

GESTUFTE VERBRENNUNG IN EINER ÜBERSCHALLBRENNKAMMER

D. Maier, S. Rocci Denis, S. Kirstein, A. Hupfer und H.-P. Kau
Lehrstuhl für Flugantriebe, TU München
Boltzmannstr. 15, 85747 Garching, Deutschland

Zusammenfassung

Im Rahmen des Graduiertenkollegs 1095/1 *Aero-thermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems für zukünftige Raumtransportsysteme* wurden am Lehrstuhl für Flugantriebe (LFA) der Technischen Universität München Untersuchungen zur gestuften Verbrennung von Wasserstoff (H_2) in einer Überschallbrennkammer durchgeführt. Während der Vorarbeiten konnten bereits positive Ergebnisse zur Stabilisierung einer Pilotflamme im Nachlauf eines strömungszentralen Injektors gewonnen werden. Diese Pilotflamme dient bei dem untersuchten Injektorkonzept als Zündquelle für den Hauptbrennstoff H_2 , der an Ober- und Unterseite des Injektors durch eine Reihe von Bohrungen senkrecht in die Hauptströmung eingebracht wird. Es zeigte sich jedoch, dass mit einem solchen System nur ein geringer Teil des verfügbaren Sauerstoffs zur Verbrennung genutzt und somit nur ein begrenztes globales Äquivalenzverhältnis realisiert werden kann. Dies hat verschiedene Gründe: Zum einen ist zum Einmischen des Brennstoffes auf die volle Höhe der Brennkammer aus zentraler Position eine sehr lange Einmischstrecke und damit eine sehr lange Brennkammer nötig, was zu zusätzlichen Verlusten aufgrund von Reibung führt. Zum anderen kommt es durch die Verbrennung zu einer sehr hohen lokalen Wärmezufuhr, was das Risiko einer thermischen Blockade birgt und die Strömung vom Überschall in den Unterschall verzögern würde.

Die Einführung eines gestuften Injektionssystems, welches den Brennstoff zusätzlich in die Wandzonen der Brennkammer einbringt und zu einer in Strömungsrichtung gleichmäßiger verteilten Wärmezufuhr führt, ist ein Ansatz, diesen Problemen entgegenzuwirken. In die am LFA untersuchte Brennkammer wurde daher in den divergenten Teil ein Kavitäten-Injektor als zweite Stufe integriert. Es wurden unterschiedliche Zentralkörperinjektoren separat und in Verbindung mit dieser Kavität untersucht.

Die Veröffentlichung zeigt die Ergebnisse der experimentellen Untersuchungen bei einer Strömungsmachzahl von 2,2 am Brennkammereintritt und einer Totaltemperatur von 600 K bis 1000 K. Dabei wurden Totaltemperatur und Totaldruck sowie die Machzahl am Brennkammeraustritt bestimmt, um Aussagen über Verluste in der Brennkammer treffen zu können. Außerdem wurden zur Untersuchung der Brennkammereffizienz PLIF-Messungen (Planar Laser-Induced Fluoreszenz) durchgeführt und Proben zur gaschromatischen Analyse entnommen.

Nomenklatur

α	Winkel der angestellten Rückseite der Kavität
D	Tiefe der Kavität
Δp	statischer Differenzdruck
FOFF	Fuel off - keine Injektion
L	Länge der Kavität
LFA	Lehrstuhl für Flugantriebe
M_{BKA}	Machzahl am Brennkammer-Austritt
$p_1, \dots, p_{14}$	Wanddruckmessstellen
p_K	Wanddruck am Kavitätenboden
p_{Wand}	Wanddruck
τ_I	Zündverzugszeit
τ_R	Verweilzeit
T_{CH4}	Einspritztotaltemperatur Methan
Φ	Äquivalenzverhältnis

Einmischung gewährleisten, um eine möglichst homogene Mischung im Brennraum zu erreichen. Zum anderen wird eine effiziente mikroskopische Einmischung gefordert, um Reaktionen im molekularen Bereich zu ermöglichen. Ferner soll der Injektor mit seiner Auslegung die Produktion von freien Radikalen und die Zündung der Mischung mit einer möglichst kurzen Zündverzugszeit (τ_I) ermöglichen, das heißt, er soll als Flammenhalter fungieren, also eine stabile Verbrennungszone generieren. Zudem sollen die eingebrachten Störungen in den Hauptstrom und die sich damit ergebenden Verluste minimiert werden.

Einen Überblick über unterschiedliche Einspritzsysteme, die diesen Anforderungen genügen, ist in [9] veröffentlicht. Die ausgeführten Systeme reichten von transversal injizierenden Wandinjektoren über Stufen bis hin zu Rampen, Kavitäten und strömungszentralen Injektoren. Wandbasierte Injektionssysteme sind einerseits einfach zu realisieren und begünstigen das Mischen und das Stabilisieren der Flamme unter Nutzung des schrägen Verdichtungsstoßes (Bow Shock), welcher sich stromaufwärts um die Einspritzstelle ausbildet. Andererseits führt dieser Stoß zu einer dramatischen Erhöhung von Verlusten und zu Grenzschichtablösungen, wodurch der Gesamtwirkungsgrad stark sinkt.

Systeme, basierend auf Stufen oder Rampen nutzen die Rezirkulationszone niedrigen Drucks an deren Hinterkante, um die Verbrennung zu starten und aufrecht zu erhalten. Es werden aber vergleichsweise große Brennkammerlängen notwendig um eine vollständige Einmischung des Brennstoffes zu erreichen. Außerdem

1. EINLEITUNG

Um die Leistungsanforderungen, welche an luftatmende Hyperschall-Transportsysteme für Flugmachzahlen über 6 gestellt werden, erfüllen zu können, muss der Luftmassenstrom am Eintritt in die Brennkammer und während der Verbrennung supersonisch sein [1]. Als Konsequenz daraus ergibt sich für den Luftmassenstrom eine Verweilzeit innerhalb der Brennkammer von $\tau_R < 1$ ms. In dieser Zeit müssen die Prozesse Brennstoffeinspritzung, Vermischung und Verbrennung abgeschlossen sein. Daraus ergeben sich für das Injektionssystem wichtige Auslegungsanforderungen: Zum einen soll das Injektionssystem eine gute makroskopische

erhöhen sich thermische und strömungsmechanische Verluste durch die Verbrennung in der Wandregion. Wandintegrierte Injektions-Kavitäten lassen eine Rezirkulationszone niedriger Geschwindigkeit entstehen, in der die Verweilzeit groß genug ist, um den Brennstoff zu zünden. Zusätzlich wird über die Interaktion der Scherschicht in der Kavität mit dem Hauptstrom Oxidationsmittel in die Kavität eingebracht und begünstigt dadurch die Brennstoff-Luft-Vermischung. Dennoch induziert der Druckunterschied zwischen Vorder- und Rückseite der Kavität einen sogenannten Kavitätenwiderstand, was zu einer Erhöhung der Strömungsverluste führt.

Keilförmige strömungszentrale Injektoren ermöglichen eine gute Einmischung des Brennstoffs in ihr Nahfeld und eine gute Stabilisierung der Flamme, steigern aber den Gesamtwiderstand und sind hohen thermischen Lasten ausgesetzt.

Aus diesen Gründen wird die Wahl eines geeigneten Einspritzsystems immer einen Kompromiss darstellen, der abhängig von den Anforderungen an die speziellen Anforderungen anzupassen ist.

Nach mehrjährigen Untersuchungen zur Überschallverbrennung mit Rampen-Injektoren [2] ist der Fokus am Lehrstuhl für Flugantriebe an der Technischen Universität München auf die Untersuchung von Keil-Injektoren mit einem zylinderförmigen Flammhalter in seinem Nachlauf gerichtet worden [3, 4, 5].

Die Keil-Injektoren wurden vorrangig hinsichtlich der Reduzierung seines Druckverlustes und der Steigerung seiner Lebensdauer optimiert. Zur Erhöhung des Gesamt-Äquivalenzverhältnisses ist eine zweite Einspritzung weiter stromabwärts in Form einer offenen Kavität implementiert worden. Im Folgenden werden die experimentell erzielten Ergebnisse mit einem Keil als einstufiges System und die ersten Resultate aus der Kombination des Keils mit einer Kavität vorgestellt. Die konjugierenden Experimente wurden bei einer Brennkammer-Eintrittsmachzahl von 2,2 und einer Totaltemperatur zwischen 600 K und 1000 K durchgeführt.

2. VERSUCHSAUFBAU

2.1. Prüfstand

Die Luftversorgung der Versuchseinrichtung kann 0,5 kg/s Luft mit einem Totaldruck von 1 MPa bereitstellen. Durch eine wechselbare Lavaldüse wird die Strömung auf Überschall beschleunigt. Für die beschriebenen Untersuchungen wurde eine Eintrittsmachzahl in die Brennkammer von $Ma = 2,2$ gewählt. Einen schematischen Aufbau des Prüfstands zeigt BILD1.

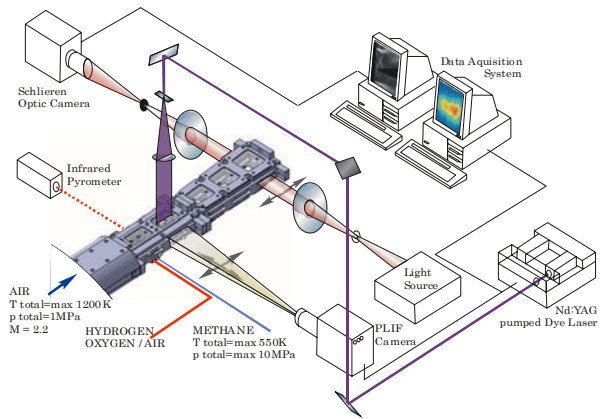


BILD1. Schema des Prüfstandsbaus am LFA mit den Hauptkomponenten der Messtechnik

Der Luftmassenstrom wird mittels eines elektrischen Erhitzers vorgeheizt und anschließend durch die katalytische Umsetzung von Wasserstoff an einem Platin-Palladium-Katalysator auf eine Temperatur von bis zu 1200 K erhitzt. Bei den gezeigten Untersuchungen wurde die Temperatur auf 1000 K beschränkt. Wasserstoff wird sowohl als Brennstoff für die Pilotflamme als auch am Katalysator eingesetzt, während Methan als Brennstoff für die Hauptverbrennung in der Modellbrennkammer genutzt wird. Zusätzlicher Sauerstoff wird dem Luftmassenstrom zugesetzt und gleicht den Verlust des Luftsauerstoffes nach der katalytischen Verbrennung wieder aus.

Die Brennkammer verfügt entlang der unten liegenden Wand über 13 Druckmessstellen, die den statischen Wanddruck messen. Mittels zweier Sensoren können Totaldruck und Totaltemperatur am Austritt der Brennkammer bestimmt werden. Ein Schlierenoptiksystem, mit dem der Stoßwinkel an einem Keil erfasst werden kann, wird zur Messung der Austrittsmachzahl genutzt.

2.2. Brennkammer

Die Brennkammer hat eine Gesamtlänge von 360 mm, mit 25mm x 27 mm eine rechteckige Eintrittsfläche und besteht aus zwei Modulen. Das erste Modul besitzt eine Länge von 160 mm und einen konstanten Strömungsquerschnitt. Dieses Modul nimmt den Strut-Injektor auf. Die Kavität ist in das zweite Modul integriert, das über eine Länge von 200 mm mit einem Winkel von 4° einseitig divergiert, um dem Druckanstieg durch die Verbrennung entgegenzuwirken. BILD2 zeigt die Brennkammer mit den beiden Injektionsstufen. Die Druckmessstellen sind an der unteren Wand sichtbar. Die Brennkammer ist aus Edelstahl gefertigt und verfügt über Quarzglaseinsätze, um Zugänglichkeit für die optische Sensorik zu ermöglichen. Die Brennkammer ist ungekühlt ausgeführt.

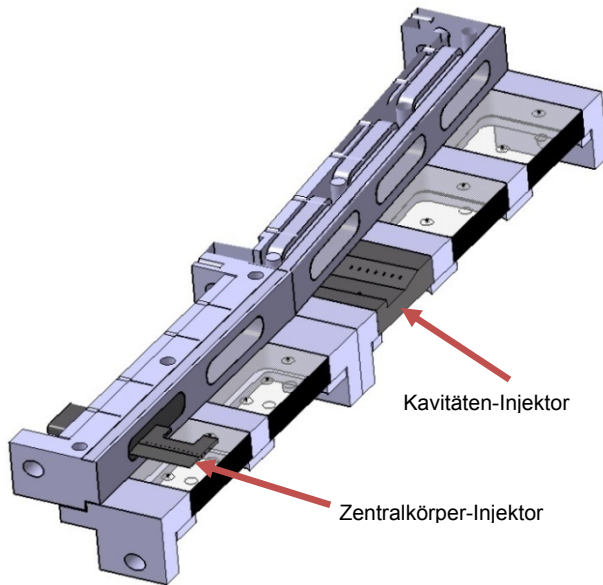


BILD2. 3D-Schnitt der Brennkammer mit Zentralkörper-Injektor und Kavität

2.3. Zentralkörper-Injektor

Der keilförmige Injektor (siehe BILD3) ist aus Alloy 800H, einer hochwarmfesten Eisen-Nickel-Chrom-Legierung, erodiert und besitzt eine Länge von 23 mm, eine Breite von 27 mm und eine Dicke von 2 mm. Die Vorderkante hat einen halben Öffnungswinkel von $7,5^\circ$. Gegenüber früheren Versionen [3, 4, 5] wurde dieser deutlich dünner ausgeführt, um aerodynamische Verluste zu senken. Auch ist im Vergleich zu seinen Vorgängern eine homogenere Brennstoffverteilung durch eine Erhöhung der Anzahl an Einspritzlöchern sowohl für axiale als auch transversale Injektionsrichtung bei gleichzeitiger Verringerung des Lochabstands erreicht worden. Ziel ist es, das Gebiet des Unterschallnachlaufs des Injektors zu nutzen, um ein Rezirkulationsgebiet mit höherer Temperatur in der Mitte des Luftmassenstroms zu erzeugen. Wasserstoff und Luft oder Sauerstoff werden sonisch und bei einer Totaltemperatur von 290 K axial in den Nachlauf eingespritzt. Über einen fokussierten Laserstrahl wird das Gemisch einmalig gezündet. Die Verweilzeit der Radikale in der Rezirkulationszone ist lang genug, um eine stabile Verbrennung zu erreichen und damit die Pilotflamme zu stabilisieren. Methan wird beidseitig, normal zur Ober- und Unterseite des Injektors ebenfalls mit $Ma = 1$ bei etwa 560 K Totaltemperatur (BILD3) eingespritzt.

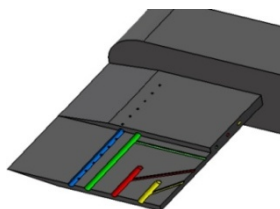


BILD3. 3D-Schnitt des Zentralkörper-Injektors 1, CH_4 -Hauptbrennstoff (blau), H_2 -Pilotbrennstoff (rot & gelb), O_2 -Pilotoxidator (grün)

2.4. Kavität

Entsprechend vorausgegangener Studien [1, 6, 7] ist die Kavität unter Berücksichtigung der Verbesserung des Äquivalenzverhältnisses und der Minimierung des Strömungswiderstandes ein sehr guter Kompromiss. Die Kavität (siehe BILD4) hat eine Tiefe (D) von 4 mm und eine Länge (L) von 20 mm von der Vorderkante bis zur Mitte der geneigten hinteren Wand ($\alpha=20^\circ$). Die Injektionsbohrungen sind entgegen der Strömungsrichtung ausgeführt.

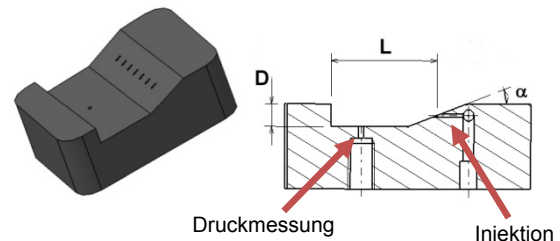


BILD4. 3D-Ansicht und Schnitt des Kavitäten-Injektors

Abhängig von der gewählten Geometrie kommt es zu sogenannten Scherschichtinstabilitäten, die durch das Ablösen der Hauptströmung an der Vorderkante der Kavität und das Wiederanlegen an der geneigten Hinterkante hervorgerufen werden [1, 7]. Die Interaktion der Scherschicht mit der Rückwand kann Fluktuationen und Druckwellenausbreitungen in der Kavität verursachen, was üblicherweise als instabil bezeichnet wird. Der gewählte Kavitätentyp liefert einen hohen Stoffaustausch mit der Hauptströmung und wird daher zur Verbesserung der Brennstoff-Luft-Vermischung genutzt. Er ist außerdem als sehr stabil bekannt und wird wegen der langen Verweilzeiten in der Rezirkulationszone im Allgemeinen als Flammhalter genutzt [1, 7].

Wegen ihrem Länge-Tiefe-Verhältnis ($L/D < 10$) wird die Kavität in BILD4 als offen bezeichnet, was bedeutet, dass sich die Strömung, die an der Kavitätenvorderkante ablöst, an der angestellten Hinterkante wieder anlegt und nicht den Kavitätenboden erreicht. Eine solche Kavität wurde zur Reduktion der Druckverluste und des Widerstands gewählt. Nachdem der Widerstand der Kavität auch vom Anstellwinkel der Hinterkante abhängt, wurde für den Kavitäten-Injektor ein Winkel von 20° gewählt, bezugnehmend auf die Ergebnisse der Untersuchungen von Samimy [6].

2.5. Gasprobensonde

Um die Informationen über den Verbrennungsvorgang zu gewinnen und die aerodynamischen Größen des Luftstroms aus der Brennkammer möglichst vollständig erfassen zu können, ist aufbauend auf den Erfahrungen der Arbeit von Mitani et al. [8] eine Gasprobensonde entwickelt worden. Der Messfühler, dargestellt in BILD5, besteht aus Alloy 800H und ist in einem offenen System wassergekühlt.

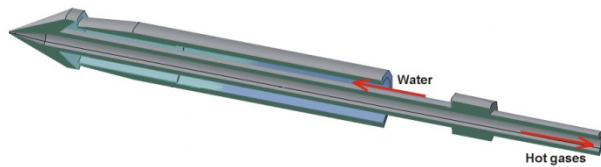


BILD5. 3D-Schnitt der Gasprobensonde

Die spezielle Geometrie der Messfühlerspitze erlaubt die Erfassung des Gases unter supersonischen Bedingungen und verhindert das Blockieren des Gases und dadurch weiteres Aufheizen des Probengases und verhindert somit mögliche Folgereaktionen in der Sonde. Das Probengas wird in speziellen Behältern gesammelt, um später gaschromatisch analysiert zu werden.

3. ERGEBNISSE UND DISKUSSION

3.1. Ergebnisse aus einstufiger Einspritzung

Zunächst wurde die Pilotflamme näher untersucht und dabei das Mischungsverhältnis von mager bis fett mit Luft oder Sauerstoff als Oxidationsmittel variiert. Der Nachlauf des Injektors dient dabei als Stabilisierung der Flamme, sowohl bei H_2/O_2 - als auch bei H_2 /Luft-Mischungen mit unterschiedlichen Äquivalenzverhältnissen (Φ). Auch ist ein Flammhalter, der einen großen Anteil an den hohen Totaldruckverlusten des bisherigen Systems hatte, nicht mehr nötig. Zudem entstehen durch die kürzere Bauform des Injektors weniger Reibungsverluste, weil die Grenzschicht um den Injektor dünner bleibt.

Sowohl mit Luft als auch mit O_2 brennt die Flamme stabil über einen weiten Äquivalenzbereich. Die Wanddruckverteilung in der Brennkammer (p_{Wand}) zeigt für beide Oxidatoren ähnliche Verbrennungsmodalitäten. Der maximale Luftmassenstrom für die Pilotflamme ist aus technischen Gründen limitiert und erlaubt nur einen fetten Betrieb. Voraussetzung einer stabilen Verbrennung in der Pilotzone ist das Einstromen von zusätzlichem Sauerstoff aus dem umgebenden Hauptluftstrom. Wird aber die Hauptverbrennung in Betrieb genommen, so erstickt die Pilotflamme und mit ihr die gesamte Verbrennung, da in der Pilotzone nicht mehr ausreichend Oxidationsmittel zur Verfügung steht. Im Gegensatz dazu bestehen bei einer Pilotflamme mit O_2 als Oxidator keine technischen Restriktionen, was ihren Betrieb im fetten, stöchiometrischen wie auch im mageren Bereich zulässt. Im stöchiometrischen und im mageren Fall kann die Pilotverbrennung auch bei der Aktivierung der Hauptverbrennung stabil aufrecht erhalten werden.

Festzuhalten ist die Tatsache, dass das Mischungsverhältnis in der Pilotzone einen großen Einfluss auf die gesamte Verbrennungsstabilität hat. Stöchiometrische oder magere Verhältnisse sind notwendig um eine stabile Verbrennung der Pilot- und Hauptflamme zu garantieren. Für ein Mischungsverhältnis $\Phi=1$ wäre im Fall von H_2 -Luft ein größerer Luftmassenstrom nötig als technisch zu realisieren ist. Aus diesem Grund wurde die Pilotflamme für die nachfolgenden Versuche als H_2/O_2 -Flamme betrieben.

Im nächsten Schritt wurden detaillierte Untersuchungen zur CH_4 -Hauptverbrennung bei unterschiedlichen Einspritzungsmassenströmen durchgeführt. TAB1 stellt die untersuchten Testbedingungen zusammen. In BILD6 sind die entsprechenden Wanddruckverteilungen dargestellt.

Bezeichnung	H_2 [mg/s]	O_2 [mg/s]	CH_4 [g/s]
S1_FOFF	-	-	-
S1_COM_PF	150	820	-
S1_COM_CH4_4	150	820	1,5
S1_COM_CH4_5	150	820	3
S1_COM_CH4_6	150	820	4,5

TAB1. Testbedingungen für einstufige Einspritzung

Die Wanddruckverteilung wurde zunächst ohne Injektion (FOFF) gemessen, um detailliertere Informationen über die aerodynamischen Vorgänge in der Brennkammer zu erlangen. Die erste Druckspitze im Wanddruckverlauf wird durch den Stoß der Injektorvorderkante verursacht, die zweite und dritte sind jeweils Stoßreflektionen.

Im divergenten Brennkammerteil expandiert der Überschallstrom und der statische Wanddruck nimmt mit der Länge der Kammer kontinuierlich ab. Ausnahmen sind die Druckmesspunkte p_9 und p_{13} , dort sind weitere Druckspitzen, hervorgerufen durch Stoßreflektionen, zu bemerken.

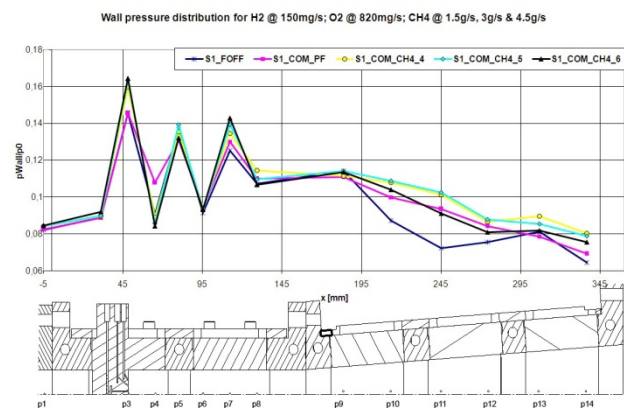


BILD6. Wanddruckverteilung in der Brennkammer für einstufige Verbrennung

Die Beeinflussung der aerodynamischen Phänomene durch thermodynamische Effekte der Verbrennung bei Pilot- und Hauptflamme wird im Folgenden diskutiert. Die Ergebnisse werden mit den entsprechenden Kalttests (ohne Verbrennung) verglichen um den Druckanstieg resultierend aus der Verbrennung quantifizieren zu können. Der Verlauf der Pilotflamme (S1_COM_PF) ähnelt sehr stark dem FOFF-Fall. Es kommt demnach nicht zu einem thermischen Blockieren der Kammer. Der erhöhte Wert p_4 ist auf die Wärmefreigabe der Verbrennung zurückzuführen. Die Injektion alleine hat am Druckanstieg Δp dabei lediglich einen Anteil von 5%. Die stetige Abnahme des Wanddrucks im divergenten Teil bestätigt Überschallbedingungen: Die Abgabe von Verbrennungswärme führt zu Δp_{10} und Δp_{11} von 96% bzw. 95% und zu 74% für Δp_{12} . Das Fehlen der p_{Wall} -Peaks an den Positionen 9 und 13 zeigt, dass der Verbrennungsvorgang die aerodynamischen Effekte der Stoßreflektionen überlagert.

Die Kurven, die mit Methan-Verbrennung aufgezeichnet wurden, weisen größere Werte für p_3 auf. Dies resultiert aus der zusätzlich eingebrachten Masse ober- und unterhalb des Injektors. Die Freisetzung der Verbrennungswärme ist weiter stromab verschoben (p_4 ist

kleiner und p_5 , p_6 und p_7 unterscheiden sich nur minimal von denen des Kalttests). Das deutet darauf hin, dass eine CH_4 -Verbrennung zwar bereits am Injektor stattfindet, in dessen Nahfeld aber noch sehr schwach ausgeprägt ist. Erst weiter stromab kommt es zu einer verstärkten Wärmefreisetzung. Dies hat den Vorteil, dass die Gefahr des thermischen Blockierens durch die langgestreckte Verbrennungszone reduziert wird, erfordert jedoch gleichzeitig größere Kammerlängen, um einen vollständigen Ausbrand zu erreichen. Im Gegensatz zur Pilotflamme sind bei der Methanverbrennung auch weitere weniger ausgeprägte Peaks zu erkennen, die teilweise aber verschoben zum FOFF-Fall liegen. Aerodynamische Effekte bleiben im Gegensatz zur Pilotverbrennung weiter ausgeprägt.

Der geringere Druckanstieg für die an CH_4 -reicheren Flammen weist auf eine labilere Verbrennung hin. Für steigende Brennstoffmassenströme wird die Flamme in ihrer Ausdehnung kürzer und Abgasuntersuchungen zeigen, dass größere Mengen CH_4 unverbrannt bleiben. Größere Mengen an unverbrannten CH_4 liegen vor allem in der Brennraum-Mitte vor. Das lässt auf eine geringe Mischungsrate von Brennstoff und Luft über die gesamte Brennkammer-Höhe schließen, was das Injektionssystem für einen Betrieb mit Φ -Werte nahe 1 ungeeignet erscheinen lässt.

Alle experimentellen Daten (Beobachtung der Flammenstruktur, Gasprobenahme und Totalbedingungen am Brennkammeraustritt) weisen auf eine Schichtung des Verbrennungsstroms hin. In der zentralen Schicht (im Injektornachlauf) ist die Brennstoff-Luft-Mischung homogen und die Verbrennung stark; diese Schicht verlässt die Brennkammer mit einer Strömungsmachzahl zwischen 1,6 und 1,8, abhängig vom Äquivalenzverhältnis. Bei höheren Φ -Werten wird die Flamme kürzer und der Wärmeeintrag geringer. Die Strömung beschleunigt rascher, wodurch die höheren Austrittsmachzahlen (M_{BKA}) zu erklären sind.

Die Schicht, welche die zentrale umgibt, enthält wenig oder keinen Brennstoff und hat bei höheren Φ eine kleinere Machzahl M_{BKA} . Die äußerste Schicht ist der Grenzschichtstrom.

3.2. Ergebnisse aus gestufter Einspritzung

Um eine bessere Mischung in der Brennkammer und eine Erhöhung des gesamten Äquivalenzverhältnisses zu erreichen, wurde der Zentralkörper-Injektor mit einer Kavität kombiniert.

Erste Tests wurden mit einer Einspritzung von Methan mit einer Temperatur von ca. 260 K durchgeführt, um gleichzeitig eine Kühlung des Brennkammerbodens zu erreichen. Die Änderungen im Mischungs- und Verbrennungsprozess wurden durch die Ermittlung der Wanddruckverteilung erfasst, bei Variation der eingespritzten Menge von CH_4 im Zentral-Injektor und Kavität. Die Auswertung der Druckverteilung, dargestellt in BILD7, zeigt die Ergebnisse bei einer Brennstoffzufuhr von 3 g/s Methan im Zentral-Injektor und 3 g/s, 5 g/s, bzw. 9 g/s durch die Kavität. Der Druck p_K wird durch einen zusätzlichen Druckmesspunkt am Boden der Kavität gemessen.

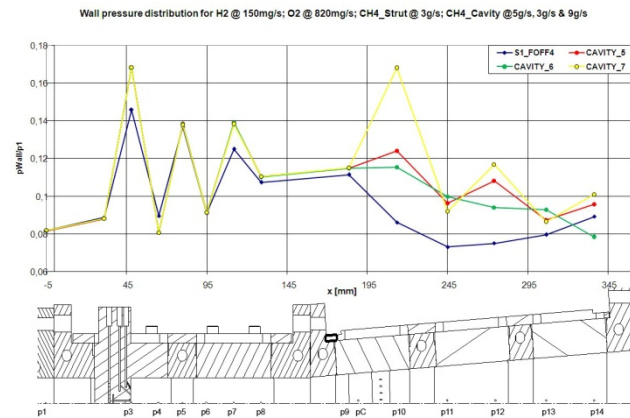


BILD7. Wanddruckverteilung in der Brennkammer für zweistufige Verbrennung mit Injektor 1

Aufgrund der Brennstoffeinspritzung im divergenten Brennkammerteil erscheint stromab der Kavität eine Druckspitze. Auch das durchschnittliche Niveau des Wanddrucks steigt nach der Kavität merklich an. Mit weiterem Erhöhen der in der Kavität zugeführten CH_4 -Menge ergibt sich ein weiterer Peak stromab, der durch weitere Wärmefreigabe hervorgerufen wird und von einer schwachen Verbrennung zeugt. Dennoch zeigen die Abgasuntersuchungen, dass ein Großteil des zugeführten CH_4 die Brennkammer unverbrannt verlässt. Die verbleibende Brennkammerstrecke ab der Kavität ist demnach zu kurz für ein Einmischen des Methans in die Hauptströmung und eine vollständige Reaktion.

In weiteren Untersuchungen wurde die Injektionstemperatur T_{CH_4} des Methans auf 560 K angehoben, um deren Einfluss auf Mischung und Verbrennung beurteilen zu können. Die Wanddruckverteilung zeigt keine merklichen Veränderungen im Vergleich zu den Untersuchungen mit niedriger Temperatur T_{CH_4} , was folgende Schlussfolgerungen zulässt: Der erste Druckpeak nach der Kavität rührt mit hoher Wahrscheinlichkeit von einer Stoßreflexion, verursacht durch den Stoß, den die Methanzufuhr in der Kavität hervorruft. Dies erklärt auch die niedrigen Wanddruckwerte p_{11} und p_{13} , die im Falle einer Verbrennung mit hoher Wärmefreisetzung ebenfalls ansteigen müsste. Aus Gasproben ist außerdem eine Schicht ohne Brennstoff zwischen der wandnahen Schicht und der zentralen Verbrennungsschicht zu bemerken. Das zeigt, dass sich die beiden Schichten nicht weit genug annähern, um das Methan aus der Kavität zünden zu können. Die Visualisierung der Flamme aus Videoaufzeichnungen bestätigt, dass CH_4 in die Brennkammer eindringt, aber nicht mit der Luft und den Verbrennungsprodukten aus der Verbrennung des Brennstoffs aus dem Zentralkörper-Injektor mischt. Stattdessen wird die Flamme aus der Verbrennung der ersten Stufe an der Injektionsstelle der Kavität nach oben abgelenkt (BILD8, Pfeil).

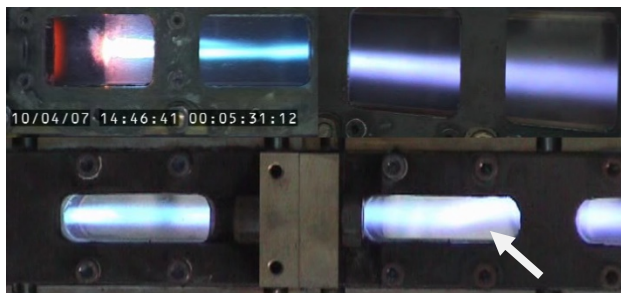


BILD8. Draufsicht und Seitenansicht der Methan-Flamme

Neben diesen Versuchen wurden weitere Tests mit einer Variation der Geometrie der ersten Stufe durchgeführt (BILD10), um deren Einfluss auf den Verbrennungsvorgang im divergenten Teil zu untersuchen. Die damit erhaltenen Wanddruckverteilungen sind in BILD9 dargestellt. Die Bedingungen, unter welchen die Messungen durchgeführt wurden, sind in TAB2 aufgeführt.

Bezeichnung	H ₂ [mg/s]	O ₂ [mg/s]	Strut CH ₄ [g/s]	Cavity CH ₄ [g/s]
S1_FOFF4	-	-	-	-
CAVITY_5	150	820	3	5
CAVITY_6	150	820	3	3
CAVITY_7	150	820	3	9
S3_FOFF2	-	-	-	-
S3_COM_PF_2	100	820	-	-
S3_COM_CH4_10	100	820	2	-
S3_COM_CH4_11	100	820	2	3
S3_COM_CH4_12	100	820	2	5
S3_COM_CH4_13	100	820	2	7

TAB2. Testbedingungen für einstufige Einspritzung

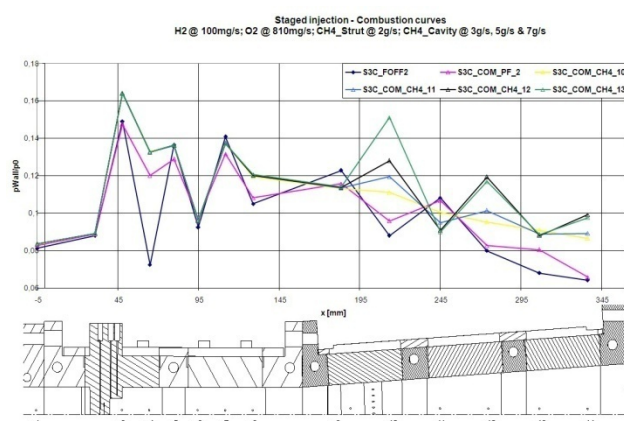


BILD9. Wanddruckverteilung in der Brennkammer für zweistufige Verbrennung mit Injektor 3

Die statischen Druckdaten und die Ergebnisse der Abgasuntersuchungen weisen bei beiden untersuchten Zentralkörper-Injektoren ein ähnliches Verhalten für zusätzliche CH₄ Einspritzung durch die Kavität auf. Das Ausbleiben der Verbrennung nach der zweiten Stufe ist auf die schlechte Vermischung des Brennstoffs mit der Luft zurückzuführen. Dazu reduziert die Präsenz der

Verbrennungsprodukte in der Hauptströmung die Menge des zur Verfügung stehenden Oxidationsmittels für den weiteren Brennstoff, welcher deshalb die Brennkammer unverbrannt verlässt.

Die in BILD9 dargestellten Daten zeigen nicht nur den Einfluss der veränderten Injektor-Geometrie, sondern auch den Einfluss der nun mager eingestellten H₂/O₂-Pilotflamme und der verschiedenen zugeführten Mengen an Methan, sowohl in der ersten als auch in der zweiten Stufe. Es ergibt sich somit ein Gesamtbild über die verschiedenen Variationen aus den bisherigen Untersuchungen.

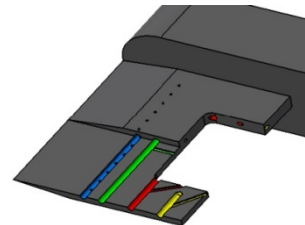


BILD10. 3D-Schnitt des Zentralkörper-Injektors 3, CH₄-Hauptbrennstoff (blau), H₂-Pilotbrennstoff (rot), O₂-Pilotoxidator (grün)

Der höhere Druckwert p₄ bei allen Verbrennungsbedingungen resultiert aus der geänderten Hinterkantenform des Zentralinjektors in Stufe 1. Der Wasserstoff für die Pilotverbrennung wird hier parallel zur Hinterkante und damit direkt in das Rezirkulationsgebiet des Injektors eingespritzt. Dadurch erhöht sich die Verweilzeit in dieser Zone. Die Pilotflamme lässt sich somit auch im mageren Zustand sehr stabil betreiben. Der wesentlich höhere Wärmeeintrag in diesem Bereich führt dann zum Ansteigen des Drucks p₄. Die Pilotflamme stabilisiert durch ihre hohe lokale Temperatur auch die Hauptflamme besser. Durch die kurze Verbrennungszone erhöht sich allerdings auch das Risiko der thermischen Blockade. Es kann aber gezeigt werden, dass über die Wahl des Injektionswinkels des Pilotbrennstoffs entscheidend Einfluss auf die Größe der Verbrennungszone genommen werden kann.

4. ZUSAMMENFASSUNG

Am Lehrstuhl für Flugantriebe an der Technischen Universität München wurden Untersuchungen mit verschiedenen Einspritzungsstrategien für die Überschallverbrennung durchgeführt.

Ein neu entwickelter Injektor ist in der Lage, eine Pilotflamme in seinem Nachlauf mit beiden Mischungsvarianten (H₂/Luft und H₂/O₂) ohne einen zusätzlichen eingebrachten Flammenhalter zu stabilisieren. Zur Stabilisierung der Haupt-Methan-Flamme sind stöchiometrische oder magere Bedingungen der Pilotflamme im Rezirkulationsgebiet des Struts notwendig. Eine fette Pilotflamme erstickt, sobald die Hauptflamme gezündet wird, da sich dann zu wenig zusätzliches Oxidationsmittel aus dem umgebenden Überschallstrom in die Pilotzone einmischen kann.

Unterschiedliche Injektor-Geometrien wurden getestet und erlauben die Stabilisierung der Überschall-Methan-Flamme ohne thermisches Blockieren in einem weiten Betriebsbereich. Zwei Verbrennungsbereiche konnten identifiziert werden, die sich in Abhängigkeit der Wärmeentwicklung durch die Reaktion einstellen: eine schwache Verbrennung direkt hinter dem Injektor und eine

stärkere weiter stromab im divergenten Brennkammerteil. Unter fetten Mischungsverhältnissen brennen Methan-Flammen schlecht, da ein Großteil des eingespritzten Methans sich nicht mit der umgebenden Strömung mischt und damit keine Reaktion in dieser fetten Zone zulässt. Des Weiteren konnte eine Teilung der Strömung in drei Schichten identifiziert werden: eine zentrale Schicht, welche viel Brennstoff und Verbrennungsprodukte beinhaltet und bei geringen Äquivalenzverhältnissen langsamer strömt, eine umgebende Schicht, welche fast keinen Brennstoff enthält und bei niedrigen Äquivalenzverhältnissen schneller strömt, und die Grenzschicht, die sich an den Brennkammerwänden entwickelt.

Eine erste Studie über die Machbarkeit von gestufter Einspritzung in einer Überschallbrennkammer mit dem Ziel der Erhöhung des gesamten Äquivalenzverhältnisses ist erstellt worden. Aus diesem Grund ist eine Kavität in den divergenten Teil der Brennkammer integriert worden. Basierend auf vorausgegangenen Studien ist die Kavität zur Verbesserung der Brennstoff-Luft-Vermischung ausgelegt worden. Es konnte allerdings keine Reaktion in Stufe 2 erzielt werden, da sich die Vermischungszonen aus Stufe 1 und 2 durch eine Schicht brennstoffarmer Strömung getrennt waren. Eine weitere Optimierung der Injektoren und die Untersuchung unterschiedlicher Kavitätengeometrien sind notwendig, um den Grad der Vermischung von Brennstoff und Luft sowie die gesamte Brennkammerleistung zu verbessern.

Danksagung

Für die finanzielle Unterstützung dieser Arbeit im Rahmen des DFG-Graduiertenkollegs *Aero-thermodynamische Auslegung eines Scramjet - Antriebssystems für zukünftige Raumtransportsysteme* (GRK1095-1) danken wir der Deutschen Forschungsgemeinschaft DFG.

Schrifttum

- [1] A. Ben-Yakar, R.K. Hanson, Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: an Overview, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, Number 4, pp 869-877 (2001)
- [2] R. Hönig, D. Theisen, R. Fink, G. Kappler, Experimental Investigation of a SCRAMJET Model Combustor with Injection Through a Swept Ramp Using Laser-Induced Fluorescence with Tenable Excimer Lasers, 26th Symposium On Combustion, The Combustion Institute, Naples, Italy (1996)
- [3] S. Rocci Denis, A. Brandstetter and H.-P. Kau, Experimental Study on Transition between Ramjet and Scramjet Modes in a Dual-Mode Combustor, AIAA-2003-7048 (2003)
- [4] S. Rocci Denis, D. Maier, W. Erhard, H.-P. Kau, Free Stream Investigations on Methane Combustion in a Supersonic Air Flow, AIAA-2005-3314 (2005)
- [5] A. Brandstetter, Betriebsverhalten einer Dualmodus-SCRAMjet-Modellbrennkammer mit Wasserstoffverbrennung, Dissertation, Lehrstuhl für Flugantriebe, Technische Universität München, (2004)
- [6] M. Samimy, H.L. Petrie, A.L. Addy, Study of Compressible Turbulent Reattaching Free Shear Layers, *AIAA Journal*, Vol. 24, Number 2 (1986)
- [7] A.J. Neely, C. Riley, R.R. Boyce, N.R. Mudford, A. F.P. Houwing, M.R. Gruber, Hydrocarbon and Hydrogen-Fuelled Scramjet Cavity Flameholder Performances at High Flight Mach Number, AIAA-2003-6989 (2003)
- [8] T. Mitani, M. Takahashi, S. Tomioka, T. Hiraiwa, K. Tani, Measurements of Scramjet Engine Performance by Gas Sampling, AIAA 98-1590 (1998)
- [9] W.H. Heiser, D.T. Pratt, Hypersonic Airbreathing Propulsion, AIAA Education Series (1994)