt einen ebenso großen Anstieg des berechneten Verbrennungswirkungsgrades η_{c*} .

Zur Bestimmung der charakteristischen Geschwindigkeit und des Verbrennungswirkungsgrades im gegebenen Betriebspunkt muss neben dem Mischungsverhältnis O/F auch der Totaldruck der Verbrennung in der Einspritzebene bekannt sein. Dieser kann aus den gemessenen statischen Wanddruckkdaten bestimmt werden. Der Verlauf des statischen Wanddruckes über die volle Kammerlänge hinweg zeigt, dass unmittelbar vor Beginn der Kontraktion kein signifikanter Abfall des statischen Druckes und damit verbunden keine Beschleunigung der Strömung mehr stattfindet und die Wärmefreisetzung somit als abgeschlossen betrachtet werden kann. Folglich kann auch der gemessene Druck p_{c3} interpretiert werden als statischer Druck der Ebene "combustion end", p_c (siehe Abschnitt 7.5.1). In einer



Abb. 7.9: Absinken des c* bei Diabasie der Brennkammerwand

Iterationsschleife wird von der Auswertesoftware beim gegebenen Mischungsverhältnis O/F der Totaldruck $p_{t,inj}$ so lange variiert, bis der gemessene Druck p_{c3} und p_c aus der CEA2-Berechnung übereinstimmen.

Nach dem Ende der Iteration ist der Referenzwert $c_{theoretisch}^*$ für die Berechnung des Verbrennungswirkungsgrades nach Gleichung (7.14) bekannt . Bevor aus dem von CEA2 berechneten Totaldruck im Hals die tatsächliche charakteristische Geschwindigkeit c_{Test}^* ermittelt werden kann, muss der tatsächlich vorliegende Halsquerschnitt abgeschätzt werden. Da CEA2 ein eindimensionales Berechnungsverfahren ist, können Effekte, welche durch die Reibung an der Wand hervorgerufen werden, nicht berücksichtigt werden. Die Wandreibung und die von ihr induzierte Grenzschicht führen jedoch zu weiteren Durckverlusten im Bereich der Kontraktion sowie zu einer Abnahme des effektiven Strömungsquerschnittes im Hals, A_t . Zur Berücksichtigung dieser Effekte wird eine Tabelle herangezogen, in der mit dem zweidimensionalen CFD-Programm TDK für verschiedene Betriebspunkte c_D -Werte der Halsquerschnittsfläche berechnet wurden. Ein geeigneter c_D -Wert für die vorliegenden Testdaten wird durch eine zweidimensionale Interpolation nach Mischungsverhältnis und Totaldruck ermittelt.

8 Experimente und Ergebnisse

Für die Durchführung der Versuche kam eine Steuersoftware zum Einsatz, die mit Hilfe des Software-Pakets LabView 7.0 entwickelt wurde. Während des gesamten Tests übernimmt das Programm die Steuerung der Ventile und überwacht sicherheitsrelevante Grenzwerte wie den Kühlwassermassenstrom oder den Brennkammerdruck. Der zeitliche Ablauf der Testsequenz wird vom Benutzer in einer Steuerdatei hinterlegt und vor Beginn des Tests vom Programm eingelesen. In der Steuerdatei sind die Stellwerte aller Ventile des Prüfstands für die verschiedenen Zeitintervalle des Tests hinterlegt. Außerdem enthält die Steuerdatei Informationen über den zeitlichen Verlauf der oberen und unteren Grenzwerte aller überwachten Kanäle. Die Grenzwerte können so je dem aktuellen Lastpunkt der Brennkammer angepasst werden. Die automatisierte Durchführung des Versuchs garantiert die zeitliche Reproduzierbarkeit der transienten Vorgänge und ermöglicht eine einfach Wiederholung eines Testlaufs.

Innerhalb einer Sequenz werden nach der bestätigten Inbetriebnahme des Kühlsystems und dem erfolgreichen Zünden der Brennkammer vordefinierte Lastpunkte angesteuert. Dazu werden die Massenströme an Brennstoff und Oxidator mit Hilfe der jeweiligen Regelventile angepasst. Die zeitlichen Intervalle werden so gewählt, dass sich ein neues thermisches Gleichgewicht in der Brennkammer einstellen kann. Typischerweise betrugen die Haltezeiten der einzelnen Betriebspunkte 10 bis 15 Sekunden. Bei allen Versuchen wurde der erste Lastpunkt am Ende eines Test nochmals angesteuert, um Einflüsse des Betriebes auf das Verhalten des Systems abschätzen zu können. Mehrere Faktoren sind hierbei zu berücksichtigen:

- Die Aufheizung der Brennkammerwand während des Betriebs kann die Verdampfung des Brennstoffs und die chemische Reaktion beeinflussen. Dies kann sich wiederum in einem höheren Verbrennungswirkungsgrad oder in einer veränderten Verteilung der Wärmefreisetzung und und der Wandwärmeströme widerspiegeln.
- Der gasförmige Sauerstoff kühlt durch die Expansion aus den Flaschenbündeln und bei der Durchströmung des Regelventils deutlich ab. An Tagen mit niedriger Umgebungstemperatur sinkt die Eintrittstemperatur des Sauerstoffs zusätzlich, weil zunächst Sauerstoff bei Raumtemperatur aus der Leitung gefördert wird und nach und nach durch kaltes Gas aus den Bündeln ersetzt wird. das Absinken Oxidatortemperatur führt zu niedrigeren Strömungsgeschwindigkeiten im Einspritzsystem sowie zu einer Verlangsamung der chemischen Reaktion mit dem Brennstoff.
- Die Auswirkung, welche die Bildung von Ablagerungen durch Zersetzung von wandnahem Brennstoff auf den Wärmeübergang in die Brennkammerwand hat, war in der Vergangenheit wiederholt Gegenstand von Forschungsarbeiten [81], [12], [84]. Ob die im Betrieb entstehenden Ablagerungen an der

Brennkammerwand einen messbaren Einfluss auf den heißgasseitigen Wärmeübergangskoeffizienten ausüben, kann bei einer Wiederholung des ersten Lastpunktes am Ende der Testsequenz bestimmt werden.

Auf der Basis der gewonnenen Messdaten zeigte sich kein signifikanter Einfluss der beschriebenen Faktoren auf den Betrieb der Brennkammer.

Alle im Folgenden vorgestellten Ergebnisse wurden mit einer Brennkammer mit drei zylindrischen Brennkammersegmenten durchgeführt. Die charakteristische Länge dieses Aufbaus beträgt 975 mm. Bei der Diskussion der Ergebnisse wurden die Premix-Elemente und die Coax-Swirl-Elemente jeweils getrennt voneinander behandelt. Der Grund hierfür sind die Unterschiede hinsichtlich des Zerstäubungsprinzips und der untersuchten Betriebsbedingungen.

Das Premix-Element 101 mit 75° Einspritzwinkel, 6 Einspritzbohrungen und 3 mm Recess wird als Referenzfall verwendet. Alle Analysen zum Einfluss von Entwurfsparametern beziehen sich auf die Konfiguration dieses Element als Basis. Im Rahmen dieser Arbeit werden nur die Ergebnisse diskutiert, die mit den Injektoren 101 und 102 erzielt wurden. Diese decken den größten Bereich an Mischungsverhältnis und Brennkammerdruck ab und lassen einen Rückschluss auf den Einfluss des Einspritzwinkels zu. Eine Diskussion weiterer Konfigurationen ist in den Publikationen [85] bis [87] zu finden.

Bei den Coax-Swirl-Elementen wird das Element 205 als Referenz definiert. Für diese Konfiguration liegt die größte Datenbasis an untersuchten Brennkammerdrücken und Mischungsverhältnissen vor. Die Variation des Recess bei einem Drallwinkel von 45° wurde mit den Elementen 201, 202 und 203 in Kurzzeittests in der kapazitiven Brennkammer durchgeführt. Die Ergebnisse sind in [88] und [89] dokumentiert.

Die folgende Tabelle gibt einen Überblick über den Betriebsbereich, in dem die Injektoren in der wassergekühlten Kammer getestet wurden.

Element Nr.	Konfiguration	p _c	O/F	Bemerkungen
	0	[bar]	[-]	0
Premix				
101	$6 \ge 0.95 \text{ mm}, \ 75^{\circ}, \ 3 \text{ mm}$	6 - 40	1,0 - 3,6	$\mathbf{Referenz}$
102	$6 \ge 0.95 \text{ mm}, \ 45^{\circ}, \ 3 \text{ mm}$	20 - 40	2,6 - 3,2	
103	$6 \ge 0.95 \text{ mm}, 75^{\circ}, 4 \text{ mm}$	-	-	
104	$6 \ge 0.95 \text{ mm}, 45^{\circ}, 4 \text{ mm}$	20	2,0 - 3,0	
105	$4 \ge 1,16 \text{ mm}, 75^{\circ}, 4 \text{ mm}$	20	2,6 - 3,2	
106	$4 \ge 1,16 \text{ mm}, 45^{\circ}, 3 \text{ mm}$	20	2,7 - 3,4	
107	$6 \ge 0.95 \text{ mm}, 75^{\circ}, 3 \text{ mm}$	20	2,6 - 3,3	
Coax-Swirl				
201	$0 \mathrm{mm}, 45^{\circ}$	60	2,9	$\operatorname{Kurzzeit}$
202	$7 \text{ mm}, 45^{\circ}$	60	2,9	$\operatorname{Kurzzeit}$
203	$12 \ \mathbf{mm}, \ \mathbf{45^{\circ}}$	40 - 60	2,4 - 3,6	
204	$12 \ \mathbf{mm}, \ 60^{\circ}$	40 - 60	2,6 - 3,4	
$\boldsymbol{205}$	$12 \mathrm{mm},60^\circ,\mathrm{Nut}$	40 - 80	2,9 - 3,8	$\operatorname{Referenz}$
206	${f 12}~{ m mm},~{f 60}^\circ,~{ m ohne}~{ m Blende}$	40 - 80	2,9 - 3,3	instabil
207	$7 \text{ mm}, 60^{\circ}, \text{ ohne Blende}$	60 - 80	3,2	instabil
208	$0 \text{ mm}, 60^{\circ}, \text{ohne Blende}$	60 - 80	3,2	instabil
209	$12 \mathrm{mm},60^\circ,\mathbf{A}_{Recess}\mathrm{verringert}$	40 - 80	2,9 - 3,4	
210	${f 12}{ m mm},{f 60^\circ},{f A}_{Ker}{ m verringert}$	60 - 80	3,2	instabbil
211	$12 \text{ mm}, 60^{\circ}, \mathbf{A}_{Ker} \& \mathbf{A}_{Recess} \mathrm{verringert}$	60 - 80	3,2	
$\boldsymbol{212}$	$12\mathrm{mm},60^\circ,\!\mathrm{A}_{Ker}\&\mathrm{A}_{Recess}\mathrm{verringert}$	60 - 80	3,2	
Coax-Doppel-Drall				
301	12 mm, 8 GOX-Bohrungen	40 - 80	2,4 - 3,4	
302	12 mm, 12 GOX-Bohrungen	40 - 80	2,4 - 3,4	
303	7 mm, 8 GOX-Bohrungen	60 - 80	3,2	
304	$12 \mathrm{mm},\mathrm{A}_{Ox}$ verringert, gleichsinnig	40 - 60	2,9 - 3,2	
305	$12 \text{ mm}, \mathbf{A}_{Ox} \text{ verringert}, \text{ gegensinnig}$	40 - 60	2,7 - 3,4	

Tabelle 8.1: Betriebsbedingungen der Tests in der wassergekühlten Kammer (zur Diskussion herangezogene Konfigurationen sind fett gedruckt)

8.1 Premix-Elemente

8.1.1 Element 101 vs 102: Einfluss des Einspritzwinkels

Hydraulisches Verhalten

Der Einfluss, welchen die Änderung des Einspritzwinkels auf das Verhalten des Injektors hat, wird anhand der Elemente 101 und 102 verglichen. In den Diagrammen sind die Datenpunkte, welche mit dem Injektor 101 gemessen wurden, durch Kreise markiert. Rauten geben die mit dem Element 102 aufgezeichneten Messwerte wieder. Der Druck, bei welchem die Messungen durchgeführt



wurden, wird durch die Farbe des Symbolrandes angezeigt: Versuche bei 20 bar haben einen roten Rand, Versuche bei 40 bar einen blauen Rand. Die Füllfarbe der Symbole entspricht dem eingestellten Mischungsverhältnis O/F und wechselt in einem Bereich von 1,0 bis 3,8 von blau über grün und gelb nach rot.



Abb. 8.1: c_D-Wert der Sauerstoffseite Premix über Sauerstoffmassenstrom

Beim Element 101, das 6 Bohrungen unter einem Winkel von $\alpha = 75^{\circ}$ und 3 mm Recess aufweist, ist für den Anstieg des Sauerstoffmassenstroms von 90g/s bis 120 g/s in den Heißtests bei einem Brennkammerdruck von 20 bar ein deutliches Absinken des Druckverlustes im Sauerstoffkanal zu verzeichnen. Dieses spiegelt sich gleichzeitig in einem entsprechend steilen Anstieg des Durchflusskoeffizienten in Abbildung 8.1 wider und widerspricht der Erwartung, dass der c_D-Wert unabhängig vom Massenstrom sein sollte. Ursache hierfür ist die deutliche Zunahme des Kerosinmassenstroms mit sinkendem Mischungsverhältnis: Es kommt durch die Veränderung des Impulsverhältnisses zu einer zunehmenden Blockage des Strömungsquerschnitts durch den unter 75° zur Hauptachse eingespritzten Brennstoffmassenstrom, welcher zu einer intensiven Verbrennungsreaktion im Recess mit einhergehender Androsselung der Strömung führt. Deutlich wird dies in Abbildung 8.2. Hier sind die zu erwartenden Trajektorien des Kerosins für verschiedene Mischungsverhältnisse nach Gleichung (4.27) aufgetragen. Der Ursprung des Koordinatensystems liegt im Schnittpunkt der Bohrungsachse mit der Wand des Sauerstoffkanals. Mit zunehmenden Mischungsverhältnis wird der Kerosinmassenstrom stärker abgelenkt und die Verbrennungsreaktion findet weiter stromab statt. Der Einfluss einer Variation des Mischungsverhältnisses auf den sauerstoffseitigen Durchflusskoeffizienten zeigt auch Abbildung 8.3.



Abb. 8.2: Trajektorie des eingespritzten Kerosins bei Variation des Mischungsverhältnisses

Ein ähnliches Verhalten ist im Element 102, bei dem die Bohrungen für die Injektion des Brennstoffes unter $\alpha = 45^{\circ}$ eingebracht sind, zu beobachten. In Abbildung 8.3 ist zu sehen, wie der Durchflusskoeffizient bei einer Steigerung des Mischungsverhältnisses von 2,6 nach 3,4 von 0,6 auf 0,7 zunimmt. Es ist festzustellen, dass oberhalb eines Mischungsverhältnis von 2,9 anders als beim Element 101 keine signifikante Änderung des Durchflusskoeffizienten festzustellen ist. Offenbar wird die weiter stromab liegende Reaktionszone nicht so stark vom Mischungsverhältnis beeinflusst wie beim Element 101, wo im gesamten Betriebsbereich eine Zunahme des c_d-Wertes mit steigendem Mischungsverhältnis zu verzeichnen ist.

Das Druckverlustverhalten der beiden Konfigurationen bei einem Brennkammerdruck von 40 bar kann anhand der blau umrandeten Datenpunkte in den Abbildungen 8.3 und 8.4 analysiert werden. Es ist festzustellen, dass die Sensitivität des Druckverlustes und des Durchflusskoeffizienten gegenüber einer Änderung des Mischungsverhältnisses verringert ist. Beide Werte variieren nur geringfügig. Für den Durchflusskoeffizienten lässt sich bei 40 bar Brennkammerdruck kein signifikanter Unterschied zwischen den beiden Elementen ausmachen.

Einen weiteren Hinweis auf die Beeinflussung des Durchflusskoeffizienten der Sauerstoffseite durch die Verbrennungsvorgänge innerhalb des Recess gibt die Betrachtung der in Spraytests gewonnenen Daten. Hier zeigt sich, dass der Durch-

8 Experimente und Ergebnisse



Abb. 8.3: c_D-Wert der Sauerstoffseite Premix über Mischungsverhältnis

flusskoeffizient ohne Verbrennungsreaktion auf einem deutlich höheren Niveau liegt als im Fall des Heißtests. Bei einer Steigerung des Sauerstoffmassenstroms von 170g/s auf etwa 270 g/s bei 40 bar Gegendruck sinkt der c_D -Wert der Sauerstoffseite von einem Mittelwert von 0,86 auf Werte um 0,84. Diese geringfügige Änderung beruht in erster Linie nicht auf der Zunahme des Gasmassenstroms - der Durchflusskoeffizient ist nach Gleichung (7.3) eine vom Massenstrom unabhängige Kenngröße des Druckverlustes - , sondern auf der gleichzeitigen Steigerung des Kerosinmassenstroms, welche den zur Verfügung stehenden Querschnitt zusätzlich einengt.

Der Durchflusskoeffizient der Kerosinseite, der in den Abbildungen 8.4 und 8.5 auf der nächsten Seite über dem Massenstrom aufgetragen ist, zeigt ein der Sauerstoffseite ähnliches Verhalten. Bei einem Brennkammerdruck von 20 bar zeigt sich ein deutlicher Einfluss des Einspritzwinkels. Die Injektion unter einem Winkel von 75° führt zu deutlich niedrigeren Durchflusskoeffizienten. Das Element 101 zeigt darüber hinaus eine starke Abhängigkeit vom eingespritzten Kerosinmassenstrom, welche mit zunehmendem Brennkammerdruck weniger ausgeprägt ist. Spraytests der Kerosinseite ohne Gasströmung (siehe Abbildung 8.5) haben wesentlich höhere c_D -Werte ergeben, die zudem weniger sensitiv gegenüber einer Variation des Gegendrucks oder des Massenstroms sind. Dies zeigt, dass die beobachtete Veränderung der Durchflusskoeffizienten auf die im Bereich des Recess' stattfindende Vorreaktion zurückzuführen ist.



Abb. 8.4: c_D-Wert der Kerosinseite Premix über Kerosinmassenstrom



Abb. 8.5: $\mathrm{c_{D}}\text{-}\mathrm{Wert}$ der Kerosinseite Premix in Spraytests

Verbrennungswirkungsgrad

Die Werte des experimentell bestimmten Verbrennungswirkungsgrades sind in Abbildung 8.6 wiedergegeben. Es ist keine Abhängigkeit des η_{c^*} vom Einspritzwinkel, Brennkammerdruck oder Mischungsverhältnis zu erkennen. Auffällig ist das Ansteigen des Verbrennungswirkungsgrades für sinkende Mischungsverhältnisse unter ein O/F von 2. Da die Reaktionsrate der Treibstoffpartner mit wachsender Entfernung vom stöchiometrischen Mischungsverhältnis O/F=3.4 sinkt, sollte eine Verringerung des Verbrennungswirkungsgrades zu erwarten sein. Teilweise wird dieser negative Effekt durch eine bessere Zerstäubung des Kerosins bei den höheren Massenströmen, welche bei einem niedrigeren Mischungsverhältnis durchgesetzt werden, und die Verlagerung der Reaktionszone in den Bereich des Recess kompensiert. Die Werte, zu denen der Wirkungsgrad ansteigt, erscheinen jedoch für diese Konfiguration unrealistisch hoch. Zwar liegen typische Werte des Verbrennungswirkungsgrades von modernen Großtriebwerken oberhalb von 99%. In der Regel werden diese in einem Einzel-Element-Setup nicht erreicht, da hier der Einfluss der Brennkammerwand deutlich größer ist und mehr Brennstoff an der Brennkammerwand zersetzt wird. Es ist anzunehmen, dass ein systematischer Messfehler des Coriolis-Massenstrom-Messgerätes auf der Sauerstoffseite, wie er in Kapitel 7.1.2 diskutiert wurde, vorliegt.



Abb. 8.6: Verbrennungswirkungsgrad Premix über dem Mischungsverhältnis

Wärmefreisetzung

Das unterschiedliche Verhalten der beiden Elementvariationen bei 20 bar und 40 bar spiegelt sich auch im axialen Verlauf des Brennkammerdruckes in Abbildung 8.7 wider: Bei einem Brennkammerdruck von 20 bar führt der Kerosin-Einspritzwinkel von 45° (Element 102) zu einem Abfall des statischen Druckes auf Werte zwischen 93% und 94% des Totaldruckes an der Einspritzkopfplatte. Beim Element 101 mit 75° Einspritzwinkel dagegen fällt der statische Druck nur auf ca. 95,5% ab. Die Unterschiede verschwinden bei einer Steigerung des Brennkammerdruckes auf 40 bar. Beide Elemente zeigen einen ähnlichen Verlauf des statischen Brennkammerdruckes. Die Verbrennungsreaktion ist offenbar hier noch nicht abgeschlossen und es findet eine kontinuierliche Beschleunigung der Strömung statt. Es werden Werte zwischen 95% und 96% des Totaldruckes in der Kammer erzielt.

Wärmeübergang

Die Analyse der Gesamtwärmestromdichte in Abbildung 8.8 illustriert den Einfluss, welchen das Mischungsverhältnis mittelbar über die Verbrennungstemperatur auf die Thermalbelastung der Kammer ausübt. Beim Element 101 ist für die Versuche bei 20 bar Brennkammerdruck ein kontinuierlicher Anstieg der Wärmestromdichte bis hin zu einem Maximum in der Nähe der Stöchiometrie zu beobachten (siehe Abbildung 8.8). Es lässt sich kein signifikanter Unterschied zu Konfiguration 102 mit flacherem Einspritzwinkel feststellen. Ferner fällt auf, dass die bei 40 bar aufgezeichneten Werte der Wärmestromdichte beim Element 102 sehr stark anzusteigen scheinen. Dieser Eindruck relativiert sich jedoch vor dem Hintergrund der Tatsache, dass die Messwerte, die mit dem Element 101 gewonnen wurden, hier stark streuen. Für eine eindeutige Aussage reicht die Datenmenge nicht aus.

Ein Vergleich der beiden Elemente im Hinblick auf die axiale Verteilung der Wärmestromdichte zeigt, dass sowohl bei 20 bar als auch bei 40 bar die Verwendung des Injektors 102 zu höheren Wärmestromdichten im Brennkammerhals führt (siehe Abbildung 8.9). Darüber hinaus weisen die bei 20 bar mit dem Element 101 aufgezeichneten Verläufe im letzten Brennkammersegment ein charakteristisches Minimum auf, welches für kleine Mischungsverhältnisse auch bei 40 bar noch zu erkennen ist. Die Wärmestromdichten für Element 102 zeigen bei 40 bar eine ausgeprägte Streuung. Die starke Streuung der Messwerte weist darauf hin, wie stark der Einfluss der Brennkammerwand in einer Einzelelement-Brennkammer sein kann, wenn der Brennstoff nur mäßig gut zerstäubt wird und in Streifen die Brennkammerwand entlangfließt.



Abb. 8.7: Axiale Verteilung des statischen Brennkammerdruckes bei Premix-Elementen



 ${\bf Abb.}$ 8.9: Axiale Verteilung der Wärmestromdichte bei Premixelementen

8.2 Coax-Swirl-Elemente ohne Sauerstoffdrall

8.2.1 Charakterisierung der Basis-Konfiguration

Bevor die Auswirkungen, welche einzelne Konstruktionsparameter auf den Betrieb der Koaxialelemente haben, diskutiert werden, soll die Basis-Konfiguration des Coax-Swirl-Einspritzelementes charakterisiert werden.

Hydraulisches Verhalten

Der Durchflusskoeffizient des Oxidatorkanals zeigt in der Basiskonfiguration keine erkennbare Abhängigkeit vom Massenstrom oder Druckniveau. In den Spraytests, welche auf Seite 8.10 in Abbildung 8.10 wiedergegeben sind, wurden c_D -Werte um 0,31 ermittelt. In den Heißtests lagen die ermittelten Werte um 0,26, was einer Abnahme um 16% gegenüber den Spraytests entspricht (siehe Abbildung 8.11).



Abb. 8.10: c_D-Wert der Sauerstoffseite des Basiselements in Spraytests

Bei der Analyse möglicher Ursachen für die niedrigen c_D -Werte in den Heißtests sind mehrere Faktoren zu berücksichtigen. Es muss der Tatsache Rechnung getragen werden, dass Unterschiede zwischen dem tatsächlich am Ende des Recess vorliegenden statischen Druck und dem gemessenen Wert PC0 über die Formeln (7.3) und (7.4) in den c_D -Wert eingehen. Beim Vergleich von Messwerten aus Spraytests und Heißtests ist der Einfluss der unterschiedlichen Kammergeometrien zu berücksichtigen. Ein direkter Vergleich der sauerstoffseitigen c_D -Werte in Spray- und Heißtests erscheint nur ratsam, wenn durch den Vergleich mit anderen Injektorkonfigurationen eine Verfälschung der Ergebnisse durch die unterschiedlichen Aufbauten im Spray- und im Heißtest ausgeschlossen werden kann. Wie spä-



Abb. 8.11: c_D-Wert der Sauerstoffseite des Basiselements in Heißtests

ter gezeigt werden wird, kann aufgrund der Datenlage jedoch davon ausgegangen werden, dass die Verringerung des Durchflusskoeffizienten durch die Wärmefreisetzung im Bereich des Recess hervorgerufen wird. Das gleiche Verhalten ist auch in anderen Studien [61] zu beobachten. Die unterschiedlichen Kammergeometrien sind demgegenüber von untergeordneter Bedeutung. Die Auswertung der Spraytests zeigte auf, dass in einem gewissen Betriebsbereich des Injektors Kavitation in den Kanälen zur Kerosinzufuhr auftreten kann. Das Kavitationsgebiet befindet sich am Eintritt in die Drallkanäle, wo der statische Druck durch die von der Flächenänderung hervorgerufene Beschleunigung und die starke Umlenkung stark absinkt. Der statische Druck liegt zwar überall deutlich über dem Dampfdruck des Kerosins, welcher bei nach Rachner [11] bei 300 K 0,00209 bar beträgt. Dass dennoch lokale Gebiete mit Kavitationserscheinungen auftreten können, zeigen Untersuchungen an Dieseleinspritzsystemen [24], [25], bei denen Kavitation bei einem Systemdruck von 1000 bar zu beobachten ist. Im Spraytest äußerte sich der Wechsel vom kavitierenden zum kavitationsfreien Betrieb durch ein drastisches Ansteigen des Durchflusskoeffizienten beim Übergang zu hohen Massenströmen hin. In einigen Fällen wurde ein Umschlag der Strömung, verbunden mit einem schlagartigen Absinken des Druckverlustes auf der Kerosinseite, festgestellt. Die berechneten c_D-Werte sind in den Abbildungen 8.12 und 8.13 auf der nächsten Seite wiedergegeben.

Typische c_D -Werte für den Betrieb der Elemente unter Bedingungen, welche denen der Heißtests entsprechen, liegen um 0,6. Bei höheren Massenströmen kam es

8 Experimente und Ergebnisse



Abb. 8.12: c_D-Wert der Kerosinseite des Basiselements in Spraytests



Abb. 8.13: c_D-Wert der Kerosinseite in Abhängigkeit von der Kavitationszahl

in einigen Spraytests zum Umschlag der Strömung und der Durchflusskoeffizient stieg auf Werte um 1,1 an. Die Tatsache, dass Werte über 1 auftreten, ist darauf zurückzuführen, dass in der Gleichung (3.15) zur Berechnung des Durchflusskoeffizienten Totaldruck vor der Einspritzöffnung angenommen wird. Da in der Realität das Fluid vor der Einspritzöffnung bereits eine Geschwindigkeit besitzt, führt die Verwendung des gemessenen statischen Druckes in Gleichung (3.15) zu höheren Durchflusskoeffizienten. Dies ist jedoch für die Betrachtung des Betriebs-



Abb. 8.14: c_D-Wert der Kerosinseite des Basiselements in Heißtests

verhaltens und für einen Vergleich der Konfigurationen irrelevant. Prozentuale Änderungen im Druckverlustverhalten werden korrekt wiedergegeben.

In Abbildung 8.12 ist zu sehen, dass der Durchflusskoeffizient offenbar nicht nur vom Kerosindurchsatz abhängt, da für Massenströme größer als 100 g/s sowohl c_D -Werte von 0,6 als auch Werte um 1,1 gemessen wurden. Um den Einfluss des Gegendruckes zu berücksichtigen, wurde neben dem Massenstrom die Kavitationszahl nach Gleichung (3.17) zur Beurteilung des Phänomens herangezogen. In Abbildung 8.13 ist der c_D -Wert der Kerosinseite über der Kavitationszahl aufgetragen. Zwischen einer Kavitationszahl von 0,05 und etwa 0,07 findet der Übergang zwischen den Strömungszuständen statt. Im Diagramm ist ferner der Einfluss, den die gleichzeitige Durchströmung des zentralen Gaskanals auf den Durchflusskoeffizienten hat, zu erkennen. Die Versuche mit Gasströmung sind durch farbig ausgefüllte Markierungen, die das eingestellte Mischungsverhältnis von O/F = 2,9 wiedergeben gekennzeichnet. Die Geschwindigkeit der Gasströmung spielt offenbar nur bei hohen c_D -Werten und sehr niedrigen Kavitationszahlen eine Rolle. Der Durchflusskoeffizient liegt um 5% bis 10% höher, wenn Gas und Flüssigkeit durch den Injektor strömen.

In den Heißtests zeigten die Elemente in allen untersuchten Betriebspunkten das für hohe Kavitationszahlen charakteristische Druckverlustverhalten. Die zugehörigen C_N -Zahlen liegen in einem Intervall von 0,09 bis 0,21 und damit in einem Bereich oberhalb des Übergangsgebietes, wie es in den Spraytests ermittelt wurde. Ein unerwarteter Anstieg der Durchflusskoeffizienten ist somit im Betrieb der Elemente in einer Brennkammer nicht zu erwarten.

Die ermittelten c_D-Werte der Brennstoffseite sind in Abbildung 8.14 auf der vorherigen Seite wiedergegeben. Sie liegen in einem Bereich von knapp 0.55 für Massenströme zwischen 70 g/s und 75 g/s bis zu 0,59 für Massenströme zwischen 130 g/s und 145 g/s. Hierbei ist ein leichter Anstieg des Durchflusskoeffizienten bei zunehmendem Massenstrom festzustellen. Dieses Verhalten tritt bei im Hinblick auf Massenstrom und Gegendruck vergleichbaren Spraytests nicht auf, was den Schluss nahe legt, dass es sich hierbei um einen Einfluss der Verbrennungsreaktion handelt. Ähnliches war bereits beim Premix-Element zu beobachten. Die Flammenfront ankert bei höherem Brennkammerdruck weiter stromab im Element. Als Konsequenz nimmt die Androsselung durch die mit der Verbrennung einhergehenden starken Aufheizung ab. Darüber hinaus ist dieses Verhalten konsistent mit Beobachtungen nicht reagierender Strömungen, die von Lefebvre ([20]) zitiert werden und ein geringfügiges Ansteigen des c_D-Wertes mit dem Gegendruck zeigen. Innerhalb eines Druckbereiches ist ein Anwachsen des Durchflusskoeffizienten mit dem Mischungsverhältnis O/F festzustellen. Mit zunehmender Entfernung von der Stöchiometrie geht die Reaktionsrate der Verbrennung zurück, was sich entsprechend auf die thermische Androsselung der Strömung durch den Injektor auswirkt und zu höheren Durchflusskoeffizienten bei niedrigerem O/F führt.

Verbrennungswirkungsgrad

Die Basiskonfiguration zeigt in Abbildung 8.15 die zu erwartende Abhängigkeit des Verbrennungswirkungsgrades η_{c*} vom Mischungsverhältnis. Die aus den Heißtests gewonnenen Werte des Verbrennungswirkungsgrades steigen mit dem O/F zur Stöchiometrie hin an. Für unterschiedliche Brennkammerdrücke wurden Werte zwischen 0.935 und 0.959 erzielt. Dieser Trend setzt sich offenbar auch über die Stöchiometrie hinaus fort, wie Messwerte bei 40 bar (blaue Umrandung) und 80 bar (schwarze Umrandung) Brennkammerdruck nahe legen. Die Ursache für dieses Verhalten liegt in der radialen Verteilung der beiden Reaktionspartner begründet. Der Injektor bringt einen ausgeprägten Kerosin-Film auf die Wand der Single-Element-Brennkammer auf. Die in dieser Konfiguration deutliche Interaktion zwischen Einspritzelement und Brennkammerwand führt zu einer schlechteren Durchmischung der beiden Treibstoffkomponenten. Bis zum Ende der Brennkammer kommen nicht alle Brennstoffmoleküle zur Reaktion mit dem Oxidator. Selbst ein globales Überangebot an Oxidator, wie es bei Mischungsverhältnissen von über 3,39 vorliegt, kann offenbar aufgrund der ungünstigen lokalen Verteilung der Reaktionspartner nicht zu einer vollständigen Verbrennung des Kerosins beitragen.

Wärmefreisetzung

Der axiale Verlauf des statischen Brennkammerdruckes hat aufgrund der Tatsache, dass der Sensor PC3 im ersten von neun Lastpunkten ausfiel, nur bedingte Aussagekraft. Ob die Wärmefreisetzung und damit die Beschleunigung der Strömung bis zum Beginn der Kontraktion abgeschlossen ist, lässt sich ohne das Signal PC3 nicht beurteilen. Der Verlauf ist auf Seite 98 in Abbildung 8.16 exemplarisch für einen Brennkammerdruck von 60 bar wiedergegeben. Er zeigt keine Abhängigkeit vom Mischungsverhältnis und ist geprägt vom kontinuierlichen Abfallen des statischen Druckes durch die mit der Wärmefreisetzung einhergehenden Beschleunigung der Strömung. Dies ist ein Hinweis auf die Tatsache, dass die Reaktionszone über die gesamte Länge der Brennkammer reicht und auf einen schmalen Bereich am äußeren Durchmesser der Brennkammer konzentriert ist.

8 Experimente und Ergebnisse



Abb. 8.15: Verbrennungswirkungsgrad des Basiselements über O/F



Abb. 8.16: Axiale Verteilung des statischen Brennkammerdruckes



Abb. 8.17: Gesamtwärmestromdichte Coax-Swirl Element

Wärmeübergang

Die Wärmestromdichte, die in Abbildung 8.17 über dem Mischungsverhältnis aufgetragen ist, zeigt eine deutliche Abhängigkeit vom Brennkammerdruck und der Brennkammertemperatur, welche in erster Linie durch das Mischungsverhältnis O/F beeinflusst wird. Für alle drei Druckbereiche nimmt die über die gesamte Oberfläche gemittelte Wärmemenge mit dem Mischungsverhältnis O/F zu. Abbildung 8.17 zeigt ferner den Einfluss des Brennkammerdruckes. Die abgeführte Wärmemenge steigt nahezu linear mit dem Brennkammerdruck an. Die Ergebnisse der nach Gleichung (7.10) durchgeführten Regressionsanalyse zeigen, dass die zu erwartende Wärmestromdichte mit der Funktion

$$\Phi = 1,4386 \cdot \left(\frac{O}{F}\right)^{0.5687} \cdot (p_c)^{0.9608}$$
(8.1)

beschrieben werden kann. Der durchschnittliche Fehler, der sich bei der Anwendung dieser Formel auf die Messdaten ergibt, beträgt 1,6% vom Messwert.

Der Zusammenhang zwischen Mischungsverhältnis und Gesamtwärmestromdichte kann also für diese Konfiguration näherungsweise durch eine Wurzelfunktion beschrieben werden (Der Wert des Exponenten beträgt nahezu 0,5). Hierfür gibt es zwei Ursachen: Zum Einen liegen die untersuchten Mischungsverhältnisse in einem nahezu symmetrischen Bereich um das stöchiometrische O/F von 3,39. Hier findet sich das Maximum der Verbrennungstemperatur. Das Maximum der Wärmestromdichte liegt, beeinflusst durch die Verbrennungstemperatur und die

8 Experimente und Ergebnisse

den Wärmeübergang bestimmenden Stoffdaten bei einem Mischungsverhältnis von 3,2. Der Verlauf der Wärmestromdichte über dem O/F ist in diesem Bereich somit von einer negativen Krümmung geprägt. Da zum Anderen der untersuchte Bereich des Mischungsverhältnisses vergleichsweise klein ist – die Werte variieren circa 10% um die Stöchiometrie – wird das Maximum ebensowenig aufgelöst wie der steilere Anstieg der Wärmestromdichte bei brennstoffreicheren Mischungsverhältnissen.

Der Einfluss des Mischungsverhältnisses wird auch in der Darstellung der axialen Verteilung der Wärmestromdichte in Abbildung 8.18 auf der nächsten Seite sichtbar. Hier ist für jedes einzelne Segment die Wärmezufuhr an das Kühlwasser aus den gemessenen Druck- und Temperaturwerten des Kühlwassers am Ein- und Austritt des Segments aufgetragen. Besonders bei 60 bar Brennkammerdruck ist zu erkennen, wie die Wärmestromdichte in jedem einzelnen Brennkammersegment mit dem Mischungsverhältnis, also von grün über gelb nach rot, zunimmt. Ebenso ist der Einfluss des Brennstofffilms auf die axiale Verteilung der Wärmestromdichte gut zu erkennen: Im ersten Brennkammersegment ist der Wärmestrom in die Wand aufgrund der anlaufenden Reaktion und des ausgeprägten Kühlfilmes deutlich niedriger als weiter stromab, wo die kühlende Wirkung des Brennstofffilms nachlässt.

Die dämpfende Wirkung des Kerosinfilmes auf den Wärmeübergang in die Wand zeigt ein Vergleich des Anstiegs der Wärmestromdichten in den einzelnen Segmenten bei wachsendem Brennkammerdruck: Im ersten Segment ist bei einer Steigerung des Brennkammerdruckes von 40 bar auf 80 bar nur eine Zunahme der lokalen Wärmestromdichte von 7 MW/m^2 auf Werte um 10 MW/m^2 zu verzeichnen, die Zunahme beträgt also etwa 42%. Im Düsenhalsbereich steigt die Wärmestromdichte von 32 MW/m^2 auf 77 MW/m^2 , was einer Zunahme von 124% entspricht. Im letzten Brennkammersegment sind ähnlich hohe Zuwächse zu verzeichnen, was den Einfluss des Kühlfilmes unabhängig von den in der Düse geänderten Strömungsbedingungen unterstreicht.


Abb. 8.18: Axiale Verteilung der Wärmestromdichte bei verschiedenen Brennkammerdrücken

8.2.2 Element 204 vs. 205: Umfangsnut am Austritt der Kerosinseite

Der konstruktive Unterschied zwischen Element 204 und 205 besteht in der Umfangsnut am Austritt der Kerosinkanäle, welche ab dem Element 205 eingeführt wurde. Im so hinzugefügten Ringspalt kann sich ein einheitlicher Kerosinfilm ausbilden, bevor dieser mit dem zentralen Sauerstoffmassenstrom interagiert. Ziel dieser Variation war es, eine gleichmäßigere Verteilung des Mischungsverhältnisses in Umfangsrichtung zu erreichen.



Hydraulisches Verhalten

Beim Element 204 wurden Spraytests nur auf der Brennstoffseite durchgeführt (siehe Abbildung 8.19). Für Kavitationszahlen oberhalb von 0,07 sind keine Unterschiede im c_D -Wert zwischen den Elementen 204 und 205 festzustellen. Der Druckverlust bei der Durchströmung ohne Verbrennung wird offensichtlich durch die Gestaltung des Einlaufs in die Kerosinkanäle dominiert. Im Übergangsbereich unterhalb einer C_N -Zahl von 0,07 findet ein Anstieg des Durchflusskoeffizienten auf Werte bis 0,92 statt.

In Abbildung 8.20 ist zu sehen, dass das Element 204 in den Heißtests einen um etwa 10% geringeren Durchflusskoeffizienten $c_{D,K}$ zeigt. Die Tatsache, dass dieser Unterschied zwischen den Konfigurationen in Spraytests nicht festzustellen ist, unterstreicht den Einfluss, welchen die Anderung der Konfiguration auf die Verbrennungsvorgänge innerhalb des Recess' hat. Der niedrigere Durchflusskoeffizient für das Element deutet auf höhere Reaktionsraten hin und ist in dieser Hinsicht konsistent mit den höheren Werten des Verbrennungswirkungsgrades, die für das Element 204 berechnet worden sind (siehe Abbildung 8.22). Außerdem deutet das unterschiedliche Verhalten, welches der Durchflusskoeffizient der beiden Konfigurationen zwischen Spraytest und Heißtest zeigt, darauf hin, dass es sich hierbei nicht um einen Einfluss des experimentellen Aufbaus handelt. Wenn dies so wäre, müsste die Anderung des Durchflusskoeffizienten zwischen Spraytest und Heißtest für beide Konfigurationen gleich ausfallen. Bei einem Vergleich von Durchflusskoeffizienten aus Spravtests und Heißtests kann also davon ausgegangen werden, dass Unterschiede nicht durch die geänderte Kammergeometrie hervorgerufen werden, sondern durch Effekte aus Vorgängen im Injektor entstehen.

Der in den Heißtests bestimmte c_D -Wert für die Sauerstoffströmung liegt beim Element 204 ohne Nut geringfügig unter den Werten, die mit dem Element 205 mit Nut erzielt wurden. Dieses verhalten deckt sich mit den Beobachtungen, welche zum Durchflusskoeffizienten auf der Kerosinseite gemacht wurden und bestätigt, dass beim Element 204 die Wärmefreisetzung im Bereich des Recess intensiver stattfindet. In allen betrachteten Betriebspunkten liegt der ermittelte Durchflusskoeffizient zwischen 0,257 und 0,266 (siehe Abbildung 8.21).



Abb. 8.19: c_D -Wert Kerosinseite mit und ohne Umfangsnut, Spraytests



Abb. 8.20: c_D -Wert Kerosinseite mit und ohne Umfangsnut, Heißtests



Abb. 8.21: c_D -Wert Sauerstoffseite mit und ohne Umfangsnut auf der Kerosinseite

Verbrennungswirkungsgrad

Die ursprüngliche Annahme, dass ein homogeneres Mischungsverhältnis in Umfangsrichtung zu einem besseren Verbrennungswirkungsgrad η_{c*} führt, wird durch die aus den Testdaten berechneten und in Abbildung 8.22 dargestellten Werte eher widerlegt denn bestätigt. Bei den zum Vergleich herangezogenen Brennkammerdrücken von 40 bar und 60 bar erzielte das Element 204 ohne die Umfangsnut stets einen höheren Verbrennungswirkungsgrad. Die Stabilisierung des Kerosinfilmes, die innerhalb der Umfangsnut stattfindet, führt offenbar dazu, dass die Vermischung von Brennstoff und Oxidator weniger zügig stattfindet.



Abb. 8.22: Verbrennungswirkungsgrad mit und ohne Umfangsnut auf der Kerosinseite

Wärmefreisetzung

Die Bewertung des Einflusses, den die Umfangsnut auf den Verlauf des Brennkammerdruckes hat, ist nur eingeschränkt möglich, da bei den Experimenten mit dem Injektor 205 der Sensor PC3 defekt war. Die Messwerte sind in Abbildung 8.23 wiedergegeben. Zum Teil wurden mit dem Injektor 204 in der Ebene PC1 statische Drücke gemessen, welche unter denen weiter stromab liegen. Eine Analyse des zeitlichen Verlaufs zeigt, dass das Drucksignal hier aufgrund einer Verschmutzung der Druckmessbohrung nicht korrekt aufgezeichnet wurde. Die an den Messstellen PC0 und PC2 aufgezeichneten Daten deuten darauf hin, dass die Umfangsnut keinen signifikanten Einfluss auf die Verteilung des statischen Druckes innerhalb der Brennkammer hat.



Abb. 8.23: Axiale Verteilung des statischen Brennkammerdruckes mit und ohne Nut



Abb. 8.24: Gesamtwärmestromdichte mit und ohne Umfangsnut auf der Kerosinseite

Wärmeübergang

Die Regressionsanalyse der Wärmestromdichte in der Brennkammer gemäß Gleichung (7.10) ergibt für das Element 204 die Koeffizienten

$$a = 0,8799$$

 $b = 1,1858$ (8.2)
 $c = 0,76020.$

Der deutliche Unterschied in der Abhängigkeit vom Mischungsverhältnis - der Exponent b spiegelt eine nahezu lineare Abhängigkeit wider - ist in erster Linie auf unterschiedliche Bereiche des Mischungsverhältnisses zurückzuführen, in dem die Konfigurationen getestet wurden. Dies wird in Abbildung 8.24 sichtbar. Weil der untersuchte Bereich weiter im brennstoffreichen Gebiet liegt, ist die Korrelation durch die Abhängigkeit vom starken Anstieg der Verbrennungstemperatur und nicht wie beim Element 205 durch die negative Krümmung im Bereich der Stöchiometrie dominiert. Die Koeffizienten geben die generell niedrigeren Wandwärmeströme wieder. Ein Vergleich mit den gemessenen Größen ergibt einen durchschnittlichen Fehler von 3%.

Vergleicht man die Wärmestromdichten verschiedener Konfigurationen bei gleichem Brennkammerdruck und Mischungsverhältnis, führt im Normalfall ein höherer Verbrennungswirkungsgrad über den Einfluss der Verbrennungstemperatur zu höheren Thermalbelastungen der Brennkammerwand. Der Vergleich der mit den beiden Konfigurationen aufgezeichneten Wärmestromdichten in Abbildung 8.24 deckt sich jedoch nicht mit dieser Annahme. Die Unterschiede fallen bei einem Brennkammerdruck von 40 bar vernachlässigbar gering aus. Bei einem Brennkammerdruck von 60 bar ist die Diskrepanz der Ergebnisse sehr deutlich. Liegen die ohne die Umfangsnut aufgezeichneten Wärmestromdichten zwischen 12 MW/m² und 14,5 MW/m², erreicht die Thermalbelastung der Wand mit dem Element 205 Werte zwischen 15,5 MW/m² und 17,5 MW/m².

Die Analyse der axialen Verteilung der Wärmestromdichte zeigt, dass die Thermalbelastung mit dem Element 205 in allen Brennkammersegmenten und dem Düsensegment ansteigt. Ein Teil der Abweichung kann auf die weniger gleichmäßige Verteilung des Mischungsverhältnisses in Umfangsrichtung zurückzuführen sein. Diese wirkt sich vor allem ab dem zweiten Brennkammersegment, wenn die isolierende Wirkung des Kerosinfilms nachlässt, stark auf den Wärmeübergang aus. In diesem Fall überlagern sich die Effekte der mit dem beim Element 204 höheren Verbrennungswirkungsgrad η_{c*} verbundenen Verbrennungstemperatur und des durch die ungleichmäßige Verteilung des Mischungsverhältnisses beim Injektor 204 beeinflussten Wärmeüberganges. Eine Untersuchung in einer Kammer mit größerem Wandabstand oder in einem Multi-Injektor-Setup könnten zusätzlichen Aufschluss über den Einfluss des Elementdesigns auf das Verhalten im Betrieb geben.



Abb. 8.25: Axiale Verteilung der Wärmestromdichte mit und ohne Umfangsnut auf der Kerosinseite

8.2.3 Element 201 vs. 204: Einspritzwinkel des Kerosins

Die Elemente 201 und 204 wurden bei gleicher Recesslänge in der gekühlten Kammer getestet, um die Auswirkung des Winkels, unter dem das Kerosin in die Kammer eingespritzt wird, zu untersuchen. Die Nuten des Drallerzeugers sind beim Element 201 unter einem Winkel von $\alpha = 45^{\circ}$ zur Symmetrieachse des Elements angeordnet. Bei allen anderen Koaxial-Elementen beträgt dieser Winkel 60°.



Hydraulisches Verhalten

Mit der Konfiguration 204 wurden keine Spraytests bei Gegendruck durchgeführt. Es werden nur die Daten aus den Heißtests zum Vergleich herangezogen. Die für die Sauerstoffseite aus Heißtests ermittelten Durchflusskoeffizienten zeigen keine Abhängigkeit vom Massenstrom. Wie in Abbildung 8.26 auf der nächsten Seite zu sehen ist, führt die Veränderung der Kerosinströmung bei einer Steigerung des Drallwinkels von 45° auf 60° zu einem Absinken des c_{D} -Wertes von 0,3 auf 0,26. Dies entspricht einer Änderung von 13,3%. Hervorgerufen wird dies durch die langsamere Axialgeschwindigkeit des Kerosinfilmes, welche zu einer Aufdickung des Filmes und einer entsprechenden Abnahme des freien zentralen Querschnitts führt. Darüber hinaus begünstigt die längere Verweilzeit des Brennstoffs die Wärmefreisetzung im Bereich des Recess', was wiederum das hydraulische Verhalten des Injektors beeinflusst.

Die Anderung des Durchflusskoeffizienten auf der Kerosinseite in Abbildung 8.27 ist nicht so deutlich. Auch hier kommt es mit zunehmender Anstellung der Kerosinnuten zu einer Abnahme des c_D -Wertes. Bei 60 bar Brennkammerdruck sinkt der Durchflusskoeffizient von 0,55 auf Werte um 0,53, was einer Änderung um 3,7% entspricht. Diese kann wie beim Sauerstoff durch die Änderung der Strömungsvorgänge im Bereich des Recess' bedingt sein. Wahrscheinlicher ist jedoch, dass die stärkere Umlenkung, welche der Brennstoff beim Eintritt in die Nuten erfährt, die Ursache des beobachteten Verhaltens ist. Bei der Betrachtung der c_D -Werte, die bei 40 bar Brennkammerdruck und einem Drallwinkel von 45° ermittelt worden sind, fällt auf, dass diese einen deutlichen Anstieg mit sinkendem O/F verzeichnen, während der durchgesetzte Massenstrom nur geringfügig variiert. Hier wird der gleiche Effekt deutlich, den das Mischungsverhältnis auf die Reaktion im Bereich des Recess hat, wie er schon in Abbildung 8.14 für die Standardkonfiguration zu beobachten war.



Abb. 8.26: c_D -Wert Sauerstoffseite bei unterschiedlichem Drallwinkel



Abb. 8.27: c_D -Wert Kerosinseite bei unterschiedlichem Drallwinkel



Abb. 8.28: Verbrennungswirkungsgrad bei unterschiedlichem Drallwinkel

Verbrennungswirkungsgrad

Betrachtet man die mit beiden Konfigurationen erzielten Verbrennungswirkungsgrade in Abbildung 8.28, fällt zunächst auf, dass bei beiden Elementen die höheren Wirkungsgrade beim niedrigeren Brennkammerdruck erzielt wurden.

Das Element 204 zeigt bei einem Brennkammerdruck von 60 bar das zu erwartende Ansteigen des Verbrennungswirkungsgrades mit Annäherung an das stöchiometrische Mischungsverhältnis. Weniger eindeutig ist dies auch beim Element 201 bei 40 bar Brennkammerdruck zu sehen. Ein Einfluss des Drallwinkels auf den Verbrennungswirkungsgrad kann aufgrund der Datenbasis nicht nachgewiesen werden.

Wärmefreisetzung

Beide Konfigurationen zeigen keine nennenswerten Unterschiede hinsichtlich des axialen Verlaufs des Brennkammerdruckes. Die Wärmefreisetzung erstreckt sich über die gesamte Kammerlänge hinweg und ist am Ende des zylindrischen Teils noch nicht abgeschlossen (siehe Abbildung 8.29). Beim Element 201 fällt auf, dass die Messwerte am Ende des ersten Kammersegmentes sehr stark streuen. Dies ist beim Brennkammerdruck von 60 bar nicht mehr festzustellen.



 ${\bf Abb.} \ {\bf 8.29:} \ {\bf Axiale \ Verteilung \ des \ statischen \ Brennkammerdruckes \ bei \ unterschiedlichem \ Drallwinkel$

Wärmeübergang

Die Analyse der in den Tests aufgezeichneten Wärmestromdichten zeigt kein eindeutiges Bild im Hinblick auf die Abhängigkeit vom Mischungsverhältnis. Nur die Tests mit Element 204 bei 60 bar zeigen den zu erwartenden Anstieg in der Thermalbelastung. Die in Umfangsrichtung zum Teil große Streuung der gemessenen Kühlwassertemperaturen ist ein Hinweis auf die ungleichmäßige Verteilung des Mischungsverhältnisses in der Kammer und macht allgemein gültige Aussagen oder Vorhersagen des Elementverhaltens schwierig.

Bei der Betrachtung der axialen Verteilung der Wärmestromdichte in Abbildung 8.31 fällt auf, dass in beiden Konfigurationen der Wärmeübergang in die Brennkammerwand durch das die Wand entlangströmende Kerosin derart behindert wird, dass eine Steigerung des Brennkammerdruckes und die folgende Zunahme der freigesetzten Wärmemenge nur eine geringfügige Änderung der Wärmestromdichte mit sich bringt. Ohne die Gegenwart eines Kühlfilms wäre nach dem Modell von Bartz ([3]) eine Steigerung um 38% zu erwarten. Im Düsensegment, wo der Kühlfilm aufgebraucht ist, wird diese Steigerung auch erreicht.



Abb. 8.30: Gesamtwärmestromdichte bei unterschiedlichem Drallwinkel



Abb. 8.31: Axiale Verteilung der Wärmestromdichte bei unterschiedlichem Drallwinkel

8.2.4 Element 205 vs. 206: Blende am Eintritt in den GOX-Post

Beim Element 206 wurde die Blende am Eintritt in den Sauerstoffkanal entfernt. Die damit einhergehende Verringerung des Druckverlustes auf der Sauerstoffseite veränderte die akustischen Eigenschaften von Einspritzkopf und Brennkammer dergestalt, dass in einigen Tests in



allen Betriebspunkten nichtlineare longitudinale Verbrennungsinstabilitäten auftraten. Zwei Tests zeigten stabiles Verhalten. Deren Ergebnisse werden denen der Grundkonfiguration mit Blende im Sauerstoffkanal gegenübergestellt, um den Einfluss der Turbulenz in der Oxidatorströmung auf Gemischbildung und Verbrennung zu betrachten. Die Auswirkungen der Verbrennungsschwingungen auf den Verbrennungswirkungsgrad sowie die Thermalbelastung der Wand werden in [90] diskutiert.

Hydraulisches Verhalten

Der Durchflusskoeffizient für die Sauerstoffseite stieg nach dem Entfernen der Blende am Eintritt in den GOX-Post sowohl in den Spray- als auch in den Heißtests mit dem Injektor 206 erwartungsgemäß deutlich an (siehe Abbildung 8.32 und 8.33). Das Entfernen der Blende am Eintritt verringert unmittelbar den Druckverlust, der sich für einen bestimmten Massenstrom einstellt, da die zur Verfügung stehende Querschnittsfläche durch das Entfernen der Blende um 21% ansteigt. In den Spraytests steigt der Durchflusskoeffizient von einem Mittelwert um 0,315 auf 0,36, was einer Zunahme von 14% entspricht. Geht man davon aus, dass der Durchflusskoeffizient sich annähernd proportional zur Einschnürung am Eintritt in den GOX-Post verhält, ließe dies eine Zunahme in der Größenordnung ähnlich der Flächenzunahme erwarten. Unterschiede in den gemessenen Werten beruhen auf der Tatsache, dass es bei der Umströmung der Eintrittskante des Injektors 206 zu einer Einschnürung der Strömung kommt. Dieser Vena-contracta-Effekt ist beim Element 205 wegen der Blende nicht so ausgeprägt.

Die Betrachtung der Werte aus den Heißtests zeigt eine Zunahme des mittleren c_D -Wertes von 0,262 auf 0,355, welche vor dem Hintergrund der Spraytests nicht allein dem direkten Einfluss der Querschnittsfläche zuzuschreiben sein kann. Der Anstieg des Durchflusskoeffizienten entspricht einer Zunahme um 35,5%. Dies kann auf die verminderte Turbulenz in der Gasströmung zurückzuführen sein. Diese reduziert die entstehenden Druckverluste und führt darüber hinaus dazu, dass die Gemischbildung und Verbrennung im Bereich des Recess negativ beeinflusst wird. Dies ist auch der Grund dafür, dass beim Element 206 der c_D -Wert beim Übergang vom Spraytest zum Heißtest weniger stark absinkt als beim Element 205.

Auf Kerosinseite lässt sich der zuvor beschriebene Effekt, den die verringerte Turbulenz der Strömung auf die Vorreaktion im Recess hat, ebenso feststellen (siehe die Abbildungen 8.34 und 8.35). Hier fällt die Zunahme des Durchsatzkoeffizienten je nach Brennkammerdruck unterschiedlich stark aus. Dies liegt in erster Linie am Vergleichswert des Elements 205, bei dem der c_D -Wert wie oben



Abb. 8.32: c_D-Wert Sauerstoffseite mit und ohne Blende, Spraytest



Abb. 8.33: c_D -Wert Sauerstoffseite mit und ohne Blende, Heißtest

beschrieben über dem Brennkammerdruck ansteigt. Für das Element 206 beträgt die Durchflusszahl bei 100 g/s 0,5998 und bei 140 g/s 0,6041; sie kann also im betrachteten Betriebsbereich als konstant angesehen werden. Die entsprechenden Mittelwerte des Elements 205 betragen 0,575 und 0,589. Es ergibt sich somit eine prozentuale Zunahme des Durchflusskoeffizienten um 4,3% beziehungsweise 2,6%. Diese fällt zwar damit deutlich geringer aus als auf der Sauerstoffseite. Dennoch

kann davon ausgegangen werden, dass die Zunahme von der veränderten Turbulenz im Bereich des Recess und ihrer Auswirkungen auf die Wärmefreisetzung herrührt. Die Ergebnisse der Spraytests zeigen erwartungsgemäß keinen Einfluss der Konfigurationsänderung auf die Durchflusszahl der Kerosinseite.



Abb. 8.34: c_D -Wert Kerosinseite mit und ohne Blende, Spraytest



Abb. 8.35: $\mathrm{c}_\mathrm{D}\text{-}\mathrm{Wert}$ Kerosinseite mit und ohne Blende, Heißtest

Verbrennungswirkungsgrad

Der Verbrennungswirkungsgrad η_{c*} spiegelt die Beeinflussung der Strömung durch das Entfernen der Blende nicht wider. Die experimentell ermittelten Werte zeigen keine signifikante Änderung im Vergleich zu den Experimenten mit der Grundkonfiguration. Der Verbrennungswirkungsgrad ist jedoch auch nur bedingt geeignet, um Effekte, welche durch das Entfernen der Blende im GOX-Post hervorgerufen werden, aufzulösen. Da die Verbrennungsreaktion bei beiden Konfigurationen die komplette Kammerlänge in Anspruch nimmt, haben Änderungen der Strömung im Element oder im Recess keinen nachweisbaren Einfluss auf die Ergebnisse einer globalen Betrachtung, wie sie der Verbrennungswirkungsgrad darstellt.



Abb. 8.36: Verbrennungswirkungsgrad mit und ohne Blende

Wärmefreisetzung

Anders ist dies wiederum bei der Analyse des axialen Druckverlaufs, der in Abbildung 8.37 wiedergegeben ist. Sowohl bei 60 bar als auch bei 80 bar Brennkammerdruck ist der Abfall des statischen Druckes im ersten Brennkammersegment weniger ausgeprägt, wenn die Blende am Eintritt in den Sauerstoffkanal des Injektors entfernt wurde. Die Gemischaufbereitung und Verbrennung findet weiter stromab statt. Bis zum Ende des zweiten Brennkammersegmentes sind bestehende Unterschiede jedoch ausgeglichen und der statische Druck an der Wand ist auf das gleiche Niveau wie in Experimenten mit GOX-Blende gesunken. Dies steht im Einklang mit der Tatsache, dass keine eindeutigen Unterschiede im Verbrennungswirkungsgrad festzustellen sind. Das Entfernen der Blende ändert die axiale Verteilung der Wärmefreisetzung, nicht ihren absoluten Wert.



Abb. 8.37: Axiale Verteilung des statischen Brennkammerdruckes mit und ohne Blende

Wärmeübergang

Anders als der Verbrennungswirkungsgrad wird die integrale Wärmestromdichte von der Änderung der Strömung durch das Entfernen der Blende beeinflusst. Wie in Abbildung 8.38 zu sehen ist, liegen die Werte der Gesamtwärmestromdichte sowohl bei 60 bar als auch bei 80 bar Brennkammerdruck deutlich unter den Werten, die mit dem Injektor 205 erreicht wurden.

Die Ursache hierfür ist in Abbildung 8.39 zu sehen. Sie liegt in der Verringerung der lokalen Wärmestromdichte im ersten und zweiten Segment. Die verminderte Turbulenz im zentralen Gasstrom führt nicht nur zu einer verzögerten Wärmefreisetzung, welche die Verminderung der Wärmestromdichte im ersten Segment erklären kann. Am Ende des zweiten Segments liegt die an das Kühlwasser übertragene Wärmemenge noch deutlicher unter den Werten, welche sich mit der Grundkonfiguration einstellen. Dies ist ein deutliches Indiz dafür, dass die Filmwirkung des Kerosins aufgrund der schlechteren Vermischung länger andauert.



Abb. 8.38: Gesamtwärmestromdichte mit und ohne Blende



Abb. 8.39: Axiale Verteilung der Wärmestromdichte mit und ohne Blende

8.2.5 Element 206 vs. 210: Einspritzfläche Kerosin

In einem Experiment bei einem Mischungsverhältnis von 3,2 und einem Brennkammerdruck von 60 und 80 bar wurde der Einfluss, den die Einspritzgeschwindigkeit des Kerosins auf die Vorgänge in der Brennkammer hat, untersucht. Die geometrischen Parameter der Einspritzung



entsprechen denjenigen des Elements 206. Nur die Kerosineinspritzfläche wurde durch eine Verringerung des äußeren Durchmessers der Kanäle um 35% reduziert.

Hydraulisches Verhalten

Die Spraytests wurden nur mit Kerosin gegen entsprechenden Gegendruck in Stickstoffatmosphäre durchgeführt. Für Gegendrücke ab 60 bar zeigt Abbildung 8.40 keine nennenswerten Veränderung im Druckverlustverhalten. Hier fällt der c_D -Wert ab einer Kavitationszahl von 0,1 auf den üblichen Wert von etwa 0,6. Lag der Druck in der Spraykammer bei 20 oder 40 bar, waren auch für C_N -Zahlen zwischen 0,1 und 0,3 überdurchschnittlich hohe Durchflusskoeffizienten zu verzeichnen. Dieses Verhalten ist darauf zurückzuführen, dass die höhere Strömungsgeschwindigkeit des Brennstoffs in den Drallkanälen höhere Druckverluste mit sich bringt. Bei gleichem Gegendruck liegt folglich ein höherer Eingangsdruck am Eintritt in die Nuten des Drallerzeugers vor und Kavitationseffekte in diesem Bereich werden unterbunden.



Abb. 8.40: c_D-Wert Kerosin bei reduziertem Einspritzquerschnitt, Spraytest

In den Heißtests konnte kein eindeutiger Einfluss der Kerosingeschwindigkeit

auf die jeweilige Durchflusszahl identifiziert werden. Auf der Brennstoffseite, ist ein geringfügiges Absinken des c_D -Wertes von 0,6 auf 0,585 festzustellen. Angesichts der Tatsache, dass ein Messfehler von weniger als 1% bei der Bestimmung des Außendurchmessers der Drallkanäle genügt, um die auf der Kerosinseite beobachtete Abweichung von 2,5% zu erzeugen, kann die Veränderung nicht als signifikant erachtet werden.

Auf der Seite des Oxidators nimmt der Durchflusskoeffizient um 5% zu. Die gemessenen Werte stiegen von einem Mittelwert von 0,355 auf 0,375 an. Dass der c_D -Wert auf der Sauerstoffseite zunimmt, kann darauf zurückzuführen sein, dass der sich schneller bewegende Kerosinfilm eine geringere Dicke aufweist und dem Sauerstoff so mehr Querschnittsfläche zur Verfügung steht. Die Abweichung ist so gering, dass sie nicht als signifikant erachtet werden kann. Da die beiden Konfigurationen 206 und 210 in den Heißtests wiederholt hochfrequente Verbrennungsinstabilitäten generierten, konnte keine umfassender Datenbasis erstellt werden, die eine bessere Beurteilung zuließe.

Verbrennungswirkungsgrad

Ein Einfluss der Kerosineinspritzgeschwindigkeit auf den Verbrennungswirkungsgrad ist nur schwer nachweisbar. Bei einem Brennkammerdruck von 60 bar legen die Daten in Abbildung 8.41 den Schluss nahe, dass das Element 206 mit der geringeren Einspritzgeschwindigkeit eine höhere Energieausbeute ermöglicht. Bei einem Brennkammerdruck von 80 bar ist kein Unterschied zwischen den beiden Konfigurationen feststellbar. Um hier zu eindeutigen Aussagen zu kommen, sind umfassendere Versuchsreihen notwendig. Diese müssten mit einer dem Element 205 entsprechenden Konfiguration durchgeführt werden, um die Stabilität der Verbrennung zu garantieren: Wie oben erwähnt, zeigten die Elemente 206 und 210 wiederholt instabiles Betriebsverhalten. Die Tendenz des niedrigeren Verbrennungswirkungsgrades deckt sich jedoch mit den Feststellungen von Howell et al. [59].

Wärmefreisetzung

Im Hinblick auf den statischen Druckverlauf, wie er in Abbildung 8.42 auf Seite 126 exemplarisch bei einem Brennkammerdruck von 60 bar wiedergegeben ist, zeigen die beiden Elementtypen ebenso keinen signifikanten Unterschied. Mit beiden Konfigurationen ist die Beschleunigung der Strömung am Ende des dritten Brennkammersegmentes nicht abgeschlossen. Dies und die Betrachtung der Verbrennungswirkungsgrade legen den Schluss nahe, dass der Einfluss der Kerosineinspritzgeschwindigkeit auf die Energieumsetzung vernachlässigbar ist. Diese Schlussfolgerung steht jedoch nur scheinbar im Widerspruch zur Erfahrung, dass die Einspritzgeschwindigkeit und das mit ihr verbundene Impulsverhältnis einen großen Einfluss auf die Vorgänge der Treibstoffaufbereitung und Verbrennung haben. Es ist zu berücksichtigen, dass Wandreibungseffekte in der verwendeten Einzelelementkammer überproportional große Auswirkung auf den Verlauf der Strömung in der Brennkammer haben und Effekte, die an die Einspritzgeschwindigkeit des Kerosins gekoppelt sind, schnell durch die Wandreibung abgeschwächt



Abb. 8.41: Verbrennungswirkungsgrad mit halbiertem Einspritzquerschnitt

werden. Dies erklärt auch, warum im Gegensatz zu Verbrennungswirkungsgrad und Druckverlauf eine Abhängigkeit der Durchflusskoeffizienten von der Kerosineinspritzgeschwindigkeit festzustellen ist. Im Bereich des Recess fällt die durch die höhere Geschwindigkeit des Kerosins gesteigerte Wandreibung gegenüber den anderen Effekten noch nicht ins Gewicht; außerdem machen sich geänderte Reaktionsbedingungen im Bereich des Recess am ehesten im Durchflusskoeffizienten bemerkbar.

Wärmeübergang

Wenngleich die Geschwindigkeit, mit der das Kerosin in die Kammer eingespritzt wird, keinen nachweisbaren Effekt auf den Verlauf des Brennkammerdruckes hat, kann ein Einfluss auf die abzuführende Wärmestromdichte festgestellt werden. Der Injektor 210 weist sowohl bei 60 bar als auch bei 80 bar Brennkammerdruck eine um etwa 10% geringere abgeführte Wärmemenge auf (siehe Abbildung 8.43). Eine Analyse der axialen Verteilung der Wärmestromdichte in Abbildung 8.44 auf Seite 127 zeigt, dass der Unterschied zwischen den Elementen 206 und 210 am Ende der Brennkammer am deutlichsten ausfällt. Statistisch zwar nicht signifikant legt die Datenlage dennoch den Schluss nahe, dass die Filmkühlungswirkung des eingespritzten Kerosins beim Injektor mit der höheren Einspritzgeschwindigkeit länger anhält.



Abb. 8.42: Axiale Verteilung des statischen Brennkammerdruckes bei reduziertem Kerosineinspritzquerschnitt



 ${\bf Abb.} \ {\bf 8.43:} \ {\bf Gesamtwarmestromdichte} \ {\bf bei} \ {\bf reduziertem} \ {\bf Kerosineinspritzquerschnitt}$



Abb. 8.44: Axiale Verteilung der Wärmestromdichte bei reduziertem Kerosineinspritzquerschnitt

8.2.6 Element 205 vs. 209: konische Verjüngung des Recess

Da die Entfernung der Blende am Eintritt in den GOX-Post in vielen Fällen Verbrennungsinstabilitäten mit sich brachte, wurde bei der Konfiguration 209 untersucht, wie sich eine Verlagerung der Druckverlust erzeugenden Einschnürung vom GOX-Post in den Bereich des Recess auswirkt.



Hydraulisches Verhalten

Die Spraytests, welche mit Kerosin und Stickstoff durchgeführt wurden, zeigen in den Abbildungen 8.45 und 8.46 auf der nächsten Seite den höheren Druckverlust, zu dem die konische Verjüngung im Recess führt. Dieser manifestiert sich in c_D -Werten, welche im Schnitt etwa 10% unter denen der Referenzkonfiguration liegen.

In den Heißtests kommt es verglichen mit den Spraytests zu einer weiteren deutlichen Verringerung der Durchflusskoeffizienten. Die stärkere Vorreaktion im Recess führt zu einer zusätzlichen Androsselung der Strömung. In Abbildung 8.46ist die von der Referenzkonfiguration bekannte Abhängigkeit des kerosinseitigen Durchflusskoeffizienten $c_{D,K}$ von Brennkammerdruck und Mischungsverhältnis zu erkennen. Hier tritt sie noch ausgeprägter in Erscheinung. Die berechneten Durchflusskoeffizienten steigen bei der Konfiguration 205 von 0,54 auf 0,59. Beim Injektor 209 wachsen die c_D -Werte von 0,4 bis 0,49.



Abb. 8.45: c_D -Wert Kerosin bei konischer Verjüngung des Recess, Spraytest



Abb. 8.46: c_D-Wert Kerosin bei konischer Verjüngung des Recess, Heißtest



Abb. 8.47: c_D-Wert Sauerstoff bei konischer Verjüngung des Recess, Spraytest

Auf der Sauerstoffseite (siehe Abbildung 8.47 und 8.48 auf Seite 131) fällt auf, dass der Durchflusskoeffizient in den Spraytests anders als bei der Basiskonfiguration mit zunehmendem Gegendruck und Massenstrom wächst. Er folgt damit im Verhalten dem c_D -Wert der Kerosinseite, welcher einen entsprechenden Anstieg verzeichnet. Die ermittelten Werte liegen zwischen 0,32 für 180 g/s Sauerstoff und 0,33 für 370 g/s. Die Zunahme ist mit etwa 3% nicht statistisch signifikant. Die Tendenz ist jedoch eindeutig und auch in Heißtests in abgemilderter Form zu sehen. Die c_D -Werte liegen hier bis zu 20% unter denen der Basiskonfiguration und verzeichnen mit zunehmendem Brennkammerdruck und Massenstrom einen Anstieg von 0,21 bis 0,225.

Verbrennungswirkungsgrad

Wie beim Element 205 zeigt der Verbrennungswirkungsgrad beim Element 209 mit der konischen Verjüngung eine Abhängigkeit vom Mischungsverhältnis. Er ist in Abbildung 8.49 auf der nächsten Seite dargestellt. Die Werte für η_{c*} wachsen bei einem Anstieg des Mischungsverhältnisses von 2,8 zu 3,8 kontinuierlich an. Vergleicht man Werte des Elements 209, die bei nahezu gleichem O/F und Drücken von 60 bar und 80 bar berechnet wurden, ist eine Zunahme des Verbrennungswirkungsgrades mit dem Brennkammerdruck festzustellen. Eine Gegenüberstellung der Werte, die mit beiden Elementen in gleichen Betriebspunkten erzielt wurden, liefert ein uneinheitliches Bild: Bei einem Brennkammerdruck von 60 bar erzielt in der Regel die Basiskonfiguration höhere Verbrennungswirkungsgrade. Bei 80 bar ist der umgekehrte Fall zu beobachten.

Wärmefreisetzung

Der Verlauf des statischen Brennkammerdruckes in Abbildung 8.50 auf Seite 132 zeigt für alle Druckbereiche ein rascheres Absinken des Druckes bei der Basiskonfiguration. Bei 60 bar und 80 bar fällt auf, dass der statische Druck am Ende des ersten Segmentes offenbar stark von der Wahl des Mischungsverhältnisses beeinflusst wird. Mit sinkendem Mischungsverhältnis - was einer Zunahme des Impulsverhältnisses entspricht - fällt der Druck am Beginn der Brennkammer drastischer ab, bis sich bei einem O/F von 2,9 der gleiche Gradient wie beim Referenzelement einstellt. Im weiteren Verlauf bleibt der normierte statische Druck jedoch stets über den Werten des Referenzelementes. Die Abhängigkeit vom Mischungsverhältnis ist nicht mehr so ausgeprägt.



Abb. 8.48: c_D -Wert Sauerstoff bei konischer Verjüngung des Recess, Heißtest



Abb. 8.49: Verbrennungswirkungsgrad bei konischer Verjüngung des Recess



 ${\bf Abb.}$ 8.50: Axiale Verteilung des statischen Brennkammerdruckes bei konischer Verjüngung des Recess

Wärmeübergang

Die aufgezeichneten Wärmestromdichten zeigen bei beiden Elementen eine deutliche Abhängigkeit von Brennkammerdruck und Mischungsverhältnis (siehe Abbildung 8.51).

Der Einfluss des Brennkammerdruckes auf die Wärmestromdichte ist beim Element 205 stärker ausgeprägt. Dies spiegelt auch das Ergebnis der Regressionsanalyse wider. Hier ergaben sich für die Abschätzung des Wärmeüberganges nach Gleichung (7.10) in Abhängigkeit von Mischungsverhältnis und Brennkammerdruck die Koeffizienten

$$a = 0,6552$$

 $b = 1,416$ (8.3)
 $c = 0,816.$

Die niedrigeren Werte der Wärmestromdichte in Abbildung 8.51, welche für das Element 209 aufgezeichnet wurden, korrelieren mit schlechteren Verbrennungswirkungsgraden und illustrieren den Zusammenhang zwischen Verbrennungswirkungsgrad, Brennkammertemperatur und Wärmestrom in die Wand.

Dieser Effekt prägt auch das Bild der axialen Verteilung der Wärmestromdich-



Abb. 8.51: Gesamtwärmestromdichte bei konischer Verjüngung des Recess

ten. In Abbildung 8.52 auf der nächsten Seite ist zu erkennen, dass bei 60 bar und bei 80 bar Brennkammerdruck die Thermalbelastung der Wand durch das Element 209 in den ersten beiden Segmenten geringer ausfällt. Dieser Trend ist auch im Düsensegment zu sehen.

Die hier gewonnenen Messwerte zeigen darüber hinaus den Anstieg der Wärmestromdichte bei Annäherung an das stöchiometrische Mischungsverhältnis. Die isolierende Wirkung des Kerosinfilms, der an der Wand entlang strömt, scheint durch die Verjüngung des Recess und die stärkere Ausprägung der Abrisskante am Eintritt in die Kammer nur unwesentlich beeinträchtigt zu werden.



Abb. 8.52: Axiale Verteilung der Wärmestromdichte bei konischer Verjüngung des Recess

8.2.7 Element 210 vs. 211 vs. 212: konische Verjüngung des Recess bei reduzierter Kerosineinspritzfläche

Um die optimale Gestaltung einer konischen Verjüngung im Bereich des Recess festzustellen, wurden zwei verschiedene Konfigurationen bei einem Mischungsverhältnis von O/F = 3.2 getestet: Beim Element 211 wird der Recess auf einen Durchmesser von 7,6 mm verengt. Beim Element 212 beträgt der Durchmesser am Ende des Recess' 9,1 mm. Die Reduktion auf 9,1 mm beim Injektor 212 und 7,6 mm beim Injektor 211 entspricht einer Verringerung der Fläche um 38% beziehungsweise 55%. Mit diesen Konfigurationen wurden keine Spraytests durchgeführt; es wurden nur die Heißtests ausgewertet.

Hydraulisches Verhalten

Wie bei der in Kapitel 8.2.6 untersuchten Variation 209, bei der die konische Verjüngung an einem Element mit nominellem Kerosinquerschnitt eingeführt wurde, sinkt die Durchflusszahl auf Brennstoff- und Oxidatorseite, wenn die Querschnittsfläche am Eintritt in die Brennkammer verringert wird.

Die Auswirkung auf den Durchflusskoeffizienten ist in den Abbildungen 8.54 und 8.54 gezeigt. Auf der Sauerstoffseite wird der vom Massenstrom unabhängige Durchsatzkoeffizient von 0,4 auf 0,17 für das Element 211 verringert und nimmt damit wie die Querschnittsfläche um etwa 55% ab. Bei der Reduzierung des Endquerschnitts auf 9,1 mm im Element 212 sinkt der Durchflusskoeffizient nicht so stark ab: Er fällt auf Werte um 0,25, was einer Abnahme um 36% und damit einer Änderung proportional zur Variation der Fläche entspricht.

Das gleiche Verhalten ist auf der Kerosinseite zu sehen: Der c_D -Wert, der im Referenzfall ohne Verjüngung keine Abhängigkeit vom Massenstrom aufweist, sinkt von durchschnittlich 0,58 mit zunehmender Einschnürung des Recess' auf 0,5 und 0,42. Bei beiden Fällen ist eine leichte Zunahme des Durchflusskoeffizienten mit einer Steigerung des Massenstroms erkennbar. Die prozentuale Änderung der c_D -Werte beträgt -29% beim Element 211 und -16% beim Element 212. Dass sich die Änderung des Durchmessers am Eintritt in die Kammer weniger stark auf den Durchflusskoeffizienten auswirkt, hängt in erster Linie mit der Tatsache zusammen, dass der Kerosinfilm nur einen geringen Prozentsatz der Austrittsfläche einnimmt und Änderungen nicht so stark ins Gewicht fallen wie beim Sauerstoff, der den vollen zur Verfügung stehenden Querschnitt ausfüllt. Darüber hinaus erfährt die Strömung durch die Einschnürung eine Beschleunigung, in deren Folge die Reaktionszone weiter stromab verlagert wird.



Abb. 8.53: c_D -Wert Sauerstoffseite bei Verjüngung des Recess und reduziertem Kerosineinspritzquerschnitt



Abb. 8.54: c_D -Wert Kerosinseite bei Verjüngung des Recess und reduziertem Kerosineinspritzquerschnitt


Abb. 8.55: Verbrennungswirkungsgrad bei Verjüngung des Recess und reduziertem Kerosineinspritzquerschnitt

Verbrennungswirkungsgrad

Die Analyse der ermittelten Werte für η_{c*} illustriert den Einfluss der konischen Verjüngung auf die Effizienz der Energieumsetzung. In Abbildung 8.55 ist zu erkennen, dass die niedrigsten Werte mit dem Injektor 210 erzielt wurden. Sie variieren mit einer Standardabweichung von 0.5% um einen Mittelwert von 92.9%. Die Reduktion des Recess-Durchmessers auf 7,6 mm führt zu den höchsten in dieser Gruppe gemessenen Verbrennungswirkungsgraden. Sie liegen bei durchschnittlich 95,1% und weisen eine Standardabweichung von 0,26% auf. Dazwischen liegen die Werte, welche mit dem Element 212 erzielt worden sind. Ihr Mittelwert beträgt 94,5%, die zugehörige Standardabweichung ist 0,26%. Alle drei Elemente zeigen keine Abhängigkeit des Verbrennungswirkungsgrades vom Brennkammerdruck. Die zunehmende Turbulenz im Bereich des Recess wirkt sich positiv auf den Verbrennungswirkungsgrad aus. Ein weiterer Effekt, der die Vermischung der Treibstoffe und damit die Verbrennung begünstigt, ist die Ausbildung einer ausgeprägten Abrisskante am Eintritt in die Kammer, welche die Entstehung eines Kühlfilmes behindert und einen höheren Verbrennungswirkungsgrad η_{c*} begünstigt. Erkauft wird dieser Vorteil durch die zuvor beschriebene Steigerung der Druckverluste, welche sich beim Gesamtsystem mit Vorbrennkammer und Turbinen negativ auf die Antriebsleistung auswirken kann.

Wärmefreisetzung

Die Verteilung des statischen Druckes entlang der Kammer in Abbildung 8.56 spiegelt die zunehmende Verlagerung der Reaktion in den Recess wieder. Der Gradient des Druckes wird mit kleiner werdendem Querschnitt des Injektors flacher. Dieser Effekt ist bei einem Brennkammerdruck von 80 bar weniger ausgeprägt, als dies bei 60 bar der Fall ist.



Abb. 8.56: Axiale Verteilung des statischen Brennkammerdruckes bei Verjüngung des Recess und reduziertem Kerosineinspritzquerschnitt



Abb. 8.57: Gesamtwärmestromdichte bei Verjüngung des Recess und reduziertem Kerosineinspritzquerschnitt

Wärmeübergang

Das Verhalten der erzielten Wärmestromdichten ähnelt demjenigen des Verbrennungswirkungsgrades (siehe Abbildung 8.57). Besonders bei einem Brennkammerdruck von 60 bar ist ein deutliches Anwachsen der abzuführenden Wärmemenge bei Verringerung des Recess' sichtbar. Die Thermalbelastung steigt von zunächst $11,2 \text{ MW/m}^2$ auf 14,7 MW/m² und 16,5 MW/m² – weniger Brennstoff fungiert als Kühlfilm, Gleichzeitig gelangt mehr Brennstoff zur Reaktion mit dem Oxidator. Die Abhängigkeit vom Brennkammerdruck liegt wiederum nahe an den Werten, die eine Zunahme des Wärmestroms mit einem Exponent von 0,8 der Anderung des Brennkammerdruckes erwarten lässt. So beträgt die Steigerung der Wärmestromdichte beim Element 211 30% und liegt damit geringfügig über dem Wert, den eine Steigerung des Brennkammerdruckes von 60 bar auf 80 bar bei einem Exponenten von 0,8 erwarten ließe. Die axiale Verteilung der Wärmestromdichte unterstreicht die Bedeutung des Kühlfilms, der ohne Einschnürung des Recess' auf das erste Brennkammersegment gelangt. Die Wärmestromdichte bleibt für das Element 210 bei einer Steigerung des Brennkammerdruckes unverändert. Die Elemente 211 und 212 zeigen dagegen eine leichte Zunahme der Wandwärmeströme. Dass das Niveau der Thermalbelastung auch hier sehr niedrig ist, ist jedoch nicht auf einen Kühlfilm zurückzuführen. Vielmehr liegt die Kernströmung erst später an der Wand an und es findet nur ein verminderter Wärmeaustausch mit der Wand des ersten Brennkammersegmentes statt. Der Vergleich der Daten, die von Element 211 und 212 im zweiten und dritten Segment aufgezeichnet wurden. illustriert, wie die Reaktionszone durch die höhere Anfangsgeschwindigkeit, die der Massenstrom beim Eintritt in die Kammer hat, weiter stromabwärts transportiert wird.

8 Experimente und Ergebnisse



 ${\bf Abb. \ 8.58:} \ {\rm Axiale \ Verteilung \ der \ W\"armestromdichte \ bei \ Verj\" ugung \ des \ Recess \ und \ reduziertem \ Kerosineinspritzquerschnitt$

8.2.8 Element 209 vs. 212: Reduzierung der Kerosineinspritzfläche bei konischer Verjüngung des Recess

Welche Auswirkungen die Steigerung der Kerosineinspritzgeschwindigkeit im Kombination mit der konischen Verjüngung des Recess auf 9,1 mm hat, wurde in einem Vergleich der Testdaten der Elemente 209 und 212 untersucht.

Hydraulisches Verhalten



Abb. 8.59: c_D -Wert Sauerstoffseite bei reduziertem Einspritzquerschnitt Kerosin und Verjüngung des Recess

Da von der Konfiguration 212 keine Spraytestdaten vorliegen, werden nur die in Heißtests ermittelten Durchflusskoeffizienten untersucht. Diese sind in den Abbildungen 8.59 und 8.60 wiedergegeben.

Auf beiden Seiten führt die Reduzierung der Kerosineinspritzfläche zu einer signifikanten Steigerung des jeweiligen Durchflusskoeffizienten. Auf der Sauerstoffseite beträgt die Zunahme bei 60 bar Brennkammerdruck etwa 13%. Mögliche Ursache ist neben der Tatsache, dass der schnellere Kerosinfilm in der Austrittsebene eine geringere Fläche in Anspruch nimmt, die geringere Verweilzeit des Gemisch im Bereich des Recess', aufgrund derer die Vorreaktion im Recess weniger intensiv ausfällt. Gleiches gilt für das Ansteigen des c_D -Wertes auf der Kerosinseite. Hier beträgt die Zunahme bei 60 bar Brennkammerdruck 40%. Eine Zunahme dieser Größenordnung ist nur über die geänderte Lage der Reaktionszone zu erklären. Beide Konfigurationen zeigen die bekannte Abhängigkeit des Durchflusskoeffizienten vom Massenstrom, die wiederum auf die Änderung der

8 Experimente und Ergebnisse



Abb. 8.60: c_D -Wert Kerosinseite bei reduziertem Einspritzquerschnitt Kerosin und Verjüngung des Recess

Vorreaktion im Recess zurückzuführen ist.

Verbrennungswirkungsgrad

Die Analyse der erzielten Verbrennungswirkungsgrade in Abbildung 8.61 auf der nächsten Seite zeigt die Abhängigkeit des η_{c*} vom Mischungsverhältnis. Es wurden Werte zwischen 92,9% und 95,5% berechnet, wobei das Maximum bei höchstem Brennkammerdruck im Bereich der Stöchiometrie erreicht wird. Während die Erhöhung der Kerosingeschwindigkeit bei 60 bar zu einer geringfügigen Verbesserung der Energieumsetzung führt, ist bei 80 bar kein signifikanter Unterschied feststellbar.

Wärmefreisetzung

Abbildung 8.62 auf der nächsten Seite gibt den Einfluss der Kerosingeschwindigkeit in Verbindung mit der Verjüngung des Recess' wieder. Die Verringerung der Kerosineinspritzfläche führt zu einem rascheren Druckabfall der Strömung bei 60 bar Brennkammerdruck. Der Verlauf des Drucks spiegelt in diesem Fall die effizientere Energieumsetzung wider. Bei 80 bar Brennkammerdruck lassen die Messwerte keine Korrelation zwischen Verbrennungswirkungsgrad und Druckverlauf zu. Der Vergleich von Tests bei gleichem Mischungsverhältnis zeigt einen geringfügig steileren Abfall des Brennkammerdruckes beim Injektor 212.



Abb. 8.61: Verbrennungswirkungsgrad mit reduziertem Einspritzquerschnitt und Verjüngung des Recess



Abb. 8.62: Axiale Verteilung des statischen Brennkammerdruckes bei reduziertem Kerosineinspritzquerschnitt und Verjüngung im Recess

Wärmeübergang

Die aufgezeichneten Wärmestromdichten weisen die zu erwartende Abhängigkeit von Brennkammerdruck und Mischungsverhältnis auf. Während die Messwerte bei 60 bar für das Element 212 eine geringfügig niedrigere Wärmestromdichte anzeigen, kann bei 80 bar aufgrund der großen Streuung der Messwerte keine eindeutige Aussage getroffen werden. Es fällt auf, dass die Wärmestromdichte für das Element 209 bei 60 bar und einem O/F = 3,24 ebenso wie die des Elements 212 bei 80 bar und O/F = 3,19 ebenso starke Unterschiede aufzeigen wie der Verbrennungswirkungsgrad.



Abb. 8.63: Gesamtwärmestromdichte bei reduziertem Kerosineinspritzquerschnitt und konischer Verjüngung

Der axiale Verlauf der Wärmestromdichte in Abbildung 8.64 auf der nächsten Seite gibt keinen Aufschluss über eine wesentliche Änderung der Thermalbelastung durch die höhere Geschwindigkeit, mit der das Kerosin eingespritzt wird. Die Wärmestromdichte im Bereich des Düsenhalses liegt beim Element 212 mit der verringerten Kerosineinspritzfläche deutlich höher.



Abb. 8.64: Axiale Verteilung der Wärmestromdichte bei reduziertem Kerosineinspritzquerschnitt und konischer Verjüngung

8.3 Coax-Swirl-Elemente mit Sauerstoffdrall

Die Einführung verschiedener Drallerzeuger auf der Sauerstoffseite führte zu deutlichen Änderungen des Elementverhaltens. Es wurden verschiedenen Konfigurationen getestet, um den Einfluss der Anzahl an Zulaufbohrungen zur Drallkammer, des Recess sowie der Orientierung des Sauerstoffstroms zu untersuchen.

8.3.1 Element 205 vs. 301 vs. 302: Auswirkungen des Sauerstoffdralls sowie der Anzahl der Bohrungen im Drallerzeuger

Im Folgenden soll auf die Änderung der Leistungscharakteristik durch das Aufprägen eines Dralls auf die Sauerstoffströmung eingegangen werden. Gleichzeitig werden die Ergebnisse von zwei verschiedenen Dralltöpfen gegenübergestellt. Diese weisen beim Element 301 und 302



gleiche geometrische Abmessungen sowie die gleiche Gesamteintrittsfläche in die Drallkammer auf. Unterschiedlich war der Bohrungsdurchmesser und deren Anzahl. Beim Element 301 wurde die Eintrittsfläche auf zwei Reihen von je vier Bohrungen verteilt; das Element 302 weist 3 solcher Reihen mit entsprechend kleineren Bohrungen auf.

Hydraulisches Verhalten

Die Auswertung der durchgeführten Spraytests zeigte, dass der Durchflusskoeffizient der Oxidatorseite durch die zusätzlichen Druckverluste, die das Verdrallen der Strömung mit sich bringt, um etwa 40% sinkt. Die gemessenen Werte sind in Abbildung 8.65 auf der nächsten Seite aufgetragen. Sie liegen beim Element 301 bei 0,19; das Element 302 weist mit 0,185 einen geringfügig niedrigeren Wert auf. Im Heißtest ist dieser Unterschied zwischen den beiden Konfigurationen nicht nachzuweisen (siehe Abbildung 8.66). Verglichen mit den Spraytests sinkt der c_D -Wert durch die Wärmefreisetzung um ca 15% auf Werte um 0,16. Eine Abhängigkeit vom Massenstrom ist nicht nachweisbar.

Der Drall in der Sauerstoffströmung führt auch auf der Kerosinseite zu einem Absinken des Durchflusskoeffizienten. Dieses Verhalten ist sowohl in den Spraytests als auch in den Heißtests in den Abbildungen 8.67 und 8.68 auf Seite 148 nachweisbar. Bei den Spraytests wird dies deutlich, wenn der c_D -Wert der Strömung bei niedrigen Kavitationszahlen um 1 liegt. Hier ist für den Druck von 60 bar und 80 bar jeweils festzustellen, dass der Durchflusskoeffizient der Elemente 301 und 302 etwa 10% unter den mit der Referenzkonfiguration 205 ermittelten Werten liegt.

In den Heißtests führen die geänderten Strömungsverhältnisse innerhalb des Recess zu noch deutlicheren Änderungen der Durchflusszahl. Liegen die Werte ohne Drallaufsatz im Bereich von 0,54 bis 0,59, finden sich fast alle c_D -Werte der Kerosinseite mit Sauerstoffdrall in Heißtests in einem Band zwischen 0,45 und 0,53 wieder. Der mit wachsendem Kerosinmassenstrom zu verzeichnende Anstieg des Durchflusskoeffizienten hängt sowohl mit der Steigerung des Brennkammerdruckes als auch mit der Veränderung des Mischungsverhältnisses zusammen und



Abb. 8.65: c_D -Wert Sauerstoffseite mit und ohne Sauerstoffdrall, Spraytests



Abb. 8.66: c_D -Wert Sauerstoffseite mit und ohne Sauerstoffdrall, Heißtests

deutet wieder auf den Einfluss der im Recess stattfindenden Vorreaktion auf die Durchströmung des Elements hin.



Abb. 8.67: c_D-Wert Kerosinseite mit und ohne Sauerstoffdrall, Spraytests



Abb. 8.68: c_D-Wert Kerosinseite mit und ohne Sauerstoffdrall, Heißtests

Verbrennungswirkungsgrad

Der Verbrennungswirkungsgrad wird durch die intensive Vermischung, die der Sauerstoffdrall erzeugt, deutlich verbessert (siehe Abbildung 8.69). Der Film, den das Kerosin bei den vorhergehenden Experimenten an der Kammerwand erzeugte, kann sich nicht so stabil entwickeln und ein wesentlich höherer Anteil des Brennstoffs gelangt zur Reaktion.

Es werden Werte des Verbrennungswirkungsgrades η_{c*} zwischen 95,3% und 97,4% erreicht. Dabei ist eine geringfügige Steigerung des Verbrennungswirkungsgrades mit wachsendem Brennkammerdruck und Mischungsverhältnis zu verzeichnen. Die Abhängigkeit des η_{c*} vom Mischungsverhältnis ist nicht so ausgeprägt wie ohne Sauerstoffdrall. Ein Einfluss der Bohrungsanzahl im Drallerzeuger ist nicht gegeben. Im Vergleich zu den Werten, die mit der Standardkonfiguration 205 erzielt wurden, fällt auf, dass die Variation des Mischungsverhältnisses bei den Elementen 301 und 302 weniger starken Einfluss auf das η_{c*} ausübt.



Abb. 8.69: Verbrennungswirkungsgrad mit und ohne Sauerstoffdrall

Wärmefreisetzung

Die Wärmefreisetzung findet bei Anwendung der Drallerzeuger auf der Sauerstoffseite wesentlich näher an der Einspritzkopfplatte statt. Wie in Abbildung 8.70 auf der nächsten Seite zu sehen ist, ist in allen Druckbereichen die Beschleunigung der Strömung am Ende des zweiten Brennkammersegmentes nahezu abgeschlossen und es findet kein nennenswerter Abfall des statischen Druckes mehr statt. Derselbe Effekt wird in der Verteilung der Wärmestromdichten weiter unten deutlich. Eine Abhängigkeit der Druckverteilung vom Mischungsverhältnis ist nicht nachzuweisen.



Abb. 8.70: Axiale Verteilung des statischen Brennkammerdruckes mit und ohne Sauerstoffdrall

Wärmeübergang

Abbildung 8.71 zeigt, wie sich der Sauerstoffdrall auf die Verteilung des Mischungsverhältnisses in radialer Richtung auswirkt. Die Sauerstoffkonzentration in der Randschicht des Abgasstrahls steigt an, was als Wechsel der Flammfarbe von gelb zu blau zu erkennen ist. Die Abwesenheit des Brennstofffilms an der Wand sowie der bessere Verbrennungswirkungsgrad führen zu einem deutlichen Anstieg der Wärmestromdichte. Die Abhängigkeit der gemessenen Wärmestromdichte vom Brennkammerdruck und dem Mischungsverhältnis entspricht den Erwartungen.

Die Regressionsanalyse der gemessenen Wärmestromdichten ergab für den Injektor 301 die Koeffizienten

$$a = 1,6693$$

 $b = 1,1470$ (8.4)
 $c = 0,7923$

und für den Injektor 302 die Werte

$$a = 1,56350$$

 $b = 1,1809$ (8.5)
 $c = 0,7953.$

Die Abhängigkeit der Wärmestromdichte vom Brennkammerdruck wird in dieser Konfiguration sehr gut durch die Annahme eines Exponenten von 0,8 wiedergegeben. Die Zunahme der globalen Wärmestromdichte durch den Sauerstoffdrall fällt je nach Brennkammerdruck unterschiedlich stark aus. Bei 40 bar und einem O/F von 3,2 wächst die Wärmestromdichte von 11 MW/m² beim Element 205 durch die Einführung des Dralls beim Injektor 302 auf einen Mittelwert von 19 MW/m², was einer Steigerung von 72% entspricht. Bei 60 bar ergibt sich mit Messwerten von 27 MW/m² gegenüber 16 MW/m² ein Anstieg um ca. 65%. Bei 80 bar wurden 34 MW/m² und 22 MW/m² gemessen, die Zunahme beträgt 54%. Dasselbe Bild zeichnet der axiale Verlauf der Wärmestromdichte. Die Kurven sind nahezu parallel zu höheren Werten hin verschoben. Beim Betrieb bei 40 und 60 bar erreicht die Aufheizung des Kühlwassermassenstroms im zweiten und dritten Segment ein gleich bleibendes Niveau, während bei 80 bar ein stetiger Anstieg zu erkennen ist. Die Messdaten bei 80 bar verdeutlichen nochmals den Einfluss des Mischungsverhältnisses auf die Thermalbelastung der Brennkammerwand. Von einem Mischungsverhältnis von 2,4 (im Diagramm grün dargestellt) zu einem O/F von 3,2 (im Diagramm gelb) steigt die Wärmestromdichte in allen Segmenten deutlich an.



Abb. 8.71: Farbe des Abgasstrahls ohne (oben) und mit (unten) Sauerstoffdrall bei $\mathbf{p}_c=80$ bar und O/F =3,2



Abb. 8.72: Gesamtwärmestromdichte mit und ohne Sauerstoffdrall



Abb. 8.73: Axiale Verteilung der Wärmestromdichte mit und ohne Sauerstoffdrall

8.3.2 Element 302 vs. 303: Variation des Recess

Der Einfluss, den eine Verringerung des Recess' von 12 mm auf 7 mm auf die Leistungscharakteristik des Injektors mit Sauerstoffdrall ausübt, wurde in einem Vergleichstest bei einem Mischungsverhältnis von 3,2 untersucht.



Hydraulisches Verhalten

Die Reduzierung des Recess vermindert die Reibungs-

verluste in diesem Abschnitt und führt zu einer weniger intensiven Androsselung durch die Wärmefreisetzung. Die Durchflusskoeffizienten der Brennstoff- und der Oxidatorseite steigen bei einer Verringerung des Recess im Vergleich zum Element 302 geringfügig an. Auf der Sauerstoffseite beträgt dieser Anstieg 3% bis 4% (siehe Abbildung 8.74). Die Abhängigkeit vom Betriebspunkt bleibt erhalten, so dass zwischen den Werten bei 60 bar und 80 bar Brennkammerdruck ein Anstieg in der Größenordnung von 1% besteht. Der Anstieg des Durchflusskoeffizienten wird durch die höhere Strömungsgeschwindigkeit des Kerosins im oberen Lastpunkt hervorgerufen. Diese führt dazu, dass die chemische Reaktion erst an einer weiter stromab gelegenen Stelle einsetzt.



Abb. 8.74: c_D -Wert Sauerstoffseite bei Verringerung des Recess

Ähnlich ist der Sachverhalt auf der Kerosinseite. Die entsprechenden Daten sind in Abbildung 8.75 wiedergegeben. Der c_D -Wert steigt hier um durchschnittlich 6% an, wobei ein Unterschied zwischen den betrachteten Brennkammerdrücken von 3% besteht. Die Zunahme der c_D -Werte auf der Brennstoffseite ist ähnlich ausgeprägt wie im Vergleichsfall. In Abbildung 8.75 ist nochmals der Effekt von Mischungsverhältnis und Brennkammerdruck auf den c_D -Wert zu sehen, der sich in einer Zunahme über dem Massenstrom ausdrückt.



Abb. 8.75: c_D-Wert Kerosinseite bei Verringerung des Recess

Verbrennungswirkungsgrad

Ein eindeutiger Einfluss der Recesslänge auf die Effizienz der Energiefreisetzung ist auf der Basis der vorliegenden Daten nicht festzustellen. Die gemessenen Werte für η_{c*} sind in Abbildung 8.76 den Ergebnissen der Konfiguration 302 gegenübergestellt. Eine Abhängigkeit vom Brennkammerdruck ist im untersuchten Betriebsbereich nicht nachzuweisen.



Abb. 8.76: Verbrennungswirkungsgrad bei Verringerung des Recess

Wärmefreisetzung

Der Verlauf des statischen Brennkammerdruckes ähnelt dem der Referenzversuche mit den Elementen 301 und 302. Die erzielten Werte des normierten statischen Brennkammerdruckes liegen geringfügig unter denjenigen der Konfiguration mit 12mm Recess. Dies kann als Hinweis auf eine Verlagerung der Reaktionszone weiter in die Brennkammer hinein gedeutet werden. Der Unterschied ist am Ende der Kammer am stärksten ausgeprägt.



Abb. 8.77: Axiale Verteilung des statischen Brennkammerdruckes bei Verringerung des Recess

Wärmeübergang



Abb. 8.78: Gesamtwärmestromdichte bei Verringerung des Recess

Sowohl bei 60 bar als auch bei 80 bar Brennkammerdruck liegen die aufgetretenen integralen Wärmestromdichten über denjenigen des Elements 302. Bei 60 bar steigt die Wärmestromdichte von 26,5 MW/m² um 6% auf 28 MW/m². Bei 80 bar ist eine Zunahme von 9% von 33,5 MW/m² auf 36,5 MW/m² festzustellen (siehe Abbildung 8.78).

Analysiert man die axiale Verteilung der Wärmestromdichte, die in Abbildung 8.79 auf der nächsten Seite wiedergegeben ist, kann man Rückschlüsse auf die Ursache der höheren Thermalbelastung ziehen. Die gegenüber der Referenz gestiegene integrale Wärmeabfuhr an die gekühlte Wand rührt vor allem von deutlich höheren Werten der lokalen Wärmestromdichte am Ende der Brennkammer und im Bereich des Düsenhalses her. Diese korrelieren mit dem stärkeren Absinken des statischen Druckes am Ende der Kammer und deuten auf vermehrte Wärmefreisetzung in diesem Bereich hin. Wie den Diagrammen in Abbildung 8.79 zu entnehmen ist, stieg die Wärmestromdichte im Halssegment bei 60 bar von 60 MW/m² auf 85 MW/m², was einer Mehrbelastung von 42% entspricht. Bei 80 bar betrug der Anstieg 22,5%, die gemessene Wärmestromdichte wuchs von 80 MW/m² auf 98 MW/m².

Auffällig ist auch, das vor allem bei 80 bar im ersten Brennkammersegment niedrigere Wärmestromdichten als im Referenzfall gemessen wurden. Die axiale Verteilung der mit Element 303 aufgezeichneten Wärmestromdichte weist im weiteren Verlauf einen steileren Gradienten auf. Dies kann als weiteres Indiz für eine weiter stromab stattfindende Reaktion angesehen werden.



Abb. 8.79: Axiale Verteilung der Wärmestromdichte bei Verringerung des Recess

8.3.3 Element 304 vs. 305: Sauerstoff im Gleich- oder Gegendrall zu Kerosin

Die Untersuchungen zum Einfluss der Drallorientierung wurden mit Posts vom Typ 204 durchgeführt, die keine Nut am Austritt der Kerosinkanäle aufweisen. Beim Element 304 weist die Drallrichtung in die gleiche Rich-



tung wie die des Kerosins. Beim Element 305 ist die Orientierung des Dralls entgegengesetzt.

Hydraulisches Verhalten



Abb. 8.80: c_D-Wert Sauerstoffseite bei unterschiedlicher Drallorientierung, Heißtest

Die verwendeten Drallaufsätze weisen eine deutlich kleinere Eintrittsfläche in die Drallkammer auf als die der Elemente 301 und 302. Deswegen liegt der Durchflusskoeffizient der Sauerstoffseite unterhalb von 0,1. Ein Einfluss des Massenstroms auf den c_D -Wert ist beim Element 305 nicht gegeben. Die Elemente mit gleichsinnigem Drall zeigen in Abbildung 8.80 eine geringfügige Zunahme mit steigendem Massenstrom. Die niedrigeren Druckverluste beim Element 304 führen zu höheren Durchflusskoeffizienten. Der Unterschied fällt jedoch vernachlässigbar klein aus. Es ist möglich, dass die Differenz durch die größere Reibung im Bereich des Recess erzeugt wird. Bei den sichtbaren Unterschieden kann es sich jedoch auch um fertigungsbedingte Unterschiede im Bereich der Zulaufbohrungen in den Drallerzeuger handeln. Ein Vergleich der kerosinseitigen c_D -Werte in Abbildung 8.81 zeigt keinen Einfluss der Drallorientierung. Der Durchflusskoeffizient der Elemente 304 und 305 liegt zwischen 0,34 und 0,44 und weist den in anderen Konfigurationen schon beobachteten Anstieg über dem Mischungsverhältnis und Brennkammerdruck auf.



Abb. 8.81: c_D-Wert Kerosinseite bei unterschiedlicher Drallorientierung



Abb. 8.82: Verbrennungswirkungsgrad bei unterschiedlicher Drallorientierung

8 Experimente und Ergebnisse

Verbrennungswirkungsgrad

Betrachtet man die erzielten Verbrennungswirkungsgrade in Abbildung 8.82, fällt zunächst auf, dass diese mit dem Wechsel des Brennkammerdruckes von 40 nach 60 bar geringfügig ansteigen. Für die Experimente bei 40 bar erkennt man bei beiden Konfigurationen den Einfluss des Mischungsverhältnisses: Das Maximum jeder Konfiguration liegt im Bereich der Stöchiometrie. Dass die Elemente mit gleichsinnigem Drall höhere Wirkungsgrade erzielten, deckte sich nicht mit den Erwartungen vor den Tests. Offensichtlich steigert die höhere Turbulenz in der Scherschicht zwischen den Treibstoffmassenströmen beim Gegendrall die Reaktionsrate nicht im erwarteten Maß.

Wärmefreisetzung

Die aufgezeichneten Brennkammerdrücke lassen keinen Rückschluss auf einen Einfluss der Elementkonfiguration zu. In Abbildung 8.83 fällt im Vergleich zu Tests mit den Elementen 301 und 302 auf, dass der statische Druck im Bereich des Zünderringes sehr niedrig ist. Dies ist auf die höhere Geschwindigkeit der stark verdrallten Sauerstoffströmung zurückzuführen. Der Drall wird im Verlauf des ersten Brennkammersegmentes abgebaut und es stellen sich Werte ein, die denen anderer Konfigurationen ähneln.



Abb. 8.83: Axiale Verteilung des statischen Brennkammerdruckes bei unterschiedlicher Drallorientierung

Wärmeübergang



Abb. 8.84: Gesamtwärmestromdichte bei unterschiedlicher Drallorientierung

Die gleichsinnige Orientierung des Dralls erzeugt geringfügig höhere Wärmestromdichten. Dies ist konsistent mit der Beobachtung des besseren Verbrennungswirkungsgrades. Die Daten bei 40 bar illustrieren, weil sie sich über einen weiten Bereich des O/F erstrecken, die deutliche Abhängigkeit vom Mischungsverhältnis. Der Verlauf erreicht um die Stöchiometrie ein Maximum. Auch bei dieser Konfiguration steigt die zu übertragende Wärmemenge mit der 0,8ten Potenz des Brennkammerdruckes. Dies zeigen die mit Gleichung (7.10) ermittelten Koeffizienten: Element 304:

$$a = 3,7665$$

 $b = 0,44750$ (8.6)
 $c = 0,8191$

Element 305:

$$a = 3,96050$$

 $b = 0,4590$ (8.7)
 $c = 0,79120$

Bei der Analyse der Koeffizienten fällt auf, dass die ermittelten Konstanten einen hohen Grundwert *a* der zu erwartenden Wärmestromdichte zeigen und der Einfluss des Mischungsverhältnisses vergleichsweise gering ist. Dies kann auf die wesentlich höhere Umfangsgeschwindigkeit des Sauerstoffmassenstroms zurückzuführen sein, der zu einer besseren Vermischung führt und die Effekte des Mischungsverhältnisses entsprechend dämpft.

Das Diagramm der Wärmestromdichten (Abbildung 8.84) legt jedoch den Schluss nahe, dass die Ursache für das beobachtete Verhalten nicht in physikalischen Vorgängen, sondern in der begrenzten Datenbasis bezüglich des Mischungsverhältnisses liegt. Bei 60 bar Brennkammerdruck wurde das Mischungsverhältnis nur in einem geringen Bereich variiert. Der Vergleich mit den Ergebnissen, die mit den Injektoren 301 und 302 gewonnen wurden (siehe hierzu Abbildung 8.72 auf Seite 152), lässt diese Schlussfolgerung als die wahrscheinlichere gelten.

Die axiale Verteilung der Wärmeströme ist in Abbildung 8.3.3 dargestellt. Im Vergleich zu den Tests mit den Elementen 301 und 302 fällt auf, dass die thermische Belastung der Wand schon im ersten Segment hohe Werte erreicht und dann im weiteren Verlauf des zylindrischen Teils kaum ansteigt. Die hohe Drallzahl der Sauerstoffströmung fördert die Expansion der Gase nach dem Austritt aus dem Injektor und führt neben der intensiven Vermischung und Verbrennung zu hohen Wärmeübergangskoeffizienten im ersten Segment.

8 Experimente und Ergebnisse



Abb. 8.85: Axiale Verteilung der Wärmestromdichte bei unterschiedlicher Drallorientierung

9 Zusammenfassende Bewertung und Ausblick

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurden in einer umfassenden Studie verschiedene Einspritzelemente für Hauptstromtriebwerke mit oxidatorreicher Vorverbrennung untersucht. Die durchgeführten Experimente charakterisieren das Verhalten der Injektoren in einem weiten Betriebsbereich. Die große Anzahl an getesteten Konfigurationen ermöglicht eine Übersicht über die Auswirkung verschiedenster Konstruktionsdetails auf den Betrieb der Elemente.

Das Design der Injektoren muss mehreren Ansprüchen gerecht werden: Neben der Realisierung eines möglichst hohen Verbrennungswirkungsgrades η_{c*} ist die qualitative und quantitative Beurteilung der Thermalbelastung ein wichtiger Aspekt des Triebwerksentwurfs. Sie bildet die Basis für eine Abschätzung der Lebensdauer der hochbelasteten Kühlkanäle und ist für eine maßgeschneiderte Auslegung des Kühlsystems von Bedeutung. Ein weiterer wesentlicher Aspekt der Einspritzkopfgestaltung ist die Organisation der Wärmefreisetzung in Hinblick auf ihre räumliche Verteilung, da sie die Entstehung von Verbrennungsinstabilitäten maßgeblich beeinflusst.

Die Untersuchung der Injektoren in einer Einzelelement-Kammer weist spezifische Vor- und Nachteile auf. So lässt es der experimentelle Aufbau lässt es nicht zu, die Interaktion mehrerer Elemente zu analysieren. Radiale und transversale Moden von Verbrennungsinstabilitäten, die aufgrund ihrer Entstehung an der Frontplatte des Einspritzkopfes häufig zur Zerstörung ganzer Triebwerke führen, können mit dem verwendeten Aufbau nicht untersucht werden. Die starke Interaktion der Strömung mit der Wand schwächt die Auswirkungen mancher Konstruktionsänderungen ab. Dies ist zum Beispiel im Fall der gesteigerten Einspritzgeschwindigkeit des Kerosins zu sehen, die nur im Durchflusskoeffizienten deutliche Änderungen hervorruft.

Die Durchführung der Experimente in einer Einzelelement-Kammer bringt aber auch Vorteile mit sich: Sie ermöglicht es, quasi einen Fingerabdruck des Einspritzelements zu erstellen. Auswirkungen, welche die Variationen von konstruktiven Details haben, können besser sichtbar gemacht und eindeutig der Elementkonfiguration zugeordnet werden. Beispielhaft sei hier die Auswirkung, den die Einbringung einer Umfangsnut am Austritt der Kerosinkanäle auf die Verteilung des Kerosins hat, genannt.

Die Premix-Injektoren konnten nicht im angestrebten Auslegungspunkt von 60 bar getestet werden. Die hohe thermische Belastung der Einspritzkopfplatte erfordert die Verwendung von Werkstoffen hoher Wärmeleitfähigkeit und Festigkeit. In der realen Anwendung ist die Kühlung der Faceplate unerlässlich.

Die Auswertung der Experimente zeigte, dass die Elemente auch in Betriebspunk-

ten weit außerhalb der gewöhnlichen Bedingungen zuverlässig arbeiten. Der Einfluss des Einspritzwinkels auf die Leistung des Premix-Elements ist nur bei einem Brennkammerdruck von 20 bar, der üblicherweise dem Startniveau der Brennkammer entspricht, nachweisbar. Hier ist eine starke Abhängigkeit des Druckverlustes vom Mischungsverhältnis und dem Einspritzwinkel festzustellen. Beide Parameter beeinflussen die Vorreaktion innerhalb des Recess und somit die Androsselung der Strömung im Element.

Die Coax-Swirl-Elemente wurden bei einem Brennkammerdruck von bis zu 82 bar getestet, was 136% des Druckes entspricht, für den sie ausgelegt worden sind. Ebenso wie bei einer Drosselung der Leistung auf 39 bar oder 65% zeigten die Konfigurationen keine Änderung hinsichtlich der Stabilität des Betriebs. Die Variation des Mischungsverhältnisses in einem Bereich von 2,4 bis 3,5 lässt ebenfalls eine Beurteilung des Verhaltens im Hinblick auf mögliche Variationen des Mischungsverhältnisses zu. Einige der untersuchten Konstruktionsmerkmale wirken sich in erster Linie auf die Vorreaktion im Element aus und sind bei globalen Betrachtungen wie der Gesamtwärmestromdichte oder dem Verbrennungswirkungsgrad nicht nachzuweisen. Hier hilft die Betrachtung der axialen Wanddruckverteilung oder des Durchflusskoeffizienten, um Aufschluss über die Auswirkung der einzelnen Variationen auf den Betrieb des Brennkammer zu erhalten.

Ein Beispiel hierfür stellt das Entfernen der Blende am Eintritt in den GOX-Post dar. Die verminderte Turbulenz der Strömung innerhalb des Injektors brachte eine Verlagerung der primären Reaktionszone mit sich, in Folge derer der Durchflusskoeffizient für Oxidator- und Brennstoffseite in Heißtests deutlich anstieg. Gleichzeitig führte das Entfernen der Blende auch zu einer massiven Verschlechterung des Stabilitätsverhaltens: Offenbar begünstigt die Verringerung des Druckverlustes auf der Sauerstoffseite das Auftreten von longitudinalen Verbrennungsschwingungen. Die Ursachen für dieses Verhalten werden in zukünftigen Studien, die in Zusammenarbeit mit der Penn State University in West Lafayette durchgeführt werden, näher untersucht werden.

Die Einführung einer Umfangsnut am Austritt der Treibstoffkanäle führte zu einer homogeneren Verteilung des Mischungsverhältnisses in Umfangsrichtung. Die erwartete positive Auswirkung auf den Verbrennungswirkungsgrad konnte in der Einzelelement-Kammer nicht nachgewiesen werden. Die Analyse der Kühlwassertemperaturen zeigt jedoch eine deutlich homogenere Temperaturverteilung in Umfangsrichtung. Die Nut sollte deswegen in zukünftigen Konstruktionen beibehalten werden.

Ein probates Mittel, um die axiale Verteilung der Wärmefreisetzung in der Brennkammer zu beeinflussen, wurde mit der Steigerung der Kerosineinspritzgeschwindigkeit untersucht. Aufgrund der dominanten Interaktion der Strömung mit der Brennkammerwand konnten keine essentiellen Änderungen in der Verteilung der Wärmefreisetzung oder der Wärmestromdichte nachgewiesen werden. Die Verlagerung der Reaktionszone äußerte sich in einer entsprechenden Änderung des Durchflusskoeffizienten auf Brennstoff- und Oxidatorseite.

Ebenfalls im Durchflusskoeffizienten äußerte sich die Auswirkung, welche die ko-

nische Verjüngung der Recess-Zone auf den Betrieb der Brennkammer hat. Es kommt zu einer deutlich stärkeren Vorreaktion mit einhergehendem überproportionalen Anstieg des Druckgefälles über den Injektor hinweg. Die Wärmefreisetzung zeigt in dieser Konfiguration eine deutliche Abhängigkeit vom Mischungsverhältnis.

Eine konische Verjüngung verstärkt die Vorreaktion im Bereich des Recess' und führt zu einer Steigerung sowohl des Verbrennungswirkungsgrades als auch der auftretenden Druckverluste. Darüber hinaus stellt sie ein geeignetes Mittel zur Vermeidung longitudinaler Verbrennungsinstabilitäten dar.

Eine grundlegende Änderung des Elementverhaltens wurde durch die Aufprägung eines Dralls auf die Sauerstoffströmung hervorgerufen. Die Ausbildung des Kerosinfilmes, der bei den anderen Konfigurationen zu einer effektiven Filmkühlung der Wand führt, wird bei dieser Konfiguration unterbunden. Die verbesserte Vermischung der Treibstoffpartner führt mehr Brennstoff der Reaktion zu und erlaubt höhere Verbrennungswirkungsgrade. Die Wärmefreisetzung geschieht deutlich näher am Einspritzkopf und die Thermalbelastung der Kammer steigt besonders in der ersten Hälfte der Kammer drastisch an. Die Verwendung von Drallerzeugern erscheint zur Steigerung des Wirkungsgrades attraktiv. Jedoch ist die praktische Umsetzung in der Nähe der Brennkammerwand eines Großtriebwerks vom Gesichtspunkt des Thermalhaushaltes her kontraproduktiv. Außerdem ist zu untersuchen, inwiefern die Konzentrierung der Wärmefreisetzung in der Nähe der Faceplate das Stabilitätsverhalten der Schubkammer negative beeinflussen kann. Die Gestaltung der Drallerzeuger wiederum bietet die Möglichkeit, die akustischen Eigenschaften des Einspritzkopfes gezielt für eine maximale Dämpfung von Druckschwankungen einer bestimmten Frequenz anzupassen. Bei der Bewertung der erzielbaren Steigerung des Wirkungsgrades muss berücksichtigt werden, dass ein höherer Druckverlust im Injektor Konsequenzen für die Auslegung des vorgeschalteten Gasgenerators mit sich bringt und hier zu Leistungseinbußen führen kann.

Bei der Gestaltung des Dralltopfs legen die Experimente die Schlussfolgerung nahe, dass die Anordnung der Zutrittsbohrungen in die Drallkammer in zwei Reihen ausreichend ist. Zusätzliche Reihen führten nicht zu einer signifikanten Änderung des Verhaltens, steigern aber in der realen Anwendung, wo Stückzahlen von mehreren Hundert pro Motor hergestellt werden müssen, die Fertigungskosten deutlich. Hinsichtlich der Orientierung des Dralls erwies es sich als vorteilhaft, diese gleichsinnig zur Drallrichtung des Brennstoffmassenstroms zu wählen.

Die Übertragung der Ergebnisse auf die reale Anwendung muss den geänderten Eintrittsbedingungen der Treibstoffe in die Brennkammer Rechnung tragen: Die Temperatur des Kerosins ist deutlich höher, wenn dieses zuvor ein regeneratives Kühlsystem durchlaufen hat. Der Oxidator besteht aus dem sauerstoffreichen Abgas der Vorbrennkammer. Die im Vergleich zu kalten Bedingungen veränderte Dichte und Reaktionsraten der Treibstoffpartner machen eine Reduzierung des Recess' notwendig. Das Bestreben, durch einen höheren Massendurchsatz pro Element die Fertigungskosten zu reduzieren, bringt die Frage mit sich, unter Einhaltung welcher Ähnlichkeitskennzahl die Größenanpassung erfolgen soll. Üblicherweise wird eine Einhaltung der Mach- sowie der Reynoldszahl angestrebt. Darüber hinaus gibt es ein Auslegungskriterium, demzufolge das Verhältnis aus Recesslänge zu -durchmesser konstant zu halten ist. Inwieweit die Ergebnisse der vorliegenden Untersuchungen hier übertragbar sind, muss auf der Basis weiterer Experimente bewertet werden.



Abb. 9.1: Elementkonfiguration in einem 19-Element Einspritzkopf für Subscale-Untersuchungen

Mit Hilfe der gewonnenen Erkenntnisse ist es möglich, den Einspritzkopf einer Raketenbrennkammer optimal auszulegen. Die Kenntnis der auftretenden Druckverluste erlaubt es, in einem realen Triebwerk die Verteilung des Mischungsverhältnisses gezielt zu beeinflussen. Elemente ohne Sauerstoffdrall können in Wandnähe zur Einbringung eines Kühlfilmes genutzt werden, während Injektoren mit Doppeldrall im Zentrum für einen hohen Verbrennungswirkungsgrad sorgen. Ein Konzept für weitere Untersuchungen in einer Subscale-Kammer ist in Abbildung 9.1 wiedergegeben. Die äußere Elementreihe nahe der Wand wird mit Einspritzelementen vom Typ 205 bestückt. Das eingespritzte Kerosin führt zu einer effektiven Kühlung der Wand. Um den gesamten Verbrennungswirkungsgrad nicht zu stark abzusenken, empfiehlt es sich, diese Elemente bei einem Mischungsverhältnis von etwa 3,1 zu betreiben. Die innere Reihe wird mit Doppel-Drall-Elementen vom Typ 301 bestückt, die für einen hohen Verbrennungswirkungsgrad sorgen. Diese Elemente sollten bei einem Mischungsverhältnis von O/F=2,6 arbeiten. Im Zentrum liegt ein Element 209 mit konischer Verjüngung des Recess, welches wiederum bei O/F=3,1 eingesetzt wird. Aufgrund des unterschiedlichen Druckverlustverhalten der eingesetzten Injektoren kommt es bei entsprechender Auslegung zu der beschriebenen radialen Verteilung des Mischungsverhältnisses, wie sie in Abbildung 9.1 unten zu sehen ist. Da der Druckabfall vom Manifold zur Kammer für alle Injektoren gleich ist, werden die Doppeldrallelemente von einer geringeren Sauerstoffmenge durchströmt als die benachbarten Elemente und arbeiten folglich bei einem niedrigeren Mischungsverhältnis O/F als die benachbarten Injektoren. Im Mittelwert stellt sich so in der Brennkammer ein globales Mischungsverhältnis von O/F=2,9 ein. Durch die unterschiedliche Verteilung der axialen Wärmefreisetzung, die sich für die verschiedenen Elemente einstellt, ergibt sich auch weiter stromab eine Verteilung der Reaktionszonen, die der Ausbildung von Verbrennungsschwingungen entgegenwirkt.

Die Weiterentwicklung numerischer Simulationswerkzeuge wird in den kommenden Jahren dazu führen, dass die Vorgänge der Treibstoffaufbereitung und -mischung innerhalb der Injektoren, die wesentlich den Verlauf der Verbrennung stromab beeinflussen, in gegenwärtige Verfahren zur Brennkammerauslegung einbezogen werden können. Für die Validierung solcher Modelle sind die vorliegenden Daten von großer Bedeutung. Im Rahmen weiterer Forschungsvorhaben wird diese Datenbasis kontinuierlich erweitert werden. 9 Zusammenfassende Bewertung und Ausblick
Literaturverzeichnis

- [1] HOPMANN, H.: Schubkraft für die Raumfahrt. Entwicklung der Raketenantriebe in Deutschland, Stedinger Verlag, Lemwerder, 1999
- [2] SUTTON, G. P. AND BILBARTZ, O.: Rocket Propulsion Elements, 7th ed., John Wiley & Sons, New York, 2001
- [3] SCHMIDT, G.: Technik der Flüssigkeits-Raketentriebwerke, DaimlerChryslerAerospace, München, 1999
- [4] CULICK, F. E. AND YANG, V.: Overview of Combustion Instabilites in Liquid-Propellant Rocket Engines, in: Yang, V. and Anderson, W.E (eds.).: Liquid Rocket Combustion Instability, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC, 1995
- [5] RUBINSKI, V. R.: Combustion Instability in the RD-0110 Enigne, in: Yang, V. and Anderson, W.E (ed.).: Liquid Rocket Combustion Instability, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC, 1995
- [6] HARRJE, D. T. AND REARDON, F. H (EDS.): Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, 1972
- [7] NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINSTRATION (ED.): NASA Space Vehicle Design Criteria - Liquid Rocket Engine Stabilization Devices, NASA-SP8113, Cleveland OH, 1974
- [8] VEREIN DEUTSCHER INGENIEURE (HRSG.): VDI-Wärmeatlas: Berechnungsblätter für den Wärmeübergang, Springer Verlag, Berlin, 1997
- [9] GORDON,S. AND MCBRIDE, B. J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1994
- [10] DADIEU, A, DAMM, R. UND SCHMIDT, E. W.: Raketentreibstoffe, Springer Verlag, Wien, New York, 1968
- [11] RACHNER, M.: Die Stoffeigenschaften von Kerosin Jet A-1, DLR-Mitteilung 98-01, 1998
- [12] LIANG, K., YANG B. AND ZHANG, Z.: Investigation Of Heat Transfer And Coking Characteristics Of Hydrocarbon Fuels, Journal of Propulsion and Power, vol.14, no.5, 1998, pp.789-796

- [13] KHODABANDEH, J. W. AND R. A. FREDERICK.: Experimentation and Modeling of Jet A Thermal Stability in a Heated Tube, AIAA-2005-3769, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson, AZ, 2005
- [14] STIEGEMEIER, B., MAYER, M. L. AND TAGHAVI, R.: A Thermal Stability And Heat Transfer Investigation Of Five Hydrocarbon Fuels: JP-7, JP-8, JP-8+100, JP-10 And RP-1, AIAA-2002-3873, 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Indianapolis, IN, 2002
- [15] MAYER, WOLFGANG O. H.: Zur koaxialen Flüssigkeitszerstäubung im Hinblick auf die Treibstoffaufbereitung in raketentriebwerken, DLR Forschungsbericht DLR-FB-93-09, Institut für Chemische Antriebe und Verfahrenstechnik, Lampoldshausen, 1993
- [16] LEE, B. I. AND KESLER, M. G.: A Generalized Thermodynamic Correlation Based On Three-Parameter Corresponding States, AIChE Journal, Vol. 21, No. 3, 1975, pp. 511-527
- [17] Mäding, Ch.: Perönliche Mitteilung. 18. März 2006
- [18] LABOTZ, R. J., ROUSAR, D. C. AND H. W. VALLER: High-Density Fuel Combustion and Cooling Investigation, NASA CR 165177, NASA Lewis Research Center, 1981
- [19] MAYER, W. O. H.: Zur koaxialen Flüssigkeitszerstäubung im Hinblick auf die Treibstoffaufbereitung in Raketentriebwerken, DLR Forschungsbericht DLR-FB 93-09, Lampoldshausen, 1993
- [20] LEFEBVRE, A. H.: Atomization and Sprays, Hemisphere Publishing Company, New York, 1989
- [21] HINZE, J. O.: Fundamentals of the Hydrodynamic Mechanism of Splitting in Dispersion Processes, AIChE J., Vol. 1, No. 3, 1955
- [22] HIROYASU, H., SHIMIZU, M. AND ARAI, M.: The Breakup of High Speed Jet in a High Pressure Gaseous Atmosphere, Proceedings of the 2nd International Conference on Liquid Atomization and Spray Sytsems, Madison, 1982, pp. 69-74
- [23] XU, C., BUNNELL, R. A., HEISTER, S. D. AND PHAM, T.: On the Influence of Internal Flow Structure on Performance of Plain-Orifice Atomizers, Proceedings of the 8th International Conference on Liquid Atomization & Spray Systems, ICLASS-2000, Pasadena, 2000
- [24] WINKLHOFER, E., KELZ, E. AND MOROZOV A.: Basic Flow Processes in High Pressure Fuel Injection Equipment, 9th International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems ICLASS 2003, Sorrento, Italy, 2003

- [25] MIRANDA, R., CHAVES, H., MARTIN, U. AND OBERMEIER, F.: Cavitation in a Transparent Real Size VCO Injection Nozzle, 9th International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems ICLASS 2003, Sorrento, Italy, 2003
- [26] DUMONT, N., SIMONIN, O. AND HABCHI, C.: Cavitating Flow in Diesel Injectors and Atomization: a Bibliographical Review, 8th International Conference on Liquid Atomization and Spray Sytsems, Pasadena ICLASS 2000, CA, 2000
- [27] NUKIYAMA, S. AND TANASAWA, Y.: Experiments on the Atomization of Liquids in an Air Stream, Report 3, On the Droplet-Size Distribution in an Atomized Jet, Defense Research Board, Department National Defense, Ottawa, Canada, translated from Trans. Soc. Mech. Eng. Jpn., Vol. 5, No. 18, 1939, pp.62-67
- [28] ROSIN, P. AND RAMMLER, E.: The Laws Governing the Fineness of Powdered Coal, J. Inst. Fuel, Vol.7, No. 31, 1933, pp.29-36
- [29] RIZK, N. K. AND LEFEBVRE, A. H.: Drop-Size-Distribution Characteristics of Spill-Return Atomizers, AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol. 1, No. 3, 1985, pp. 16-22
- [30] MAYER, W., SCHICK, A., SCHWEITZER, C. AND SCHAEFFLER, M.: Injection and Mixing Processes in High Pressure LOX/GH2 Rocket Combustors, AIAA-96-2620, 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Lake Buena Vista, FL, 1996
- [31] MAYER, W., IVANCIC, B., SCHICK, A. AND HORNUNG, U.: Propellant Atomization in LOX/GH2 Rocket Combustors, AIAA-98-3685, 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cleveland, OH, 1998
- [32] OSCHWALD, M., SCHICK, A., KLAR, M. AND MAYER, W.: Investigation of Coaxial LN2/GH2-Injection at Supercritical Pressure by Spontaneous Raman Scattering, Proceedings of the 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propusition Conference & Exhibit, Los Angeles, 1999
- [33] MAYER, W.: Zur koaxialen Flüssigkeitszerstäubung im Hinblick auf die Treibstoffaufbereitung in Raketentriebwerken, DLR-Forschungsbericht DLR-FB93-09, Institut für Chemische Antriebe und Verfahrenstechnik, Lampoldshausen, 1993
- [34] CHEHROUDI, B., COHN, R. AND D. TALLEY: Spray/Gas Behavior of Cryogenic Fluids under Sub- and Supercritical Conditions, Proceedings of the 8th International Conference on Liquid Atomization & Spray Systems, ICLASS-2000, Pasadena, 2000
- [35] CHEHROUDI, B., TALLEY, D. AND COY, E.B.: Initial Growth Rate and Visual Characteristics of a Round Jet into a Sub- to Supercritical Environ-

ment of Relevance to Rocket Gas Turbine and Diesel Engines, AIAA-99-0206, 37th Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, NV, 1999

- [36] CHEHROUDI, B., TALLEY, D., MAYER, W., BRANAM, R., SMITH, J.J., SCHIK, A. AND OSCHWALD, M.: Understanding Injection into High Pressure Supercritical Environments, 5th International Conference on Liquid Rocket Propellants, Chattanooga, October 27-30, 2003
- [37] SOLLER, S.: Technische Spezifikation des Single-Element-Brennkammerprüfstandes am Lehrstuhl für Flugantriebe, interner Bericht, Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München, 2005
- [38] NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINSTRATION (ED.): NASA Space Vehicle Design Criteria - Liquid Rocket Injectors, NASA-SP8089, Cleveland OH, 1976
- [39] WINKLER, A.: Analyse und Konstruktion von Einspritzelementen für Hauptstromtriebwerke, Semesterarbeit, Lehrstuhl für Flugantriebe, Technische Universität München, 2005
- [40] BARTELS, N., KAMPEN VON, J., CIEZKI, H. AND BENIGNI, M.: Investigation of the Spray Behavior of Gelled JetA-1/Aerosil-Mixtures with a Like-on-Like Impinging Jet Atomizer, 4th International Annual Conference of ICT, Karlsruhe, 2003
- [41] PRICE, H. G., LUBICK, R. J. AND SHINN, A. M.: Investigations of Injectors for a Low-Chamber-Pressure Hydrogen-Flourine Rocket Engine, NASA-TM-X-485, Lewis research Center, Cleveland, OH, 1966
- [42] GOTZIG, U., SCHULTE, G., EHMANN, D. AND RIEHLE, M.: New Generation of EADS Bipropellant Engines with Micro Showerhead Injector System, AIAA-2005-4526, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson, AZ, 2005
- [43] SARTORO, R. J. AND MERKLE, C. L.: Main Chamber and Preburner Injector technology, The Pennsylvania Stat University, State College PA, 1999
- [44] H. CIEZKI, T. TIEDT, J. VON KAMPEN, AND BARTELS, N.: Atomization Behavior of Newtonian Fluids with an Impinging Jet Injector in Dependence upon Reynolds and Weber Numbers, AIAA Paper 2005-4477, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson, AZ, 2005
- [45] MUSS, J. A. AND PIEPER, J. L.: Performance ans Stability Characterization of LOX/Hydrocarbon Injectors, AIAA-88-3133, 24th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Boston, MA, 1988
- [46] SHADOAN, M. D. AND SPARKS, D. L.: Low-Cost Approach to the Design and Fabrication of a LOX/RP-1 Injector, AIAA-2000-3400, 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Huntsville, AL, 2000

- [47] PAVLI, A. J.: Design and Evaluation of High Performance Rocket Engine Injectors for Use with Hydrocarbon Fuels, NASA-TM-79319, NASA Lewis research Center, Cleveland, OH, 1979
- [48] NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINSTRATION (ED.): The Formation and Properties of Liquid Sheets Suitable for use in Rocket Engine Injectors, NASA Technical Report 32-1112, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena CA, 1967
- [49] CARTER, W. A. AND BELL, G. S.: Development and Demonstration of a N_2O_4/N_2H_4 Injector, Final Report AFRPL-TR-69-231, Systems Group, TRW, Inc., October 1969
- [50] STARKEY, P. A., TALLEY, D. G., TSENG, L. K. AND MINER, H. I.: Effects of Liquid-Oxygen Post Biasing on SSME Injector Wall Compatibility, Journal Of Propulsion And Power, vol. 18, no.2, 2002
- [51] VASIN ALEXANDR ALEXANDROVICH ET AL.: Liquid-Propellant Rocket Engine And Its Casing, US Patent No.6,244,041 B1, Jun. 12, 2001
- [52] YURIY I. KHAVKIN: Theroy and Practice of Swirl Atomizers, Taylor & Francis, New York, 2004
- [53] G. N. ABRAMOVICH: The Theory of Siwrl Atomizers, In: Industrial Aerodynamics, BNT ZAGI, Moscow, 1944
- [54] RIZK, N. K. AND LEFEBVRE, A. H.: Prediction of Velocity Coefficient and Spray Cone Angle for Simplex Swirl Atomizers, Proceedings of the 3rd International Conference on Liquid Atomization and Sprays, London, 1985, pp.IIIC/2/1-16
- [55] RIZK, N. K. AND LEFEBVRE, A. H.: Influence of Liquid Properties on the Internal Flow Characteristics of Simplex Swiel Atomizers, Atomization Spray Technol., Vol. 2, No.3, 1986, pp. 219 - 233
- [56] STARKEY, P. A., TALLEY, D. G. AND HUTT, J. J.: Mixing Characteristics of Coaxial Injectors at High Gas/Liquid Momentum Ratios, Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 2, March-April 2001
- [57] INAMURA, T., TAMURA, H. AND SAKAMOTO, H.: Characteristics of Liuid Film and Spray Injected from Swirl Coaxial Injector, Jorunal of Propulsion and Powr, Vol. 19, No. 4, July - August 2003
- [58] SASAKI, M., SAKAMOTO, H., TAKAHASHI, M. TOMITA, T. AND TAMU-RA, H.: Comparative Study of recessed and Non-recessed Swirl Coaxial Injectors, AIAA-1997-2907, 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Seattle, WA, 1997
- [59] HOWELL, D. J., PETERSEN, E. L. AND CLARK, J. A.: Performance Characteristics of LOX/H2, Tangential Entry, Swirl-Coaxial, Rocket Injectors, AIAA-93-0228, 31st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, 1993

- [60] PETERSEN, E. L., ROZELLE, R. AND BORGEL, P. J.: Characterization and Wall Compatibility Testing of a 40K Pound Thrust Class Swirl-Coaxial Injector and Calorimeter Combustion Chamber, 27th AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, Sacramento, CA, 1991
- [61] OBERMAIER, G., TAUBENBERGER, G. AND FEYHL, D.: Coaxial Injector Development for Storable Propellant Upper Stage Turbopump Engines, AIAA-1997-3095, 33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Seattle, WA, 1997
- [62] JONES, G., PROTZ, C., BULLARD, B AND HULKA, J.: Local Heat Flux Measurements with Single Element Coaxial Injecors, AIAA-2006-5194, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Porpulsion Conference & Exhibit, Sacramento, CA, 2006
- [63] GAUTAM, V. AND GUPTA, A. K.: Simulation of Flow and Mixing from a Coaxial Rocket Injector, AIAA-2006-4529, 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 2006
- [64] GAUTAM, V. AND GUPTA, A. K.: Cryogenic Flow and Mixing from a Single Element Coaxial Rocket Injector, AIAA-2006-1160, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, CA, 2006
- [65] TELAAR, J., IVANCIC, B. AND MAYER, W. O. H.: Characterization of Jet breakup under High Pressure Conditions, Proceedings of the 8th International Conference on Liquid Atomization & Spray Systems, ICLASS-2000, Pasadena, 2000
- [66] MUSS, J. A.: Instability Phenomena in Liquid Oxygen/Hydrocarbon Rocket Engines, in Yang, V. and Anderson, W.: Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, 1995
- [67] BAZAROV, V. G.: Influence Of Propellant Injector Dynamic Characteristics on Combustion Stability and Efficiency, IAF-92-0645, 43rd Congress of the International Astronautical Federation, Washington, D.C., 1992,
- [68] BAZAROV, V. G.: Design of Injectors for Self-Sustaining of Combustion Chambers Stability, AIAA-2006-4722, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Sacramento, CA, 2006
- [69] WU, P.-K., KIRKENDALL, K. A., FULLER, R.P AND NEJAD, A. S.: Breakup Processs of Liquid Jets in Subsonic Crossflows, Journal of Propusition and Power, Vol. 13, No. 1, 1997, pp. 64-73
- [70] RAGUCCI, R. AND CAVALIERE, A.: Identification of Cross-Flow Liquid-JetStructures by means of Statistical Image Evaluation, 17th Annual Meeting of ILASS (Europe), Zaragoza, 2002

- [71] BIROUK, M., AZZOPARDI, B. J. AND STÄBLER, T.: Viscosity Effects on the Break-up of a Liquid Jet in a Cross Airflow, 9th International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, 14-17 July 2003
- [72] RAGUCCI, R., BELLOFIORE, A., CARULLI, G. AND CAVALIERE, A.: Momentum Coherence Breakdown of Bending Atomizing Liquid Jet, 9th International Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, 14-17 July 2003
- [73] RAGUCCI, R., BELLOFIORE, A. AND CAVALIERE, A.: Statistical Evaluation of Dynamics and Coherence Breakdown of Kerosene and Water Jets in Crossflow, 19th Annual Meeting of ILASS (Eurpoe), Nottingham, 6-8 September 2004
- [74] LONG, M. R., BAZAROV, V. G. AND ANDERSON, W. E.: Main Chamber Injectors for Advanced Hydrocarbon Booster Engines, AIAA-2003-4599, 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Huntsville, AL, 2003
- [75] NEJAD, A. S. AND SCHERTZ, J. A.: Effects of Properties and Locations in the Plume on Droplet Diameter for Injection in a Supersonic Stream, AIIA, Journal, vol. 21, no. 7, 1983, pp. 956-961
- [76] NEJAD, A. S. AND J. A: SCHERTZ: Effects of Viscosity and Surface Tension on a jet Plume in Supersonic Crossflow, AIIA, Journal, Vol. 22, No. 4, 1984, pp. 653-659
- [77] SCHLJCHTENKO, S. M.: Theorie reaktiver Luftstrahltriebwerke (in Russisch), Verlag Mashinostoyenie, Moskau, 1975
- [78] MADABHUSHI, R. K., LEOH, M.Y. AND HAUTMAN, D. J.: Simulation of the Break-Up of a Liquid Jet in Crossflow at Atmospheric Conditions, GT2004-54093, Proceedings of ASME Turob Expo 2004, Vienna, 2004
- [79] RACHNER, M., BECKER, J., HASSA, C. AND DOERR, T.: Modelling of the atomization of a plain liquid fuel jet in crossflow at gas turbine conditions, Aerospace Science and Technology 6 (2002), pp 495-506
- [80] RHEONIK MESSGERÄTE GMBH (HRSG.): Die weltweit einzigartuige Auswahl an Massendurchflussmessern, Informationsbroschüre, Rheonik GmbH, Odelzhausen, 2006
- [81] MASTERS, P. A., ARMSTRONG, E. S. AND PRICE, H. G.: High-Pressure Calorimeter Chamber tests for Liquid Oxygen/Kerosene (LOX/RP-1) Rocket Combustion, NASA-TP-2862, Lewis research Center, Cleveland, OH, 1988
- [82] GARCIA MUÑOZ, P.: Improvement of Heat Transfer Prediction in a Rocket Combustion Chamber by Implementation of a Hot Gas Temperature Profile, Dimplomarbeit, Lehsrtuhl für Flugantriebe, Technische Universität München, 2006

- [83] CHEMICAL PROPUSLION INFORMATION AGENCY (ED.): JANNAF Rocket Engine Performance Test Data Acquisition and Interpretation Manual, CPIA Publication 245, The Johns Hopkins University, Baltimore, MD, 1975
- [84] FANG, J.: LOX/hydrocarbon fuel carbon formation and mixing data analysis, NASA-CR-168066, 1983
- [85] SOLLER, S., KAU, H.-P., KRETSCHMER, J., MARTIN, P. UND MÄDING, C.: Untersuchungen zur Verbrennung von Kerosin in Raketentriebwerken, DGLR-JT2002-067, DGLR Jahrestagung, Stuttgart, 2002
- [86] SOLLER, S., WAGNER, R., KAU, H.-P., KRETSCHMER, J., MARTIN, P. UND MÄDING, C.: Charakterisierung von Einspritzelementen für GOX-Kerosin in zukünftigen Raketentriebwerken, DGLR-2003-106, DGLR Jahrestagung, München, 2003
- [87] SOLLER, S.: Charakterisierung und Screening von Premix Injektoren bei Brennkammerdrücken von 20 bar, Abschlussbericht im Rahmen des Arbeitspaktes 120 des Forschungsvorhabens ASTRA, Förderkennzeichen 50JR0118, Lehrstuhl für Flugantriebe, Technische Universität München, 2004
- [88] JERIN, K.: Charakterisierung von Coax-Swirl Injektoren für Hauptstromtriebwerke mit oxidatorreicher Vorverbrennung, Semesterarbeit, Lehrstuhl für Flugantriebe, Technische Universität München, 2005
- [89] MÄDING, C.: Vorcharakterisierung der TEHORA III Hauptkammerelemente auf dem GOX-Kerosin Pr
 üfstand des LFA M
 ünchen, interner Bericht, EADS Space Transportation, M
 ünchen, 2005
- [90] SOLLER, S., WAGNER, R., KAU, H-.P., MARTIN, P. AND MAEDING, C.: Combustion Stability Characteristics of Coax-Swirl-Injectors for Oxygen/Kerosene, AIAA-2007-5563, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Cincinnati, OH, 2007