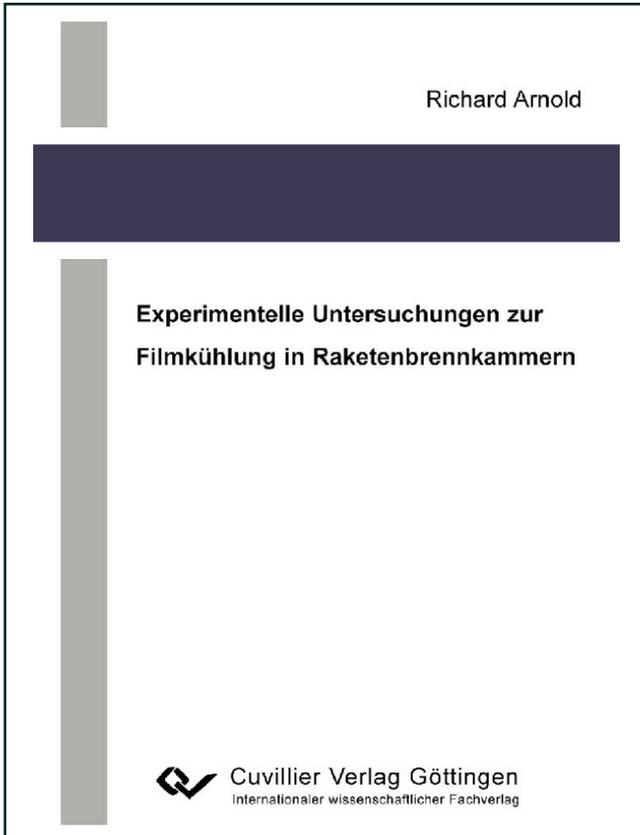




Richard Arnold (Autor)

Experimentelle Untersuchungen zur Filmkühlung in Raketenbrennkammern



<https://cuvillier.de/de/shop/publications/1232>

Copyright:

Cuvillier Verlag, Inhaberin Annette Jentsch-Cuvillier, Nonnenstieg 8, 37075 Göttingen,
Germany

Telefon: +49 (0)551 54724-0, E-Mail: info@cuvillier.de, Website: <https://cuvillier.de>

1 Einführung in die Thematik

1.1 Einleitung

Ausgehend von den Raketentriebwerken der ersten Generation mit doppelt ausgeführten Stahlwänden im Brennkammerbereich und einem Brennkammerdruck von 15,5 bar (Aggregat A4) wurden in den letzten Jahrzehnten entscheidende Fortschritte in der Brennkammerentwicklung und der Leistungsfähigkeit der Antriebe erreicht. Triebwerke der zweiten Generation wie das LR87-AJ-7 der Titan II (Gemini) oder das Rocketdyne-F-1 der 1. Stufe (S-IC) der Saturnmondrakete wurden mit bis zu 60 bar Brennkammerdruck betrieben, während aktuelle Hochleistungsantriebe der dritten Generation wie das Space Shuttle Main Engine (SSME) oder das RD-0120 für teilweise über 200 bar Brennkammerdruck ausgelegt sind [86, 85, 87, 160].

Für zukünftige Antriebssysteme der nächsten Generation werden Kostenoptimierung, Steigerung der Zuverlässigkeit und Leistungsfähigkeit sowie Wiederverwendbarkeit im Vordergrund stehen. Das Erreichen dieser ambitionierten Ziele erfordert eine stetige Weiterentwicklung der Brennkammer-Kühltechnologie und eine Kombination aktueller regenerativ gekühlter Systeme mit Filmkühlung oder Transpirationskühlung in Verbindung mit verbesserten Hochtemperatur-Werkstoffen und neuen Fertigungsmethoden [157, 86].

Die extrem hohe Leistungsdichte der Raketenantriebe, welche einerseits aus Verbrennungstemperaturen von bis zu 4000 K bei hochenergetischen kryogenen Treibstoffkombinationen wie LOX/LH₂, andererseits aus Brennkammerdrücken von weit über 100 bar resultiert, erzwingt eine aktive Kühlung der Brennkammerwandstruktur. Für eine zuverlässige und effektive Gestaltung der Brennkammerkühlung werden exakte Kenntnisse des heißgasseitigen Wärmetransports benötigt. Jedoch reduzieren sämtliche Kühlmaßnahmen die Effizienz des Antriebssystems, weshalb die Entwicklung leistungsfähiger Raketenantriebe nur mit einer präzisen Auslegung der Kühlsysteme möglich ist [86].

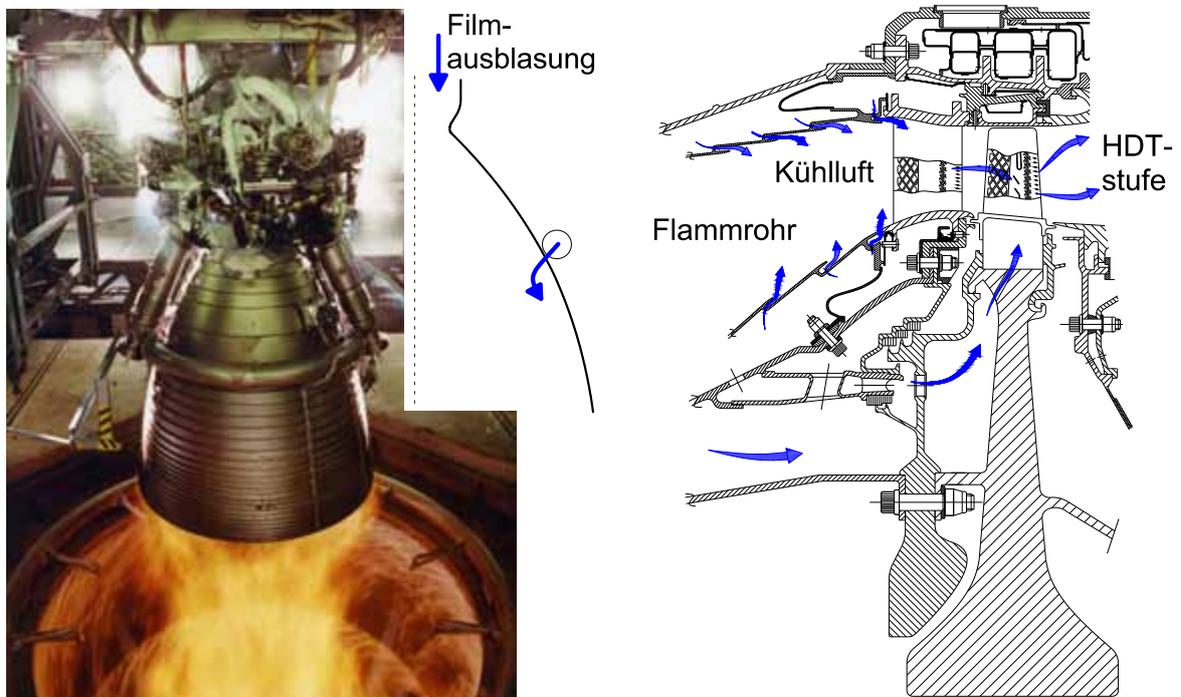
Einen limitierenden Faktor für eine grundlegende Leistungssteigerung stellt die unzureichende Kenntnis des heißgasseitigen Wärmeübergangs und damit auch der Kühleffektivität aktueller Kühlmethoden dar. Trotz vielfältiger experimenteller und numerischer Untersuchungen existieren bis jetzt keine ausreichend genauen Modelle zur Beschreibung der in Raketenbrennkammern auftretenden thermodynamischen und fluidmechanischen Effekte, sondern lediglich eine Vielzahl von halbempirischen und empirischen

1 Einführung in die Thematik

Ansätzen für bestimmte, eng umgrenzte Anwendungsfälle. Die Kenntnis dieser exakten thermodynamischen und fluidmechanischen Phänomene in Raketenbrennkammern stellt damit den Schlüssel für zukünftige leistungsfähige Antriebssysteme dar.

Das Prinzip der Filmkühlung wird nicht nur in Raketenantrieben, sondern v. a. seit den Anfängen der Gasturbinentechnologie in den 1940er Jahren als effektive Kühlmaßnahme zum Schutz vor Heißgaskorrosion und reduzierter Festigkeit in hochbelasteten Hochdruckturbinenstufen [72, 41] oder Brennkammerwandstrukturen [79, 162] bei Luftfahrtantrieben gleichermaßen wie bei stationären Gasturbinen verwendet. Während in Luftfahrtantrieben oder stationären Gasturbinen am Verdichter entnommene Luft zur Kühlung von Brennraum und Hochdruckturbinenschaufeln Verwendung findet, wird in Raketenantrieben die Brennkammer- und Düsenstruktur mit einem Anteil des mitgeführten Treibstoffs bzw. den Turbinenabgasen filmgekühlt.

Abbildung 1.1 stellt unterschiedliche aktuelle Hochleistungstriebwerke der Luft- und Raumfahrttechnik vor. Die Filmausblasung in Raketentriebwerken wie dem europäischen



(a) Vulcain 2 am Prüfstand P5 des DLR Lampoldshausen [39]

(b) Filmkühlung in Flugtriebwerken am Beispiel des CFM56-5A1 [5]

Abbildung 1.1: Filmgekühlte Hochleistungstriebwerke der Luft- und Raumfahrt

Vulcain 2 oder dem russischen RD-170 erfolgt häufig im Bereich des Einspritzkopfs und im besonders hochbelasteten Düsenhalsbereich zur Unterstützung der Regenerativkühlung sowie in der Düsenexpansion (siehe Abbildung 1.1 (a)). In modernen Luftfahrtflugtriebwerken wie dem CFM56-5A1, das in der Airbus A320-Familie Verwendung findet, kann durch den Einsatz der Filmkühlung in segmentierten Flammrohren und Ringbrennkammern durch tangentielle Ausblasung sowie in hochbelasteten Leit- und Laufrädern

der Hochdruckturbine (HDT) durch Lochreihenausblasung ein zuverlässiger und effektiver Betrieb bei Turbineneintrittstemperaturen von bis zu 2000K erreicht werden (siehe Abbildung 1.1 (b)). Darüber hinaus kann durch die Kühlfilmwirkung eine aktive Spaltkontrolle im Turbinenbereich sowie eine Gehäuse- und Scheibenkühlung erfolgen. In Hochbypasstriebwerken wird dabei für Kühlzwecke bis zu 40% des Massenstroms des Kerntriebwerks benötigt, während in Hochleistungsraketenantrieben der Massenstromanteil des Kühlfilms – bedingt durch die Kombination mit Regenerativkühlung – sehr viel geringer ist [175, 96].

Seit Ende der 1980er Jahre ist Europa heute neben weiteren Ländern wie u. a. den USA, Russische Föderation, Japan und China mit der Ariane-Rakete im internationalen Wettbewerb der Trägersysteme vertreten. Das aktuelle Modell der Ariane-Familie, die Ariane 5 ECA, ist in der Lage, vom europäischen Raumfahrtbahnhof Kourou in Französisch-Guayana Doppelstarts mit einer Masse von bis zu 9600kg in den geostationären Transferorbit (GTO) zu befördern [43, 4]. Der Antrieb der Hauptstufe erfolgt dabei durch die beiden Booster (EAP) und das Vulcain 2-Triebwerk (EPC Evolution). Die Oberstufe ESC-A wird von dem kryogenen Triebwerk HM-7B angetrieben.

Das Herzstück der Ariane 5, das regenerativ- und filmgekühlte Vulcain 2-Triebwerk (siehe Abbildung 1.1 (a)), erzeugt einen Vakuumschub von 1350kN bei einem Massendurchsatz von ca. 320kg/s bei einem spezifischen Vakuumimpuls von 433s. Zur Kühlung der Brennkammerstruktur wird im injektornahen Bereich ein Wasserstoffkühlfilm mit ca. 0,6kg/s gelegt, was einem Anteil von ca. 0,2% des Gesamtmassenstroms entspricht. Die Abgase der Turbopumpen (TEG; ca. 10kg/s) und das Dumpcooling (ca. 3kg/s) werden im Überschallbereich in die Düsenweiterung eingeleitet und bilden dort einen Kühlfilm zum Schutz der unteren Düsenwand vor Heißgaseinfluss [208, 151].

Trotz der bei Erststufenantrieben weiten Verbreitung der Filmkühlung gibt es auf diesem Gebiet noch relativ wenige fundierte Erkenntnisse sowie aussagekräftige experimentelle Daten. Die meisten Arbeiten zum Thema Filmkühlung sind, auch wegen der größeren volkswirtschaftlichen Bedeutung dieses Wirtschaftssektors, auf dem Gebiet der Gasturbinen zu finden, wobei diese Erkenntnisse aufgrund der weitaus höheren thermischen Belastungen der Raketenantriebe nicht direkt übertragbar sind und deshalb eine eigene experimentelle und numerische Erforschung rechtfertigen und erzwingen.

1.2 Problemstellung

Raketenantriebe sind die stärksten von Menschen jemals entwickelten Maschinen mit einer thermischen Leistung von teilweise mehreren Gigawatt bei einer Masse von lediglich wenigen hundert Kilogramm bis hin zu einigen Tonnen. Dieser Abschnitt gibt einen Überblick über die in Raketenbrennkammern auftretenden extremen thermischen und strukturellen Belastungen und stellt typische Vertreter unterschiedlicher Triebwerkszyklen sowie aktuelle Triebwerke vor. Neben einer Darlegung der Notwendigkeit der

Filmkühlung als Folge der extremen thermischen und mechanischen Lasten auf die Brennkammerstrukturen werden die in der Raketentechnik eingesetzten Kühlmethoden beschrieben sowie für ein regenerativ gekühltes System die damit verbundenen Fertigungsverfahren aufgeführt.

1.2.1 Kenngrößen von Raketenantrieben

Der Schub eines Raketenantriebs setzt sich aus einem Impuls- und einem Druckteil zusammen und kann in allgemeiner Form dargestellt werden als:

$$F = \dot{m}c_e + A_e(p_e - p_a) \quad (1.1)$$

Unter der Annahme eines thermisch und kalorisch idealen Gases ergibt sich für die Schubgleichung [127]:

$$F = p_c A_t \left\{ \sqrt{\kappa \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1}} \sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} + \varepsilon \left(\frac{p_e - p_a}{p_c} \right) \right\} \quad (1.2)$$

Die Leistungsfähigkeit eines Raketentriebwerks ist durch den gewichtsspezifischen Impuls I_{sp} definiert, der das Verhältnis von Gesamtimpuls zum gesamten Treibstoffmassenstrom über die Brenndauer T unter Berücksichtigung der Erdbeschleunigung g_0^1 zum Ausdruck bringt [105]:

$$I_{sp} = \frac{\int_0^T F dt}{g_0 \int_0^T \dot{m} dt} \quad (1.3)$$

Unter der Annahme eines zeitlich konstanten Schubs sowie Treibstoffmassenstroms ergibt sich:

$$I_{sp} = \frac{F}{g_0 \dot{m}} \quad (1.4)$$

Das Mischungsverhältnis ROF ist abhängig von der verwendeten Treibstoffkombination, wobei bei stöchiometrischer Verbrennung der Treibstoffe die maximale Energiemenge freigesetzt wird. In Flüssigkeitsraketenantrieben wird jedoch im Hinblick auf eine optimale Auslegung des Gesamtsystems ein brennstoffreiches Mischungsverhältnis bevorzugt [86]²:

$$ROF = \frac{\dot{m}_{\text{Oxidator}}}{\dot{m}_{\text{Brennstoff}}} \quad (1.5)$$

¹Normalschwere $g = 9,8067 \text{ m/s}^2$; Mittelwert auf der Erdoberfläche $g_0 = 9,81 \text{ m/s}^2$ [201].

² $ROF_{stoch} = 8$ bei der Treibstoffkombination LOX/H₂.

Das Expansionsverhältnis eines Antriebs bezeichnet das Verhältnis von Düsenaustrittsfläche A_e zur Fläche A_t des engsten Querschnitts:

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t} \quad (1.6)$$

1.2.2 Auslegungskriterien und thermische Belastung

Das primäre Ziel moderner Triebwerksentwicklungen ist neben der Erhöhung der Zuverlässigkeit bei gleichzeitiger Senkung der Entwicklungs- und Produktionskosten eine weitere Steigerung des spezifischen Impulses [86] sowie des Triebwerksschubs. Für ein bestimmtes Schubniveau und eine festgelegte Triebwerksgröße ist das Düsenexpansionsverhältnis ϵ im Wesentlichen eine Funktion des Druckverhältnisses p_c/p_a . Eine Erhöhung des spezifischen Impulses I_{sp} kann somit durch eine Anhebung des Brennkammerdrucks des Antriebes erreicht werden. Eine Steigerung des Brennkammerdrucks bedeutet zudem einen weiteren Vorteil, da das Mischungsverhältnis ROF für maximalen I_{sp} mit dem Flächenverhältnis ansteigt und die höhere Gesamt-Treibstoffdichte des Systems wiederum eine verminderte Tankmasse und Baugröße des gesamten Antriebes bedeuten kann [98, 134, 210]. In Abbildung 1.2 ist das Zusammenwirken von optimalem ROF für den theoretisch maximal erreichbaren, spezifischen Vakuumimpuls I_{sp} als Funktion des Expansionsverhältnisses ϵ für ein System mit LOX/LH₂ berechnet [134]. Diese Auslegung gilt jedoch nur für ein im Vakuum operierendes Triebwerk, für Erststufenantriebe wird im Hinblick auf die Gefahr der Ablösung bei Bodenbedingungen sowie die Baugröße ein kleineres Expansionsverhältnis gewählt.

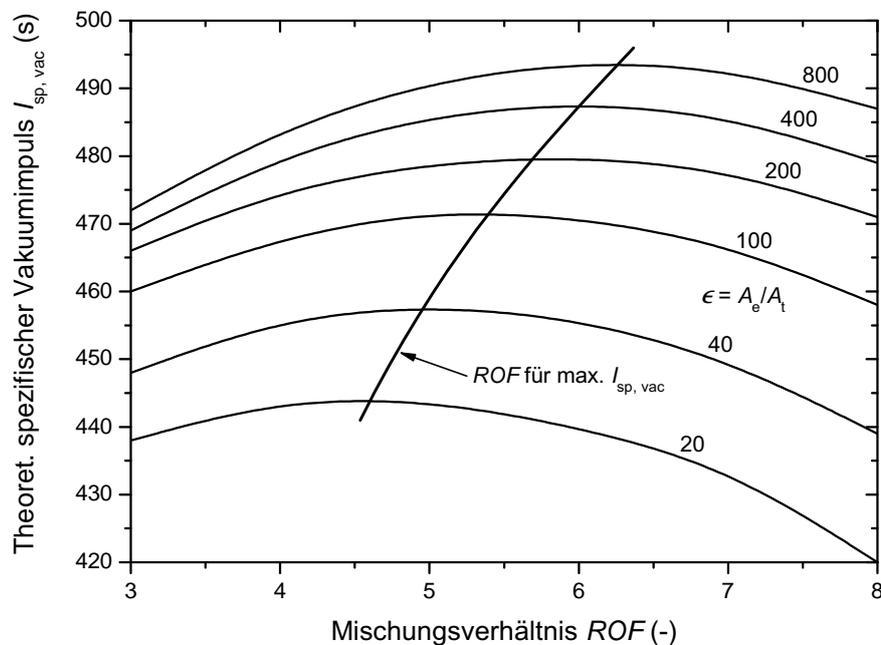


Abbildung 1.2: ROF für maximalen $I_{sp,vac}$ bei LOX/LH₂-Verbrennung [134]

1 Einführung in die Thematik

Eine Schubsteigerung bei konstanter Baugröße des Triebwerks kann nur über eine Anhebung des Brennkammerdrucks realisiert werden (siehe auch Gleichungen (1.1) und (1.2)). Jedoch sowohl Erhöhungen des Mischungsverhältnisses ROF als auch des Brennkammerdrucks p_c bedeuten eine gesteigerte mechanische und thermische Belastung der Brennkammerstrukturen und erzwingen zusätzlichen Kühlaufwand. Bei Verbrennung mit Brennstoffüberschuss ist eine Steigerung des Mischungsverhältnisses mit einem Ansteigen der Verbrennungstemperatur verbunden. Mit der Steigerung von Leistung und Brennkammerdruck geht damit ein fast lineares Anwachsen der Wärmestrombelastung durch das Heißgas auf die Brennkammerstruktur einher [154]:

$$\dot{q} \propto p_c^{0,8} \quad (1.7)$$

Aktuelle Erststufenantriebe sind entweder als Gasgenerator-Zyklus (GG) ausgeführt oder arbeiten mit gestufter Verbrennung (Staged Combustion, SC). Für Triebwerke mit Brennkammerdrücken < 100 bar, wie z. B. Oberstufenantriebe, kann auch ein Expanderzyklus verwendet werden (siehe Tabelle 1.1). Bei Antrieben, die nach dem Prinzip der gestuften Verbrennung arbeiten sowie bei Expandertriebwerken, entspricht eine Anhebung des Brennkammerdrucks direkt einer Leistungssteigerung. Für ein Gasgenerator-Triebwerk sind die Verluste im Nebenstrom, die durch eine Parallelschaltung der Turbinenantriebsgase mit der Schubkammer entstehen, proportional zum Turbinenleistungsbedarf bzw. der Pumpenleistung, welche wiederum annähernd proportional mit dem Brennkammerdruck anwächst. Bei Berücksichtigung dieser Verluste ergibt sich für die Auslegung eines Gasgenerator-Triebwerks ein optimaler Betriebspunkt mit einem maximalen I_{sp} . Zukünftige Triebwerksentwicklungen mit Brennkammerdrücken bis zu 300 bar werden daher nur über das Prinzip der gestuften Verbrennung zu realisieren sein [52]. Abbildung 1.3 zeigt eine Abschätzung für den Zusammenhang der Leistungsfähigkeit der unterschiedlichen Antriebskonzepte Gasgenerator und gestufte Verbrennung für einen typischen Auslegungsfall. Als Annahmen gelten dabei eine Schubkraft $F = 1000$ kN, die Treibstoffkombination LOX/LH₂ bei einem Mischungsverhältnis $ROF = 6,0$ sowie gleiche Triebwerksgröße bei gleichem Düsenenddurchmesser A_e [98]. Durch die systembedingten Verluste im Gasgenerator-Zyklus stellt sich mit obigen Parametern ein maximaler spezifischer Vakuumimpuls $I_{sp,vac}$ bei einem Brennkammerdruck von ≈ 125 bar ein.

Triebwerk	p_c (bar)	Treibstoff	ROF (-)	Zyklus
SSME	190	LOX/LH ₂	6	SC
RS-68	101	LOX/LH ₂	6	GG
Vulcain 2	115	LOX/LH ₂	6,8...7,3	GG
Vinci ³	61	LOX/LH ₂	5,8	Expander
RD-0120	218	LOX/LH ₂	6	SC
RD-170	248	LOX/Kerosin	2,6	SC
RD-180	272	LOX/Kerosin	2,7	SC
LE-7A	121	LOX/LH ₂	5,9	SC

Tabelle 1.1: Kennzahlen aktueller Raketentriebwerke [191, 192, 143, 144, 145, 38]

³Derzeit noch in der Entwicklung.

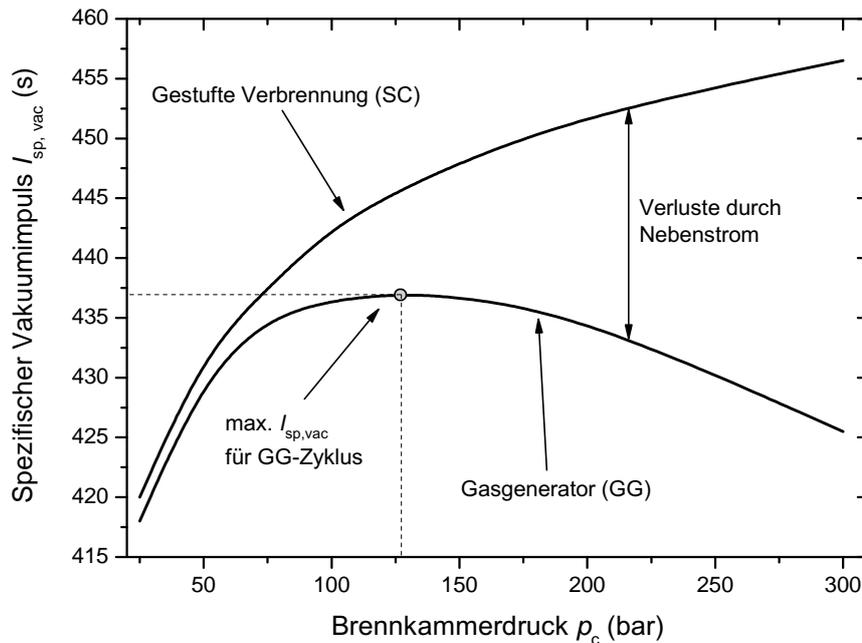


Abbildung 1.3: Vergleich des spezifischen Vakuumpulses $I_{sp,vac}$ für Gasgenerator und gestufte Verbrennung [98]

In Tabelle 1.1 sind die Hauptparameter unterschiedlicher aktueller Raketenantriebe zusammengestellt. Westliche Erststufen-Triebwerke in dieser Schubklasse wie das Vulcain 2 der Ariane 5 oder das SSME des Space Shuttle mit einer Brenndauer bis ca. 600 s werden fast ausschließlich mit der hochenergetischen Treibstoffpaarung LOX/LH₂ betrieben. Dagegen kommt in russischen Booster-Triebwerken (Brenndauer bis ≈ 200 s) bis auf wenige Ausnahmen hauptsächlich die Kombination LOX/Kerosin (z. B. RD-170, RD-180) zum Einsatz, welche gegenüber der Treibstoffpaarung LOX/LH₂ einen geringeren spezifischen Impuls aufweist. Jedoch ergibt sich aufgrund des im Vergleich zu LOX/LH₂ kleineren Treibstoffvolumens bei LOX/Kerosin ein geringerer Widerstand beim Flug durch die Atmosphäre, was diese Treibstoffkombination für Erststufenantriebe konkurrenzfähig macht [105].

Raketenbrennkammern in aktuellen Trägersystemen sind extremen Wärmestrombelastungen von bis zu 160 MW/m^2 (z. B. SSME, RD-170, RD-180) in Verbindung mit Heißgastemperaturen bis 3800 K ausgesetzt [155]. Obwohl nur $0,5\% \dots 5\%$ der bei der Verbrennung entstehenden Wärme an die Brennkammerwände abgegeben wird [194], sind die Belastungen für die Struktur des Triebwerks sehr groß. Abbildung 1.4 zeigt einen mit dem Düsenauslegungsprogramm TDK [42] berechneten Wärmestromverlauf für ein Vulcain 2-ähnliches Triebwerk bei einem Brennkammerdruck von 115 bar und einem *ROF* von $7,0$. Kurz vor dem Düsenhals treten dabei maximale Wärmestromdichten von fast 100 MW/m^2 auf, das Düsenende dagegen wird typischerweise am wenigsten belastet. Abbildung 1.4 macht deutlich, dass insbesondere der hochbelastete Bereich des Düsenhalses einer effektiven Kühlung bedarf. Die große Variation der Wärmestromdichte \dot{q} im divergenten Düsenteil sowie die beschleunigte Strömung erschweren jedoch eine effiziente Kühlauslegung.

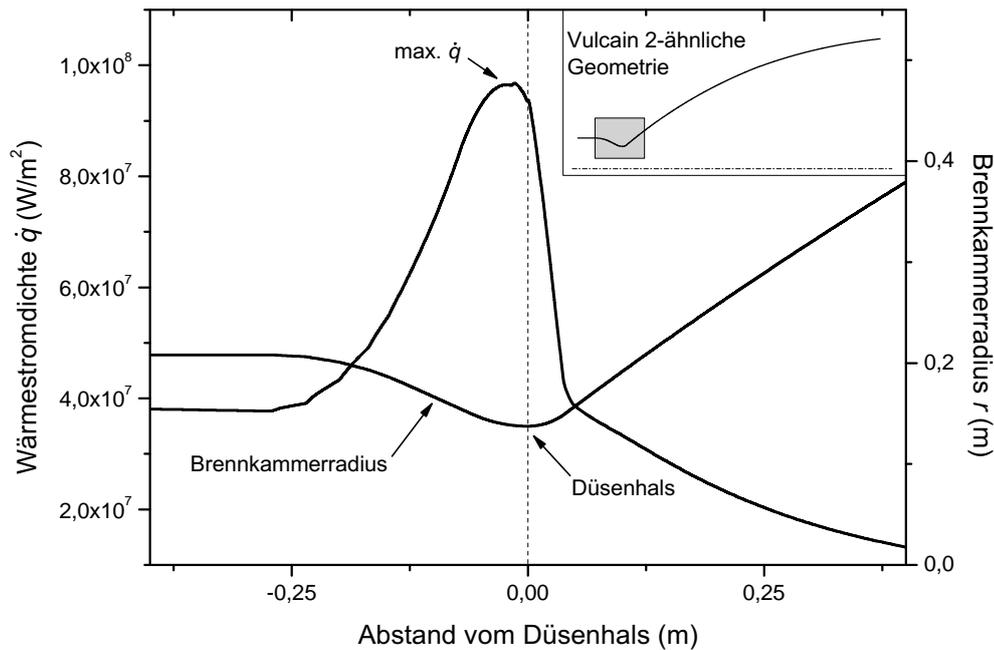


Abbildung 1.4: Wandwärmestrombelastung für ein Triebwerk mit Vulcain 2-ähnlicher Geometrie

Die gebräuchliche Herstellungsmethode für regenerativ gekühlte Hochdruckbrennkammern bei Erststufenantrieben besteht im Einfräsen von Kühlkanälen in einen gedrehten Brennkammerliner aus einer hochfesten Kupferlegierung. Brennkammermaterialien sind dabei unter anderem CuAgZr, das im Vulcain 2 und im SSME eingesetzt wird, CuCrZr im RD-0120 und CuCr im RD-170 [153]. Der Kupferliner wird anschließend mit einem Mantel aus Nickel galvanisch umschlossen, der die Belastungen durch den Brennkammerdruck, Kühlkanalinnendruck und die Schubkräfte aufnimmt. Der sehr steife Mantel verhindert ein Ausdehnen des Kupferinnenteils beim Betrieb des Triebwerks, wodurch nach einigen thermischen Zyklen starke plastische Verformungen und ein Aufbrechen der Kühlkanäle zur Heißgasseite hin auftreten [157, 161]. Prüfstandsuntersuchungen mit dem SSME haben gezeigt, dass schon beim ersten Triebwerkslauf plastische Verformungen und nach wenigen Belastungszyklen eine signifikante Verringerung der Wandstärke in Kühlkanalmitte sowie starke Verformungen (*Dog house effect*) auftreten [35].

Für die nächste Triebwerksgeneration wird eine Lebensdauer von 6...12 Stunden bei 50 Zyklen gefordert [153], was einer Vervielfachung bisheriger Werte entspricht. Das kann nur erreicht werden, wenn durch effektive Kühlmethode, z. B. dem vermehrten Einsatz von Filmkühlung in Kombination mit Regenerativkühlung, ein reduzierter Wärmeeintrag vom Heißgas in die Brennkammerwandstruktur stattfindet, um plastische Verformungen des Liners zu verhindern. Eine leistungssteigernde Erhöhung des Brennkammerdrucks in Verbindung mit alleiniger Regenerativkühlung setzt eine weitere Steigerung der Kühlmittelgeschwindigkeit in den Kühlkanälen sowie eine Reduzierung der Wandstärke des Kupferliners voraus. Abbildung 1.5 zeigt für ein regenerativ gekühltes Erststufentriebwerk mit ca. 120 bar Brennkammerdruck die typischen Abmessungen der Kühlkanäle und Wandstärken für den zylindrischen Brennkammerteil. Aktuell betragen die Wandstärken

zwischen Heißgasseite und Kühlkanälen sowie die Stegbreiten zwischen den Kühlkanälen bereits weniger als 1 mm, wobei aus Festigkeits-, Sicherheits- und Fertigungsgründen eine weitere Reduzierung nicht vorgenommen werden kann. Das Ansteigen der Kühlmittelgeschwindigkeit hat gleichzeitig ein drastisches Anwachsen der Druckverluste im Kühlsystem zur Folge. Schon jetzt werden die Vorbrennkammern von Treibstoff und Oxidator des SSME bei einem Druck von bis zu 390 bar betrieben, um einen Brennkammerdruck von knapp 200 bar zu gewährleisten. Die Treibstoffpumpen und Turbinen werden dabei auf extreme Art und Weise belastet, was eine Wiederverwendbarkeit des Antriebs stark einschränkt [112]. Der Einsatz der Filmkühlung stellt somit die einzige Möglichkeit dar, zukünftige Triebwerke für Erststufenantriebe mit gesteigerter Leistung und längerer Lebensdauer zu konzipieren.

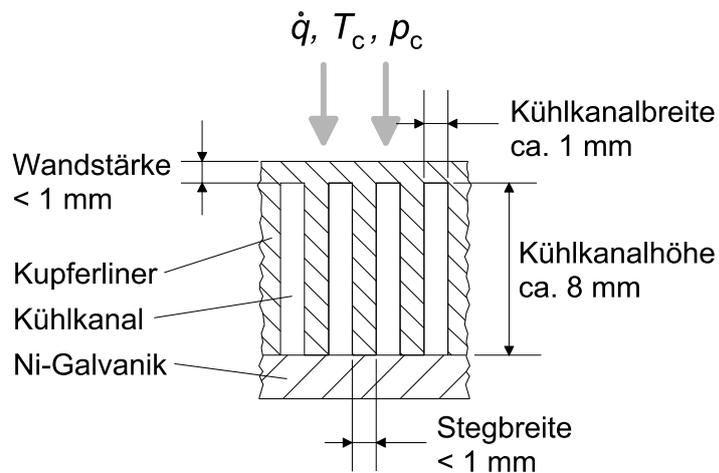


Abbildung 1.5: Schnitt durch eine regenerativ gekühlte Brennkammerwand eines Erststufenantriebs

Ein typischer CuCrZr-Liner mit gefrästen Kühlkanälen für das Düsensegment der DLR-Brennkammer E (siehe auch Kapitel 5.2) ist in Abbildung 1.6 dargestellt.



Abbildung 1.6: CuCrZr-Liner für das Düsensegment von DLR-Brennkammer E