

TURBULENZGESTÜTZTE GEMISCHBILDUNG UND STABILISIERUNG VON SUB- UND SUPERSONISCHEN WASSERSTOFF-LUFT-FLAMMEN

M. Haibel, F. Mayinger

Lehrstuhl A für Thermodynamik
Technische Universität München
Arcisstraße 21; 8000 München 2

ÜBERSICHT

Die Arbeit beschäftigt sich mit der experimentellen Untersuchung der Gemischbildung und der Stabilisierung von schnellen Wasserstoff-Luft-Flammen bis hinauf zu Luftmachzahlen von 1,3. Die Einblasung des gasförmigen Wasserstoffs erfolgt im Einflußbereich des turbulenten Rezirkulationsgebiets im Nachlauf einer Rücksprungkante unter verschiedenen Winkeln zur Hauptströmung. Es konnte gezeigt werden, daß der Gemischbildungsprozeß unter der Einwirkung des turbulenten Rezirkulationsgebiets maßgeblich verstärkt und somit eine deutliche Verkürzung der Mischweglänge erreicht wurde. Die Untersuchungen zur Stabilisierung von sub- und supersonischen Wasserstoff-Luft-Flammen im Bereich turbulenter Rezirkulationsgebiete haben gezeigt, daß der Stabilisierungspunkt der Flamme grundsätzlich innerhalb der freien turbulenten Scherschicht liegt, die sich zwischen Rezirkulationsgebiet und Hauptströmung ausbildet.

1. EINLEITUNG

Das erklärte Ziel der internationalen Raumfahrt, in der Zukunft voll wiederverwendbare Raumtransportsysteme für Flüge in den Orbit zum Einsatz zu bringen, stellt heute eine große Herausforderung an die physikalische und chemische Grundlagenforschung dar. Konzepte, wie zum Beispiel *Sänger II*, gehen weit über den heutigen Stand der Ingenieurkunst hinaus. Dabei reicht der Katalog der noch ungelösten Fragen von den Grundlagen der Hyperschall-aerodynamik und Antriebstechnik bis hin zu Problemen der Flugregelung und Umweltverträglichkeit solcher Systeme. Die derzeitigen Überlegungen für transatmosphärische Flugsysteme gehen von einer zweistufigen Konzeption aus, die aus einer auftriebsbehafteten Unterstufe mit supersonisch durchströmten Staustrahltriebwerken (SCRAM-jets) und einer Oberstufe mit Raketenmotoren besteht. Die Stufen-trennung soll in einer Flughöhe von ca. 30 km bei einer Flugmachzahl zwischen 6 und 8 erfolgen. Diese Forderungen stellen unter anderem sehr hohe Ansprüche an das Leistungsvermögen der Antriebssysteme für die Unterstufe bezüglich Schub, Wirkungsgrad, Betriebssicherheit und Emissionsverhalten, Ansprüche also, die sehr eng mit dem Aufbau und der Arbeitsweise der Brennkammern gekoppelt sind [1,2,3,4].

Die Untersuchungen zum Problemkreis *Überschallbrennkammer* haben in der Vergangenheit gezeigt, daß die Brennstoffeinblasung, die Vermischung von Brennstoff und Luft sowie die Flammenstabilisierung entscheidend für ein optimales Betriebsverhalten sind. Grundlegende Untersuchungen zur Gemischbildung geben neben Anhaltspunkten für die optimale Auslegung von Injektionssystemen wichtige Hinweise über die Länge der erwarteten Mischungszone und damit letztlich auch über die Baulängen der Brennkammern. Die

meisten Arbeiten auf dem Gebiet der Gemischbildung haben sich in der Vergangenheit fast ausschließlich mit der Eindringtiefe des Brennstoffstrahls in die Luftströmung befaßt [5,6,7,8], während neuere Arbeiten verstärkt die Ausbildung des Mischungsstrahls behandeln [9,10,11].

Die Flammenstabilisierung, d.h. die Aufrechterhaltung des Verbrennungsablaufs unter allen Anström- und Betriebsbedingungen der Brennkammer, kann über verschiedene Wege gewährleistet werden. Bei hohen statischen Temperaturen der Verbrennungsluft kann das Brennstoff-Luft-Gemisch über eine Kaskade schräger Verdichtungsstöße über Zündtemperatur gebracht werden, wodurch eine kontinuierliche Selbstzündung der Flamme sichergestellt wird [12, 13, 14]. Ein anderer Weg zur stabilen Verbrennung führt über die katalytisch induzierte Vorverbrennung kleiner Mengen an Brennstoff [15,16]. Liegt die statische Temperatur der in die Brennkammer eintretenden Luft weit unterhalb der Zündtemperatur, kann das Brennstoff-Luft-Gemisch durch sogenannte Pilotflammen oder an, als Flammhalter dienenden Hindernissen dauerhaft stabilisiert werden [17,18,19,20,21].

Trotz intensiver Untersuchungen auf dem Gebiet der Flammenstabilisierung konnte bis heute noch nicht endgültig geklärt werden, wodurch letztlich eine stabile Verbrennung gesteuert wird. Erste Ansätze weisen allerdings daraufhin, daß die Angleichung der Flammenfortpflanzungsgeschwindigkeit an die Strömungsgeschwindigkeit über turbulenzgesteuerte Mikro- und Makrokonvektion im unmittelbaren Bereich der Reaktionsfront erfolgt [22,23,24].

Im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 255 *Transatmosphärische Flugsysteme: Grundlagen der Aerothermodynamik, Antriebe und Flugmechanik* werden am Lehrstuhl A für Thermodynamik der Technischen Universität München seit mehreren Jahren Grundlagenuntersuchungen zur Gemischbildung und Flammenstabilisierung in sub- und supersonisch durchströmten Brennkammern durchgeführt. Von besonderem Interesse ist dabei der Einfluß von turbulenten Scherschichten, die sich im Nachlauf von überströmten Rücksprüngen ausbilden, auf die Durchmischung von Brennstoff und Luft sowie auf die Stabilisierung des Verbrennungsvorgangs [25]. Neuzzeitliche Antriebskonzepte orientieren sich zunehmend an recyclebaren und schadstoffarmen Brennstoffen. Aus diesem Grund werden die experimentellen Arbeiten zur Gemischbildung und zur Flammenstabilisierung mit Wasserstoff als Brenngas durchgeführt. Die entscheidenden Vorteile bei der Verbrennung von Wasserstoff liegen, neben der heute gut vorhersagbaren Reaktionskinetik, in der Vermeidung von CO_2 , einem Hauptverursacher des Treibhauseffekts, und in einem um Größenordnungen geringeren Anfall an Stickoxiden [26,27,28,29,30].

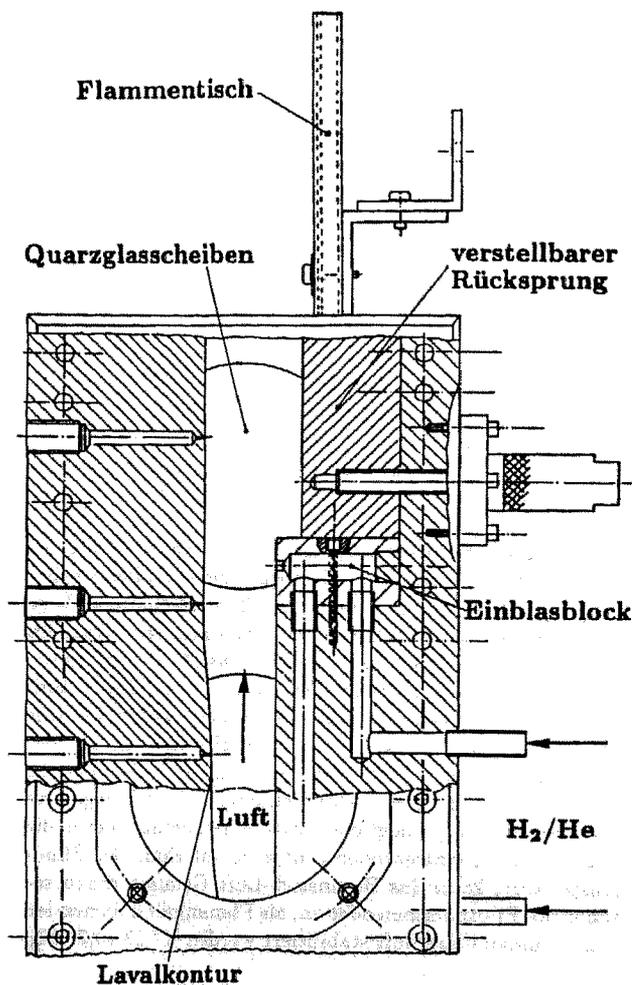


BILD 1: Schnittdarstellung der Brennstrecke

2. VERSUCHSAUFBAU UND MESSYSTEME

2.1. Versuchsaufbau

Die experimentellen Untersuchungen zur turbulenten Gemischbildung und Stabilisierung schneller Wasserstoff-Luft-Flammen werden am Lehrstuhl A für Thermodynamik der TU München an einem Blow Down Windkanal, der bis zu einer maximalen Luftmachzahl von 1,3 bei einer konstanten Totaltemperatur von 291 K betrieben werden kann, durchgeführt. Kernstück der Anlage ist die in BILD 1 dargestellte Brennstrecke. Luft aus großen Druckspeichern wird über eine asymmetrische, zweidimensionale Lavalkontur beschleunigt und der Brennstrecke mit dem Strömungsquerschnitt 30 mm x 15 mm zugeführt. Das Brenngas wird an einem austauschbaren Einblasblock über eine Bohrung von 4 mm Durchmesser in die Luftströmung eingeblasen, wobei die Einblasrichtung gegenüber der Hauptströmung zwischen 0° und 90° variabel einstellbar ist. Stromabwärts zum Einblasblock befindet sich ein höhenverstellbarer Rücksprung, dessen Höhe zwischen 0 mm und 10 mm stufenlos wählbar ist. Dieser Rücksprung dient der Erzeugung eines turbulenten Rezirkulationsgebiets mit freier Scherschicht, dessen Größe und Lage durch die Luftmachzahl und die Rücksprunghöhe variiert werden kann [31]. Quarzglasseiben in den Seitenwänden der Brennstrecke ermöglichen die Zugänglichkeit optischer Meßverfahren wie der holografischen Interferometrie und der thermisch induzierten OH-Fluoreszenz (vgl. Abschnitt 2.2.). Im Anschluß an die ge-

kapselte Brennstrecke ist ein höhenverstellbarer Flammentisch angebracht, der die Erzeugung eines zweiten Rezirkulationsgebiets ermöglicht.

Die Versuchsstrecke wird mit Brenngas aus handelsüblichen Flaschenbatterien versorgt, wobei der Gasmassenstrom mit Hilfe kritisch durchströmter Blenden bestimmt wird. Druckmeßbohrungen entlang der Lavalkontur und im Bereich der Brennstoffeinblasung ermöglichen die Bestimmung der Impulsströme für das Brenngas und die Verbrennungsluft innerhalb der Brennstrecke.

2.2. Meßsysteme

Die experimentelle Untersuchung der Gemischbildung und der Struktur in turbulenten sub- und supersonischen Wasserstoff-Luft-Flammen erfordert schnelle, berührungslose und trägheitsfreie Diagnosemethoden. Optische Meßsysteme wie die holografische Interferometrie und die thermisch induzierte OH-Fluoreszenz bieten neben der Erfüllung dieser Forderungen den großen Vorteil, eine ganze Reihe von Detailinformationen über das Strömungs- Konzentrations- und Temperaturprofil innerhalb des Mischungsstrahls und der Flamme *on line* zu liefern.

Das Konzentrationsprofil innerhalb des Mischungsstrahls bei der Einblasung von Brennstoff in die Luftströmung wurde mit Hilfe der holografischen Interferometrie quantitativ untersucht. In dem in BILD 2 skizzierten Meßaufbau wurde der Strahl eines He-Ne-Lasers an einem Strahlteiler in den sogenannten Objekt- und Interferenzstrahl aufgespalten. Nach der Aufweitung der beiden Strahlen wurden beide Strahlen auf der holografischen Platte zur Deckung gebracht, wobei der Objektstrahl zuvor durch das zu untersuchende Gebiet innerhalb der Brennstrecke gelenkt wurde. Nach Aufnahme des sogenannten Nullhologramms und der Rückpositionierung der entwickelten und fixierten Holo-Platte in den ursprünglichen Strahlengang, konnte das Interferenzmuster, das aufgrund von Zustandsänderungen innerhalb der Brennstrecke entstand, über eine Feldlinse auf eine CCD-Kamera mit Bildverstärker abgebildet werden [25,32,33]. Die hohe Quanteneffizienz der verwendeten Kamera ermöglichte Aufnahmezeiten bis hinab zu 100 ns, wodurch auch hochturbulente Strömungszustände erfaßt werden konnten.

Bei der holografischen Interferometrie handelt es sich um ein über den Lichtweg hinweg integrierendes Meßverfahren. Um nun der Dreidimensionalität des Konzentrationsprofils innerhalb des Mischungsstrahls gerecht zu werden, wurde senkrecht zu der oben beschriebenen Aufnahmerichtung ein zweiter holografischer Aufbau angebracht (BILD 2). Dadurch war es nun möglich, die Verteilung des Brennstoffs nach der Einblasung in die Luftströmung quantitativ zu erfassen.

Die Stabilisierung und die Struktur der schnellen Wasserstoff-Luft-Flammen wurde mit Hilfe der thermisch induzierten OH-Fluoreszenz untersucht. Dieses Meßprinzip basiert auf der Tatsache, daß die Moleküle und Radikale in heißen Gasen Licht unter charakteristischen Wellenlängen ausstrahlen. Innerhalb der Reaktionsfront von Wasserstoff-Luft-Flammen ist die Konzentration des OH⁻-Radikals, das eine Fluoreszenzwellenlänge bei 308 nm aufweist, extrem hoch. Es können damit über die Bestimmung der OH⁻-Verteilung Aussagen über die Verbrennungszonen innerhalb der Flamme getroffen werden.

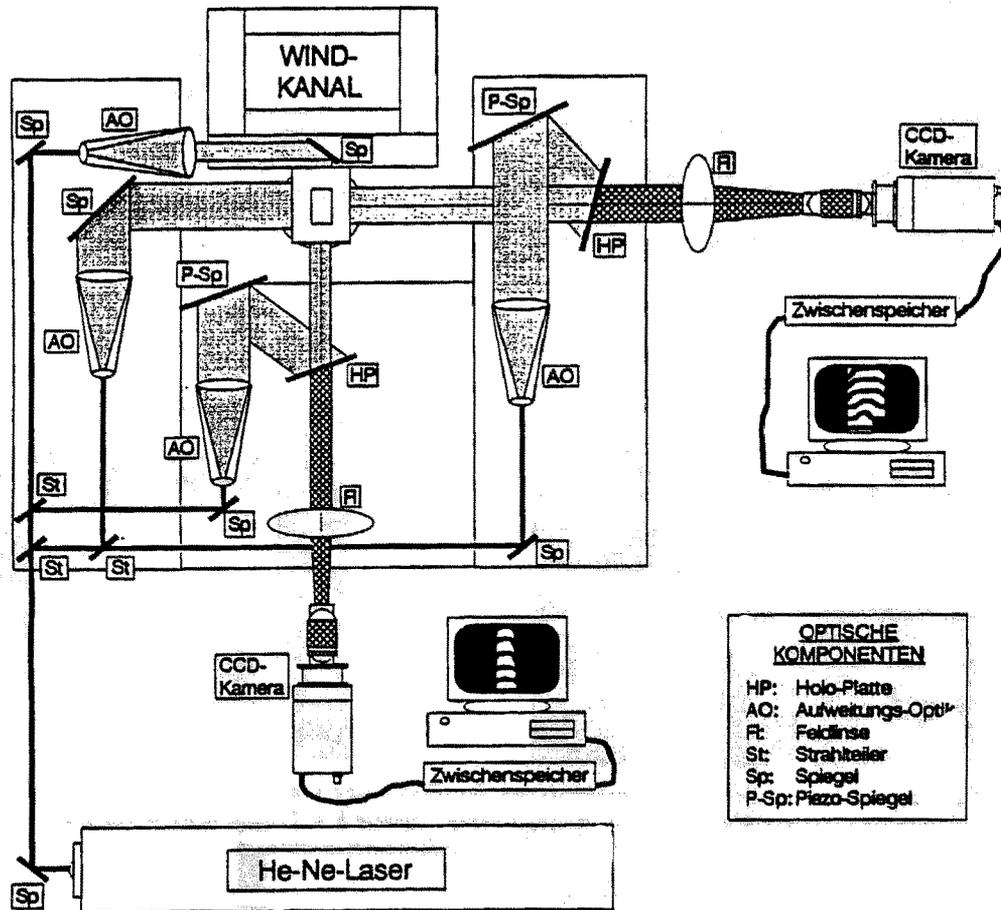


BILD 2: Schematischer Aufbau der holografischen Interferometrie; dargestellt sind die beiden senkrecht zueinander stehenden Aufnahmerichtungen.

Das von der Wasserstoff-Luft-Flamme emittierte Licht wurde mit einer UV-intensivierten CCD-Kamera aufgenommen, wobei dabei durch einen Interferenzfilter der Bandbreite $308 \text{ nm} \pm 5 \text{ nm}$ nur das von den OH^- -Radikalen stammende Leuchten aufgezeichnet und über ein Bildverarbeitungssystem in Fehlfarben dargestellt wurde. Die Aufnahmezeiten für die verwendete Kamera lagen im Bereich von $1 \mu\text{s}$.

3. EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNG DES GEMISCHBILDUNGSPROZESSES

Ziel der Untersuchungen zur Gemischbildung war es, den Einfluß von turbulenten Rezirkulationsgebieten auf die Ausbildung des Konzentrationsprofils von Brenngas und Luft innerhalb des Mischungsstrahls mittels holografischer Interferometrie experimentell zu bestimmen, wobei aus Sicherheitsgründen Helium als Ersatzstoff für Wasserstoff verwendet wurde. Die gewählten Versuchsparameter waren der Einblaswinkel α des Heliumstrahls, die Tiefe h des Rücksprungs, der Heliummassenstrom \dot{m}_{He} und die Luftmachzahl M_{AL} .

In BILD 3 sind die beiden senkrecht zueinander stehenden Interferogramme, die nach der *finite-fringe*-Methode aufgenommen wurden, für die Einblasung von $1,2 \text{ g/s}$ Helium in eine Luftströmung der Machzahl 0,6 dargestellt. Weiterhin ist das aus diesen Interferogrammen ausgewertete Konzentrationsprofil für die mittlere Ebene des Brennraums abgebildet. Die Einblasung des Heliums erfolgte im dargestellten Fall unter 90° , die Rücksprungtiefe betrug 10 mm . Es ist deutlich zu erkennen, daß die Konzentrationsgradienten im Mischungsstrahl, die im Bereich der Einblasstelle sehr groß sind, stromabwärts abnehmen. Der Mischungsstrahl wird aufgrund seines geringen spezifischen Impulses insgesamt in Hauptströmungsrichtung abgelenkt und taucht nach Umströmung der Rücksprungkante in den Bereich des Rezirkulationsgebiets ein. Es zeigt sich auch, daß sich der Heliumeinblasstrahl nach ca. 10 mm stromabwärts zur Einblasbohrung bis zu den Seitenwänden des Brennraums aufgeweitet hat, so daß ab diesem Punkt von einer zweidimensionalen Strömung gesprochen werden kann. Die intensive Durchmischung im Bereich der Einblasstelle ist auf die Ausbildung dreidimensionaler Wirbelstrukturen am Mischungsstrahl zurückzuführen.

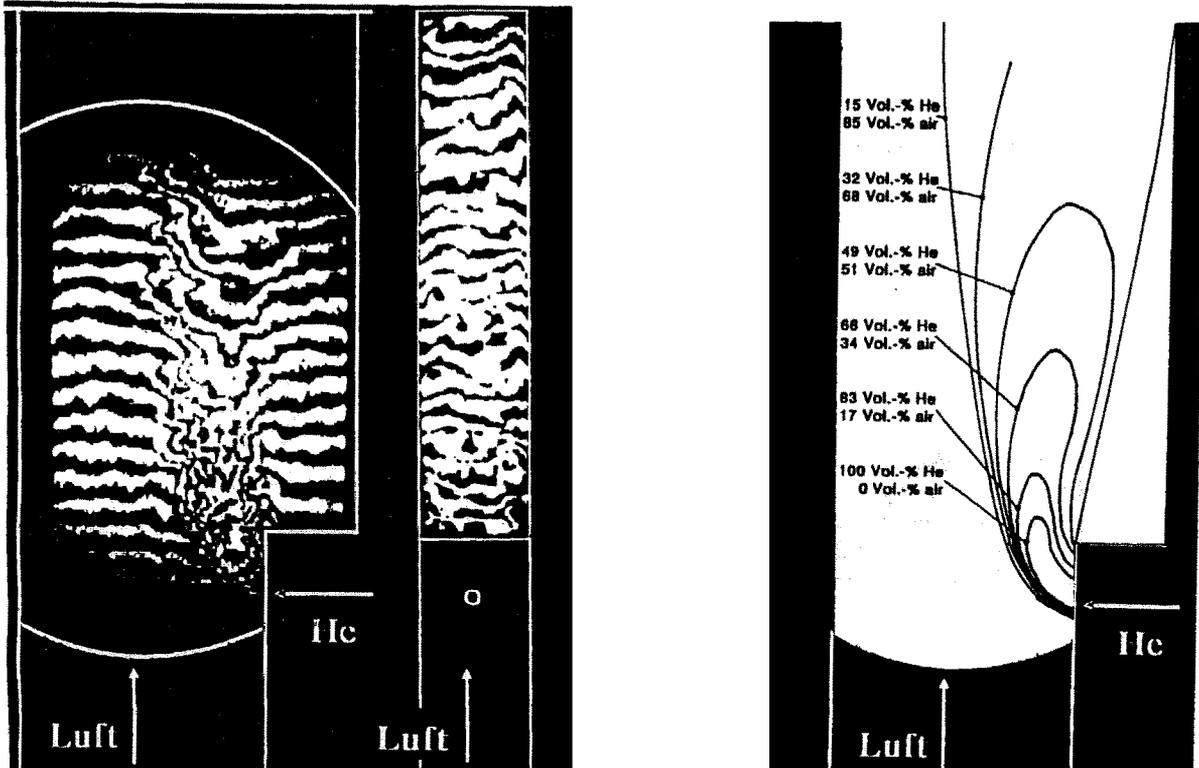


BILD 3: Ausbildung des Mischungsstrahls bei der Einblasung von Helium unter 90° in eine Luftströmung mit der Machzahl $Ma_L = 0,6$; Rücksprungtiefe $h = 10$ mm; $\dot{m}_{He} = 1,2$ g/s:
 Links: Interferogramme, die senkrecht zueinander aufgenommen wurden;
 Rechts: Ausgewertetes Konzentrationsprofil

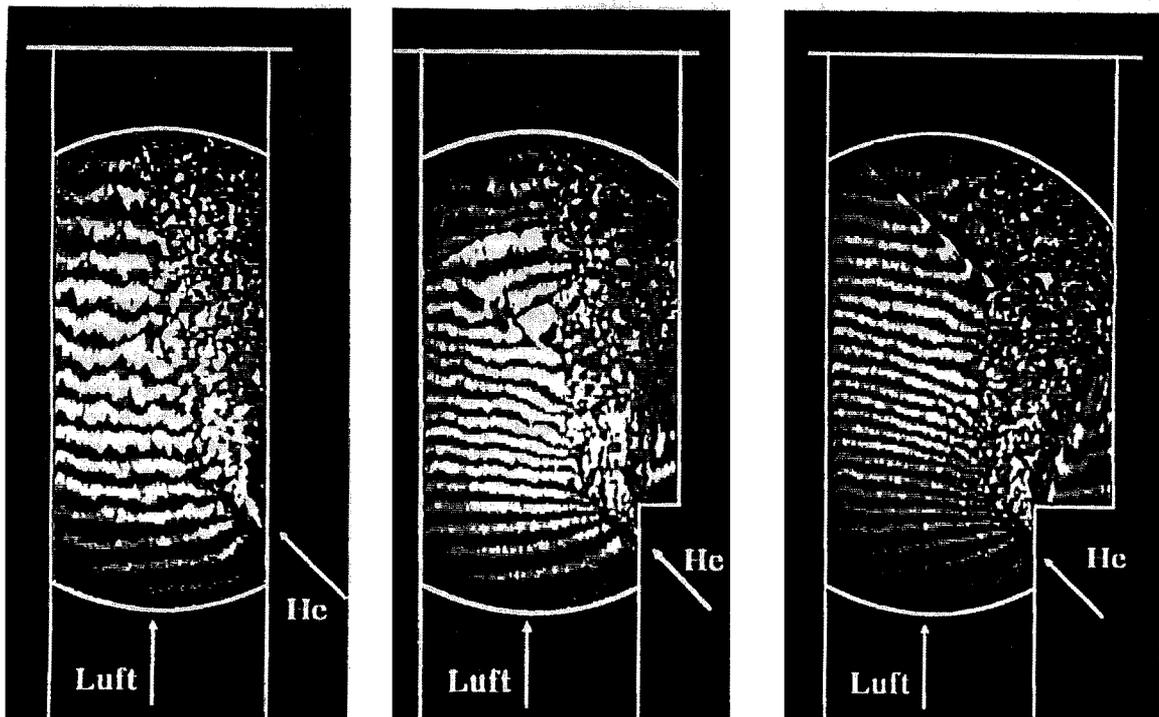


BILD 4: Einfluß der Rücksprungtiefe h auf die Ausbildung des Mischungsstrahls bei einer Luftmachzahl von $Ma_L = 1,3$; $\dot{m}_{He} = 1,6$ g/s; $\alpha = 45^\circ$:
 Links: $h = 0$ mm; Mitte: $h = 5$ mm; Rechts: $h = 10$ mm

Die Auswirkungen der Rücksprungtiefe h auf den Mischungsstrahl und die Außenströmung zeigt BILD 4, in dem die Einblasung von Helium unter 45° in Luft der Machzahl $Ma_L = 1,3$ bei unterschiedlicher Tiefe h dargestellt ist. Bei der Einblasung ohne Rücksprung wird die Luftströmung durch einen senkrechten Verdichtungsstoß, der stromaufwärts zur Einblasstelle liegt, auf Unterschall verzögert. Weiterhin zeigt sich eine starke Störung der Außenströmung stromabwärts zur Heliumeinblasung. Eine Rücksprungtiefe von 5 mm verhindert die Entstehung des erwähnten senkrechten Stoßes, bewirkt aber durch das Eintauchen des Mischungsstrahls in das Rücksprungegebiet und den damit verbundenen Aufbau eines Expansions-Kompressionsfächersystems die Entstehung eines schiefen Verdichtungsstoßes, der, an der Brennraumwand reflektiert, wieder in den Mischungsstrahl zurückläuft. Die Störungen der Außenströmung nehmen bei $h = 5$ mm entscheidend ab. Hingegen kann bei einer Rücksprungtiefe von 10 mm die Außenströmung als störungsfrei betrachtet werden. Das Abklingen der Störungen mit zunehmendem Rücksprung läßt sich u.a. dadurch erklären, daß der Verdrängungseffekt des eingeblasenen Heliums mit steigendem h abnimmt.

Der Einfluß des Einblaswinkels α auf die Ausbildung des Mischungsstrahls ist in BILD 5 dargestellt. Die Eindringtiefe des Mischungsstrahls in die Hauptströmung verringert sich mit abnehmendem Winkel α , während andererseits die Mischweglänge zunimmt. Interessant ist auch, daß die Durchmischung bei der parallelen Einblasung ($\alpha = 0^\circ$) erst im Bereich des zweiten Rücksprungs einsetzt. Dies läßt sich dadurch erklären, daß die Ausbildung eines turbulenten Rezirkulationsgebiets, das letztlich für die Durchmischung ausschlaggebend ist, am ersten Rücksprungbereich durch den parallel eingeblasenen Gasstrom verhindert wird und erst an der zweiten Rücksprungkante voll einsetzt.

Zusammenfassend läßt sich feststellen, daß bei der Einblasung von Helium über eine einzige Bohrung (Einlocheinblasung) in sub- und supersonische Luftströmungen ohne nachfolgender Verbrennung (sogenannte *Kalte Mischversuche*) die Ausbildung dreidimensionaler Wirbelstrukturen im Bereich der Einblasstelle einen entscheidenden Einfluß auf die Durchmischung von Helium und Luft hatte. Die Oberfläche des Mischungsstrahls war grundsätzlich hochturbu-

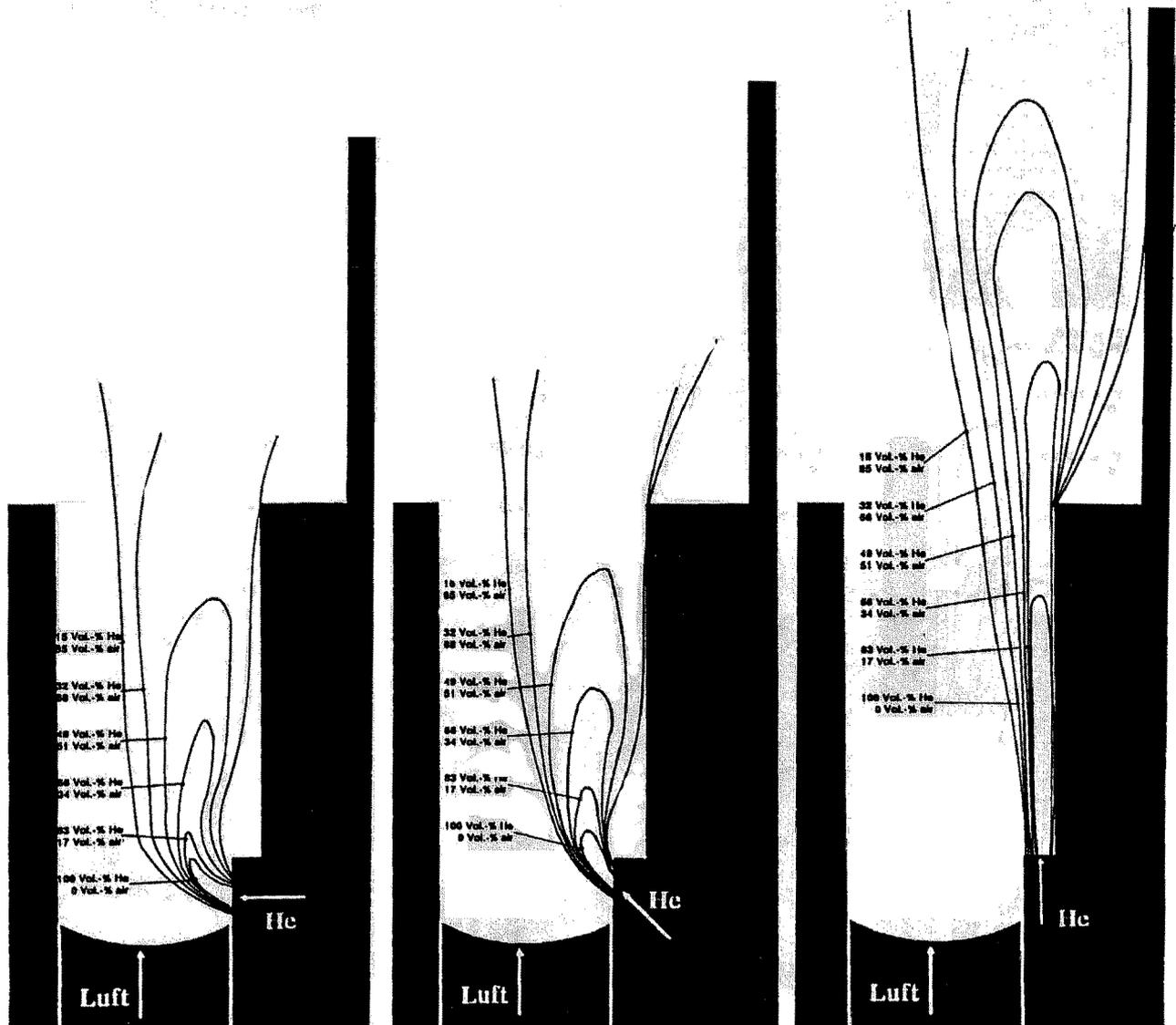


BILD 5: Einfluß des Einblaswinkels α auf das Konzentrationsprofil innerhalb des Mischungsstrahls; Luftmachzahl $Ma_L = 0,6$; $\dot{m}_{He} = 1,6$ g/s; Rücksprungtiefe $h = 5$ mm; Links: $\alpha = 90^\circ$; Mitte: $\alpha = 45^\circ$; Rechts: $\alpha = 0^\circ$;

lent und wies Makrowirbel mit bis zu 7 mm Durchmesser auf. Die Verwendung von Rezirkulationsgebiet-erzeugenden Rücksprüngen bewirkte eine deutliche Verstärkung des Gemischbildungsprozesses und eine Abnahme der Störungen der Außenströmung und damit auch eine Abnahme des generellen Druckverlustes innerhalb des Brennraumes. Die Mischweglänge L war neben der Rücksprungtiefe h auch vom Einblaswinkel α , der Luftmachzahl Ma_L und dem Heliummassenstrom \dot{m}_{He} abhängig, wobei die Mischweglänge mit steigender Rücksprungtiefe und steigendem Einblaswinkel abnahm, wachsende Luftmachzahl und wachsender Heliummassenstrom aber zu einer Zunahme der Mischweglänge führten. Die Eindringtiefe T des Mischungsstrahls in die Hauptströmung nahm mit steigendem Heliummassenstrom und Einblaswinkel zu, eine Erhöhung des Luftmachzahl führte allerdings zu einer Abnahme der Eindringtiefe. Eine Abhängigkeit der Eindringtiefe von der Rücksprungtiefe konnte nicht festgestellt werden [25]. Es sei an dieser Stelle noch erwähnt, daß die Ergebnisse zur quantitative Bestimmung der Konzentrationsprofile mittels holografischer Interferometrie anhand eines alternativen Meßverfahrens auf der Basis der *particle image velocimetry* überprüft wurden.

4. EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNG DER FLAMMENSTABILISIERUNG UND DER FLAMMENSTRUKTUR

Ziel der nachfolgend beschriebenen Arbeiten war es, zu untersuchen, wie sich schnelle Wasserstoff-Luft-Flammen im Einflußbereich turbulenter Rezirkulationsgebiete stabilisieren lassen. Die Versuchsparameter waren dabei, wie auch schon bei den Untersuchungen zur Gemischbildung (vgl. Abschnitt 3) die Luftmachzahl Ma_L , der eingeblasene Wasserstoffmassenstrom \dot{m}_{H_2} , der Einblaswinkel α und die Rücksprungtiefe h . Die verwendete Meßmethode war die in Abschnitt 2.2. beschriebene thermisch induzierte OH-Fluoreszenz, mit der über die spektrale Selektion des aus der Flamme emittierten Lichts Aussagen über die Lage und Verteilung der Reaktionsfronten getroffen werden konnten. Der zusätzliche Einsatz der holografischen Interferometrie ermöglichte des weiteren Aussagen über die Temperaturverteilung innerhalb der Flammen.

Die Ausbildung der Flammenstruktur in Abhängigkeit von der Luftmachzahl Ma_L bei gleichbleibendem Wasserstoffmassenstrom für die H_2 -Einblasung unter 90° ist in BILD

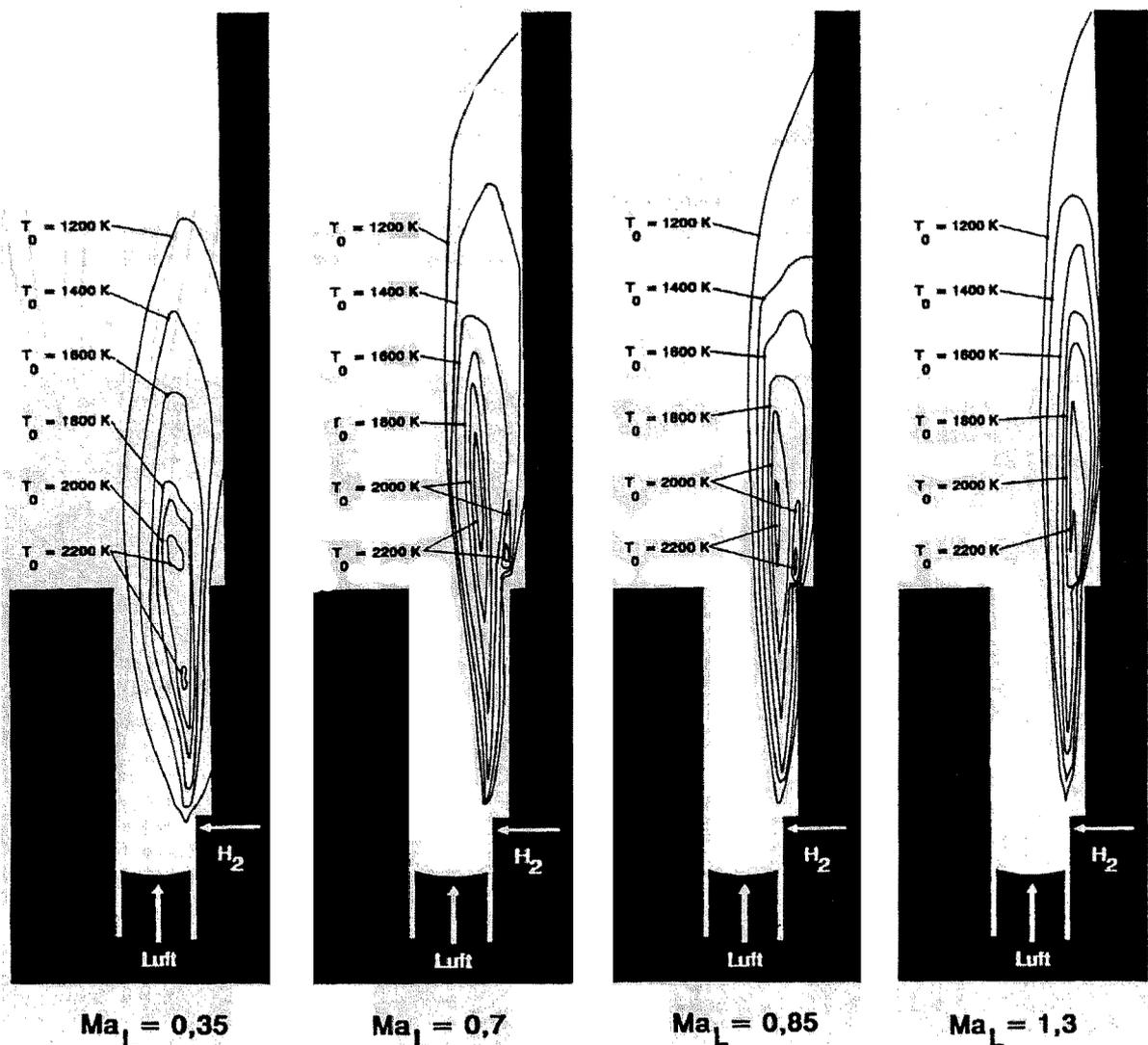


BILD 6: Ausbildung der Flammenstruktur und des Temperaturprofils in Wasserstoff-Luft-Flammen bei unterschiedlichen Luftmachzahlen Ma_L ; $\dot{m}_{H_2} = 0,8 \text{ g/s}$, $\alpha = 90^\circ$; $h = 10 \text{ mm}$

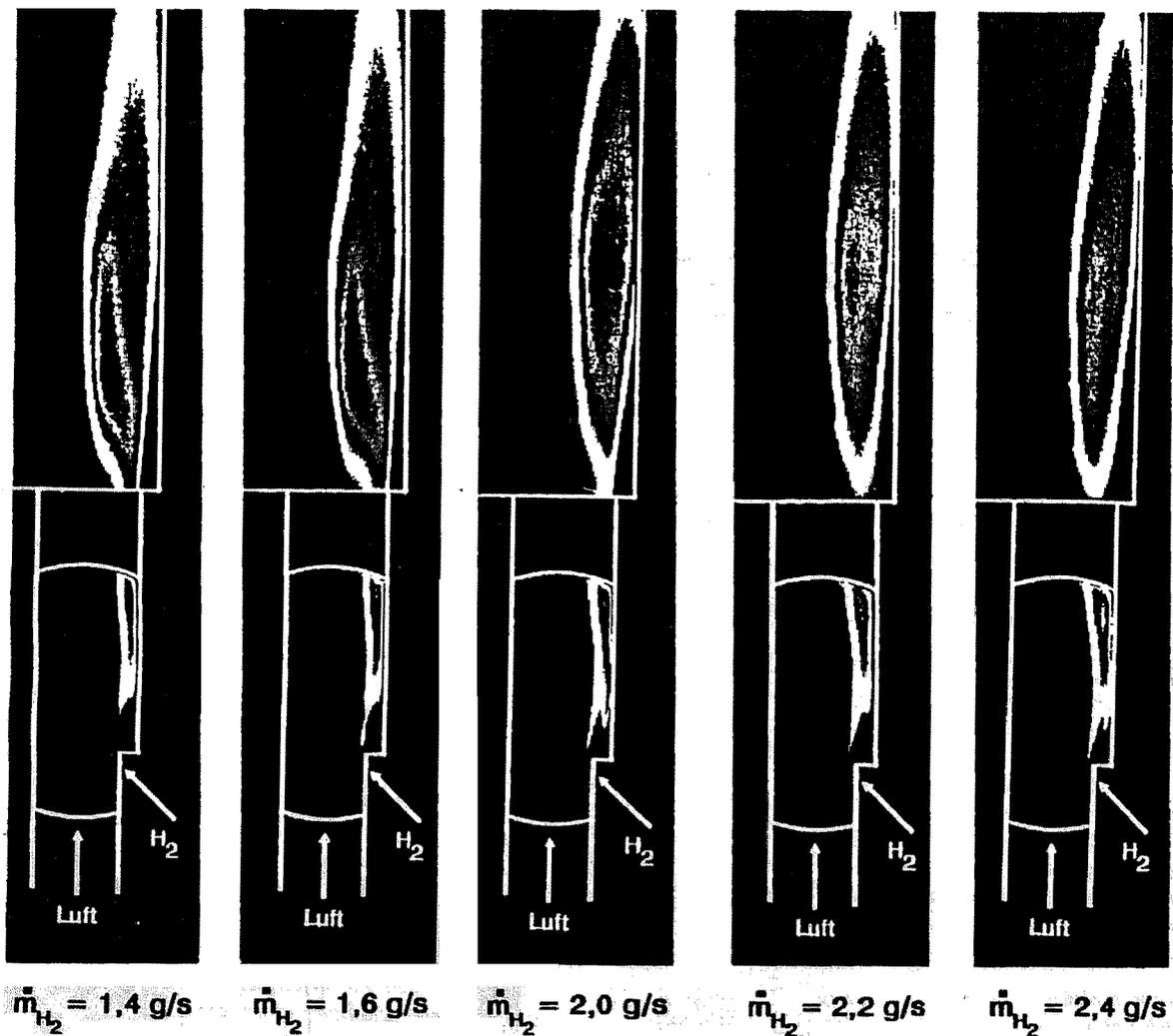


BILD 7: Einfluß des Wasserstoffmassenstroms \dot{m}_{H_2} auf die Ausbildung der Flammenstruktur und den Ausbrandgrad bei einer Luftmachzahl von $Ma_L = 0,7$; $\alpha = 45^\circ$; $h = 10 \text{ mm}$

6 dargestellt. Bei einer Luftmachzahl von 0,35 stabilisiert sich die Flamme unmittelbar im Nachlauf des Wasserstoff-Einspritzstrahls, was darauf schließen läßt, daß sich dort bereits eine hochturbulente Scherschicht ausgebildet hat, die, wie später noch näher erläutert wird, ausschlaggebend für die Flammenstabilisierung ist. Es ist zu erkennen, daß die Eindringtiefe der Flamme in die Hauptströmung sehr groß ist, und daß das Eintauchen der Flamme in das durch die geringe Strömungsgeschwindigkeit deutlich verkürzte Rezirkulationsgebiet kurz hinter der Rücksprungkante erfolgt.

Mit steigender Luftmachzahl verschiebt sich der Stabilisierungspunkt der Flamme auf der freien Scherschicht stromabwärts. Dies ist dadurch zu erklären, daß sich durch die Verlängerung des Rezirkulationsgebiets mit wachsender Strömungsgeschwindigkeit der laminar-turbulente Umschlagpunkt und der damit hochturbulente Stabilisierungsbereich innerhalb der Grenzschicht stromabwärts verlagert. Weiterhin nimmt die Flammendicke mit ansteigender Luftmachzahl ab, während interessanterweise die Flammenlänge keine signifikante Abhängigkeit von Ma_L aufweist. Beachtung verdient auch die Ausbildung von sogenannten Tochterflammen im Bereich der zweiten Rücksprungkante, die auf die

Bildung eines turbulenten, freien Rezirkulationsgebiets oberhalb des körpergebundenen Rezirkulationsgebiets schließen läßt.

Der Einfluß des Wasserstoffmassenstroms \dot{m}_{H_2} auf die Ausbildung der Flammen ist für eine konstante Luftmachzahl von 0,7 mit dem Einblaswinkel $\alpha = 45^\circ$ in BILD 7 dargestellt. Grundsätzlich konnte dabei festgestellt werden, daß im Vergleich zur Einblasung unter 90° die Flamme länger wurde und schneller in den Rücksprungbereich eintauchte, andererseits aber die Flammendicke und die Eindringtiefe abnahmen. Mit zunehmendem Wasserstoffmassenstrom zog sich bei $\dot{m}_{H_2} = 1,4 \text{ g/s}$ beginnend, die Flamme in die Länge, und es bildeten sich auf der Flammenoberfläche Wellenstrukturen aufgrund sich ablösender induzierter Turbulenzwirbel aus. Nach Überschreiten der kritischen Wärmezufuhr bei $\dot{m}_{H_2} > 2 \text{ g/s}$ nahm die Umsatzrate und damit auch die Temperatur innerhalb der Flamme aufgrund der hohen Wärmekapazität des unverbrannten Wasserstoffs ab, wodurch auch die induzierten Turbulenzwirbel abflauten. Desweiteren nahm der Ausbrandgrad mit steigendem Wasserstoffmassenstrom ab.

Die Stabilisierung der Flammen bei der parallelen Einblasung von Wasserstoff ($\alpha = 0^\circ$) war im Bereich des ersten Rücksprungbereichs infolge zu geringer Turbulenz nur bei sehr kleinen Wasserstoffmassenströmen ($\dot{m}_{H_2} < 0,03 \text{ g/s}$) sicher zu gewährleisten. Bei höheren Massenströmen erfolgte die Stabilisierung erst an der zweiten Rücksprungkante.

Allgemein gesprochen bedeutet Flammenstabilisierung, daß die Brenngeschwindigkeit u_{Brenn} und die Strömungsgeschwindigkeit u_{Fluid} vom Betrag nach gleich groß sind, aber entgegengesetzt gerichtet:

$$\bar{u}_{Brenn} = -\bar{u}_{Fluid}$$

Die Brenngeschwindigkeit u_{Brenn} ist nun aber keine konstante Stoffgröße, sondern ist neben der Temperatur und dem Brennstoff/Luft-Verhältnis auch eine Funktion des Turbulenzgrads Tu in der Strömung [22,24,33]:

$$u_{Brenn} = f(Tu)$$

Der Zustand, wie er sich innerhalb der freien turbulenten Grenzschicht, die sich zwischen dem Mischungsstrahl und dem Rezirkulationsgebiet ausbildet, einstellt, ist nun dadurch gekennzeichnet, daß zum einen eine relativ geringe Strömungsgeschwindigkeit u_{Fluid} herrscht, zum anderen aber durch die Geschwindigkeitsgradienten ein weites Spektrum unterschiedlicher Turbulenzgrade vorliegt. Dies bedeutet, daß die Zustände innerhalb einer freien Grenzschicht genau den Erfordernissen eines Flammenstabilisierungspunkts entspricht, was auch mit den hier vorgestellten experimentellen Ergebnissen übereinstimmt.

5. KORRELATION: GEMISCHBILDUNG — FLAMMENSTABILISIERUNG

Den Vergleich der kalten Mischversuche mit der Struktur der stabilisierten Flammen durch die Überlagerung des Konzentrations- und des Temperaturprofils zeigt BILD 8. Es ist deutlich zu erkennen, daß der Stabilisierungspunkt der Flamme innerhalb der freien turbulenten Grenzschicht zwischen dem Mischungsstrahl und dem Rezirkulationsgebiet liegt, und zwar in dem Bereich, in dem eine Wasserstoff/Luft-Konzentration von ca. 30 Vol.-% H_2 , d.h. Stöchiometrie vorliegt. In diesem Konzentrationsbereich ist die Brenngeschwindigkeit u_{Brenn} am größten, was auch dem Stabilisierungsmodell (vgl. Abschnitt 4) entspricht. Die Struktur der ausgebildeten Flamme und des Mischungsstrahls sind speziell bezüglich der Eindringtiefe nahezu identisch. Des weiteren ist der Ausbrandgrad im Bereich der Wasserstofffeinblasung sehr gering, und die Flamme ist im Vergleich zum Mischungsstrahl extrem gestreckt.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Es konnte gezeigt werden, daß die turbulenten Strömungsstrukturen im Bereich von Rücksprungebenen einen maßgeblichen Einfluß sowohl auf die schnelle und intensive Durchmischung Wasserstoff und Luft als auch auf die zuverlässige Stabilisierung schneller Wasserstoff-Luft-Flammen haben. Dabei haben die Rücksprungtiefe für die Gemischbildung und die freie turbulente Scherschicht für die Flammensta-

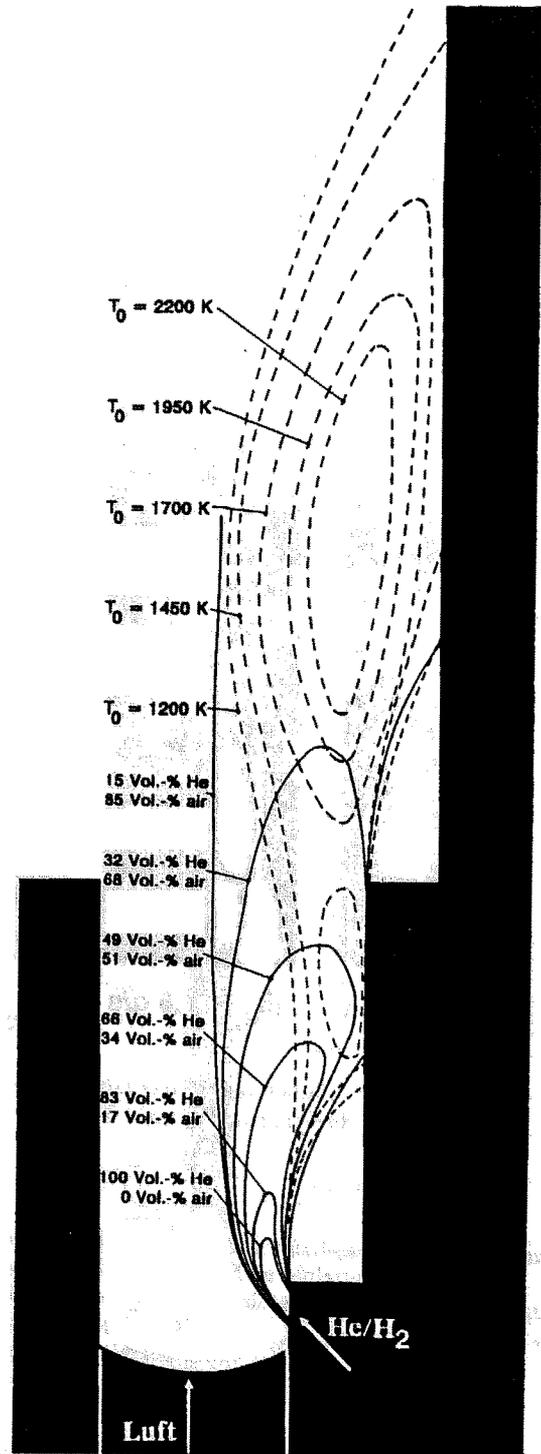


BILD 8: Überlagerung des Konzentrationsprofils aus den "kalten Mischversuchen" und des Temperaturprofils aus der Verbrennungsversuchen; $Ma_L = 0,8$; $\alpha = 45^\circ$; $h = 10 \text{ mm}$

bilisierung die größte Bedeutung. Die Erweiterung des vorgestellten Versuchsprogramms durch vergleichende Untersuchungen von Einlocheinblasung mit Zweilocheinblasung und Schlitzleinblasung sowie die quantitative Bestimmung des Konzentrationsprofils innerhalb der Flamme mittels Laser-induzierter Fluoreszenz und Raman Spektroskopie werden in Kürze veröffentlicht.

7. SCHRIFTTUM

- [1] Billig, F.S.: Hypersonic Propulsion; Johns Hopkins University; 1988
- [2] Waltrup, P.J.: Liquid fueled supersonic combustion ramjets: A research perspective; J.Propulsion, Vol.3, No.6; 1987; pp 515
- [3] Waltrup, P.J.: Aerodynamics of hypersonic lifting vehicles; AGARD-CP-428; 1987
- [4] Northam, G.B., Anderson, G.Y.: Review of NASA/Langley basic research on supersonic combustion; AIAA Paper 86-0159; 1986
- [5] Orth, R.C., Funk, J.A.: An experimental and comparative study of jet penetration in supersonic flow; J.Spacecraft, Vol.4, No.9; 1967; pp 1236
- [6] Schetz, J.A., Gilerath, H.E.: Tangential slot injection in supersonic flow; AIAA-Journal, Vol.5, No.12; 1967; pp 2149
- [7] Schetz, J.A., Gilerath, H.E., Lubard, St.C.: Fuel injection and mixing in a supersonic stream; 12th Symposium on Combustion; 1969; pp 1141
- [8] Spaid, F.W., Zukoski, E.E.: A study of the interaction of gaseous jets from transverse slots with supersonic external flow; AIAA-Journal, Vol.6, No.2; 1968
- [9] Winterfeld, G.: Überschallverbrennung in der DFVLR: Ergebnisse und Erfahrungen; 1988
- [10] King, P.S.; Thomas, R.H., Schetz, J.A., Billig, F.S.: Combined tangential-normal injection into a supersonic flow; AIAA-Journal, 1989, pp 1-12
- [11] Koopmann, J., Rachner, M., Wiegand, H., Eickhoff, H.: Aerodynamics and stabilization of combustion of hydrogen jets injected into subsonic airflow; AGRAD PEP 75th Symposium on Hypersonic Combined Cycle Propulsion, Madrid; 1990, paper 21
- [12] Algermissen, J.: Untersuchung des Zündverhaltens von Wasserstoff-Luft-Gemischen bei schrägstoßinduzierter Verbrennung; Z.Flugwissenschaft u. Weltraumforschung, Vol.10, No.2; 1986; pp 73
- [13] Waltrup, P.J., Billig, F.S.: Prediction of precombustion wall pressure distributions in scramjet engines; J.Spacecraft, Vol.10, No.9; 1973; pp 620
- [14] Kasal, P., Algermissen, J.: Ramanspektroskopische Temperaturmessungen in schrägstoßinduzierten Wasserstoff/Luftflammen; Z.Flugwissenschaft u. Weltraumforschung, Vol.13; 1989; pp 399
- [15] Suttrop, F.: Katalytische Induktion der Verbrennung von Wasserstoff in Hyperschall-Staustrahlantrieben; DGLR Jahrbuch 1972; pp 350
- [16] Suttrop, F.: Untersuchungen über Zündhilfen bei Überschall-Diffusionsflammen am Rande des Selbstzündbereichs; Z.Flugwissenschaft u. Weltraumforschung, Vol.19, No.4; 1971; pp 163
- [17] Slutzky, S., Tamagno, J., Trentacoste, N.: Supersonic Combustion in premixed hydrogen-air flows; AIAA-Journal, Vol.3; 1965; pp 1599
- [18] Ferri, A.: Supersonic combustion technology. jet, rocket, nuclear, ion and electric propulsion: theory and design; Springer Verlag New York, 1968; pp 561
- [19] Winterfeld, G.: On the stabilization of hydrogen diffusion flames by flameholders in supersonic flow at low stagnation temperatures; Proceeding of the Cranfield International Symposium on Advanced Gas Turbine Combustion, London; 1988; pp 95
- [20] Winterfeld, G.: Untersuchung über die Stabilisierung von Wasserstoff-Diffusionsflammen durch Flammhalter in Überschallströmung; DLR-FB 76-35; 1976
- [21] Zukoski, E.E.; Marble, F.E.: Experiments concerning the mechanism of flame blowoff from bluff bodies; Proceedings of the Gasdynamic Symposium, Everston, Ill.; 1956; pp 205
- [22] Brehm, N.: Ein Betrag zum Phänomen des Übergangs Deflagration-Detonation; Dissertation Techn. Univ. München; 1988
- [23] Mayinger, F., Strube, G.: Struktur und Brenngeschwindigkeit hochturbulenter Wasserstoffflammen; BMFT-RS-1500769; FIZ 4, Karlsruhe 1991
- [24] Brehm, N., Mayinger, F.: Turbulent flame acceleration: the transition from deflagration to detonation; 2nd. Int. Symposium on Heat Transfer, Peking; 1988; pp 581
- [25] Mayinger, F., Haibel, M.: Gemischbildung, Reaktionskinetik und Flammenstabilisierung in Hochgeschwindigkeitsströmungen; Arbeitsbericht B3, SFB 255 Transatmosphärische Flugsysteme; Techn. Univ. München, 1992
- [26] Mayinger, F., Strube, G.: Hydrogen combustion: safety hazards in hydrogen systems; Int. Conf. on the Analysis of Thermal and Energy Systems; Athens; 1991
- [27] Winter, L.-J., Nitsch, J.: Hydrogen as an energy carrier; Springer Verlag Berlin; 1988
- [28] Algermissen, J., Nötzold, D.: Der zeitliche Ablauf der Verbrennung von Wasserstoff im Überschall-Luftstrom; Forsch. Ing.-Wes., Vol.36, No. 3; 1970; pp 169
- [29] Keller, J. O., Hongo, I.: Pulse combustion: the mechanisms of NO_x production; Combustion and Flame, Vol.80; 1990; pp 219
- [30] Morley, C.: The mechanism of NO formation from nitrogen compounds in hydrogen flames studied by laser fluorescence; 18th. Int. Symposium on Combustion; 1981; pp 23
- [31] Leder, A.: Abgelöste Strömungen; Vieweg Verlag Wiesbaden; 1991
- [32] Hauf, W., Grigull, U., Mayinger, F.: Optische Meßverfahren in der Wärme- und Stoffübertragung; Springer Verlag Berlin; 1991
- [33] Haibel, M., Mayinger, F.: High speed combustion phenomena; IUTAM Symposium on the Aerothermodynamics in Combustors, Taipei, R.O.C.; 1991