

CHARAKTERISIERUNG DES PRIMÄREN ZÜNDVERHALTENS EINES LOX/GH₂-SPRAYS IN EINER MODELLBRENNKAMMER BEI KOAXIALER EINSPRITZUNG

V. Schmidt, O.J. Haidn, M. Oschwald
DLR Lampoldshausen, Institut für Raumfahrtantriebe
Langer Grund, 74239 Hardthausen

Die Zündtransiente von kryogenen GH₂/LOX Sprays wurde für verschiedene Einspritzbedingungen untersucht. Dabei wurden Re - und We -Zahlen sowie das Impulsflussverhältnis J am Austritt des Koaxial-Injektors in einem großen Bereich variiert. Die Verbrennung wurde durch laserinduzierten Gasdurchbruch initiiert und die zeitliche Entwicklung der Strömung und der Flamme nach der Zündung mit Hilfe von Hochgeschwindigkeitsvisualisierung untersucht. Für die frühen Phasen der Zündtransiente wurden Konvektions- und Flammenfrontgeschwindigkeiten aus der transienten Bewegung der Flammenfront ermittelt. Der Einfluß variierender Einspritzbedingungen, zusammen gefasst dargestellt durch die Parameter Re , We und J , auf die Flammen- und Strömungsentwicklung wird diskutiert.

1. EINLEITUNG

Zündvorrichtungen für Raketenbrennkammern müssen zuverlässige Zündung zu garantieren und gleichzeitig hohe Druckspitzen beim Zündvorgang vermeiden. Das Design solcher Vorrichtungen beruht im Wesentlichen auf empirischen Werkzeugen. Die Vorhersagefähigkeit von Modellen, die das transiente Verhalten reaktiver Zweiphasenströmungen beschreiben, ist noch stark eingeschränkt.

Erfahrungen in der Vergangenheit mit der kryogenen Oberstufe „HM7“ der Ariane 4 [1] haben deutlich die Notwendigkeit eines soliden Verständnisses des Zündprozesses gezeigt. Die Fähigkeit des Zünders, eine Verbrennung zu initiieren, ist zwar notwendig, aber nicht hinreichend für eine optimale Zündtransiente. Während dieser Transiente ändern sich z.B. Treibstofftemperaturen und Brennkammerdruck, und damit Parameter, die wesentlich die Zerstäubung und Verdampfung der Treibstoffe beeinflussen. Im ungünstigsten Fall wird bei der Zündung ein Regime von Brennkammerzuständen durchfahren, in denen das System sensitiv hinsichtlich Verbrennungsinstabilitäten ist [2]. Im Rahmen der Erweiterung der Nutzlastkapazität der Ariane 5 auf 12 Tonnen wird momentan eine neue kryogene Oberstufe entwickelt [3]. Die Doppelstartfähigkeit der Ariane 5 und der Bedarf einer flexiblen Positionierung der Nutzlasten erfordert die Entwicklung von mehrfach zündbaren Zündvorrichtungen.

Experimentelle Daten zum Zündverhalten von reaktiven Sprays in Raketenbrennkammern sind sehr limitiert [4-8]. Neue Entwicklungen in der Detektortechnologie ergeben nun die Möglichkeit, transiente Flammenphänomene mit hoher zeitlicher Auflösung zu betrachten und erlauben damit einen direkten Zugang zu transienten Zündvorgängen [9,10]. Die in diesen Studien verwendete Laserzündung erlaubt eine gute Kontrolle der Position und der in der Strömung deponierten Zündenergie. Des Weiteren ermöglicht der Einsatz eines gepulsten Zündsystems eine gute Synchronisierung zwischen den Diagnostiksystemen und der sehr schnellen Zündtransienten. Gurliat et al. [10] haben das Zündverhalten für verschiedene

dimensionslose Zahlen Re , We und dem Impulsflussverhältnis J , bezogen auf die Injektoraustrittsbedingungen untersucht. In diesen Versuchen war der untersuchte Parameterbereich stark eingeschränkt. Das Ziel dieser Arbeit war, die Untersuchungen in einem größeren Parameterbereich fortzuführen. Die Auswertung wurde auf die Zeit direkt nach der Zündung beschränkt, in der sich der Flammenkern in der H₂/O₂ Scherschicht ausbreitet. Diese Phase wurde von Gurliat et al. [10] „primary ignition phase“ genannt.

Zum Zeitpunkt der Zündung war in unseren Tests der Brennkammerdruck gleich dem Umgebungsdruck. In realen Raketenantrieben ist bei Zündung in Meereshöhe der Brennkammerdruck nicht höher als 0,2 MPa, wesentlich niedriger bei Oberstufenzündungen.

1. EXPERIMENTELLER AUFBAU

1.1. Die Mikrobrennkammer M3

Die Tests wurden an der Mikrobrennkammer M3 am DLR Lampoldshausen durchgeführt. Die Mikrobrennkammer wurde speziell für Untersuchungen zur Verbrennung kryogener Sprays [11] und zur Anpassung optischer Messtechnik zur Anwendung in reagierenden Zweiphasenströmungen entwickelt. Flüssiger Sauerstoff und gasförmiger kalter Wasserstoff werden mit einem koaxialen Injektor eingespritzt. Beide Treibstoffe und der Injektor selbst werden mit Hilfe eines Flüssigstickstoffbades auf Temperaturen nahe 80 K gekühlt. Die Geometrie des inneren LOX-Injektors ist festgelegt auf einen Innendurchmesser d_{LOX} von 1,22 mm und einen Außendurchmesser D_{LOX} von 2,0 mm. Der Außendurchmesser des Wasserstoffringspalts wird in 9 Schritten von 3,24 mm bis 12,09 mm variiert. Damit variiert das Injektorflächenverhältnis zwischen Wasserstoff und Sauerstoff $A = A_{H_2}/A_{LOX}$ zwischen 4,36 und 95,51.

1.2. Zündungsart und Zündsequenz

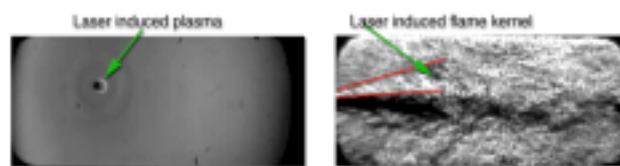


BILD 1. Schlieren-Bild des Plasmas ohne Strömung, (senkrechte Schlierenkante) (links); Bild des Flammenkerns, (waagrechte Kante), unmittelbar nach dem Zündlaserpuls (rechts).

Zur Zündung wurde ein frequenzverdoppelter Nd:YAG-Laser ($\lambda = 532$ nm) mit einer Pulslänge von 10 ns und einer Pulsenergie von 120 mJ benutzt. Der Laserstrahl wurde mit Hilfe einer Linse (Brennweite von 60 mm) in die Brennkammer fokussiert. Daraus resultiert ein Laserfokus von etwa 0,5 mm Länge und 60 μ m Durchmesser. Der Laserfokus wurde 41 mm stromabwärts des Injektors etwa 7 mm oberhalb der Brennkammerachse jus-

tiert. Die Fokusposition wurde durch die Position des laserinduzierten Plasmas in umgebender ruhender Luft bestimmt, siehe Bild 1. Die interne Uhr des Zündlasers (10 Hz) wurde zur Synchronisierung von Prüfstand und Kameras benutzt [9]. Diese wurden 5 ms vor Öffnen der Hauptventile gestartet. Kurze Öffnungszeiten werden am M3 durch speziell entwickelte Hauptventile garantiert.

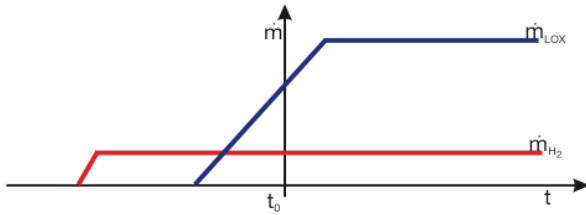


BILD 1. Schematischer Verlauf der Massenströme während des transienten Zündvorgangs ($t_0 =$ Zündzeitpunkt)

Der schematische Verlauf einer typischen Zündsequenz ist in Bild 2 gegeben. Das Wasserstoffhauptventil wird 40 ms, das LOX-Ventil 20 ms vor der Zündung geöffnet.

1.3. Strömungs- und Flammenvisualisierung

Die Flammenemission wurde mit Hilfe einer bildverstärkten Hochgeschwindigkeitsvideokamera (Photron Fastcam I²) mit 18000 Bps aufgenommen. Zur Selektion einer spezifischen Emission des OH-Radikals diente ein schmalbandiger Interferenzfilter mit Transmission bei einer Wellenlänge von 310 nm. Aus diesen Bildfolgen können Informationen über die Bewegung der Flamme als auch über die chemische Aktivität in der Flamme abgeleitet werden.

Zur Beobachtung der Strömungsstrukturen wurde ein Standard Schlieren-Aufbau (Z-Aufbau) mit Grauwertkodierung verwendet. Zur Aufzeichnung der Schlierenbilder wurde eine (Photron Ultima 1024) mit einer Bildwiederholrate von 4000 Bps verwendet. Mit Einschränkungen konnten aus diesen Bildern Informationen sowohl über die Flüssigphasenverteilung als auch über Dichtegradienten in der umgebenden Strömung abgeleitet werden. Die räumliche Auflösung betrug bei der Schlieren-Visualisierung 0,5 mm/px, bei der Flammen-Visualisierung 1 mm/px.

1. DATENVERARBEITUNG

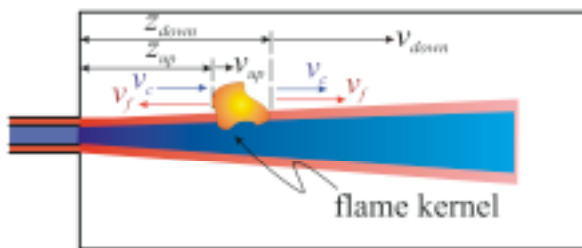


BILD 2. Bestimmung der Flammenpositionen $z(t)$ und Geschwindigkeiten $v(t)$ aus Bildserien.

Mit Hilfe von Bildverarbeitungsalgorithmen wurden aus den OH-Bildern die Positionen der Flammenfront ermittelt, die sich am weitesten stromauf (z_u) bzw. stromab (z_d) bewegt hatten (siehe [10]). Innerhalb eines Zeitraums von 50 μ s nach der Zündung bis zu der Zeit, in der die Flamme eine Ausdehnung von 10 cm ($2/3$ der Brennkammerlänge) überschreitet, wurden aus den Bildfolgen zu jeder dieser Flammenfrontpositionen die zugehörigen Geschwindigkeiten v_{up} und v_{down} ermittelt. Nach

der Zündung breitet sich der Flammenkern aus, während er mit der Strömung stromabwärts getrieben wird. Wie in Bild 3 dargestellt, haben die Flammenausbreitungs- und Konvektionsgeschwindigkeit v_c und v_f an der stromabwärts gerichteten Position identisches, an der stromaufwärts befindlichen Position, entgegengesetztes Vorzeichen. Damit können die gesuchten Geschwindigkeiten ermittelt werden,

$$(1) v_f = \frac{v_{down} - v_{up}}{2}$$

$$(2) v_c = \frac{v_{down} + v_{up}}{2}$$

wobei die Geschwindigkeit v_c die Geschwindigkeit ist, mit welcher der Flammenkern in der Scherschicht transportiert wird. Ein Beobachter im Flammenzentrum würde beobachten, wie sich die Flamme mit der Geschwindigkeit v_f ausbreitet.

Die in unseren Experimenten bestimmte Ausbreitungsgeschwindigkeit der Flammenfront v_f ist nicht identisch mit einer Flammengeschwindigkeit v_b , die Geschwindigkeit, mit der sich eine Flamme in unverbranntem Treibstoff ohne Strömung ausbreitet. Die Strömungsgeschwindigkeit der Reaktanten am Ort der Flamme wurde jedoch nicht gemessen und deshalb ist es unmöglich, aus den Messungen der Ausbreitungsgeschwindigkeit der Flammenfront v_f die Flammengeschwindigkeit v_b zu bestimmen. Die Ausbreitungsgeschwindigkeit der Flamme v_f hingegen beschreibt die resultierende Geschwindigkeit, mit der sich die Flamme im strömenden Medium ausbreitet. Sie wird hauptsächlich durch die Expansion der Heißgase innerhalb des Flammenkerns bestimmt und ist damit ein Maß für die Energiefreisetzung durch die Flamme.

2. TESTMATRIX

Die Variation der Einspritzbedingungen wurde hauptsächlich durch Veränderung der Drücke im Verteiler und Variation des Wasserstoffeintrittsspalt erreicht. Unverändert blieb hingegen der LOX-Injektor. Die Treibstoffe sind mit der Temperatur von flüssigem Stickstoff eingespritzt worden. Der Brennkammerdruck vor der Zündung variierte in unseren Tests zwischen $p_c = 0.098$ MPa und $p_c = 0.104$ MPa. Das globale Mischungsverhältnis R_{of} für stationäre Einspritzverhältnissen wurde auf $R_{of} \approx 5$ eingestellt. Aufgrund der Einspritztransienten ergab sich damit während der Zündung ein $R_{of} \approx 3$. Die Testbedingungen sind durch folgende Kennzahlen charakterisiert:

$$(3) \text{ Impulsflussverhältnis: } J = \frac{(\rho v^2)_{H_2}}{(\rho v^2)_{LOX}}$$

$$(4) \text{ Weber-Zahl: } We = \frac{\rho_{H_2} (v_{H_2} - v_{LOX})^2}{\sigma_{LOX}} d_{LOX}$$

$$(5) \text{ Reynoldszahl (H}_2\text{): } Re_{H_2} = \frac{\rho_{H_2} v_{H_2} (d_{H_2} - D_{LOX})}{\mu_{H_2}}$$

$$(6) \text{ H}_2\text{-Impulsstrom: } I_{H_2} = \rho_{H_2} v_{H_2}^2 A.$$

Der LOX-Massenstrom wurde mittels einer Messturbine, der H_2 -Massenstrom durch eine Schalldüse bestimmt. Es war so möglich, die Einspritzgeschwindigkeit des Sauerstoffs mit einer Genauigkeit von 10% zu bestimmen. J und I_{H_2} wurden auf Basis der errechneten Geschwindig-

keit des Wasserstoffs v_{H_2} und der thermodynamischen Bedingungen im Einspritzkopf errechnet. Im Gegensatz zu früheren Experimenten [10] wurde der Parameterbereich hin zu größeren We - und kleineren Re -Zahlen erweitert. Zwar sind die erreichten J klein verglichen mit jenen stationärer realer Brennkammern wo $J > 10$ erreicht werden, jedoch vergleichbar zu jenen während des Zündvorganges.

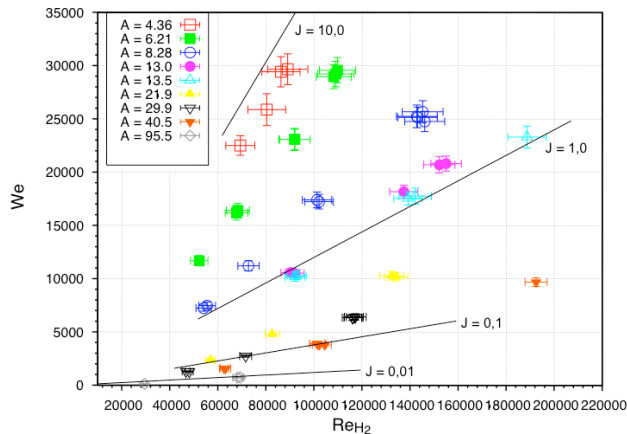


BILD 3. Testmatrix im Re_{H_2} - We Bereich mit J als Parameter.

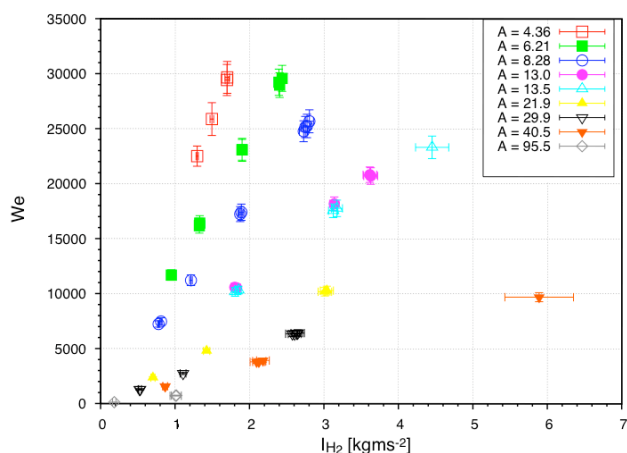


BILD 4. Testmatrix im I_{H_2} - We -Bereich. Parameter ist das Flächenverhältnis A des Injektors

In den Bildern 4 und 5 sind die Testbedingungen im Re_{H_2} - We -Bereich bzw. im I_{H_2} - We -Bereich dargestellt. Die Variation der Testpunkte demonstriert die erreichte unabhängige Variation der Einspritzbedingungen von We , Re_{H_2} und I_{H_2} . Die Fehlerbalken beruhen hauptsächlich auf den Messungenauigkeiten bei der Bestimmung der Massenströme und damit den Einspritzgeschwindigkeiten.

3. EXPERIMENTELLE ERGEBNISSE

Die transiente Zündvorgang kann in vier verschiedene Phasen eingeteilt werden, eine detaillierte Beschreibung dieser Phasen findet sich bei Gurliat et al. [10].

Nach einer kurzen ersten Phase, in welcher der Flammenkern mit der Strömung mitgetragen wird, folgt meist eine zweite Phase in der der Flammenkern expandiert und beginnt sich stromaufwärts zu bewegen. Wenn die Flamme nach dieser Phase sich nicht direkt am Injektor stabilisiert, folgt noch eine dritte Phase, in der sich die Flamme erneut stromabwärts bewegt. In der abschließenden Phase 4 bewegt sich die Flamme erneut in Rich-

tung Injektor und ankert am Ende der Flammenstabilisierung auch dort.

Im erweiterten Bereich der Testbedingungen in den hier vorgestellten Tests konnten drei verschiedene Zündszenarien gefunden werden. Die Szenarien sind abhängig von den eingestellten Einspritzbedingungen. Sie lassen sich dadurch beschreiben, wie viele der dargestellten vier Zündphasen beobachtet werden können. Für alle Testbedingungen ist die Phase 1, gekennzeichnet durch eine Stromabwärtsbewegung des Flammenkerns, sichtbar.

Zündszenario 1:

Die Flamme wird in der ersten Phase so lange stromabwärts bewegt, bis sie aus der Brennkammer ausgeblasen wird. In der Brennkammer kann keine stabile Flamme etabliert werden. In Bild 6 ist in der roten Kurve ein exemplarischer Fall dieses Zündszenarios dargestellt. Die Länge der Brennkammer betrug 14 cm, eine Entfernung von 14 cm bedeutet daher, dass sich keine Flamme in der Brennkammer befindet.

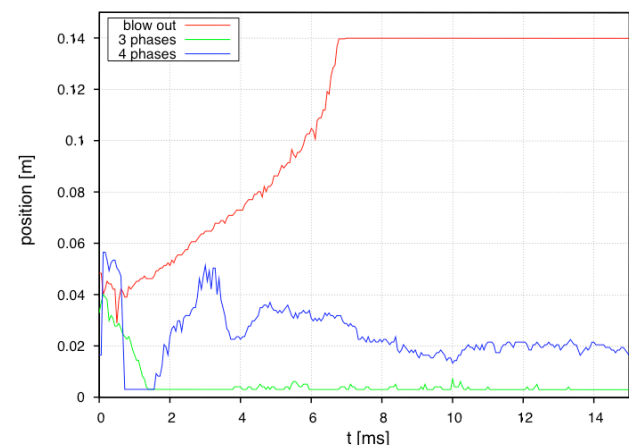


BILD 5. Position der injektorseitigen Flammenfront z_U für die drei beobachteten Szenarien

Zündszenario 2:

Die Flamme bewegt sich ebenfalls zuerst stromabwärts (Phase 1). Im Laufe der Flammenentwicklung überschreitet aber die Ausbreitungsgeschwindigkeit der Flamme jene der Konvektion und die Flamme bewegt sich in Richtung Injektor (Phase 2). Nachdem die Flamme den Injektor erreicht hat, stabilisiert sie sich dort (Phase 4). Dieses Szenarium wird „3-phase scenario“ genannt. Ein solches Zündverhalten ist in Bild 6 in der grünen Kurve dargestellt.

Zündszenario 3:

Hier erreicht die Flamme wie im oben beschriebenen Szenarium ebenfalls am Ende der Phase 2 den Injektor, kann sich aber dort nicht stabilisieren sondern erst in einem bestimmten Abstand vom Injektor (Phase 3). Nach längerer Zeit bewegt sich die Flamme wieder in Richtung Injektor, um dann ebenfalls wieder am Injektor zu verankern (Phase 4). Das Beispiel der Flammenfrontposition eines solchen Falles ist in der blauen Kurve in Bild 6 dargestellt.

In allen drei Zündszenarien wurde in der ersten Phase der Zündung die Konvektions- und die Flammenfrontgeschwindigkeit des Flammenkerns aus den Hochgeschwindigkeitsaufnahmen der OH-Emission bestimmt.

Konvektionsgeschwindigkeit:

Die gemessenen mittleren Konvektionsgeschwindigkeiten variieren zwischen 20 m/s und 280 m/s. Diese Werte liegen etwa beim 0,2 bis 0,3 fachen der Einspritzgeschwindigkeiten des Wasserstoffs. Im Allgemeinen bewegt sich die stromaufwärts gerichtete Flammenfront sehr langsam, d.h. die Flammenfrontgeschwindigkeit war in der gleichen Größenordnung wie die Konvektionsgeschwindigkeit in der ersten Phase der Zündung.

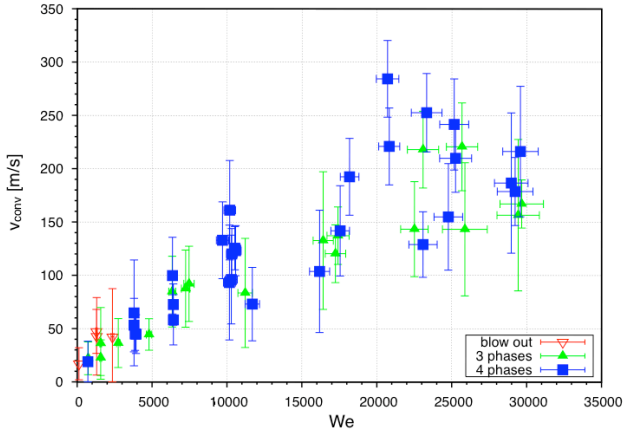


BILD 6. v_{conv} in Abhängigkeit der Weberzahl

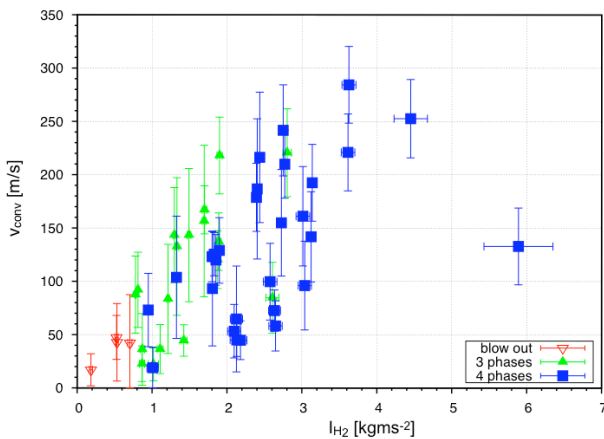


BILD 7. v_{conv} in Abhängigkeit des H_2 -Impulsstroms

Die Konvektionsgeschwindigkeit v_{conv} als Funktion der Weber-Zahl und des H_2 -Impulsstroms ist in Bildern 7 und 8 dargestellt. Die Geschwindigkeitsmessung aus den OH-Bildern ist aufgrund der geringen örtlichen Auflösung mit einem Fehler von ca. ± 30 m/s behaftet. Diese Ungenauigkeit ist in den Fehlerbalken der beiden Graphen dargestellt. v_{conv} erhöhte sich sowohl mit zunehmender Weberzahl als auch mit sich erhöhendem H_2 -Impulsstrom. Die Korrelation mit der Weberzahl ist etwas besser.

Flammenfrontgeschwindigkeit:

Für $We < 5000$ steigt die Flammenfrontgeschwindigkeit mit zunehmender Weberzahl an (Bild 9). Für größere Weberzahlen ist allerdings kein Trend erkennbar. Im Gegensatz dazu zeigt die Flammenfrontgeschwindigkeit eine deutliche Abhängigkeit vom H_2 -Impulsstrom (Bild 10).

Da die LOX-Geschwindigkeiten sehr klein gegenüber den Wasserstoffgeschwindigkeiten sind, skaliert die Weberzahl direkt mit dem Quadrat der Wasserstoffgeschwindigkeit:

$$(7) \quad We \propto v_{H_2}^2,$$

wohingegen der H_2 -Impulsstrom auch noch von der Geometrie abhängt:

$$(8) \quad I_{H_2} \propto v_{H_2}^2 A_{H_2}.$$

Es scheint so, als wäre die Geschwindigkeit mit der sich die Flamme ausbreitet nicht von der Geschwindigkeit des Wasserstoffs bzw. der Geschwindigkeitsdifferenz zwischen Wasserstoff und Sauerstoff selbst abhängig, sondern vom Impulsstrom, dem pro Zeit vom Wasserstoff eingetragenen Impuls. Es kann keine signifikante Abhängigkeit der Flammenfrontgeschwindigkeit v_f vom Impulsfluss-Verhältnis J festgestellt werden. Allerdings konnte für alle Injektorgeometrien festgestellt werden, dass unterhalb eines Impulsstromes $I_{H_2} < 0,8 \text{ kgm/s}^2$ keine Flamme in der Brennkammer stabilisiert werden konnte. Die Flamme wurde immer ausgeblasen.

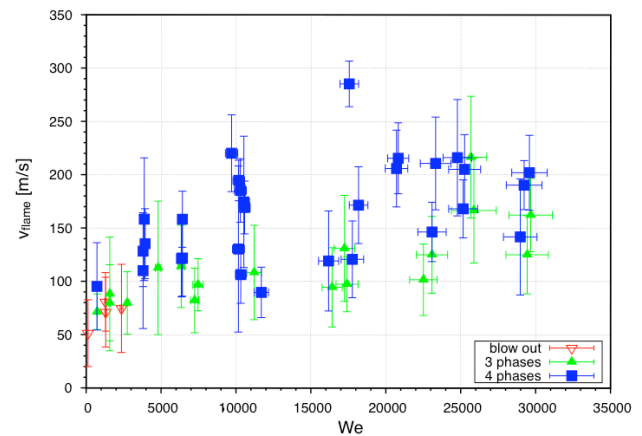


BILD 8. Flammenfrontgeschwindigkeit in Abhängigkeit der Weberzahl

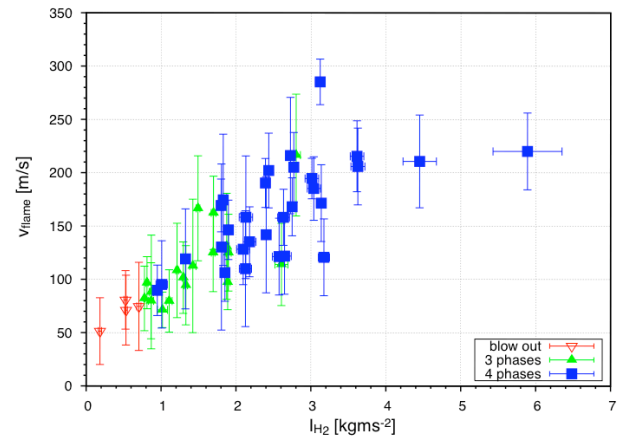


BILD 9. Flammenfrontgeschwindigkeit in Abhängigkeit des H_2 -Impulsstroms

Zünddruckmaximum:

Die Zündung wurde immer unter stationären Strömungsbedingungen initiiert. Die Flamme hat sich daher immer in einer Atmosphäre von unverbranntem LOX, GH_2 und GO_2 ausgebreitet. Vom Zustand dieses Gasgemischs ist das Druckmaximum nach der Zündung abhängig.

Das Kräfteverhältnis zwischen Gasaußenströmung und flüssiger Oberfläche wird durch die Weberzahl ausgedrückt. Mit wachsender Weberzahl wird sich die Tropfenverteilung hin zu kleineren Durchmessern verschieben und sich daher die Oberfläche des flüssigen Sauerstoffs vergrößern. Das hat eine stärkere Ver-

dampfung des LOX und eine größere Druckspitze zur Folge. Die Abhängigkeit des Druckmaximums von der Weberzahl ist in Bild 11 dargestellt und stützt diese Interpretation.

Für die Tests, in denen sich die Flamme in der Brennkammer stabilisieren konnte ("3-phase"- und "4-phase"-Szenarien), wurde keine signifikante Abhängigkeit der Druckspitze vom H_2 -Impulsstrom festgestellt. Die Druckmaxima erreichen in diesen Fällen alle ein ähnliches Niveau. Es kann ebenfalls keine Abhängigkeit des Druckniveaus vom Impulsflussverhältnis J festgestellt werden.

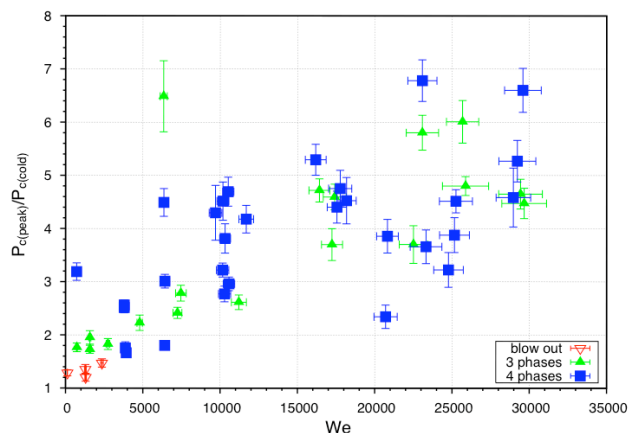


BILD 10. Maximaler Brennkammerdruck ($p_c(peak)$) in Abhängigkeit der Weberzahl

4. ZUSAMMENFASSUNG

Das transiente Verhalten des Zündvorganges von kryogenen Sprays wurde in einem großen Bereich von Einspritzbedingungen, charakterisiert durch die dimensionslosen Zahlen We , Re_{H_2} und J sowie den Wasserstoffimpulsstrom I_{H_2} , untersucht.

Die Konvektionsgeschwindigkeit v_c des Flammenkerns zeigt eine gute Korrelation mit der Weberzahl. Die Korrelation von v_c mit der Weberzahl war besser als die Korrelation mit dem H_2 -Impulsstrom oder dem Impulsflussverhältnis J . Die gemessene Konvektionsgeschwindigkeit v_c betrug das 0,2 bis 0,3-fache der Wasserstoffeinblasgeschwindigkeit. Der beobachteten Abhängigkeit von der Weberzahl entspricht deshalb in gleichem Maße eine Abhängigkeit von der Wasserstoffeinblasgeschwindigkeit.

Die experimentellen Ergebnisse haben gezeigt, daß die Fähigkeit, die Flamme in der Brennkammer zu stabilisieren, vom H_2 -Impulsstrom abhängt. Für $I_{H_2} < 0,8 \text{ kgm/s}^2$ konnte die Flamme nie in der Brennkammer stabilisiert werden, für $I_{H_2} > 0,8 \text{ kgm/s}^2$ stabilisierte sich die Flamme immer am Injektor.

Der H_2 -Impulsstrom korreliert gut mit der Geschwindigkeit der Flammenfront v_f . Es konnte keine signifikante Abhängigkeit der Flammengeschwindigkeit von We und J beobachtet werden. Dies deutet darauf hin, dass der Gesamtimpulsstrom des umhüllenden Wasserstoffs und dessen Wirkung auf den LOX-Strahl der Parameter ist, der kontrolliert, ob die Flamme sich in der Scherschicht zwischen LOX und GH_2 -Strömung stromaufwärts bewegen und am Injektor ankern kann.

Die Weberzahl ist der Parameter, der die Höhe der Druckspitze bei der Zündung beeinflusst. Diese entsteht durch die Verbrennung des im Rezirkulationsgebiet vor der Zündung akkumulierten Gasgemisches. Die Menge an gasförmigem Sauerstoff hängt von der Oberfläche

ab, an der Sauerstoff verdampfen kann. Mit steigender Weberzahl zerfällt der LOX-Strahl in eine größere Anzahl kleinerer Tropfen, die Oberfläche vergrößert sich und mehr Sauerstoff kann in die Gasphase übergehen.

5. REFERENZEN

- [1] Gastal, J., "Ariane 3rd Stage Ignition Improvement," *AIAA 88-2931*, 1988.
- [2] Preclik, D. and Spagna, P., "Low Frequency and High Frequency Combustion Oscillation Phenomena inside a Rocket Combustion Chamber Fed by Liquid or Gaseous Propellants," *AGARD CP-450*, April 1989.
- [3] Alliot, P., Jover, V., Caruna, J. N., Dutheil, J. P., and Juhls, A., "Ariane 5 Cryogenic Upper Stage Propulsion Systems," *AIAA 2001-3259*, 2001.
- [4] McManus, K., Aguerre, F., Yip, B., and Candel, S., "Analysis of the Ignition Sequence of a Multiple Injector Combustor using PLIF Imaging," *Non-Intrusive Combustion Diagnostics*, 1993, pp. 714–725.
- [5] Quintilla, V., Cazalens, M., Lecourt, R., and Lavergne, G., "Experimental and Numerical Study to Predict Spray Ignition," *Proc. of 17th Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, ILASS Europe, Zurich, 2001.
- [6] Bjorklund, R. A., "Very Low Thrust Gaseous Oxygen-Hydrogen Rocket Engine Ignition Technology," *20th JANNAF Combustion Meeting*, edited by D. S. Eggleston, Vol. 1 of *CPIA PUBL-383*, MD, Laurel, 1983, pp. 699–711.
- [7] Ballal, D. R. and Lefebvre, A. H., "Ignition of Liquid Fuel Sprays at Sub-atmospheric Pressures," *Combustion and Flame*, Vol. 31, 1978, pp. 115–126.
- [8] Arai, M., Yoshida, H., and Hiroyasu, H., "Ignition Process of Compound Spray Combustible Mixtures, Dynamics of heterogeneous Combustion and Reacting Systems," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 152, 1993, pp. 306–316.
- [9] Schmidt, V., Sender, J., and Oswald, M., "Simultaneous Observation of Liquid Phase Distribution and Flame Front Evolution during the Ignition Transient of a LOX/ GH_2 -Combustor," *Journal of Visualization*, Vol. 4, No. 4, 2001, pp. 305–396.
- [10] Gurliat, O., Schmidt, V., Haidn, O. J., and Oswald, M., "Ignition of Cryogenic H_2 /LOX Sprays," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 7, 2003, pp. 517–531.
- [11] Sender, J., Lecourt, R., Oswald, M., and Haidn, O. J., "Application of Droplet-Tracking-Velocimetry to LOX/ GH_2 coaxial-spray combustion with varying combustion chamber pressure," *Proc. of 13th Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, ILASS Europe, Florence, 1997, pp. 145–154.