

INTERAKTIONSTESTSTAND FÜR REALISTISCHE RAKETENTREIBSTRAHLEN MIT UMSTRÖMENDER ATMOSPHERE

D. Kirchheck, A. Gülhan

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 51147 Köln

Zusammenfassung

Beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Köln wurde ein einzigartiger Teststand zur Simulation der Strömungsinteraktion zwischen heißen Raketentreibstrahlen und der umströmenden Atmosphäre errichtet. Untersucht werden generische Raketentreibstrahlkonfigurationen im Modellmaßstab innerhalb der Vertikalen Messstrecke Köln (VMK). Die heiße Komponente des Raketentreibstrahls wird mithilfe einer im Modell integrierten Wasserstoff-Sauerstoff-Brennkammer erzeugt, die mit den gasförmigen Verbrennungsprodukten bis max. 115 bar versorgt werden kann. Hierdurch wird die Erzeugung von Treibstrahlen bei realistischen Düsendruckverhältnissen und gleichzeitig hohen Austrittsgeschwindigkeiten ermöglicht, welche erstmalig eine experimentelle Untersuchung der Interaktionsphänomene der Raketentreibstrahlströmung unter flugrelevanten Bedingungen zulässt. Die Untersuchungen werden primär dem Sonderforschungsbereich TRR40 zur Verfügung gestellt, wo sie im Teilbereich B durch weitere experimentelle und numerische Untersuchungen komplettiert werden. Es wird die dazu benötigte Infrastruktur nebst Ergebnissen der Inbetriebnahme sowie der bisherigen Anlagencharakterisierung vorgestellt.

1. EINLEITUNG UND MOTIVATION

Der Aufstieg einer Trägerrakete führt mit steigender Relativgeschwindigkeit und Höhe durch unterschiedliche Umgebungszustände mit entsprechend ausgebildeter Strömungsstruktur und einem daraus resultierenden Belastungszustand der oberflächlichen Strukturen sowie des Gesamtsystems des Fahrzeugs [1, 2]. Dies gilt insbesondere für den Heckbereich von Trägerraketen mit einer exponierten Lage der Düsenaußenkontur, welche in abstrahierter Form auf die turbulente Umströmung einer axial-symmetrischen, rückwärtsgewandten Stufe übertragen werden kann [3, 4, 5]. In diesem Fall bildet sich ein großskaliges, ringförmiges Rezirkulationsgebiet, eingeschlossen durch die Raketenbasisfläche, die Düsenoberfläche sowie, unter Umständen, der Scherschicht zwischen dem heißen Abgasstrahl und der kalten Körperumströmung. Instationäre Effekte können in diesem subsonischen Gebiet sowohl stromab an die Düsenkontur, als auch stromauf an die Raketenbasis transportiert werden [6] um dort zu periodischen mechanischen und thermischen Lasten durch Druck- und Temperaturfluktuationen zu führen. Die verlässliche Vorhersage solcher hoch instationärer Belastungszustände ist für die Entwicklung neuer Komponenten zukünftiger Raumtransportsysteme von großer Bedeutung, weshalb der Sonderforschungsbereich TRR40 innerhalb des Teilbereiches B diese Aufgabe aus experimenteller und numerischer Sicht in enger Kooperation universitärer und öffentlicher Institutionen mit industrieller Unterstützung bearbeitet [7, 8]. Hierbei liegt eine der größten Herausforderungen darin, realitätsnahe Bedingungen für eine repräsentative Modellierung der Strömungsphänomene bereitzustellen.

1.1. Bisherige Untersuchungen des TRR40 B

Untersuchungen anhand 3-dimensionaler Strömungssimulationen und Windkanalexperimenten des TRR40 B erstrecken sich über einen breiten Machzahlbereich (vorrangig $Ma=0.8, 3.0, 6.0$) bei möglichst realistischen Reynoldszahlen in der Größenordnung $10^6 \dots 10^7/m$ [9, 10].

Als Referenz dienen die entsprechenden Flugzustände entlang der Trajektorie eines exemplarischen Ariane 5 Aufstiegs. Neben Mach- und Reynoldsähnlichkeit der Außenströmung ist hierbei ebenfalls die verdrängende Wirkung des Raketentreibstrahls und das Verhältnis der Temperaturen zwischen Außen- und Düsenströmung bedeutend, genauso wie der dynamische Einfluss durch die sich mischenden Scherschichten der abgelösten Heckströmung und des Abgasstrahls, welche durch deren relative Geschwindigkeit zueinander und das Verhältnis der Impulsdichte gekennzeichnet wird. Hierzu werden verschiedene Konzepte für die Behandlung dieser Aspekte erarbeitet und in kooperativen Untersuchungen aus Numerik und Experiment umgesetzt. Um den Einfluss der verdrängenden Abgasströmung auf unterschiedliche Weise zu untersuchen werden Konfigurationen mit ausströmenden Medien aus der Modelldüse [11], Konfigurationen unendlich langer Düsenkörper [12] und Konfigurationen ohne Simulation des Abgasstrahls [12] miteinander verglichen. Um gleichzeitig dem dynamischen Verhalten der Strömungsinteraktion Rechnung zu tragen werden zusätzlich die Relativgeschwindigkeit sowie das Impulsdichteverhältnis variiert, welches im experimentellen Rahmen bei konstanter Düsenaustrittsmachzahl über eine Variation der spezifischen Gaseigenschaften und der Düsenaustrittstemperatur vorzunehmen ist. Bisherige Arbeiten zeigen daher Untersuchungen mit kalten Düsenstrahlen bei Totaltemperaturen von ca. 280K und beheizte Düsenstrahlen mit Totaltemperaturen bis 600K aus Luft oder Helium um maximale theoretische Vakuumaustrittsgeschwindigkeiten zwischen 700 m/s und 2500 m/s zu realisieren [11] (BILD 1).

1.2. Zukünftige Untersuchungen des TRR40 B

Mit Hilfe der modellinternen Verbrennung von Wasserstoff (H_2) und Sauerstoff (O_2) sollen nun erstmalig Totaltemperaturen zwischen 900 ... 3600K ermöglicht werden, wodurch theoretische maximale Vakuumaustrittsgeschwindigkeiten zwischen 4000 und 5300 m/s erreicht werden. Dies wird am Standort des Deutschen Zen-

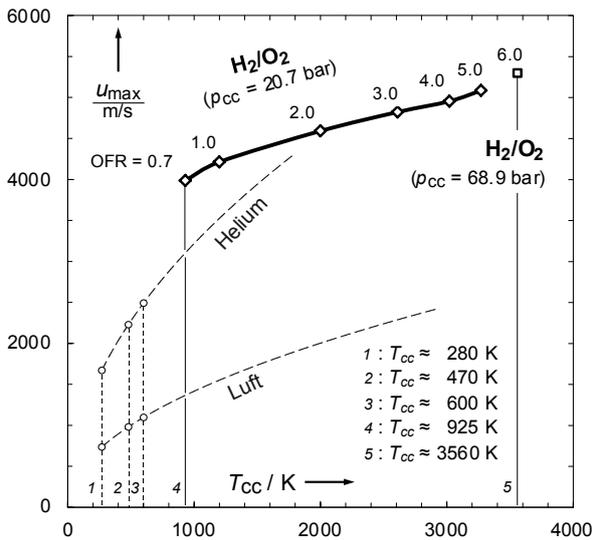


BILD 1. Theoretische Vakuumaustrittsgeschwindigkeiten bei Düsenströmungen unterschiedlicher Medien und unterschiedlicher Totaltemperaturen

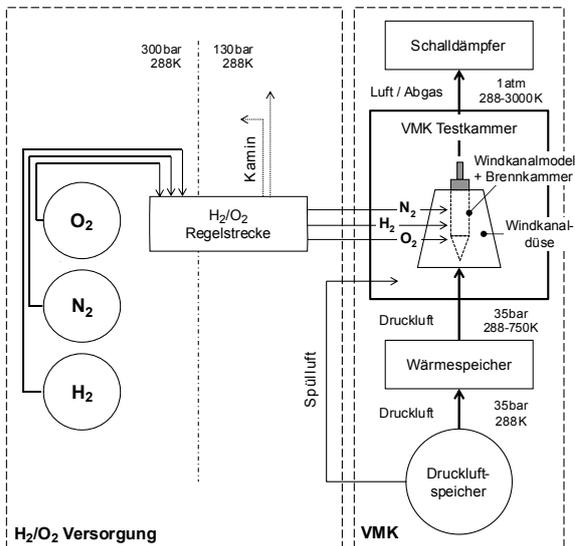


BILD 2. Infrastruktur des Interaktionsteststandes: H₂/O₂ Versorgungsanlage, Vertikale Windkanalmessstrecke Köln (VMK), Windkanalmodell mit integrierter H₂/O₂ Brennkammer

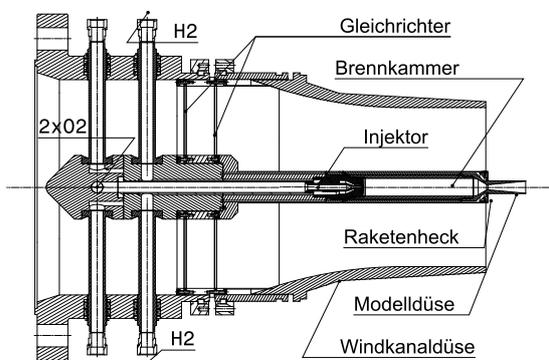


BILD 3. Integration des Windkanalmodells mit interner H₂/O₂ Brennkammer in die Windkanaldüse mittels stromauffliegender Zentralkörperhalterung

trum für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Köln umgesetzt. Dort wird seit Anfang 2017 durch den Aufbau einer Wasserstoff- und Sauerstoffversorgungsanlage ein neuartiger Teststand für die Untersuchung heißer Raketenabgasstrahlen in realistischer Außenströmung ermöglicht [13]. Die Infrastruktur dieses Testaufbaus sowie erste Ergebnisse der Anlagencharakterisierung und ein Ausblick auf zukünftige Tests werden nachfolgend vorgestellt.

2. INTERAKTIONSTESTSTAND

2.1. Vertikale Messstrecke Köln

Die Untersuchungen zur Interaktion zwischen der heißen Abgasströmung und der kalten Außenströmung und deren Einfluss auf die dynamische Entwicklung der Heckströmung sollen im experimentellen Aufbau einer generischen Raketenheckkonfiguration im Windkanal der Vertikalen Messstrecke Köln (VMK) durchgeführt werden. Es handelt sich hierbei um eine atmosphärische Freistrahlmessstrecke mit einem maximalen Totdruck von 35 bar, die über ein Druckluftreservoir von 1000 m³ bei einem maximalen Versorgungsdruck von 60 bar versorgt wird. Der schematische Aufbau der VMK ist in BILD 2 dargestellt. Das Reservoir ermöglicht typische Testzeiten von 30...60 s und der nachgeschaltete Wärmespeicher ermöglicht eine Aufheizung der Strömung auf bis zu 750 K, wodurch bodennahe Bedingungen bis zu einer Machzahl von 2.8 erzeugt werden können.

Der Eintritt in die Testkammer erfolgt über die senkrecht im Boden eingelassene Windkanaldüse, welche einen vertikalen Freistrah innerhalb der ca. 4 x 4.5 m im Querschnitt messenden Testkammer erzeugt. In einer Höhe von ca. 11 m oberhalb der Düsenaustrittsebene verlässt die Strömung die Messkammer durch einen optional auffahrbaren Schalldämpfer. Als Windkanaldüsen stehen verschiedene Konturen und Durchmesser zur Verfügung, wodurch Machzahlen zwischen 0.3...0.95 im Unterschall sowie max. 3.2 im Überschall möglich sind. Typische Unterschalltests werden mit einer 340 mm im Düsenaustritt messenden, konvergenten Düse durchgeführt. Möglichkeiten für die Modellhalterung bieten sich hierbei zum einen über die außerhalb der Kernströmung befindliche Schwert-/Stielhalterung sowie zum anderen über eine zentrale Vorkörperhalterung, integriert in den Düsenaufbau (BILD 3).

Die Testkammer besitzt vier auf die Messstrecke ausgerichtete optische Zugänge, sowie ausreichend Raum für umfangreiche Messaufbauten in direkter Testumgebung. Aufgrund ihrer ursprünglichen Auslegung für Triebwerkstests mit explosiven Medien ist sie durch ihre massive Bauweise inkl. der explosionsdruckgeschützten Zugänge und Druckentlastungskappen hervorragend für die neuartigen H₂/O₂ Tests geeignet. Um modernen Sicherheitsstandards zu entsprechen wurde sie zusätzlich umgerüstet und stellt nun eine permanent explosionsgeschützte Umgebung mit Überwachung der Gaskonzentrationen zur Verfügung.

2.2. H₂/O₂ Versorgungsanlage

Die Wasserstoff-Sauerstoff-Versorgungsanlage stellt eine Erweiterung der VMK-Infrastruktur dar, die speziell für Heißgasuntersuchungen in der Testumgebung der VMK, insbesondere für die Erzeugung heißer Düsentreibstrahlen, errichtet wurde. Die zu Grunde lie-

genden Randbedingungen für die Auslegung der Anlage stammen aus dem Arbeitsprogramm des TRR40. Weitere zukünftige Anwendungsfälle (z.B. Versorgung mit Methan-Sauerstoff-Gemischen) sind möglich und wurden im Rahmen der Auslegung soweit bereits bekannt berücksichtigt. Volumen-/ Massenstrombegrenzungen überschreiten den erforderlichen Betriebsbereich der Untersuchungen im TRR40 deutlich, so dass auch hier in Zukunft ausreichend Flexibilität für neue Herausforderungen vorhanden ist. Die Anlage besteht im Wesentlichen aus einem Druckgasflaschenlager für die Bereitstellung der Medien, einer Instrumententafel in der die Regelung der Betriebszustände vorgenommen wird sowie der zugehörigen Rohrleitungstrassen und einer Sicherheitsgerichteten Brenner- und Anlagensteuerung mit integrierter Massenstromregelung.

2.2.1. Medienlager

Zusätzlich zu den primären gasförmigen Prozessmedien (H_2 und O_2) wird gasförmiger Stickstoff (N_2) für sekundäre Aufgaben, wie zur Ventilsteuerung, Leitungsspülung, Brennkammerinertisierung und VMK-Notfallspülung bereitgehalten. Alle Medien werden bei einem maximalen Druck von 300 bar vorgehalten. Die Lagermengen betragen 50 kg (H_2), 1100 kg (O_2) und 400 kg (N_2), entsprechend je 4 Bündel H_2/O_2 und 2 Bündel N_2 .

2.2.2. Regelstrecke

Die Regelstrecke befindet sich ca. 10 m Rohrleitungsweg von der Schnittstelle zum Testaufbau entfernt. Sie ist in einem Instrumentenschrank (5x1.5x2 m) integriert und konsolidiert jegliche nicht an anderer Stelle erforderlichen Armaturen. Hier werden die Medien gefiltert und per Druckminderer auf den für die Regelstrecke erforderlichen konstanten Vordruck von 130 bar eingestellt. Die Gase werden von hier aus über getrennte Rohrleitungen für Zündmenge und Start-/Hauptmenge zum Teststand transportiert. Dies vermeidet hohe Verzugszeiten zwischen Ventilstellvorgängen und der physikalischen Reaktion am Testaufbau und ermöglicht gleichzeitig die Zündung der Brennkammer über einen externen Zündbrenner oder eine sekundäre H_2/O_2 Zündeinrichtung am Modell. Massenströme werden für die geschlossene Regelung mittels Coriolis-Sensoren in einer Genauigkeit von $\pm 1\%$ in den Hauptleitungen sowie der Wasserstoff-Zündgasleitung gemessen. Die Einstellung des Mischungsverhältnisses erfolgt auf diese Weise mit einer Genauigkeit von $\pm 2\%$.

2.2.3. Betriebsbereich

Die Auslegung des Betriebsbereiches der Anlage basiert auf den in TAB 1 angegebenen Referenzbedingungen für Massenströme und den analytischen Abschätzungen erwarteter Brennkammerdrücke bei der entsprechenden zu Grunde gelegten Brennkammergeometrie. Zusätzlich angegeben sind die im Gleichgewichtszustand zu erwartenden Brennkammertemperaturen aus eindimensionalen

	RC0	RC1	RC2
$\dot{m}_{ges} / (g/s)$	89.2	279.4	463.6
$\dot{m}_{O_2} / (g/s)$	36.7	239.5	397.4
$\dot{m}_{H_2} / (g/s)$	52.4	39.9	66.2
OFR	0.70	6.00	6.00
p_{cc} / bar	20.7	68.9	115.0
T_{cc} / K	925	3560	3622

TAB 1. Referenzbedingungen zur Auslegung des Betriebsbereichs der H_2/O_2 Versorgungsanlage

Betrachtungen. Die Bedingungen RC0, RC1 und RC2 spannen einen breiten Bereich von Brennkammerdrücken und Mischungsverhältnissen (OFR, engl.: oxidizer-fuel-ratio) mit steigendem Gesamtmassenstrom auf. RC0 ist somit ein Niedrigtemperatur-Testfall, bei dem durch ein immenses Überangebot an Wasserstoff, welcher nicht an der Reaktion teilnehmen kann, Energie in Form von Wärme aus dem System herausgetragen wird. RC2 kennzeichnet auf der anderen Seite die maximalen Massenströme von 397.4 g/s (O_2) und 66.3 g/s (H_2) sowie gleichzeitig den maximalen Auslegungsdruck der Anlage, welcher zusammen mit einem Mischungsverhältnis von 6.0 an den Betriebspunkt des Vulcain II Triebwerkes angelehnt ist. Die Referenzbedingung RC1 ermöglicht einen Vergleichspunkt mit in der Literatur befindlichen Brennkammeruntersuchungen [14] und ähnelt gleichzeitig den Bedingungen typischer Booster-Stufen (bspw. Ariane 5).

Der daraus resultierende Betriebsbereich bezogen auf verschiedene diskrete Brennkammergeometrien ist in BILD 4 als Isokonturen-Diagramm der theoretischen Brennkammertemperatur T_{cc} und dem flächengemittelten Gesamtmassenstrom \dot{m}_{ges}/A_{th} in der Düsenhalsebene in Abhängigkeit von Brennkammerdruck p_{cc} und Mischungsverhältnis OFR dargestellt. Der Betriebsbereich wird in Form der dicken Linie sowie der gestrichelten Linien für unterschiedliche Düsenhalsdurchmesser D_{th} dargestellt. Die Dicke Linie ($D_{th} = 11.0 mm$) stellt hierbei die Geometrie im Rahmen der Untersuchungen des TRR40 dar.

Die Begrenzung des Betriebsbereiches entsteht im Wesentlichen durch die maximal und minimal realisierbaren, bzw. messbaren Massenströme der Prozessmedien innerhalb der spezifizierten Messgenauigkeiten. Zusätzlich ist der praktisch erschließbare Bereich durch die theoretische Zündgrenze von reinen Wasserstoff-Sauerstoff-Gemischen (OFR < 0.5) begrenzt. Durch ein Absenken des Vordruckes der Regelventile und eine Beschränkung auf direkte Ventilstellung ohne Nachregelung können die minimalen Grenzmassenströme unterschritten werden und der Betriebsbereich in Richtung niedrigerer Brennkammerdrücke erweitert werden. Die realisierbaren Zündmassenströme werden in dieser Darstellung nicht erfasst. Sie liegen im Bereich von $> 0.6 g/s$ (O_2) und $> 0.25 g/s$ (H_2) bei minimalen reproduzierbaren Öffnungsgraden der Zündmengen-Regelventile.

2.3. Windkanalmodell

Das Windkanalmodell für Heckströmungsuntersuchungen mit heißem H_2/O_2 Abgasstrahl (BILD 3, BILD 5) stellt eine Neuauflage einer bisher dagewesenen Geometrie dar, die bereits in vergleichbaren Untersuchungen verwendet wird und ihren Ursprung in zeitlich weit zurückreichenden Arbeiten findet. Die äußere Geometrie des Zentralhalters orientiert sich an [15] und wird nicht modifiziert, während die innere Geometrie für die gleichzeitige Verwendung von drei unterschiedlichen Medien (Brenngas, Oxidator und Kühlmedium) vorbereitet wird. Die äußere Geometrie des aufgesetzten Raketenmoduls orientiert sich an [16], einem generischen Raketenheck mit Basisdurchmesser $D=67 mm$, Düsenlängenverhältnis $L/D = 1.2$ und Düsendurchmesser Verhältnis $D_N/D = 0.4$. Details zur Konzeption des Raketenmoduls können BILD 5 und [13, 17] entnommen werden. Das zu integrierende Brennkammermodul orientiert sich in den geometrischen Verhältnissen an den Arbeiten der *Pennsylvania State University* [18], wobei eine Umsetzung des passiven Kühlkonzeptes im beachtlich kleinen Modellmaßstab nicht möglich ist und somit

andere Kühlkonzepte und Materialien Anwendung finden müssen. Um Mischungsverhältnisse bis hin zu 0.7 im Fall RC0 realisieren zu können wird eine angepasste Injektor-geometrie mit höherem Geschwindigkeitsverhältnis v_{H_2}/v_{O_2} verwendet um die Gemischbildung zu beschleunigen und somit eine vergleichbare Reaktionszone innerhalb der geometrisch unveränderten Brennkammer zu erreichen (TAB 2). Der dadurch gesteigerte Druckverlust in der Wasserstoffzuleitung wird bewusst in Kauf genommen. Die Auswahl der Injektorgeometrie geht auf eine numerische Studie in [17] zurück.

	H ₂	O ₂
D_1 / mm	5.70	-
D_a / mm	9.40	4.67
v / (m/s)	676.0	77.5
Ma	0.52	0.24
v_{H_2}/v_{O_2}		8.72
$(\rho v^2)_{H_2}/(\rho v^2)_{O_2}$		4.863

TAB 2. Auslegungsdaten des Injektors für den Referenzfall RC0 aus numerischer Studie [17]

2.4. Testbrennkammer

Aufgrund der hohen Komplexität eines Windkanalmodells mit Verbrennungsführung und implementierter Messtechnik, einer geschuldet durch den engen Bauraum niedrigen Flexibilität im Design des Windkanalmodells und der gleichzeitigen Unsicherheiten im Betrieb einer neuartigen und bisher uncharakterisierten Anlage wird parallel eine Testbrennkammer entwickelt und betrieben, mit der in robuster Bauweise der Betriebsbereich der Anlage erschlossen und eine Charakterisierung der Heißgasströmung bei ruhender Umgebung vorgenommen werden kann (BILD 6). Die gesamte Innengeometrie der Schubkammer ist hierbei identisch mit der Konzeption des Windkanalmodells und auch der Einbau der Testbrennkammer im Teststand führt zu identischen Anschlussmaßen um möglichst viele Informationen für den Betrieb des Windkanalmodells zu erhalten. Das Kühlkonzept und der modulare Aufbau der Testbrennkammer basieren hier verstärkt auf [18]. Daher wird die Testbrennkammer nicht nur unter

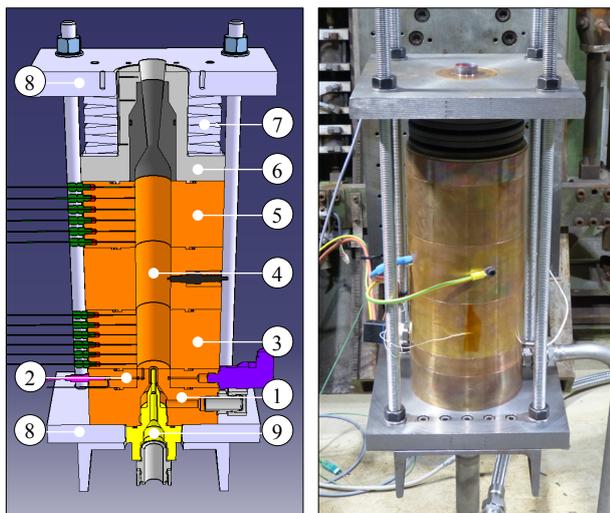


BILD 6. Testbrennkammer in Anlehnung an [18] für Voruntersuchungen zum Windkanalmodell mit integrierter H₂/O₂ Brennkammer

geometrischen, sondern auch unter funktionalen Gesichtspunkten weitgehend auf Grundlage des sog. *Penn-State Burners* entwickelt und betrieben.

Das Brennkammermodul besteht dabei aus funktionalen Einzelsegmenten ($\varnothing 150$ mm), die in einer ersten Modelllinie durchgängig aus sauerstofffreitem Kupfer (Cu-OF, engl.: oxygen/halogen free copper - OFHC) gefertigt sind um einen möglichst hohen Wärmetransport von der inneren Brennkammerwand nach außen zu erzielen. Das Brennkammermodul ist aus folgenden Segmenten zusammengesetzt: 1) äußerer Einspritzkörper, 2) Ringsegment für Basisdruckmessungen, 3) Grundsegment, 4) Zündsegment, 5) Grundsegment, 6) Düsensegment. Die Grundsegmente können zusammen mit dem Zündsegment variabel angeordnet werden und gegen Erweiterungssegmente mit zusätzlichen Messtechniken wie z.B. Temperatur-, bzw. Wärmestrommessungen ausgetauscht werden. BILD 6 zeigt z.B. eine mögliche Implementierung zusätzlicher Temperaturmessungen für axiale Wandtemperaturverteilungen vergleichbar mit [18].

Das Brennkammermodul wird zusammen mit einem Tellerfederpaket (7) zwischen zwei Platten (8) verspannt. Dieser Aufbau ermöglicht maximale thermische Längenausdehnungen des Kupferblocks von bis zu 10 mm. Der Messing-Injektoreinsatz (9) bildet mit dem äußeren Einspritzkörper das koaxiale Einzel-Einspritzelement. Wasserstoff wird im äußeren Kanal zugeführt, sodass unverbrannte Anteile bei wasserstoffreicher Verbrennung eine Kühlschicht zwischen der heißen Kernflamme und der Brennkammerwand ausbilden können. Die Zündung erfolgt mittels handelsüblicher Kfz-Zündkerze im mittleren Segment, wo die Vermischung selbst bei nahe an der Zündgrenze liegenden H₂-Konzentrationen bereits ausreichend weit fortgeschritten ist. Als Vorabuntersuchung für das Windkanalmodell liegt das Düsensegment der Testbrennkammer in unterschiedlichen Ausführungen vor. Aufgrund der hohen Temperaturen bei steigenden Betriebsbedingungen werden Alternativen aus reinem Molybdän, reinem Wolfram sowie einer Kombination aus Molybdängehäuse mit Graphit-Einsatz im Bereich des Düsenhalses untersucht (zu sehen in BILD 6). Die Testbrennkammer ist für einen Betriebsdruck von max. 70 bar ausgelegt.

2.5. Messtechniken

Die Testbrennkammer ist mit einem Hochfrequenz-Druckaufnehmer (Kulite XTEH-7L-190LM) ausgestattet, der über einen Kanal (Länge 55 mm) zur thermischen Abschirmung den Brennkammerdruck auf einem Radius von 12.5 mm an der Brennkammerbasis aufnimmt. Direkt vor dem Sensorkopf befindet sich ein Thermoelement Typ K zur Überwachung seiner thermischen Belastung. Weitere Temperaturmessstellen zur qualitativen Auswertung befinden sich an der äußeren Brennkammerwand an den Positionen $x=35$ mm und $x=185$ mm stromab der Injektoreintrittsebene.

Die Eintrittszustände der Prozessmedien werden außerhalb des Brennkammermodells in den Zuleitungen erfasst. Hier stehen statische Druck und Temperaturmessungen sowie Massenstrommessungen zur Verfügung. Zusätzlich dazu werden Schlieren-Videoaufnahmen angefertigt um die Struktur des Abgasstrahls zu visualisieren und eine Live-Überwachung der thermischen Ausdehnung des Kupferblocks zu ermöglichen. Die Auslösung der Schlierenkamera erfolgt durch das Messdatenerfassungssystem, wodurch eine zeitsynchrone Auswertung zusammen mit den Prozessdaten ermöglicht wird.

2.6. Testprozedur

Die Prozedur eines Heißgastests umfasst neben der Haupttestdauer Δt_{main} , die während der Hauptsequenz abläuft gewisse Vorbereitungs- und Nachbereitungsschritte die meist durch Stellung entsprechender Ventile eingeleitet werden und in der Start-, bzw. Endsequenzen definiert sind. Diese sind in BILD 7 für den Zündvorgang und die an der regulären Prozessführung beteiligten Ventile in Form eines Timing-Diagramms dargestellt. Die hier aufgelisteten Ventile für die Zünd-, Start- und Hauptmenge sind im Prozess parallel zueinander aufgebaut um sichere und zuverlässige Zündbedingungen garantieren zu können und die Anlage schrittweise bei minimalen Massenströmen und minimalem Wärmeeintrag hochzufahren.

Kurz nach Einsetzen des Zündmechanismus zum Zeitpunkt $t_0 - t_{\text{ign}} \approx -16\text{s}$ mit Bezug auf den Beginn der Haupttestsequenz wird der erste Beipass zur Einstellung der Zündmenge freigegeben. Kurz darauf erfolgt die Entzündung des Gemisches im Prüfling bei einem sauerstoffreichen Mischungsverhältnis um eine stabile Verbrennung zu gewährleisten (BILD 8a). Das heiße Abgas wird ab diesem Zeitpunkt durch einen visuellen Flammenwächter erkannt, dessen Signal notwendig ist für den Fortlauf der Start- und Hauptsequenz. Bei ausbleibendem Signal wird direkt in die Endsequenz übergegangen. Zum Zeitpunkt $t_0 - t_{\text{start}} \approx -8\text{s}$ wird auf eine mittlere Startmenge bei wasserstoffreichem Gemisch zwischen 0.6 und 0.8 hochgefahren (BILD 8b) um den Wärmeeintrag in das Modell zu mini-

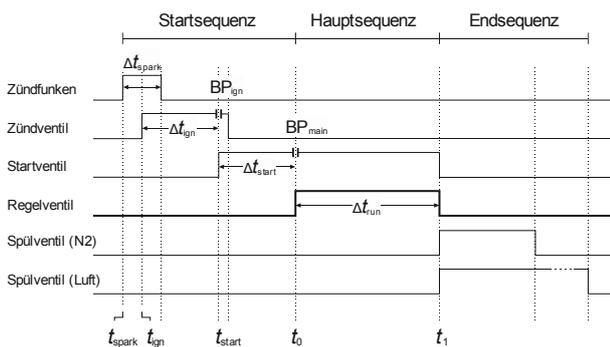


BILD 7. Timing-Diagramm der Gesamtprozedur eines Heißgastests ohne Windkanalströmung

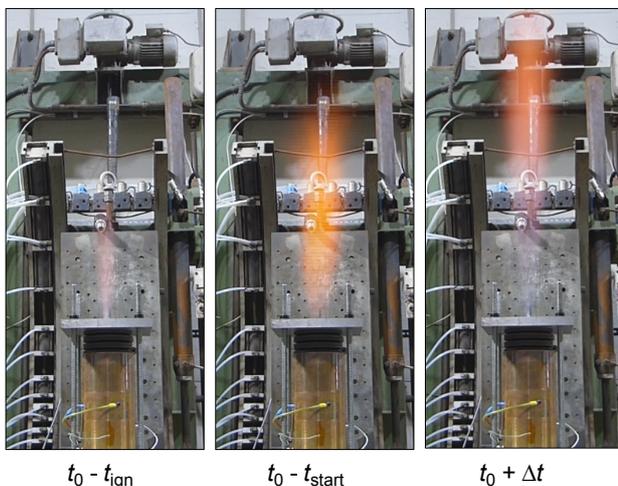


BILD 8. Vor- und Hauptsequenz eines Heißgastests unter Verwendung der Testbrennkammer

mieren. Dieser Zustand wird konstant gehalten, bis die Regelung zum Zeitpunkt t_0 freigegeben wird. Die optionalen Haltepunkte BP_{ign} und BP_{start} können genutzt werden um die fest eingestellten Durchflüsse der Zünd- und Startmenge feineinzustellen. Im Haltepunkt BP_{start} wird unterdessen das Hochfahren des Windkanals bei kritisch durchströmter Modelldüse und somit ohne Rückwirkungen auf die Brennkammer ermöglicht.

Während der Hauptsequenz (BILD 8c) ist der Regler aktiv und kann in verschiedenen Modi betrieben werden: 1) geschlossener Regelkreis (Massenstromregelung), 2) konstante Ventilstellung, 3) offener Regelkreis (Massenstromsteuerung). In der Praxis werden die Testbedingungen in der Regel über eine Kombination der Modi 3 und 1 angefahren. Die zunächst aktive Steuerung modelliert den Prozess mithilfe aller zur Verfügung stehender sensorischer Informationen und berechnet eine für den gewünschten Durchfluss erforderliche Ventilstellung, die innerhalb kürzester Zeit ($<0.5\text{s}$) vom Ventil angefahren wird. Der dabei entstehende Offset vom gewünschten Durchfluss (in der Regel ca. 15%) wird dann mithilfe der Massenstromregelung minimiert. Ist die gewünschte Ventilstellung vorab bekannt, so kann der Endzustand direkt innerhalb der Ventilstellzeit angefahren werden.

Nach der Hauptsequenz kann eine automatische Stickstoff-Spülung der Rohrleitungen und der Brennkammer aktiviert werden um bestmögliche Kühlung zu gewährleisten. Zur sicheren Wiederherstellung der Atmosphäre innerhalb der Testkammer wird eine zusätzliche Druckluftspülung mit 5-facher Luftwechselrate durchgeführt.

3. INBETRIEBNAHMETESTS

Die Inbetriebnahme der H₂/O₂ Anlage wurde mithilfe der Testbrennkammer durchgeführt. Die sich einstellenden Brennkammerdrücke und Temperaturen sind hierbei aufgrund der identischen Geometrie vergleichbar mit zukünftigen Windkanalexperimenten. Während der Inbetriebnahme wurden unterschiedliche Betriebspunkte und Betriebsmodi angefahren um das Verhalten der Prozesssteuerung, des Materials und des Abgasstrahls zu evaluieren.

3.1. Testumfang

Die durchgeführten Tests sind in BILD 9 zur Übersicht im Betriebsdiagramm des Gesamtaufbaus dargestellt. Der Betriebsbereich ist auf den Düsenhals $D_{\text{th}} = 11\text{mm}$, einen maximalen Auslegungsdruck von 70 bar und wasserstoffreiches Gemisch begrenzt um die durch die Testbrennkammer aufgeprägten Rahmenbedingungen zu berücksichtigen. Die im Diagramm dargestellten Kurzbezeichnungen der Inbetriebnahmetestläufe sind für erfolgreiche Tests mit vollständiger und interner Verbrennung grün gekennzeichnet. Solche mit unvollständiger oder externer Verbrennung sind rot gekennzeichnet. Die Unterscheidung dieser Zustände wird anhand verschiedener Merkmale in den Prozessdaten vorgenommen (Abschnitt 3.2). Unvollständige oder externe Verbrennung tritt auf, wenn die Transiente des Mischungsverhältnisses im Laufe des Anlagenstarts den Zündbereich ($\text{OFR} < 0.5$) verlässt. Um dem zu entgegen, werden kritische Testzustände in der Nähe der theoretischen Zündgrenze über eine vordefinierte Stufenfunktion kontrolliert angefahren. Testläufe mit signifikanten Abweichungen des erreichten Brennkammerdruckes vom Brennkammerdruck im theoretischen Gleichgewichtszustand ($> 5\%$) werden in orange gekennzeichnet. Der theoretische Gleichgewichtszustand ist in

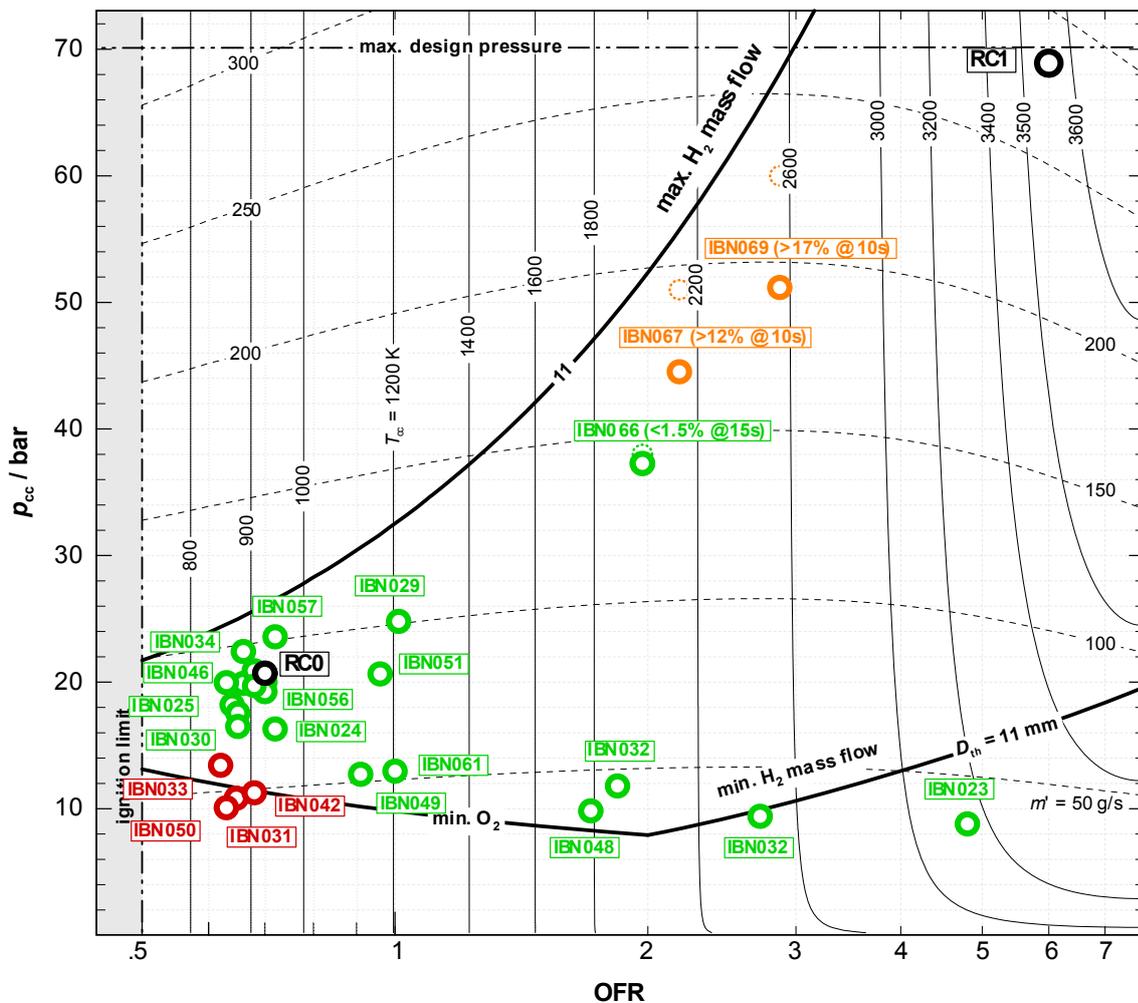


BILD 9. Anlagenbetriebsbereich unter Berücksichtigung der Modellauslegung mit Eintragungen der bisher durchgeführten Testläufe im Rahmen der Inbetriebnahme

diesen Fällen durch einen zusätzlichen gestrichelten Datenpunkt gekennzeichnet. Die relative Abweichung nach entsprechender Testzeit ist zusätzlich angegeben. Im Diagramm werden die Testläufe ab IBN023 dargestellt. Die vorangegangenen Tests wurden mit einem externen Zünd- und Hauptbrenner durchgeführt, um anhand des Flammenbildes die festzusetzenden Zünd- und Startmengen in einem angemessenen Rahmen voreinzustellen. Die festgelegten Werte liegen für die Zündmenge bei 0.33 g/s (H_2) und 1.48 g/s (O_2) bei einem Mischungsverhältnis von 4.4 mit stabiler, leicht rauschender Flamme. Für die Startmenge wird der Sauerstoffdurchfluss konstant gehalten und der Wasserstoffanteil zu einem Mischungsverhältnis $OFR=0.7$ auf 2.20 g/s angehoben. In diesem Betriebspunkt verlässt 90% des zugeführten Wasserstoffs die Brennkammer ohne an der Verbrennung teilzunehmen. Hierdurch wird eine möglichst kalte Verbrennung bei minimalem Massenstrom erreicht während die Regelfreigabe vorbereitet wird. Die Einstellwerte der Zünd- und Startmenge werden zur Übersicht in TAB 3 aufgelistet. Testläufe IBN023 bis IBN046 wurden durchgeführt um die Funktionalität der unterschiedlichen Betriebsmodi herauszustellen. Hierunter fallen auch Tests die durch manuelle Vorgabe der Regelventilstellung außerhalb des theoretischen Betriebsbereiches der Anlage liegen. Die Genauigkeit der entsprechenden Massenströme kann in diesen Fällen von der zuvor spezifizierten Messgenauigkeit ab-

weichen. Die Tests IBN047 bis IBN065 dienen der Optimierung der Regelparameter. Dies wird bis zur vollständigen Erschließung des Betriebsbereiches der Testbrennkammer fortgesetzt. Mit den Tests IBN066 bis IBN069 wird Material und Funktionalität der Testbrennkammer bei steigenden Betriebsbedingungen untersucht. IBN066 zeigt hierbei erstmalig eine deutliche Konturänderung der scharfkantigen Düsenaustrittskante im Falle der Molybdändüse. IBN067 und IBN069 zeigen im weiteren Verlauf einen Abtrag mit seitlicher Kammerausbildung im Bereich des hinteren Düsenhalses. Gleichzeitig zeigt sich im divergenten Düsenteil eine Aufdickung in Form axial ausgeprägter Fingerstrukturen welche trotz deutlichem Unterschreiten der Schmelztemperatur auf eine übermäßige Scherbelastung bei den im Düsenhals auftretenden Temperaturen zurückzuführen ist. An dieser Stelle werden die Untersuchungen mit den alternativen Düsenkonzepten fortgesetzt. Die typische Testdauer für Versuche mit Brennkammertemperaturen unterhalb 1200 K liegt bei ca. 30 bis 35 s ohne Feststellung von Schäden. Im Fall IBN066 liegt eine ausgewertete Testzeit von 15 s vor, für darüber liegende Testfälle liegt diese bei 10 s. Gemessen an der relativen Abweichung des sich nach Ablauf der Testzeit einstellenden Brennkammerdruckes kann eine Bewertung der Konvergenz des jeweiligen Betriebspunktes vorgenommen werden. Es zeigt sich, dass im Fall von IBN066 diese

	Zündflamme	Startflamme
\dot{m}_{O_2} / (g/s)	1.48	1.48
\dot{m}_{H_2} / (g/s)	0.33	2.20
OFR	4.4	0.7

TAB 3. Grundeinstellwerte der Zünd- und Startflamme

	Min.	Max.
\dot{m}_{ges} / (g/s)	41.10 (33.27)	233.64
p_{cc} / bar	8.8	51.2
T_{cc} / K	≈ 870	≈ 2550 (3160)
OFR	0.63	2.9 (4.9)

TAB 4. Erschlossener Betriebsbereich der Anlage mit Testbrennkammer (Hauptflamme)¹; Temperaturen aus eindimensionaler Gleichgewichtsrechnung²

bereits nach ca. 15s einen Wert >98.5% erreicht. Die Fälle IBN067 und IBN069 zeigen relative Abweichungen >12%, bzw. >17% nach Ablauf der Testzeit. Die Datenpunkte werden in diesen Fällen auf den primären Achsen (OFR, p_{cc}) erfasst. Die tatsächlich vorliegenden Massenströme können an den theoretischen Gleichgewichtszuständen (gestrichelte Datenpunkte) abgelesen werden. Reproduzierbarkeit von Messungen kann mit dem vorliegenden Modellkonzept in diesen Fällen nur durch identische Zünd- und Hochfahrvorgänge erreicht werden. Hierzu müssen ebenfalls die initialen Temperaturen im Modell berücksichtigt werden. Der aus BILD 9 ablesbare, momentan in der Haupttestsequenz erschlossene Betriebsbereich der Anlage in Kombination mit der Testbrennkammer wird zur Übersicht in TAB 4 aufgelistet.

3.2. Prozessdaten

3.2.1. Startsequenz

Die in Abschnitt 2.6 beschriebene Startsequenz wird in BILD 10 als Messschrieb der Massenströme von Wasserstoff und Sauerstoff in der Haupt- und Zündleitung dargestellt. Zum Zeitpunkt $t=0$ erfolgt anschließend an die gekennzeichneten Zünd- und Startmengen die Regelfreigabe und somit das Öffnen der Regel- und Absperrventile in der Hauptleitung. Die dargestellten Signalverläufe stellen die ungefilterten und unverarbeiteten direkten Analogsignale bei einer Aufnahme Frequenz von 1 kHz dar. Sämtliche sensoreigenen Verarbeitungsschritte bzgl. des Signaleingangs wie auch des Signal-Ausgangs sind deaktiviert. Zur besseren Interpretation werden die Signale mit einem laufenden Mittelwert in einem Mittelungsintervall von 200 ms überlagert (weiße Linien). Zusätzlich wird die Wasserstoffmengenmessung in der Zündleitung dargestellt (orange). Sie erweitert den Messbereich der Hauptmengenmessung für den Bereich der niedrigen Zündmengen. Die Peaks zu den Zeitpunkten t_{ign} und t_{start} sind auf Öffnungsvorgänge der entsprechenden Absperrventile zurückzuführen. Sie zeigen das Füllverhalten der nachgeschalteten Rohrleitungsabschnitte. Eine Übersicht der Zünd- und Startmengen kann TAB 3 entnommen werden.

¹ Werte in Klammern (IBN023) wurden außerhalb des theoretischen Betriebsbereiches der Anlage aufgenommen und stellen keinen repräsentativen Belastungsfall dar.

² Zur Zeit der Berichtslegung laufen weitere Tests zur fortschreitenden Charakterisierung.

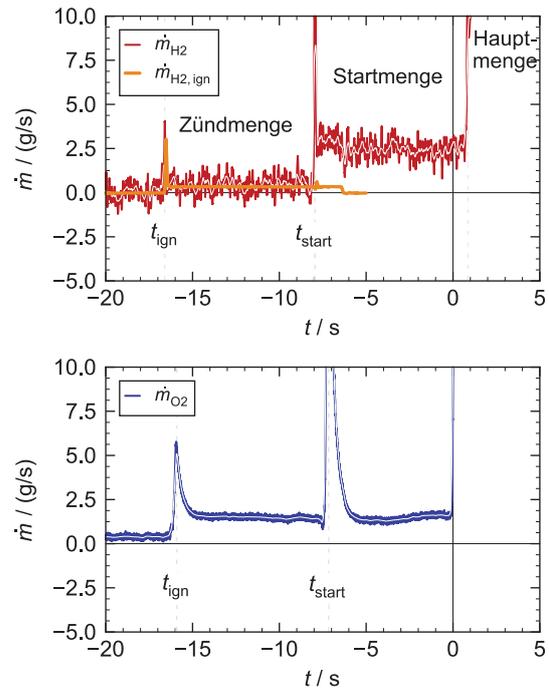


BILD 10. Ungefilterte Signalverläufe der Wasserstoff- und Sauerstoffmassenströme in der Startsequenz

3.2.2. Gemittelte Referenzmessung (IBN046)

Nachfolgend wird in BILD 11 zur übersichtlichen Referenz ein exemplarischer Testfall (IBN046) anhand der insgesamt aufgezeichneten Prozessdaten dargestellt. Er zeigt den unteren Referenzzustand RC0 (vgl. TAB 1) bei niedriger Brennkammertemperatur und einer Testzeit von 30 s. Der Test wurde bei konstanter Ventilstellung (Modus 2) mit Sollwerten von 10.5% und 62.5% für die Sauerstoff- und Wasserstoffventilstellungen durchgeführt. Es werden die vollständigen Daten zur Charakterisierung der Ein- und Ausströmmzustände präsentiert. Die Signale sind mit einer Aufnahme Frequenz von 1 kHz aufgenommen und zur besseren Übersicht in einem Intervall von 500 ms laufend gemittelt. In der Nachbearbeitung wurden die Messverläufe anhand eines TTL Signals synchronisiert und auf den Beginn der Haupttestsequenz referenziert. Die ansteigenden und abfallenden Flanken des Triggers, die die Haupttestzeit definieren sind in den Diagrammen anhand senkrechter Linien gekennzeichnet.

BILD 11a zeigt die Massenstrommessungen in der Hauptleitung. Nach einem steilen Anstieg mit schwachem Überschwingen stellt sich ein nahezu konstanter Massenstrom nach ca. 8 s ein, wobei in diesem Fall zum Anfahren der Testbedingungen eine Stufenfunktion von 5 s Dauer hinterlegt ist. Der leicht abfallende O_2 -Massenstrom im Bereich 6...30 s wird hervorgerufen durch das Proportionalverhalten des Vordruck-Reglers. Dies wird unter normalen Testbedingungen durch den geschlossenen Regelkreis ausgeglichen. Die Mittelwerte der erreichten Testbedingung werden automatisiert in den letzten 2 s vor Ende der Haupttestsequenz ausgewertet. In diesem Fall liegen sie bei 53.62 g/s (H_2) und 34.02 g/s (O_2).

Das Mischungsverhältnis (BILD 11b) wird im Post-Processing aus den Massenströmen berechnet. Der abfallende O_2 -Massenstrom führt hier zu einer Verschiebung in Richtung wasserstoffreicherem Gemisch mit steigender Testzeit. Der laufende Mittelwert befindet sich innerhalb der Haupttestsequenz zwischen 0.676 und 0.625 mit ei-

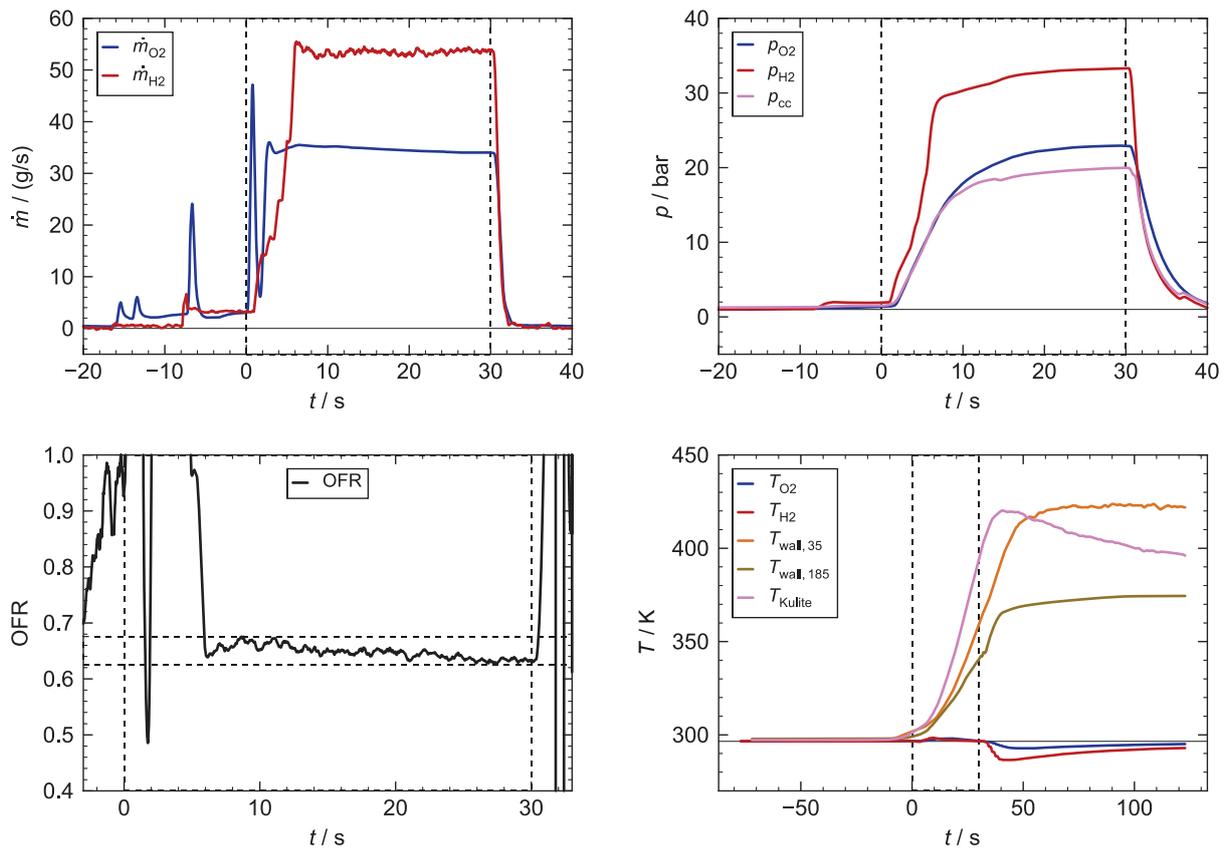


BILD 11. Laufende Mittelwerte der Prozessdaten eines exemplarischen Testfalls (IBN046) im Referenzzustand RC0

nem entsprechenden Mittelwert im Auswertungsintervall von 0.634. Durch das verzögerte Hochfahren des H₂-Massenstroms wird der Testzustand aus Richtung sauerstoffreichen Gemisches erreicht. Dies verhindert ein Erlöschen der internen Verbrennung. Der Anstieg des Brennkammerdruckes bis hin zu einem nahezu stationären Zustand benötigt eine wesentlich längere Testzeit (BILD 11c). Er ist unterteilt in eine steile Anstiegsphase ($0 < t < 7\text{s}$) und einen kontinuierlichen, flachen Anstieg bis hin zum Gleichgewichtszustand ($7\text{s} < t < 30\text{s}$). Der steile Anstieg wird hierbei durch den transienten Füllprozess der Rohrleitung und der Brennkammer hervorgerufen. Im Anschluss an diesen Vorgang wird ein momentanes mechanisches Gleichgewicht erreicht. Der weitere flache Anstieg wird daraufhin durch eine kontinuierlich steigende Brennkammertemperatur hervorgerufen. Mit Annäherung der Wandtemperaturen an den theoretischen Gleichgewichtszustand sinken die Änderung des Wandwärmestroms und somit auch die Änderung des Brennkammerdruckes. Dieser liegt im Auswertungsintervall bei 19.96 bar.

Für einen vollständigen Überblick zeigt BILD 11d die Temperaturmessungen der H₂- und O₂-Zuleitung sowie der äußeren Wandtemperaturmessungen und der Position des Druckaufnehmers. Die Positionierung der äußeren Temperatursensoren wird anhand des charakteristischen Verlaufs der in [18] gemessenen axialen Temperatur- und Wärmestromverteilung entlang der inneren Brennkammerwand vorgenommen. Dort wird ein Maximum der Wandtemperatur zwischen 1-2" stromab der Brennkammerbasis erreicht (vgl. T_{wall} bei $x=35\text{mm}$). Bis zu einem Abstand von ca. 7" zur Brennkammerbasis fällt der zwi-

schzeitig maximalen Wärmestrom auf Höhe des anfänglichen Wertes direkt an der Brennkammerbasis ab (vgl. T_{wall} bei $x=185\text{mm}$). Auf diese Weise können qualitative Abschätzungen für höhere Drücke und Mischungsverhältnisse im Rahmen der Untersuchungen in [18] durchgeführt werden.

Zu den für IBN046 gemessenen mittleren Größen im Auswertungsintervall (OFR, p_{cc}) kann der theoretische Gesamtmassenstrom berechnet und mit der Messung verglichen werden. Dies ergibt für den dargestellten Testfall $(\dot{m}_{\text{eq}} - \dot{m}_{\text{exp}}) / \dot{m}_{\text{eq}} = 0.002$. Die Konvergenz des dargestellten Testfalles liegt demnach bei >99% nach einer Testzeit von 30s.

3.2.3. Ungefilterte Signale

BILD 12 stellt die durch die Mittelung der Signale fehlenden Informationen zu den Prozessdaten aus BILD 11 zur Verfügung. Die Signale werden in einem Zeitfenster von 500ms innerhalb des Auswertungsintervalls als Schwankungsgrößen um ihren jeweiligen Mittelwert dargestellt. Dieser ist auf der Ordinate aufgetragen. Zusätzlich wird ein $\pm 1\%$ Schwankungsintervall in Form gestrichelter Linien dargestellt um eine intuitive Erfassung des Signalfluktuations-Verhältnisses (SNR) zu ermöglichen. Für die Drücke und Temperaturen in den Eingangszuständen liegen hochwertige Signale mit $\text{SNR} > 35.000$ vor. Der Brennkammerdruck hingegen weist starke Schwankungen auf, welche auf akustische Phänomene innerhalb der Brennkammer zurückzuführen sind und nicht die Signalqualität widerspiegeln. Eine Auswertung des Signal-Rausch-Verhältnisses ist in diesem Fall, wie auch im Fall

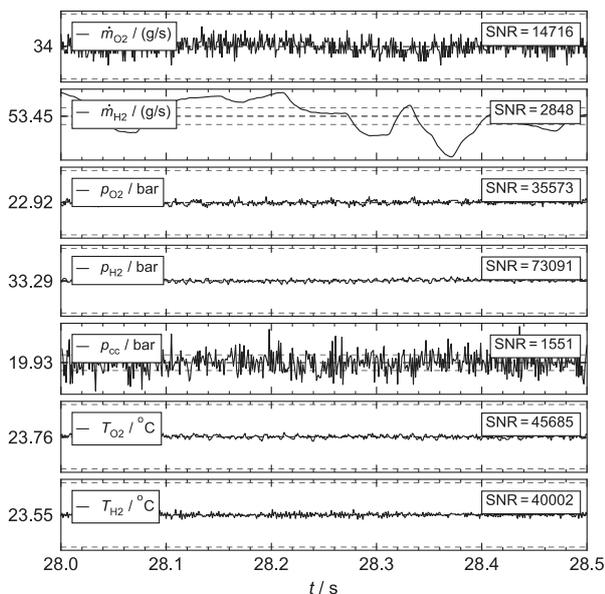


BILD 12. Ungefilterte Signalverläufe für den exemplarischen Referenzfall RC0

der Durchflussmessungen nicht aussagekräftig, da der Messwert durch instationäre Phänomene bestimmt wird. Die Unterschiede in den Schwankungen im Vergleich der Wasserstoff- und Sauerstoffmessungen sind auf unterschiedliche Sensorhersteller- und typen zurückzuführen. Bei gleichem Messprinzip zeigt die Wasserstoffdurchflussmessung typische zeitlich aufgelöste Fluktuationen im gesamten Messbereich von ca. $\pm 5\%$ des Mittelwertes. Sie werden im Fall der Sauerstoffmessung aufgrund einer sensorspezifischen Dämpfung, welche aus der Trägheit des Messaufbaus resultiert unterdrückt. Das im Fall der Wasserstoffmessung ausbleibende Messrauschen ist auf eine minimale Dämpfung des Ausgangs-Signals von 0.01 s zurückzuführen.

4. FAZIT UND AUSBLICK

Nach langer Zeit der Entwicklung und Planung wurde die angekündigte Versorgungsanlage für Interaktionsuntersuchungen an Raketenhecks mit heißen Treibstrahlen im Rahmen der Arbeiten des TRR40 B mithilfe der beschriebenen Testbrennkammer Anfang 2017 in Betrieb genommen. Die neu errichtete H_2/O_2 Versorgungsanlage erweist sich als geeignet für den Betrieb von kleinskaligen Raketebrennkammern. Zuverlässige Zündung und Flammenerkennung sowie das wiederverwendbare Design ermöglichen einen reibungsfreien Betrieb mit geringen Vorbereitungszeiten für das Modell und den Testaufbau.

Niedrige Testbedingungen von ca. 20 bar Brennkammerdruck und 925 K Brennkammertemperatur ermöglichen es konstante Brennkammerbedingungen für mehrere Sekunden aufrecht zu erhalten. Ein Zustand theoretischen Gleichgewichts innerhalb der Brennkammer kann näherungsweise bis zu mittleren Testbedingungen von ca. 35 bar und 2000 K für kurze Zeit erreicht werden. Maximale Brennkammerdrücke und Temperaturen von ca. 51 bar und 2500 K konnten bisher getestet werden. Mithilfe alternativer Konzepte für die Modelldüse wird der Betriebsbereich in weiteren Untersuchungen auf bis zu 70 bar und 3600 K erweitert. Zusätzlich zur Versorgungsanlage hat sich demnach auch das Brennkammerkonzept in Anlehnung an die Arbeiten der PennState University als

geeignet für die angestrebten Testzustände vor allem im Bereich hohen Wasserstoffüberschusses erwiesen.

Der nächste Schritt zu hochqualitativen Interaktionsuntersuchungen ist daher die Bereitstellung eines Windkanalmodells mit integrierter Brennkammer. Das Windkanalmodell kombiniert dabei die Erfahrungen aus vorangegangenen Heckströmungsuntersuchungen, u.a. im TRR40 B und den Erfahrungen erster heißer Tests mithilfe der Testbrennkammer sowie dem veröffentlichten Wissen aus benannter Literatur. Aufgrund steigender Anforderungen durch niedrigere Außendimensionen und damit einhergehenden Wandstärkenreduzierungen sind von nun an hochwarmfeste Materialien für die Bewältigung der thermischen Belastung notwendig. Als zukünftigen Auslegungszustand wurde eine homogene Temperaturverteilung von 1400 K und 70 bar als Materialbelastung für die Schubkammer des Windkanalmodells angenommen. Dies deckt den gesamten Betriebsbereich der aktuellen Testbrennkammer ab, wodurch Testzeiten für die Interaktionsuntersuchungen in ähnlicher Größenordnung verglichen mit denen aktueller Tests zu erwarten sind.

Erste Langzeittests mit konstanten Brennkammerbedingungen in Kombination mit Außenströmung sind für die erste Jahreshälfte 2018 geplant. Die daraus zu erwartenden Ergebnisse werden einen entscheidenden Beitrag zu der im SFB TRR40 zu generierenden Datenbasis bzgl. dynamischer Lasten im Heckbereich von Trägerraketen leisten. Gleichzeitig können die erzeugten Daten zur Validierung numerischer Simulationen der komplexen Heckströmung herangezogen werden.

REFERENZEN

- [1] R. W. Boswinkle. Aerodynamic Problems of Space Vehicles. In *Aerodynamics of Space Vehicles*, SP-23, S. 1–9, Washington, D.C., 1962. National Aeronautics and Space Administration, Office of Scientific and Technical Information.
- [2] S. David und S. Radulovic. Prediction of Buffet Loads on the Ariane 5 Afterbody. In *6th Symposium on Launcher Technologies*, München, Deutschland, 8.–11. Nov. 2005.
- [3] A. Roshko und G. J. Thomke. Observations of Turbulent Reattachment behind an Axisymmetric Downstream-Facing Step in Supersonic Flow. *AIAA Journal*, 4(6):975–980, Juni 1966.
- [4] H. V. Fuchs, E. Mercker und U. Michel. Large Scale Coherent Structures in the Wake of Axisymmetric Bodies. *Journal of Fluid Mechanics*, 93(01):185–207, 1979.
- [5] P.-E. Weiss, S. Deck, J.-C. Robinet und P. Sagaut. On the Dynamics of Axisymmetric Turbulent Separating/Reattaching Flows. *Physics of Fluids*, 21(7):1–8, 2009.
- [6] C. F. Schueller. Interactions Between the External Flow and Rocket Exhaust Nozzle. IAS Paper No. 59-133, Institute of the Aeronautical Sciences, New York, 1959.
- [7] N. Adams, C. Stemmer, R. Radespiel, T. Sattelmayer, W. Schröder und B. Weigand. SFB-Transregio 40: Technologische Grundlagen für den Entwurf thermisch und mechanisch hochbelasteter Komponenten zukünftiger Raumtransportsysteme – Motivation und Struktur. In *60. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Bremen, Deutschland, 27.–29. Sept. 2011.
- [8] R. Radespiel, C. Glatzer, K. Hannemann, D. Saile, S. Scharowski, J. Windte, C. Wolf und Y. You. SFB-Transregio 40: Heckströmungen. In *60. Deutscher*

Luft- und Raumfahrtkongress, Bremen, Deutschland, 27.–29. Sept. 2011.

- [9] V. Statnikov, M. Meinke und W. Schröder. Reduced-order analysis of buffet flow of space launchers. *Journal of Fluid Mechanics*, 815:1–25, März 2017.
- [10] V. Statnikov, S. Stephan, K. Pausch, M. Meinke, R. Radespiel und W. Schröder. Experimental and numerical investigations of the turbulent wake flow of a generic space launcher at $M = 3$ and $M = 6$. *CEAS Space Journal*, 8(2):101–116, 2016.
- [11] S. Stephan und R. Radespiel. Propulsive jet simulation with air and helium in launcher wake flows. *CEAS Space Journal*, 9(2):195–209, 2017.
- [12] D. Saile, A. Gülhan, A. Henckels, C. Glatzer, V. Statnikov und M. Meinke. Investigations on the turbulent wake of a generic space launcher geometry in the hypersonic flow regime. *Progress in Flight Physics*, 5:209–234, 2013.
- [13] D. Saile, D. Kirchheck, A. Gülhan und D. Banuti. Design of a Hot Plume Interaction Facility at DLR Cologne. In *Proceedings of the 8th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, Lissabon, Portugal, 2.–6. März 2015.
- [14] M. J. Foust, S. Pal und R. J. Santoro. Gaseous propellant rocket studies using raman spectroscopy. In *32nd AIAA, ASME, SAE, and ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA Paper 96-2766, Lake Buena Vista, Florida, 1.–3. Juli 1996.
- [15] H. Emunds. Contribution of the Institute für Angewandte Gasdynamik of the DFVLR, Porz-Wahn. In A. Ferri und H. Riedel (Editoren), *Improved Nozzle Testing Techniques in Transonic Flow*, Number 208. North Atlantic Treaty Organization, Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1975.
- [16] D. Saile, J. Pohl und A. Gülhan. Investigation of Hot Plume-External Flow Interaction in the Near-Wake Region of a Generic Space Transportation System Geometry in High Subsonic Flow Regime. In C. Stemmer, N. A. Adams, O. J. Haidn, R. Radespiel, T. Sattelmayer, W. Schröder und B. Weigand (Editoren), *Sonderforschungsbereich/Transregio 40 – Annual Report 2013*, S. 81–93. Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik, Technische Universität München, 2013.
- [17] D. Saile, D. Kirchheck, A. Gülhan, C. Serhan und V. Hannemann. Design of a GH₂/GOX Combustion Chamber for the Hot Plume Interaction Experiments at DLR Cologne. In *Proceedings of the 8th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, Lissabon, Portugal, 2.–6. März 2015.
- [18] W. M. Marshall, S. Pal, R. D. Woodward und R. J. Santoro. Benchmark Wall Heat Flux Data for a GO₂/GH₂ Single Element Combustor. In *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, Arizona, 10.–13. Juli 2005.