



FLOX OptiSysKom AP 2.2

Flexibles Gasturbinenverbrennungssystem für die nächste Gasturbinengeneration –
Brennstoffe mit hohem Wasserstoffanteil, Untersuchung im Labormaßstab

Verbundvorhaben Optimierung der Prozesse und Systeme sowie der Lebensdauer der Gesamtanlage und ihrer
Komponenten (OptiSysKom), Teilvorhaben 2.2

Schlussbericht, Teile I + II, Deutsche Version

FLOX OptiSysKom AP 2.2

Flexibles Gasturbinenverbrennungssystem für die nächste Gasturbinengeneration – Brennstoffe mit hohem Wasserstoffanteil, Untersuchung im Labormaßstab

Verbundvorhaben Optimierung der Prozesse und Systeme sowie der Lebensdauer der Gesamtanlage und ihrer Komponenten (OptiSysKom), Teilvorhaben 2.2

Schlussbericht, Teile I + II, Deutsche Version

Das DLR im Überblick

Das DLR ist das deutsche Forschungs- und Technologiezentrum für Luft- und Raumfahrt. In seinen Kerngebieten entwickelt das DLR Technologien für Luft- und Raumfahrt, Energie und Verkehr, sowie Sicherheits- und Verteidigungsforschung. Ein breites Spektrum an Ergebnissen und Innovationen bringen Nutzen für Industrie und Wirtschaft, Behörden und Verwaltung sowie für öffentliche Stakeholder. Durch einen intensiven Wissensaustausch und gezielten Technologietransfer stellt sich das DLR seiner Verantwortung gegenüber der Gesellschaft.

Seine institutionelle Förderung erhält das DLR von BMWK und BMVg. Die Deutsche Raumfahrtagentur im DLR ist im Auftrag der Bundesregierung für die Planung und Umsetzung der deutschen Raumfahrtaktivitäten zuständig. Zwei DLR Projektträger arbeiten als Managementeinrichtungen für Forschungs- und Industrieförderung.

Global wandeln sich Klima, Mobilität und Technologie. Das DLR nutzt das Know-how seiner 54 Institute und Einrichtungen, um Lösungen für die daraus resultierenden Herausforderungen zu entwickeln. Unsere 11.000 Mitarbeitenden haben eine gemeinsame Mission: Wir erforschen Erde und Weltall. Wir entwickeln Technologien für eine nachhaltige Zukunft und tragen durch den Technologietransfer dazu bei, den Wissens- und Wirtschaftsstandort Deutschland zu stärken.

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)
Institut für Verbrennungstechnik (VT)
Pfaffenwaldring 38–40
70569 Stuttgart
DLR.de



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt

Titelseite

Fotos von Erdgas- und Wasserstoffflammen, aufgenommen in der optischen Versuchsbrennkammer im Hochdruckbrennkammerprüfstand HBK-S, und Versuchshardware zur Untersuchung von kritischen Betriebsbedingungen. Bild oben: Erdgasflamme. 2. Bild von oben: Wasserstoffflamme. Reihe 3: Optisch zugänglich gemachtes Mischrohr einer jetstabilisierten Einzeldüse. Reihe unten, links: metallisches Mischrohr eines jetstabilisierten Brenners; Mitte: Ende des optischen Mischrohrs, in die Brennkammer ragend; rechts: stabile Betriebszustände und Flammenrückschlag im Vergleich.

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Klimaschutz



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Gefördert vom Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.

Förderkennzeichen	03EE5035H
Projektlaufzeit	01.04.2020–31.03.2024
Zuwendungsbescheid	19.03.2020
Änderungsbescheide	23.08.2021, 09.11.2022, 04.08.2023
Verbundprojekt	Optimierung der Prozesse und Systeme sowie der Lebensdauer der Gesamtanlage und ihrer Komponenten (OptiSysKom)
Teilprojekt	AP 2.2
Vorhaben	Flexibles Gasturbinenverbrennungssystem für die nächste Gasturbinengeneration – Brennstoffe mit hohem Wasserstoffanteil, Untersuchung im Labormaßstab
Antragsteller	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) Institut für Verbrennungstechnik (VT) Pfaffenwaldring 38–40 70569 Stuttgart
Projektleitung	Dr. Oliver Lammel Telefon: +49 711 6862 572 E-Mail: Oliver.Lammel@dlr.de
Projektmitarbeiter	Dr. Rainer Lückerath, Dr. Holger Ax, Dr. Joshua Gray, Dr. Michael Stöhr, Dr. Patrick Nau, Dr. Haisol Kim, Dennis Poullos (Projektmitarbeiter); Roman Schieferstein, Thomas Gall, Steffen Peukert, Timo Schiek (Hochdruckprüfstand HBK-S); Mohamed Anes Asmi, Dr. Fabian Hampp, Nils Jakobs (Datenauswertung)
Industriepartner	Siemens Energy Global GmbH & Co. KG Rheinstraße 100 45473 Mülheim an der Ruhr Ansprechpartner: Dr. Berthold Köstlin, Dr. Lukasz Panek, Dr. Lutz Blätte
Projekträger	Projekträger Jülich (PtJ) Forschungszentrum Jülich GmbH Wilhelm-Johnen-Straße 52428 Jülich Ansprechpartner: Dr. Sarah Rogge

Inhalt

Impressum	3
Inhalt	4
I Aufgabenstellung	7
1 Aufgabenstellung, Voraussetzungen, Planung und Ablauf	8
1.1 Aufgabenstellung	8
1.1.1 Einleitung	8
1.1.2 Gesamtziel des Vorhabens und Bezug zu den förderpolitischen Zielen	9
1.2 Arbeitsziele	11
1.3 Projektrahmenbedingungen	12
1.3.1 Wissenschaftlicher und technischer Stand zu Beginn des Projektes	12
1.3.2 Planung und Ablauf des Projekts	13
1.3.3 Zusammenarbeit mit anderen Stellen	19
II Sachbericht	21
2 Einleitung	22
2.1 Kurzfassung	22
2.2 Aufbau des Berichts	23
3 Studie frühere Projekte	24
3.1 Bisherige Arbeiten des Antragstellers	24
3.2 Erfahrungen aus ähnlichen Forschungs- und Entwicklungsarbeiten	25
3.3 Relevante frühere Arbeiten	26

4	Experimenteller Aufbau und Messtechniken	28
4.1	Prüfstand HBK-S	28
4.2	Jetstabilisierter Einzeldüsenbrenner	29
4.2.1	Ableitung und Prinzip des Versuchsbrenners	29
4.2.2	Metallisches Mischrohr	31
4.2.3	Optisches Mischrohr	31
4.3	Brennkammer	33
4.4	Videokameras	33
4.5	Dynamische Druckmessungen	34
4.6	Auswertung der Betriebspunkte	34
4.7	Wasserabsorptionsspektroskopie	34
4.8	OH* Chemilumineszenz (OH*-CL)	36
4.9	Hochgeschwindigkeitsaufnahmen	37
4.10	Strömungvisualisierung - Particle Image Velocimetry (PIV)	37
4.11	Abgassonden und -analyse	39
4.12	Erdgasanalyse	40
5	Ergebnisse	41
5.1	Ablauf der Messungen und stabile Betriebszustände	41
5.1.1	Erdgasflamme und Wasserstoffflamme	43
5.1.2	Übergang von Erdgas zu Wasserstoff bei konstanter Luftzahl	43
5.1.3	Übergang Erdgas Wasserstoff bei konstanter Flammentemperatur	45
5.1.4	Wasserstoffflamme: Beobachtete Phänomene	46
5.1.5	Lambda-Sweep Wasserstoff	47
5.2	Beobachtungen vor dem Flammenrückschlag	49
5.3	Flammenrückschlag im optischen Mischrohr	51
5.3.1	Beobachtung des Flammenrückschlags, Mischrohr bündig	51
5.3.2	Beobachtung des Flammenrückschlags, Mischrohr überstehend	52
5.3.3	Einfluss der Jetgeschwindigkeit	53
5.3.4	Einfluss des Drucks	54
5.3.5	Einfluss der Luftvorheiztemperatur	55
5.3.6	Reproduzierbarkeit	56

5.4	Metallisches Mischrohr mit Flammenrückschlagsverhinderungsvorrichtung	56
5.4.1	Betriebsweise und Beobachtung des Flammenrückschlags	57
5.4.2	Variation der Spülluft	57
5.4.3	Mischrohr mit größerer Wandstärke	60
5.4.4	Erweiterung des Betriebsbereichs	61
5.5	PIV-Ergebnisse	62
5.6	Ergebnisse der Absorptionsmessungen	64
5.6.1	Druckdurchführung und Umgebungsbedingungen	64
5.6.2	Absorptionsmessungen	64
6	Zusammenfassung	66
A	Frühere Arbeiten: Ausgewählte bisher nicht veröffentlichte frühere Projektinhalte	68
A.1	COORETEC-turbo 2.1.2 Projektmeeting Siemens Mülheim 24.04.07; ausgewählte Folien	68
A.2	SynGas Burner HYPICS High Pressure Tests – Report	71
A.3	FLOX® Jet in Crossflow, Keramische Brennkammerwände Projektmeeting, 27. April 2010, Mülheim; ausgewählte Folien	78
A.4	Investigation of flame stabilization in premixed high momentum jet flames at elevated pressure by laser measurement techniques; Kurzveröffentlichung	87
	Abbildungen	89
	Tabellen	92
	Literatur	93

FLOX OptiSysKom AP 2.2
Schlussbericht
Teil I

Aufgabenstellung

1 Aufgabenstellung, Voraussetzungen, Planung und Ablauf

1.1 Aufgabenstellung

1.1.1 Einleitung

Dieses Vorhaben war Teil des Verbundprojektes *OptiSysKom – Optimierung der Prozesse und Systeme sowie der Lebensdauer der Gesamtanlage und ihrer Komponenten*, einem neuen Forschungs- und Entwicklungsprogramm der AG Turbo zur Unterstützung der Energieforschung des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie. *OptiSysKom* wurde von 13 Forschungspartnern durchgeführt und untergliederte sich in drei Arbeitspakete. Die entsprechende Projektstruktur ist in Abb. 1.1 dargestellt.

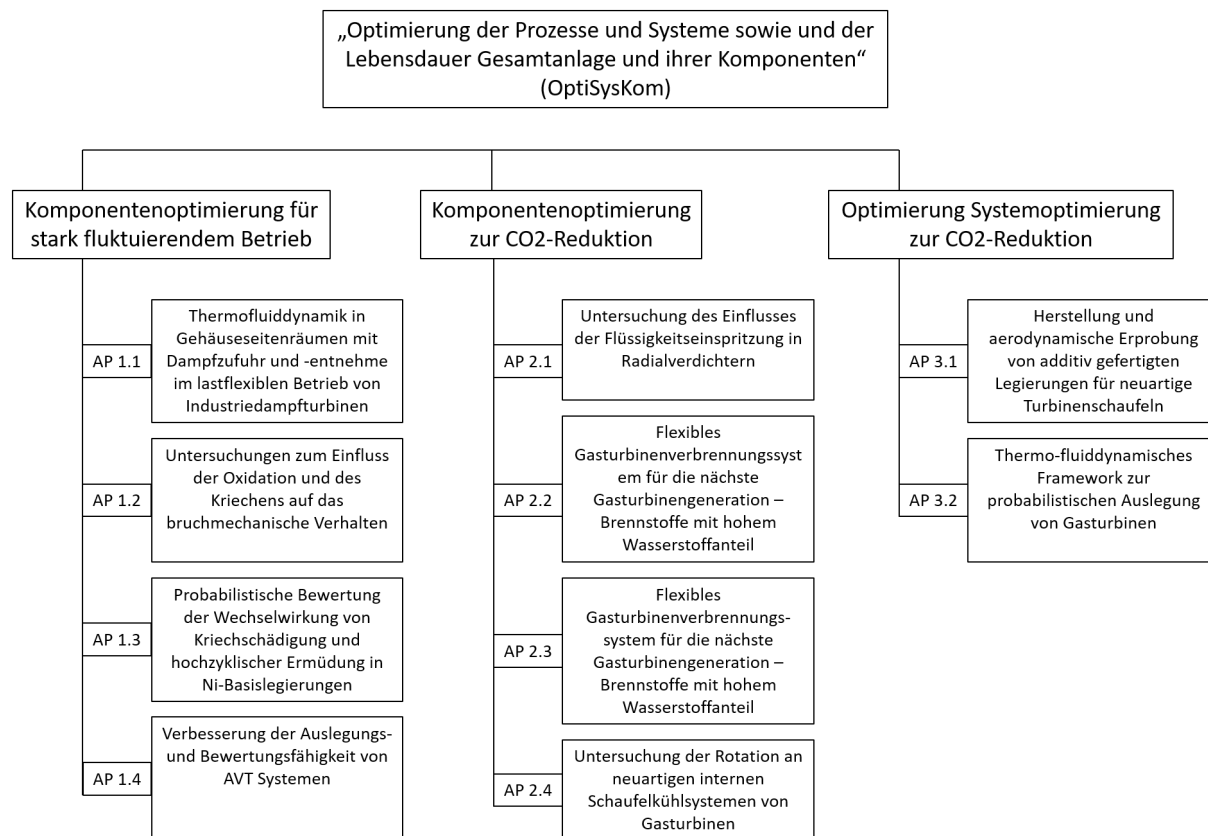


Abbildung 1.1: Strukturplan der Verbundvorhabens *OptiSysKom* aus der Gesamtvorhabensbeschreibung

Der vorliegende Bericht bezieht sich auf das Arbeitspaket AP 2.2, das den Teil des zweiten Arbeitspakets *Komponentenoptimierung zur CO₂-Reduktion* umfasst. Es behandelt Forschungs- und Entwicklungsaspekte künftiger innovativer Gasturbinenbrennertechnologie im Bereich der Brennstoffflexibilität mit hohem Wasserstoffanteil.

1.1.2 Gesamtziel des Vorhabens und Bezug zu den förderpolitischen Zielen

Innovative Gasturbinen sind das Rückgrat der Energiewende. Durch ihre hohe Flexibilität (Start- und Stoppzyklen, Teillastbetrieb, Off-Design-Betrieb) tragen sie dazu bei, die fluktuierende Erzeugung aus dem stetig steigenden Anteil der erneuerbaren Energien zu kompensieren. Gasturbinen leisten somit einen wichtigen Beitrag zur Optimierung komplexer Gesamtenergiesysteme mit hohen Anforderungen an Flexibilität, Versorgungssicherheit und Wirtschaftlichkeit. Neben den flexiblen Fahrweisen bieten Gasturbinen zusätzliche Optionen zur Unterstützung der Sektorenkopplung und für den Einsatz alternativer Kraftstoffe aus Power-to-X Anwendungen (wie etwa steigende Anteile von Wasserstoff aus erneuerbaren Energien, synthetisches Methan, etc.). Sie gewährleisten nicht nur eine sichere und zuverlässige Stromerzeugung, sondern tragen aufgrund der effizientesten Brennstoffausnutzung zur Senkung von Treibhausgasemissionen und Stickoxiden bei. In der Vergangenheit wurden durch die Projekte der AG Turbo erhebliche Fortschritte im Verständnis der Verbrennungsvorgänge erzielt, die es ermöglichten, trotz immer weiter gesteigerter Temperaturen und höherer Energiedichte zuverlässige Verbrennungssysteme mit niedrigen Emissionen zu entwickeln.

Die Verwendung von Wasserstoff als Brennstoff in Gasturbinen gewinnt (wieder) zunehmend an Bedeutung, zum einen wegen einer CO₂-freien Stromversorgung (Dekarbonisierung), zum anderen als Möglichkeit der Nutzung gespeicherter überschüssiger regenerativer Energie aus Wind oder Sonne (green gas storage). Damit können Dunkelflauten zuverlässig durch modernste Gasturbinentechnologie abgefangen werden und Überschüsse von Windstrom klimaneutral genutzt werden (Defossilisierung von Kraftwerken). Die Speicherung kann beispielsweise auch im Erdgasnetz in Deutschland geschehen. Damit sind Gemische aus Erdgas und Wasserstoff wichtige Brennstoffe für zukünftige Verbrennungstechnologien.

Ziel des Projektes war es, Beiträge für die Entwicklung eines Verbrennungssystems für die übernächste Generation von Gasturbinen ab 2025 zu liefern. Deren Einsatzbereich soll durch die Fähigkeit, Brennstoffe mit hohem Wasserstoffanteil bis hin zu reinem Wasserstoff verbrennen zu können, erheblich erweitert werden (FLOX[®]-Gasturbinenbrenner bzw. strahlstabilisiertes Verbrennungssystem, siehe Abschnitt 4.2.1).

Das Hauptproblem stellt in diesem Zusammenhang die erhöhte Reaktivität des Wasserstoffs dar, was eine Anpassung der Verbrennungssysteme notwendig macht, um Schäden an den heißgasführenden Bauteilen der Gasturbine zu vermeiden. Des Weiteren erfordert die mit zunehmendem Wasserstoffgehalt kompaktere Flammenform und geänderte Position der Flamme eine Neubewertung der Emissionen und des Stabilitätsverhaltens. Eine Optimierung der Gasinjektorkonzepte und der Mischanordnungen kann negative Auswirkungen vermeiden oder minimieren.

Die geforderte Flexibilität geht bei den heutigen Turbomaschinen einher mit höherem Verschleiß, großen Wirkungsgradeinbußen im Teillastbereich und einer verkürzten Lebensdauer. Im Verbundvorhaben OptiSysKom sollen die in vorangegangenen Forschungsprojekten der AG Turbo begonnenen Aspekte der Auswirkungen des Betriebs der Turbomaschinen im Verbund mit den Erneuerbaren mit Blick auf Lebensdauer und Effizienz vertiefend weitergeführt werden. Durch die Teilforschungsvorhaben sollen die Turbomaschinen für die Energiewende ertüchtigt werden, denn ...

„Gaskraftwerke haben ein hohes Flexibilitätspotenzial und können dazu beitragen, die fluktuierende Erzeugung aus Erneuerbare-Energie-Anlagen auszugleichen. Im Zuge der Sektorkopplung werden dem Gasnetz neue Aufgaben zufallen, beispielsweise durch steigende Anteile von Wasserstoff aus erneuerbaren Energien. Insbesondere für Gaskraftwerke sind Brennstoff- und Lastflexibilität daher wichtige Forschungsziele, um Systemdienstleistungen erbringen zu können.“

aus:

BMW i BAnz AT 18.10.2018 B1:

Förderbekanntmachung – Angewandte nichtnukleare Forschungsförderung im 7. Energieforschungsprogramm „Innovationen für die Energiewende“ vom 01.10.2018,

Abschnitt 3.10 Thermische Kraftwerke

Das Projekt leistet die grundlegenden Beiträge für ein neues Verbrennungssystem, in dem lastflexibel, schadstoffarm und effizient Brenngase mit hohem Wasserstoffanteil umgesetzt werden können.

„Wegen bislang nur unzureichend verfügbarer Stromspeichermöglichkeiten spielen Turbomaschinen weiterhin eine wichtige Rolle. So wird deren Brennstoff- und Lastflexibilität auch hinsichtlich der Möglichkeit zur Rückverstromung aus durch Power-to-X-Verfahren gewonnenen Brennstoffen benötigt. Insbesondere bei Gaskraftwerken wird hierbei ein Forschungsschwerpunkt gelegt. Themen sind die Optimierung der Prozesse und Systeme sowie der Lebensdauer der Gesamtanlage und der Komponenten, [...]“

aus:

BMW i BAnz AT 18.10.2018 B1, Abschnitt 3.10.2 Turbomaschinen

Die Zitate fanden sich wortgleich in der zum Zeitpunkt der Berichterstellung aktuellen Ausgabe der Förderbekanntmachung für angewandte nichtnukleare Forschungsförderung im 7. Energieforschungsprogramm „Innovationen für die Energiewende“ vom 18. Juni 2021.

Wasserstoff kann mit Überschüssen der erneuerbaren Energien zum Beispiel durch Elektrolyse aus Wasser gewonnen werden und unter hohem Druck dezentral oder auch zentral im Erdgasversorgungsnetz gespeichert werden. Die durchgeführten Arbeiten in diesem Projekt adressierten die Optimierung der Einzelkomponente Brennkammer.

Thematisch war es auch das Ziel, die Turbomaschinen im bestehenden Technologiemix so CO₂-arm wie möglich zu betreiben, da die Turbomaschine auch in einer dekarbonisierten Zukunft als Technologie für die Energieumwandlung unverzichtbar ist. Für die Brennkammer bedeutet das den schrittweisen Ersatz von Erdgas durch Wasserstoff und die technologische Weiterentwicklung hinsichtlich ihrer Effizienz als ein weiteres Schlüsselement zur Reduzierung der CO₂-Emissionen. Im Fokus des vorliegenden Projektes stand die Weiterentwicklung neuer Brennkammerkonzepte für stationäre Gasturbinen höchster Effizienz. Die Ziele der Weiterentwicklung waren:

- Betrieb der Gasturbine mit dem neuen Brennkammerkonzept bei Volllast mit Wirkungsgraden > 61 % bis hin zu 65 % im GuD-Betrieb unter Einhaltung von Emissionsgrenzwerten für Stickoxide und Kohlenmonoxid
- Betrieb bei sehr niedriger Teillast mit niedrigen Emissionen (Richtwert: Einhaltung der Volllastgrenzwerte)
- Erweiterung des thermoakustisch stabilen Betriebsbereichs
- Betrieb mit gasförmigen und flüssigen Brennstoffen

Die Steigerung des Wirkungsgrads ist auch für die folgenden Gasturbinengenerationen von großer Bedeutung. Sie stellt das effektivste Mittel dar, Treibhausgasemissionen zu verringern; jede neue Gasturbinenkraftwerksanlage weltweit ist damit ohne zusätzlichen Aufwand in der Lage, die Erreichung von Klimaschutzziele nachhaltig zu unterstützen. Höhere Wirkungsgrade senken die Kosten der Energieumwandlung und -bereitstellung, und sie stärken den Standort Deutschland als führenden Lieferanten von Gasturbinentechnologie im weltweiten Wettbewerb. Die gewünschte Senkung des Primärenergiebedarfs in Deutschland um 50 % bis 2050 bei gleichzeitiger Steigerung des Anteils der erneuerbaren Energien auf 80 % ist nur durch eine Steigerung der Effizienz in der Energiewandlung zu erreichen. Der Industriepartner des durchgeführten Projektes strebt an, zur Steigerung des Wirkungsgrads die Turbineneintrittstemperatur der neuen Brennkammertechnologie auf 1730 °C unter Einhaltung der Stickoxidemissionsgrenzwerte zu erhöhen.

1.2 Arbeitsziele

Die Entwicklung eines FLOX®-basierten oder strahlstabilisierten Brennersystems für große Gasturbinen der nächsten Generation wird durch dieses Projekt weiter vorangetrieben. Seine Eignung für die Anwendung, Produktentwicklung und insbesondere seine Konkurrenzfähigkeit verglichen mit vorhandener Brennkammertechnologie ist erwiesen; insbesondere sind die Messdaten der Schadstoffemissionen und des Kohlenmonoxidausbrands bei niedrigen Lastpunkten vielversprechend. Neben den Grundanforderungen an ein Verbrennungssystem (Hochtemperaturfähigkeit, niedrige Emissionen bei Vollast, Teillastfähigkeit, Brennstoffflexibilität) wurden bereits Versuchsanordnungen gebaut, die mehrere der positiven Eigenschaften in Einklang bringen.

Die wissenschaftlichen und technischen Arbeitsziele waren:

1. Vermessung und Bewertung der Betriebsgrenzen für Brennstoffe mit erhöhter Reaktivität unter realen Gasturbinenbedingungen im Labormaßstab
2. Aufklärung primärer Einflüsse auf die Betriebsgrenzen
3. Optimierung der Wasserstoffverbrennung

In der ersten Phase sollten Hochdruckversuche im Prüfstand HBK-S von DLR VT durchgeführt werden, in denen während der Untersuchungen sukzessive der Anteil des Wasserstoffs durch Zumischung zum Erdgas erhöht wurde, mit der Absicht 100 % Wasserstoff zu erreichen. Dazu wurde ein Versuchsträger mit einer pilotierbaren Einzeldüse eingesetzt, deren Geometrie und Betriebsweise den realen Komponenten in einem neuartigen Gasturbinenverbrennungssystem entspricht. Es sollten sowohl der pilotierte als auch der un-pilotierte Betrieb bei realen Bedingungen (hoher Druck, hohe Vorheiztemperatur und hohe Flammentemperatur) über einen weiten Betriebsbereich untersucht werden. Durch Einflüsse des Strömungsfelds, der Turbulenz, und der Flammengeschwindigkeit kann es zu einem Flammenrückschlag in das Mischrohr der untersuchten Brenner kommen. Hoher Druck und Luft Eintrittstemperaturen im Bereich der Selbstzündtemperatur können zu Selbstzündung führen, nur gehindert durch die Zündverzugszeit. Der Bereich der Mischung aus Brennstoff und Luft, in dem Wasserstoff zünden kann, ist deutlich breiter als der für Erdgas. Deswegen kommt es entweder zu Flammenrückschlägen oder Selbstzündungen, die in Abhängigkeit der Betriebsbedingungen auftreten. Beide Phänomene führen bei fortgesetztem Brennerbetrieb zur Zerstörung des Brenners. Nach einer Detektion des Auftretens wird in der Regel der Brennstoff abgeschaltet. Damit lassen sich die Betriebsgrenzen für die bisher eingesetzte Technologie ermitteln.

In der zweiten Phase ging es darum, die primären Einflüsse auf die Betriebsgrenzen zu ermitteln. Dazu wurden gefundene Zustände, in denen Flammenrückschlag oder Selbstzündung auftreten, gezielt eingestellt und das Verhalten der Flamme im unpilotierten Fall untersucht. Dies geschah durch direkte Beobachtung; es wurde ein optisch zugängliches Mischrohr der Einzeldüse verwendet. Dadurch konnte der Verlauf eines Ereignisses detailliert verfolgt werden. Zur Charakterisierung der auftretenden Phänomene wurden Methoden der optischen und laserbasierten Verbrennungsdiagnostik eingesetzt.

In der dritten Phase wurden neue Mischungstechnologien erprobt. Diese neuen Komponenten wurden vom Industriepartner aufgrund der Ergebnisse der Phasen 1 bis 2 entwickelt und abschließend im Hochdruckversuch getestet, um die Verbesserungen der Betriebsgrenzen nachweisen zu können. Dies hat es ermöglicht, bis auf das Zünden und Umstellen von Erdgas zu Wasserstoff, fast ausschließlich Betrieb mit einem Wasserstoffanteil von 100 % zu fahren.

1.3 Projektrahmenbedingungen

1.3.1 Wissenschaftlicher und technischer Stand zu Beginn des Projektes

AG Turbo, Stand der Gasturbinenforschung

Das vorliegende Projekt basiert auf einer Initiative der AG Turbo. Die AG Turbo steht für eine konsequente Entwicklung von Schlüsseltechnologien für Turbomaschinen in den letzten 30 Jahren. In einer lückenlosen Abfolge von mehrjährigen, auf gestaffelte Tranchen verteilten Forschungsprogrammen, konnten auf vielen Gebieten beachtliche Erfolge erzielt werden. Die über die letzten Jahre hinweg gewonnenen Ergebnisse haben zu Technologien geführt, die eine signifikante Verbesserung wesentlicher Leistungsmerkmale von Turbomaschinen ermöglicht haben. So wurde nicht nur der Gesamtanlagenwirkungsgrad deutlich gesteigert, sondern stärker noch eine Verbesserung der Teillastwirkungsgrade erreicht. Vor dem Hintergrund der steigenden Einspeisung aus erneuerbaren Energieträgern sind noch weitere Anstrengungen zu unternehmen, um im Lastbereich ab 50 % einen Betrieb weitgehend ohne Wirkungsgradabstriche zu ermöglichen. In Verbrennungssystemen für Gasturbinen sind je nach Maschinentyp Wasserstoffgehalte von bis zu 10 % im Brennstoff möglich. Im Hinblick auf den Einsatz von biogenen Brennstoffen und die Rückverstromung von Brennstoffen aus Power-to-X besteht noch ein erheblicher Forschungsbedarf, um in einem weiten Betriebsbereich die Emissionsgrenzwerte auch bei diesen „neuartigen“ Brennstoffen einhalten zu können.

Wasserstofffähigkeit von Gasturbinenbrennern

In Gasturbinen werden Diffusions- (Sonderanwendungen) und Vormischbrenner eingesetzt. Eine der leistungsfähigsten und effizientesten Gasturbinen der Welt des Industriepartners Siemens (SGT5-8000H) erreichte 2016 im kombinierten Gas- und Dampfszyklus einen Wirkungsgrad von 61,5 %. Das in den heute angebotenen Gasturbinen eingesetzte Verbrennungssystem basiert auf einer vorgemischten Drallflamme. Es wurde mit Hilfe des EU-Forschungsprogramms DESIRE entwickelt. Bei einer ISO Temperatur von 1250 °C wurden NO_x-Emissionen < 15 ppm erzielt; die genannte ISO Temperatur entspricht einer Flammentemperatur von etwa 1550 °C. Zur Zeit der Antragstellung führte die Anlage von GE in Bouchain (Frankreich) das Feld mit einem Wirkungsgrad von 62,2 % an. Drallbehaftete Verbrennungssysteme besitzen eine hohe Flammenstabilität gegen Verlöschen; dem steht jedoch eine mehr oder weniger ausgeprägte Neigung zu thermoakustischen Schwingungen und eine begrenzte Brennstoffflexibilität gegenüber.

Zur Nutzung von Wasserstoff oder Synthesegas mit Wasserstoffanteilen wird meist eine Sonderlösung eingesetzt, das heißt, es wird eine spezielle Gasturbine verwendet oder wenigstens ein Verbrennungssystemumbau durchgeführt. In Hochdruckversuchen im Labormaßstab wurden von DLR VT unterschiedliche Drallvormischbrenner aktueller Gasturbinen von mehreren Herstellern (z.B. Siemens, Alstom, MAN) bereits auf ihre Wasserstofffähigkeit hin untersucht. Dabei konnten oft die vom Hersteller angegebenen sicheren Betriebsgrenzen temporär oder singular übertriften werden. Wasserstoffgehalte zwischen 35 % bis 60 % wurden ohne Rückschlag oder Frühzündung erreicht, auch ohne zusätzliche Verdünnung mit Stickstoff oder Wasser. Jedoch konnte bisher kein reiner Wasserstoff umgesetzt werden.

FLOX® Brenner als brennstoffflexible Alternative

Das DLR Institut für Verbrennungstechnik und Siemens führen im Rahmen von AG Turbo Programmen gemeinsam Untersuchungen zu einem drallfreien, strahlstabilisierten Hochtemperaturverbrennungssystem durch: Um eine sichere magere Verbrennung zu erreichen, sind auf dem FLOX®-Prinzip basierende Brenner (Strahl- oder jetstabilisierte Flammen) eine interessante alternative Verbrennungstechnik. Dabei werden teilweise oder vollständig vorgemischte Luft/Brennstoffjets mit hohem Impuls unverdrallt in die Brennkammer eingedüst; die geometrische Anordnung der Düse(n) (z.B. regelmäßig auf einem oder mehreren Ringen) bewirkt die

Ausbildung einer stabilisierenden Rezirkulationszone, die Frischgas und Heißgas in der Brennkammer mischt. Diese Anordnungen können mit und ohne Pilotbrenner in verschiedenen Brennstoffstufungskonzepten betrieben werden und zeigen eine sehr gute Eignung als Hochtemperaturbrenner (bis 1750 °C), sind brennstoffflexibel, emissionsarm, weniger anfällig für thermoakustische Schwingungen und in einem weiten Bereich lastflexibel.

Im Rahmen der AG TURBO Projekte *COOREFF-T 2.1.3* (FKZ 0327710L), *COORETEC-turbo 2.1.2* (FKZ 0327715D) und *AG Turbo 2020 2.1.4* (FKZ 0327718B) wurde ein strahlstabilisiertes Verbrennungssystem entwickelt und mit hohen Wasserstoffgehalten unter skalierten Bedingungen getestet. In den beiden letzten Projekten wurden bereits 100 % Wasserstoff erreicht, was die sehr gute Eignung des FLOX[®] Verbrennungssystems als flexiblen Gasturbinenbrenner belegte. Allerdings waren diese Projekte zum einen nicht auf dem heutigen Stand der Gasturbinenentwicklung; sie lagen bereits zur Antragstellung 12, 10 und 6 Jahre zurück. Das bedeutet, dass Eintrittstemperaturen, Druck und Verbrennungstemperatur für das Verbrennungssystem der nächsten Gasturbinengeneration deutlich gestiegen sind und damit auch die Anforderungen hinsichtlich Vermeidung von Flammenrückschlag und Frühzündung deutlich gestiegen sind. Zum anderen wurden bisher nur skalierte oder generische Systeme untersucht (etwa um einen Faktor 2,5 bis 3 kleiner und Modellmischanordnungen); hier wurden erstmals Komponenten mit realen Abmaßen und Funktionen untersucht.

Im Rahmen dieses Projekts wurde ein Verbrennungssystem weiterentwickelt, das sich in der Anwendung bei Turbineneintrittstemperaturen um 1650 °C qualifiziert hat und in dem Brenngase mit hohem Wasserstoffgehalt sowie reiner Wasserstoff verbrannt werden konnten.

1.3.2 Planung und Ablauf des Projekts

Dieses Vorhaben wurde Anfang 2019 entwickelt und geplant. Unter anderem aufgrund der Corona-Pandemie konnten während eines längeren Zeitraums keine Experimente durchgeführt werden. In der Zwischenzeit konnte die jetstabilisierte Brennertechnologie mit nicht-experimentellen Methoden weiterentwickelt werden. Dadurch war das Projekt zwei veränderten Randbedingungen ausgesetzt: Zum einen war anstelle von wasserstoffreichen Gemischen reiner Wasserstoff von Anfang an für das Brennersystem machbar, und zum anderen stand eine verbesserte Mischrohrgeometrie zur Verfügung. Der Projektverlauf wurde an diese Randbedingungen angepasst. Es stellte sich heraus, dass die ursprünglich geplanten Projektphasen trotzdem notwendig und sinnvoll waren; der Verlauf war aber nicht linear, sondern iterativ. Das führte zu fünf Testabschnitten innerhalb der drei Hochdruckmesskampagnen, die am Ende zu einem deutlich breiteren Datensatz und tieferen Verständnis führten als ursprünglich vorgesehen. Insgesamt verlief das Projekt ausgesprochen erfolgreich. Im Folgenden werden die ursprüngliche Planung und die durchgeführten Arbeiten beschrieben.

Kern der Arbeiten im beantragten Vorhaben war die Durchführung von Hochdruckexperimenten im Labormaßstab mit gasförmigen Brennstoffen mit hohem Wasserstoffgehalt. Das Projekt unterteilte sich in fünf Phasen (siehe Abb. 1.2), die in vier fachlichen Arbeitspaketen behandelt wurden (AP 2.2.100 – 400). Ein fünftes Arbeitspaket beinhaltete die Projektentwicklung.

Das Projekt startete mit einer Anforderungsanalyse (AP 2.2.110) und einer Studie zu den bereits bestehenden Wasserstoffverbrennungsuntersuchungen im strahlstabilisierten FLOX[®]-Brenner (AP 2.2.120). Diese Arbeitsschritte bildeten zusammen mit anderen notwendigen vorbereitenden Entwicklungen und einem Zwischenschritt das AP 2.2.100 Konzepte.

Im AP 2.2.200 sollten die Betriebsgrenzen für Brennstoffe mit erhöhter Reaktivität unter realen Gasturbinenbedingungen im Labormaßstab vermessen und bewertet werden. Die Zielbetriebsbedingungen waren identisch zu den projektierten Bedingungen von Gasturbinen der nächsten Generation, das heißt (für dieses Projekt ausschlaggebend) gesteigerte Eintrittsbedingungen in den Brenner (höhere Lufttemperaturen bis 570 °C und höherer Druck) und hohe adiabate Flammentemperaturen. Geplant war, dass ein pilotierter Einzeldüsenbrenner zum Einsatz kommt, dessen Pilotbrenner abgeschaltet werden kann. Die Pilotstufe wurde gebaut, jedoch nicht verwendet. Das Mischrohr hat im Vergleich zu früheren Untersuchungen einen geringeren Durchmesser, der Pilotbrenner wurde entsprechend angepasst. Zur Ermittlung der Betriebsgrenzen wurden die Betriebsbedingungen

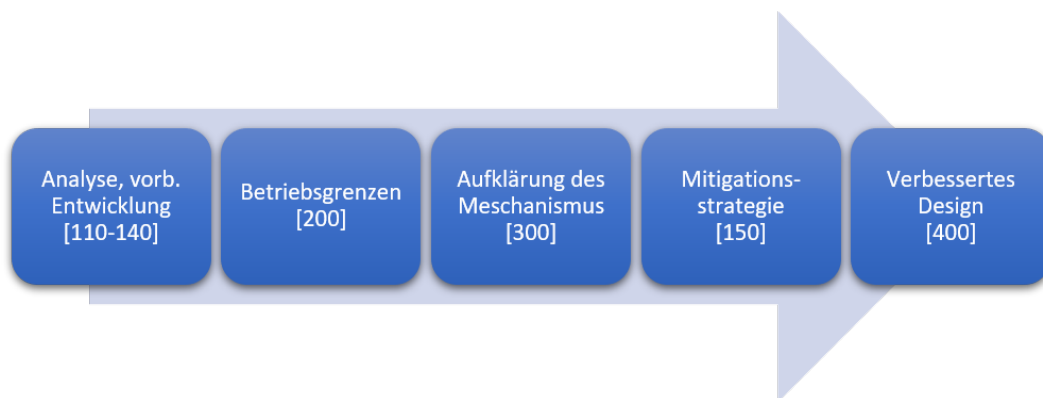


Abbildung 1.2: Ursprünglich geplanter Projektablauf

systematisch variiert, bis ein Ereignis (Flammenrückschlag oder Selbstzündung) eintrat. Der Wasserstoffanteil in Beimischung zum Erdgas sollte dabei erhöht werden; tatsächlich wurde fast ausschließlich 100 % Wasserstoff verwendet. Die Ereignisse führen in den untersuchten Brennern nicht sofort zu einer Zerstörung des Brenners; dennoch wurde meist unmittelbar nach deren Auftreten der Brennstoff abgeschaltet. Auch Wandtemperaturen wurden sowohl an mehreren axialen Positionen entlang des Mischrohrs als auch an der Brennerstirnplatte mithilfe von Thermoelementen gemessen. Damit sollte die Grundlage für eine Entscheidung gelegt werden, welche Maßnahmen für eine Verbesserung des Betriebsverhaltens geeignet sind.

Insbesondere (aber nicht ausschließlich) im pilotierten Fall wäre das Erkennen eines Ereignisses (Flammenrückschlag, Selbstzündung) nicht per se möglich. Die Wärmefreisetzung im Mischrohr kann nur schlecht mit Thermoelementen alleine detektiert werden. Deswegen wurde im AP 2.2.130 vorbereitend eine neue Methode zur Detektion einer Flamme im Edelstahlmischrohr entwickelt, die eine Absorptionsmesstechnik nutzt.

Für das folgende Arbeitspaket wurde im Rahmen der Konzepte eine optisch vollständig zugängliche Mischstrecke entwickelt, in der kurzzeitig die Bedingungen nahe bei oder während eines Ereignisses (Flammenrückschlag, Selbstzündung im Mischrohr) beobachtet werden können. Die grundlegende Messtechnik an dieser optischen Mischstrecke war die Beobachtung von OH* Chemolumineszenz, um Reaktionszonen und deren zeitliche Entwicklung studieren zu können. Nachdem eingesetzte Messtechniken mit niedriger Wiederholrate (Chemilumineszenz: 40 Hz) die Erkennung der zu beobachtenden Phänomene bestätigten, wurden auch Hochgeschwindigkeitstechniken mit 1 kHz und 5 kHz angewandt.

In der zweiten Phase der Hochdruckexperimente sollte der Versuchsträger mit der optisch zugänglichen Mischstrecke zum Einsatz kommen, um an relevanten Punkten der zuvor gefundenen Betriebsgrenzen die grundlegenden Phänomene aufzuklären. Zusätzlich wurde das gläserne Mischrohr dazu eingesetzt, die relevanten Einflussparameter für Flammenrückschlag systematisch zu untersuchen. Dieser Zusatznutzen wurde ermöglicht, indem das optisch zugängliche Mischrohr nicht auf den Einsatz von laserdiagnostischen Methoden hin optimiert wurde, sondern robuster ausgeführt wurde (doppelwandig, gekühlt), um die auftretenden Phänomene sicher, aber auch länger und häufiger beobachten zu können.

Im AP 2.2.150 kooperierten Siemens und DLR VT bei der Diskussion geeigneter Mitigationsstrategien, um Flammenrückschlag oder Frühzündung zu vermeiden und damit die Betriebsgrenzen erweitern zu können.

In den Experimenten III wurden dann verbesserte Geometrien bestehend aus Injektor und Mischanordnung eingebaut und unter Hochdruck erprobt, um die Maßnahmen zu testen und die Betriebsgrenzen zu erweitern.

Im AP 2.2.500 waren die fortlaufenden Planungs- und Controllingaufgaben und die Projektmeetings zusammengefasst. Damit ergab sich folgende Projektstruktur:

- 2.2.100: Konzeptphase
- 2.2.200: Experimente I: Ermittlung der Grenzen
- 2.2.300: Experimente II: Aufklärung des Mechanismus
- 2.2.400: Experimente III: Verbesserte Geometrie
- 2.2.500: Projektmanagement und Meetings

Die folgenden Tabellen enthalten die Details des Arbeitsplans für jedes Arbeitspaket (Name, Zusammenfassung, Arbeitsschritte).

2.2.100: Konzepte

2.2.110: Anforderungsanalyse

Ermittlung der Rahmenbedingungen für die Experimente, Austausch von Informationen zur Brenner- und Injektorgeometrie, zum Betriebskonzept und zum Lastbetrieb unter den Projektpartnern, Abbildung der Betriebsparameter auf die Bedingungen des Prüfstands HBK-S

2.2.120: Studie Wasserstoffuntersuchungen am FLOX®-Brenner

Durchsicht der bisherigen Arbeiten (Berichte und Präsentationen) mit oder ohne Industriebeteiligung, Zusammenstellung

2.2.130: Entwicklung Flammendetektion im Mischrohr

Studie oder Erprobung der optischen Detektion von „heißem Wasser“ als Verbrennungsprodukt an der Schnittstelle Mischrohr/Brennkammer oder direkt am Ende des Mischrohrs durch minimalen optischen Zugang mittels einer Absorptionsmesstechnik, Rückfalllösung bei zu starker Linienverbreiterung durch hohen Druck: (Multiport-) Chemolumineszenz angekoppelt durch Glasfasern

2.2.140: Optisch zugängliches Mischrohr

Bestfalllösung: Flammenbeobachtung in einem Quarzglasrohr oder einem bebohrten Quarzglasblock

2.2.141: Mechanisches Design

Vorarbeiten zur externen Herstellung des optisch zugänglichen Mischrohrs, Zusammenarbeit mit dem Lieferanten

2.2.142: Studie Durchführbarkeit PIV

Machbarkeitsüberlegungen zu mehreren diagnostischen Techniken: Tracer-LIF, Schlieren, etc.; Berechnungen der Brechzahlgradienten und damit der erwarteten Unschärfe der Partikel für das PIV-Verfahren zur Strömungsmessung, Bewertung des Ergebnisses

2.2.143: Entwicklung Entzerrungsoptik

Konzept für eine Entzerrungsoptik für alle möglichen Messtechniken an dem speziell hier eingesetzten optischen Mischrohr (Zylinderlinseneffekt in radialer Richtung), Zusammenarbeit mit einem Institut für technische Optik

2.2.150: Zusammenarbeit Mitigationsstrategien

Zusammenarbeit mit dem Industriepartner in Form von technischen Diskussionen, Erarbeiten der Konzepte

Für das optisch zugängliche Mischrohr wurde weiter oben der geänderte Einsatzzweck genannt. Die Zusammenarbeit mit einem Institut für technische Optik zur Entwicklung einer Entzerrungsoptik wurde zwar begonnen, aber dann nicht weiter verfolgt. Die Durchführbarkeit von PIV im gläsernen Mischrohr wurde jedoch experimentell geprüft.

2.2.200: Experimente I: Ermittlung der Grenzen

2.2.210: Vorbereitung

Zusammenstellung der Unterlagen für die Konstruktion des Versuchsträgers, des Brenners und der Brennkammergeometrie (Realisierungen für Einbau, Dichtung, Medienanschlüsse, Luftanströmung, Instrumentierung, etc.), Auswahl der Betriebsbedingungen für die Experimente in Anlehnung an den Operationsbereich einer Gasturbine, Festlegung der Testreihen für die grundlegende Charakterisierung, Erstellung eines Ablauf- und Zeitplans für die Versuche

2.2.220: Bau des Versuchsträgers

Umsetzung der Anforderungen mit einem externen Partner sowie Fertigung von Teilen des Versuchsträgers, wissenschaftliche Designbegleitung und -betreuung

2.2.230: Montage, Aufbau Messtechnik

Montage des Versuchsträgers (Endmontage, Instrumentierung, Einbau in den Prüfstand), Ersatz von Verbrauchsmitteln (Gläser, Anschlüsse, Thermoelemente), Tests und Sicherheitskontrollen der Medienversorgung, Aufbau sowie Vorbereitung der Verbrennungsdiagnostik für die grundlegende Charakterisierung

2.2.240: Inbetriebnahme

Strömungstests mit kalter und warmer Luft, Zündtests, Einrichten der Messsoftware, Kameras und Laser; Kalibrationsmessungen

2.2.250: Grundlegende Charakterisierung

Grundlegende Charakterisierung mittels Abgasanalytik (u.a. Schadstoffemissionen von NO_x und CO), Darstellung der Flammenformen durch Aufnahme der OH^* -Chemilumineszenz, Druckpulsationsuntersuchungen und die Ermittlung des Stabilitätsbereichs.

Messungen der Flammenposition mit 2 Kameras, Detektion der Ereignisse (Flammenrückschlag, Frühzündung) im Mischrohr mit der vorher entwickelten Methode, Temperaturmessungen am Mischrohr

2.2.260: Auswertung grundlegende Charakterisierung

Datenauswertungen und Analysen aller Messwerterfassungssysteme

2.2.270: Ergebniszusammenstellung

Definition der Datenübergabeformate und Betriebspunktomenklatur, Zusammenstellung der Ergebnisse in präsentabler Form (Diagramme etc.), Vergleiche und Rückschlüsse, Datenübergabe an den Projektpartner

Für die Ermittlung der Betriebsgrenzen wurden metallische Mischrohre eingesetzt. Die erreichbaren Flammentemperaturen waren deutlich höher als ursprünglich geplant, die Betriebsbedingungen waren extremer. Aufgrund des statistischen Charakters der Flammenrückschläge waren mehr Experimente zur Reproduzierbarkeit nötig. Das Abschalten und erneute Hochfahren des Brenners dauerte länger. Zusätzlicher Mehraufwand entstand, weil die metallischen Mischrohre mehrmals durch Beschädigungen ausfielen und ersetzt wurden.

2.2.300: Experimente II: Aufklärung des Mechanismus

2.2.310: Vorbereitung

Zusammenstellung der Unterlagen für die Konstruktion des Versuchsträgers, des Brenners und der Brennkammergeometrie (Realisierungen für Einbau, Dichtung, Medienanschlüsse, Luftanströmung, Instrumentierung, etc.), Auswahl der Betriebsbedingungen für die Experimente in Anlehnung an den Operationsbereich einer Gasturbine, Festlegung der Testreihen für die grundlegende Charakterisierung, Erstellung eines Ablauf- und Zeitplans für die Versuche

2.2.320: Bau des Versuchsträgers mit optischer Mischstrecke

Umsetzung der Anforderungen mit einem externen Partner sowie Fertigung von Teilen des Versuchsträgers, wissenschaftliche Designbegleitung und -betreuung

2.2.330: Montage, Aufbau Messtechnik

Montage des Versuchsträgers (Endmontage, Instrumentierung, Einbau in den Prüfstand), Ersatz von Verbrauchsmitteln (Gläser, Anschlüsse, Thermoelemente), Tests und Sicherheitskontrollen der Medienversorgung, Aufbau sowie Vorbereitung der Verbrennungsdiagnostik für die grundlegende Charakterisierung

2.2.340: Inbetriebnahme

Strömungstests mit kalter und warmer Luft, Zündtests, Einrichten der Messsoftware, Kameras und Laser; Kalibrationsmessungen

2.2.350: Detaillierte Messungen

Grundlegende Charakterisierung mittels Abgasanalytik (u.a. Schadstoffemissionen von NO_x und CO), Darstellung der Flammenformen durch Aufnahme der OH*-Chemilumineszenz, Druckpulsationsuntersuchungen und die Ermittlung des Stabilitätsbereichs

Messungen der Flammenposition mit 2 Kameras, Detektion der Ereignisse (Flammenrückschlag, Frühzündung) im Mischrohr mit der vorher entwickelten Methode, Temperaturmessungen am Mischrohr

2.2.360: Auswertung detaillierte Messungen

Datenauswertungen und Analysen aller Messwerverfassungssysteme

2.2.370: Ergebniszusammenstellung

Definition der Datenübergabeformate und Betriebspunktomenklatur, Zusammenstellung der Ergebnisse in präsentabler Form (Diagramme etc.), Vergleiche und Rückschlüsse, Datenübergabe an den Projektpartner

Zusätzlich wurden mit Hilfe des optischen Mischrohrs die primären Einflussparameter auf die Flammenrückschläge bei der Verbrennung von Wasserstoff in jetstabilisierten Brennern ermittelt. Die laserdiagnostischen Messmethoden am optischen Mischrohr wurden teilweise experimentell erprobt (PIV), waren aber nicht notwendig und ohne größeren zusätzlichen Aufwand auch nicht verwertbar. Dagegen wurden umfangreiche High-speedmessungen der Phänomene mittels OH*-Chemilumineszenz durchgeführt.

2.2.400: Experimente III: Verbesserte Geometrie

2.2.410: Vorbereitung

Zusammenstellung der Unterlagen für die Konstruktion des Versuchsträgers und des Brenners, Auswahl der Betriebsbedingungen für die Experimente in Ableitung der Ergebnisse der vorherigen Arbeitspakete, Festlegung der Testreihen für die grundlegende Charakterisierung, Erstellung eines Ablauf- und Zeitplans für die Versuche

2.2.420: Bau des Versuchsträgers mit verbesserter Geometrie

Umsetzung der Anforderungen mit einem externen Partner sowie Fertigung von Teilen des Versuchsträgers, wissenschaftliche Designbegleitung und -betreuung

2.2.430: Montage, Aufbau Messtechnik

Montage des Versuchsträgers (Endmontage, Instrumentierung, Einbau in den Prüfstand), Ersatz von Verbrauchsmitteln (Gläser, Anschlüsse, Thermoelemente), Tests und Sicherheitskontrollen der Medienversorgung, Aufbau sowie Vorbereitung der Verbrennungsdiagnostik für die grundlegende Charakterisierung

2.2.440: Inbetriebnahme

Strömungstests mit kalter und warmer Luft, Zündtests, Einrichten der Messsoftware, Kameras und Laser; Kalibrationsmessungen

2.2.450: Grundlegende Charakterisierung

Grundlegende Charakterisierung mittels Abgasanalytik (u.a. Schadstoffemissionen von NO_x und CO), Darstellung der Flammenformen durch Aufnahme der OH*-Chemilumineszenz, Druckpulsationsuntersuchungen und die Ermittlung des Stabilitätsbereichs.

Messungen der Flammenposition mit 2 Kameras, Detektion der Ereignisse (Flammenrückschlag, Frühzündung) im Mischrohr mit der vorher entwickelten Methode, Temperaturmessungen am Mischrohr

2.2.460: Auswertung grundlegende Charakterisierung

Datenauswertungen und Analysen aller Messwerterfassungssysteme

2.2.470: Ergebniszusammenstellung

Definition der Datenübergabeformate und Betriebspunktnomenklatur, Zusammenstellung der Ergebnisse in präsentabler Form (Diagramme etc.), Vergleiche und Rückschlüsse, Datenübergabe an den Projektpartner

Die verbesserte Geometrie bestand aus einem Mischrohr mit Flammenrückschlagsverhinderungsvorrichtung, die mit Spülluft versorgt wird. Die Spülluft war variabel und konnte auch ganz abgeschaltet werden. Neben umfangreichen Variationen (inklusive Abschalten) der Spülluft, die die Wirksamkeit der Vorrichtung untersuchten, wurden auch geometrische Variationen an der jetstabilisierten Einzeldüse vorgenommen.

2.2.500: Projektmanagement und Meetings

2.2.510: Fortlaufende Planungs- und Controllingaufgaben

Regelmäßige Überwachung der Ressourcen, Anpassung der Planung (Zeit und Kosten), inhaltliche und administrative Kommunikation mit dem Industriepartner und dem Verbundprojekt

2.2.520: Projektmeetings

2.2.521: Meeting 1

2.2.521: Meeting 2

2.2.521: Abschlussmeeting

Meilensteine

Das Vorhaben hatte 6 Meilensteine definiert, die alle erreicht wurden.

MS 1: Versuchsträger

Der Versuchsträger für die Messungen steht für die Experimente bereit.

MS 2: Betriebsgrenzen

Die Messungen der ersten Hochdruckexperimente für den Projektteil Betriebsgrenzen sind durchgeführt und die Daten sind ausgewertet.

MS 3: Versuchsträger mit optischer Mischstrecke

Der Versuchsträger mit optisch zugänglicher Mischstrecke für die Aufklärung der auftretenden Phänomene steht für die Experimente bereit.

MS 4: Detaillierte Messungen

Die detaillierten Messungen der zweiten Hochdruckexperimente mit umfangreicher Diagnostik sind durchgeführt und die Daten sind ausgewertet.

MS 5: Versuchsträger mit verbesserter Geometrie

Der Versuchsträger mit der neuen, verbesserten Injektor- und/oder Mischungsanordnung steht für Experimente bereit.

MS 6: Verbesserte Geometrie

Die Messungen der dritten Hochdruckexperimente zur Ermittlung der neuen Betriebsgrenzen sind durchgeführt und die Daten sind ausgewertet.

Projektzeitplan

Wie eingangs beschrieben startete das Projekt während der COVID-19-Pandemie. Das DLR führte Infektionsschutzmaßnahmen durch. In zwei Perioden waren bei DLR VT am Hochdruckprüfstand HBK-S gar keine Experimente möglich (Minimalbetrieb, Homeoffice), dazwischen und danach sank die Effizienz durch Schutzmaßnahmen um etwa 30 %. Es kam zu einem hohen Projektstau und starken Auswirkungen auf OptiSysKom.

Darüber hinaus waren technische Schwierigkeiten, altersbedingte Ausfälle von Subsystemen und Mängel in der Ausführung von Baumaßnahmen am Prüfstand (Frischwasserversorgung, Kühlwasseranlagen, Luftkompressor, Erdgasversorgung, etc.) verantwortlich für Betriebsunterbrechungen von mehreren Wochen. Der Zeitplan des Vorhabens musste mehrmals angepasst werden, das Vorhaben in 3 Schritten von ursprünglich 2 Jahren auf 4 Jahre verlängert werden.

Der Projektzeitplan ist in Abb. 1.3 dargestellt.

Im Vorhaben wurden drei Hochdruckmesskampagnen durchgeführt, teilweise aufgeteilt in Testabschnitte, so dass am Prüfstand insgesamt fünf Belegungszeiträume genutzt wurden. Der in Abb. 1.2 gezeigte Projektlauf wurde dabei nicht nur linear einmal durchlaufen, sondern es erfolgten iterative Wiederholungen, nachdem die Mechanismen der Flammenrückschläge besser verstanden wurden und die primären Einflussparameter ermittelt werden konnten.

1.3.3 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Der Antragsteller DLR Institut für Verbrennungstechnik arbeitete im Rahmen des hier beschriebenen Vorhabens in den folgenden Punkten eng mit dem Industriepartner Siemens Energy zusammen:

Im Rahmen des Projekts wurden in Hochdruckversuchen im Labormaßstab grundlegende Einflussgrößen für das Design von Brennern für Brennkammern der nächsten Generation untersucht. Um den Entwurf von neuen, maschinennahen jetstabilisierten Brennersystemen möglichst gut zu unterstützen, wurden zusammen mit dem Industriepartner detaillierte Informationen zur Betriebs- und Konstruktionsweise derartiger Brenner erarbeitet, in die Experimentgeometrie umgesetzt sowie die Testreihen entsprechend strukturiert.

Durch die Mehrfachnutzung der Infrastruktur der Forschungspartner durch die Industriepartner war eine optimale Vernetzung der Projekte im Verbundvorhaben OptiSysKom gegeben. Die Zusammenarbeit und der Informationsaustausch aller Partner wurde durch regelmäßige Arbeitskreissitzungen sichergestellt, die zweimal im Jahr von der AG Turbo organisiert werden, und bei denen über alle Projekte berichtet wird. Schließlich wurden die Arbeitspakete auf den alle zwei Jahre stattfindenden Statusseminaren der Fachöffentlichkeit vorgestellt.

FLOX OptiSysKom AP 2.2 – Schlussbericht, Teile I + II
 1. Aufgabenstellung, Voraussetzungen, Planung und Ablauf



Abbildung 1.3: Projektzeitplan mit dem Planungsstand des Antrags (grau) und der Durchführung (türkis).

FLOX OptiSysKom AP 2.2
Schlussbericht
Teil II
Sachbericht

2 | Einleitung

2.1 Kurzfassung

Innovative Gasturbinen sind entscheidend für die Energiewende, da sie flexibel auf schwankende erneuerbare Energiequellen reagieren und komplexe Energiesysteme optimieren können. Die Nutzung von Wasserstoff ist für eine CO₂-freie Stromversorgung essentiell. Das AG Turbo Projekt *FLOX OptiSysKom AP 2.2* zielte darauf ab, ein Verbrennungssystem zu entwickeln, das den Einsatz von Wasserstoff und Brennstoffen mit hohem Wasserstoffanteil ermöglicht.

Jetstabilisierte Brenner bieten eine vielversprechende Alternative zu herkömmlichen Drallbrennern, da sie eine exzellente Flexibilität und niedrige Schadstoffemissionen aufweisen. Die Machbarkeit des Betriebs mit 100 % Wasserstoff wurde im Vorhaben erneut bestätigt, jedoch erforderte dies intensive Untersuchungen zur Zuverlässigkeit, insbesondere im Hinblick auf Flammenrückschlag und Selbstzündung aufgrund der hohen Reaktivität von Wasserstoff. Einzeldüsenuntersuchungen bieten hierfür ein adäquates und bereits erprobtes Mittel, da sie Originalkomponenten unter definierten Randbedingungen verwenden und detaillierte Untersuchungen in optischen Brennkammern ermöglichen. Bei den vorgestellten Untersuchungen wurden Betriebsgrenzen für verschiedene Betriebszustände von Wasserstoffflammen bei realistischen Gasturbinenbedingungen ermittelt, wobei Einflussgrößen wie Druck, Eintrittstemperatur und Jetgeschwindigkeit systematisch variiert wurden. Flammenrückschläge wurden mit Hilfe eines optischen Mischrohrs direkt beobachtet. Die alternativ eingesetzten metallischen Mischrohre verfügten über eine Zusatzeinrichtung zur Vermeidung von Flammenrückschlägen und damit zur Erweiterung der Betriebsgrenzen.

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben war Teil des Verbundprojekts *OptiSysKom – Optimierung der Prozesse und Systeme sowie der Lebensdauer der Gesamtanlage und ihrer Komponenten*, einem Forschungs- und Entwicklungsprogramm der AG Turbo zur Unterstützung der Energieforschung des Bundesministeriums für Wirtschaft und Klimaschutz. OptiSysKom untergliederte sich in drei Arbeitspakete und wurde von 13 Forschungspartnern durchgeführt. Das Vorhaben war als AP 2.2 Teil des zweiten Arbeitspakets Komponentenoptimierung zur CO₂-Reduktion und behandelte Forschungs- und Entwicklungsaspekte künftiger innovativer Gasturbinenbrennertechnologie im Bereich der Brennstoffflexibilität mit hohem Wasserstoffanteil und 100 % Wasserstoff.

Das Projekt zielte darauf ab, die Betriebsgrenzen für Brennstoffe mit erhöhter Reaktivität unter realen Gasturbinenbedingungen zu messen und zu bewerten, sowie primäre Einflüsse auf diese Grenzen zu untersuchen. Hochdruckversuche im Hochdruckbrennkammerprüfstand HBK-S des DLR VT wurden durchgeführt, um den Betrieb mit verschiedenen Wasserstoff-/Erdgasmischungen zu testen. Aufgrund von Covid-19-bedingten Verzögerungen verschob und fokussierte sich das Interesse auf 100 % Wasserstoff. Ein spezieller Versuchsträger mit einer Einzeldüse, repräsentativ für moderne jetstabilisierte Gasturbinenverbrennungssysteme, wurde verwendet. Die Hauptuntersuchungen konzentrierten sich auf den unipilotierten Betrieb bei hohen Drücken, Vorheiztemperaturen und Flammentemperaturen.

Alle Arbeitsziele und der Projektablauf sind im Teil I ausführlicher dargestellt.

2.2 Aufbau des Berichts

Dieser Schlussbericht ist in den folgenden Kapiteln thematisch geordnet.

Zunächst wird in Kapitel 3 *Studie frühere Projekte* eine Übersicht über frühere öffentlich geförderte Projekte gegeben, die zu den Themen Wasserstoffverbrennung, auf dem FLOX[®]-Konzept basierende Gasturbinenbrenner oder allgemein am Hochdruckbrennkammerprüfstand HBK-S durchgeführt wurden.

In Kapitel 4 *Experimenteller Aufbau und Messtechniken* werden die Hochdruckexperimente und deren Details beschrieben. Dazu gehören der Hochdruckbrennkammerprüfstand HBK-S des DLR Instituts für Verbrennungstechnik, der jetstabilisierte Einzeldüsenbrenner und die optisch zugängliche Brennkammer. Darauf folgen Abschnitte über die Messtechniken und -methoden: die Flammenbeobachtung mit Videokameras, dynamische Druckmessung zur Detektion der Thermoakustik, die Auswertemethodik der Betriebspunkte, die Wasserabsorptionsspektroskopie zur Detektion von Flammenrückschlag oder Selbstzündung, die Messung der Flammenlage und -ausdehnung mit OH* Chemolumineszenz, Particle Image Velocimetry zur Messung von Strömungsfeldern und die Messung der Abgaszusammensetzung.

Die Resultate des Vorhabens werden im Kapitel 5 *Ergebnisse* nicht nach dem chronologischen Verlauf ihrer Entstehung gezeigt und nicht in die geplanten Projektphasen eingeteilt, sondern mit dem Blick des aktuellen Stands der Erkenntnisse der Wasserstoffverbrennung nach dem Projekt gruppiert. Dadurch ist das entstandene Wissen besser vermittelbar. Selbstzündung wurde bei der Wasserstoffverbrennung in der jetstabilisierten Einzeldüse nicht beobachtet und kommt daher in den Ergebnissen nicht vor. Flammenrückschläge sind der dominante betriebskritische Mechanismus und werden entsprechend ausführlich beschrieben. Die in Abb. 1.2 genannten Betriebsgrenzen werden in den Abschnitten *Ablauf der Messungen und stabile Betriebszustände*, *Flammenrückschlag im optischen Mischrohr* und *metallisches Mischrohr mit Flammenrückschlagsverhinderungsvorrichtung* behandelt. Die Aufklärung des Mechanismus findet man in *Flammenrückschlag im optischen Mischrohr*, auch wenn dazu ebenfalls Beobachtungen am metallischen Mischrohr gemacht wurden. Verbesserte Designs im Hinblick auf Mischrohre, Injektoren und Betriebsweise sind im Abschnitt *metallisches Mischrohr mit Flammenrückschlagsverhinderungsvorrichtung* beschrieben, zusammen mit der gefundenen Mitigationsstrategie.

Der Sachbericht endet mit einer *Zusammenfassung* in Kapitel 6.

3 Studie frühere Projekte

In diesem Kapitel wird auf die Erfahrung von DLR VT mit früheren Projekten eingegangen. Es werden bisherige Arbeiten des Instituts sowie die gewonnenen Erfahrungen aus ähnlichen Forschungs- und Entwicklungsarbeiten präsentiert, die am Hochdruckbrennkammerprüfstand HBK-S durchgeführt wurden, insbesondere zu den Themen Wasserstoffverbrennung sowie die (Weiter-)Entwicklung FLOX[®]-basierter Brennerkonzepte.

Im Bereich der Brennkammersysteme werden im DLR Institut für Verbrennungstechnik innovative Brennersysteme entwickelt bzw. in enger Zusammenarbeit mit Industriepartnern weiterentwickelt. Fortschritte in diesem Sektor werden durch die Vernetzung der Wissensgebiete numerische Simulation, chemische Kinetik, Verbrennungsdiagnostik und der Versuchstechnik des Hochdruckprüfstands HBK-S innerhalb des Instituts erzielt. Umfangreiche Hochdrucktests, kombiniert mit laserdiagnostischen Messverfahren, liefern wertvolle Ergebnisse für die weitere Brennerentwicklung sowie die Validierung numerischer Modelle und die Verbesserung der Simulationsrechnungen.

3.1 Bisherige Arbeiten des Antragstellers

Im Folgenden werden exemplarisch öffentlich geförderte Arbeiten zu FLOX[®]-basierten Brennerkonzepten (Strahlflammen) genannt, die am Institut DLR VT durchgeführt wurden.

Im Rahmen des EU-Projekts NGT *New Combustion Systems for Gas Turbines* (Vertragsnummer ENK5-CT-2001-00564) wurden erstmals Untersuchungen zur NO_x-Minderung unter Hochdruck durchgeführt und die Vorteile von FLOX[®]-Brennern gegenüber vorgemischten Verbrennungssystemen bei Erdgas als Brennstoff gezeigt.

In dem Projekt *Brennstoffflexibler, schadstoffarmer, zuverlässiger Gasturbinenbrenner* (AG Turbo, Teilverbundprojekt Verbrennung, Vorhaben COOREFF-T 2.1.3, Förderkennzeichen 0327710L) wurde dieser Brenner am DLR in Stuttgart bereits mit H₂-angereichertem Erdgas bis zu Drücken von 20 bar betrieben. Auch bei einem Volumenanteil von 40 % vol Wasserstoff im Brennstoff brannte der FLOX[®]-Brenner stabil und zuverlässig. Da sich die Mischzone für Luft und Brennstoff teilweise in der Brennkammer befindet, kann eine Beschädigung des Brenners weitgehend ausgeschlossen werden. Gerade für die wasserstoffreiche Verbrennung, bei der die Flammzonen mit zunehmendem H₂-Anteil kompakter werden, bietet das FLOX[®]-Konzept aufgrund der homogenen Temperaturverteilungen, die zu niedrigen Spitzentemperaturen und damit zu niedrigeren Stickoxidemissionen führen, ein aussichtsreiches Entwicklungspotential.

Im Vorhaben COORETEC-turbo 2.1.2 *Gasturbinenbrenner für Wasserstoffverbrennung* (AG Turbo, Teilverbundprojekt Verbrennung, Förderkennzeichen 0327715D) wurde das FLOX[®]-Brennerkonzept weiterentwickelt. Es wurden nicht nur die Energiedichten moderner großer Gasturbinen (> 50 MW_{el}) erreicht, sondern auch die Eignung als Hochtemperaturbrenner (1700 °C Turbineneintrittstemperatur) demonstriert. Dabei konnten niedrige Schadstoffemissionen auch im Hochtemperaturbetrieb und bei hohen Energiedichten gemessen werden. Die Brennstoffflexibilität für höhere Kohlenwasserstoffe und für H₂-reiche Brenngase (Betrieb mit bis zu 100 H₂) wurde gezeigt.

Das FLOX[®]-Verbrennungssystem wurde im Vorhaben COORETEC-turbo 2.1.4 (Förderkennzeichen 0327716N) vom Industriepartner Siemens auf Maschinengröße skaliert; erste Versuche unter maschinennahen Bedingungen wurden erfolgreich durchgeführt. Das strahlstabilisierte Verbrennungssystem konnte im Maschinenmaßstab

unter Druck bis auf 1800 °C thermoakustisch stabil betrieben werden, womit die geforderte Hochtemperaturfähigkeit nachgewiesen wurde. Zusätzlich wurden beim DLR Institut für Verbrennungstechnik gezielt Validierungsversuche an einer eingeschlossenen Jetflamme durchgeführt, die eine Qualifizierung der neu entwickelten Auslegungswerkzeuge für die neuen Designkonzepte erlaubte. Im Labormaßstab wurden das Geschwindigkeitsfeld sowie die Temperatur und Konzentrationsverteilungen wichtiger Spezies unter atmosphärischen Bedingungen vermessen.

Das Vorhaben AG Turbo 2020 2.3.1B *Hochtemperaturverbrennungssystem für flexiblen Operationsbereich* (Förderkennzeichen 03277180) wurde am Institut DLR VT bearbeitet. Darin wurden Pilotierungs- und Stufungskonzepte von FLOX[®]-basierten Verbrennungssystemen untersucht, die in großen Gasturbinen (> 50 MW_e) bei hohen Turbineneintrittstemperaturen betrieben werden sollen. Die sich dadurch ergebende Erweiterung des Betriebsbereichs wurde in Hochdruckexperimenten charakterisiert.

Im Vorhaben AG Turbo 2020 2.1.4 *Industriegasturbinenbrenner für alternative Brenngase* (IGAB, Förderkennzeichen 0327718B) wurden am Institut DLR VT mittelgroße Gasturbinen mit Turbineneintrittstemperaturen von ca. 1150 °C adressiert. Ein Weg der direkten Beeinflussung der Brennstoffverteilung für die Teillastfähigkeit des FLOX[®]-Brennerkonzepts wurde erprobt, sodass in diesem Anwendungsfall das Brennkammerkonzept ohne Pilotierung arbeiten konnte.

Im Vorhaben *Entwicklung von Brennstoffdüsen für erweiterte Brennstoffflexibilität, Charakterisierung des Verbrennungssystem im Labormaßstab* (Siemens Clean Energy Center, Entwicklung von Verbrennungstechnologien für die klimaschonende Energieerzeugung, Teilvorhaben 1.4/1D, Förderkennzeichen 03ET7011D) war das Ziel, durch die Entwicklung und Optimierung neuer Brennstoffdüsen für gasförmige Brennstoffe das FLOX[®]-Konzept nach den systemischen Betrachtungen der bisherigen Projekte (gesamter Brenner) auf einer Technologiefortschrittsskala einen Schritt weiter in Richtung der Anwendung und der Entwicklung eines Gasturbinenprodukts zu bringen. Nachdem alle grundlegenden Anforderungen an die Umsetzbarkeit in den Vorgängerprojekten geprüft waren, wurde dort konkret ein essentieller Bestandteil an einer Einzeldüse im Originalmaßstab untersucht: Die optimale Mischung von Luft und Brennstoff vor der Brennkammer zur Minimierung der NO_x- und CO-Emissionen im gesamten Lastbereich für einen sehr weiten Bereich von Erdgasbrennstoffen unterschiedlicher Zusammensetzung (Variation des Wobbe-Index).

3.2 Erfahrungen aus ähnlichen Forschungs- und Entwicklungsarbeiten

Im DLR Institut für Verbrennungstechnik wurden zahlreiche Untersuchungen an technischen Verbrennungsprozessen mit hochentwickelten Messtechniken durchgeführt. Für die Untersuchung von gasturbinenspezifischen Verbrennungsphänomenen verfügt das Institut mit dem HBK-S über einen Hochdruckbrennkammerprüfstand, der sehr guten optischen Zugang für die Anwendung optischer und laserbasierter Messtechniken bietet. Innerhalb nationaler und internationaler Forschungsprojekte wurden Versuchsträger und Brenner für den HBK-S entwickelt und erfolgreiche Messungen an unterschiedlichen Konfigurationen durchgeführt. Hier sind beispielsweise die folgenden Projekte zu nennen:

- PAZI-2 *Particles and Cirrus Clouds* (DLR-internes Projekt)
- ENCAP *Enhanced CO₂ Capture* (EU-Projekt, Vertragsnummer SES6-CT-2004-502666)
- FUELCHIEF *Demonstration of a low-NO_x Fuel-Staged Combustor in a High Efficiency Gas Turbine* (EU-Projekt, Vertragsnummer NNE5/382/2001)
- Erdgasqualität *Zuverlässigkeit technischer Verbrennungssysteme: Einfluss der Erdgasqualität und Gasaufbereitung auf Flammenrückschlag und Frühzündung* (Industrieprojekt mit Alstom und EnBW)
- ZLV *Zünd- und Löschverhalten von Erdgasen* (Forschungsinitiative KW21, GV8)
- TCW *Turbulenz-Chemie-Wechselwirkung* (Forschungsinitiative KW21, GV2)

- VESKO *Verbrennung von Synthesegasen aus Kohle in Gasturbinen* (Förderkennzeichen 0327700Z)

Im Vorhaben COORETEC-turbo 2.1.3 *Flammenstabilisierungsmechanismen für robuste Brennersysteme mit erweiterter Brennstoffflexibilität* (Förderkennzeichen 0327716M) wurde ein skaliertes PCS Brenner mit umfangreichen optischen Messtechniken untersucht, um die Flammenstabilisierungsmechanismen zu verstehen. Es wurden Erfahrungen mit diesem Brenner bezüglich des nutzbaren Betriebsbereiches mit geringen Schadstoffemissionen gesammelt. Außerdem wurden die Betriebsgrenzen beim Betrieb mit Wasserstoff ermittelt und laserdiagnostische Messungen durchgeführt. Die Datensätze der verschiedenen sich ergänzenden Messtechniken wurden vom Industriepartner Siemens zur Validierung ihrer numerischen Simulation genutzt.

Im Vorhaben COORETEC-turbo 2.2.1.b *Robustes Hochtemperaturverbrennungssystem mit erweitertem Betriebsbereich* (Förderkennzeichen 03ET2012F) wurde ein skaliertes PCS Brenner in einer verlängerten Brennkammer mit axialer Stufung und einer simulierten Resonator-Kühlluft mit umfangreichen optischen Messtechniken untersucht. Die axiale Stufung wurde mit umfangreichen Parametervariationen (Luftstufungsanteil, Brennstoffinjektor, Brennstoffmassenstrom) charakterisiert. Bei der Resonator-Kühlluft wurden die CO-Emissionen sowohl kurz hinter der Eindüsung als auch am Ende der Brennkammer gemessen. Für ausgewählte Betriebspunkte wurden umfangreiche Datensätze der verschiedenen sich ergänzenden Messtechniken erstellt, die vom Industriepartner Siemens AG zur Validierung ihrer numerischen Simulation genutzt wurden.

3.3 Relevante frühere Arbeiten

In der folgenden Aufzählung sind relevante frühere Arbeiten aufgeführt. Die Angaben enthalten Referenzen zu entsprechenden Veröffentlichungen oder einen Verweis auf den Anhang A *Frühere Arbeiten: Ausgewählte bisher nicht veröffentlichte frühere Projektinhalte*, falls es sich um bisher nicht veröffentlichte Arbeiten handelt oder die Quelle nicht mehr einsehbar ist. Die Liste ist in mehrere Gruppen aufgeteilt, entsprechend den technischen Randbedingungen.

Brennersysteme: Niedrige Flammentemperatur und niedrige Flächenleistungsdichte

- Wasserstoffgehalt bis etwa 40/60 %_{vol}
 - Brennstoffflexibler, schadstoffarmer, zuverlässiger Gasturbinenbrenner; Abschlussbericht [29]
 - FLOX[®] Combustion at High Pressure With Different Fuel Compositions; Veröffentlichungen [18, 17]
 - COORETEC-turbo 2.1.2 Projektmeeting Siemens Mülheim 24.04.07; ausgewählte Folien im Anhang A.1

Brennersysteme: Große Gasturbinen „2010“ (hohe Flammentemperatur und hohe Flächenleistungsdichte), Untersuchungen bei mittlerem Druck

- Wasserstoffgehalt 100 %_{vol}
 - Turbomaschinen für Technologien zur CO₂-Minderung COORETEC-turbo; Abschlussbericht [2]
 - FLOX[®] Combustion at High Power Density and High Flame Temperatures; Veröffentlichung [11]
- Mit Stickstoff verdünnter Wasserstoff
 - SynGas Burner HYPCS High Pressure Tests – Report; ausgewählte Seiten im Anhang A.2
- Keramische Brennkammerwände, Wasserstoffgehalt bis etwa 60 %_{vol}
 - FLOX[®] Jet in Crossflow, Keramische Brennkammerwände Projektmeeting, 27. April 2010, Mülheim; ausgewählte Folien im Anhang A.3

Generische Brenner, Untersuchungen in Zusammenhang mit großen Gasturbinen, Wasserstoffgehalt 100 %_{vol}

- Einzeldüsenanordnung, atmosphärisch, perfekt vorgemischt
 - Experimental Analysis of Confined Jet Flames by Laser Measurement Techniques; Veröffentlichung [13, 14]
- 3-Jet-Anordnung, mittlerer Druck, perfekt vorgemischt (H₂-IGGC)
 - Investigation of Flame Stabilization in a High-Pressure Multi-Jet Combustor by Laser Measurement Techniques; Veröffentlichung [10]
 - Investigation of flame stabilization in premixed high momentum jet flames at elevated pressure by laser measurement techniques; Kurzveröffentlichung im Anhang A.4

Industriegasturbinen

- IGAB Industriegasturbinenbrenner für alternative Brenngase; Veröffentlichung [9]

Das hier beschriebene Vorhaben OptiSysKom zielt deutlich darüber hinaus. Nachdem auch der langjährige Industriepartner Siemens dem FLOX[®]-basierten Strahlflammenkonzept ein „gutes Potenzial bezüglich wesentlicher Anforderungen, die sich aus den förderpolitischen Zielen ergeben“ (Zitat aus Vorhabenbeschreibung ECOFLEX-turbo 2.1.1a, Förderkennzeichen 03ET7090J) attestiert, wird dieses Konzept als zukunftsweisendes Verbrennungssystem für noch flexiblere Betriebsweisen, für noch größere Betriebsbereiche und speziell für die Wasserstofffähigkeit herangezogen.

Ein wesentlich neuer Aspekt ist die Nutzung von Brenngasen mit hohem Wasserstoffanteil bei Betriebsbedingungen der nächsten Gasturbinengeneration (d.h. deutlich erhöhte Eintrittstemperaturen, Druck und Verbrennungstemperatur). Die Beherrschung von Flammenrückschlag und Frühzündung ist bei Wasserstoff nochmal deutlich verschärft gegenüber reaktiveren Brenngasen mit längerkettigen Kohlenwasserstoffen (C₃+, Projekt Siemens Clean Energy Center, Teilvorhaben 1.4/1D, Förderkennzeichen 03ET7011D) oder flüssigen Brennstoffen (Heizöl, Projekt COOREFLEX-turbo 2.2.3b, Förderkennzeichen 03ET7020G). Es wird erwartet, dass die Injektoren und Mischanordnungen entsprechend signifikant modifiziert werden müssen. Zur Abgrenzung von den früheren Projekten zur Wasserstoffverbrennung im FLOX[®]-Gasturbinenbrenner siehe Kapitel 1.3.1 Stand der Wissenschaft und Technik.

4 Experimenteller Aufbau und Messtechniken

Die Experimente wurden mit einem jetstabilisierten Einzeldüsenbrenner im Hochdruckbrennkammerprüfstand HBK-S des DLR Instituts für Verbrennungstechnik in Stuttgart durchgeführt. Der Prüfstand und der Aufbau des Brenners mit der Brennkammer werden in den Abschnitten 4.1, 4.2 und 4.3 beschrieben.

Grundlegende Messtechniken zur Flammencharakterisierung wurden während aller Messungen angewandt. Der Betrieb des Prüfstands und die Flamme wurden kontinuierlich mit Videokameras überwacht (Abschnitt 4.4); die Form und Lage der Flamme wurde mittels Detektion des Eigenleuchtens des OH*-Radikals bestimmt (Abschnitt 4.8); die Abgaskonzentrationen von O₂, CO, CO₂, NO, und NO₂ wurden kontinuierlich gemessen (Abschnitt 4.11); die Erdgaszusammensetzung wurde kontinuierlich mit einem Gaschromatografen ermittelt (Abschnitt 4.12); der dynamische Druck in der Brennkammer wurde mit piezoelektrischen Druckaufnehmern gemessen und durch eine Fast-Fourier-Transformation (FFT) von der Zeitspur in den Frequenzbereich umgewandelt (Abschnitt 4.5). Im Abschnitt 4.6 wird erläutert, wie die Betriebspunktdateien ausgewertet wurden.

Im Abschnitt 4.7 wird der experimentelle Aufbau bei der Anwendung der Wasserabsorptionsspektroskopie vorgestellt, der als Option der Detektion für Flammenrückschläge erprobt wurde.

Zusätzlich wurden schnelle Vorgänge in der Brennkammer mit Hilfe von Hochgeschwindigkeitsaufnahmen detektiert (Abschnitt 4.9). Mit diesem Verfahren wurde ein tieferer Einblick in die bei einem Flammenrückschlag ablaufenden Prozesse möglich.

Darüber hinaus wurde mit Particle Image Velocimetry (PIV) ein laserbasiertes Messverfahren angewandt, um möglichst detaillierte Erkenntnisse über das Strömungsfeld zu gewinnen. In verschiedenen Ebenen wurden für ausgewählte Betriebsbedingungen die Strömungsgeschwindigkeiten in 2 Dimensionen bestimmt. Die gewonnenen Ergebnisse dienen zum einen dazu, ein tieferes Verständnis der zugrundeliegenden Prozesse zu gewinnen, und zum anderen zur Validierung numerischer Modelle für die Verbrennungssimulation. Diese laserbasierte Messtechnik ist im Kapitel 4.10 näher beschrieben.

4.1 Prüfstand HBK-S

Der Hochdruckbrennkammerprüfstand ist für den Test und die Untersuchung von skalierten Gasturbinenbrennern bei technisch relevanten Bedingungen konzipiert. Er zeichnet sich durch einen großen optischen Zugang für die Anwendung optischer und laserbasierter Messverfahren aus. Dies wird durch bis zu 12 Hochdruckfenster, die in 4 radialen und 3 axialen Positionen angebracht werden können, ermöglicht. Die Größe der Fenster beträgt an der ersten axialen Position $441 \times 140 \text{ mm}^2$ und an den folgenden $160 \times 140 \text{ mm}^2$ (siehe Abbildung 4.1).

Der Prüfstand kann bis 40 bar betrieben werden mit einem maximalen Luftmassenstrom von 1,2 kg/s, der bis 1000 K vorgeheizt werden kann. Die Brennstoffversorgung ermöglicht Experimente mit verschiedenen gasförmigen und flüssigen Komponenten (Erdgas, auch mit Zumischung von Propan; Kerosin, leichtes Heizöl; Synthesegas mit Wasserstoff, CO und Stickstoff).

Im Inneren des Druckgehäuses kommt ein Versuchsträger mit dem Namen *BK2013* zum Einsatz, der aus einem stabilen Halterahmen, Bauteilen für die Anschlüsse und Leitungen der verschiedenen Fluide und der optisch zugänglichen Brennkammer selbst besteht (Abbildungen 4.2 unten rechts, 4.3, 4.4, 4.6 und 4.7). Des Weiteren ist die Instrumentierung für zahlreiche Temperatur- und Druckmessstellen daran angebracht. Mehrere Teile des Versuchsträger wurden im Rahmen dieses Projektes entworfen und gefertigt (siehe Abbildungen 4.3, 4.4 und 4.5).

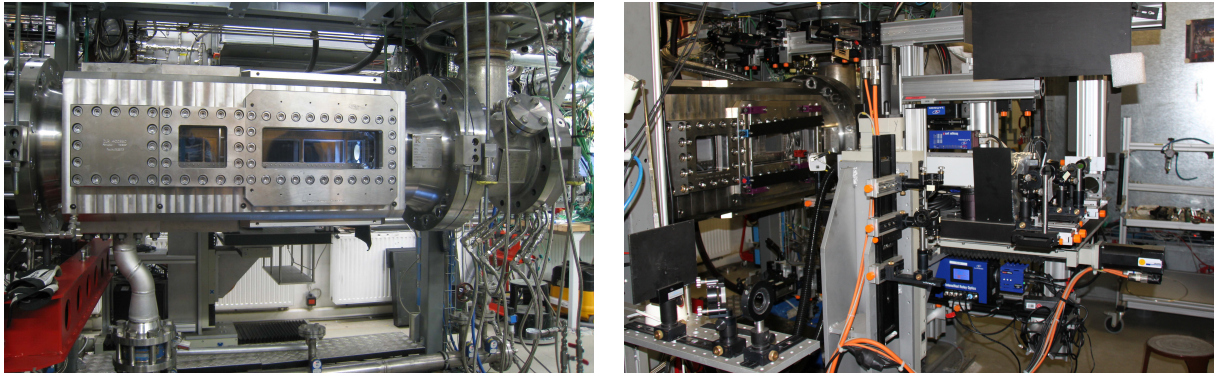


Abbildung 4.1: Bilder vom Hochdruckbrennkammerprüfstand HBK-S am DLR Institut für Verbrennungstechnik in Stuttgart. Links: Druckmodul ohne messtechnische Aufbauten. Rechts: Optischer Aufbau für laserbasierte Messverfahren.

4.2 Jetstabilisierter Einzeldüsenbrenner

4.2.1 Ableitung und Prinzip des Versuchsbrenners

Das FLOX[®]-Brennerkonzept hat sich als vielversprechende Alternative für zuverlässige und brennstoffflexible Brenner mit niedrigen Emissionen erwiesen [17, 23, 22]. In ersten Machbarkeitsstudien wurde ihre Eignung für den Betrieb in modernen Gasturbinen bezüglich der Leistungsdichte und Hochtemperaturverbrennung demonstriert [11]. Die Brenner dieses frühen Stadiums hatten nur eine Verbrennungsstufe, wie in Abbildung 1 a) in [20] zu sehen ist. Später wurden Möglichkeiten für die Erweiterungen des Betriebsbereichs untersucht [20, 24]. Daraufhin wurde eine Kombination aus einer FLOX[®]-basierten Hauptstufe und einem bewährten Drallbrenner als Pilotstufe ausgewählt, um die weitere Entwicklung für die Anwendung in großen Gasturbinen voranzutreiben (siehe Abbildung 1 b) in [20]). Der nächste Entwicklungsschritt war der Übergang zu Brennern mit mehreren Verbrennungsstufen. Modellbrenner dieser Art wurden ausgiebig in optisch zugänglichen Brennkammern untersucht, darunter auch Brenner mit Düsen in mehreren Reihen und einem zentralen Brenner. Auf diese Weise konnten radiale, axiale und sektorale Stufungskonzepte kombiniert werden, um ein hohes Maß an Betriebsflexibilität zu erreichen.

Im aktuellen Entwicklungsstand liegt der wissenschaftliche Fokus auf flexibel einsetzbaren Multi-Brennstoff-Injektoren sowie der nachgelagerten Mischung von Brennstoff mit Verbrennungsluft. Um einen möglichst guten Zugang zu allen relevanten Parametern zu bekommen und Ergebnisse sowohl aus der numerischen Simulation als auch aus Hochdrucktests mit optischen Messtechniken zu gewinnen und vergleichen zu können, wurde ein Modellbrenner mit entsprechenden Komponenten gebaut. Basierend auf den Erkenntnissen aus früheren Untersuchungen an Einzeldüsenbrennern [14, 12, 26, 27, 28, 25, 21, 3, 7] oder Brennern mit mehreren Düsen [10] vereint der modulare Brenner folgende Eigenschaften: (a) Die Strahldüse hat Originalgröße, sodass die Injektoren, das Mischungskonzept und partiell vorhandene Zusatzeinrichtungen unter Realbedingungen und ohne Skalierungen oder Modifikationen getestet werden können; (b) ein Pilotbrenner kann die Hauptstufe stabilisieren. Diese Merkmale sind essentiell für die Analyse unterschiedlicher Mechanismen der Flammenstabilisierung mit und ohne Pilotflamme.

Die Konfiguration der pilotierten Einzeldüse ist in Abbildung 4.2 dargestellt und repräsentiert einen Ausschnitt eines FLOX[®]-Gasturbinenbrenners (Abbildung 4.2 b)). Die Düse mit einem Durchmesser von d_M befindet sich außermittig um 10 mm verschoben in der quadratischen Brennkammer (Abbildungen 4.2 a) und c)), um zum einen Platz für die Pilotstufe zu haben und zum anderen eine ausgeprägte und stabile Rezirkulationszone auf einer Seite der Düse zu erzeugen, was charakteristisch für jetstabilisierte Brenner ist; die entsprechende Rezirkulationszone befindet sich beim vollständigen Brennersystem dementsprechend mittig in der Brennkammer

(siehe Abbildung 4.2 b)). Das Strömungsfeld ist für eine größere Einzeldüse in den Abbildungen 6 und 7 von [26] dargestellt.

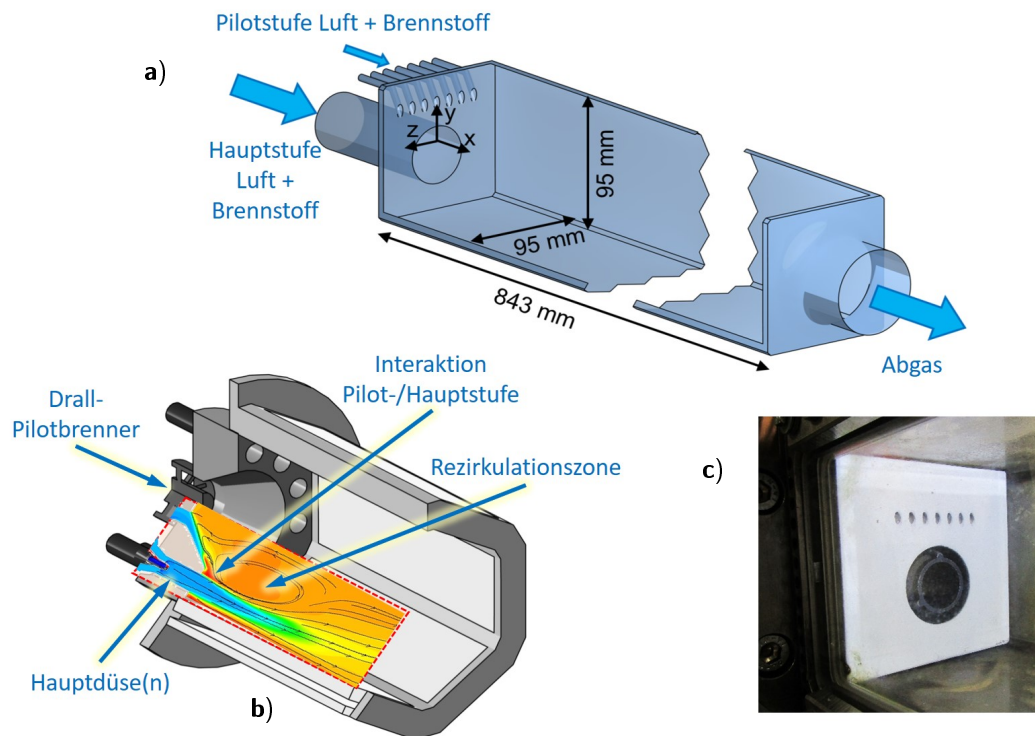


Abbildung 4.2: Jetstabilisierter Einzeldüsenbrenner. Oben: schematische Ansicht von Haupt- (Main) und Pilotbrenner in der Brennkammer. Unten links: pilotiertes Verbrennungssystem mit mehreren Düsen, Darstellung des Strömungsfelds und der Temperatur aus CFD-Rechnung. Unten rechts: Einzeldüse der aktuellen Untersuchungen.

Die Luftzuleitung vor dem Plenum der Hauptstufe ist zweimal um 180° umgelenkt. Die Hauptdüse (das Mischrohr), die Luftumlenkung, der Injektor und partiell vorhandene Zusatzeinrichtungen sind austauschbar. Der Brennstoffinjektor ist in der Hauptdüse axial zentriert und stromauf von der Brennerstirnplatte angebracht.

Die Pilotstufe besteht aus mehreren Düsen mit einem gemeinsamen Luft- und Brennstoffplenum. Die Düsen der Pilotstufe sind in einem Winkel von 60° gegenüber der Hauptdüse angestellt. In Abbildung 4.2 b) ist der Bereich der Interaktion zwischen Pilot- und Hauptstufe (PMI) bei einem ganzen Brenner mit zurückversetztem verdrallten Pilotbrenner angedeutet (numerische Simulation aus früherer Arbeit). Der neue Modell-Pilotbrenner wurde so konstruiert, dass er ähnliche oder identische Merkmale aufweist: Die Strahlen der inneren Düsen der Pilotstufe treffen auf den Strahl der Hauptdüse, während die äußeren daneben liegen. Weiterhin war es wichtig, dass die Pilotstufe gänzlich unabhängig von der Hauptstufe betrieben werden konnte, d.h. auch der Luftmassenstrom für die Pilotstufe wurde durch eine gesonderte Leitung separat eingestellt und vorgeheizt. Auf diese Weise konnten sowohl Luft als auch Brennstoff für die Pilotstufe während des Betriebs an- und ausgeschaltet werden.

Die gesamte Anordnung aus Mischrohr, Injektor, Lufteinlauf und partiell vorhandenen Zusatzeinrichtungen konnte in 2 axialen Positionen montiert werden, was zu einem auf der Brennerstirnplatte bündigen oder einem über die Brennerfront hinausragenden Mischrohrende in der Brennkammer führte. Dem Projektpartner Siemens Energy wurde für Simulationen ein Volumenmodell zur Verfügung gestellt, das die Einlaufgeometrien für Luft und Brennstoff, die Hauptdüse, die Pilotstufe, die Brennkammer mit Abgasdüse sowie ein stromab gelegenes akustisches Abschlussvolumen beinhaltet.

4.2.2 Metallisches Mischrohr

Das Rohr, das die Hauptdüse bildet, der Injektor und Zusatzeinrichtungen wurden im SLM-Verfahren hergestellt (selektives Pulverbettsschmelzen). Die durch- oder überströmten Konturen und Oberflächen sind identisch mit denen des Industriepartners Siemens Energy; dies gilt auch für die Abmessungen. Um den Umfang und über die Länge des Mischrohrs sind zahlreiche Thermoelemente für die Messung der Wandtemperatur angebracht. Das metallische Mischrohr ist in Abbildung 4.3 am Versuchsträger im ausgebauten Zustand zu sehen; Abbildung 4.2 c) zeigt das metallische Mischrohr in der Version bündig zum Eingang zur Brennkammer.

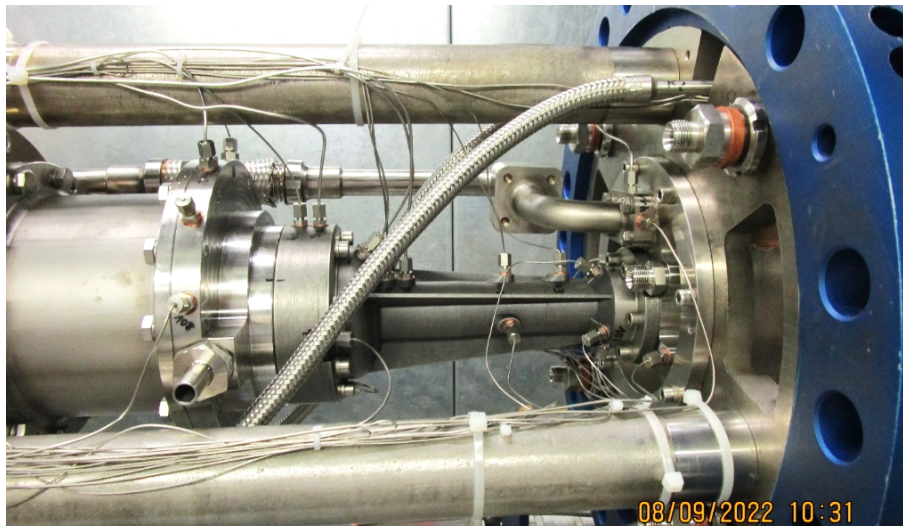


Abbildung 4.3: Metallisches Mischrohr am Versuchsträger im ausgebauten Zustand, Brennkammer rechts außerhalb des Bildes, Lufteinlauf links; außen Tragstruktur des Versuchsträgers.

Zusätzlich wurden im metallischen Mischrohr Zusatzeinrichtungen eingebaut, unter anderem eine Vorrichtung zur Beeinflussung der Flammenrückschlagsgrenzen. Diese Vorrichtung wurde mit separat regelbarer Spülluft versorgt. Damit konnten Flammenrückschläge im Wasserstoffbetrieb bis über die Betriebsgrenzen des Verbrennungssystems und der Gasturbine hinaus vermieden werden.

4.2.3 Optisches Mischrohr

Alternativ zum metallischen Mischrohr konnte ein optisches Mischrohr montiert werden, welches in Abbildung 4.4 zu sehen ist. Dazu wurde die Außenwand des Mischrohrs durch ein zylindrisches Quarzglasrohr mit einem konstanten Durchmesser ersetzt. Dieses Mischrohr wurde speziell für die Beobachtung von Flammenrückschlägen konzipiert. Das Quarzglasrohr wurde von außen konvektiv gekühlt, um die Beständigkeit gegen hohe thermische Belastungen im Falle von Flammenrückschlägen in das Mischrohr hinein zu verbessern.

Beim Anbau an die Brennkammer und Einbau in den Versuchsträger wurde die Brennkammer stromab verschoben, um den optisch zugänglichen Bereich des Druckmoduls nicht mehr nur auf den Düsenaustritt und die Brennkammer auszurichten, sondern auch den stromauf liegenden Brenneraufbau mit dem optischen Mischrohr beobachten zu können.

Mit dem optischen Mischrohr war eine reale bzw. originale Innenkontur wie in einem Gasturbinenbrenner nicht mehr möglich. Zusatzeinrichtungen des Mischrohrs konnten ebenfalls nicht realisiert werden. Auch Thermoelemente zur Messung der Wandtemperatur waren nicht implementierbar. Der Brennstoffinjektor war allerdings identisch zum Original um die Prozesse unter realen Bedingungen bestmöglich abzubilden.



Abbildung 4.4: *Optisches Mischrohr. Links: Einzeldüse mit Quarzglasrohr vor Montage im Versuchsträger, Brennerstirnplatte im Bild oben dargestellt. Rechts: Blick von außerhalb des Druckgehäuses auf das gläserne Mischrohr mit einer Hochgeschwindigkeitskamera.*

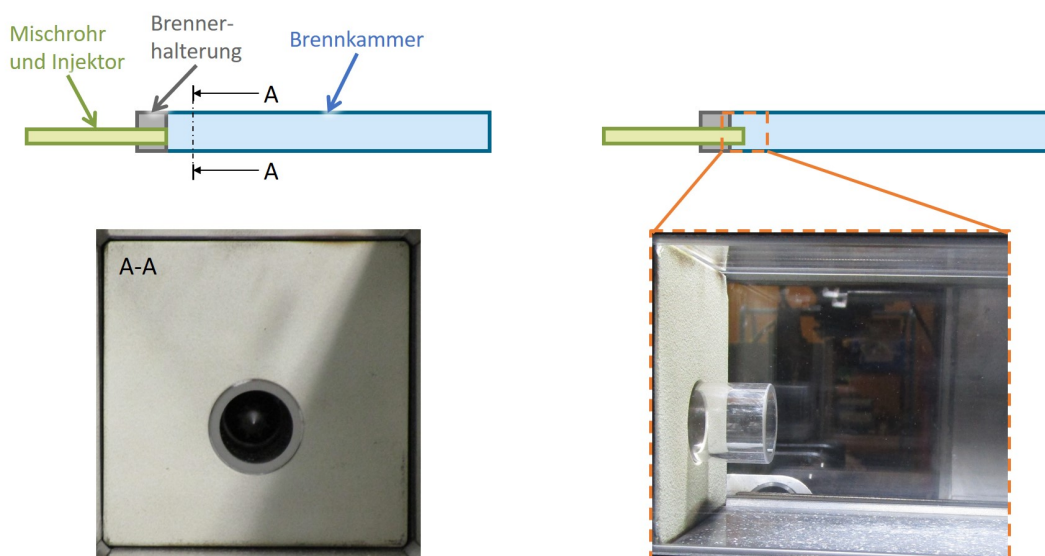


Abbildung 4.5: *Links: mit der Brennerstirnplatte bündiges optisches Mischrohrende. Rechts: in die Brennkammer hineinragendes (überstehendes) Mischrohr.*

Bei der Verwendung des optischen Mischrohrs wurden beide Aufbauten genutzt (siehe auch 4.2.1). Zum einen wurde das optische Mischrohr bündig bezogen auf die Brennerstirnplatte angebracht. Bei der zweiten Konfiguration wurde das Mischrohr so montiert, dass sie aus der Brennerstirnplatte 25 mm in die Brennkammer hineinragte. Beide Aufbauten sind in Abbildung 4.5 schematisch und im Foto dargestellt. Im Falle des metallischen Mischrohrs wurde die 2. Option nicht genutzt.

4.3 Brennkammer

Die quadratische Brennkammer ist ein Zusammenbau aus Metall und Glas mit einem inneren Querschnitt von $95\text{ mm} \times 95\text{ mm}$ und einer Länge von 843 mm (siehe Abbildung 4.6 und die schematische Darstellung in Abbildung 4.2 a)). Die Länge der Brennkammer wurde gewählt, um realistische Aufenthaltszeiten in der Brennkammer ähnlich denen in einer normalen Gasturbine abbilden zu können.

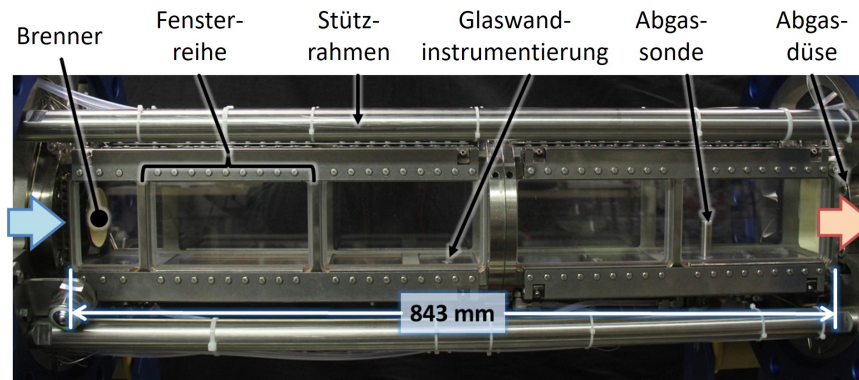


Abbildung 4.6: Optisch zugängliche Brennkammer.

Die Brennkammer und der Brennerkopf sind in Abbildung 4.2 a) schematisch dargestellt. Zusätzlich ist das in der vorliegenden Arbeit verwendete Koordinatensystem eingezeichnet: x entspricht der Strömungsrichtung und y zeigt vertikal in Richtung der Pilotstufe; der Ursprung liegt mittig in der quadratischen Brennkammer bezüglich y und z , und $x = 0\text{ mm}$ fällt mit der Brennerstirnplatte zusammen. Die Mitte der Hauptdüse am Strahlaustritt liegt in der bündig abschließenden Einbaukonfiguration damit bei $(x, y, z) = (0, -10\text{ mm}, 0)$.

Der optische Zugang wird durch 5 Fensterreihen auf jeder Seite der Brennkammer gewährleistet, wobei eine Fensterreihe kürzer ist als die anderen vier. Die Fenster werden konvektiv durch einen Luftstrom gekühlt, der durch einen Spalt zwischen zwei parallel zueinander angeordnete Quarzglasscheiben strömt. Auf diese Weise ist keine Kühlluft notwendig, die in das Innere der Brennkammer geleitet wird und als Falschluff die Verbrennung beeinflussen würde. Die inneren Scheibenflächen sind den hohen Temperaturen der Flammen ausgesetzt und diese Scheiben wurden regelmäßig ersetzt. Die Wandtemperatur an der Innenseite der Brennkammer variiert zwischen 920 und 1450 K , abhängig von den Betriebsbedingungen. Der wassergekühlte Metallrahmen hat dabei nur einen geringen Anteil an der Seitenfläche und somit die Wärmebilanz (etwa 7%). Die Brennkammer kann gedreht werden, sodass sich die kurze Fensterreihe entweder beim Brenner oder beim Auslass befindet. In den hier beschriebenen Experimenten befand sich die kürzere Fensterreihe stromab.

Es kommt in dieser zu wissenschaftlichen Zwecken ausgeführten Brennkammer sowohl durch die konvektive Kühlung als auch durch die Abstrahlung der Flamme zu einem Wärmeverlust. Die konvektive Kühlung (Wasser und Luft) wird gemessen und ausgewertet; die Strahlungsverluste können jedoch nicht ohne größeren Aufwand gemessen werden. Auch ohne eine Korrektur der Temperatur können die Injektoren, die Brennstoffe und Betriebskonzepte auf relativer Skala miteinander verglichen werden.

4.4 Videokameras

Am Prüfstand werden mehrere Videokamerasysteme eingesetzt, die die Flamme, die Einbauten in den optisch zugänglichen Druckbehälter (d.h. Brenner, Brennkammer, usw.) und den Prüfstand an sich überwachen und so dazu beitragen, einen visuellen Eindruck der Verbrennung zu gewinnen und einen sicheren Betrieb zu gewährleisten. Mehrere dieser nicht wissenschaftlichen Kameras (Bosch VBN-4075-C51, $1/1''$, 720TVL; Thorlabs

ThorCam CS165CU) sind auf die Flammen ausgerichtet und vermitteln ein kontinuierliches Bild der Wärme-freisetzung. Bei Betriebszuständen mit Erdgas(anteilen) im Brenngas registrieren diese Kameras ohne spektrale Filterung hauptsächlich das Leuchten des CH* Radikals, das im blauen Spektralbereich emittiert. Bei Flam-men mit 100 % Wasserstoff wird die Strahlung des Wassers im roten Spektralbereich und gleichzeitig ein spektral breiter Untergrund aufgenommen; das Auge sieht in dem Fall wieder ein bläuliches Leuchten. Dieses breitbandige Leuchten kann und wird (neben OH*) als qualitativer Marker für die Lage der Flamme genutzt. Außerdem zeichnen die Beobachtungskameras jede Emission auf, die durch Glühen von Metalloberflächen aus-geht. Um das Flammenverhalten an der Mischrohrspitze zu beobachten, wurden zudem einfache Videos aus verschiedenen Winkeln aufgenommen.

4.5 Dynamische Druckmessungen

Druckpulsationen wurden mit einem schnellen (10kHz) Druckaufnehmer, spezifiziert für den Messbereich 0–50 bar, gemessen (Kistler, Modell 4045A50 Piezo-resistiver Absolutdrucksensor) für den Messbereich 0–50 bar. Die Signale wurden anschließend verstärkt (Kistler, Modell 4603B00 Verstärker) und mit einer Abtastrate von 20 kHz aufgezeichnet.

Die Messungen wurden durch einen Messflansch durchgeführt, der anstelle eines der kürzeren Fenster am Ende der Brennkammer eingebaut war. Von dieser Messstelle aus wurde ein Edelstahlrohr mit einem Durchmesser von 6 mm durch den Abschlussflansch geführt. Der Sensorkopf selbst befand sich außerhalb des Druckgehäuses. Aufgrund der Messung der Druckpulsationen am Ende des Rohres kommt es zu einer frequenzabhängigen Dämpfung des Signals über die Rohrlänge. Empirische Untersuchungen ergaben, dass Frequenzen > 1000 Hz am stärksten gedämpft werden. Eine Kalibrierung zur Ermittlung der tatsächlichen Transferfunktion wurde in diesem Fall nicht durchgeführt, da relativ vergleichbare Pulsationsinformation als ausreichend angesehen wurde.

4.6 Auswertung der Betriebspunkte

Die Betriebsbedingungen am Prüfstand HBK-S werden kontinuierlich aufgezeichnet und gespeichert. Dabei werden alle Daten der Standardinstrumentierung am Druckmodul und am Versuchsträger wie z.B. Massenströme, Absolutdrücke, Differenzdrücke oder Temperaturen gleichzeitig verarbeitet. Darüber hinaus werden Informationen über Beginn und Ende eines Betriebspunktes sowie Kommentare des Versuchsingenieurs und der Versuchsleitung abgespeichert.

Am Ende der Messkampagne werden alle Betriebspunkte in einem nachgelagerten Bearbeitungsschritt unter Verwendung einiger spezieller Parameter wie z.B. Druck, Abgaskonzentrationen, Luftzahl und Massenströme ausgewertet und in weiteren Auswerteroutinen, wie z.B. einer Mittelwertbildung, verarbeitet. Dabei werden die Daten für jeden Betriebspunkt auf ausreichende Anzahl, begrenzte Schwankungen und Konsistenz hinsicht-lich Soll- und Istwerten überprüft. Bei Abweichungen werden gegebenenfalls die Start- und Stopzeiten des jeweiligen Betriebspunktes angepasst und die Auswertung erneut durchgeführt. In der Ergebnistabelle werden für alle Betriebspunkte jeweils Mittelwert und Standardabweichung der einzelnen Messwerte angegeben. Die adiabate Flammentemperatur sowie das tatsächliche Verhältnis von Oxidator zu Brennstoff wird aus Gleich-gewichtsberechnungen mittels der Bibliothek thermodynamischer Daten in Cantera [6] berechnet.

4.7 Wasserabsorptionsspektroskopie

Bei der Laser-Absorptionsspektroskopie wird die Abschwächung der Intensität eines Laserstrahls durch Atom-oder Molekülabsorption gemessen. Bei Verwendung eines schmalbandigen Lasers ist diese Methode sehr selektiv. Der infrarote Spektralbereich ist besonders geeignet, da dort alle verbrennungsrelevanten, heteronuklearen

Moleküle Absorptionsbanden aufweisen. Als Laser bieten sich durchstimmbare Diodenlaser an. Diese sind äußerst schmalbandig und vergleichsweise günstig. Im nahen Infrarotbereich besteht zudem die Möglichkeit den Laserstrahl durch Lichtleiter in der Nähe des gewünschten Messortes innerhalb des Druckgehäuses zu führen, was wichtig ist, um Absorption außerhalb der Brennkammer zu minimieren .

Werden nicht nur eine, sondern zwei Absorptionslinien eines Moleküls mit unterschiedlicher Grundzustandsenergie gemessen, so besteht die Möglichkeit über das Besetzungsverhältnis der jeweiligen Niveaus (bestimmt durch die sog. Boltzmannverteilung) die Temperatur zu bestimmen. Für die vorliegenden Untersuchungen wurden die Linien von Wasser bei 1391,7 nm ($7185,6\text{ cm}^{-1}$) und 1469,3 nm ($6806,0\text{ cm}^{-1}$) ausgewählt. Diese Linien sind relativ frei von Interferenzen durch andere Absorptionslinien und wurden bereits erfolgreich für derartige Messungen eingesetzt[5]. Zudem liegt der Wellenlängenbereich im nahen Infrarot, welches einen komplett fasergekoppelten Aufbau ermöglicht.

Am Hochdruckprüfstand HBK-S ergeben sich für den Einsatz von Absorptionsspektroskopie einige Herausforderungen. Durch den hohen Druck verbreitern sich die Absorptionslinien. Dies erschwert die selektive Detektion einzelner Absorptionslinien. Der optische Zugang ist über Quarzglasfenster für den UV und sichtbaren Wellenlängenbereich optimiert. Das verwendete Quarzglas kann nur begrenzt im Infrarotbereich für Laserdiagnostik eingesetzt werden. Zudem werden am HBK-S neben den drucktragenden Fenstern auf jeder Seite jeweils zwei Brennkammerfenster eingesetzt. Da diese Fenster planparallele Flächen haben ergeben sich vor allem im infraroten Spektralbereich teilweise sehr starke Interferenzmuster (sog. Etalon-Strukturen). Werden mehrere Fenster eingesetzt überlagern sich diese Strukturen und können damit eine Messung unmöglich machen. Daher wurden die Laserstrahlen über eine Faser-Druckdurchführung in die Brennkammer geführt anstatt über die Druckfenster des Prüfstands. Es wurden zwei verschiedene Durchführungen getestet. Eine kommerzielle Lösung von TKE [1], bei welcher die Fasern in eine Graphitdichtung gepresst werden. Diese Durchführung wurde ursprünglich für Thermoelemente entwickelt. Als zweiter Ansatz wurden die Lichtleiter in ein 20 cm langes Edelstahlrohr mit Hilfe von Sauereisen-Zement Nr. 8 eingeklebt. Das Rohr kann dann mit einer Rohrverschraubung installiert werden. Durch die teilweise hohen Temperaturen in der Brennkammer war es notwendig Polyimid-beschichtete Hochtemperaturfasern zu verwenden, die bei Temperaturen bis 350°C eingesetzt werden können (Thorlabs, FG400LEP). Es wurden zudem verkürzte Kühlglassfenster eingesetzt, so dass auf jeder Brennkammerseite nur noch ein Fenster passiert werden musste.

Ziel war die Beobachtung eines Flammenrückschlags in das Mischrohr (siehe Abbildung 4.7). Dies würde zu einem Anstieg von Wasserkonzentration und Temperatur im austretenden Jet hinter der Düse führen.

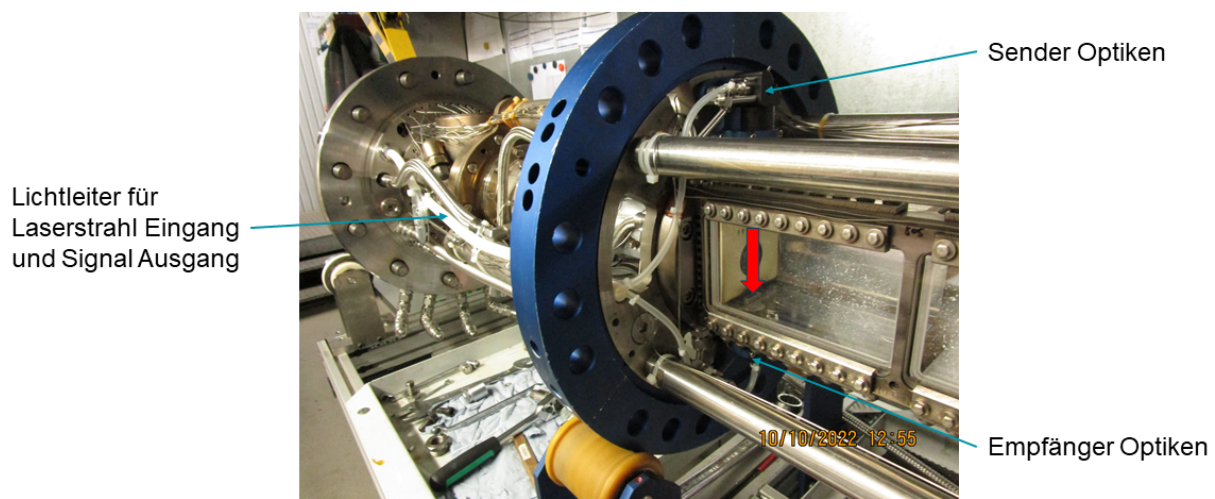


Abbildung 4.7: Foto des experimentellen Aufbaus zur Wasserabsorptionsspektroskopie am Versuchsträger.

Die Messungen wurden daher sehr nah an der Brennerstirnplatte durchgeführt. Der Laserstrahl wurde hinter der Faser daher zunächst rekollimiert (Thorlabs, F230APC-1310, $f = 4,59$ mm) und dann mit zwei konkaven Zylinderlinsen (Thorlabs, LK1395L1-C, $f = -4$ mm) und einer konvexen Zylinderlinse (Thorlabs, LJ1695RM-C, $f = +50$ mm) zu einem Laserlichtband von ca. 25×1 mm² aufgeweitet. Das Laserlichtband sollte die Detektion eines Flammenrückschlags über die gesamte Breite des Messrohres ermöglichen. Auf der anderen Seite der Brennkammer wurde das Lichtband mit Hilfe einer Sammellinse (Thorlabs, F810SMA-1310, $f = 36,90$ mm) in einen weiteren Lichtleiter eingekoppelt.

4.8 OH* Chemilumineszenz (OH*-CL)

Bei der OH*-Chemilumineszenz wird das Eigenleuchten des elektronisch angeregten OH*-Radikals detektiert, das beim Relaxieren ein Photon aussendet. Die Signalstärke der OH*-Chemilumineszenz hängt vor allem von der Konzentration des OH*-Radikals ab. Die Hochstellung * bezeichnet dabei den elektronisch angeregten Zustand. Diese Radikale werden durch chemische Reaktionen bei der Verbrennung gebildet, vor allem über die Reaktionspfade $CH + O_2 \rightarrow OH^* + CO$ [4] bei der Verbrennung von Kohlenwasserstoffen und $H + O + M \rightarrow OH^* + M$ [8] bei Wasserstoffverbrennung im Bereich der größten Wärmefreisetzung. Aufgrund der kurzen Lebensdauer des OH* bei den vorliegenden Drücken kommt es nur in der Flammenzone zur Chemilumineszenz, weshalb sich diese Messtechnik für die Bestimmung der Form und Lage der Flammenzone eignet [16].

Die Chemilumineszenz wurde mit zwei Kameras aufgenommen (LaVision Imager sCMOS, 1280×1080 Pixel), die jeweils mit einem Bildverstärker ausgerüstet waren (LaVision IRO) und deren Beobachtungsrichtung um 90° versetzt zueinander war. Die eine Kamera blickte über einen Umlenkspiegel von oben auf die Brennkammer und war mit einem UV Objektiv (UV-Nikkor, Brennweite $f = 105$ mm) und einem Bandpassfilter ausgerüstet (312 ± 15 nm). Die andere Kamera blickte direkt von der Seite auf die Brennkammer und war ebenfalls mit einem UV Objektiv (Halle Nachf., Brennweite $f = 64$ mm) und dem gleichen Bandpassfilter ausgerüstet. Die Kameras waren auf einem 3-achsigen Verschiebetischsystem aufgebaut und konnten so simultan zur Beobachtungen aller Brennkammerabschnitte verfahren werden.

Mit beiden Kamerasystemen wurden an jedem Betriebspunkt und jeder Messposition mindestens 200 Einzelbilder mit einer Wiederholrate g von $10 \text{ Hz} \leq g \leq 40 \text{ Hz}$ aufgenommen. Die Bilder wurden korrigiert durch Subtraktion eines Hintergrundbildes und Skalierung mit der Sensitivitätsverteilung des Verstärkers bzw. des Chips. Weiterhin wird ein gleitendes Minimum als Hintergrund abgezogen. Das gemittelte Signal aus allen Einzelbildern ergibt die typische Form und Lage der Flammenzone ohne turbulente Schwankungen. Die Standardabweichung des Signals einer Bilderserie dagegen zeigt die Bereiche der größten Fluktuationen. Die OH*-CL Bilder aus der ersten und der zweiten Fensterreihe wurden separat aufgenommen und in der Nachbearbeitung zusammengefügt. Die Falschfarben-Skalen für die Intensität der OH*-CL in den hier gezeigten Bildern sind entweder auf das Maximum der einzelnen Bilder oder ein gemeinsames Maximum normiert, wie jeweils in den Bildunterschriften angegeben. Ein Beispiel für ein zusammengesetztes Bild aus den beiden Fensterreihen ist in Abbildung 4.8 dargestellt.

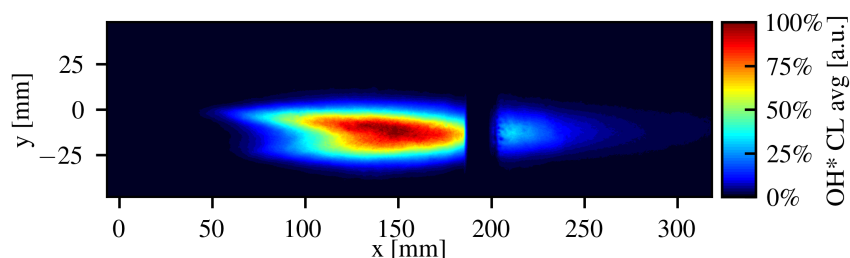


Abbildung 4.8: Gemittelttes Bild der OH*-CL einer typischen unipilotierten Wasserstoffflamme aus zwei zusammengesetzten Teilbildern. Beide Teilbilder wurden auf das gleiche Maximum skaliert.

4.9 Hochgeschwindigkeitsaufnahmen

Neben den in Kapitel 4.8 beschriebenen OH*-CL-Aufnahmen, wurde zudem Hochgeschwindigkeitsaufnahmen mit einer bildverstärkten Kamera mit hoher Wiederholrate (1 und 5 kHz) eingesetzt, um die Bewegung der Flammenwurzel und die Ausdehnung der Flammen vor und während Rückschlagereignissen in der Brennkammer oder im Mischrohr zu detektieren (LaVision HS Kamera 5 SN VC13-0105 mit LaVision Highspeed IRO SN VZ08-0164). Dafür wurden ein UV Objektiv (Halle Nachf., Brennweite $f = 64 \text{ mm}$) und ein Bandpassfilter ($312 \pm 15 \text{ nm}$) verwendet. Der Bildausschnitt wurde so gewählt, dass der optisch zugängliche Bereich des Mischrohres vollständig beobachtet werden konnte.

4.10 Strömungsvisualisierung - Particle Image Velocimetry (PIV)

Das Strömungsfeld mit zwei Komponenten wurde mittels PIV stromab der Einzeldüse in mehreren Schnittebenen durch die Brennkammer vermessen. Außerdem wurde erprobt, ob das Strömungsfeld innerhalb des optischen Mischrohres gemessen werden kann. Bei der PIV-Methode werden lokale Geschwindigkeiten des Fluids bestimmt, indem die Verschiebung kleiner Partikel in zwei Bildern mit bekanntem Zeitabstand ausgewertet werden. Dafür werden die Partikel zweimal mit einem gepulsten Laserlichtband in geeignetem Zeitabstand beleuchtet und mit einer Kamera abgebildet.

Für die Erzeugung der Laserpulse wurde ein blitzlampengepumptes Nd:YAG Doppelpuls-Lasersystem verwendet (InnoLas Spitlight 600, Pulsrate 50 Hz, $\lambda = 532 \text{ nm}$, Pulsenergie $2 \times \approx 320 \text{ mJ}$, Pulsdauer $< 10 \text{ ns}$). Mit antireflex-beschichteten Zylinderlinsen wurde der Laserstrahl zu einem Laserlichtband mit ca. 40 mm Breite für detailliertere Messungen am metallischen und gläsernen Mischrohr bzw. 120 mm Breite für globale Messungen nur am metallischen Mischrohr geformt und über Spiegel senkrecht durch die Brennkammer geleitet, siehe Abbildung 4.9. Die Dicke des Laserlichtbandes in der Brennkammer war etwa 2 mm, was der räumlichen Auflösung senkrecht zum Lichtband entspricht.

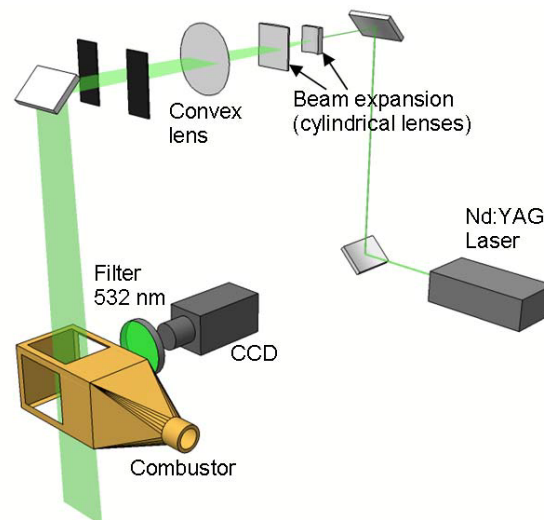


Abbildung 4.9: Schematische Darstellung des Aufbaus für die PIV-Messungen.

Das Streulicht von den Partikeln bei Bestrahlung mit Laserlicht wurde mit zwei Doppelbild-Kameras aufgenommen (LaVision Imager sCMOS & LaVision Imager Pro X), die zusammen mit den Laserpulsen getriggert wurden. Die LaVision Imager sCMOS weist eine Auflösung von $2560 \times 2160 \text{ Pixel}^2$ auf und war mit einem Hama-Objektiv (Brennweite 100 mm) und einem schmalbandigen Interferenzfilter für 532 nm ausgestattet, um den störenden Einfluss breitbandiger Strahlungsquellen von der Flamme zu unterdrücken. Das abgebildete

Beobachtungsfeld hatte eine Größe von $119 \times 75 \text{ mm}^2$ ($2332 \times 1472 \text{ Pixel}^2$) und eine räumliche Auflösung von 19,6 Pixel/mm. Das Beleuchtungsfeld wurde zusätzlich durch Blenden eingegrenzt, um Laserreflexe von Oberflächen der Brennkammer abzublenden. Die LaVision Imager Pro X wurde auch verwendet, um einen detaillierteren Ausschnitt nahe der Düse des metallischen Mischrohr zu beobachten. Die Kamera weist eine Auflösung von $1600 \times 1200 \text{ Pixel}^2$ auf und war mit einem Nikon-Objektiv (Brennweite 200 mm) ausgestattet und ebenfalls einem Interferenzfilter für 532 nm. Hier hat das Beobachtungsfeld eine Größe von $36 \times 61 \text{ mm}^2$ ($932 \times 1578 \text{ Pixel}^2$) und eine räumliche Auflösung von 25,9 Pixel/mm.

In einem Wirbelschicht-Seeder wurde ein Luftstrom mit Titandioxid-Partikeln (Durchmesser $1 \mu\text{m}$) angereichert und der Verbrennungsluft des Brenners nach Bedarf zugegeben. Die partikelbeladene Luft strömte nur während der PIV-Messungen, da die Partikel die Transmission der Brennkammerfenster stark beeinträchtigen. Die Wiederholrate der Messungen lag bei 10 Doppelbildern pro Sekunde. Dafür wurde der Laser auf einen Arbeitszyklus von 20 % eingestellt. Für jede Serie wurden 200 Doppelbilder aufgenommen. Die Zeit zwischen den beiden Laserpulsen bzw. Doppelbildern war $5 \mu\text{s}$ für den Brennkammerausschnitt und $2,4 \mu\text{s}$ für den detaillierten Ausschnitt. Bei den Messungen mit reagierender Strömung wurde diese Zeit für den Brennkammerausschnitt auf $4 \mu\text{s}$ reduziert, um bei etwas höheren Strömungsgeschwindigkeiten die Genauigkeit beizubehalten. Für das optische Mischrohr wurde nur die Imager sCMOS eingesetzt, aber sonst ein vergleichbarer Aufbau verwendet. Die Details zur Position des Beobachtungsfeldes und Positionen der Messebenen sind in Abbildung 4.10 dargestellt.

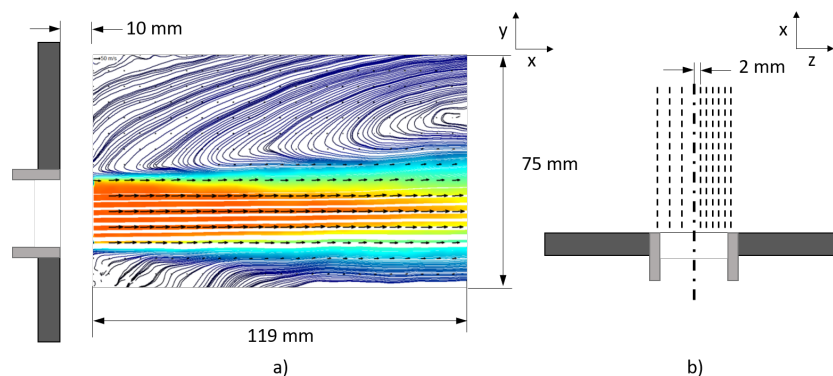


Abbildung 4.10: Schematische Darstellung der PIV-Messebenen in a) der Seitenansicht mit Position des Beobachtungsfeldes und b) der Draufsicht der Mischrohraustrittsströmung mit eingezeichneten Messebenen in z-Richtung.

In den PIV-Bildern wurden zunächst Störsignale durch Lichtreflexe und Fensterverschmutzung, die die Geschwindigkeitsbestimmung verfälschen würden, mittels Abzug einer gleitenden Mittelung herausgefiltert. Bereiche mit starken Störsignalen, in denen keine Geschwindigkeiten bestimmt werden können, wurden dabei maskiert. Anschließend wurden aus den Doppelbildern die Geschwindigkeitsfelder mittels kommerzieller Software (LaVision DaVis 8.4) bestimmt. Die instantanen Strömungsfelder im Einzelbild wurden mithilfe einer mehrstufigen Kreuzkorrelation mit einem finalen Interrogationsfenster mit einer Größe von $24 \times 24 \text{ Pixel}^2$ berechnet. Daraus ergab sich eine räumliche Auflösung der Geschwindigkeitsvektoren von 1,2 mm für den Brennkammerausschnitt und 0,9 mm für den detaillierteren Ausschnitt in der Ebene des Lichtbandes und von 2 mm senkrecht zum Lichtband, wie oben erwähnt. Die Interrogationsfenster waren zu 50 % überlagert, so dass die Abstände zwischen den Vektoren 0,6 mm für den Brennkammerausschnitt und 0,45 mm für den detaillierteren Ausschnitt betragen (die räumliche Auflösung bleibt durch die Überlagerung unverändert). Anschließend wurden die Vektorfelder gefiltert nach fehlerhaften Vektoren, die teilweise durch interpolierte Vektoren ersetzt wurden. Die instantanen Einzelbilder wurden gemittelt, um das mittlere Strömungsfeld ohne turbulente Strukturen zu erhalten; die Standardabweichung $\sigma_v = (1/2 (\sigma_{vx} + \sigma_{vy}))^{1/2}$ der Einzelbilder ergibt Aufschluss über die Bereiche und Größe der Geschwindigkeitsfluktuationen. Ein Minimum von 100 Einzelbildern wurden an jeder Position definiert, um eine ausreichende Statistik für den Mittelwert und die Standardabweichung zu erhalten.

Wie die meisten laserdiagnostischen Messverfahren werden die PIV-Messungen durch die Bedingungen am Hochdruckprüfstand erschwert. Zeitliche Schwankungen der Temperatur und Dichte wirken sich auf die Planheit und Homogenität des Laser-Lichtbandes aus. Hinzu kommt die abnehmende Transmission der Brennkammerfenster durch die hohe thermische Belastung. Diese Degradierung der Fensteroberflächen wird durch den Einsatz von PIV-Partikeln noch zusätzlich beschleunigt. Das Problem dabei ist neben der verminderten Transmission auch die Zunahme von Streulicht von den Fensteroberflächen in derselben Wellenlänge wie das Streulicht von den Partikeln, was im Verlauf der Messungen zu einer kontinuierlichen Verschlechterung des Verhältnisses von Signal zu Rauschen und damit einer verminderten Qualität der Messungen führt. In manchen Fällen waren die für ein einzelnes Bildpaar berechneten Kreuzkorrelationen dadurch so fehlerhaft, dass keine momentanen Geschwindigkeitsfelder bestimmt werden konnten. Für die Bestimmung des mittleren Geschwindigkeitsfelds wurde dieses Problem umgangen, indem die Methode der „Ensemble-Korrelation“ (sum of correlation, SOC) angewendet wurde. Bei dieser Methode werden zunächst die Kreuzkorrelationen aller einzelnen PIV-Bildpaare aufsummiert und anschließend das Vektorfeld berechnet [15, 19]. Die so berechneten Geschwindigkeitsfelder sind praktisch äquivalent zum zeitlichen Mittelwert des Strömungsfeldes.

4.11 Abgassonden und -analyse

Die Abgaszusammensetzung wurde gemessen, indem das Abgas mit einer Sonde aus der Brennkammer entnommen wurde, dargestellt in Abbildung 4.11. Die Sonde hatte drei getrennte Bohrungen zur Probeentnahme an unterschiedlichen Positionen: 4 mm, 14 mm und 29 mm. Die axiale Position lag bei 765 mm von der Brennerstirnplatte entfernt.



Abbildung 4.11: *Abgassonde am Ende der Brennkammer mit unterschiedlichen Positionen der Löcher zur Probeentnahme.*

Durch die drei unabhängigen Leitungen konnte das Abgas entweder jeweils einzeln (Messungen nacheinander) oder zusammen (gemischt und integral gemessen) zum Messgerät geleitet werden. Das Abgas wurde am Eingang der Sondenlöcher durch einen Druckabfall und durch einen Aufprall auf eine kalte Wand gequenchet. In diesem Bericht sind nur Ergebnisse integraler Messungen dargestellt.

Die Abgasanalyse erfolgt während des Betriebs mit einem System der Firma ABB, das die Abgase über einen Kühler leitet und danach trocken misst. Das System wird jeden Tag vor und nach den Messungen kalibriert, um Abweichungen und Messungenauigkeiten vorzubeugen. Während des Betriebs werden die Werte der Abgasanalyse automatisch in einem Intervall von 5 s gespeichert.

Folgende Spezies mit den entsprechenden Messbereichen werden gemessen:

- NO 25/250 ppm, SO₂ 35/350 ppm, NO₂ 125 ppm (Limas 11-UV)
- CH₄ 10/100/1000/10000 ppm (Multi-FID 14)

- CO 500/2500 ppm, CO 20/200 ppm, CO₂ 5/20 %_{vol} (Uras 14)
- O₂ 10/15/25/100 %_{vol} (Magnos 16)

Das Analysesystem ist über beheizte Leitungen mit den Sonden in der Brennkammer verbunden. Die in diesem Bericht angegebenen Konzentrationen der Emissionen wie CO und NO_x wurden auf eine normalisierte Sauerstoffkonzentration von 15 % O₂ im Abgas umgerechnet.

4.12 Erdgasanalyse

Am Prüfstand HBK-S ist in der Zuleitung ein auf Gaschromatografie basierendes Messsystem installiert, das die Erdgaszusammensetzung alle 5 Minuten misst, um so Änderungen in der Zusammensetzung und dem kalorischen Heizwert im Betrieb berücksichtigen zu können.

5 Ergebnisse

In diesem Kapitel werden zunächst die Parameterbereiche der durchgeführten Experimente vorgestellt und allgemeine Phänomene stabiler Erdgas- und Wasserstoffflammen an der untersuchten Einzeldüsenkonfiguration beschrieben. Anschließend werden die systematische Ermittlung der Betriebsgrenzen und die Beobachtungen von Flammenrückschlägen anhand der Messungen mit dem optischen Mischrohr sowie die Untersuchung von Einflussparametern exemplarisch wiedergegeben. Im Anschluss werden die parametrischen Untersuchungen mit dem metallischen Mischrohr beschrieben und auf die Wirksamkeit der Flammenrückschlagsverhinderungs-vorrichtung zur Erweiterung der Betriebsgrenzen eingegangen. Das Kapitel endet mit der Vorstellung der Ergebnisse der Strömungsfeldmessungen und der Wasserabsorptionsspektroskopie.

5.1 Ablauf der Messungen und stabile Betriebszustände

Die Parameter der Betriebspunkte wurden anhand des Brennkammerdrucks, der Düsenaustrittsgeschwindigkeit bezogen auf die Luftmenge, der Luftvorheiztemperatur, der Luftzahl, des Wasserstoffanteils im Brennstoff sowie der Brennerkonfiguration definiert. In Tabelle 5.1 ist eine Übersicht der untersuchten Bereiche der Hauptbetriebsparameter zusammengestellt; in der Tabelle wird nicht zwischen metallischem und optischem Mischrohr unterschieden. Die Betriebszustände wurden zur Identifikation in folgendem Format angegeben: [p080_v110_T450_L280_H100_opt]. Dabei steht jede Komponente für eine bestimmte Größe: Der Druck (p) in bar multipliziert mit 10 ($p = 8$ bar entspricht p080), die Luftgeschwindigkeit (v) in m/s, die Luftvorheiztemperatur (T) in °C, die Luftzahl (L) multipliziert mit 100, der volumetrische Wasserstoffanteil (H) im Brennstoff sowie in diesem Beispiel das optische Mischrohr in der Konfiguration bündig mit der Brennerstirnplatte.

Parameter	Zeichen	Einheit	Bereich
Druck	p	[bar]	4 ... 16
Eintrittstemperatur	T_{in}	[°C]	250 ... 550
Jetgeschwindigkeit	v_{jet}	[m/s]	50 ... 150
Flammentemperatur	T_{ad}	[°C]	1365 ... 2214
Stöchiometrie	λ		1,2 ... 2,7
Wasserstoffanteil	H_2	[%]	0 ... 100

Tabelle 5.1: Übersicht über die Betriebsbedingungen für beide Mischrohrarten.

Zu Beginn wurden zur Charakterisierung des Brenners mehrere Versuchstage genutzt, um mit Erdgas und Wasserstoff Variationen der Flammentemperatur durch Änderung der Brennstoffmenge (λ -Sweeps) durchzuführen und dabei die Flammenlage, die Abgasemissionen und die Thermoakustik aufzunehmen, zusammen mit allen Massenströmen, Drücken, Differenzdrücken, Medien- und Materialtemperaturen (Thermoelemente). Für die Auswertung wurden die Betriebsparameter an stabilen Betriebszuständen über mindestens zwei Minuten gemittelt. Die Zusatzeinrichtung zur Vermeidung von Flammenrückschlägen war mit einem hohen Spülluftanteil in Betrieb. Es kam dabei zu keinen Flammenrückschlägen oder Selbstzündungen im Mischrohr.

Anschließend wurden für die Ermittlung der Betriebsgrenzen Versuchsreihen mit dem Ziel durchgeführt, Flammenrückschläge systematisch herbeizuführen (siehe dazu die folgenden Abschnitte). Die Betriebsgrenzen wurden für unterschiedliche Betriebsbedingungen im oben genannten Parameterfeld sowohl mit dem optischen Mischrohr (ohne Zusatzeinrichtung zur Flammenrückschlagsvermeidung) als auch mit dem metallischen Mischrohr ermittelt, wobei bei Verwendung des metallischen Mischrohrs zusätzlich die Spülluft in einem weiten Bereich variiert wurde (von Maximum bis Null).

Die Zündung erfolgte mit vorgeheizter Luft und Erdgas bei atmosphärischem Druck. Der Brenner wurde für die Versuchsreihen mit Erdgas auf die gewünschten zu untersuchenden Betriebsbedingungen gefahren (Druck, Eintrittstemperatur, Jetgeschwindigkeit). Die Erdgasflamme hatte in der Regel eine Flammentemperatur um 1700 °C, bevor der Brennstoff schrittweise auf 100 % Wasserstoff umgestellt wurde. Während der Umstufung wurde die Flammentemperatur mit steigendem Wasserstoffanteil auf niedrige bis sehr niedrige Werte < 1400 °C abgesenkt (steigende Luftzahl λ). Anschließend erfolgte eine stufenweise Erhöhung der Flammentemperatur der Wasserstoffflamme; die Schrittweite der Stufen war in den meisten Fällen $\Delta\lambda = -0,1$. Jeder Schritt wurde entweder als eigener Betriebspunkt definiert und alle Standardmesstechniken angewandt, oder es wurde mehrere Minuten gewartet, während die Betriebsparameter konstant blieben. Erfolgte in der Wartezeit kein Flammenrückschlag, wurde die Messreihe fortgesetzt.

Typische Bilder der Flammenlage aus den Messungen der OH*-CL, die durch dieses Vorgehen entstanden, sind in Abbildung 5.1 zu sehen; für Abbildung 5.1 wurden exemplarisch 3 Betriebszustände aus einer Reihe eines λ -Sweeps ausgewählt. Dargestellt sind gemittelte (linke Spalte) OH*-CL-Bilder von Wasserstoffflammen zusammen mit den Fluktuationen (Standardabweichung der Signalintensitäten über alle Einzelbilder, rechte Spalte) bei einem Brennkammerdruck von 8 bar in einem Flammentemperaturbereich von 1365–1581 °C. Mit steigender Temperatur nimmt die Signalintensität der OH*-CL aufgrund der erhöhten Wärmefreisetzung und der damit verbundenen Zunahme der OH* Konzentration zu. Die Wasserstoffflammen zeigen im Verlauf

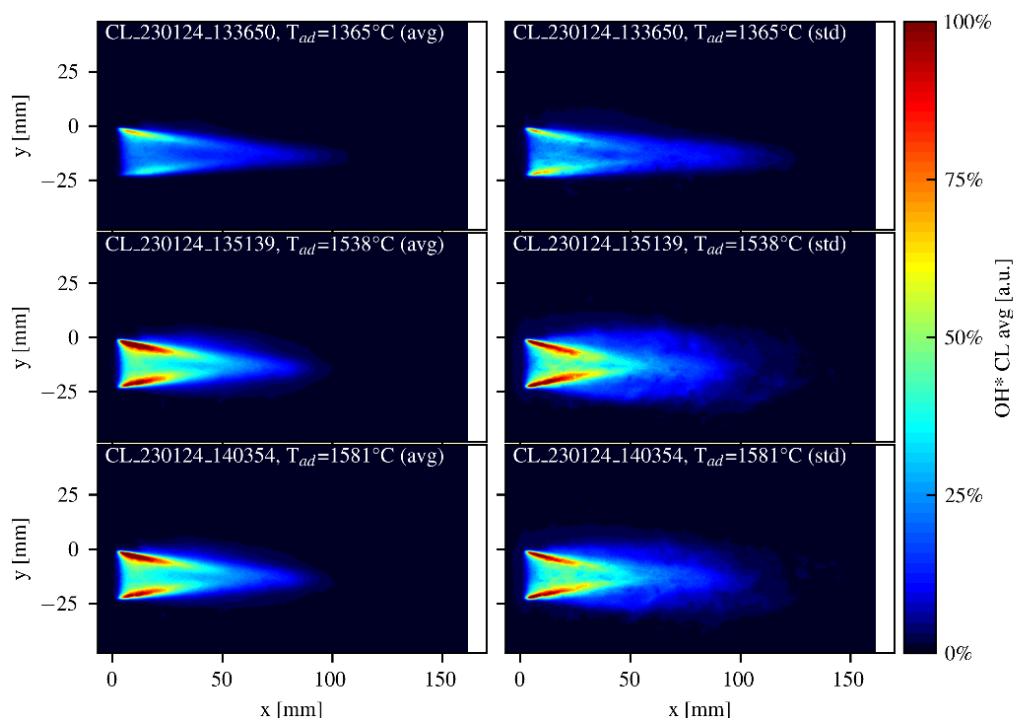


Abbildung 5.1: Flammenlage von Wasserstoffflammen bei steigender Flammentemperatur, OH*-CL Aufnahmen. Linke Reihe: Mittelwertbilder (avg). Rechte Reihe: zugehörige Standardabweichung (std). Alle Bilder auf ein Maximum skaliert. Bilder der Schwankung mit Faktor 3 multipliziert.

der Reihe keine signifikanten Änderungen ihrer Form; sie sind im Mittel durchgehend kegelförmig und heben kaum vom Mischrohrende ab. Anfänglich liegen sie auf der der großen Rezirkulationszone zugewandten Seite geringfügig näher an der Düse (siehe Abb.4.10 zum Strömungsfeld). Die Länge der Flammen nimmt nur gering ab. Die Gebiete maximaler Intensität liegen nahe bzw. in der Scherschicht; die Kegelspitze zeigt deutlich geringere Intensitäten. Ebenso sind die Fluktuationen in der Scherschicht am höchsten. Man sieht für die Flammen mit höherer Temperatur, dass sich die Gebiete der Fluktuationen an der Kegelspitze verbreitern.

Im vieldimensionalen Parameterraum (Druck, Eintrittstemperatur, Jetgeschwindigkeit, Mischrohrart, ggf. Spül-luftmenge) wurden hunderte derartige Flammenzustände stabilisiert und untersucht. Bei keinem der Betriebszustände traten signifikante thermoakustische Instabilitäten auf; die Amplituden der gemessenen Druckpulsationen blieben für alle Einzeldüsenuntersuchungen unterhalb gängiger Grenzwerte.

5.1.1 Erdgasflamme und Wasserstoffflamme

Der stabile Betrieb mit Erdgas beziehungsweise Wasserstoff im Vergleich ist in Abbildung 5.2 beispielhaft an Flammen mit metallischem Mischrohr mit Videostandbildern gezeigt. Man erkennt oben für den reinen Erdgasbetrieb eine abgehobene Flamme, die ohne den Pilotbrenner durch den Rücktransport heißen Abgases in der Rezirkulationszone stabilisiert ist. Auf der Seite der Rezirkulation liegt der Flammenfuß weiter stromauf, die Flamme beginnt in der Scherschicht zwischen Frischgas und rezirkuliertem Abgas. Im reinen Wasserstoffbetrieb ist die Flamme kegelförmig, deutlich kürzer und sitzt fast vollständig auf der Düsenmündung auf. Die Flamme erscheint blasser durch das Fehlen der CH*-Chemilumineszenz.

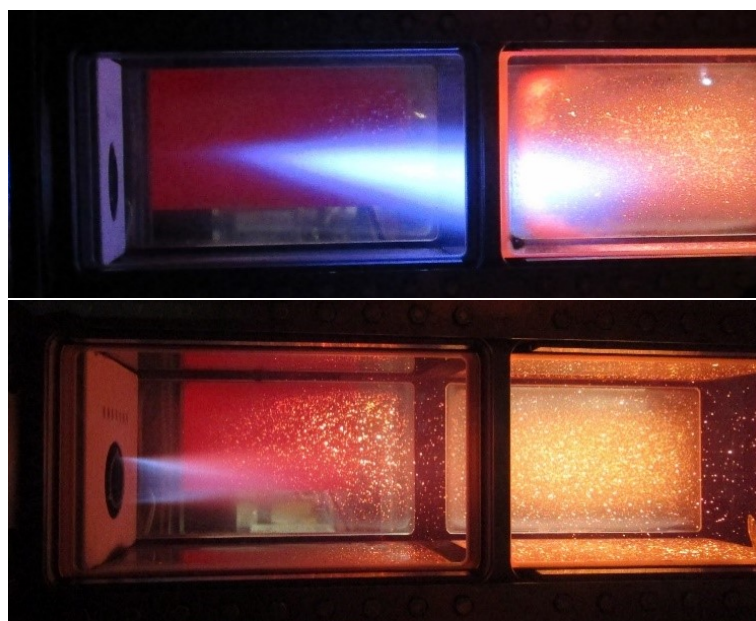


Abbildung 5.2: Videostandbilder einer abgehobenen Erdgasflamme (oben) und einer Wasserstoffflamme (unten) im jetstabilisierten Einzeldüsenbrenner.

5.1.2 Übergang von Erdgas zu Wasserstoff bei konstanter Luftzahl

Um die charakteristischen Unterschiede zwischen Erdgas- und Wasserstoffflammen detaillierter herauszuarbeiten, wurden Flammen mit unterschiedlichen Anteilen von Wasserstoff und Erdgas untersucht, wobei bestimmte Parameter wie die Luftzahl oder die adiabate Flammentemperatur möglichst konstant gehalten wurden.

In Abbildung 5.3 ist ein Übergang der Verbrennung von hohem Erdgasanteil zu hohem Wasserstoffanteil mit konstanter Luftzahl $\lambda = 1,5$ bei einem Brennkammerdruck von 8 bar und einer Luftvorheiztemperatur von $450\text{ }^\circ\text{C}$ dargestellt. Die Flammen zeigen im Verlauf der Reihe eine signifikante Änderung ihrer Form: Während die erdgasreichere Flamme eine deutliche Abhebung vom Mischrohrende aufweist, nimmt die Abhebehöhe mit steigendem Wasserstoffanteil ab. Dagegen nimmt die Länge der Flamme mit steigendem Wasserstoffanteil zu. Die erwähnte Kegelform der Flamme lässt sich mit zunehmendem Wasserstoffanteil deutlicher erkennen. Trotz der konstanten Luftzahl nimmt die Intensität zu, da die Wärmefreisetzung mit steigendem Wasserstoffanteil zunimmt. Auch die Gebiete maximaler Intensität ändern sich mit zunehmendem Wasserstoffanteil: Während die Region maximaler Intensität in der erdgasreichen Flamme nur im Zentrum des Jets zu finden ist, verteilt sich diese mit steigendem Wasserstoffanteil auch weiter stromauf in die Scherschicht.

Die beiden Diagramme in Abbildung 5.3 zeigen, wie sich die Schadstoffemissionen von CO und NO_x sowie die adiabate Flammentemperatur mit steigendem Wasserstoffanteil verändert haben. Die Flammentemperatur nimmt mit steigendem Wasserstoffanteil zu, was die beobachtete Zunahme der NO_x -Emissionen erklärt. Die CO-Emissionen nehmen in dem hier dargestellten Bereich hoher Flammentemperaturen mit steigendem Wasserstoffanteil zu, wobei die Steigung der Kurve deutlich kleiner wird. Mit weiter steigendem Wasserstoffanteil nehmen die CO-Emissionen jedoch wieder ab, bis bei 100 % Wasserstoff mangels Kohlenstoff kein CO mehr gebildet und emittiert wird, wie nachfolgend noch zu sehen ist.

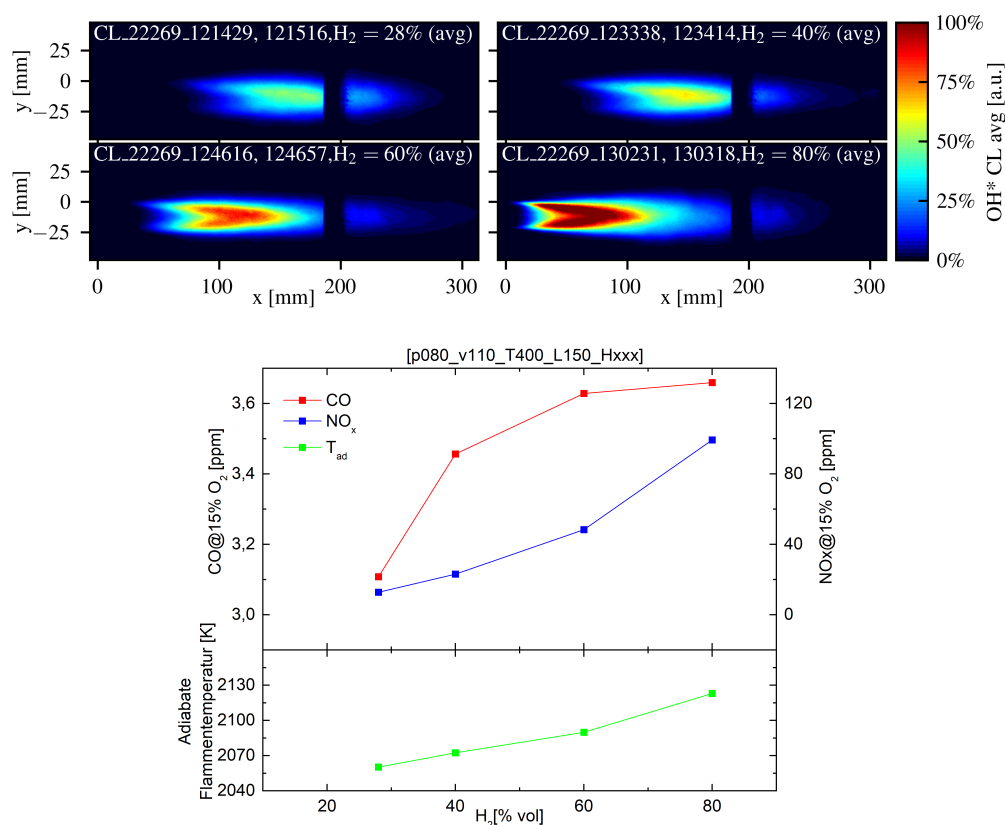


Abbildung 5.3: Übergang von 28 % zu 80 % volumetrischen Wasserstoffanteils bei konstanter Luftzahl $\lambda = 1,5$, einem Druck von 8 bar, einer Strömungsgeschwindigkeit von 110 m/s und einer Luftvorheiztemperatur von $400\text{ }^\circ\text{C}$. Oben: Gemittelte OH^* -CL-Aufnahmen, Unten: Zugehörige Temperatur- und Schadstoffkurven in Abhängigkeit des Wasserstoffanteils.

5.1.3 Übergang Erdgas Wasserstoff bei konstanter Flammentemperatur

Eine andere Variante des Übergangs von einer reinen Erdgasflamme zu einer reinen Wasserstoffflamme ist in Abbildung 5.4 für eine konstant gehaltene adiabate Flammentemperatur dargestellt. Die konstante Flammentemperatur wurde bei dem Übergang durch eine Anpassung (Anhebung) der Luftzahl eingestellt. Die Flammen zeigen anhand der gemittelten OH*-CL-Bilder im Verlauf der Reihe eine signifikante Änderung ihrer Form: Während die reine Erdgasflamme eine deutliche Abhebung vom Mischrohrende aufweist, nimmt die Abhebehöhe mit steigendem Wasserstoffanteil ab, bis die Flamme bei 100 % Wasserstoff sehr nah am Düsenaustrittsrand stabilisiert. Dabei verändert sich jedoch die Länge der Flamme kaum. Die Kegelform der Flamme lässt sich auch hier mit zunehmendem Wasserstoffanteil deutlicher erkennen. Trotz der erhöhten Luftzahl nimmt die Intensität der Chemilumineszenz zu, da sich die Wärmefreisetzung mit steigendem Wasserstoffanteil auf eine kleinere Region in der Scherschicht konzentriert, also kompakter wird. Die Gebiete maximaler Intensität ändern sich daher mit zunehmendem Wasserstoffanteil: Während die Region maximaler Intensität anfänglich im Zentrum der reinen Erdgasflamme zu finden ist, verschiebt sich diese mit steigendem Wasserstoffanteil weiter in die Scherschicht.

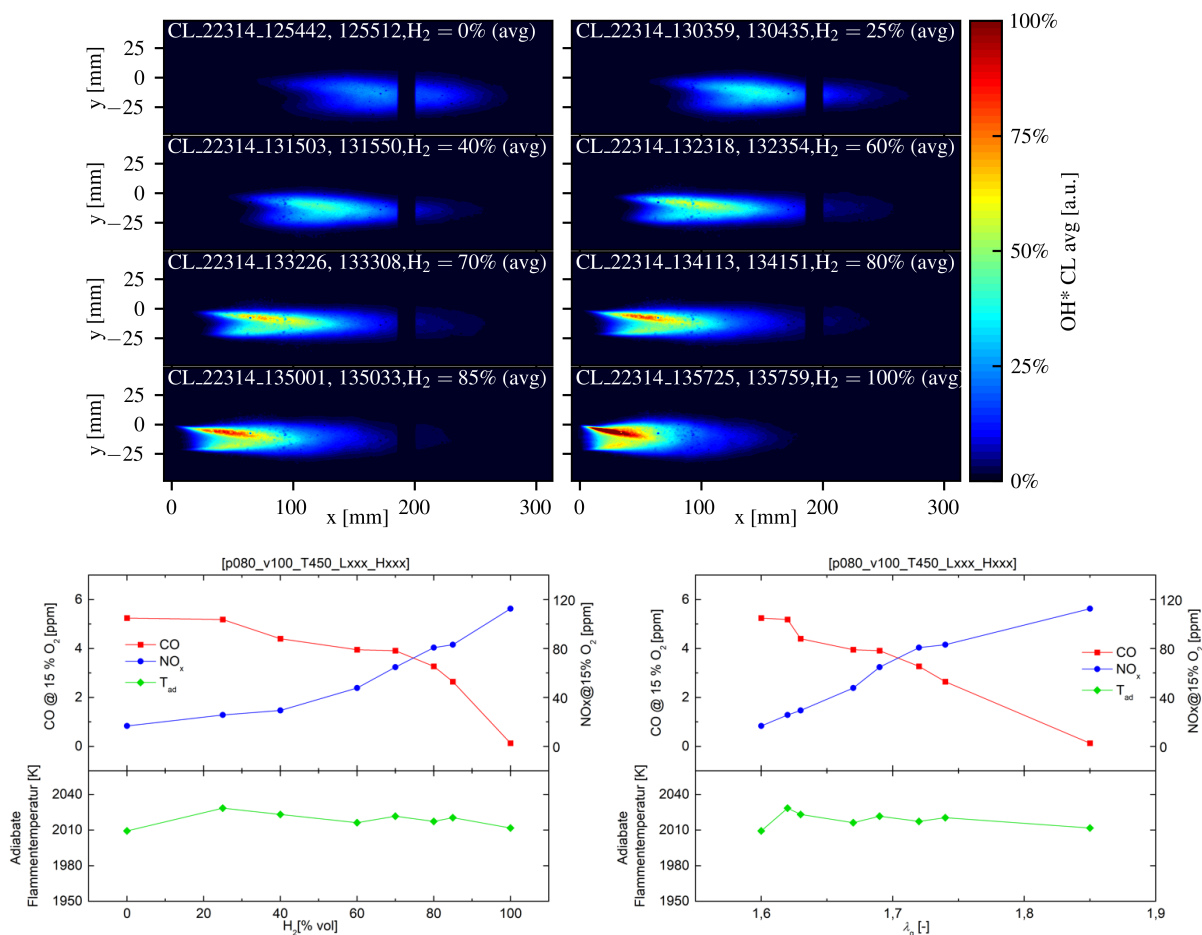


Abbildung 5.4: Übergang von Erdgas zu Wasserstoff von 0 % zu 100 % volumetrischen Wasserstoffanteils bei zunehmender Luftzahl $\lambda = 1,5 \dots 1,85$, einem Druck von 8 bar, einer Strömungsgeschwindigkeit von 100 m/s und einer Luftvorheiztemperatur von 450 °C. Oben: Gemittelte OH*-CL-Aufnahmen, Unten: Adiabate Flammentemperatur und Schadstoffemissionen über dem Wasserstoffanteil (links) und der Luftzahl (rechts) aufgetragen.

Im unteren Teil der Abbildung 5.4 sind die Emissionen von CO und NO_x sowie die adiabate Flammentemperatur dargestellt, jeweils in Abhängigkeit des Wasserstoffanteils (links) und der entsprechenden Luftzahl (rechts). Anhand der Kurvenverläufe ist zu erkennen, dass sich die adiabate Flammentemperatur in einem etwa 30 K breiten Temperaturbereich halten ließ. Der größte Temperatursprung erfolgte, nachdem sich der Heizwert mit der ersten Hinzugabe von Wasserstoff erhöhte. Zudem ist ersichtlich, dass die NO_x-Emissionen steigen, während die CO-Emissionen bis auf null sinken.

5.1.4 Wasserstoffflamme: Beobachtete Phänomene

Typische Phänomene und Charakteristiken von Wasserstoffflammen am untersuchen FLOX[®]-Einzeldüsenbrenner werden im folgenden Abschnitt anhand der OH*-CL-Aufnahmen näher beschrieben.

OH* Einzelbilder

In Abbildung 5.5 sind vier willkürlich ausgewählte, aufeinander folgende OH*-Einzelbilder einer Wasserstoffflamme bei einem Brennkammerdruck von 8 bar, einer Luftgeschwindigkeit von 110 m/s, einer Vorheiztemperatur von 400 °C und einer Luftzahl von $\lambda = 2,1$ abgebildet. Die Aufnahmen wurden mit einer Bildrate von 40 Hz gemacht; die Flammenformen sind daher nicht korreliert. Insgesamt deuten die Einzelbilder bereits die im Mittel beobachtete Kegelform an. Es ist jedoch zu erkennen, dass die Reaktionszonen starken Fluktuationen unterliegen und sich die Flammen deshalb von Bild zu Bild unterscheiden.

Im rechten Teil des Einzelbildes 5.5 a) ist eine ausgeprägte Separation der Reaktionszone von der Hauptflamme zu beobachten, während diese Charakteristik in den anderen Einzelschüssen nicht bzw. kaum zu erkennen ist. Einzelbild 5.5 b) zeigt, wie sich die Flamme bezüglich Einzelbild 5.5 a) innerhalb von 25 ms verändert hat. Die Verteilung der maximalen Intensitäten ähnelt der Flamme in Einzelbild 5.5 c), wobei die Signalintensitäten asymmetrisch zwischen dem oberen und unterem Teil der Flamme verteilt ist. Die Flamme in Einzelbild 5.5 d) besitzt im Vergleich zu den anderen gezeigten Einzelbildern eine Flammenabhebung an der unteren Kante des

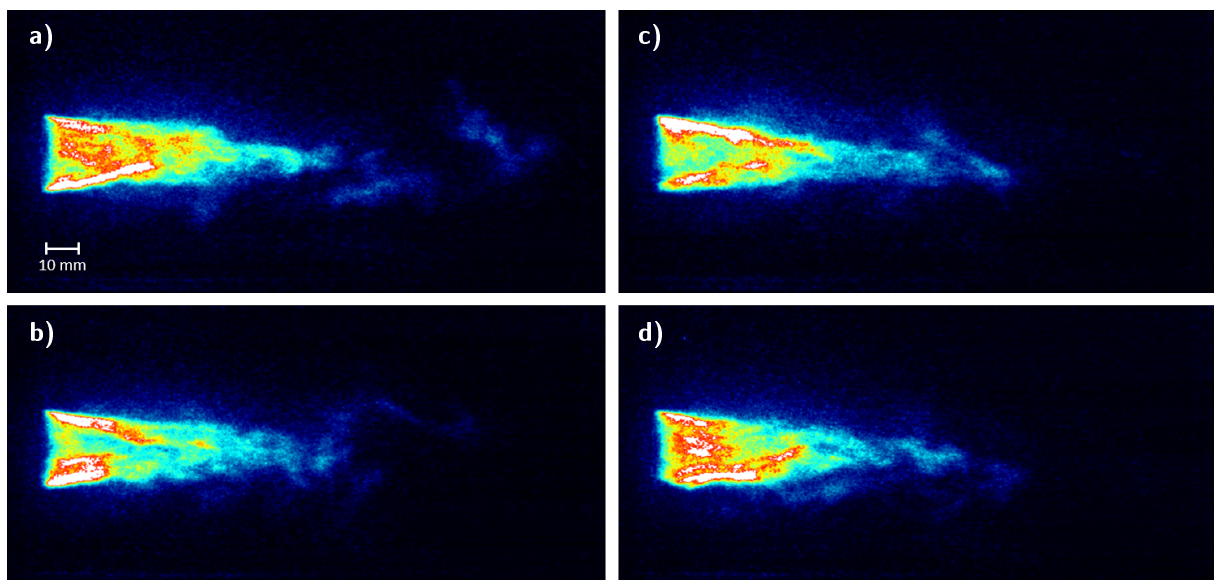


Abbildung 5.5: Einzelbilder einer Wasserstoffflamme bei 8 bar Brennkammerdruck, 110 m/s Luftgeschwindigkeit sowie einer Luftvorheiztemperatur von 450 °C bei einer Luftzahl von $\lambda = 2,1$.

Mischrohrs. Die Einzelbilder zeigen, dass starke Asymmetrien und Schwankungen in der Intensitätsverteilung der Reaktionszonen bezüglich der Längsachse dem Regelfall entsprechen, welche der turbulenten Strömung und der Wechselwirkung mit der Verbrennung zuzuschreiben sind. Es ist jedoch zu beachten, dass es bei den OH*-CL-Aufnahmen um eine Line-of-Sight-Messmethode, bei der sich die Signale der OH*-CL entlang der Beobachtungslinie summieren.

Einzelbild im Vergleich zu Mittelung

Abbildung 5.6 zeigt zwei unterschiedliche Wasserstoffflammen mit jeweils einem Einzelbild und dem Mittelwert aller 300 Bilder. In beiden Fällen handelt es sich um Betriebspunkte mit einem Brennkammerdruck von 8 bar, einer Luftgeschwindigkeit von 80 m/s und einer Luftvorheiztemperatur von 450 °C. Messung Nummer 143011 (links) ist bei einer Luftzahl von $\lambda = 1,2$, während bei Messung 140118 (rechts) die Luftzahl bei $\lambda = 2$ liegt. Bei beiden Flammen ist zu erkennen, dass sich das Einzelbild deutlich von der zugehörigen Mittelung unterscheidet, was auch hier auf das turbulente Strömungsfeld zurückzuführen ist. Es sind weitere Unterschiede zwischen den beiden Flammen erkennbar: Die Flamme rechts im Bild weist zum einen eine deutliche größere Länge auf, und zum anderen liegt das Maximum der OH* Intensität im Zentrum des Strahls und nicht wie in der linken Flamme in den Scherschichten. Es ist zu beachten, dass alle vier Bilder jeweils auf das Maximum der Signalintensität skaliert sind und die Intensitäten daher nicht direkt vergleichbar sind.

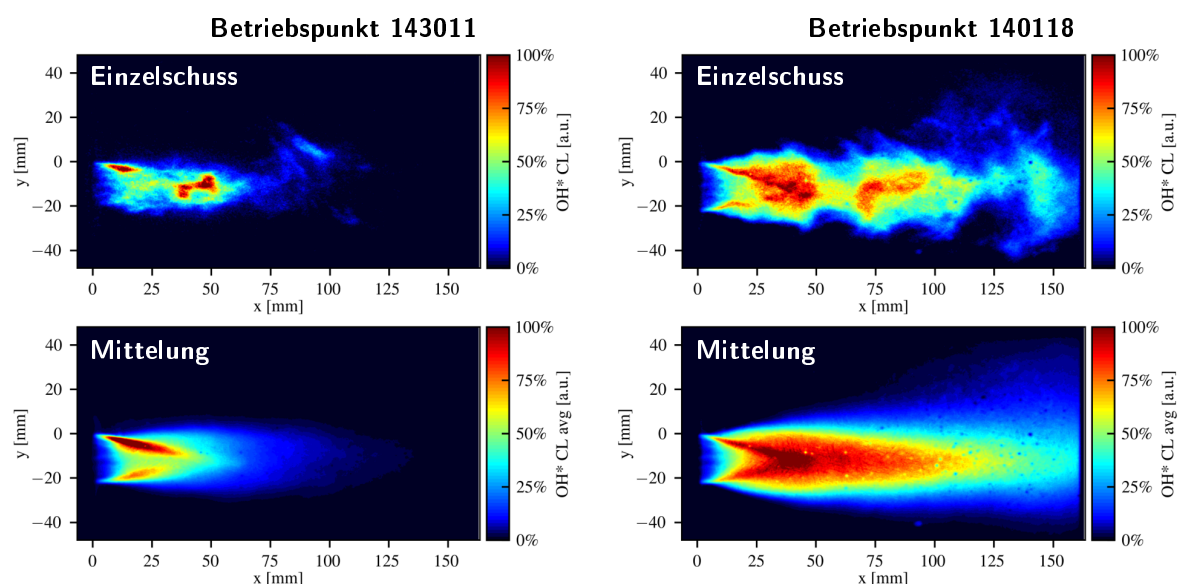


Abbildung 5.6: Zwei unterschiedliche Wasserstoffflammen mit jeweils einem Einzelbild (oben) und der Mittelung aller 300 Bilder der Serie (unten). Links: $\lambda = 1,2$, Rechts: $\lambda = 2$, ansonsten gleiche Betriebsbedingungen.

5.1.5 Lambda-Sweep Wasserstoff

Eine Luftzahlvariation (Lambda-Sweep) von $\lambda = 2$ zu $\lambda = 1,2$ mit 100 % Wasserstoff ist in Abbildung 5.7 gezeigt. Die Bilderserie zeigt die gemittelten OH*-CL-Aufnahmen bei einem Druck von 8 bar, einer Luftgeschwindigkeit von 80 m/s und einer Luftvorheiztemperatur von 450 °C. Die OH*-CL Bilder sind alle auf das gleiche Maximum skaliert und daher untereinander vergleichbar. Die in Abschnitt 5.1.1 erwähnten Charakteristiken der Wasserstoffflamme lassen sich hier ebenso finden. Mit kleiner werdender Luftzahl λ (zunehmende Brennstoffmenge), wird die Flamme länger, wobei die Verankerung der Flamme am Düsenrand nahezu unverändert bleibt. Dabei vergrößert sich das Gebiet der Wärmefreisetzung deutlich. Die Gebiete maximaler Intensität

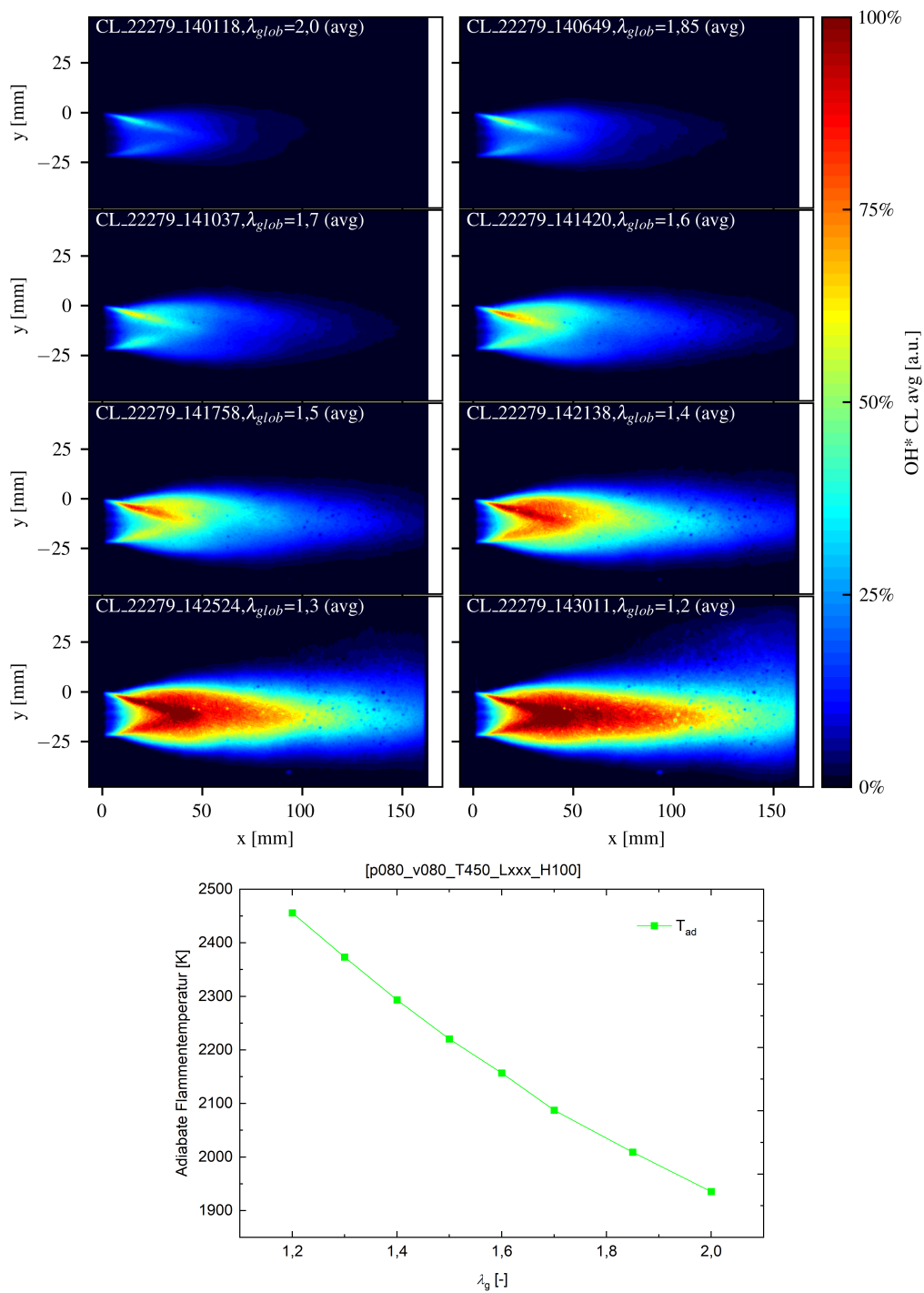


Abbildung 5.7: *Lambda-Sweep von $\lambda = 2$ zu $\lambda = 1,2$ mit 100 % Wasserstoff bei einem Druck von 8 bar, einer Luftgeschwindigkeit von 80 m/s und einer Luftvorheiztemperatur von 450 °C. Oben: Gemittelte OH*-CL-Aufnahmen, Unten: Zugehörige adiabate Flammentemperaturen in Abhängigkeit der über der Luftzahl.*

befinden sich zu Beginn in der Scherschicht und bilden eine Kegelform, die ab etwa $\lambda = 1,3$ mehr stromab und in das Zentrum der Flamme wandern und sich intensivieren. Auch hier hat die Analyse der Einzelbilder ergeben, dass diese Signalverteilungen der OH*-CL starken Schwankungen unterlagen.

Im zugehörigen Diagramm ist deutlich die Korrelation der adiabaten Flammentemperatur mit der Luftzahl λ zu erkennen; je kleiner die Luftzahl, also je näher an der stöchiometrischen Verbrennung, desto höher ist die adiabate Flammentemperatur.

5.2 Beobachtungen vor dem Flammenrückschlag

Die Betriebsstrategie für die Durchführung der Tests mit Flammenrückschlag war, den Brennstoff nach Auftreten eines Flammenrückschlags schnellstmöglich mittels eines Schnellschlussventils abzuschalten, um Beschädigungen der Brennerkomponenten durch die hohen Flammentemperaturen zu vermeiden.

Am metallischen Mischrohr sind mehrere Thermoelemente entlang des Umfangs eingebaut, die nahe der Innenwand des Mischrohrs relativ schnell Temperaturänderungen detektieren können. Der Aufbau mit dem optischen Mischrohr verfügt nur über ein Thermoelement zur Detektion des vollständigen Flammenrückschlags in der Spitze des Brennstoffinjektors, das in beiden Brennerkonfigurationen vorhanden war.

Alle Thermoelemente im Mischrohr und im Injektor zeigten in den Testreihen während eines Flammenrückschlags sprunghafte Temperaturanstiege. Sie gehen von zwei Grundniveaus der Materialtemperatur aus: zum einen die Luftvorheiztemperatur weiter stromauf (abgesenkt durch die Zugabe unbeheizten Brennstoffs) und zum anderen eine Gleichgewichtstemperatur aus Frischgastemperatur und Flamme am Düsenaustritt (nahe der Brennerstirnplatte). Ebenso ist die Amplitude des Ausschlags von der axialen Position des jeweiligen Thermoelements abhängig ($\Delta T_{TCx} = 30\text{--}150\text{ °C}$) und durch die Dauer des Ereignisses limitiert. Alle eingesetzten Thermoelemente konnten (gleichzeitig) in der Brennersteuerung eingesetzt werden, um bei Überschreitung eines individuellen Grenzwerts automatisch den Brennstoffmassenstrom zu unterbrechen.

Gleichzeitig wurde eine Person als „Flammenbeobachter“ eingesetzt, deren (einzige) Aufgabe war, einen Flammenrückschlag optisch anhand von Videoaufnahmen zu erfassen und handgesteuert den Brennstofffluss abzuschalten. Die offensichtlichen Zeichen dafür waren (i) eine Veränderung der Flammenposition bzw. der in der Brennkammer erkennbaren Flammenlänge und (ii) ein Aufleuchten des Mischrohrendes, vor allem beim metallischen Mischrohr. Nach mehreren Versuchen stellte sich heraus, dass die Methode „Flammenbeobachter“ zuverlässiger und schneller war als die automatisch Abschaltung über die Thermoelemente.

Darüber hinaus wurde festgestellt, dass es (sehr häufig bis hin zu fast immer) zu einer Art Vorankündigung des Flammenrückschlags kam. Das ist für das optische Mischrohr in Abbildung 5.8 gezeigt.

Man sieht in Abbildung 5.8 im ersten Bild links oben ein Videostandbild der Wasserstofflamme im stabilen Betrieb. Das breitbandige Flammenleuchten dient trotz uneindeutiger Reaktionspfade als ein guter Marker für die Flammenzone. Die Bilder 2 bis 5 zeigen dann einen Ablauf, dessen Zeitskala als Beschriftung an jedem Teilbild wiedergegeben ist. Es kommt zuerst zu einem sehr hellen, leicht rötlichen Leuchten an der inneren Kante des optischen Mischrohrs, meistens nur an einem räumlich sehr begrenzten Segment von wenigen Millimetern (siehe 6 s). Von dort ausgehend leuchten räumlich längere Abschnitte der Innenkante des Düsenrandes auf, deren Endpunkte durch eine Linie der Flammenzone verbunden zu sein scheinen (11 s, 17 s). Erst nachdem sich die Flammenwurzel so über einen Großteil der Düsenaustrittsfläche ausgebreitet hat, erfolgt irgendwann schlagartig der vollständige Flammenrückschlag in das Mischrohr hinein (21 s); der Brennstofffluss wird daraufhin unterbrochen. Hochgeschwindigkeitsaufnahmen zeigen, dass der Rückschlag durch das Mischrohr in jedem Fall nur auf einer Zeitskala von Millisekunden erfolgt, worauf weiter unten noch näher eingegangen wird.

Diese zweite Zeitskala der Vorankündigung des Flammenrückschlags von mehreren Sekunden ist für das optische Mischrohr immer wieder beobachtet worden; eine zusätzliche Auswertung der Messdaten kann dazu noch

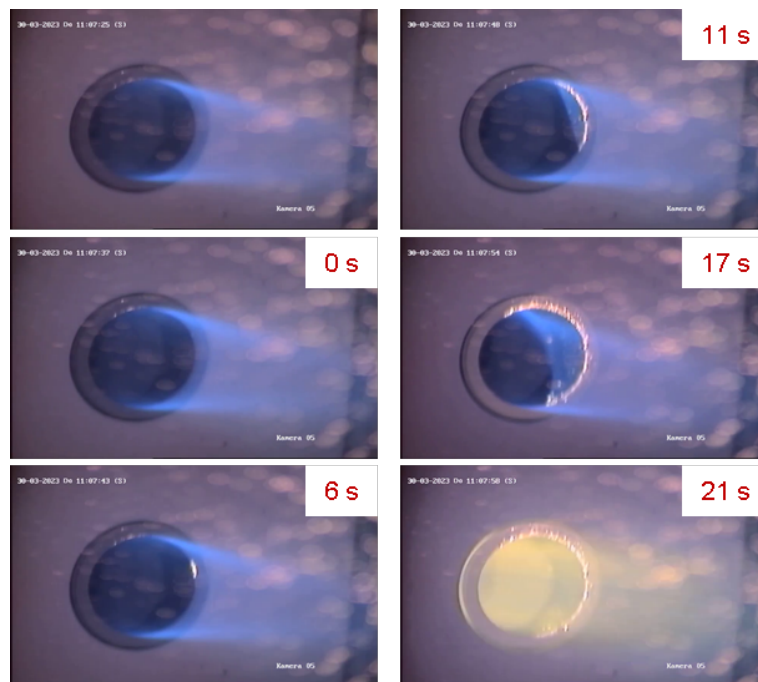


Abbildung 5.8: Direkte Beobachtung vor einem Flammenrückschlag im optischen Mischrohr, Video-standbilder. Bild 1: stabiler Betrieb (keine Beschriftung). Bilder 2-6: Veränderung der Flammenlage am Mischrohraustritt mit Zeitskala als Beschriftung. Vollständiger Rückschlag im letzten Bild.

erfolgen. Aus hier nicht gezeigten Messergebnissen stellte sich heraus, dass die Umgebung des optischen Mischrohrs (Halterung an der Brennerfront, Mischrohr bündig oder in die Brennkammer ragend) einen deutlichen Einfluss auf den zeitlichen Ablauf hat.

Für das metallische Mischrohr wurde das Phänomen ähnlich beobachtet und für die manuelle Abschaltung des Brennstoffs bei einem Flammenrückschlag genutzt. Nach Identifikation des in Abbildung 5.8 dargestellten Phänomens wurde eine Kamera dediziert für dessen Visualisierung eingesetzt (Blickrichtung, Bildausschnitt), die es davor noch nicht in allen Testreihen zu diesem Zweck gab.

Eine mögliche Erklärung des Phänomens: es kommt bei den Grenzbetriebsbedingungen für einen Flammenrückschlag zuerst zu einer nur geringen Veränderung der Flamme (z.B. Distanz zum Material; kleinskalige lokale Wärmefreisetzung möglicherweise an Beschädigungen oder Unebenheiten, die die Strömung lokal beeinflussen), die zu einer Veränderung von Temperaturen im umgebenden soliden Material führt, wobei die Wärmeabfuhr eine Rolle spielt. Diese Veränderung führt dann zu Randbedingungen, die einen Flammenrückschlag begünstigen. Das wurde im AG Turbo Arbeitskreis Verbrennung mehrfach mit den Expertinnen und Experten diskutiert. Entsprechende laserdiagnostische Messungen könnten für Aufklärung sorgen; die Thermo-elementmessungen im metallischen Mischrohr waren gänzlich zu langsam bzw. die Amplituden im Bereich der Brennerfront zu gering, um eine gute Vorwarnung zu erhalten.

Dementsprechend kam es beim metallischen Mischrohr nach mehreren Flammenrückschlägen trotz schneller Unterbrechung des Flammenbetriebs zu Beschädigungen an den Mischrohren, weshalb diese häufiger ersetzt werden mussten.

5.3 Flammenrückschlag im optischen Mischrohr

Das optische Mischrohr hat eine zylindrische Innenkontur ohne Querschnittssprung und ohne eine Zusatzeinrichtung zur Vermeidung von Flammenrückschlag. Demnach kommt es den Geometrien der Mischrohre früherer Untersuchungen nahe, die beispielsweise mit skalierten, vollständigen Brennersystemen für Wasserstoff durchgeführt wurden [11, 14, 10]. Allerdings gibt es wichtige Unterschiede: (i) der Brennstoffinjektor ist in den aktuellen Untersuchungen ein wesentlich weiterentwickeltes, originales Bauteil des Gasturbinenbrenners; (ii) die technische Mischung entspricht dem Original; (iii) die hier untersuchten Mischrohrdurchmesser sind größer und damit die physikalische Längenskalen, auf denen sich die Strömung ausbildet und die Mischung entwickelt. Ohne mit der Zusatzvorrichtung zur Beeinflussung der Flammenrückschlagsgrenzen ausgestattet zu sein, entspricht es dem Ursprungszustand am Anfang der Entwicklung von jetstabilisierten Verbrennungssystemen für Gasturbinen vor Beginn des Vorhabens.

Für die Messungen mit dem optischen Mischrohr wurde zusätzlich eine bildverstärkte Hochgeschwindigkeitskamera eingesetzt, um die Wasserstoffflammen aufzuzeichnen. In den meisten Fällen wurde eine Wiederholrate von 5 kHz für eine zeitliche Auflösung von 200 μ s gewählt. Damit kann die volle Bildauflösung und -größe der Kamera genutzt werden.

5.3.1 Beobachtung des Flammenrückschlags, Mischrohr bündig

Abbildung 5.9 zeigt ein Ergebnis für Messungen bei 8 bar mit dem zur Brennkammer bündigen Mischrohr. Die oberen beiden Bilder sind zwei Einzelbilder der OH*-Chemilumineszenz, die nicht aufeinanderfolgen. Die Wasserstoffflamme brennt in der Brennkammer. Die Brennerstirnplatte (und damit das Mischrohrende) sind mit einer blauen Linie markiert; stromauf der Linie liegt das Mischrohr. Wie in Abbildung 4.4 zu sehen ist, benötigt das optische Mischrohr brennkammerseitig eine Halterung, die den optisch zugänglichen Bereich einschränkt: der Bereich des Mischrohrs direkt stromauf der Brennkammer ist beim bündigen Einbau nicht einsehbar.

Durch die weiter oben beschriebene Methode der schrittweisen Erhöhung der Flammentemperatur wird ein Flammenrückschlag provoziert. Die Hochgeschwindigkeitskamera war ausschließlich auf das Mischrohr gerichtet und nahm kontinuierlich auf, schon während des noch stabilen Betriebs. Sobald der Flammenrückschlag vollständig erfolgte, wurde zum einen der Brennstoff nach kürzest möglicher Zeit gestoppt, zum anderen die letzten circa 3 s der laufenden Kameraserie abgespeichert.

Dadurch wurden Bilderserien wie in den unteren 5 aufeinanderfolgenden OH*-CL Einzelbildern von Abbildung 5.9 gewonnen. Die gezeigten Aufnahmen sind auf das Intensitätsmaximum jedes Einzelbilds skaliert. Im Bild mit der Beschriftung 0 ms erreicht die stromauf laufende Flammenfront der Wasserstoffflamme den optisch zugänglichen Bereich des Mischrohrs. Innerhalb von 6 ms durchläuft die Flamme das Mischrohr bis nahe zum Brennstoffinjektor. Dabei ergeben sich Ausbreitungsgeschwindigkeiten der Flamme stromauf von bis zu 15 m/s bei Strömungsgeschwindigkeiten (des Düsenblockprofils) stromab von etwa 100 m/s.

Die im Vorhaben beobachteten Flammenrückschläge erfolgten alle wandnah oder entlang der Wand, soweit das durch OH*-CL Aufnahmen beurteilbar ist. Dabei kam es häufig zu einer oder wenigen vorauseilenden Flammenwurzeln, bevor sich das Mischrohr „mit der Flamme füllt“. Es wurde kein Flammenrückschlag detektiert, der sich durch die Mitte des Mischrohrs ausbreitete. Dabei war jedoch aufgrund der Sichtliniennatur der Chemilumineszenz und der kurzen Zeitdauer bis zum Abschalten des Brennstoffs nicht zuverlässig unterscheidbar, ob die Flamme im vollen Volumen des Mischrohrs brannte. Nachdem die stromauf laufende Flamme kurz am Ende des Injektors verweilte, kam es binnen weniger Millisekunden häufig dazu, dass sich die Flamme anschließend noch bis zu den Brennstofföffnungen stromauf bewegte und final dort ankerte.

Es wurden bisher keine Untersuchungen durchgeführt, ob ein bereits ablaufender Flammenrückschlag durch Eingriff in die Betriebsparameter des Verbrennungssystems noch unterbrochen werden kann, ohne den Brennstoff abzuschalten. Das optische Mischrohr kann dafür aufgrund der Betriebssicherheit nur in begrenztem

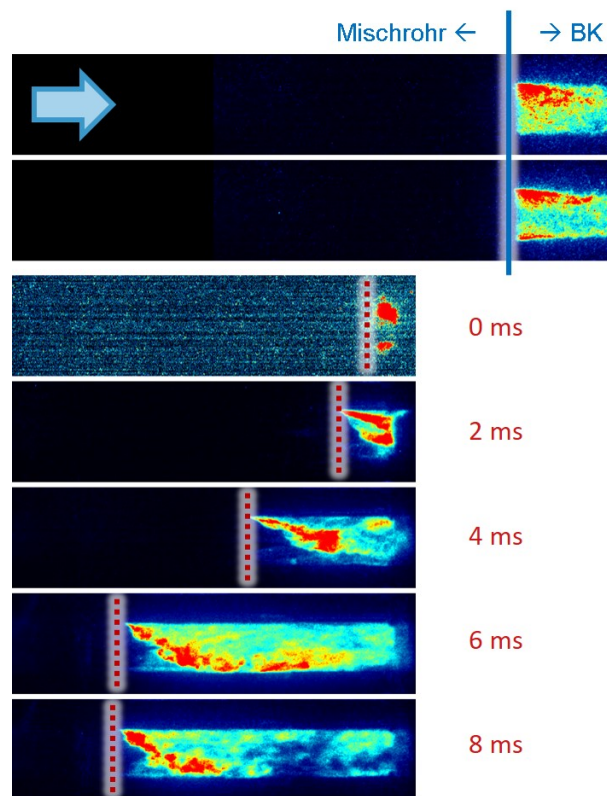


Abbildung 5.9: Direkte Beobachtung eines Flammenrückschlags und dessen zeitlicher Verlauf im optischen Mischrohr. Obere 2 Bilder: Wasserstoffflamme in der Brennkammer, Hochgeschwindigkeits-OH*-CL, zufällige Einzelbilder. Untere 5 Bilder: Wasserstoffflamme im optischen Mischrohr, Hochgeschwindigkeits-OH*-CL, aufeinanderfolgende Einzelbilder bei einer Aufnahmezeit von 5 kHz.

Umfang eingesetzt werden. Wie bereits erwähnt wurden die verwendeten metallischen Mischrohre im Verlauf von wenigen Sekunden durch die hohen Flammentemperaturen bereits beschädigt; das optische Mischrohr kann dagegen länger mit einsitzender Flamme betrieben werden.

5.3.2 Beobachtung des Flammenrückschlags, Mischrohr überstehend

Nach Experimenten am optischen Mischrohr in der Konfiguration bündig mit der Brennerstirnplatte, wurde das optische Mischrohr für die Untersuchung des Flammenrückschlags im Mischrohr so eingebaut, dass es 25 mm in die Brennkammer hinein ragte. Dies sollte der detaillierten Beobachtung der Phänomene am Düsenaustritt vor und während des Flammenrückschlags dienen. Die Vorgehensweise blieb gleich: die Flammentemperatur wurde schrittweise durch Zugabe von Brennstoff erhöht, bis es zum Flammenrückschlagsereignis kam. Mit der Konfiguration des überstehenden Mischrohrs wurde neben der oben beschriebenen Ankündigung eines Flammenrückschlags am Düsenrand, gefolgt von einer Überdeckung des Austrittsquerschnitts durch die Flammenwurzel, als zusätzlicher Effekt ein langsames Wandern der Flammenwurzel stromauf ins das Mischrohr hinein beobachtet. Dieses Phänomen wird im Folgenden näher beschrieben.

Abbildung 5.10 zeigt die unterschiedlichen Stadien eines Flammenrückschlags für die Konfiguration mit dem überstehenden Mischrohr anhand von acht Videostandbildern eines etwa 90 Sekunden dauernden Vorgangs. Dieser Betrieb fand bei 8 bar und einer Luftgeschwindigkeit von 90 m/s statt. Die einzelnen Videostandbilder

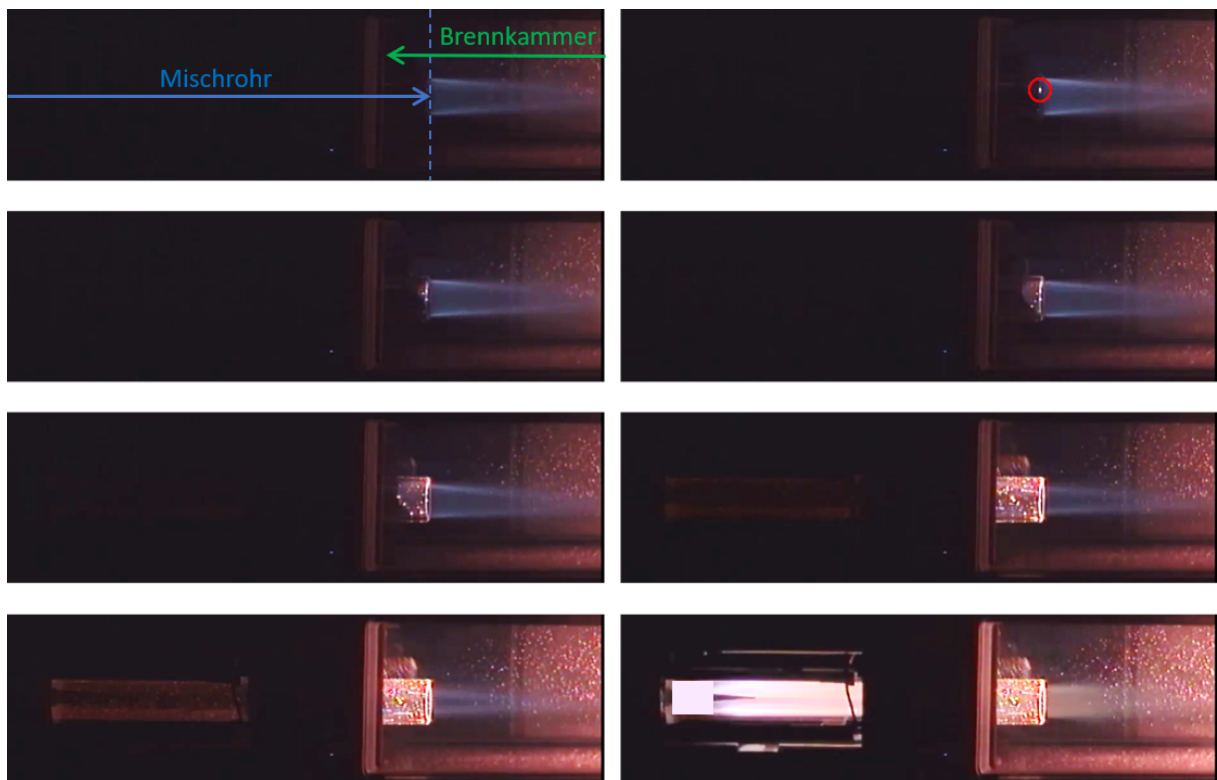


Abbildung 5.10: Direkte Beobachtung eines Flammenrückschlags und dessen zeitlicher Verlauf im überstehenden optischen Mischrohr, visualisiert durch Videostandbilder mit unterschiedlichen Zeitabständen. Zeilenweise Anordnung der Bilder.

erfolgten nicht in gleichen Zeitabständen. Im obersten linken Bild lässt sich erkennen, dass es sich zu Beginn des Betriebs um eine an dem Mischrohrenende geankerte Flamme handelt. Im zweiten Bild oben rechts ist ein auftretender glühender Fleck hervorgehoben, mit dem sich der Flammenrückschlag ankündigt. Dieses Verhalten wurde bereits beim bündigen Mischrohr beobachtet. Im weiteren Verlauf des Betriebs wandert die Flamme stromauf („langsamer“ Flammenrückschlag), bis der gesamte in der Brennkammer befindliche Teil des Mischrohrs glüht. Dieser Prozess des langsamen Wanderns stromauf geschieht auf einer Zeitskala von einigen Sekunden. Erst nachdem die Flamme bis in den optisch nicht zugänglichen Bereich des Mischrohrs gewandert war und auf diese Weise einige Sekunden stabil brannte, kam es schließlich zum kompletten Flammenrückschlag innerhalb von Millisekunden, wie das letzte Videostandbild zeigt.

Eine mögliche Erklärung für den „langsamen“ Flammenrückschlag ist der Einfluss der Aufheizung des Mischrohrenendes durch das heiße Abgas in der Brennkammer. Mit der höheren Materialtemperatur geht auch eine Aufheizung des Frischgases in der Grenzschicht einher, was zur einer Verkürzung der Zündverzugszeit führt. Dadurch kann sich die Flamme an der Innenwand des Mischrohrs stabilisieren und sich entgegen der Strömungsrichtung ausbreiten.

5.3.3 Einfluss der Jetgeschwindigkeit

Mit Hilfe des optischen Mischrohrs wurden primäre Abhängigkeiten der Flammenrückschlagsneigung von Betriebsparametern für jetstabilisierte Systeme ermittelt. So kann der Einfluss der Jetgeschwindigkeit, der Eintrittstemperatur und des Drucks auf die Betriebsgrenzen dargestellt werden.

In Abbildung 5.11 sind adiabate Flammentemperaturen der Betriebspunkte, bei denen Flammenrückschläge auftraten, in Abhängigkeit der Jetgeschwindigkeit dargestellt. Die angegebene Jetgeschwindigkeit wurde, anders als die Luftgeschwindigkeit, aus der Luftmenge, der Brennstoffmenge und der resultierenden Mischungstemperatur aus vorgeheizter Luft und ungeheiztem Wasserstoff errechnet (Düsenblockprofil der Strömung angenommen). Diese Messungen fanden bei 8 bar und konstanter Luftvorheiztemperatur statt.

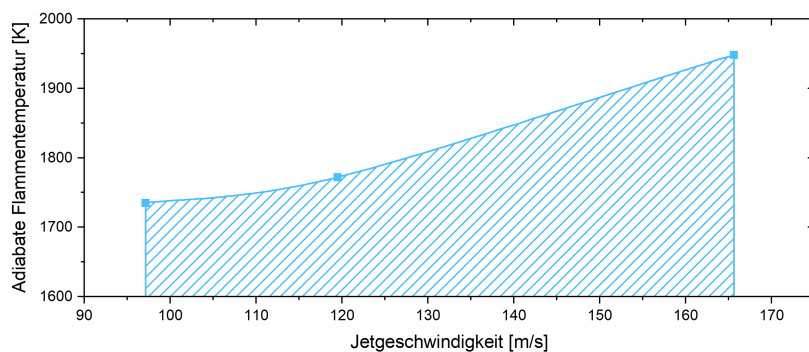


Abbildung 5.11: Betriebsgrenzen für jetstabilisierte Wasserstoffflammen: Abhängigkeit des Flammenrückschlags von der Jetgeschwindigkeit.

Die Testreihen bei den unterschiedlichen Jetgeschwindigkeiten starteten bei Flammentemperaturen von etwa 1280 °C. Mit Erhöhung der Flammentemperatur kam es irgendwann wieder zu Flammenrückschlägen. Diese als blauen Quadrate in Abbildung 5.11 eingezeichnet. Der schraffierte Bereich gibt das Parameterfeld eines stabilen, zuverlässigen Betriebs an. Die Grenzlinie ist eine Spline-Interpolation der gemessenen Betriebsgrenzen. Aus den Messungen ergibt sich, dass ein deutlicher Einfluss der Jetgeschwindigkeit auf die Flammenrückschlagsgrenzen besteht; mit steigender Jetgeschwindigkeit werden höhere Flammentemperaturen ohne Rückschlag toleriert.

5.3.4 Einfluss des Drucks

In Abbildung 5.12 sind adiabate Flammentemperaturen der Betriebspunkte, bei denen Flammenrückschläge auftraten, in Abhängigkeit des Drucks dargestellt. Diese Messungen fanden bei konstanter Eintrittstemperatur und konstanter Jetgeschwindigkeit statt. Die Testreihen starteten bei Flammentemperaturen von etwa

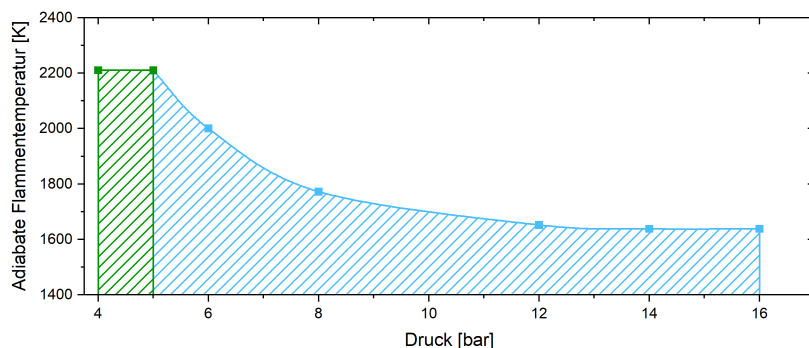


Abbildung 5.12: Betriebsgrenzen für jetstabilisierte Wasserstoffflammen: Abhängigkeit des Flammenrückschlags vom Druck.

1280-1536 °C. Wieder wurde im Betrieb sukzessive die Flammentemperatur erhöht, bis es zum Flammenrückschlag kam. Der schraffierte Bereich markiert wieder einen stabilen, zuverlässigen Betrieb; die Grenzlinie ist eine Spline-Interpolation der gemessenen Betriebsgrenzen. Die Betriebsgrenzen jetstabilisierter Flammen hängen nach diesem Ergebnis vom Druck ab; die Auswirkung ist in bestimmten Druckbereichen unterschiedlich. Bei höheren Drücken flacht die Kurve asymptotisch ab und die Grenze stabilen Betriebs wird durch Druckerhöhung kaum verschoben. Bei mittleren Drücken verschiebt sich die Stabilitätsgrenze hin zu deutlich höheren Flammentemperaturen mit sinkendem Druck. Bei niedrigen Drücken (grüne Schraffur) hingegen traten keine Flammenrückschläge mehr im untersuchten Temperaturbereich auf. Adiabate Flammentemperaturen >2100 °C wurden nicht mehr untersucht, da diese deutlich über den Spezifikationen selbst modernster Verbrennungssysteme liegen und daher technisch nicht mehr relevant sind.

5.3.5 Einfluss der Luftvorheiztemperatur

Als weiterem Betriebsparameter wurde die Abhängigkeit der Betriebsgrenzen von der Luftvorheiztemperatur systematisch untersucht. Abbildung 5.13 stellt eine Zusammenfassung der beobachteten Flammenrückschlagsereignisse in Abhängigkeit der Luftvorheiztemperatur dar, aufgetragen über der Luftzahl λ_g . Dabei wurden Flammenrückschläge für vier unterschiedliche Kombinationen aus Brennkammerdruck und Luftgeschwindigkeit bei unterschiedlichen Luftzahlen reiner Wasserstoffflamme berücksichtigt. Die Versuchsreihen haben stets bei höheren Luftzahlen (niedrigeren Flammentemperaturen) begonnen. Durch Brennstoffzugabe wurden die Luftzahlen dann in Schritten von $\Delta\lambda = 0,05$ verringert, bis es zum Flammenrückschlag kam. Die in Abbildung 5.13 eingetragenen Betriebspunkte entsprechen den beobachteten Flammenrückschlagsereignissen. Zu erkennen ist, dass das Auftreten der Flammenrückschläge mit der Luftvorheiztemperatur korreliert. Je höher die Luftvorheiztemperatur, desto früher (d.h. bei höheren Luftzahlen) kommt es zu Flammenrückschlägen. Aus dem Datenpunkten lassen sich auch die oben beschriebenen Einflüsse des Drucks und der Jetgeschwindigkeit ablesen. Bei gleicher Luftvorheiztemperatur kommt es bei höheren Drücken bzw. niedrigerer Jetgeschwindigkeit mit höheren Werten von λ_g zum Flammenrückschlag.

Die gleichen Korrelationen zwischen Flammenrückschlag und Luftvorheiztemperatur ließen sich auch beim Betrieb mit dem metallischen Mischrohr beobachten.

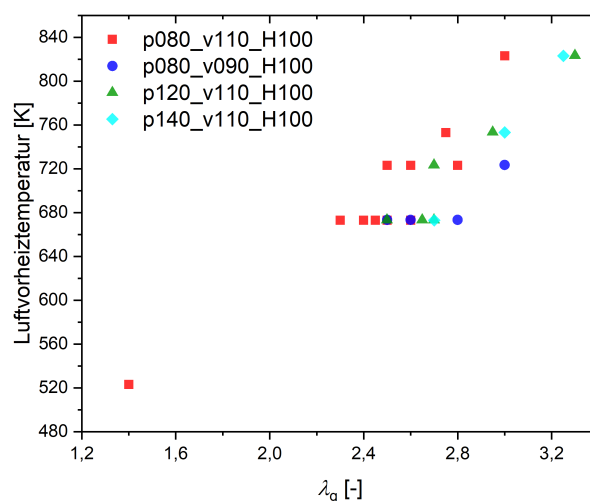


Abbildung 5.13: Abhängigkeit der Betriebsgrenzen von der Luftvorheiztemperatur und der Luftzahl. Die Zeichen markieren einzelne Flammenrückschlagsereignisse.

5.3.6 Reproduzierbarkeit

Für eine statistische Aussage zur Reproduzierbarkeit von Flammenrückschlägen wurden Versuchsreihen mit gleichen Betriebsbedingungen wiederholt durchgeführt. Das Blasendiagramm in Abbildung 5.14 visualisiert die Reproduzierbarkeit der Flammenrückschläge anhand der Betriebspunkte mit 8 bar Brennkammerdruck und 110 m/s Luftgeschwindigkeit. Dabei steht der Blasendurchmesser für die Anzahl der Flammenrückschläge bei gleicher Luftzahl und Luftvorheiztemperatur. Es handelt sich bei hier dargestellten Ergebnissen um die gleichen Daten, die in Abbildung 5.13 als rote Quadrate eingezeichnet sind. Bei einer Luftvorheiztemperatur von etwa 675 K und einer Luftzahl von $\lambda = 2,4$ wurden sechs Flammenrückschläge beobachtet, was darauf deutet lässt, dass die Betriebsgrenze nahe dieser Parameter zu erwarten ist. Bei derselben Luftvorheiztemperatur wurden jedoch noch sechs weitere Flammenrückschläge bei kleineren und größeren Luftzahlen beobachtet. Flammenrückschlagsereignisse unterliegen daher einer gewissen statistischen Unsicherheit und können nahe der Betriebsgrenze durch kleine Schwankungen der Betriebsbedingungen wie der Massenströme, des Drucks oder der Medientemperaturen beeinflusst werden. Die Betriebsgrenzen lassen sich daher nur unscharf angeben.

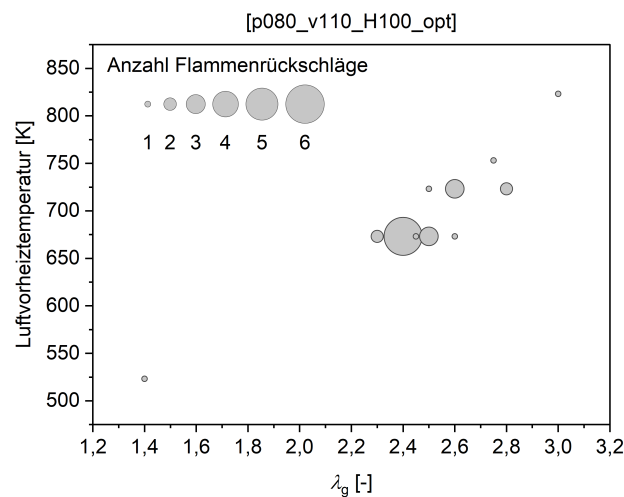


Abbildung 5.14: Eintrittshäufigkeit von Flammenrückschlägen für konstante Betriebsbedingungen in Abhängigkeit der Luftvorheiztemperatur und der Luftzahl.

5.4 Metallisches Mischrohr mit Flammenrückschlagsverhinderungsvorrichtung

Das metallische Mischrohr wurde mit einer Spülluftversorgung als Flammenrückschlagsverhinderungsvorrichtung ausgestattet. Die Bauweise des metallischen Mischrohrs ermöglichte es die Spülluftmenge zu variieren, indem der Öffnungsdurchmesser von Spülluftanströmkänen variiert wurde. Abbildung 5.15 veranschaulicht zwei dieser Variationsmöglichkeiten. Im Bild a) (links) sind die Spülluftkanäle offen, wodurch die maximale Spülluftmenge ermöglicht wurde, während die in Abbildung 5.15 b) eingesetzten Verschlüsse alle Spülluftkanäle und somit die Spülluft teilweise bis vollständig blockierten und somit eine Regulierung ermöglichten. Die Verschlüsse waren Gewindeblindstopfen, die teils ohne, teils mit Durchbohrungen mit unterschiedlichen Durchmessern ausgeführt waren. Weiterhin wurde eine Mischrohrvariante untersucht, die an der Spitze eine um ein Faktor 3 dickere Wandstärke aufwies.

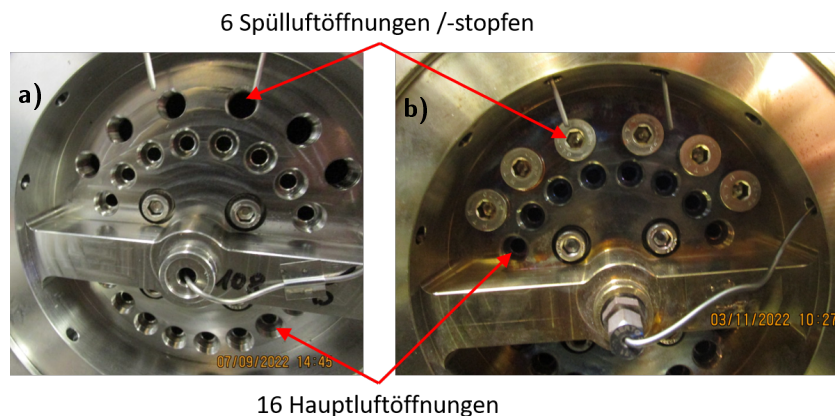


Abbildung 5.15: Luftverteiler mit unterschiedlichen Blenden für Haupt- und Spülluft stromauf des Brenners. Links: alle 6 Spülluftöffnungen geöffnet. Rechts: Alle 6 Spülluftöffnungen mit Blindstopfen verschlossen

5.4.1 Betriebsweise und Beobachtung des Flammenrückschlags

Der Betrieb zur Untersuchung des Flammenrückschlagsverhaltens mit dem metallischen Mischrohr war analog zum Betrieb mit dem gläsernen Mischrohr. Zunächst wurden der Brennkammerdruck, die Luftmenge und die Luftvorheiztemperatur bei niedriger Flammentemperatur eingestellt und konstant gehalten. Anschließend wurde schrittweise der Brennstoffmassenstrom angehoben. Dieses Vorgehen und das resultierende Flammenverhalten ist in Abbildung 5.16 dargestellt. In dieser Konfiguration waren alle sechs Spüllufteinschrauber mit 1 mm Löchern bebohrt. Im oberen Teil der Abbildung ist eine OH*-CL-Bildserie gemittelter Aufnahmen bei unterschiedlichem λ_g dargestellt. Die oberen vier Bilder zeigen CL-Aufnahmen von stabilen Betriebspunkten, wohingegen das Bild links unten eine gemittelte CL-Aufnahme bei einem Betriebspunkt zeigt, bei dem nach etwa 2 Minuten Flammenrückschlag aufgetreten ist. Die OH*-CL Aufnahme wurde jedoch schon vor dem Flammenrückschlagsereignis abgeschlossen. Insgesamt zeigen die OH*-CL-Bilder die gleichen Strukturen wie mit dem optischen Mischrohr. Die Flammen sind kegelförmig, haben eine ähnliche Länge und stabilisieren mit geringer Abhebehöhe am Düsenrand. Die höchsten OH*-Intensitäten liegen in den Scherschichten nahe des Düsenaustritts.

Des Weiteren enthält Abbildung 5.16 ein Diagramm, das die zugehörigen adiabaten Flammentemperaturen der jeweiligen Betriebspunkte über der Jetgeschwindigkeit aufträgt. In diesem Diagramm sind die vier stationären Betriebe als blaue Punkte, und der Betriebspunkt des Flammenrückschlags rot markiert. Man erkennt, dass sowohl die Jetgeschwindigkeit als auch die adiabate Flammentemperatur mit höherem Brennstoffmassenstrom zunehmen.

5.4.2 Variation der Spülluft

Um den Einfluss der Spülluft auf das Eintreten von Flammenrückschlägen nachzuweisen, wurden mehrere Versuchsreihen mit unterschiedlichen Spülluftmengen durchgeführt. Neben den Spülluftvariationen wurde eine Vielzahl unterschiedlicher Kombinationen aus Brennkammerdruck, Luftgeschwindigkeit und Luftvorheiztemperatur untersucht. Die Spülluftvariationen sowie die jeweiligen Kurzbezeichnungen der Konfigurationen sind in Tabelle 5.2 zusammengetragen und aufsteigend nach der prozentualen Spülluftmenge bezogen auf die Gesamtluftmenge sortiert. Für die Ermittlung des prozentualen Anteils der Spülluftmenge wurden Druckdifferenzmessungen über die Spülluftblenden bei verschiedenen Bedingungen durchgeführt. Die Ergebnisse wurden dem Projektpartner Siemens Energy zur Verfügung gestellt, der mittels CFD Simulationen die entsprechenden Massenströme ermittelte.

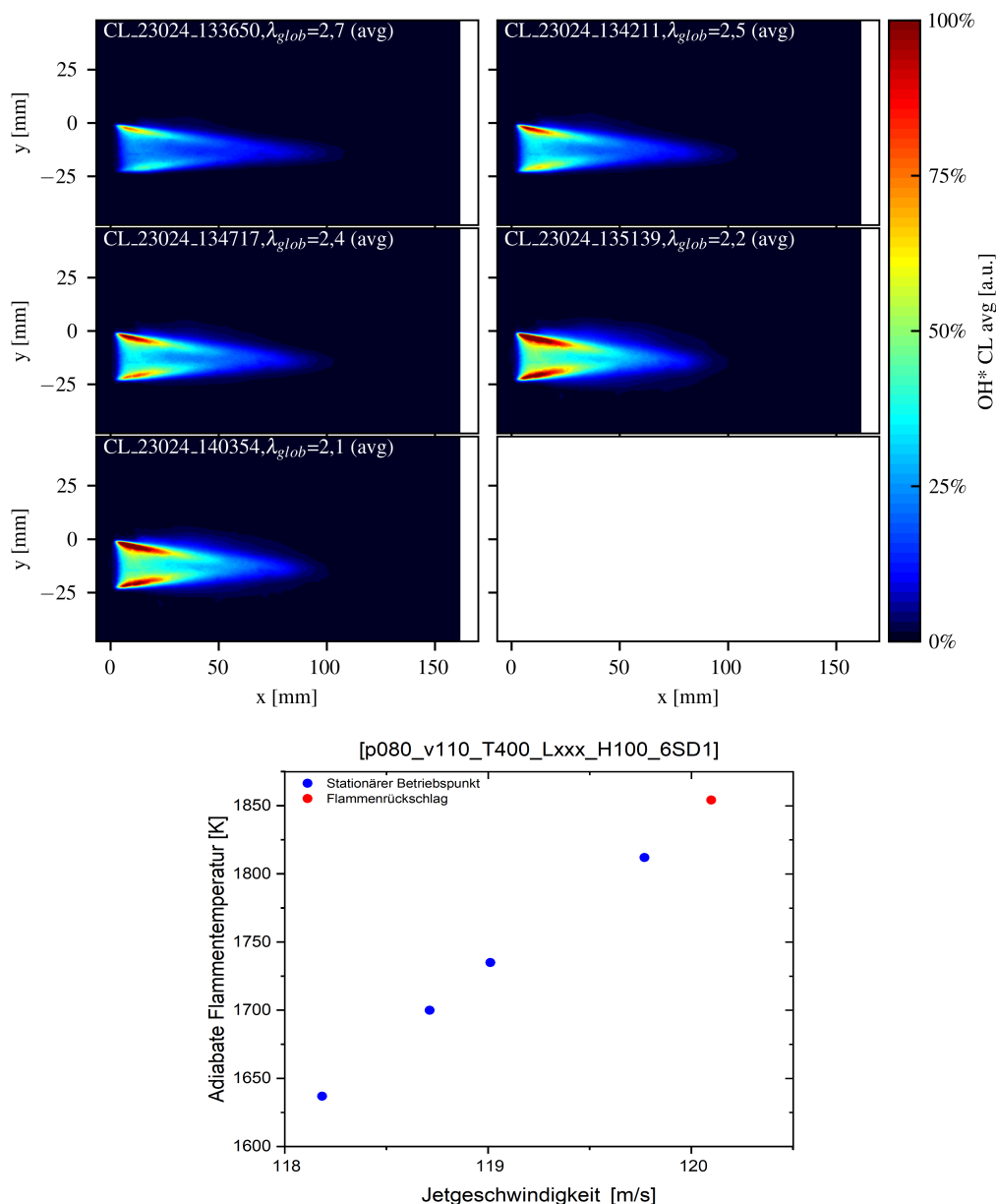


Abbildung 5.16: *Lambda-Sweep bei gleichbleibendem Luftstrom. Oben: Bildserie aus OH*-CL-Aufnahmen mit abnehmender Luftzahl λ_g . Unten: adiabate Flammentemperaturen entsprechender stationärer Betriebspunkte (blau) und eines Betriebspunktes mit Flammenrückschlag (rot) in Abhängigkeit der Jetgeschwindigkeit.*

Für die in Tabelle 5.2 letztgenannten Spülluft-Konfigurationen „6SD3“ und „Ganz offen“ wurden keine Spülluftmengen errechnet, da bei diesen Varianten im untersuchten Betriebsbereich keine Flammenrückschläge auftraten und sie daher als für die Untersuchungen weniger relevant betrachtet wurden.

Mit der Variante „Ganz offen“, für die keine Einschrauber verwendet wurden, konnte auch bei Betriebsbedingungen jenseits technischer Relevanz keine Flammenrückschläge provoziert werden. Die Betriebsbedingungen umfassten einen Brennkammerdruck bis 16 bar, eine minimale Luftgeschwindigkeit von 50 m/s, eine Luftzahl von $\lambda = 1,3$ (maximale Flammentemperatur) und eine höhere Luftvorheiztemperatur von $T = 550$ °C.

Spülluftvariation			
Öffnungen	Durchmesser	Kurzbezeichnung	Spülluftanteil
Blockiert	–	–	0 %
3	∅1 mm	3SD1	1 %
4	∅1 mm	4SD1	1,33 %
5	∅1 mm	5SD1	1,66 %
6	∅1 mm	6SD1	2 %
6	∅1,2 mm	6SD1.2	3 %
6	∅1,8 mm	6SD1.8	6 %
6	∅3 mm	6SD3	unbekannt
6	Ganz offen	–	unbekannt

Tabelle 5.2: *Untersuchte Varianten der Spülluftkonfiguration und deren Kurzbezeichnungen.*

Bei der Variante mit 6 Spülluftöffnungen mit Bohrungsdurchmessern von je 3 mm (6SD3) ließen sich im untersuchten Betriebsbereich ebenfalls keine Flammenrückschläge beobachten, wobei der Betriebsbereich mit einem Brennkammerdruck von 8 bar, einer Luftgeschwindigkeit von 80 m/s, einer Luftvorheiztemperatur von 550 °C und einer Luftzahl von $\lambda = 1,3$ gegenüber der Variante „Ganz offen“ hinsichtlich der Parameter, die Flammenrückschlag begünstigen, etwas eingeschränkter war.

Die Betriebsgrenzen des metallischen Mischrohrs wurden auch bei komplett geschlossenen Spülluftblenden, also ohne Spülluft, bei einem Brennkammerdruck von 8 bar untersucht. Bei dieser Konfiguration kam es jedoch bereits bei sehr niedrigen Flammentemperaturen zu einer Beeinflussung der Verbrennung durch die Geometrie der Spülluftvorrichtung, weshalb der stabile Betriebsbereich auch ohne Flammenrückschlag stark eingeschränkt war.

Die Experimente mit 3 Spülluftöffnungen mit Durchmessern von je 1 mm (3SD1) wiesen Flammenrückschläge bei vier Betriebspunkten auf, von denen jedoch drei mit einem wärmebelastet deformierten Mischrohr betrieben wurden. Bei dem deformierten Mischrohr war auffällig, dass die Flammenrückschläge entgegen der Erwartungen bei kleineren Luftzahlen ($\lambda = 1,7 \dots 1,8$), eintraten. Nachdem das Mischrohr durch ein neues ersetzt wurde, trat der Flammenrückschlag bei einem Brennkammerdruck von 8 bar, einer Luftgeschwindigkeit von 110 m/s und einer Luftvorheiztemperatur von 400 °C bereits bei einer Luftzahl von $\lambda = 2,8$ ein.

Bei den gleichen Betriebsbedingungen wurden bei der Untersuchung der Variation mit 4 Spülluftöffnungen mit Durchmessern von 1 mm (4SD1) Flammenrückschläge bei Luftzahlen von $\lambda = 2,3$ – $2,4$ beobachtet. Im Vergleich verzeichnete die Spülluftvariation mit 5 Spülluftöffnungen mit Durchmessern von 1 mm (5SD1) bei sonst gleichen Betriebsbedingungen Flammenrückschläge bei einer Luftzahl von $\lambda = 2,0$.

Während des Betriebs der Variation mit 6 Spülluftöffnungen mit je 1 mm Durchmesser (6SD1) wurde zunächst bis zu dem Betriebspunkt mit 8 bar Brennkammerdruck, 70 m/s Luftgeschwindigkeit, 550 °C Luftvorheiztemperatur sowie einer Luftzahl von $\lambda = 1,4$ kein Flammenrückschlag beobachtet, bis das Mischrohr aufgrund der hohen thermischen Belastung beschädigt wurde. Daraufhin musste das Mischrohr ersetzt werden, bevor die Untersuchungen für diese Variation fortgesetzt werden konnten. Nach Montage des neuen Mischrohrs wurden für Luftgeschwindigkeiten zwischen 80 und 110 m/s fünf Flammenrückschläge im Luftzahlbereich $\lambda = 2,0 \dots 2,4$ beobachtet. Dies lässt vermuten, dass die zuvor gefundenen Betriebsgrenzen bis $\lambda < 2$ auf das beschädigte Mischrohr zurückzuführen sind.

Die Variation mit 6 Spülluftöffnungen mit je 1,2 mm Durchmesser (6SD1.2) wurde bei Brennkammerdrücken von 8 und 12 bar und bei einer Luftgeschwindigkeit von 110 m/s untersucht, wobei es bei 8 bar Brennkammerdruck mit Luftzahlen von $\lambda = 1,95$ – $2,25$ und bei 12 bar mit Luftzahlen von $\lambda = 2,1$ zu Flammenrückschlä-

gen kam. Flammenrückschläge wurden auch mit der Konfiguration mit 6 Spülluftöffnungen mit je 1,8 mm Durchmesser (6SD1.8) beobachtet. Bei einem Brennkammerdruck von 8 bar fand der Flammenrückschlag mit $\lambda = 1,65$ statt, und bei 12 bar mit $\lambda = 1,7$.

Diese Ergebnisse sind im Einklang mit der Erwartung, dass sich der Flammenrückschlag mit zunehmendem Spülluftanteil zu kleineren Luftzahlen und damit zu höheren adiabaten Flammentemperaturen verschiebt. Abbildung 5.17 beinhaltet eine Übersicht von Flammenrückschlagsereignissen mit unterschiedlichen Spülluftkonfigurationen und Betriebsbedingungen aus zwei Testabschnitten. Enthalten sind Betriebspunkte bei zwei unterschiedlichen Brennkammerdrücken, einer Luftgeschwindigkeit und zwei Luftvorheiztemperaturen. Hierbei ist zu berücksichtigen, dass wegen der Beschädigung des Mischrohrs während des Messtestabschnitts *OptiSysKom 1* mit einer gewissen Streuung des Flammenrückschlageintritts zu rechnen ist.

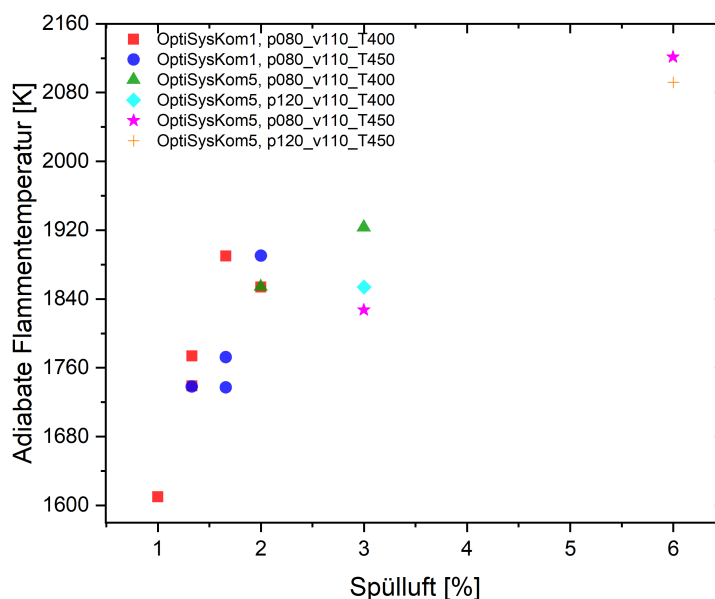


Abbildung 5.17: Adiabate Flammentemperaturen bei Flammenrückschlagsereignissen in Abhängigkeit der Spülluft. Die Betriebsbedingungen umfassen unterschiedliche Brennkammerdrücke und Luftvorheiztemperaturen.

5.4.3 Mischrohr mit größerer Wandstärke

Um die Anfälligkeit des metallischen Mischrohrs gegenüber thermischer Belastung durch Flammenrückschlagsereignisse zu verringern, wurde ein Mischrohr mit aufgedickter Wandstärke verwendet. An der Spitze des Mischrohrs war die Wandstärke in diesem Fall um Faktor 3 höher. Dabei wurde auch der Einfluss der dickeren Wand auf das Auftreten des Flammenrückschlags analysiert. Während des Betriebs mit dem aufgedickten Mischrohr wurde im untersuchten Betriebsbereich kein Flammenrückschlag beobachtet: Mit der Spülluftkonfiguration 6SD1 wurde das vorne dickere Mischrohr bis zu einer Luftzahl von $\lambda = 1,65$ entsprechend einer adiabaten Flammentemperatur von 1850 °C betrieben, was bereits außerhalb des Zielbereichs der Flammentemperatur lag.

Die Ursache für die verschobene Betriebsgrenze hin zu höheren Temperaturen liegt vermutlich an den geänderten Bedingungen bezüglich des Wärmeübergangs an der Mischrohrspitze. Einen Hinweis darauf geben die gemessenen Materialtemperaturen an der Mischrohrspitze. Bei diesem Betriebspunkt wies die Mischrohrspitze

an der Messstelle 120° (radiale Position) eine Temperatur von 500 °C auf. Bei den dünneren Mischrohren betrug bei $\lambda = 2,2$ (adiabate Flammentemperatur 1540 °C) und bei der gleichen Spülluftkonfiguration die Materialtemperatur bereits 630 °C an der gleichen Messstelle.

Der Unterschied der Temperaturen an der Düsenkante zwischen beiden Mischrohren wird deutlich, wenn man die Materialtemperaturen bei der gleichen Luftzahl $\lambda = 2,2$ vergleicht. Hier betrug die Materialtemperatur beim dickwandigen Mischrohr 450 °C im Vergleich zu 630 °C beim dünnwandigen Mischrohr.

5.4.4 Erweiterung des Betriebsbereichs

Wie in Kapitel 4 und in den Abschnitten davor thematisiert, sind die technischen Details des optischen und metallischen Mischrohrs unterschiedlich. Vor allem verfügt das metallische Mischrohr über eine Zusatzeinrichtung mit Spülluft zur Vermeidung von Flammenrückschlägen. Die Wirksamkeit dieser Zusatzeinrichtung wird plakativ in Abbildung 5.18 dargestellt. Die Daten sind auf Versuche bei einem Brennkammerdruck von 8 bar, es werden aber unterschiedliche Eintrittstemperaturen und Luftgeschwindigkeiten dargestellt.

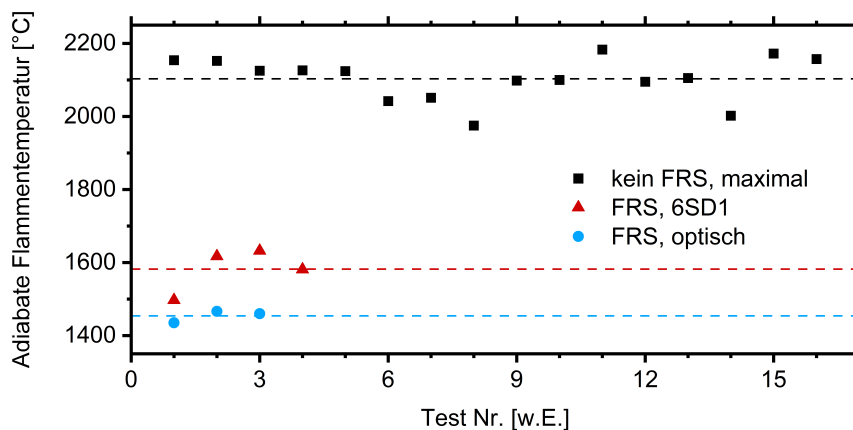


Abbildung 5.18: Vergleich der Flammenrückschlagsgrenzen für das optische Mischrohr mit den Grenzen bzw. dem stabilen Betrieb des metallischen Mischrohrs mit Zusatzvorrichtung.

Auf der x-Achse ist eine arbiträre Testnummer angegeben. Als Basislinie dienen Versuche mit dem optischen Mischrohr (blaue Punkte), für die die adiabate Flammentemperatur der Flammenrückschlagsgrenzen gezeigt wird (Legende: FRS (Flammenrückschlag), optisch). Die gestrichelte Linie gibt den Mittelwert der 3 Datenpunkte an. Mit schwarzen Quadraten und der schwarzen Linie sind umfangreiche Messungen mit dem metallischen Mischrohr zusammengefasst, bei denen keine Flammenrückschläge bis zu den angegebenen Flammentemperaturen gefunden werden konnten (Legende: kein FRS, maximal). Das war dadurch möglich, dass die Spülluftmenge für die Flammenrückschlagsverhinderungsvorrichtung maximal war und die Betriebsbedingungen über den derzeit möglichen realen Einsatzparametern lagen. Man erkennt sofort, dass diese Zusatzeinrichtung sehr effektiv die Betriebsgrenzen hinsichtlich Flammenrückschlag verschieben kann. Die roten Dreiecke und die rote Linie zeigen Daten für eine Konfiguration, bei der die Zusatzeinrichtung mit sehr geringer Spülluftmenge betrieben wurde (Legende: FRS, 6SD1); die eingetragenen Punkte sind wiederum gemessene Flammenrückschlagsgrenzen. Bereits eine geringe Spülluftmenge bewirkt eine Verschiebung der Grenzen stabilen Betriebs hin zu höheren Flammentemperaturen und liegt damit im relevanten Bereich für moderne Gasturbinen.

5.5 PIV-Ergebnisse

Um das Geschwindigkeitsfeld stromab des Düsenauslasses zu erfassen wurden PIV-Messungen durchgeführt. Die Messungen wurden sowohl im reagierenden und als auch im nicht-reagierenden Fall (ohne Brennstoff) ausgeführt. In diesem Abschnitt wird eine Strömungsfeldserie für den großen Bildausschnitt exemplarisch zur Visualisierung des globalen Strömungsverhaltens vorgestellt und diskutiert. Bei dem Betriebspunkt dieser Messungen betrug der Brennkammerdruck 8 bar, die Vorheiztemperatur 400 °C, die Luftgeschwindigkeit 110 m/s bei der Spülluftvariation 6SD1.8 (6 % Spülluft). Im reagierenden Fall ergab sich eine Luftzahl von $\lambda = 2,2$ bei einem Durchsatz von 100 % Wasserstoff. Die Geschwindigkeitsfelder für die verschiedenen Messebenen parallel zur z-Achse sind der Abbildung 5.19 zu entnehmen.

Im nicht-reagierendem Fall ist die Geschwindigkeit auf der Mittelachse nahe der nominellen Luftgeschwindigkeit von 110 m/s. Bei der Verschiebung der Messebene in Richtung $z > 0$ ist zu erkennen, dass sich die Strömung langsam entlang der x-Achse ausbreitet. Je weiter die Messebene von der Mittelachse und dem Düsenaustritt entfernt ist, desto niedriger wird die Strömungsgeschwindigkeit und eine ausgeprägte Rezirkulationszone etabliert sich im Volumen oberhalb des Strahls. Im reagierenden Fall mit einer vorhandenen Flamme ändert sich das Strömungsfeld. Die Strömungsgeschwindigkeit auf der Mittelachse wird aufgrund der sich verbrennungsbedingt expandierenden Gase um mehr als 10 % erhöht. Des Weiteren vergrößert sich der Strahldurchmesser relativ früh, da die Gase auch in radialer Richtung expandieren. Diese radiale Expansion führt vor allem in der Nähe des Düsenaustritts zu einer Komprimierung der Rezirkulationszone oberhalb des Strahls. Weiter stromab ist der Strahldurchmesser vergleichbar mit dem nicht-reagierenden Fall, obwohl die Strömungsgeschwindigkeiten aufgrund der Verbrennung mit den einhergehenden hohen Temperaturen deutlich höher sind. Für beide Fälle (mit und ohne Flamme) waren die Geschwindigkeitsfelder auf der Seite für $z < 0$ bezüglich der Düse, die in einem größeren Raster abgefahren wurden, vergleichbar mit den in Abbildung 5.19 dargestellten Geschwindigkeitsfeldern. Dies deutet auf eine gute Symmetrie des Strömungsfelds bezüglich der Düsenmittelachse hin.

Die Verbrennung zusammen mit der Verwendung von Seeding-Partikeln führt jedoch dazu, dass die Transparenz der Fensterscheiben inhomogen und rasch abnimmt und damit verbundene störende Reflexionen zunehmen. Daraus folgt, dass mit Fortgang der Messungen die bevorzugte Auswertungsmethode, nämlich über eine Kreuzkorrelation der einzelnen Bilder und anschließende Mittelung, nicht mehr zuverlässig verwendet werden kann. Bei den in Abbildung 5.19 gezeigten Ergebnissen wurde das Strömungsfeld im reagierenden Fall auf der Mittelebene mit einer Berechnung des Vektorfeldes der einzelnen Bilder erfolgreich ermittelt. Allerdings schon in der Ebene $z = +2$ mm sowie in allen darauffolgenden Messebenen musste auf die sogenannte „Sum of Correlation“ zurückgegriffen werden (siehe Abschnitt 4.10). Anhand der (Glätte der) Stromlinien in diesen Bildern wird deutlich, dass die Qualität der Daten vor allem bei niedrigen Strömungsgeschwindigkeiten nicht so hoch ist, wie für die anderen Messebenen. Dennoch ist das Strömungsfeld repräsentativ und globale Eigenschaften sind gut zu erkennen. Die dargestellte Dichte der Stromlinien dient rein der Visualisierung und hat somit keine physikalische Bedeutung. Sie lässt keine Aussage über die Strömungsgeschwindigkeit zu, da sie arbiträr nur durch den Algorithmus von DaVis definiert wird; in der unteren Hälfte mancher Messebene ist das teilweise zu sehen.

Es sind mehrere weitere Datensätze der Strömungsfeldmessung verfügbar. Außerdem wurden für mehrere Messserien neben den gemittelten Geschwindigkeitsfeldern instantane Messergebnisse ausgewertet, um Aufschluss über instantane Phänomene zu erhalten.

Wie bereits in Kapitel 1.3.2 erwähnt, wurden PIV-Messungen innerhalb des optischen Mischrohrs erprobt und deren Durchführbarkeit experimentell geprüft; diese sind jedoch fehlgeschlagen. Der Hauptgrund dafür liegt in den oben erwähnten Reflexionen aufgrund von Ablagerungen der Seeding-Partikel an den Wänden. In der Brennkammer erfolgen die Reflexionen (zu Beginn) vor allem an Oberflächen parallel zur Beobachtungsrichtung der PIV-Kamera; sie können daher ausgeblendet werden. Die gekrümmte Oberfläche des Mischrohrs reflektiert jedoch unmittelbar nach Beginn der Messung Streulicht in Richtung der Beobachtungskamera, dessen Intensität höher als das Messsignal ist.

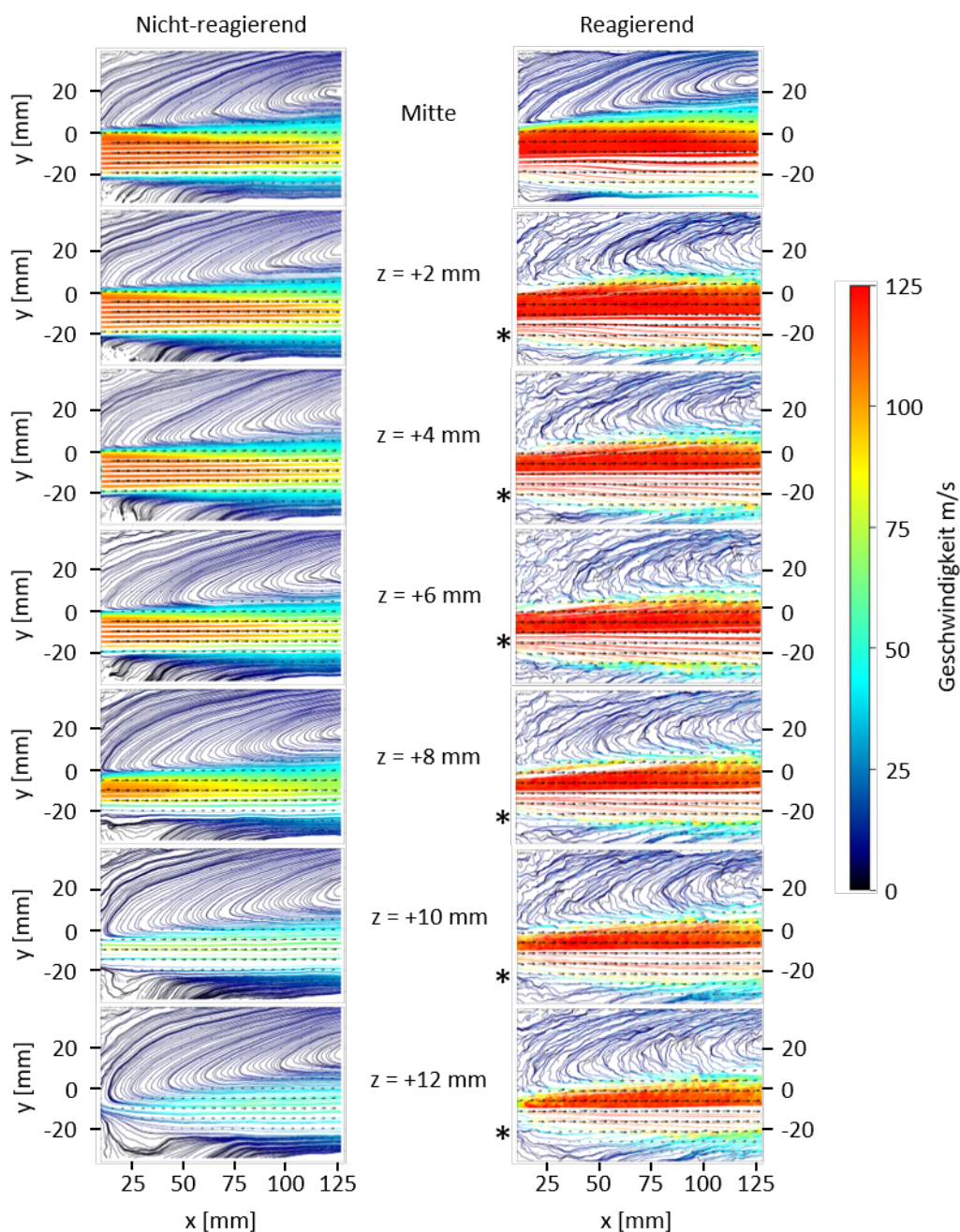


Abbildung 5.19: PIV-Ergebnisse für Messebenen $z \geq 0$ stromab des Mischrohrendes. Links: nicht-reagierende Strömung. Rechts: Strömung mit Verbrennung. Die Messebenen, bei denen „Sum of Correlations“ verwendet wurden, sind mit „*“ markiert.

5.6 Ergebnisse der Absorptionsmessungen

Die durchgeführten Messungen waren die ersten Messungen mit Laserabsorptionsspektroskopie am Hochdruckbrennkammerprüfstand HBK-S. Daher mussten einige Vorgehensweisen zunächst erprobt werden. Im Folgenden werden daher als erstes die Erfahrungen mit den Druckdurchführungen und dem optischen Aufbau berichtet, und danach werden Ergebnisse der Absorptionsmessungen vorgestellt.

5.6.1 Druckdurchführung und Umgebungsbedingungen

Für die Durchführung der Lichtleiter in das Druckgehäuse wurde zunächst eine kommerzielle Lösung eingesetzt. Hierbei werden die Fasern mit Hilfe einer Überwurfmutter in Graphit verpresst. Insbesondere bei sehr dünnen (ca. 0,1 mm) Einzelmodenfasern muss das Einfädeln und anschließende Verpressen der Fasern mit großer Vorsicht geschehen. Es hat sich bewährt, einen zusätzlichen Metalldraht mit zu verpressen, welcher ein Verdrehen der Graphitkörper verhindert. Dies kann ansonsten schnell zu einem Abscheren der Fasern führen. Durch das Verpressen wirkt ein relativ hoher Druck mechanisch auf die Lichtleiter ein. Der Druck führte zu einem starken Signalverlust von ca. 90 %, welcher nur teilweise durch höhere Laserleistung kompensiert werden konnte. Als Alternative wurde daher das Verkleben der Lichtleiter in einem Edelstahlrohr mit Sauereisen-Zement getestet. Hierbei wirkt kein Druck auf die Lichtleiter und es kommt zu keinem Signalverlust. Diese Methode hat sich als sehr brauchbar erwiesen. Beide Methoden sind in Abb. 5.20 zu sehen. Nach ersten Erprobungen und Messungen direkt am HBK-S wurden die Druckdurchführungsmethoden iterativ an einem separaten Druckbehälter weiterentwickelt und getestet.

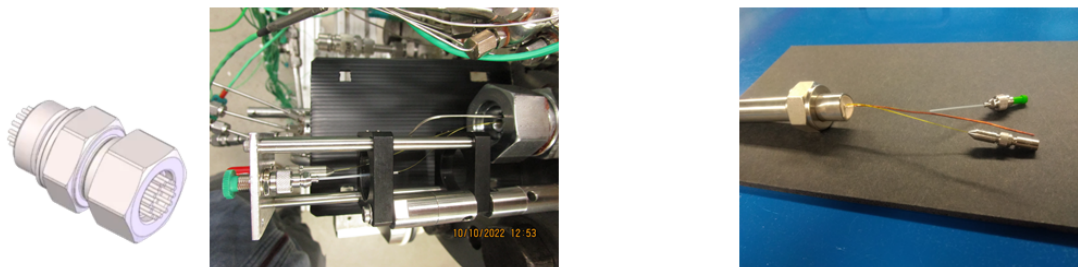


Abbildung 5.20: Links: Foto und Skizze der Graphit gedichteten Druckdurchführung von TKE.
Rechts: Lichtleiter eingeklebt in Edelstahlrohr mit Sauereisen-Zement.

Optiken und Lichtleiter haben die Bedingungen in der Druckkammer gut überstanden. Allerdings führten die hohen Temperaturen in der unmittelbaren Nähe der optischen Brennkammer teilweise zu einer Dejustage des Strahlengangs. Dies führte zu weiteren Signalverlusten von ca. 90 % und damit schlechterer Signalqualität. Eine Befestigung der Optikhalter an den massiven Streben des Versuchsträgers könnte dies in Zukunft verbessern.

5.6.2 Absorptionsmessungen

Das Intensitätsverhältnis der beiden ausgewählten Linien bietet eine gute Möglichkeit, die Temperatur zu bestimmen. Da bei der Absorptionsspektroskopie entlang der Sichtachse integriert wird und in dem vorliegenden Experiment jeweils Gas neben der Düse und innerhalb des Düsenaustritts gemessen wird, ist eine lokal aufgelöste, exakte Temperaturenaussage schwierig. Dies war auch nicht Ziel der Untersuchungen. Ein Flammrückschlag wäre hingegen sehr deutlich erkennbar, da dieser zu einem signifikanten Anstieg der Intensität der „heißen“ Linie (1469,3 nm) relativ zur „kalten“ Linie (1391,7 nm) führt.

Für die Messungen am Hochdruckprüfstand wurde die Druckdurchführung mit Graphitdichtung verwendet, da sie zum Einsatzzeitpunkt verfügbar und zertifiziert war. Wie oben erwähnt wurden die Messungen durch

den Signalverlust durch die Hochdruckdurchführung und durch thermisch bedingte Dejustage erschwert. In Abbildung 5.21 sind beispielhaft Absorptionsspektren bei 4 und 8 bar gezeigt. Der Laser wurde mit einer Wiederholrate von 10 kHz betrieben. Durch das schwache Signal mussten 1000 Laserpulse gemittelt werden, um ein ausreichendes Signal-Rausch-Verhältnis zu erzielen. Damit ergibt sich eine effektive Messrate von 10 Hz. Beide Absorptionslinien können eindeutig identifiziert werden. Deutlich ist auch die Druckverbreiterung zu erkennen, die bei 8 bar zu breiteren Absorptionslinien führt. Mit den verwendeten Lasern stellen 8 bar ungefähr die Obergrenze dar, bei der noch zuverlässige Messungen möglich sind. Bei höheren Drücken ist eine vollständige Auflösung der Linien aufgrund der Druckverbreiterung nicht mehr realisierbar. Eine Lösung könnte in diesem Fall Wellenlängenmodulationsspektroskopie sein, welche sich mit dem experimentellen Aufbau ebenfalls umsetzen ließe [5].

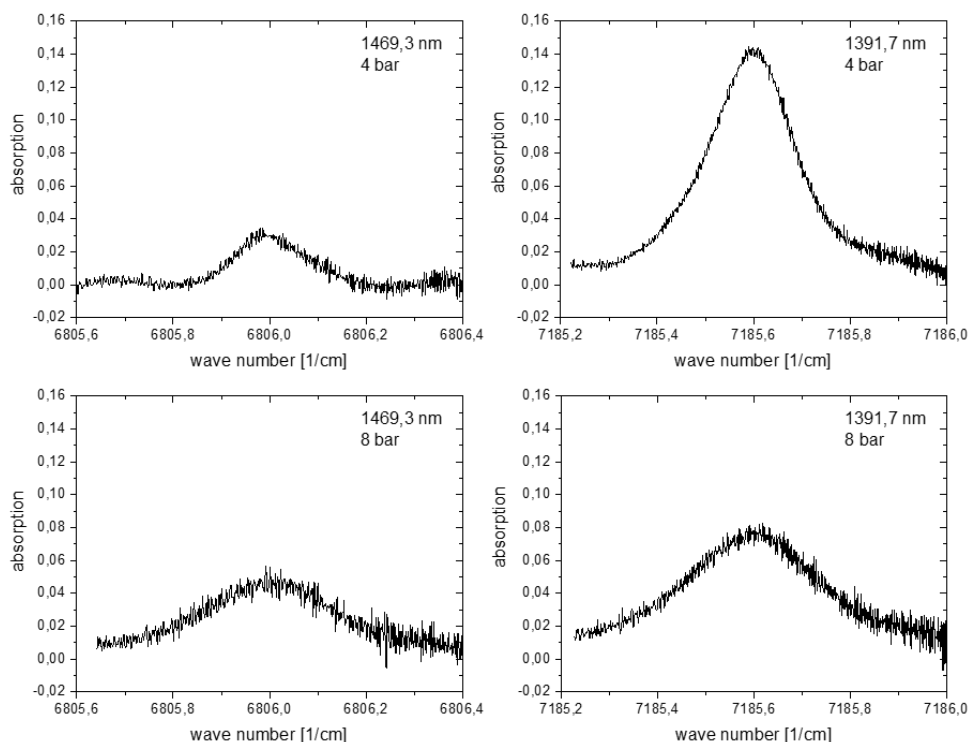


Abbildung 5.21: Absorptionsspektren von Wasser bei 1469,3 nm (links) und 1391,7 nm (rechts) bei 4 bar (oben) und 8 bar (unten).

In der Untersuchung konnte zum ersten Mal Laserdiodenabsorptionsspektroskopie erfolgreich am HBK-S bei Drücken bis 8 bar eingesetzt werden. Eine Herausforderung stellte die Durchführung der Lichtleiter in die Hochdruckkammer dar. Hierfür wurde eine Lösung gefunden, welche die Signalqualität bei zukünftigen Messungen deutlich verbessern würde. Während der Absorptionsmessungen am Hochdruckprüfstand kam es leider zu keinem Flammenrückschlag. Daher konnte die Machbarkeit der Absorptionsmessungen zwar gezeigt werden, aber die Detektion eines Flammenrückschlags nicht direkt demonstriert werden.

6 Zusammenfassung

Jetstabilisierte Brenner stellen eine moderne Lösung für Gasturbinen dar, die sich durch Brennstoff- und Lastflexibilität, niedrige Emissionen und hohe Zuverlässigkeit auszeichnen. Die Machbarkeit des Betriebs mit 100 % Wasserstoff wurde durch intensive Untersuchungen zur Zuverlässigkeit bestätigt, die insbesondere im Hinblick auf Flammenrückschlag und Selbstzündung aufgrund der hohen Reaktivität von Wasserstoff notwendig sind. Einzeldüsenuntersuchungen bieten hierfür ein adäquates und bereits erprobtes Mittel, da sie die Verwendung von Originalkomponenten unter definierten Randbedingungen und detaillierte Untersuchungen in optischen Brennkammern ermöglichen.

Das berichtete Teilvorhaben *Flexibles Gasturbinenverbrennungssystem für die nächste Gasturbinengeneration – Brennstoffe mit hohem Wasserstoffanteil, Untersuchung im Labormaßstab* ist Teil des AG Turbo Verbundvorhaben *OptiSysKom – Optimierung der Prozesse und Systeme sowie der Lebensdauer der Gesamtanlage und ihrer Komponenten* und adressierte förderpolitische Ziele des 7. Energieforschungsprogramms im Abschnitt *Thermische Kraftwerke*. Es ermöglichte Untersuchungen zur Brennstoffflexibilität und Dekarbonisierung durch die Nutzung von Wasserstoff als Energieträger. Das Teilvorhaben wurde im Zeitraum 01.04.2020–31.03.2024 am DLR Institut für Verbrennungstechnik durchgeführt, an dem seit 20 Jahren an jetstabilisierten Brennersystemen (auch bekannt als FLOX®-Gasturbinenbrenner) ebenso geforscht wird wie an den Grundlagen und Anwendungen der Wasserstoffverbrennungen. Eine Auflistung ausgewählter früherer Arbeiten dazu ist als Studie in diesem Bericht enthalten. Seit dem letzten hohen Interesse an Wasserstoff sind mehr als 10 Jahre vergangen, in denen sich die Gasturbinentechnik noch einmal deutlich weiterentwickelt hat. Deswegen waren neue Untersuchungen bei den Betriebsbedingungen von modernsten Gasturbinenentwürfen der nächsten Generation nötig.

Für die Untersuchungen kamen als wichtigstes Werkzeug der optisch zugängliche Hochdruckbrennkammerprüfstand HBK-S mit speziell entwickelter Testhardware zum Einsatz. Mit unterschiedlichen Messmethoden wurden relevante Daten für die Charakterisierung von Wasserstoffflammen ermittelt, insbesondere die Lage und Form der Flamme mit hoher räumlicher und zeitlicher Auflösung.

Bei den Untersuchungen im AG Turbo Projekt *OptiSysKom AP 2.2* wurde ausgehend vom stabilen Betrieb mit Erdgas das Flammenverhalten mit verschiedenen Erdgas-/Wasserstoffgemischen bis hin zu 100 % Wasserstoff systematisch untersucht und beschrieben. Dabei fiel die stark unterschiedliche Flammenstabilisierung bei Erdgas und Wasserstoff auch mit neuester Hardware auf, die schon früher gefunden wurde. Weiterhin gilt, dass alle Brennstoffzusammensetzungen mit demselben Verbrennungssystem zuverlässig umgesetzt werden konnten.

Für reine Wasserstoffflammen wurden Betriebsgrenzen bei realistischen Gasturbinenbedingungen ermittelt, wobei Einflussgrößen wie Druck, Eintrittstemperatur und Jetgeschwindigkeit systematisch variiert wurden. Im Bericht wird eine starke Abhängigkeit vom Druck gezeigt, wobei keine Flammenrückschläge bei sehr niedrigen Drücken im untersuchten Flammentemperaturbereich auftraten. Mit steigendem Brennkammerdruck zeigte sich hingegen ein asymptotischer Verlauf der Betriebsgrenze in Abhängigkeit von der Flammentemperatur. Höhere Jetgeschwindigkeiten wirken sich positiv auf die stabil erreichbaren adiabaten Flammentemperaturen aus. Die Reproduzierbarkeit von Flammenrückschlägen bei gleichen Betriebsbedingungen und gleicher Brennerkonfiguration lag bezüglich der Flammentemperatur im unteren zweistelligen Bereich.

Flammenrückschläge wurden mit Hilfe eines optischen Mischrohrs direkt beobachtet. Es wurde festgestellt, dass sie nur wenige Millisekunden dauern und bei den untersuchten Betriebszuständen immer wandnah ablaufen; ein Flammenrückschlag durch die Mitte wurde ebenso wie Selbstzündung nicht beobachtet. Eine Vorankündigung der Flammenrückschläge wurde durch lokales Aufleuchten der Kanten am optischen Mischrohr und teilweise

an metallischen Mischrohren festgestellt. Eine mögliche Erklärung dafür ist eine höhere lokale Erwärmung des Materials des Mischrohrs vor dem Flammenrückschlag auf Sekundenskala. Die Diskussion unter Expertinnen und Experten zeigt, dass weitere genaue Untersuchungen notwendig sind, um dieses Phänomen zu verstehen.

Die eingesetzten metallischen Mischrohre verfügten über eine Zusatzeinrichtung zur Vermeidung von Flammenrückschlägen. Diese ist sehr effektiv und verschiebt die zulässigen Betriebsparameter erheblich. Ihre Effizienz ist Gegenstand weiterer Untersuchungen.

Weitere gleiche oder ähnliche Experimente für verschiedene Mischrohrgrößen und Gasturbinenleistungsklassen sind dringend erforderlich, um einen zuverlässigen Betrieb für andere Größenklassen der Gasturbinen und der zugehörigen Verbrennungssysteme zu gewährleisten. Dies geschieht beispielsweise im neuen Verbundvorhaben *H2BED*. Die Optimierung der Emissionen bei der Wasserstoffverbrennung soll in späteren Projekten erfolgen.

A | **Frühere Arbeiten: Ausgewählte bisher nicht veröffentlichte frühere Projektinhalte**


A.1 COORETEC-turbo 2.1.2 Projektmeeting Siemens Mülheim 24.04.07; ausgewählte Folien

COORETEC-turbo 2.1.2

Projektmeeting Siemens Mülheim 24.04.07

Previous experiments

- Previous simulations
- Simulations for design of new burner
- High pressure experiments summer 2007
- Bilateral extension: Measurements of velocities

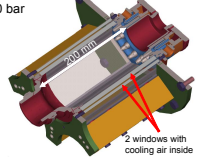
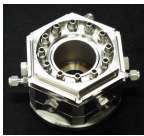



Folie 3 Institut für Verbrennungstechnik
COORETEC turbo Meeting, Siemens Mülheim - 24.04.2007

FLOX® Burner

Overview of Previous Experiments


- Parameter:
 - Nozzle diameter: 4.5 mm and 6.0 mm
 - mean velocity at exit of nozzle: $v_{nozzle} = 40 - 180$ m/s
 - fuel mixture: natural gas with 0%_{vol} – 40%_{vol} hydrogen
 - pressure: 10 – 30 bar, mainly 20 bar


Folie 4 Institut für Verbrennungstechnik
COORETEC turbo Meeting, Siemens Mülheim - 24.04.2007

Operating Conditions of High Pressure Experiments

- pressure: 10 – 30 bar
- air: 100 – 480 g/s, ($T_{air} = 500 - 735$ K)
- natural gas: 2 – 9.5 g/s, ($T_{gas} = 300$ K)
- hydrogen: 0.0 – 0.6 g/s, 0 – 40%_{vol} of fuel
- air equivalence ratio: $\lambda = 1.7 - 3.5$
- thermal power: 100 – 500 kW
- specific heat density: 0.6 – 2.9 MW/m²/bar, 3 – 15 MW/m³/bar



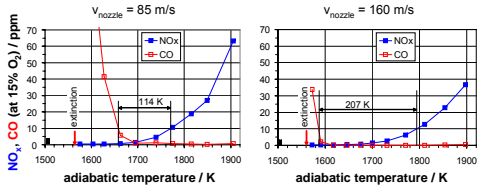
20 bar
 $\lambda = 2.6$
 < 1 ppm NO_x
 2.2 ppm CO




Folie 5 Institut für Verbrennungstechnik
COORETEC turbo Meeting, Siemens Mülheim - 24.04.2007

Operating Range

NO_x and CO Emissions versus T_{ad} for Different Velocities

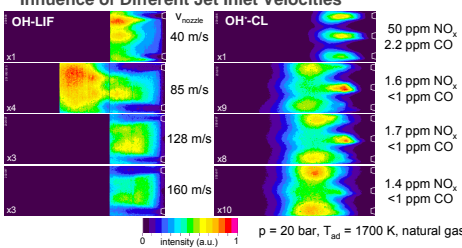


operating range of low emissions increased for higher velocities



Folie 6 Institut für Verbrennungstechnik
COORETEC turbo Meeting, Siemens Mülheim - 24.04.2007


Influence of Different Jet Inlet Velocities



50 ppm NO_x, 2.2 ppm CO
 1.6 ppm NO_x, <1 ppm CO
 1.7 ppm NO_x, <1 ppm CO
 1.4 ppm NO_x, <1 ppm CO

$p = 20$ bar, $T_{ad} = 1700$ K, natural gas

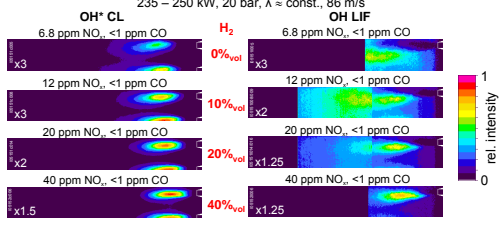
- increase of penetration depth of cold jets for higher velocities
- decrease of NO_x emissions for higher velocities



Folie 7 Institut für Verbrennungstechnik
COORETEC turbo Meeting, Siemens Mülheim - 24.04.2007


Influence of Different Hydrogen Content

235 – 250 kW, 20 bar, $\lambda \approx$ const., 86 m/s



6.8 ppm NO_x, <1 ppm CO
 12 ppm NO_x, <1 ppm CO
 20 ppm NO_x, <1 ppm CO
 40 ppm NO_x, <1 ppm CO

- decrease of the distance of the flame zone from the nozzles with higher H₂ content
- increase of NO_x emissions with increasing hydrogen content




Folie 8 Institut für Verbrennungstechnik
COORETEC turbo Meeting, Siemens Mülheim - 24.04.2007

FLOX® Burner – Experiments

Variation of Jet Velocity and Nozzle Diameter

- Experimental conditions:
 - $p = 20$ bar
 - fuel: natural gas

$v_{nozzle} = 90$ m/s $\phi_{nozzle} = 6.0$ mm	$v_{nozzle} = 40$ m/s $\phi_{nozzle} = 4.5$ mm	$v_{nozzle} = 85$ m/s $\phi_{nozzle} = 4.5$ mm	$v_{nozzle} = 160$ m/s $\phi_{nozzle} = 4.5$ mm
$\lambda = 2.1 - 2.8$	$\lambda = 1.9 - 2.4$	$\lambda = 1.8 - 2.5$	$\lambda = 1.9 - 2.7$
$v_{nozzle} = 83 - 92$ m/s $P_{thrust} = 15 - 21$ kW/bar $T_{flame} = 407 - 443^\circ$ C $T_{jet} = 1515 - 1770$ K NO _x : <1 – 55 ppm CO: <1 ppm CL/LIF etc.	$v_{nozzle} = 36 - 42$ m/s $P_{thrust} = 5 - 7$ kW/bar $T_{flame} = 290 - 316$ K $T_{jet} = 1520 - 1760$ K NO _x : <1 – 77 ppm CO: <1 – 146 ppm CL/LIF etc.	$v_{nozzle} = 83 - 93$ m/s $P_{thrust} = 10 - 14$ kW/bar $T_{flame} = 383 - 420^\circ$ C $T_{jet} = 1575 - 1900$ K NO _x : <1 – 63 ppm CO: <1 – 540 ppm CL/LIF etc.	$v_{nozzle} = 156 - 170$ m/s $P_{thrust} = 16 - 24$ kW/bar $T_{flame} = 383 - 420^\circ$ C $T_{jet} = 1570 - 1900$ K NO _x : <1 – 37 ppm CO: <1 – 34 ppm CL/LIF etc.




Folie 9 Institut für Verbrennungstechnik
COORETEC turbo Meeting, Siemens Mülheim - 24.04.2007

FLOX® Burner – Experiments

Variation of Fuel Composition

- Experimental conditions:
 - $p = 20$ bar; $\phi_{nozzle} = 4.5$ mm; $v_{nozzle} = 90$ m/s
 - fuel: different mixtures of natural gas and hydrogen

0% _{vol} H ₂	10% _{vol} H ₂	20% _{vol} H ₂	40% _{vol} H ₂
$\lambda = 1.8 - 3.2$	$\lambda = 1.9 - 2.5$	$\lambda = 1.9 - 3.2$	$\lambda = 1.8 - 3.4$
$v_{nozzle} = 83 - 90$ m/s $P_{thrust} = 9 - 15$ kW/bar $T_{flame} = 398 - 423^\circ$ C $T_{jet} = 1550 - 1940$ K NO _x : <1 – 79 ppm CO: <1 – >1000 ppm CL/LIF etc.	$v_{nozzle} = 95 - 101$ m/s $P_{thrust} = 12 - 15$ kW/bar $T_{flame} = 417 - 434^\circ$ C $T_{jet} = 1650 - 1865$ K NO _x : 3 – 52 ppm CO: <1 ppm CL/LIF etc.	$v_{nozzle} = 92 - 100$ m/s $P_{thrust} = 10 - 15$ kW/bar $T_{flame} = 359 - 427^\circ$ C $T_{jet} = 1445 - 1870$ K NO _x : <1 – 59 ppm CO: <1 – >1000 ppm CL/LIF etc.	$v_{nozzle} = 84 - 93$ m/s $P_{thrust} = 8 - 15$ kW/bar $T_{flame} = 385 - 423^\circ$ C $T_{jet} = 1445 - 1960$ K NO _x : <1 – 129 ppm CO: <1 – >1000 ppm CL/LIF etc.



Folie 10 Institut für Verbrennungstechnik
COORETEC turbo Meeting, Siemens Mülheim - 24.04.2007

FLOX® Burner – Experiments

Variation of Jet Velocity

➤ Experimental conditions:
 $p = 20 \text{ bar}$; $\phi_{\text{nozzle}} = 4.5 \text{ mm}$
 fuel: natural gas with 40%_{vol} hydrogen

$v_{\text{nozzle}} = 90 \text{ m/s}$	$v_{\text{nozzle}} = 135 \text{ m/s}$	$v_{\text{nozzle}} = 178 \text{ m/s}$
$\lambda = 1.8 - 3.4$	$\lambda = 1.8 - 3.5$	$\lambda = 2.4 - 2.9$
$v_{\text{nozzle}} = 84 - 93 \text{ m/s}$ $P_{\text{nozzle}} = 8 - 15 \text{ kW/bar}$ $T_{\text{jet}} = 385 - 423^\circ\text{C}$ $T_{\text{flame}} = 1445 - 1960 \text{ K}$ $\text{NO}_x < 1 - 129 \text{ ppm}$ $\text{CO} < 1 - > 1000 \text{ ppm}$ CL/LIF	$v_{\text{nozzle}} = 128 - 137 \text{ m/s}$ $P_{\text{nozzle}} = 12 - 22 \text{ kW/bar}$ $T_{\text{jet}} = 418 - 432^\circ\text{C}$ $T_{\text{flame}} = 1455 - 1965 \text{ K}$ $\text{NO}_x < 1 - 87 \text{ ppm}$ $\text{CO} < 1 - > 1000 \text{ ppm}$ CL/LIF	$v_{\text{nozzle}} = 176 - 179 \text{ m/s}$ $P_{\text{nozzle}} = 18 - 22 \text{ kW/bar}$ $T_{\text{jet}} = 428 - 428^\circ\text{C}$ $T_{\text{flame}} = 1520 - 1965 \text{ K}$ $\text{NO}_x < 1 - 10 \text{ ppm}$ $\text{CO} < 1 - 43 \text{ ppm}$ CL/LIF

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Folie 11 Institut für Verbrennungstechnik
 COORETEC turbo Meeting Siemens Mülheim - 24.04.2007

FLOX® Burner – Experiments

Variation of Pressure (1)

➤ Experimental conditions:
 $\phi_{\text{nozzle}} = 4.5 \text{ mm}$; $v_{\text{nozzle}} = 45 \text{ m/s}$
 fuel: natural gas

$p = 10 \text{ bar}$	$p = 15 \text{ bar}$	$p = 20 \text{ bar}$	$p = 30 \text{ bar}$
$\lambda = 2.2$	$\lambda = 1.9$	$\lambda = 1.9$	
$v_{\text{nozzle}} = 47 \text{ m/s}$ $P_{\text{nozzle}} = 9 \text{ kW/bar}$ $T_{\text{jet}} = 219^\circ\text{C}$ $T_{\text{flame}} = 1554 \text{ K}$ $\text{NO}_x < 29 \text{ ppm}$ $\text{CO} < 1 \text{ ppm}$	$v_{\text{nozzle}} = 43 \text{ m/s}$ $P_{\text{nozzle}} = 8 \text{ kW/bar}$ $T_{\text{jet}} = 283^\circ\text{C}$ $T_{\text{flame}} = 1745 \text{ K}$ $\text{NO}_x < 58 \text{ ppm}$ $\text{CO} < 1 \text{ ppm}$	$v_{\text{nozzle}} = 42 \text{ m/s}$ $P_{\text{nozzle}} = 7 \text{ kW/bar}$ $T_{\text{jet}} = 316^\circ\text{C}$ $T_{\text{flame}} = 1761 \text{ K}$ $\text{NO}_x < 77 \text{ ppm}$ $\text{CO} < 1 \text{ ppm}$ CL/LIF	

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Folie 12 Institut für Verbrennungstechnik
 COORETEC turbo Meeting Siemens Mülheim - 24.04.2007

FLOX® Burner – Experiments

Variation of Pressure (2)

➤ Experimental conditions:
 $\phi_{\text{nozzle}} = 4.5 \text{ mm}$; $v_{\text{nozzle}} = 90 \text{ m/s}$
 fuel: natural gas

$p = 10 \text{ bar}$	$p = 15 \text{ bar}$	$p = 20 \text{ bar}$	$p = 30 \text{ bar}$
$\lambda = 1.8$	$\lambda = 1.7$	$\lambda = 1.7$	
$v_{\text{nozzle}} = 81 \text{ m/s}$ $P_{\text{nozzle}} = 15 \text{ kW/bar}$ $T_{\text{jet}} = 297^\circ\text{C}$ $T_{\text{flame}} = 1798 \text{ K}$ $\text{NO}_x < 9 \text{ ppm}$ $\text{CO} < 1 \text{ ppm}$	$v_{\text{nozzle}} = 89 \text{ m/s}$ $P_{\text{nozzle}} = 15 \text{ kW/bar}$ $T_{\text{jet}} = 386^\circ\text{C}$ $T_{\text{flame}} = 1930 \text{ K}$ $\text{NO}_x < 44 \text{ ppm}$ $\text{CO} < 1 \text{ ppm}$	$v_{\text{nozzle}} = 95 \text{ m/s}$ $P_{\text{nozzle}} = 15 \text{ kW/bar}$ $T_{\text{jet}} = 432^\circ\text{C}$ $T_{\text{flame}} = 1953 \text{ K}$ $\text{NO}_x < 85 \text{ ppm}$ $\text{CO} < 1 \text{ ppm}$ CL/LIF	

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Folie 13 Institut für Verbrennungstechnik
 COORETEC turbo Meeting Siemens Mülheim - 24.04.2007

FLOX® Burner – Experiments

Variation of Pressure (3)

➤ Experimental conditions:
 $\phi_{\text{nozzle}} = 6.0 \text{ mm}$; $v_{\text{nozzle}} = 45 \text{ m/s}$
 fuel: natural gas

$p = 10 \text{ bar}$	$p = 15 \text{ bar}$	$p = 20 \text{ bar}$	$p = 30 \text{ bar}$
$\lambda = 1.9$		$\lambda = 1.8 - 2.1$	$\lambda = 2.1 - 2.4$
$v_{\text{nozzle}} = 48 \text{ m/s}$ $P_{\text{nozzle}} = 16 \text{ kW/bar}$ $T_{\text{jet}} = 304^\circ\text{C}$ $\text{NO} < 25 \text{ ppm}$ $\text{CO} < 1 \text{ ppm}$		$v_{\text{nozzle}} = 44 - 46 \text{ m/s}$ $P_{\text{nozzle}} = 12 - 13 \text{ kW/bar}$ $T_{\text{jet}} = 344 - 362^\circ\text{C}$ $T_{\text{flame}} = 1895 - 1825 \text{ K}$ $\text{NO} < 12 - 53 \text{ ppm}$ $\text{CO} < 1 \text{ ppm}$ CL/LIF	$v_{\text{nozzle}} = 45 - 48 \text{ m/s}$ $P_{\text{nozzle}} = 10 - 12 \text{ kW/bar}$ $T_{\text{jet}} = 398 - 413^\circ\text{C}$ $T_{\text{flame}} = 1615 - 1765 \text{ K}$ $\text{NO} < 1 - 34 \text{ ppm}$ $\text{CO} < 1 - 66 \text{ ppm}$ CL/LIF

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Folie 14 Institut für Verbrennungstechnik
 COORETEC turbo Meeting Siemens Mülheim - 24.04.2007

COORETEC-turbo 2.1.2

Projektmeeting Siemens Mülheim 24.04.07

➤ Previous experiments

Previous simulations

➤ Simulations for design of new burner
 ➤ High pressure experiments summer 2007
 ➤ Bilateral extension: Measurements of velocities

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Folie 15 Institut für Verbrennungstechnik
 COORETEC turbo Meeting Siemens Mülheim - 24.04.2007

FLOX® Burner


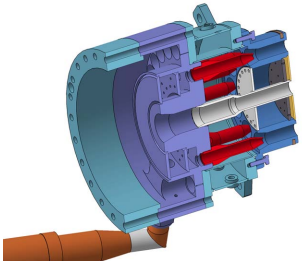
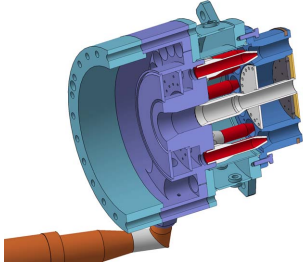
Overview of Previous Numerical Simulations

4.5 mm	6.6 mm	7.35 mm	8.90 mm	12.00 mm
AME FLOX-Burner $Q = 409 \text{ kW}$ $\lambda = 2.16$, 20bar TKR = 40mm	NGT FLOX-Burner $Q = 2.58, 2.5, 3.1$ 20 bar, 30 bar TKR = 40mm	CTT FLOX-Burner $Q = 614 \text{ kW}$ $\lambda = 2.16$, 20bar TKR = 40mm	CTT FLOX-Burner $Q = 818 \text{ kW}$ $\lambda = 2.16$, 20bar TKR = 40mm	CTT FLOX-Burner $Q = 1630 \text{ kW}$, 20bar $\lambda = 2.00, 2.16$ TKR = 40mm
Syngas FLOX-Burner $Q = 230-320 \text{ kW}$ $\lambda = 2.16-1.85$ 20bar $\phi = 50\% \text{ vol H}_2$	Investigation of different Reaction Mechanisms	Investigation of different Reaction Mechanisms	Investigation of different Reaction Mechanisms	Leeds Reaction Mechanisms
CTT FLOX-Burner $\lambda = 2.08, 2.5, 3.1$ 20 bar, 30 bar TKR = 40mm				
Influence of Pilot Burner Cavity				

TKR: - Kettenschieber
 CTT: COORETEC-turbo

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Folie 16 Institut für Verbrennungstechnik
 COORETEC turbo Meeting Siemens Mülheim - 24.04.2007

A.2 SynGas Burner HYPCS High Pressure Tests – Report

<p>DOC/FLOX® SynGas Burner HYPCS High Pressure Tests – Report</p> <hr/>  <p>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft</p> <p>Institut für Verbrennungstechnik Pflaffenwaldring 38-40 70569 Stuttgart</p> <p>Projektleitung Dr. Oliver Lammell Tel: 0711/6862-572 Fax: 0711/6862-578 Email: oliver.lammell@dlr.de</p> <p>Projektmitarbeiter Dr. Rainer Lückerrath Dr. Adam Steinberg Dr. Tim Rüdiger Manfred Kapernaum Christian Eberle Mark Wieler</p>	<p>DOC/FLOX® SynGas Burner HYPCS High Pressure Tests – Report</p> <hr/> <p>DOC/FLOX® SynGas Burner HYPCS High pressure tests</p> <p>Measurement campaign in Dec 2009 / Jan 2010</p> <p>TABLE OF CONTENTS</p> <p>I OVERVIEW I / 2 1 HYPCS burner versions I / 2 2 Test matrix I / 5</p> <p>II MEASUREMENT TECHNIQUES II / 1 1 OH⁺-Chemiluminescence II / 1 2 Natural and exhaust gas analysis II / 2 3 Operation point data evaluation II / 4 4 Pressure Dynamics II / 5 5 Coherent Anti-Stokes Raman Scattering (CARS) II / 5 6 Particle Image Velocimetry (PIV) II / 10</p> <p>III TEST FACILITY HBK-S III / 1</p> <p>IV TEST RESULTS IV / 1 1 Flame stability IV / 1 2 HYPCS 1 / 2 – Exhaust gas analysis IV / 10 3 HYPCS 1 / 2 – Flame shapes IV / 14 4 HYPCS 3 – Flame shapes IV / 17 5 HYPCS 3 – Exhaust gas analysis IV / 19 6 Velocity field measurements (PIV) IV / 20</p> <p>V APPENDIX V / 1 1 OH⁺-Chemiluminescence images V / 1 2 Pressure Dynamics V / 2 3 PIV Images V / 3</p>																								
<p>DOC/FLOX® SynGas Burner HYPCS High Pressure Tests – Report I. Overview Page I / 1</p> <hr/> <p>1 HYPCS BURNER VERSIONS</p> <p>1.1 HYPCS 1</p>  <p>Figure I.1: Cross section of HYPCS 1 combustor</p> <p>Table I.1: Design and operating parameters of FLOX® HYPCS 1 burner</p> <table border="1"> <tr><td>fuel composition (volume ratio H₂/N₂)</td><td>60 40</td></tr> <tr><td>nozzle rows</td><td>1</td></tr> <tr><td>number of nozzles</td><td>12</td></tr> <tr><td>nozzle diameter D</td><td>12 mm</td></tr> <tr><td>nozzle length L / nozzle diameter D</td><td>3</td></tr> <tr><td>fuel nozzle diameter</td><td>4 mm</td></tr> </table> <p style="text-align: right;">DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart</p>	fuel composition (volume ratio H ₂ /N ₂)	60 40	nozzle rows	1	number of nozzles	12	nozzle diameter D	12 mm	nozzle length L / nozzle diameter D	3	fuel nozzle diameter	4 mm	<p>DOC/FLOX® SynGas Burner HYPCS High Pressure Tests – Report I. Overview Page I / 2</p> <hr/> <p>1.2 HYPCS 2</p>  <p>Figure I.2: Cross section of HYPCS 2 combustor</p> <p>Table I.2: Design and operating parameters of FLOX® HYPCS 2 burner</p> <table border="1"> <tr><td>fuel composition (volume ratio H₂/N₂)</td><td>90 10</td></tr> <tr><td>nozzle rows</td><td>1</td></tr> <tr><td>number of nozzles</td><td>12</td></tr> <tr><td>nozzle diameter D</td><td>12 mm</td></tr> <tr><td>nozzle length L / nozzle diameter D</td><td>3</td></tr> <tr><td>fuel nozzle diameter</td><td>2.4 mm</td></tr> </table> <p style="text-align: right;">DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart</p>	fuel composition (volume ratio H ₂ /N ₂)	90 10	nozzle rows	1	number of nozzles	12	nozzle diameter D	12 mm	nozzle length L / nozzle diameter D	3	fuel nozzle diameter	2.4 mm
fuel composition (volume ratio H ₂ /N ₂)	60 40																								
nozzle rows	1																								
number of nozzles	12																								
nozzle diameter D	12 mm																								
nozzle length L / nozzle diameter D	3																								
fuel nozzle diameter	4 mm																								
fuel composition (volume ratio H ₂ /N ₂)	90 10																								
nozzle rows	1																								
number of nozzles	12																								
nozzle diameter D	12 mm																								
nozzle length L / nozzle diameter D	3																								
fuel nozzle diameter	2.4 mm																								

**DOC/FLOX® SynGas Burner
HYPCS**
 High Pressure Tests – Report
 I. Overview Page I / 3

1.3 HYPCS 3

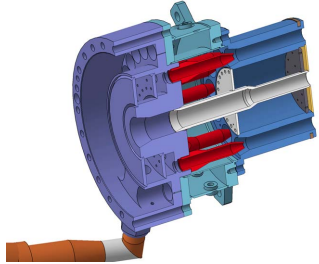


Figure I.3: Cross section of HYPCS 3 combustor

Table I.3: Design and operating parameters of FLOX® HYPCS 3 burner

fuel composition (volume ratio H ₂ /N ₂)	60 40
nozzle rows	1
number of nozzles	12
nozzle diameter D	12 mm
nozzle length L / nozzle diameter D	6
fuel nozzle diameter	4 mm

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

**DOC/FLOX® SynGas Burner
HYPCS**
 High Pressure Tests – Report
 I. Overview Page I / 4

1.4 Instrumentation

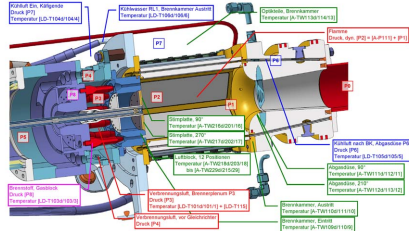


Figure I.4: Instrumentation of combustor

Figure 1.4 shows the instrumentation of the combustor. It is equipped with pressure, differential pressure and thermocouples. The readings of the gages are recorded continuously and are available in the Excel mastersheet according to the nomenclature provided in Figure 1.4.

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

**DOC/FLOX® SynGas Burner
HYPCS**
 High Pressure Tests – Report
 I. Overview Page I / 5

2 TEST MATRIX

Test no.	Days	Config.	Fuel type	Injector type	kg pressure [bar]	Preheat temperature [°C]	Jet velocity [m/s]	Mean length [L/D]
1	1.3	1	80/40	large	4	405	100	3
2					8	360	100	
3					2	360	150	
4					4	405	100	
5					8	360	100	
6					8	360	150	
7	7	3	??	??	8	405	100	6
8							150	

Table I.5: Test matrix of HYPCS measurement campaign (before the measurement campaign)

2.1 HYPCS 1

Figure 1.5 shows the initially laid-out test matrix for the HYPCS measurement campaign. The pressure variation for $p = 2, 4$ bar was successfully completed (Test #1, 2). The maximum hydrogen mass flow (9.95 g/s) limited the λ -sweep to values > 2.3 for $p = 8$ bar. Therefore, tests with reduced pressure $p = 6$ bar marked as series a (#3a, 5a, 6a) and $p = 7$ bar marked as series b (#3b, 4b) were carried out instead. In addition, a preheat temperature variation was conducted. Temperature measurements using CARS were carried out at operating conditions **HYPCS1-06-150-190-T455** and PIV flow field measurements at **HYPCS1-06-150-var-T455** (further information on the nomenclature of the operation conditions can be found in section II.3).

2.2 HYPCS 2

The pressure variation for $p = 2, 4$ bar was successfully completed (Test #7,8). The tests at $p = 8$ bar were carried out at reduced pressure of $p = 6$ bar (series #9a, 10a, 11a, 12a) due to the limitation of the maximum hydrogen mass flow. Furthermore, velocity and preheat temperature variations were conducted. Temperature measurements using CARS were carried out at operating conditions **HYPCS2-06-150-220-T455** and PIV flow field measurements at **HYPCS2-06-150-var-T455**.

2.3 HYPCS 3

Due to the limitation of the maximum hydrogen mass flow and for better comparability, the tests at $p = 8$ bar were carried out at reduced pressure of $p = 6$ bar (series #13a, 14a, 15a). For test series #13a the flame was not stable and the λ -sweep could not be entirely completed. For test series #15a only a single operation point was measured and an additional velocity variation was carried out (additional

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

**DOC/FLOX® SynGas Burner
HYPCS**
 High Pressure Tests – Report
 I. Overview Page I / 6

series #15c: $p = 6$ bar, $v = 120$ m/s). The damage of the air preheater of HBK-S led to a reduced time frame of the HYPCS 3 campaign. Additional runs for lower preheat temperatures were conducted.

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

**DOC/FLOX® SynGas Burner
HYPCS**

High Pressure Tests – Report
II. Measurement techniques

Page II / 1

II. MEASUREMENT TECHNIQUES

In a first step, basic combustion diagnostic techniques were applied. For each operating point size and position of the flame zone were observed with OH* chemiluminescence. The concentrations of O₂, CO, CO₂, NO, and NO₂ in the exhaust gas were recorded continuously. Dynamic pressure in the combustion chamber was determined with piezoelectric pressure transducers, and evaluated by fast Fourier-transformation (FFT) once per second.

In addition extensive data sets were measured for selected operating conditions, which can be used for a detailed view and understanding of the combustion behaviour, and for the quantitative validation of numerical simulations. In this context, the composition of the natural gas was analyzed; flow fields and temperatures were measured with laser diagnostic techniques.

1. OH* Chemiluminescence (OH*-CL)

The signal intensity of the OH* chemiluminescence depends on the concentration of the electronically excited OH* radicals where the superscript * denotes the electronically excited state of the OH radical. These radicals are formed by chemical reactions, predominantly via $H + O + M \rightarrow OH^* + M$ [9]. Due to the short lifetime of OH* at the investigated pressures, the chemiluminescence originates only from the reaction zone. Therefore, this technique yields information about the size and position of the flame zone [10]. The signal was detected through a side window with a CCD camera (Roper Scientific, HeadSN J0102240) operated at a gate time of 40 µs with an achromatic 100 mm UV lens (f/2, Halle Nachf.) and an UV interference filter ($\lambda = 312 \pm 20$ nm). Because the signal originated from the entire combustion chamber the camera recorded an image which is spatially integrated in the depth (line of sight).

Figure II.1 shows a post processed OH*-CL image. From the measured image a prerecorded sensitivity image is subtracted in order to account for the sensitivity distribution of the CCD chip of the camera. Furthermore, the location of the base plate is marked by a vertical line and along the centerline, the coordinates ($x = 0$ mm; $y = 0$ mm) and ($x = 100$ mm; $y = 0$ mm) are marked by a white cross to situate the image in reference to the burner location. It is seen that the base plate of the burner is located $\approx 7 - 8$ mm downstream of the left edge of the glass window. Hence, the direct attachment of a flame to the base plate is not accessible by the OH*-CL images.

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

**DOC/FLOX® SynGas Burner
HYPCS**

High Pressure Tests – Report
II. Measurement techniques

Page II / 2

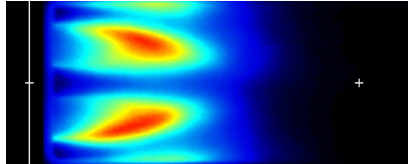


Figure II.1. OH*-CL image (HYPCS1-06-150-280-455_110015_001) with vertical line indicating the location of the base plate and crosses marking the coordinates ($x = 0$ mm; $y = 0$ mm) and ($x = 100$ mm; $y = 0$ mm)

2. Exhaust Gas Analysis

Two conventional exhaust gas analysis systems are used during the measurements. Their data are logged automatically in an interval of 5 s.

A system manufactured by ABB operates on the analysis of dried exhaust gas. The system is calibrated daily before and after the measurements in order to compensate for drifts and calculate measurement uncertainties (Fig. II.2). The following species are measured by the system:

- Limas 11-UV (NO 25/250 ppm, SO₂ 35/350 ppm, NO₂ 125 ppm)
- Multi-FID 14 (CH₄ 10/100/1000/10000 ppm)
- Uras 14 (CO 500/2500 ppm, CO₂ 5/20 %vol)
- Magnos 16 (O₂ 10/15/25/100 %vol)

The second system is an ECO Physics CLD. It measures the NO/NO₂ content in the wet exhaust gas. Hence, an equilibrium calculation of H₂O content is required to compare with the values obtained from the dry measurements.

Both exhaust gas analysis systems of the high pressure test rig are connected to a suction probe at the aft of the combustion chamber. Its inlet is located at a radial distance of approximately 15 mm to the axis of the combustor.

The concentrations of all pollutants like NO/NO₂ in this report are converted to dry exhaust gas normalised by 15 % O₂ concentration.

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

**DOC/FLOX® SynGas Burner
HYPCS**

High Pressure Tests – Report
II. Measurement techniques

Page II / 3

Messstag	Datum	Species	Messwert	Kalibrierwert	Abweichung	Nullabweichung
09/344	10.12.2009	NO	211.938020	213.2	-1.2618	-0.717546453
09/344	10.12.2009	NO2	135.942625	135.9	0.042925	-0.060303303
09/344	10.12.2009	O2	15.920200	15.98	-0.04	0.002985551
09/344	10.12.2009	CO-200ppm	157.752500	158.1	-0.3475	0.102637681
09/344	10.12.2009	O2	20.883917	20.95	-0.066083333	-0.056142267
09/344	10.12.2009	CO-2500ppm	1662.627000	1656.7	-2.073	0.000969565

Figure II.2. Calibration protocol of the ABB exhaust gas analysis system.

In order to evaluate the measured concentration, equivalence ratios and adiabatic flame temperatures for the given operation conditions, chemical equilibrium calculations are carried out by means of an in-house recursive calculation tool. The tool is validated by chemical equilibrium calculations using GasEQ. High-order polynomial fit curves (with limited validity for respective equivalence ratio range) are produced for the given natural gas compositions and admixture concentrations. By use of the expressions the air equivalence ratio is calculated from O₂ or CO₂ concentrations and compared with the operation conditions. A certain systematic measurement uncertainty could be observed (see table of operation conditions). One reason for the observed uncertainty is related to the O₂ measuring procedure which is susceptible to interference (paramagnetic behavior). Further improvements of the analysis systems are planned or already implemented.

3. Operation Point Data Evaluation

The operation conditions of the HBK-S test rig are documented by a live data evaluation system. All data of the standard instrumentation like e.g. mass flows meters (Coriolis, MFCs), absolute pressures, pressure differentials, temperatures of the high pressure module and of the "Versuchsträger" are recorded simultaneously. Furthermore the protocol contains information about the start and stop time stamps of the single points of operation (Betriebspunkt) and comments by the rig engineer and test supervisor.

The nomenclature for such an operation point contains major operation, fuel composition and combustor characteristics (example: HYPCS1-06-150-190-T455). In general, the name of the point of operation contains the name of the measurement campaign or burner setup (here: HYPCS1). It is followed by the combustion chamber pressure (here: $p = 06$ bar), the inlet velocity (here: $v = 150$ m/s), the air equivalence ratio (here: $\lambda = 1.9$) and the preheat temperature (here: $T = 455^\circ\text{C}$). Other details can be appended to the operation point name compound e.g. the admixture of a certain percentage of hydrogen ($H60 = 60\%$ admixture of hydrogen). This nomenclature is used consistently in all measurement campaigns for the mastersheet and definition of operation conditions for all experimental results.

After the measurement campaign all operation points are post-processed using specific extracted parameters from all subsystems e.g. pressure, exhaust gas concentrations, air equivalence ratio, mass flows etc. The evaluation checks fluctuation limits, sufficient data quality and length. The drift

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

**DOC/FLOX® SynGas Burner
HYPCS**

High Pressure Tests – Report
II. Measurement techniques

Page II / 4

and mismatch of operation conditions is adjusted by setting proper start time stamps and compensation of delay times in the exhaust gas analysis systems. A typical data set (from the exhaust gas analysis system) after the post-processing is shown in Fig. II.3.

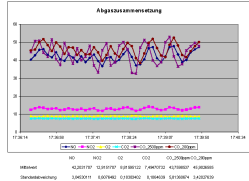


Figure II.3. Typical data (exhaust gas analysis) after post-processing of the operation point.

4. Pressure Dynamics

In order to study combustion instabilities, pressure pulsations are measured at two different locations (tab #1, #2) inside the combustion chamber (see Fig. II.4). Tab #1 is located in the base plate of the burner at a radial distance of 18 mm from the center axis. The second pressure tab is positioned at the exit along the converging nozzle (tab #2 in Fig. II.4) Steel tubes with an inner diameter of 4 mm are used to connect the pressure tabs with the pressure transducers. The tubes are approximately 2 m long and bend at several locations downstream of the pressure tab. At the end of the tubing absolute pressure transducers with a measuring range of 0-50 bar (Kistler; Type: 4045A50; SN: 145188-6 and 7) are mounted. The sensitivity of the sensors is 100 mV/bar and the signals are amplified and recorded at a sampling rate of 10 kHz.

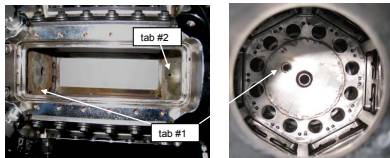
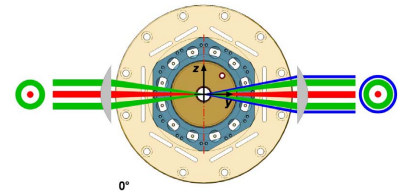
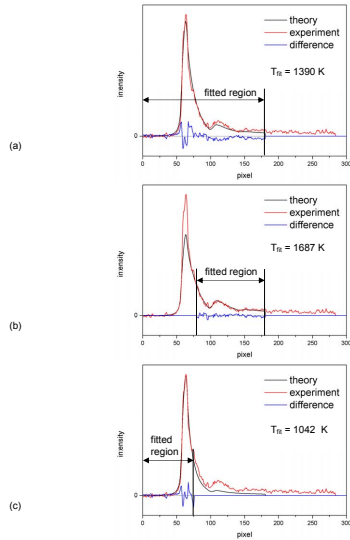


Figure II.4. Location of pressure tabbings in the combustion chamber.

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

<p>DOC/FLOX® SynGas Burner HYPCS</p> <p>High Pressure Tests – Report II. Measurement techniques</p> <p style="text-align: right;">Page II / 5</p> <hr/> <p>5. Coherent Anti-Stokes Raman Scattering (CARS)</p> <p>CARS spectroscopy (Coherent Anti-Stokes Raman Scattering) has been established in the past as a laser-based, non-intrusive temperature measuring method for combustion processes in a practical environment using mainly N_2 as indicator molecule [1,2]. The CARS signal is coherently generated and emitted in a laser-like beam. Using a broadband CARS technique allows to detect an entire N_2 Q-branch spectrum in a snapshot generated with a single laser pulse lasting about 10 ns. Because the spectral distribution of the Q-branch displays the population of the rotational and vibrational states, the temperature can be determined directly from the spectrum without calibration. Usually, the temperature is derived from the comparison of the shape of computed and experimental N_2 Q-branch spectra. Single shot measurements can be carried out with the repetition rate of the laser (10Hz). Typically, 1200 single shot measurements were performed at each measuring location. The individual, instantaneous temperature values measured at the same location can be represented in form of a histogram, from which temperature fluctuations can be read. In addition, statistical information as mean temperature T_{mean}, and most probable temperature T_{mpd} were evaluated. With this point-wise measuring technique different temperature profiles were recorded.</p> <p>5.1. The mobile CARS apparatus and optical setup</p> <p>The mobile CARS apparatus of the DLR Institute of Combustion Technology has been designed for single shot N_2 thermometry in an industrial environment. It consists of a pulsed Nd:YAG laser operated at $\lambda = 532$ nm (termed pump laser) with a repetition rate of 10 Hz and a broadband dye laser at $\lambda = 607$ nm (termed Stokes laser). The USED-CARS arrangement was employed to overlap the two exciting laser beams at the measuring location (compare Fig. II.5). In the overlapping volume the CARS signal is generated and it thus represents the size of the measuring volume and the spatial resolution. The spatial resolution is defined as the length of the measuring volume in beam direction in which 95% of the CARS signal is generated. From a measurement without flame the spatial resolution was found to be $L_{95\%} = 7.4$ mm. The diameter of the probe volume was approximately 300 μm. The signal receiving optics at the opposite side of the combustion chamber separated the CARS signal from the laser beams and focused it into an optical fiber with a core diameter of 600 μm and a length of 20 m. At the end of the fiber the signal was coupled into a spectrometer and detected with an intensified gateable diode array camera.</p> <p style="text-align: right;">DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart</p>	<p>DOC/FLOX® SynGas Burner HYPCS</p> <p>High Pressure Tests – Report II. Measurement techniques</p> <p style="text-align: right;">Page II / 6</p> <hr/>  <p style="text-align: center;">0°</p> <p>Figure II.5. Cross sectional view of the combustion chamber with the enhanced FLOX® burner. The two exciting CARS laser beams (green: pump laser, red: Stokes laser) were focussed with a lens to the probe volume. The generated CARS signal (blue) is collected with a second lens.</p> <p>5.2. Data analysis</p> <p>After correcting each single shot spectrum a contour fit of theoretical spectra to experimental data was performed to deduce the single shot temperatures. To accelerate the data analysis a library of theoretical spectra is calculated for the expected temperature range with temperatures in steps of 50 K. The start temperature for the library based least squares fitting routine is given by a quick fit method (e.g. using the ratio of the integrated intensity of the fundamental and the first excited vibrational band). A more detailed description of the data evaluation procedure is found in Ref. [3]. The temperature accuracy of the mobile CARS system was tested in an isothermal furnace for single shot measurements and is in the range of $\pm 3\%$. Due to the high turbulence in the high pressure flames investigated beam steering effects caused by fluctuating density gradients led to a strong degradation of the alignment of the overlapping laser beams and decreased the CARS signal intensities considerably. Therefore, the accuracy for the experiments presented in this paper was approx. $\pm 7\%$ for the ("hot") mean temperatures. In some measuring positions strong temperature fluctuations and especially temperature gradients occurred. The spatial resolution ($L_{95\%} = 7.4$ mm without flame) is impaired by the fluctuation and is expected to be in the range of about 7 – 12 mm depending on the magnitude of the beam steering effects.</p> <p>If cold and hot regions are simultaneously present in the measuring volume the single shot CARS spectrum consists of superimposed spectral parts of different temperatures (mixed spectrum). This problem in flames with strong temperature gradients is discussed in the literature as mixed spectra [4] or as spatial averaging [5]. Due to the non-linearity of the CARS process the resulting evaluated temperature from the single shot CARS spectrum does not represent the mean mass- or volume-</p> <p style="text-align: right;">DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart</p>
--	--

<p>DOC/FLOX® SynGas Burner HYPCS</p> <p>High Pressure Tests – Report II. Measurement techniques</p> <p style="text-align: right;">Page II / 7</p> <hr/> <p>averaged temperature. The evaluated temperature is strongly biased to low temperatures, e.g. it is in the range of the temperature in the cold region even if the cold volume is only about 20 % of the total probe volume [5,6].</p> <p>Many of the CARS spectra measured in this campaign show the behaviour of mixed spectra. An example is shown in Fig. II.6 (a). The misfit in the range of pixel 100 -180 is an indication for such mixed spectra. In this region a significant deviation (shape and height) of the experimental and theoretical spectrum is observed. It is possible to reject such spectra by setting thresholds for the error sum, but then only a small portion of single shot temperatures can be evaluated.</p> <p>To get useful temperature information of these measuring positions different types of fits were performed. In addition to the conventional fit of the entire spectrum (pixel 1 – 180) in Fig. II.6 (a), a fit of the spectrum only in the spectral range which is sensitive to the hot temperatures (pixel 80 – 180, "hot fit") or the cold temperatures (pixel 1 – 75, "cold fit") is shown together with the resulting fitted temperature in Fig. II.6 (b) and (c), respectively. Because of the relative small misfit in Fig. II.6 (a) the volume fraction in the measuring volume of the gas with cold temperatures is quite low, approximately less than 5 – 10 %. Therefore, the information of the "hot fit" temperature in Fig. II.6 (b) is useful for comparison with numerical simulations of the flame together with the information that there were also some cold regions of small volume fractions. Whereas the use of the "cold fit" temperature of Fig. II.6 (c) is less suitable due to the overlapping of the spectral regions of cold and hot spectra.</p> <p>From the different data evaluations shown in Fig. II.6 (b) and (c) temperature statistics and temperature histograms can be calculated resulting in a "mean hot temperature" and a "mean cold temperature" as well as a "hot fit" and a "cold fit" histogram, shown in Fig. II.7.</p> <p style="text-align: right;">DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart</p>	<p>DOC/FLOX® SynGas Burner HYPCS</p> <p>High Pressure Tests – Report II. Measurement techniques</p> <p style="text-align: right;">Page II / 8</p> <hr/>  <p>Figure II.6 Single shot CARS spectrum fitted in different spectral regions: (a) fit of entire spectrum (conventional fit), (b) fit of spectral range which is sensitive to hot temperatures ("hot fit"), (c) fit of spectral range which is sensitive to cold temperatures ("cold fit").</p> <p style="text-align: right;">DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart</p>
---	---

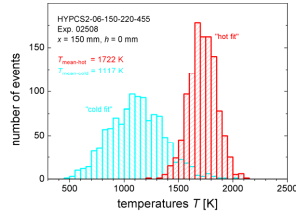
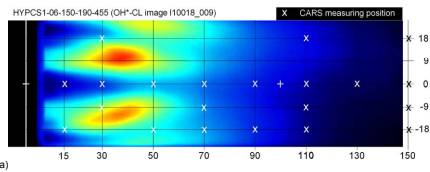


Figure II.7 Temperature histograms for the different data evaluation shown in Fig. II.x1 (b) ("hot fit") and (c) ("cold fit").

5.3. Measuring positions

The temperature distributions were measured in a vertical plane through the axis of the burner. The positions could be changed by moving the optics on both sides of the combustion chamber with computer controlled translation stages. The uncertainty in positioning the measuring volume was estimated to be less than ± 1 mm which depends mainly on the thermal expansion of the test rig. The position $x = 0$ mm was checked with the laser beams during operation.

Figure II.8 shows the location of the 21 CARS measurement position for HYPCS 1 and 2 campaigns, respectively. The measuring grid is underlaid with the respective OH*-CL image at the same operation condition as reference.



DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

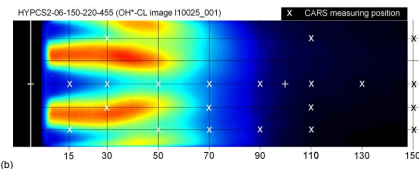


Figure II.8. CARS measuring grid for (a) HYPCS1-06-150-190-T455 and (b) HYPCS2-06-150-220-T455 with underlaid respective OH*-CL image

6. Particle Image Velocimetry (PIV)

Two-component velocity fields in one planar section through the combustion chamber were measured using particle image velocimetry (PIV).

The PIV method determines local fluid velocities by analyzing the displacement of small seeding particles during a short time span. For measuring this displacement, the particles in a planar section are illuminated twice by a double-pulsed laser with an appropriate separation time. A schematic of the PIV setup is shown in Fig II.9. A dual-cavity flashlamp-pumped Nd:YAG laser emits two pulses ($\lambda = 532$ nm, pulse energy 120 mJ, pulse duration 5 ns) that are triggered synchronously with the exposure gates of the PIV camera. Two cylindrical lenses ($f_1 = -12.7$ mm, $f_2 = 200$ mm) convert the laser beam into a 140 mm wide laser sheet. Behind the cylindrical lenses a spherical lens ($f_s = 1000$ mm) focuses the sheet and reduces its planar divergence. A large bending mirror guides the laser sheet vertically through the combustion chamber. The lens of the PIV camera (focal length 50 mm, F5.6) is covered with a narrow band interference filter (532 nm) reducing the influence of broadband light sources such as the flame. An air flow seeded with titanium dioxide particles (nominal diameter 1 μ m) is generated by a fluidized bed seeder and then fed into the main air flow. The seeded air flow is only applied during the PIV measurements because it reduces window transmittance (see below). The recording rate of the PIV system is 5 double frames per second. The separation time between the two laser pulses was chosen between 4 μ s and 8 μ s depending on the operating condition.

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

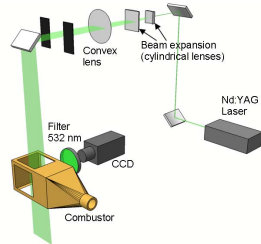


Figure II.9. Schematic of setup for PIV measurements.

The PIV measurements are encumbered by the harsh conditions of the high pressure test rig. Temporal fluctuations of temperature and density in the combustion chamber degrade planeness and homogeneity of the laser sheet. As temperatures in the combustion chamber rise above 1600 °C, the windows of the chamber have to sustain very high heat loads. The glass begins to soften and its surface becomes rough and increasingly opaque. Furthermore during the PIV measurements the window staining was significantly increased by seeding particles adhering to the quartz glass. This is a major problem for the PIV technique because the stray light formed at the window surface has the same wavelength as the light scattered by the particles. The increasing stray light due to window coating leads to a continuously decreasing quality of the particle images. After a total of 5 minutes of seeded air flow the stray light was too strong to allow further imaging of seed particles. The test rig was then shut down and the windows were cleaned or replaced.

As a first step, particle images were preprocessed in order to remove stationary patterns caused by light reflections or impurities on the windows. Velocity fields were determined from the preprocessed images using commercial software (DaVis 7). For good quality images (low stray light), instantaneous velocity fields were calculated using an interrogation window size of 64×64 pixel (corresponding to a spatial resolution of 7×7 mm) and 50 % overlap. Below a certain image quality the cross-correlations calculated for a single image pair were too erroneous to determine the correct instantaneous velocity field. For the determination of average velocities, this problem was bypassed by applying a method called "ensemble correlation" or "sum of correlation" (SOC). This method first sums up the cross-correlations of all single shots and calculates the vector field afterwards [7,8]. The so calculated

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

velocity fields are practically equivalent to the temporal average, and will be referred to as the average flow field in the following.

Velocity fields were measured in a planar section through the combustion chamber with a azimuthal orientation of 0° (Fig. II.10). The coordinates x , y , and z are defined in the streamwise direction (horizontal), in the horizontal direction perpendicular to x , and in the vertical direction, respectively. The vertical direction is also named as the height $h = z$. The position $x = y = z = 0$ mm is located at the intersection point of the central axis of the burner and the burner front plate. For the configuration 0°, the measurement plane is located downstream of two neighboring nozzles (Fig. II.10). The range in streamwise direction was 0 mm < x < 140 mm.

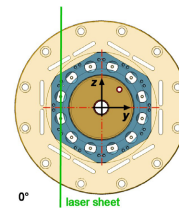


Figure II.10. Arrangement of burner and measurement plane for configuration 0°



Figure II.11. PIV in FLOX® combustion chamber with Laser reflexes due to hexagonal shape.

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

**DOC/FLOX® SynGas Burner
HYPCS**

High Pressure Tests – Report
II. Measurement techniques

Page II / 13

Two complications make PIV measurements challenging in the FLOX® combustion chamber: The proximity of the nozzles to the quartz glass windows result into a fast staining of the windows by deposited particles and therefore limit the measurement time. Furthermore, the hexagonal shape of combustion chamber leads to multiple laser reflexes and limits the detectable area (see Figure II.11). This effect is reduced by coating of several glass.

Literature

- [1] Eckbreth, A.C., 1995, "Laser Diagnostics for Combustion Temperature and Species.", Gordon and Breach, Amsterdam, second edition.
- [2] Stricker, W., 2002, "Measurement of Temperature in Laboratory Flames and Practical Devices.", Taylor and Francis, New York, second edition.
- [3] Lückelath, R., Woyde, M., Meier, W., Stricker, W., Schnell, U., Magel, H.C., Görres, J., Spliethoff, H., and Maier, H., 1995, "Comparison of coherent anti-stokes raman-scattering thermometry with thermocouple measurements and model predictions in both natural-gas and coal-dust flames." Applied Optics, 34, pp. 3303-3312.
- [4] Meier, W., Plath, I., and Stricker, W., 1991, "The application of single-pulse CARS for temperature measurements in a turbulent stagnation flame.", Applied Physics B, 53, pp. 339-346.
- [5] Boquillon, J.P., Péalat, M., Bouchardy, P., Gollin, G., Magre, P., and Taran, J.P., 1988, "Spatial averaging and multiplex coherent anti-stokes raman scattering temperature-measurement error." Optics Letters, 13, pp. 722-724.
- [6] Thumann, A., Seeger, T., and Leipertz, A., 1995, "Evaluation of two different gas temperatures and their volumetric fraction from broadband N₂ coherent anti-stokes raman spectroscopy spectra." Applied Optics, 34, pp. 3313-3317.
- [7] LaVision GmbH, "DaVis Flowmaster Manual"
- [8] Meinhardt, C., Wexley, S., and Santiago, J., 2000, "A PIV Algorithm for Estimating Time-Averaged Velocity Fields". J. Fluids Eng., 122, pp. 285-289.
- [9] Hall, J.M., and Petersen, E.L., 2006, "An optimized kinetics model for OH chemiluminescence at high temperatures and atmospheric pressures." International Journal of Chemical Kinetics, 38, pp. 714-724.
- [10] Lee, J.G., and Santavacca, D.A., 2003, "Experimental diagnostics for the study of combustion instabilities in lean premixed combustors." AIAA Journal of Propulsion and Power, 19, pp. 735-750.

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart

**DOC/FLOX® SynGas Burner
HYPCS**

High Pressure Tests – Report
III. High Pressure Test Rig HBK-S

Page III / 1

III. HIGH PRESSURE TEST RIG HBK-S

The high pressure combustion test rig HBK-S is used for the investigation of scaled combustors at gas turbine relevant conditions. It is characterized by an extensive optical access for laser diagnostics (8 planar high pressure windows in 4 radial directions in 2 axial positions with a size of 160 x 140 mm² of each window).

The test rig can be operated with pressures up to 40 bar and provides a maximum air mass flow of 1.3 kg/s, which can be electrically preheated up to 1000 K. The fuel supply allows experiments with different gaseous and liquid components (natural gas, with propane and butane admixtures, kerosene, synthesis gases containing hydrogen, carbon monoxide, and nitrogen).

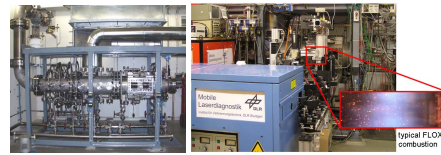


Figure III.1: Pictures of the high pressure test rig HBK-S of the DLR Institute of Combustion Technology in Stuttgart. Left side: pressure vessels without laser diagnostic setup. Right side: containers and optical setup for laser diagnostic measurement techniques (here: CARS).

Inside the high pressure housing a test carrier is used consisting of a supporting frame, elements for air flow guidance, and the combustor itself. The test carrier possesses numerous temperature and pressure instrumentation locations.

The combustion chamber provides optical access through 6 quartz glass windows (Fig. III.2). Its hexagonal shape is a compromise between the desired cylindrical form for the can liner, and plane windows for the application of laser diagnostic techniques. The dimensions of the combustion chamber are: axial length 170 mm (burner front plate to exhaust gas nozzle), radial window distance 100 mm, and frame distance 111 mm. The exhaust gas nozzle has an outlet diameter of 50 mm. The flames are ignited by a small additional burner which is located in the center of the nozzle arrangement. This ignition burner is switched off during the operation of the FLOX® burner. The burner front plate is cooled by impingement.

DLR - Institut für Verbrennungstechnik - Stuttgart



A.3 FLOX® Jet in Crossflow, Keramische Brennkammerwände Projektmeeting, 27. April 2010, Mülheim; ausgewählte Folien

 <p style="text-align: right;">Gefördert durch das  Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie</p> <p>FLOX® Jet in Crossflow, Keramische Brennkammerwände Projektmeeting, 27. April 2010, Mülheim O. Lammel, T. Rödiger, R. Lücknerath, M. Aigner</p> <p><small>Deutsches Zentrum DLR für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft</small> <small>Institut für Verbrennungstechnik</small></p>	<p>FLOX® JiCF, Keramik Outline</p> <ul style="list-style-type: none"> ➤ Objectives and planned activities ➤ Jet in crossflow fuel injector ➤ Ceramic combustion chamber walls ➤ High pressure tests overview ➤ Selected results <ul style="list-style-type: none"> ➤ Video and OH*-CL images ➤ Jet in crossflow pressure dynamics overview ➤ Data evaluation details ➤ Jet in crossflow exhaust gas analysis ➤ Comparison quartz glass windows and ceramic walls <p><small>Deutsches Zentrum DLR für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft</small> <small>Institut für Verbrennungstechnik</small> confidential vertraulich</p>
<p>FLOX® JiCF, Keramik Outline</p> <ul style="list-style-type: none"> ➤ Objectives and planned activities ➤ Jet in crossflow fuel injector ➤ Ceramic combustion chamber walls ➤ High pressure tests overview ➤ Selected results <ul style="list-style-type: none"> ➤ Video and OH*-CL images ➤ Jet in crossflow pressure dynamics overview ➤ Data evaluation details ➤ Jet in crossflow exhaust gas analysis ➤ Comparison quartz glass windows and ceramic walls <p><small>Deutsches Zentrum DLR für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft</small> <small>Institut für Verbrennungstechnik</small> confidential vertraulich</p>	<p>FLOX® JiCF, Keramik Objectives</p> <ul style="list-style-type: none"> ➤ Untersuchung des Einflusses von Quarzglasscheiben in Brennkammern mit optischen Zugang auf die Stickoxidbildung durch Vergleichsmessungen mit keramischen Wänden <ul style="list-style-type: none"> ➤ Temperature decrease in the combustion chamber due to quartz glass windows? ➤ Vergleich der Brennstoff-Luft-Mischungsverfahren Jet in Crossflow und HiPerMix® einer Düse eines FLOX®-Brenners <ul style="list-style-type: none"> ➤ Implementation of the Siemens NG DOC Jet in crossflow fuel injector design at the HBK-S <p><small>Deutsches Zentrum DLR für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft</small> <small>Institut für Verbrennungstechnik</small> confidential vertraulich</p>
<p>FLOX® JiCF, Keramik Planned activities</p> <ul style="list-style-type: none"> ➤ Usage of parts of the HYPCOS burner assembly (modular burner concept) ➤ Ceramic plates with identical shape as the standard quartz combustor windows ➤ Comparison of ceramic and glass walls with enhanced FLOX® burner version 2B (reduced HiPerMix®, Ø 12 mm, DR 6) ➤ Operation of JiCF fuel injector with natural gas and natural gas + hydrogen fuel mixture ➤ 4 days for high pressure tests, 2 days for assembly/installation <p><small>Deutsches Zentrum DLR für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft</small> <small>Institut für Verbrennungstechnik</small> confidential vertraulich</p>	<p>FLOX® JiCF, Keramik Outline</p> <ul style="list-style-type: none"> ➤ Objectives and planned activities ➤ Jet in crossflow fuel injector ➤ Ceramic combustion chamber walls ➤ High pressure tests overview ➤ Selected results <ul style="list-style-type: none"> ➤ Video and OH*-CL images ➤ Jet in crossflow pressure dynamics overview ➤ Data evaluation details ➤ Jet in crossflow exhaust gas analysis ➤ Comparison quartz glass windows and ceramic walls <p><small>Deutsches Zentrum DLR für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft</small> <small>Institut für Verbrennungstechnik</small> confidential vertraulich</p>
<p>FLOX® JiCF, Keramik Jet in crossflow fuel injector</p> <p>JiCF1</p> <ul style="list-style-type: none"> ➤ Nozzle Ø 12 mm (DR 6) ➤ Fuel injection – base plate 28 mm ➤ 6 holes Ø 0.4 mm ➤ Fuel nozzle Ø 5 mm  <p><small>Deutsches Zentrum DLR für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft</small> <small>Institut für Verbrennungstechnik</small> confidential vertraulich</p>	<p>FLOX® JiCF, Keramik Jet in crossflow fuel injector</p> <p>JiCF1</p> <ul style="list-style-type: none"> ➤ Nozzle Ø 12 mm (DR 6) ➤ Fuel injection – base plate 28 mm ➤ 6 holes Ø 0.4 mm ➤ Fuel nozzle Ø 5 mm  <p><small>Deutsches Zentrum DLR für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft</small> <small>Institut für Verbrennungstechnik</small> confidential vertraulich</p>

FLOX® JiCF, Keramik

Outline



- Objectives and planned activities
- Jet in crossflow fuel injector
- Ceramic combustion chamber walls
- High pressure tests overview
- Selected results
 - Video and OH*-CL images
 - Jet in crossflow pressure dynamics overview
 - Data evaluation details
 - Jet in crossflow exhaust gas analysis
- Comparison quartz glass windows and ceramic walls


confidential/vertraulich


FLOX® JiCF, Keramik

Ceramic combustion chamber walls

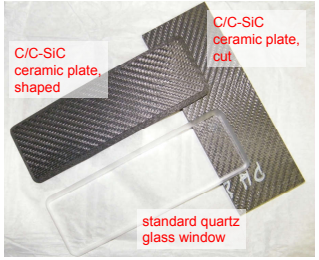
- Ceramic combustion chamber walls manufactured by DLR institutes
- Selection out of different possible materials
 - High resistance against mechanical stress
 - High temperature capability (1700 °C), high temperature gradient (outside 150 °C)
 - Low air leakage (porosity)
- Designed for 2 days of operation
- Institute of Structures and Design (DLR BK), Stuttgart
 - Substrate: ceramic matrix composite C/C-SiC
- Institute of Technical Thermodynamics (DLR TT), Stuttgart
 - Plasma coating with VPS Cordierit




confidential/vertraulich


FLOX® JiCF, Keramik

Ceramic combustion chamber walls

- Quartz glass windows
- Ceramic plates
- Ceramic and quartz glass windows with identical shape




confidential/vertraulich


FLOX® JiCF, Keramik

Ceramic combustion chamber walls

- Quartz glass windows
- Ceramic plates
- Ceramic and quartz glass windows with identical shape

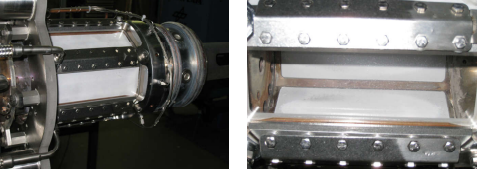





confidential/vertraulich


FLOX® JiCF, Keramik

Ceramic combustion chamber walls

- Combustion chamber with ceramic walls
- Configuration "Keramik"
 - Configuration "Keramik5/1" 5 ceramic + 1 glass window

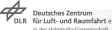




confidential/vertraulich


FLOX® JiCF, Keramik

Outline



- Objectives and planned activities
- Jet in crossflow fuel injector
- Ceramic combustion chamber walls
- High pressure tests overview
- Selected results
 - Video and OH*-CL images
 - Jet in crossflow pressure dynamics overview
 - Data evaluation details
 - Jet in crossflow exhaust gas analysis
- Comparison quartz glass windows and ceramic walls


confidential/vertraulich


FLOX® JiCF, Keramik

High pressure tests overview



- Usage of parts of the HYPCS burner assembly (modular burner concept)
- Ceramic plates with identical shape as the standard quartz combustor windows
- Comparison of ceramic and glass walls with enhanced FLOX® burner version 2B (reduced HiPerMix®, Ø 12 mm, DR 6)
- Operation of JiCF fuel injector with natural gas and natural gas + hydrogen fuel mixture
- 4 days for high pressure tests, 2 days for assembly/installation


confidential/vertraulich


FLOX® JiCF, Keramik

High pressure tests overview

- Usage of parts of the HYPCS burner assembly (modular burner concept)
- Ceramic plates with identical shape as the standard quartz combustor windows
- Comparison of ceramic and glass walls with enhanced FLOX® burner version 2B (reduced HiPerMix®, Ø 12 mm, DR 6)
- Operation of JiCF fuel injector with natural gas and natural gas + hydrogen fuel mixture
- 4 days for high pressure tests, 2 days for assembly/installation
 - Accomplished: 3 days of operation with enhanced FLOX® 2B (HiPerMix®), 5 days of operation with JiCF fuel nozzles


confidential/vertraulich


FLOX® JICF, Keramik

High pressure tests overview

- 4 days for high pressure tests, 2 days for assembly/installation
 - Accomplished:
 - 3 days of operation with enhanced FLOX® 2B (HiPerMix®),
 - 5 days of operation with JICF fuel nozzles

Challenges

- Exhaust gas analysis system ABB air leakage + faulty O₂ measurement
- Backup NO_x measurement system ECO Physics CLD faulty choke valve
- Inhomogeneous fuel distribution for JICF due to "special" fuel nozzle
- Roof-mounted recooling system frozen (air compressor)

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft | Institut für Verbrennungstechnik | FLOX JICF - Keramik Programmierung Methoden - Data Logger - 1.27.06.2015 - Page 17 | confidential vertraulich

FLOX® JICF, Keramik

High pressure tests overview

Enhanced FLOX® 2B (reduced HiPerMix®)

➤ #01	NG	7 bar	400 °C	90 m/s	glass	NO _x fail
➤ #02	NG	7 bar	400 °C	120 m/s	glass	NO _x fail
➤ #03	NG	7 bar	400 °C	90 m/s	ceramic	NO _x fail
➤ #04	NG	7 bar	400 °C	120 m/s	ceramic	NO _x fail
➤ #05	NG	7 bar	400 °C	70 m/s	ceramic	NO _x fail
➤ #06	NG	7 bar	400 °C	90 m/s	ceramic 5/1	
➤ #07	NG	7 bar	400 °C	120 m/s	ceramic 5/1	

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft | Institut für Verbrennungstechnik | FLOX JICF - Keramik Programmierung Methoden - Data Logger - 1.27.06.2015 - Page 18 | confidential vertraulich

FLOX® JICF, Keramik

High pressure tests overview

JICF1

➤ #08	NG	p var	400 °C	v var	glass	fuel dist. fail
➤ #09	NG	p var	400 °C	130 m/s	glass	
➤ #10	NG	7 bar	400 °C	v var	glass	
➤ #11	NG	p var	400 °C	110 m/s	glass	
➤ #12	NG	7 bar	455 °C	110 m/s	glass	
➤ #13	NG	p var	400 °C	130 m/s	ceramic 5/1	
➤ #14	H ₂ var	7 bar	400 °C	130 m/s	ceramic 5/1	60 % _{vol} H ₂
➤ #15	NG	p var	400 °C	110 m/s	ceramic 5/1	
➤ #16	NG	7 bar	455 °C	v var	ceramic 5/1	
➤ #17	NG	7 bar	380 °C	v var	ceramic 5/1	

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft | Institut für Verbrennungstechnik | FLOX JICF - Keramik Programmierung Methoden - Data Logger - 1.27.06.2015 - Page 19 | confidential vertraulich

FLOX® JICF, Keramik

Outline

- Objectives and planned activities
- Jet in crossflow fuel injector
- Ceramic combustion chamber walls
- High pressure tests overview
- **Selected results**
 - Video and OH*-CL images
 - Jet in crossflow pressure dynamics overview
 - Data evaluation details
 - Jet in crossflow exhaust gas analysis
- Comparison quartz glass windows and ceramic walls

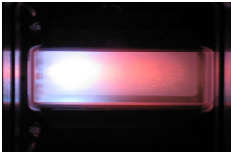
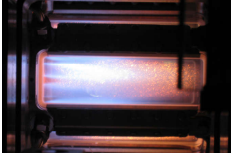
DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft | Institut für Verbrennungstechnik | FLOX JICF - Keramik Programmierung Methoden - Data Logger - 1.27.06.2015 - Page 20 | confidential vertraulich

FLOX® JICF, Keramik

Video and OH*-CL images

Video still images

➤ Enhanced FLOX® 2B	➤ Jet in crossflow
➤ 2B-07-120-160-Keramik5/1	➤ JICF1-07-090-160 fuel dist. fail
➤ 223 09336	➤ 272 09341


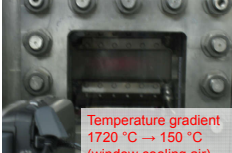
DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft | Institut für Verbrennungstechnik | FLOX JICF - Keramik Programmierung Methoden - Data Logger - 1.27.06.2015 - Page 21 | confidential vertraulich

FLOX® JICF, Keramik

Video and OH*-CL images

Video still images

➤ Enhanced FLOX® 2B	➤ Ceramic wall from the outside
➤ 2B-07-120-160-Keramik5/1	➤ Reddish glow
➤ 223 09336	

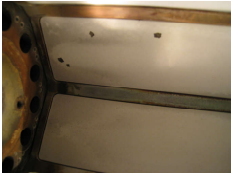

Temperature gradient
1720 °C → 150 °C
(window cooling air)

DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft | Institut für Verbrennungstechnik | FLOX JICF - Keramik Programmierung Methoden - Data Logger - 1.27.06.2015 - Page 22 | confidential vertraulich

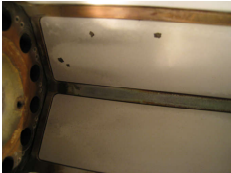

FLOX® JICF, Keramik

Video and OH*-CL images

- Enhanced FLOX® 2B
- Ceramic walls mounted in combustion chamber

after 2 days of operation

after 4 days of operation

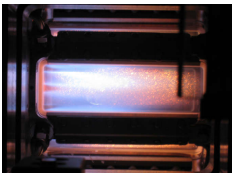
DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft | Institut für Verbrennungstechnik | FLOX JICF - Keramik Programmierung Methoden - Data Logger - 1.27.06.2015 - Page 23 | confidential vertraulich

FLOX® JICF, Keramik

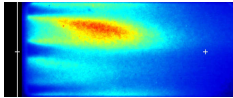
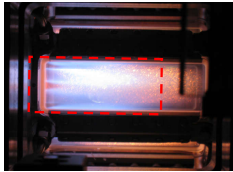
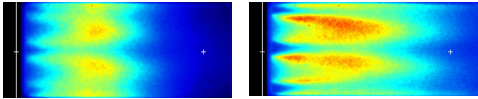
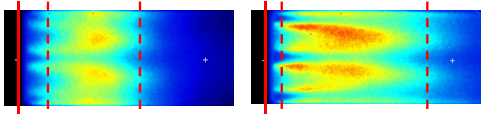
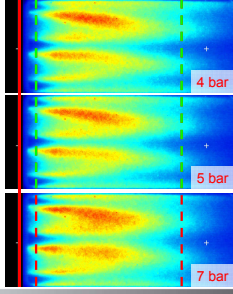
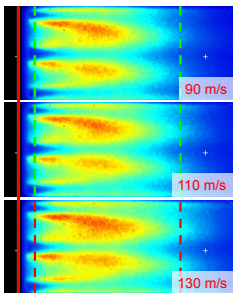
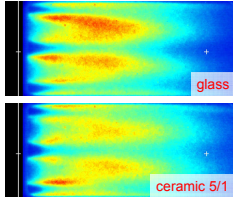
Video and OH*-CL images

Video still image

- Jet in crossflow
- JICF1-07-090-160 fuel dist. fail
- 272 | 09341



DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft | Institut für Verbrennungstechnik | FLOX JICF - Keramik Programmierung Methoden - Data Logger - 1.27.06.2015 - Page 24 | confidential vertraulich

<p>FLOX® JiCF, Keramik Video and OH*-CL images</p> <p>OH*-CL image ➤ Jet in crossflow ➤ JICF1-07-090-160-400_109341_007 ➤ Inhomogeneous fuel distribution</p>  <p>Video still image ➤ Jet in crossflow ➤ JICF1-07-090-160 fuel dist. fail ➤ 272 09341</p>  <p><small>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft Institut für Verbrennungstechnik</small></p>	<p>FLOX® JiCF, Keramik Video and OH*-CL images</p> <p>OH*-CL images ➤ Enhanced FLOX® 2B ➤ 2B-07-120-160-400_109331_009 ➤ Jet in crossflow ➤ JICF1-07-130-160-400_109344_011_r1</p>  <p><small>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft Institut für Verbrennungstechnik</small></p>																																																																																
<p>FLOX® JiCF, Keramik Video and OH*-CL images</p> <p>OH*-CL images ➤ Enhanced FLOX® 2B ➤ 2B-07-120-160-400_109331_009 ➤ Jet in crossflow ➤ JICF1-07-130-160-400_109344_011_r1</p>  <p>lift off ↔ flame length ↔ flame shapes</p> <p><small>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft Institut für Verbrennungstechnik</small></p>	<p>FLOX® JiCF, Keramik Video and OH*-CL images</p> <p>OH*-CL images ➤ Jet in crossflow ➤ Pressure variation</p>  <p>4 bar 5 bar 7 bar</p> <p><small>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft Institut für Verbrennungstechnik</small></p>																																																																																
<p>FLOX® JiCF, Keramik Video and OH*-CL images</p> <p>OH*-CL images ➤ Jet in crossflow ➤ Velocity variation</p>  <p>90 m/s 110 m/s 130 m/s</p> <p><small>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft Institut für Verbrennungstechnik</small></p>	<p>FLOX® JiCF, Keramik Video and OH*-CL images</p> <p>OH*-CL images ➤ Jet in crossflow ➤ Comparison glass – ceramic</p>  <p>glass ceramic 5/1</p> <p><small>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft Institut für Verbrennungstechnik</small></p>																																																																																
<p>FLOX® JiCF, Keramik Outline</p> <ul style="list-style-type: none"> ➤ Objectives and planned activities ➤ Jet in crossflow fuel injector ➤ Ceramic combustion chamber walls ➤ High pressure tests overview ➤ Selected results <ul style="list-style-type: none"> ➤ Video and OH*-CL images <ul style="list-style-type: none"> ➤ Jet in crossflow pressure dynamics overview ➤ Data evaluation details ➤ Jet in crossflow exhaust gas analysis ➤ Comparison quartz glass windows and ceramic walls <p><small>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft Institut für Verbrennungstechnik</small></p>	<p>FLOX® JiCF, Keramik JiCF pressure dynamics overview</p> <table border="1"> <tr> <td>JICF1</td> <td>➤ #08</td> <td>NG</td> <td>p var</td> <td>400 °C</td> <td>v var</td> <td>glass</td> <td>fuel dist. fail</td> </tr> <tr> <td></td> <td>➤ #09</td> <td>NG</td> <td>p var</td> <td>400 °C</td> <td>130 m/s</td> <td>glass</td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td>➤ #10</td> <td>NG</td> <td>7 bar</td> <td>400 °C</td> <td>v var</td> <td>glass</td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td>➤ #11</td> <td>NG</td> <td>p var</td> <td>400 °C</td> <td>110 m/s</td> <td>glass</td> <td>no peaks detectable</td> </tr> <tr> <td></td> <td>➤ #12</td> <td>NG</td> <td>7 bar</td> <td>455 °C</td> <td>110 m/s</td> <td>glass</td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td>➤ #13</td> <td>NG</td> <td>p var</td> <td>400 °C</td> <td>130 m/s</td> <td>ceramic 5/1</td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td>➤ #14</td> <td>H₂ var</td> <td>7 bar</td> <td>400 °C</td> <td>130 m/s</td> <td>ceramic 5/1</td> <td>60 % vol H₂</td> </tr> <tr> <td></td> <td>➤ #15</td> <td>NG</td> <td>p var</td> <td>400 °C</td> <td>110 m/s</td> <td>ceramic 5/1</td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td>➤ #16</td> <td>NG</td> <td>7 bar</td> <td>455 °C</td> <td>v var</td> <td>ceramic 5/1</td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td>➤ #17</td> <td>NG</td> <td>7 bar</td> <td>380 °C</td> <td>v var</td> <td>ceramic 5/1</td> <td>no peaks detectable</td> </tr> </table> <p><small>Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft Institut für Verbrennungstechnik</small></p>	JICF1	➤ #08	NG	p var	400 °C	v var	glass	fuel dist. fail		➤ #09	NG	p var	400 °C	130 m/s	glass			➤ #10	NG	7 bar	400 °C	v var	glass			➤ #11	NG	p var	400 °C	110 m/s	glass	no peaks detectable		➤ #12	NG	7 bar	455 °C	110 m/s	glass			➤ #13	NG	p var	400 °C	130 m/s	ceramic 5/1			➤ #14	H ₂ var	7 bar	400 °C	130 m/s	ceramic 5/1	60 % vol H ₂		➤ #15	NG	p var	400 °C	110 m/s	ceramic 5/1			➤ #16	NG	7 bar	455 °C	v var	ceramic 5/1			➤ #17	NG	7 bar	380 °C	v var	ceramic 5/1	no peaks detectable
JICF1	➤ #08	NG	p var	400 °C	v var	glass	fuel dist. fail																																																																										
	➤ #09	NG	p var	400 °C	130 m/s	glass																																																																											
	➤ #10	NG	7 bar	400 °C	v var	glass																																																																											
	➤ #11	NG	p var	400 °C	110 m/s	glass	no peaks detectable																																																																										
	➤ #12	NG	7 bar	455 °C	110 m/s	glass																																																																											
	➤ #13	NG	p var	400 °C	130 m/s	ceramic 5/1																																																																											
	➤ #14	H ₂ var	7 bar	400 °C	130 m/s	ceramic 5/1	60 % vol H ₂																																																																										
	➤ #15	NG	p var	400 °C	110 m/s	ceramic 5/1																																																																											
	➤ #16	NG	7 bar	455 °C	v var	ceramic 5/1																																																																											
	➤ #17	NG	7 bar	380 °C	v var	ceramic 5/1	no peaks detectable																																																																										


FLOX® JiCF, Keramik

JiCF pressure dynamics overview

JiCF1

- #08 NG p var 400 °C v var glass fuel dist. fail
- #09 NG p var 400 °C 130 m/s glass
- #10 NG 7 bar 400 °C v var glass
- #11 NG p var 400 °C 110 m/s glass **no peaks detectable**
- #12 NG 7 bar 455 °C 110 m/s glass
- #13 NG p var 400 °C 130 m/s ceramic 5/1
- #14 H₂ var 7 bar 400 °C 130 m/s ceramic 5/1 60 %_{vol} H₂


increasing H₂ 60 → 70 %_{vol}
 high amplitudes @ 2.4 kHz (audible)
 burner base plate material temperatures escalated

 Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 confidential vertraulich
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Keramik Programmierung Methodik - Data Center - 1.27.08.2010 - Seite 26

FLOX® JiCF, Keramik

Outline

- Objectives and planned activities
- Jet in crossflow fuel injector
- Ceramic combustion chamber walls
- High pressure tests overview
- **Selected results**
 - Video and OH*-CL images
 - Jet in crossflow pressure dynamics overview
 - **Data evaluation details**
 - Jet in crossflow exhaust gas analysis
- Comparison quartz glass windows and ceramic walls


 Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 confidential vertraulich
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Keramik Programmierung Methodik - Data Center - 1.27.08.2010 - Seite 26

FLOX® JiCF, Keramik

Data evaluation details

- Natural gas analysis
 - ⇒ HBK-S control system parameters (AFR for stoichiometrical combustion, ...)


daily fluctuations → Δλ < 0.1

 Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 confidential vertraulich
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Keramik Programmierung Methodik - Data Center - 1.27.08.2010 - Seite 26

FLOX® JiCF, Keramik

Data evaluation details


- Operating conditions: mass flows (Coriolis meters, MFCs), pressures, pressure differentials, temperatures, ...
- Standard instrumentation of high pressure modules
- Standard instrumentation of Versuchsträger

 Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 confidential vertraulich
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Keramik Programmierung Methodik - Data Center - 1.27.08.2010 - Seite 26

FLOX® JiCF, Keramik

Data evaluation details


- Exhaust gas analysis
 - ABB system: cooler (dry measurement), daily calibrated at start of test series, calibration verified at end of experiment
 - Limas 11-UV (NO 25/250 ppm, SO₂ 35/350 ppm, NO₂ 125 ppm)
 - Multi-FID 14 (CH₄ 10/100/1000/10000 ppm)
 - Uras 14 (CO 500/2500 ppm, CO 20/200 ppm, CO₂ 5/20 %_{vol})
 - Magnox 16 (O₂ 10/15/25/100 %_{vol})
 - ECO Physics CLD: NO/NO₂ wet measurement, equilibrium calculation of H₂O content needed

 Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 confidential vertraulich
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Keramik Programmierung Methodik - Data Center - 1.27.08.2010 - Seite 26

FLOX® JiCF, Keramik

Data evaluation details


- Operating conditions
- Instrumentation
- Exhaust gas analysis
 - ⇒ Automatic storage, interval 5 sec

 Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 confidential vertraulich
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Keramik Programmierung Methodik - Data Center - 1.27.08.2010 - Seite 26

FLOX® JiCF, Keramik

Data evaluation details


- Operating conditions
- Instrumentation
- Exhaust gas analysis
 - ⇒ Automatic storage, interval 5 sec
- Protocol of test rig engineer
- Protocol of test supervisor, live data evaluation
 - ⇒ Start/stop dates for "Betriebspunkt"

 Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 confidential vertraulich
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Keramik Programmierung Methodik - Data Center - 1.27.08.2010 - Seite 26

FLOX® JiCF, Keramik

Data evaluation details

- Operating conditions
- Instrumentation
- Exhaust gas analysis
 - ⇒ Automatic storage, interval 5 sec
- Protocol of test rig engineer
- Protocol of test supervisor, live data evaluation
 - ⇒ Start/stop dates for "Betriebspunkt"
- Post measurement campaign data evaluation

 Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 confidential vertraulich
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Keramik Programmierung Methodik - Data Center - 1.27.08.2010 - Seite 26

FLOX® JiCF, Keramik Data evaluation details

- Post measurement campaign data evaluation
 - Sheet with important parameters for every operating point

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Aerobik Powering System - Data Center - 27.08.2015 - Seite 41

FLOX® JiCF, Keramik Data evaluation details

- Post measurement campaign data evaluation
 - Sheet with important parameters for every operating point
 - Fine tuning start/stop dates

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Aerobik Powering System - Data Center - 27.08.2015 - Seite 42

FLOX® JiCF, Keramik Data evaluation details

- Post measurement campaign data evaluation
 - Sheet with important parameters for every operating point
 - Fine tuning start/stop dates
 - Duration long enough (number of single measurements)?

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Aerobik Powering System - Data Center - 27.08.2015 - Seite 43

FLOX® JiCF, Keramik Data evaluation details

- Post measurement campaign data evaluation
 - Sheet with important parameters for every operating point
 - Fine tuning start/stop dates
 - Duration long enough (number of single measurements)?
 - Fluctuations of control parameters within reasonable limits?

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Aerobik Powering System - Data Center - 27.08.2015 - Seite 44

FLOX® JiCF, Keramik Data evaluation details

- Post measurement campaign data evaluation
- Create averages and standard deviations for excel master sheet

Messung	Datum	Spezies	Messwert	Kalibrierwert	Abweichung	Nullabweichung
09344	10.12.2009	NO	211.938200	213.2	-1.2618	-0.77545466
09344	10.12.2009	NO2	135.543625	135.9	-0.342025	-0.00030303
09344	10.12.2009	CO2	15.920000	15.95	-0.04	0.00289859
09344	10.12.2009	CO-200ppm	197.755000	195.1	2.6475	0.10837181
09344	10.12.2009	O2	20.883917	20.95	-0.06608333	-0.059142897
09344	10.12.2009	CO-250ppm	1492.627000	1494.7	-2.073	0.000669596

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Aerobik Powering System - Data Center - 27.08.2015 - Seite 45

FLOX® JiCF, Keramik Data evaluation details

Exhaust gas analysis

- Diagram with λ , NO_x, CO + error bars (= standard deviation)
- Additional information about evening calibration check

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Aerobik Powering System - Data Center - 27.08.2015 - Seite 46

FLOX® JiCF, Keramik Data evaluation details

Adiabatic flame temperature

- Chemical equilibrium calculations for given operating conditions
- Polynomial fit curves for different fuel compositions
 - Natural gas with averaged composition
 - NG + hydrogen with 50/89/100 %_{vol} H₂
 - NG + propane with 10/20 %_{vol} C₃H₈

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Aerobik Powering System - Data Center - 27.08.2015 - Seite 47

FLOX® JiCF, Keramik Data evaluation details

Adiabatic flame temperature

- Chemical equilibrium calculations for given operating conditions
- Polynomial fit curves for different fuel compositions
 - Natural gas with averaged composition
 - NG + hydrogen with 50/89/100 %_{vol} H₂
 - NG + propane with 10/20 %_{vol} C₃H₈

Calculation of air equivalence ratio λ from O₂ or CO₂ concentrations

- In-house recursive calculation tool, validated with chemical equilibrium calculations
- Polynomial fit curves (high order)
- O₂ measuring method susceptible to interference (paramagnetic behaviour)

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
 FLOX JiCF - Aerobik Powering System - Data Center - 27.08.2015 - Seite 48

FLOX® JICF, Keramik Outline

- Objectives and planned activities
- Jet in crossflow fuel injector
- Ceramic combustion chamber walls
- High pressure tests overview
- Selected results
 - Video and OH*-CL images
 - Jet in crossflow pressure dynamics overview
 - Data evaluation details
 - Jet in crossflow exhaust gas analysis
- Comparison quartz glass windows and ceramic walls

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
FLOX JICF Keramik Programmierung Methoden - Oliver Lohmann - 27.09.2010 - Folie 51

FLOX® JICF, Keramik JiCF exhaust gas analysis

JICF
 Quartz glass
 Pressure variation

- p var
- $v = 130$ m/s
- $T = 400$ °C
- NG

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
FLOX JICF Keramik Programmierung Methoden - Oliver Lohmann - 27.09.2010 - Folie 52

FLOX® JICF, Keramik JiCF exhaust gas analysis

JICF
 Quartz glass
 Velocity variation

- $p = 7$ bar
- v var
- $T = 400$ °C
- NG

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
FLOX JICF Keramik Programmierung Methoden - Oliver Lohmann - 27.09.2010 - Folie 53

FLOX® JICF, Keramik JiCF exhaust gas analysis

JICF
 Quartz glass
 Preheat temp. var.

- $p = 7$ bar
- $v = 110$ m/s
- T var
- NG

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
FLOX JICF Keramik Programmierung Methoden - Oliver Lohmann - 27.09.2010 - Folie 54

FLOX® JICF, Keramik JiCF exhaust gas analysis

JICF
 Ceramic 5/1
 H2 variation

- $p = 7$ bar
- $v = 130$ m/s
- $T = 400$ °C
- NG + var H₂

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
FLOX JICF Keramik Programmierung Methoden - Oliver Lohmann - 27.09.2010 - Folie 55

FLOX® JICF, Keramik Outline

- Objectives and planned activities
- Jet in crossflow fuel injector
- Ceramic combustion chamber walls
- High pressure tests overview
- Selected results
 - Video and OH*-CL images
 - Jet in crossflow pressure dynamics overview
 - Data evaluation details
 - Jet in crossflow exhaust gas analysis
- Comparison quartz glass windows and ceramic walls

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
FLOX JICF Keramik Programmierung Methoden - Oliver Lohmann - 27.09.2010 - Folie 56

FLOX® JICF, Keramik Comparison quartz glass windows and ceramic walls

JICF
 Quartz glass
 Ceramic 5/1

- p var
- v var
- T var
- NG

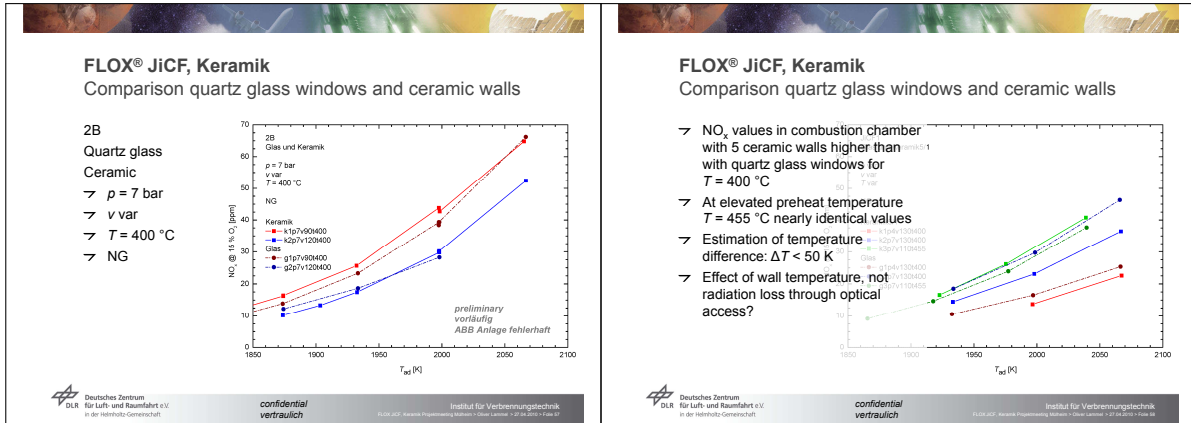
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
FLOX JICF Keramik Programmierung Methoden - Oliver Lohmann - 27.09.2010 - Folie 57

FLOX® JICF, Keramik Comparison quartz glass windows and ceramic walls

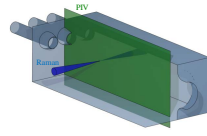
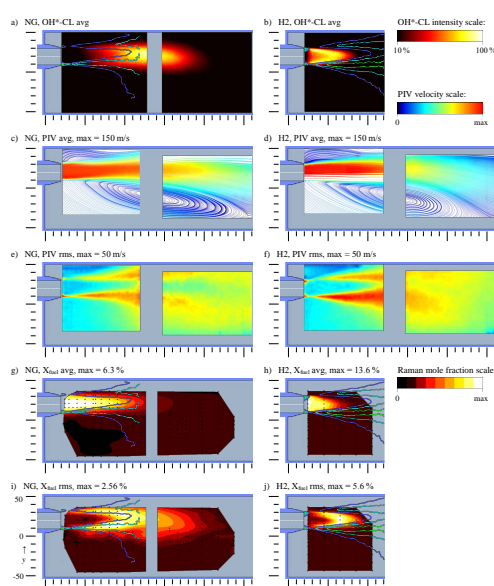
JICF
 Quartz glass
 Ceramic 5/1

- p var
- v var
- T var
- NG

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft
 Institut für Verbrennungstechnik
FLOX JICF Keramik Programmierung Methoden - Oliver Lohmann - 27.09.2010 - Folie 58



A.4 Investigation of flame stabilization in premixed high momentum jet flames at elevated pressure by laser measurement techniques; Kurzveröffentlichung

<p>Flame Structure 2014, 8th International Seminar on Flame Structure, September 21st – 24th 2014, Berlin</p> <h3>Investigation of flame stabilization in premixed high momentum jet flames at elevated pressure by laser measurement techniques</h3> <p>M. Severin*, H. Ax, O. Lammel, M. Stöhr German Aerospace Center (DLR), Institute of Combustion Technology, Pfaffenwaldring 38-40, D-70569 Stuttgart, Germany</p> <p>Abstract The premixed turbulent flames of a jet stabilized generic burner with 3 nozzles were experimentally investigated with respect to flame stabilization mechanisms. The experiments were conducted at gas turbine relevant conditions at elevated pressure and with preheated air in a high-pressure test rig with optical access. Both natural gas (NG) and pure hydrogen (H₂) were used as fuels, resulting in two different cases which are compared in this contribution. The flames and flow fields were characterized by OH[*]-chemiluminescence (OH[*]-CL), Particle Image Velocimetry (PIV) and laser Raman scattering. The measurements were conducted in the center plane of the combustor and evaluated on a single shot basis, which allows the comparison of mean values and fluctuations. While PIV results show that the flow velocity field is rather similar for the NG and the H₂ flame, the flame position and shape revealed by OH[*]-CL and Raman measurements show large differences and indicate a fundamentally different coupling between flow field and chemical reactions for the two investigated cases.</p> <p>Introduction Jet stabilized combustion systems provide an interesting alternative for gas turbines replacing state of the art swirl stabilized combustors. These jet combustion systems, also termed FLOX[®]-combustor [1,2], have been shown to operate reliable, load-flexible and fuel-flexible with low pollutant emissions at gas turbine relevant conditions [3,4,5]. Key feature of a FLOX[®]-burner is the large inner recirculation zone, which brings hot burnt gas back to the combustor nozzles, where it ignites the incoming high-momentum jet of fresh unburned fuel/air mixture and thus stabilizes the flame. However, the process of turbulent ignition and stabilization is not very well understood and offers many unanswered questions. Especially the need for modern gas turbine combustion systems to operate with a variety of gaseous fuels like natural gases of different quality, low calorific gases from gasification, syngases with high hydrogen content or pure hydrogen alters the flame stabilization mechanisms and</p> <p>Corresponding author: michael.severin@dlr.de</p>	<p>canceling out the turbulent fluctuations) and standard deviations (revealing the location and intensity of turbulent fluctuations) were derived.</p> <p>Particle Image Velocimetry Two-dimensional two-component flow velocity fields were quantitatively measured using Particle Image Velocimetry (PIV). Titanium dioxide particles ($d \approx 1 \mu\text{m}$) were added to the flow upstream of the combustor and two flashlamp-pumped Nd:YAG lasers ($\lambda = 532 \text{ nm}$) were used to illuminate the particles with two consecutive laser sheets. The image pairs of the particle distributions were recorded with a CCD camera (1600 × 1200 pixels) at a repetition rate of 5 Hz.</p> <p>From the image pairs, velocity fields were calculated using a multipass cross correlation algorithm. The spatial resolution for the resulting vector field was approximately $2 \times 2 \text{ mm}^2$. Additional information on the PIV setup and data processing can be found in [11].</p> <p>For both flames PIV was applied at different planes within the combustion chamber; the plane presented in this work is the center plane at $z = 0$, schematically shown in Figure 2.</p>  <p>Laser Raman Spectroscopy The major species concentrations (CO₂, O₂, CO, N₂, NG, H₂O, H₂) and the temperature were quantitatively determined by one-dimensional vibrational laser Raman scattering. A mobile laser system combined the beams of five single shot lasers (wavelength 532 nm, pulse duration ~7 ns, repetition rate 10 Hz) to one beam by spatial overlap. The combined pulse with a total energy of around 800 mJ was stretched to a duration of around 350 ns by a pulse stretcher in order to avoid optical breakdown at the focus [9]. A section of 8.5 mm was imaged by an achromatic lens system onto the entrance slit of a spectrograph. The spectrally resolved signals of the major species were then relayed onto the chip of an image intensified CCD camera. NG was treated as one species since the C-H stretch vibration of all hydrocarbons contribute to the evaluated spectral interval [11]. The measurement location inside the combustion chamber could be adjusted in axial, horizontal and vertical direction by a three-axis translation stage that simultaneously traversed the beam guiding and forming optics as well as</p> <p>the sake of simplification, the fuel was added to the air flow far upstream of the nozzles, so that the inflowing fuel/air mixture can be considered fully premixed and no influences of mixing need to be taken into account. The main dimensions of the test combustor are given in Table 1. The origin of the used coordinate system is located at the center of the burner front plate. Optical access is provided by 8 quartz glass windows.</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>nozzle diameter</th> <th>d</th> <th>20</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>nozzle length <th>l_n</th> <td>109</td> </td></tr> <tr> <td>nozzle protrusion <th>l_p</th> <td>20</td> </td></tr> <tr> <td>nozzle positions <th>x_n, y_n, z_n</th> <td>20; 20; -40, 0, +40</td> </td></tr> <tr> <td>comb. chamber length <th>L_c</th> <td>320</td> </td></tr> <tr> <td>comb. chamber outline <th>$a \times b$</th> <td>100 × 140</td> </td></tr> <tr> <td>diameter at outlet <th>e</th> <td>50</td> </td></tr> </tbody> </table> <p>Table 1: Dimensions of the combustor (in mm)</p> <p>The fuel/air mixture was preheated to the temperature T_{in} and entered the combustion chamber with a mean nozzle exit velocity v at elevated pressure p, in order to provide realistic gas turbine conditions. The investigated fuels were natural gas (NG) and pure hydrogen (H₂). For this contribution, two flames are chosen and presented, one with pure NG and one with pure H₂. The operating conditions for the two cases can be found in Table 2. The Reynolds number of the nozzle flow was $Re = 300\,000$ for both cases.</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Fuel</th> <th>p</th> <th>v</th> <th>λ</th> <th>T</th> <th>P_{in}</th> <th>\dot{m}_{in}</th> <th>\dot{m}_{fuel}</th> </tr> <tr> <th>[bar]</th> <th>[m/s]</th> <th>[m]</th> <th>[K]</th> <th>[kW]</th> <th>[g/s]</th> <th>[g/s]</th> <th>[g/s]</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>NG</td> <td>120</td> <td>1.5</td> <td>673</td> <td>908</td> <td>468.0</td> <td>19.28</td> <td></td> </tr> <tr> <td>H₂</td> <td>8</td> <td>120</td> <td>3.0</td> <td>673</td> <td>234</td> <td>468.6</td> <td>4.55</td> </tr> </tbody> </table> <p>Table 2: Operating Conditions</p> <p>Measurements presented in this work were only performed in the center plane at $z = 0$ (see Figure 2). Thus, only the central jet flame is investigated, while the outer nozzles and flames assure proper boundary conditions in z-direction.</p> <p>OH[*]-Chemiluminescence OH radicals in the electronically excited state (OH[*]) are formed by chemical reactions in the reaction zone [6,7]. The subsequent transition to the ground state by spontaneous emission of light is called chemiluminescence (CL). The signal intensity depends on the concentration of OH[*], which qualitatively correlates well with the heat release rate and therefore provides a good indication of the position and shape of the heat release zone [8]. The CL signal at 310 nm was imaged directly with an intensified CCD camera, equipped with a UV quartz glass lens and an interference filter. Note that the OH[*]-CL imaging is a line-of-sight technique, i.e. the signal is integrated in z-direction. 200 CL images were recorded per operation point with a frame rate of 3 Hz. Image corrections like background luminosity subtraction were applied to these sets and time series statistics like average images (revealing the characteristic flame shape by</p>	nozzle diameter	d	20	nozzle length <th>l_n</th> <td>109</td>	l_n	109	nozzle protrusion <th>l_p</th> <td>20</td>	l_p	20	nozzle positions <th>x_n, y_n, z_n</th> <td>20; 20; -40, 0, +40</td>	x_n, y_n, z_n	20; 20; -40, 0, +40	comb. chamber length <th>L_c</th> <td>320</td>	L_c	320	comb. chamber outline <th>$a \times b$</th> <td>100 × 140</td>	$a \times b$	100 × 140	diameter at outlet <th>e</th> <td>50</td>	e	50	Fuel	p	v	λ	T	P_{in}	\dot{m}_{in}	\dot{m}_{fuel}	[bar]	[m/s]	[m]	[K]	[kW]	[g/s]	[g/s]	[g/s]	NG	120	1.5	673	908	468.0	19.28		H ₂	8	120	3.0	673	234	468.6	4.55
nozzle diameter	d	20																																																				
nozzle length <th>l_n</th> <td>109</td>	l_n	109																																																				
nozzle protrusion <th>l_p</th> <td>20</td>	l_p	20																																																				
nozzle positions <th>x_n, y_n, z_n</th> <td>20; 20; -40, 0, +40</td>	x_n, y_n, z_n	20; 20; -40, 0, +40																																																				
comb. chamber length <th>L_c</th> <td>320</td>	L_c	320																																																				
comb. chamber outline <th>$a \times b$</th> <td>100 × 140</td>	$a \times b$	100 × 140																																																				
diameter at outlet <th>e</th> <td>50</td>	e	50																																																				
Fuel	p	v	λ	T	P_{in}	\dot{m}_{in}	\dot{m}_{fuel}																																															
[bar]	[m/s]	[m]	[K]	[kW]	[g/s]	[g/s]	[g/s]																																															
NG	120	1.5	673	908	468.0	19.28																																																
H ₂	8	120	3.0	673	234	468.6	4.55																																															
<p>the detection optics, 300 single shot measurements were recorded and evaluated on an average and single shot basis. The base for the quantitative evaluation forms a calibration data set that was established beforehand by measurements on electrically heated pure gases and in the equilibrium region of flat CH₄/air- and H₂/air-flames in the high pressure combustion test rig (see [9,10,11] for details).</p> <p>Results and Discussion</p> <p>The averaged images of the OH[*]-CL recordings, which illustrate the flame shape and position, can be seen in Figure 3a (NG) and b (H₂) in a black-red-yellow intensity scale. The most striking differences are the much larger extent and distribution of the NG flame compared to the H₂ case. Also the NG flame is lifted from the nozzle exit (by approx. 40 mm) while the H₂ flame is closely attached to the nozzle.</p> <p>The averaged velocity fields obtained by PIV are shown in Figures 3c (NG) and d (H₂). In contrast to the flame shapes, the velocity fields look very similar for both cases. The expanding high momentum jet and the large recirculation zone are clearly visible. For the H₂ case, the jet expands a little bit stronger but is shorter in return, which was expected considering the earlier and more concentrated heat release in this case.</p> <p>In order to get an insight into the turbulent nature of the flow, the standard deviation (RMS) of the velocity fields are displayed in Figures 3e and f, which can serve as a measure for the magnitude of turbulent fluctuations. Obviously, these fluctuations are highest in the shear layer between the jet and the surrounding hot gas, with the inner shear layer towards the recirculation zone being a little more pronounced than the outer one. The shear layer is likely to be crucial for flame stabilization, since it is responsible for the mixing of cold unburned fuel/air mixture with surrounding hot exhaust gases. In order to determine its role more accurately, contour levels are extracted from these plots and added to the OH[*]-CL images in subfigures 3a and b. The contour lines are drawn at 50% (blue), 70% (cyan) and 90% (green) of the respective RMS maximum. These levels are chosen at elevated values, since there is an overall background noise of $\approx 30\%$ in the RMS fields.</p> <p>The overlay of the OH[*]-CL images and the velocity RMS contours show that the NG flame is located mainly within the shear layer and in particular where the shear layers merge and the turbulent jet profile becomes fully developed (at $x \approx 120 \text{ mm}$). This indicates flame stabilization based on the mixing of fresh fuel/air mixture with hot burnt gas from the recirculation zone followed by ignition. Thus, the flame cannot be called self-sustaining, but dependent on the recirculation of hot exhaust gas. Note that the low OH[*]-CL signal around the jet center up to $x \approx 100 \text{ mm}$ is most likely due to the line-of-sight integration of the three-dimensional flame imminent to the OH[*]-CL technique.</p>	 <p>Figure 3: Results of OH[*]-CL (a - b), PIV (c - f) and Raman measurements (g - j) for the NG (left) and H₂ case (right). Overlaid contour lines are extracted from the PIV rms plots and indicate 50% (blue), 70% (cyan) and 90% (green) of the rms maximum. x and y scales are in mm.</p>																																																					
<p>On the other hand the H₂ flame is almost entirely located within the undisturbed parallel jet flow close to the nozzle, where hardly any influence of the shear layer is observed. Therefore, the flame seems to stabilize through flame propagation against the high velocity jet flow in this case. Figures 3g and h show interpolated contour plots of the mean fuel mole fraction (NG or H₂) and Figures 3i and j the corresponding RMS values, evaluated from the Raman measurements. These plots support the stated arguments well. While fuel is mainly consumed within the shear layers in the NG case, almost all of the H₂ is already burned before the flow on the jet axis is affected by turbulent mixing in the H₂ case. The dependence of the NG flame on the shear layer becomes even more obvious in the RMS plot of the NG mole fraction, where the fluctuations of NG correlate almost perfectly with the velocity fluctuations, while the H₂ fluctuations take place in the center of the undisturbed jet.</p> <p>Conclusions</p> <p>The presented results suggest fundamentally different flame stabilization mechanisms for the chosen test cases of NG and H₂ flames under gas turbine relevant conditions. While the NG flame is most likely stabilized by auto-igniting mixtures of fresh and burnt gas in the shear layer, the H₂ flame is quite obviously dominated by flame propagation. Especially the NG case demands for further data analysis, since it is still unclear whether the process of recirculation and ignition happens in small scales within the shear layer (which would rather be called turbulent flame propagation) or in large scales throughout the entire recirculation zone (true auto-ignition).</p> <p>Acknowledgements</p> <p>This work has been conducted under the EU-FP7-H2-IGCC project, co-funded by the European Union's 7th Framework Program for Research and Development [12]. The authors would like to thank K.-H. Ferst, S. Peukert and T. Schick for the installation as well as U. Probst, D. Loblichknecht and R. Schieferstein for the test rig operation.</p> <p>References</p> <ol style="list-style-type: none"> [1] FLOX[®] is a registered trademark of WS Wärmeprozess-technik GmbH, Remmingen, Germany [2] J. A. Wüning et al., 1997, Prog. Eng. Combust. 23, pp. 81 - 94. [3] R. Licherath et al., 2007, J. Eng. Gas Turb. Power 130(1), pp. 011505-1 - 011505-7 [4] H. Schütz et al., 2008, J. Eng. Gas Turb. Power 130(1), pp. 011503-1 - 011503-9 [5] O. Lammel et al., 2010, J. Eng. Gas Turb. Power 132(12), pp. 121501-1 - 121501-10 [6] D. S. Dandy et al., 1992, Combust. Sci. Technol. 82, pp. 131 - 150 [7] T. Kathrotia et al., 2010, Combust. Flame 157, pp. 1254 - 1273 [8] H. M. Najm et al., 1998, Combust. Flame 113, pp. 312 - 332 [9] H. Ax et al., 2009, Appl. Phys. B 94(4), pp. 705 - 714 [10] V. Bergmann et al., 1998, Appl. Phys. B 66(4), pp. 489 - 502 [11] O. Lammel et al., 2014, ASME paper no. GT2014-36376, pp. 1 - 12 [12] H2-IGCC Project, EU 7th Framework Program for R&D, FP7-239349, URL: http://www.h2-igcc.eu 																																																						

Abbildungen

1.1	Strukturplan der Verbundvorhabens OptiSysKom aus der Gesamtvorhabensbeschreibung	8
1.2	Ursprünglich geplanter Projektablauf	14
1.3	Projektzeitplan mit dem Planungsstand des Antrags (grau) und der Durchführung (türkis).	20
4.1	Bilder vom Hochdruckbrennkammerprüfstand HBK-S am DLR Institut für Verbrennungstechnik in Stuttgart. Links: Druckmodul ohne messtechnische Aufbauten. Rechts: Optischer Aufbau für laserbasierte Messverfahren.	29
4.2	Jetstabilisierter Einzeldüsenbrenner. Oben: schematische Ansicht von Haupt- (Main) und Pilotbrenner in der Brennkammer. Unten links: pilotiertes Verbrennungssystem mit mehreren Düsen, Darstellung des Strömungsfelds und der Temperatur aus CFD-Rechnung. Unten rechts: Einzeldüse der aktuellen Untersuchungen.	30
4.3	Metallisches Mischrohr am Versuchsträger im ausgebauten Zustand, Brennkammer rechts außerhalb des Bildes, Lufterinlauf links; außen Tragstruktur des Versuchsträgers.	31
4.4	Optisches Mischrohr. Links: Einzeldüse mit Quarzglasmischrohr vor Montage im Versuchsträger, Brennerstirnplatte im Bild oben dargestellt. Rechts: Blick von außerhalb des Druckgehäuses auf das gläserne Mischrohr mit einer Hochgeschwindigkeitskamera.	32
4.5	Links: mit der Brennerstirnplatte bündiges optisches Mischrohrende. Rechts: in die Brennkammer hineinragendes (überstehendes) Mischrohr.	32
4.6	Optisch zugängliche Brennkammer.	33
4.7	Foto des experimentellen Aufbaus zur Wasserabsorptionsspektroskopie am Versuchsträger.	35
4.8	Gemitteltetes Bild der OH*-CL einer typischen unpilotierten Wasserstoffflamme aus zwei zusammengefügt Teilbildern. Beide Teilbilder wurden auf das gleiche Maximum skaliert.	36
4.9	Schematische Darstellung des Aufbaus für die PIV-Messungen.	37
4.10	Schematische Darstellung der PIV-Messebenen in a) der Seitenansicht mit Position des Beobachtungsfeldes und b) der Draufsicht der Mischrohraustrittsströmung mit eingezeichneten Messebenen in z-Richtung.	38
4.11	Abgassonde am Ende der Brennkammer mit unterschiedlichen Positionen der Löcher zur Probeentnahme.	39
5.1	Flammenlage von Wasserstoffflammen bei steigender Flammentemperatur, OH*-CL Aufnahmen. Linke Reihe: Mittelwertbilder (avg). Rechte Reihe: zugehörige Standardabweichung (std). Alle Bilder auf ein Maximum skaliert. Bilder der Schwankung mit Faktor 3 multipliziert.	42
5.2	Videostandbilder einer abgehobenen Erdgasflamme (oben) und einer Wasserstoffflamme (unten) im jetstabilisierten Einzeldüsenbrenner.	43

5.3	Übergang von 28 % zu 80 % volumetrischen Wasserstoffanteils bei konstanter Luftzahl $\lambda = 1,5$, einem Druck von 8 bar, einer Strömungsgeschwindigkeit von 110 m/s und einer Luftvorheiztemperatur von 400 °C. Oben: Gemittelte OH*-CL-Aufnahmen, Unten: Zugehörige Temperatur- und Schadstoffkurven in Abhängigkeit des Wasserstoffanteils.	44
5.4	Übergang von Erdgas zu Wasserstoff von 0 % zu 100 % volumetrischen Wasserstoffanteils bei zunehmender Luftzahl $\lambda = 1,5 \dots 1,85$, einem Druck von 8 bar, einer Strömungsgeschwindigkeit von 100 m/s und einer Luftvorheiztemperatur von 450 °C. Oben: Gemittelte OH*-CL-Aufnahmen, Unten: Adiabate Flammentemperatur und Schadstoffemissionen über dem Wasserstoffanteil (links) und der Luftzahl (rechts) aufgetragen.	45
5.5	Einzelbilder einer Wasserstoffflamme bei 8 bar Brennkammerdruck, 110 m/s Luftgeschwindigkeit sowie einer Luftvorheiztemperatur von 450 °C bei einer Luftzahl von $\lambda = 2,1$	46
5.6	Zwei unterschiedliche Wasserstoffflammen mit jeweils einem Einzelbild (oben) und der Mittelung aller 300 Bilder der Serie (unten). Links: $\lambda = 1,2$, Rechts: $\lambda = 2$, ansonsten gleiche Betriebsbedingungen.	47
5.7	Lambda-Sweep von $\lambda = 2$ zu $\lambda = 1,2$ mit 100 % Wasserstoff bei einem Druck von 8 bar, einer Luftgeschwindigkeit von 80 m/s und einer Luftvorheiztemperatur von 450 °C. Oben: Gemittelte OH*-CL-Aufnahmen, Unten: Zugehörige adiabate Flammentemperaturen in Abhängigkeit der über der Luftzahl.	48
5.8	Direkte Beobachtung vor einem Flammenrückschlag im optischen Mischrohr, Videostandbilder. Bild 1: stabiler Betrieb (keine Beschriftung). Bilder 2-6: Veränderung der Flammenlage am Mischrohr Austritt mit Zeitskala als Beschriftung. Vollständiger Rückschlag im letzten Bild.	50
5.9	Direkte Beobachtung eines Flammenrückschlags und dessen zeitlicher Verlauf im optischen Mischrohr. Obere 2 Bilder: Wasserstoffflamme in der Brennkammer, Hochgeschwindigkeits-OH*-CL, zufällige Einzelbilder. Untere 5 Bilder: Wasserstoffflamme im optischen Mischrohr, Hochgeschwindigkeits-OH*-CL, aufeinanderfolgende Einzelbilder bei einer Aufnahme rate von 5 kHz.	52
5.10	Direkte Beobachtung eines Flammenrückschlags und dessen zeitlicher Verlauf im überstehenden optischen Mischrohr, visualisiert durch Videostandbilder mit unterschiedlichen Zeitabständen. Zeilenweise Anordnung der Bilder.	53
5.11	Betriebsgrenzen für jetstabilisierte Wasserstoffflammen: Abhängigkeit des Flammenrückschlags von der Jetgeschwindigkeit.	54
5.12	Betriebsgrenzen für jetstabilisierte Wasserstoffflammen: Abhängigkeit des Flammenrückschlags vom Druck.	54
5.13	Abhängigkeit der Betriebsgrenzen von der Luftvorheiztemperatur und der Luftzahl. Die Zeichen markieren einzelne Flammenrückschlagsereignisse.	55
5.14	Eintrittshäufigkeit von Flammenrückschlägen für konstante Betriebsbedingungen in Abhängigkeit der Luftvorheiztemperatur und der Luftzahl.	56
5.15	Luftverteiler mit unterschiedlichen Blenden für Haupt- und Spülluft stromauf des Brenners. Links: alle 6 Spülluftöffnungen geöffnet. Rechts: Alle 6 Spülluftöffnungen mit Blindstopfen verschlossen	57
5.16	Lambda-Sweep bei gleichbleibendem Luftstrom. Oben: Bildserie aus OH*-CL-Aufnahmen mit abnehmender Luftzahl λ_g . Unten: adiabate Flammentemperaturen entsprechender stationärer Betriebspunkte (blau) und eines Betriebspunktes mit Flammenrückschlag (rot) in Abhängigkeit der Jetgeschwindigkeit.	58

5.17	Adiabate Flammentemperaturen bei Flammenrückschlagsereignissen in Abhängigkeit der Spül- luft. Die Betriebsbedingungen umfassen unterschiedliche Brennkammerdrücke und Luftvorheiz- temperaturen.	60
5.18	Vergleich der Flammenrückschlagsgrenzen für das optische Mischrohr mit den Grenzen bzw. dem stabilen Betrieb des metallischen Mischrohrs mit Zusatzvorrichtung.	61
5.19	PIV-Ergebnisse für Messebenen $z \geq 0$ stromab des Mischrohrendes. Links: nicht-reagierende Strömung. Rechts: Strömung mit Verbrennung. Die Messebenen, bei denen „Sum of Correlati- ons“ verwendet wurden, sind mit „*“ markiert.	63
5.20	Links: Foto und Skizze der Graphit gedichteten Druckdurchführung von TKE. Rechts: Licht- leiter eingeklebt in Edelstahlrohr mit Sauereisen-Zement.	64
5.21	Absorptionsspektren von Wasser bei 1469,3 nm (links) und 1391,7 nm (rechts) bei 4 bar (oben) und 8 bar (unten).	65

Tabellen

5.1	Übersicht über die Betriebsbedingungen für beide Mischrohrarten.	41
5.2	Untersuchte Varianten der Spülluftkonfiguration und deren Kurzbezeichnungen.	59

Literatur

- [1] TKE, Tresch und Kieliger Engineering, Switzerland. (accessed September 27, 2024). URL: <https://tke.ch/wp-content/uploads/2024/03/Instrumentation-Feedthrough.pdf>.
- [2] Verbundprojekt: Turbomaschinen für Technologien zur CO₂-Minderung COORETEC-turbo, Vorhabengruppe 2.1: Innovative Brennerkonzepte, Vorhabensnummer 2.1.2: Gasturbinenbrenner für Wasserstoffverbrennung: Abschlussbericht, 2010. doi:10.2314/GBV:644257547.
- [3] Holger Ax, Oliver Lammel, Rainer Lückcrath, and Michael Severin. High Momentum Jet Flames at Elevated Pressure, C: Statistical Distribution of Thermochemical States Obtained from Laser-Raman-Measurements. *ASME Paper no. GT2019-91377*, 2019. doi:10.1115/GT2019-91377.
- [4] David S. Dandy and Steven R. Vosen. Numerical and Experimental Studies of Hydroxyl Radical Chemoluminescence in Methane Air Flames. *Combustion Science and Technology*, 82:131 – 150, 1992. doi:10.1080/00102209208951816.
- [5] Christopher S. Goldenstein, Raymond M. Spearrin, Ian A. Schultz, Jay B. Jeffries, and Ronald K. Hanson. Wavelength-modulation spectroscopy near 1.4 μm for measurements of H₂O and temperature in high-pressure and -temperature gases. *Measurement Science and Technology*, 25:055101, 2014. doi:10.1088/0957-0233/25/5/055101.
- [6] David G. Goodwin, Harry K. Moffat, Ingmar Schoegl, Raymond L. Speth, and Bryan W. Weber. Cantera: An object-oriented software toolkit for chemical kinetics, thermodynamics, and transport processes. <https://www.cantera.org>, 2023. Version 3.0.0. doi:10.5281/zenodo.8137090.
- [7] Fabian Hampp, James D. Gounder, Holger Ax, Rainer Lückcrath, Oliver Lammel, Matthias Hase, and Bertram Janus. High Momentum Jet Flames at Elevated Pressure, E: Quantification of Droplet Size Distribution and Transport. *ASME Paper no. GT2020-14619*, 2020. doi:10.1115/GT2020-14619.
- [8] Trupti Kathrotia, Mustapha Fikri, Metehan Bozkurt, Michaela Hartmann, Uwe Riedel, and Christof Schulz. Study of the H+O+M reaction forming OH*: Kinetics of OH* chemiluminescence in hydrogen combustion systems. *Combustion and Flame*, 157:1261–1273, 2010. doi:10.1016/j.combustflame.2010.04.003.
- [9] Oliver Lammel, Tim Rödiger, Michael Severin, Manfred Aigner, Berthold Noll, Harald Schütz, Guido Schmitz, Rainer Lückcrath, and Michael Stöhr. IGAB Industriegasturbinenbrenner für alternative Brenngase: Abschlussbericht, 2013. doi:10.2314/GBV:817024255.
- [10] Oliver Lammel, Tim Rödiger, Michael Stöhr, Holger Ax, Peter Kutne, Michael Severin, Peter Griebel, and Manfred Aigner. Investigations of Flame Stabilization in a High-Pressure Multi-Jet Combustor by Laser Measurement Techniques. *ASME Paper no. GT2014-26376*, 2014. doi:10.1115/GT2014-26376.
- [11] Oliver Lammel, Harald Schütz, Guido Schmitz, Rainer Lückcrath, Michael Stöhr, Berthold Noll, Manfred Aigner, Matthias Hase, and Werner Krebs. FLOX[®] Combustion at High Power Density and High Flame Temperatures. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 132:121503, 2010. doi:10.1115/1.4001825.
- [12] Oliver Lammel, Michael Severin, Holger Ax, Rainer Lückcrath, Andrea Tomasello, Yeshaswini Emmi, Berthold Noll, Manfred Aigner, and Lukasz Panek. High Momentum Jet Flames at Elevated Pressure, A: Experimental and Numerical Investigations for Different Fuels. *ASME Paper no. GT2017-64615*, 2017. doi:10.1115/GT2017-64615.

- [13] Oliver Lammel, Michael Stöhr, Peter Kutne, Claudiu Dem, Wolfgang Meier, and Manfred Aigner. Experimental Analysis of Confined Jet Flames by Laser Measurement Techniques. *ASME Paper no. GT2011-45111*, 2011. doi:10.1115/GT2011-45111.
- [14] Oliver Lammel, Michael Stöhr, Peter Kutne, Claudiu Dem, Wolfgang Meier, and Manfred Aigner. Experimental Analysis of Confined Jet Flames by Laser Measurement Techniques. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 134:041506, 2012. doi:10.1115/1.4004733.
- [15] LaVision GmbH. *DaVis Flowmaster Manual*, n.d. Available from LaVision GmbH.
- [16] Jong Guen Lee and Domenic Santavicca. Experimental diagnostics for the study of combustion instabilities in lean premixed combustors. *Journal of Propulsion and Power*, 19:735–750, 2003. doi:10.2514/2.6191.
- [17] Rainer Lückcrath, Wolfgang Meier, and Manfred Aigner. FLOX[®] Combustion at High Pressure with Different Fuel Compositions. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 130:011505, 2008. doi:10.1115/1.2749280.
- [18] Rainer Lückcrath, Harald Schütz, Berthold Noll, and Manfred Aigner. FLOX[®]-Verbrennung bei hohem Druck für den Einsatz in Gasturbinen. *VGB PowerTech*, 87:76–78, 2007. URL: <https://elib.dlr.de/52000/>.
- [19] Carl D. Meinhart, Steve T. Wereley, and Juan G. Santiago. A PIV algorithm for estimating time-averaged velocity fields. *Journal of Fluids Engineering*, 122:285–289, 2000. doi:10.1115/1.483256.
- [20] Tim Rödiger, Oliver Lammel, Manfred Aigner, Christian Beck, and Werner Krebs. Part-Load Operation of a Piloted FLOX[®] Combustion System. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 135:031503, 2013. doi:10.1115/1.4007754.
- [21] Dominik Schäfer, James D. Gounder, Oliver Lammel, Holger Ax, Rainer Lückcrath, and Manfred Aigner. High Momentum Jet Flames at Elevated Pressure, D: Simultaneous Measurements of OH/PAH PLIF and Mie Scattering on Liquid Fuels. *ASME Paper no. GT2019-91177*, 2019. doi:10.1115/GT2019-91177.
- [22] H. Schütz, R. Lückcrath, T. Kretschmer, B. Noll, and M. Aigner. Analysis of the Pollutant Formation in the FLOX[®] Combustion. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 130:011503, 2008. doi:10.1115/1.2749280.
- [23] H. Schütz, R. Lückcrath, B. Noll, and M. Aigner. Complex Chemistry Simulation of FLOX[®]: Flameless Oxidation Combustion. *Clean Air International Journal on Energy for a Clean Environment*, 8:239, 2007. doi:10.1615/InterJEnerCleanEnv.v8.i3.40.
- [24] Harald Schütz, Oliver Lammel, Guido Schmitz, Tim Rödiger, and Manfred Aigner. EZEE[®]: A high power density modulating FLOX[®] combustor. *ASME Paper no. GT2012-68997*, 2012. doi:10.1115/GT2012-68997.
- [25] Michael Severin. *Analyse der Flammenstabilisierung intensiv mischender Jetflammen für Gasturbinenbrennkammern*. PhD thesis, Universität Stuttgart, 2019. VT-Forschungsbericht 2019-03. doi:<http://dx.doi.org/10.18419/opus-10552>.
- [26] Michael Severin, Oliver Lammel, Holger Ax, Rainer Lückcrath, and Manfred Aigner. High Momentum Jet Flames at Elevated Pressure, B: Detailed Investigation of Flame Stabilization with Simultaneous PIV and OH LIF. *ASME Paper no. GT2017-64556*, 2017. doi:10.1115/GT2017-64556.
- [27] Michael Severin, Oliver Lammel, Holger Ax, Rainer Lückcrath, Wolfgang Meier, Manfred Aigner, and Johannes Heinze. High Momentum Jet Flames at Elevated Pressure: Detailed Investigation of Flame Stabilization With Simultaneous Particle Image Velocimetry and OH-LIF. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 140:041508, 2017. doi:10.1115/1.4038126.

- [28] Michael Severin, Oliver Lammel, Wolfgang Meier, and Manfred Aigner. Experimental investigation of flame stabilization in a turbulent premixed recirculation-stabilized jet-flame with simultaneous khz laser diagnostics. *57th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA2019-0183*, 2019. doi:10.2514/6.2019-0183.
- [29] Claus Wahl, Rainer Lückerath, and Manfred Aigner. Brennstoffflexibler, schadstoffarmer, zuverlässiger Gasturbinenbrenner: Abschlussbericht. 2007. doi:10.2314/GBV:572284152.

FLOX OptiSysKom AP 2.2 – Schlussbericht, Teile I + II (Ende)

Flexibles Gasturbinenverbrennungssystem für die nächste Gasturbinengeneration – Brennstoffe mit hohem Wasserstoffanteil, Untersuchung im Labormaßstab

Verbundvorhaben Optimierung der Prozesse und Systeme sowie der Lebensdauer der Gesamtanlage und ihrer Komponenten (OptiSysKom), Teilvorhaben 2.2

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)

Institut für Verbrennungstechnik (VT)