

EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNGEN ZUR FILMKÜHLUNG IN EINER SUBSCALE-BRENNKAMMER MIT LOX/CH₄-VERBRENNUNG

R. Arnold* D. Suslov, O. J. Haidn†

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR), Institut für Raumfahrtantriebe,
Lampoldshausen, D-74239 Hardthausen

Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit beschreibt den Einsatz der Filmkühlung mit gasförmigem Methan in einer LOX/Methan-Subscale-Brennkammer am Prüfstand P8 des DLR Lampoldshausen bei Brennkammerdrücken von bis zu 70 bar. Der Kühlfilm wurde dabei durch eine tangentiale Schlitzausblasung am Einspritzkopf in die Brennkammer eingeführt. Die durch den Kühlfilm erreichte Temperaturabsenkung an der Brennkammerwand sowie die Filmkühleffektivität werden sowohl in axialer Richtung als auch injektorabhängig in Umfangsrichtung analysiert und diskutiert.

1. NOMENKLATUR

Formelzeichen

<i>b</i>	Schlitzbreite	(mm)
<i>d</i>	Wandabstand	(mm)
<i>M</i>	Ausblaserate	(-)
<i>T</i> _{ad}	Adiabate Wandtemperatur	(K)
<i>T</i>	Temperatur	(K)
<i>p</i>	Druck	(bar)
<i>r</i>	Brennkammerradius	(mm)
<i>ROF</i>	Mischungsverhältnis	(-)
<i>s</i>	Schlitzhöhe	(mm)
<i>t</i>	Zeit	(s)
<i>u</i>	Geschwindigkeit	(m/s)
<i>x</i>	Filmlauflänge	(mm)
ΔT	Temperaturdifferenz	(K)
η	Adiabater Filmwirkungsgrad	(-)
Θ	Wirkungsgrad der Filmkühlung	(-)
ρ	Dichte	(kg/m ³)
ξ	Winkel im Injektor-Dreieck	(°)

Indizes

2	Filmzustand an der Ausblasestelle
0	ohne Kühlfilm
cc	Heißgas (combustion chamber)
f	mit Kühlfilm
ges	gesamt
W	Wand

*Autor: Doktorand, e-mail: richard.arnold@dlr.de

†Leiter Abteilung Technologie

2. ÜBERSICHT

Neben der hochenergetischen Treibstoffkombination LOX/LH₂, die für aktuelle Erststufenantriebe wie das Vulcain 2 oder das Space Shuttle Main Engine (SSME) verwendet wird, gewinnen inzwischen alternative Kohlenwasserstoff-Treibstoffkonzepte an Bedeutung für die Entwicklung zukünftiger europäischer Raumtransporter. Besonders die Treibstoffkombination LOX/CH₄ (sog. *green propellants*) besitzt dabei das Potential, sowohl zukünftige wiederverwendbare Booster als auch Oberstufen anzutreiben. Im Vergleich zu Kerosin, welches hauptsächlich in russischen Booster-Triebwerken (z. B. RD-170, RD-180) eingesetzt wird, können durch die Verwendung von Methan ein höherer spezifischen Impuls, ein geringerer Druckverlust in den Kühlkanälen bei besseren Kühleigenschaften sowie weniger Rußablagerungen an der Brennkammerwand erreicht werden. Im Gegensatz zu Kerosin-Triebwerken befinden sich Antriebe mit Methan allerdings noch im Entwicklungsstadium.^{1,2}

Filmkühlung ist eine weitverbreitete Kühlmethode in Raketenantrieben, um die Brennkammerwand vor dem Einfluss des Heißgases zu schützen. Dabei wird ein entweder flüssiger oder gasförmiger Film durch einen in der Brennkammer positionierten Filmleger eingeblasen und bildet eine Schutzschicht zwischen Brennkammerwand und Heißgas.

Fast sämtliche Erststufenantriebe moderner Trägerraketen, wie z. B. das SSME oder das Vulcain 2 der europäischen Trägerrakete Ariane 5, verwenden

das Prinzip der Filmkühlung.³

Ein wichtiger Punkt für zukünftige Hochleistungsantriebe ist neben der Erhöhung der Wirtschaftlichkeit auch eine Steigerung der Zuverlässigkeit und der Effektivität. Durch den weiteren Einsatz aktueller regenerativ gekühlter Brennkammertechnologien sind diese Ziele nicht zu erreichen. Neben der Entwicklung neuartiger temperaturbeständiger Werkstoffe steht eine zunehmende Kombination unterschiedlicher Kühlmethoden (z. B. Regenerativ- und Filmkühlung) bei der Entwicklung neuartiger Antriebskonzepte im Vordergrund.

3. FILMKÜHLUNG IN RAKETEN-BRENNKAMMERN

Durch die Verwendung der Filmkühlung in hochbelasteten Raketenantrieben kann eine signifikante Reduzierung der Wärmebelastung bei einem akzeptablen Leistungsverlust des Triebwerkes erreicht werden. Kennzeichnend für die Filmkühlung ist, dass nicht nur der Bereich der Ausblasestelle geschützt wird, sondern durch den Aufdickungseffekt der Grenzschicht auch eine Kühlwirkung für den stromabwärts liegenden Bereich erfolgt. Aktuelle Erststufenantriebe verwenden Filmkühlung sowohl am Injektor (z. B. Vulcain 2, SSME), entweder über eine Schlitzausblasung des Kühlmediums oder durch eine *ROF*-Reduzierung in Wandnähe, als auch im Bereich des engsten Querschnittes (z. B. RD-170).

Zur Beschreibung der erreichten Filmkühleffektivität stromabwärts einer Ausblasestelle wird in der Literatur häufig das auf die adiabate Wandtemperatur bezogene Temperaturverhältnis verwendet:⁴⁻⁶

$$(1) \quad \eta = \frac{T_{ad} - T_{cc}}{T_2 - T_{cc}}$$

Dieser Ansatz ist in einer Raketenbrennkammer nicht anwendbar, da die adiabate Wandtemperatur sehr viel größer ist als die zulässige Wandtemperatur des Brennkammermaterials. In einer Brennkammer, die eine Kombination von Regenerativ- und Filmkühlung verwendet, wird zur Beurteilung der lokalen Filmkühleffektivität das Temperaturverhältnis $\Theta(x)$ eingesetzt. Hierbei wird die durch Filmkühlung erreichte Temperaturabsenkung bezogen auf die theoretisch maximal mögliche Temperaturreduzierung:^{7,8}

$$(2) \quad \Theta(x) = \frac{T_{W,0}(x) - T_{W,f}(x)}{T_{W,0}(x) - T_2}$$

Der Filmwirkungsgrad Θ wird für den Fall $T_{W,f}(x) = T_{W,0}(x)$ zu null, während sich für den Fall, dass die Wand die Injektionstemperatur des Kühlmediums T_2 annimmt, ein Wirkungsgrad von 1 ergibt.

Um eine bessere Vergleichbarkeit mit anderen Ergebnissen zu bekommen, wird häufig anstatt der absoluten Koordinate x die dimensionslose, auf die Schlitzhöhe s bezogene Filmlauflänge x/s zur Beurteilung der Filmkühleffektivität verwendet.^{5,9}

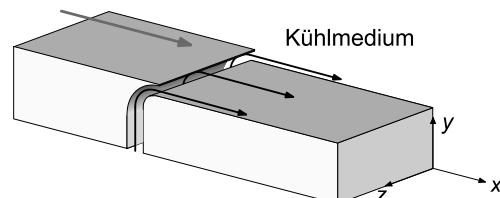
Die Ausblaserate M gibt das Impulsstromverhältnis zwischen Film- und Hauptströmung wieder und ist eine charakteristische Größe zur Beschreibung der Filmkühlung:^{5,9}

$$(3) \quad M = \frac{(\rho u)_2}{(\rho u)_{cc}}$$

Im Allgemeinen ist eine Steigerung der Ausblaserate verbunden mit einer verbesserten Kühlfilmefektivität, was in experimentellen Untersuchungen bis $M \approx 3$ bestätigt wurde.^{6,9}

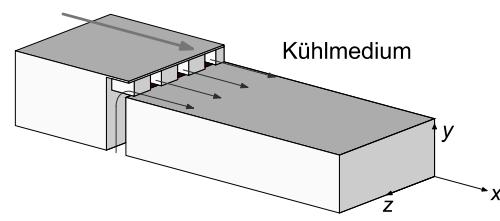
BILD 1 zeigt zwei unterschiedliche Möglichkeiten tangentialer Schlitzausblasung. Während im Hinblick auf eine möglichst homogene Verteilung des Kühlmediums in der Brennkammer eine kontinuierliche Ausblasung (siehe BILD 1 (a)) einer Ausblasung aus Einzelschlitten (siehe BILD 1 (b)) vorzuziehen ist, kann dies jedoch aus konstruktiven Gründen nicht immer umgesetzt werden.

Hauptströmung



(a) Kontinuierliche Ausblasung

Hauptströmung



(b) Schlitzausblasung

BILD 1: Tangentiale Filmausblasung

4. EXPERIMENTELLER AUFBAU

Sämtliche Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit wurden am Europäischen Forschungs- und Technologieprüfstand P8 des DLR Lampoldshausen unter Verwendung des Methanversorgungssystems¹⁰ sowie der Subscale-Brennkammer „B“¹¹ durchgeführt.

4.1. DLR-Subscale Brennkammer „B“

Brennkammer „B“ (siehe BILD 2) besteht aus einer Reihe wassergekühlter zylindrischer Segmente mit jeweils 50 mm Länge und einem Düsensegment mit einem Düsenhalsdurchmesser von 28 mm bei einem Brennkammerdurchmesser von 50 mm. Für die Filmkühluntersuchungen wurde ein ebenfalls wassergekühltes 100 mm-Messsegment (siehe Kapitel 4.1.2) entwickelt, das während der Testkampagne an unterschiedlichen axialen Positionen zwischen den Standardsegmenten in die Brennkammer integriert wurde. Dadurch war es möglich, ein detailliertes Temperaturbild über einen ausgedehnten axialen Bereich von Injektornähe bis kurz vor den engsten Querschnitt der Brennkammer messtechnisch zu erfassen.

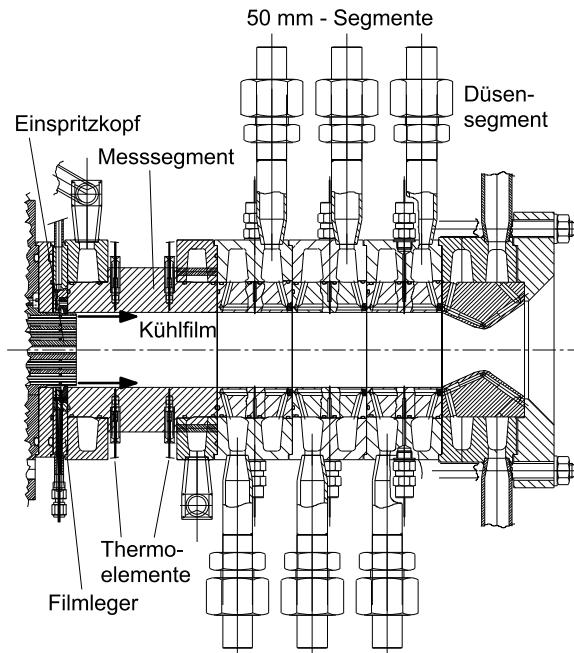


BILD 2: Subscale-Brennkammer „B“

4.1.1. Einspritzkopf und Filmleger

Der Einspritzkopf von Brennkammer „B“ besteht aus 15 Koaxialinjektoren, die auf zwei Teilkreis-

sen gleichmäßig angeordnet sind. Dadurch ergeben sich fünf identische Injektor-Dreiecke mit jeweils einem Injektor des inneren und zwei des äußeren Teilkreises (siehe BILD 3).

Der Filmleger umschließt die Injektorvorderplatte (*face plate*) des Einspritzkopfes, wobei die zehn Schlitze für die tangentiale Ausblasung des Kühlfilms an den Winkelpositionen der äußeren Koaxialinjektoren ausgerichtet sind. Die folgenden Untersuchungen beschränken sich aus Symmetriegründen auf die Analyse der Kühlfilmwirkung stromabwärts eines dieser Injektor-Dreiecke. Innerhalb eines Injektor-Dreiecks sind die Ausblaseschlitze zusammen mit den äußeren Koaxialinjektoren bei der Winkelposition $\xi = 0^\circ$ und $\xi = 36^\circ$ angeordnet, der innere Koaxialinjektor befindet sich bei $\xi = 18^\circ$ (siehe BILD 3).

Zur Messung der Filmtemperatur T_2 sind im Grundkörper des Filmlegers zwei Wandthermoelemente angebracht, um den Film direkt vor dem Einblasen in die Brennkammer mit größtmöglicher Genauigkeit beschreiben zu können.

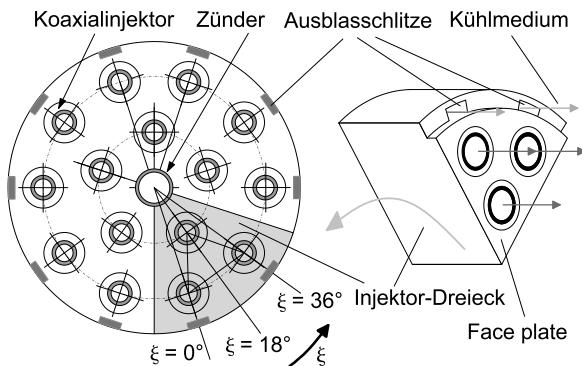


BILD 3: Einspritzkopf und Filmleger

Die charakteristischen Daten und Abmessungen des Filmlegers können TAB. 1 entnommen werden.

Anzahl Ausblaseschlitze	10
Höhe der Schlitze s (mm)	$0,25 \pm 0,015$
Schlitzbreite b (mm)	$3,5 \pm 0,015$

TAB. 1: Daten und Abmessungen des Filmlegers

4.1.2. Messsegment

Das für die Untersuchungen der Filmkühlwirkung entwickelte Messsegment ist mit zwei Ringen mit jeweils zwölf in Umfangsrichtung gleichmäßig angeordneten Wandthermoelementen ausgestattet. Die

Wandthermoelemente werden dabei mit einer Federkraft von ca. 2 N angepresst, was zu einer wesentlichen Verbesserung der Standardabweichung des Messsignals gegenüber ungefederten Thermoelementen bei den während im Versuch auftretenden hohen Beschleunigungseffekten sowie thermischen Längenausdehnungen führt.¹¹

Der Abstand d der Messspitzen der Thermoelemente eines Rings zur Heißgasseite ist abwechselnd mit $d = 1 \text{ mm}$ und $d = 2 \text{ mm}$ ausgeführt. Ein Verdrehen des Messsegmentes um 30° mit anschließender Wiederholung des Tests erlaubt die Bestimmung der Oberflächentemperaturen ($d = 0$) anhand der Annahme einer eindimensionalen Wärmeleitung in der Brennkammerwand bei Verwendung des logarithmischen Wandgesetzes (sog. *Gradientenmethode*^{7, 12–14}):

$$(4) \quad T(r+d) = T_{W1} + \frac{T_{W2} - T_{W1}}{\ln\left(\frac{r+d_2}{r+d_1}\right)} \ln\left(\frac{r+d}{r+d_1}\right)$$

BILD 4 zeigt die übereinandergelegten Temperaturverläufe zweier aufeinanderfolgender Versuche mit Verdrehung des Zylindersegmentes als Grundlage zur Bestimmung der Oberflächentemperatur der Brennkammerwand.

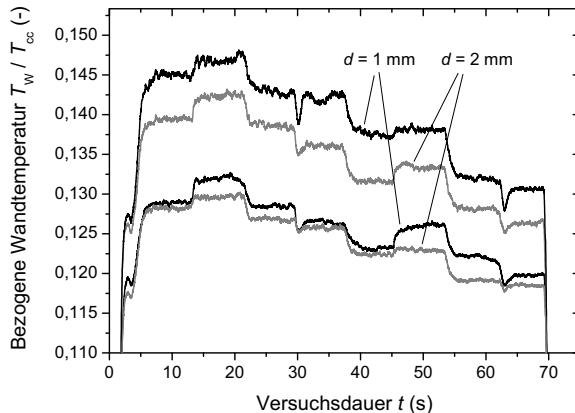


BILD 4: Bestimmung der Oberflächentemperatur

4.2. Testsequenz

Um ein möglichst komplettes zweidimensionales Temperaturbild der Brennkammer zu generieren, wurde eine über mehrere Testläufe gleichbleibende Sequenz gefahren mit vier Druckstufen pro Test (70 bar, 60 bar, 50 bar, 40 bar) bei einem konstanten $ROF = 3,4$. Jede Druckstufe beinhaltete dabei jeweils zwei unterschiedliche Kühlfilmmassenströme ($\dot{m}_2/\dot{m}_{\text{ges}} = 0\%$ und $\dot{m}_2/\dot{m}_{\text{ges}} = 1\%$), was insgesamt acht Versuchsintervalle pro Test ergab (siehe BILD 5).

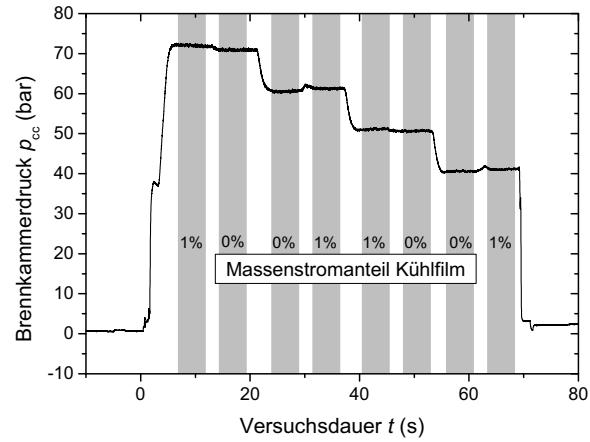


BILD 5: Verlauf des Brennkammerdrucks

Charakteristischen Daten für die Druckstufen mit Filmausblasung wie Filmmassenstrom \dot{m}_2 , Filmtemperatur am Spalt T_2 , Geschwindigkeitsverhältnis zwischen Film- und Heißgasströmung u_2/u_{cc} sowie Ausblaserate M können TAB. 2 entnommen werden.

p_{cc} (bar)	69,86	59,21	49,41	40,04
\dot{m}_2 (kg/s)	0,026	0,022	0,018	0,015
$\dot{m}_2/\dot{m}_{\text{ges}}$ (%)	1,02	1,00	0,98	1,01
T_2 (K)	286,1	283,6	281,9	288,3
M (-)	2,52	2,48	2,43	2,53
u_2/u_{cc} (-)	0,23	0,24	0,23	0,25

TAB. 2: Charakteristische Daten am Filmleger

5. EXPERIMENTELLE ERGEBNISSE

Im Folgenden werden in einem ersten Schritt die durch die Einwirkung des Kühlfilms erreichten Temperaturabsenkungen ΔT in Umfangsrichtung, d. h. abhängig von der Winkelposition ξ der einzelnen Koaxialinjektoren und Filmausblaseschlitze dargestellt. Anschließend wird die Effektivität Θ der CH₄-Filmkühlwirkung in axialer Richtung als Funktion des Winkels ξ im Injektor-Dreieck beschrieben (siehe BILD 3).

5.1. Temperaturabsenkung durch Filmkühl-einfluss

BILD 6 zeigt die filmkühlungsbedingte Temperaturabsenkung ΔT an der Brennkammerwand für die 70 bar- und 60 bar-Druckstufen in Umfangsrichtung relativ zur Injektorgeometrie. Es kann eine

deutliche Abhängigkeit der erreichten Temperaturabsenkung von den Winkelpositionen der einzelnen Koaxialinjektoren und Filmausblaseschlitzen festgestellt werden.

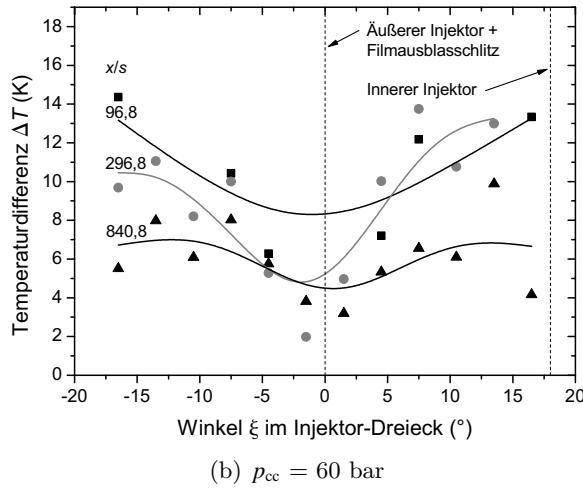
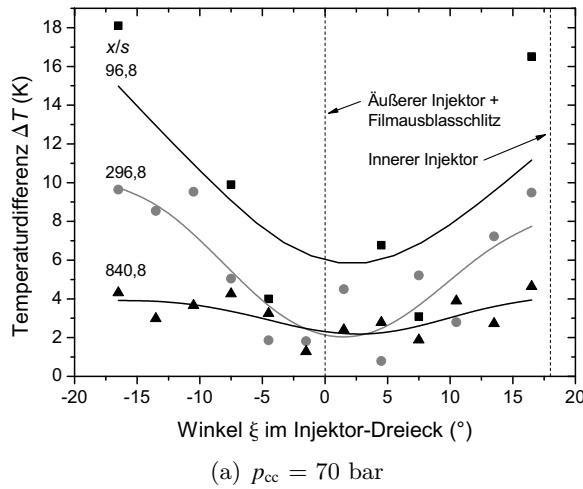


BILD 6: Temperaturabsenkung in Umfangsrichtung

Im Bereich stromabwärts der Filmausblase-schlitte ($\xi = 0^\circ$) wird ein relativ geringer Rückgang der Oberflächentemperaturen registriert, während an den Positionen zwischen den Ausblase-schlitten ($\xi = -18^\circ$ und $\xi = 18^\circ$) eine stärkere Temperaturabsenkung erreicht wird. Dieses Phänomen ist besonders im injektornahen Bereich bei $x/s = 96,8$ zu beobachten, während im hinteren Brennkammerbereich an der Stelle $x/s = 840,8$ die winkelabhängigen Unterschiede der Temperaturdifferenz sowie die gesamte Temperaturabsenkung ΔT geringer ausfallen. Der Einfluss der Injektorgeometrie ist jedoch auch hier noch geringfügig zu beobachten.

5.2. Kühlfilmeffektivität

Analog zur erreichten Temperaturabsenkung (siehe Kapitel 5.1) kann auch die Filmkühleffektivität Θ winkelabhängig diskutiert werden.

In BILD 7 ist die entlang der dimensionslosen Filmlauflänge x/s registrierte Filmkühleffektivität Θ für die Druckstufen 70 bar, 60 bar und 50 bar dargestellt. Es wird dabei unterschieden zwischen der Winkelposition stromabwärts des Filmausblaseschlitzes ($\xi = 0^\circ$; Mittelwert aus $\xi = -1,5^\circ$ und $\xi = 1,5^\circ$) und der Position nahe des inneren Koaxialinjektors ($\xi = 16,5^\circ$).

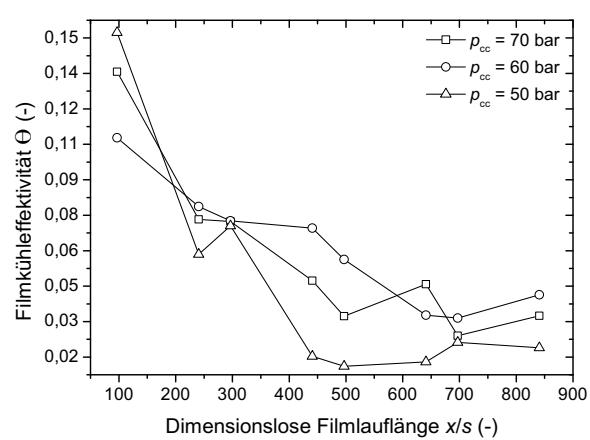
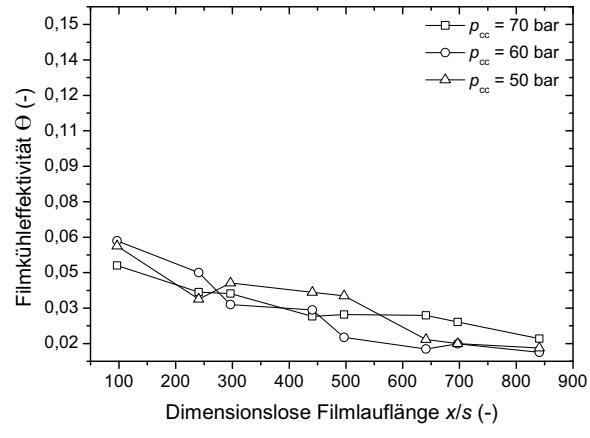


BILD 7: Temperaturabsenkung in axialer Richtung

Wie schon oben angesprochen, kann im Bereich der Filmausblasung ($\xi = 0^\circ$) unabhängig vom Brennkammerdruck lediglich ein geringfügiger Einfluss der Filmkühlung bemerkt werden (siehe BILD 7(a)). Die maximal erreichbare Filmkühleffektivität in diesem Winkelbereich beträgt lediglich ca. 0,05...0,06 und nimmt mit fortschreitender Filmlauflänge quasi linear ab. Für den Bereich bei $\xi \approx 18^\circ$ dagegen wird eine Effektivität

der Filmkühlung Θ von bis zu 0,15 in Verbindung mit einem relativ steilen Abklingverhalten im Bereich $x/s \approx 100...500$ und einem sich daran anschließenden flacheren Rückgang detektiert (siehe BILD 7 (b)).

Eine Erklärung für das Auftreten der maximalen Filmkühleffektivität zwischen den Winkelpositionen der Ausblaseschlitze bietet das Superpositionsprinzip, wonach eine Überlagerung der Kühlfilme der einzelnen Ausblaseschlitze zu einer maximalen Effektivität der Filmkühlung an den Positionen zwischen den Ausblaseschlitzen ($\xi = 18^\circ$) und einer minimalen Effektivität direkt stromabwärts der Filmausblasung führt ($\xi = 0^\circ$)^{7,15,16} (siehe BILD 8).

Darüber hinaus ergibt sich durch den deutlich geringeren Impulstromanteil des Kühlmassenstroms gegenüber demjenigen des Injektormassenstroms eine Verdrängung der Kühlmittelstrahlen von den Positionen der äußeren Koaxialinjektoren hin zu den Positionen dazwischen. Durch eine Aufheizung und einer damit verbundenen Expansion des Kühlmittels entlang der Brennkammerachse erfolgt außerdem eine Verstärkung des Verdrängungseffektes, was ebenfalls zu einer Effektivitätssteigerung zwischen den Ausblaseschlitzen ($\xi = 18^\circ$) und einer Abschwächung direkt stromabwärts dieser ($\xi = 0^\circ$) führen kann.

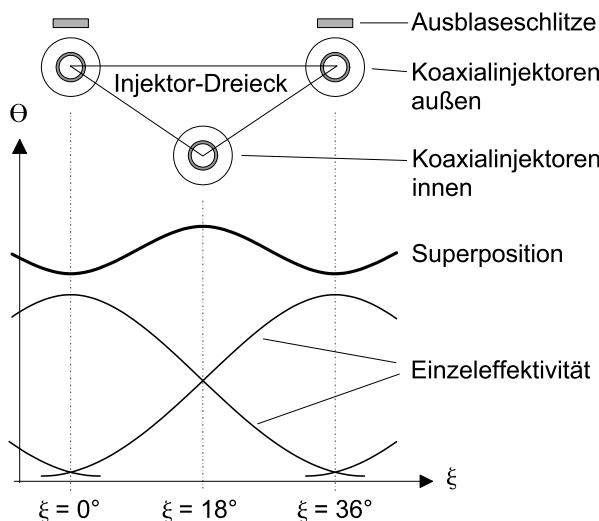


BILD 8: Superpositionsprinzip

Ab einer Position $x/s = 500...700$ stromabwärts der Ausblasestelle kann von einer Vergleichsmäßigung des Kühlmediums in Umfangsrichtung ausgegangen werden (siehe BILD 7), wobei eine winkelabhängige Variation der Filmkühleffektivität nur noch sehr schwach festgestellt werden kann.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND DISKUSION

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurde die Filmwirkung mit gasförmigem Methan in einer Subscale-Raketenbrennkammer bei Brennkammerdrücken bis zu 70 bar sowohl in Umfangsrichtung als auch im axialen Verlauf experimentell untersucht. Erste Ergebnisse mit tangentialer Schlitzausblasung des Kühlmediums zeigen eine wirkungsvolle Reduzierung der Wandtemperaturen v. a. im injektornahen Bereich an den Winkelpositionen zwischen den Filmausblaseschlitzen und damit auch eine Senkung der thermischen Lasten auf die Brennkammerstruktur.

Trotz der relativ hohen Ausblaseraten ($M \approx 2,5$) wird aufgrund der vergleichsweise hohen Dichte des Methans ein relativ niedriges Geschwindigkeitsverhältnis von Filmströmung zu Brennkammerströmung erreicht ($u_2/u_{cc} \approx 0,23...0,25$) (siehe TAB. 2), was zu einer Beschleunigung des Vermischungsprozesses von Film- und Hauptströmung beiträgt und die Filmkühleffektivität beeinträchtigt.

Ein Vergleich der gemessenen Effektivität der Filmkühlung mit tangentialer Schlitzausblasung bei ähnlichen Ausblaseraten M und Brennkammerdrücken p_{cc} hat eine deutlich höherer Filmkühleffektivität bei Verwendung von gasförmigem Wasserstoff als Kühlmedium in Verbindung mit der Treibstoffkombination LOX/GH₂ gezeigt.^{7,16} Durch die geringere Dichte des Wasserstoffs gegenüber Methan ergeben sich bei vergleichbaren Ausblaseraten sehr viel höhere Geschwindigkeitsverhältnisse von Film- zu Hauptströmung, was in einer Turbulenzreduzierung und einer deutlich erhöhten Wirkungslänge der Filmkühlung bei Wasserstoffausblasung resultiert.¹⁷

7. LITERATUR

- [1] BURKHARDT, H. ; SIPPEL, M. ; HERBERTZ, A. ; KLEVANSKI, J.: Comparative Study of Kerosine and Methane Propellant Engines for Reusable Liquid Booster Stages. In: *4th International Conference on Launcher Technology*. Liege, Belgium, December 3rd-6th 2002
- [2] PRECLIK, D. ; KNAB, O. ; HAGEMANN, G. ; MÄDING, C. ; HAESLER, D. ; HAIDN, O. ; WOSCHNAK, A. ; DEROSA, M.: LOX/Hydrocarbon Preparatory Thrust Chamber Technology Activities in Germany. In: *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Pro-*

- pulsion Conference and Exhibit. Tucson, AZ, July 10th-13th 2005. – AIAA-2005-4555
- [3] SUTTON, G. P. ; WAGNER, W. R. ; SEADER, J. D.: Advanced Cooling Techniques for Rocket Engines. In: *Journal of Astronautics and Aeronautics* (1966), January, S. 60–71
- [4] GOLDSTEIN, R. J. ; HAJI-SHEIKH, A.: Prediction of Film Cooling Effectiveness. In: *JSME 1967 Semi-International Symposium*. Tokyo, Japan, September 4th-8th 1967. – Paper No. 225
- [5] GOLDSTEIN, R. J.: Film Cooling. In: *Advances in Heat Transfer* Vol. 7 (1971), S. 321–379
- [6] LUCAS, J. G. ; GOLLADAY, R. L.: An Experimental Investigation of Gaseous Film Cooling of a Rocket Motor / National Aeronautics and Space Administration. Washington, DC, October 1963. – Forschungsbericht. – NASA TN D-1988
- [7] ARNOLD, R. ; SUSLOV, D. ; WEIGAND, B. ; HAIDN, O. J.: Investigation of Film Cooling in a High Pressure LOX/GH2 Subscale Combustion Chamber. In: *Space Propulsion 2008: 5th International Spacecraft Propulsion Conference & 2nd International Symposium on Propulsion for Space Transportation*. Heraklion, Crete, Greece, May 5th-9th 2008. – Paper 42_090
- [8] ARNOLD, R. ; SUSLOV, D. ; HAIDN, O. J.: Experimental Investigation of Film Cooling with Tangential Slot Injection in a LOX/CH4 Subscale Rocket Combustion Chamber. In: *26th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS)*. Hamamatsu, Japan, June 1st-8th 2008. – Paper 2008-a-05
- [9] PAPELL, S. ; TROUT, A. M.: Experimental Investigation of Air Film Cooling Applied to an Adiabatic Wall by Means of an Axially Discharging Slot / National Aeronautics and Space Administration. Washington, DC, August 1959. – Forschungsbericht. – NASA TN D-9
- [10] LUX, J. ; SUSLOV, D. ; BECHLE, M. ; OSCHWALD, M. ; HAIDN, O. J.: Investigation of Sub- and Supercritical LOX / Methane Injection Using Optical Diagnostics. In: *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Sacramento, CA., July 9th-12th 2006. – AIAA-2006-5077
- [11] SUSLOV, D. ; WOSCHNAK, A. ; GREUEL, D. ; OSCHWALD, M.: Messverfahren zur Bestimmung des Wärmeübergangs in Raketenbrennkammern am Europäischen Forschungs- und Technologieprüfstand P8. In: *DGLR - Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2005*. Friedrichshafen, 26.-29. September 2005
- [12] WOSCHNAK, A. ; SUSLOV, D. ; OSCHWALD, M.: Experimentelle Untersuchungen des Wärmeübergangs in regenerativ gekühlten Brennkammerwandstrukturen. In: *DGLR-Jahrestagung - Dt. Luft-und Raumfahrtkongress*. Munich, 17.-20. November 2003. – DGLR-2003/104
- [13] SUSLOV, D. ; WOSCHNAK, A. ; SENDER, J. ; OSCHWALD, M.: Test Specimen Design and Measurement Technique for Investigation of Heat Transfer Processes in Cooling Channels of Rocket Engines under Real Thermal Conditions. In: *24th International Symposium on Space Technology and Science ISTS*. Miyazaki, Japan, May 30th-June 6th 2004. – ISTS 2004-e-40
- [14] SUSLOV, D. ; ARNOLD, R. ; HAIDN, O. J.: Measurement Techniques for Heat Transfer Investigations in Subscale Combustion Chambers. In: *2007 International Symposium on Space Propulsion (ISSP2007)*. Beijing, P. R. China, October 8th-12th 2007
- [15] GOLDSTEIN, R. J. ; ECKERT, E. R. G. ; ERIKSEN, V. L. ; RAMSEY, J. W.: Film Cooling Following Injection Through Inclined Circular Holes. In: *Israel Journal of Technology* Vol. 8, No. 1-2 (1970), March, S. 145–154
- [16] ARNOLD, R. ; SUSLOV, D. ; WEIGAND, B. ; HAIDN, O. J.: Circumferential Behavior of Tangential Film Cooling and Injector Wall Compatibility in a High Pressure LOX/GH2 Subscale Combustion Chamber. In: *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Hartford, CT, July 21st-23rd 2008. – AIAA-2008-5242
- [17] KACKER, S. C. ; WHITELAW, J. H.: The Effect of Slot Height and Slot-Turbulence Intensity on the Effectiveness of the Uniform Density, Two-Dimensional Wall Jet. In: *Journal of Heat Transfer* Vol. 90, No. 4 (1968), November, S. 469–475