

UNTERSUCHUNG ZUR TRÖPFCHENVERTEILUNG IN RAKETENBRENNKAMMERN

S. Zawadzki,
Technische Universität München
Fakultät für Maschinenwesen - Lehrstuhl für Flugantriebe
Boltzmannstraße 15, 85748 Garching, Deutschland
EADS Astrium GmbH, 81663 München, Deutschland

Zusammenfassung

In heutigen H_2/O_2 Hochdrucktriebwerken werden zur Einspritzung der Treibstoffe vorwiegend koaxiale Einspritzelemente verwendet, bei denen ein zentral eingespritzter, langsamer Sauerstoffstrahl ringförmig von einem Wasserstoffstrahl mit deutlich höherer Geschwindigkeit umgeben wird. Aufgrund der hohen Differenzgeschwindigkeit erfolgt ein Aufbrechen des geschlossenen Oxidatorstrahls von der Scherschicht her in tropfenähnliche Ligamente (Primärzerfall) und weiter in kleinste Tröpfchen (Sekundärzerfall). Dabei beeinflussen Zerstäubung, Verdampfung und Vermischung der eingespritzten Treibstoffe den Ablauf der Verbrennung und damit die Leistung des Triebwerks wesentlich.

Bei der EADS Astrium GmbH wird für die numerische Simulation von Strömungen in Raketenbrennkammern der eigens dafür entwickelte 2-Phasen-Solver *Rocflam-II* verwendet, bei dem der Primärzerfall durch die Vorgabe einer statistischen Tröpfchenverteilung modelliert wird. Im Rahmen dieser Arbeit wird der Einfluss verschiedener Parameter der Treibstoffeinspritzung auf die Tröpfchenverteilung in koaxialen Einspritzelementen untersucht. Die Ergebnisse der Simulationen werden exemplarisch anhand von Testdaten einer Experimentalschubkammer validiert und die gewonnenen Erkenntnisse auf einen ausgewählten Lastpunkt des in der Entwicklung befindlichen Oberstufentriebwerks VINCI übertragen. Die Abbildung des Wandwärmestroms sowie die Leistung des Triebwerks sind hier von besonderem Interesse.

1. EINLEITUNG

Zur Einspritzung der Treibstoffe werden in heutigen H_2/O_2 Hochdrucktriebwerken vorwiegend koaxiale Einspritzelemente verwendet, deren primäre Aufgabe in der Aufbereitung der beiden Treibstoffkomponenten für die Verbrennung besteht. Dazu wird z. B. beim Oberstufentriebwerk der Ariane 5 ECA, dem HM7B, der zentral eingespritzte, flüssige Sauerstoff (Druck und Temperatur unterkritisch) ringförmig von Wasserstoff im überkritischen Zustand mit signifikant höherer Geschwindigkeit umschlossen (Druck und Temperatur überkritisch). Darüber hinaus gibt es aber auch Triebwerke, wie z. B. das noch in der Entwicklung befindliche Oberstufentriebwerk VINCI oder das Hauptstufentriebwerk der Ariane 5, VULCAIN 1 bzw. 2, bei denen der Sauerstoff zwar im überkritischen Druck- jedoch im unterkritischen Temperaturbereich (überkritische Flüssigkeit) eingespritzt wird. In beiden Fällen kommt es aufgrund der hohen Differenzgeschwindigkeit der beiden Treibstoffmassenströme zu einem Aufbrechen des geschlossenen Oxidatorstrahls von der Scherschicht her in tropfenähnliche Ligamente (Primärzerfall) und weiter in kleinste Tröpfchen (Sekundärzerfall).

Zur Auslegung von Raketentriebwerken wird bei der EADS Astrium GmbH der eigens dafür entwickelte 2-Phasen-Solver *Rocflam-II* verwendet, der eine numerische Simulation des Brennraumes ermöglicht. Zur Abbildung des Primärzerfalls wird in *Rocflam-II* ein so genanntes

Tröpfchenmodul verwendet, bei dem der Oxidator in Form von Tröpfchen in die Brennkammer eingebracht wird. Anzahl und Durchmesser der Tröpfchen unterliegen dabei einer statistischen Verteilung. Die Wahl der Tröpfchenverteilung hat einen großen Einfluss auf den Wandwärmestrom am Beginn der Brennkammer. So führen z. B. viele kleine Tröpfchen aufgrund der größeren Oberfläche zu einer schnelleren Verdampfung des Oxidators. Entsprechend früher erfolgt auch die Vermischung und Verbrennung der Treibstoffe. Umgekehrt verzögern sich diese Prozesse bei der Verwendung großer Tröpfchen so stark, dass eine gute Durchmischung der Treibstoffe innerhalb der Brennkammerlänge nicht mehr möglich ist, wodurch die Leistung des Triebwerks negativ beeinflusst wird.

Obwohl die Testdaten in der Vergangenheit bereits sehr gut durch die Simulation mit *Rocflam-II* abgebildet werden konnten, wurden vor allem für den Wandwärmestrom in der Nähe der Einspritzebene und für Off-Design Punkte, die stark von den üblichen Betriebspunkten abweichen, Defizite identifiziert. Aus diesem Grund soll nachfolgend die Tröpfchenverteilung koaxialer Einspritzelemente in Raketenbrennkammern näher untersucht werden. Zusammenhänge zwischen verschiedenen Einspritzparametern und der resultierenden Tröpfchenverteilung sind dabei von besonderem Interesse.

Um den experimentellen Aufwand und vor allem das Gefahrenpotential zu reduzieren, wurden jedoch viele Untersuchungen in Form von Kaltgastests durchgeführt.

Dabei dienen z. B. flüssiger Stickstoff und Helium als so genannte Ersatzmedien für H_2 und O_2 (Mayer et al. [1], [2]; Mayer & Smith [3]; Telaar et al. [4]). Außerdem wird auf diese Weise eine gute Zugänglichkeit der optischen Messverfahren gewährleistet. Zunehmend gibt es aber auch optische Untersuchungen mit Verbrennung, bei denen zum Teil auch Tröpfchenverteilungen gemessen wurden (Mayer & Smith [3]; Ferraro et al. [5]; Micci & Gandilhon [6]; Pal et al. [7]). Die wesentlichen Erkenntnisse dieser Untersuchungen werden im Rahmen der vorliegenden Arbeit zunächst exemplarisch anhand von Testdaten einer Experimentalschubkammer validiert und anschließend auf den Lastpunkt $L1$ des VINCI Triebwerks übertragen. Besonderes Augenmerk liegt dabei auf der Abbildung des Wandwärmestroms sowie der Leistung des Triebwerks.

2. THEORETISCHE GRUNDLAGEN

2.1. Zerstäubung

2.1.1. Phänomenologie

Um die grundsätzlichen Mechanismen der Zerstäubung für die Treibstoffkombination H_2/O_2 in einem coaxialen Einspritzelement zu erläutern, wird vereinfachend von einem flüssigen Sauerstoffstrahl ausgegangen. Die nachfolgend beschriebenen Bereiche sind repräsentativ in BILD 1 dargestellt, wobei sich die Zahlen in Schrägstrichen auf die jeweiligen Ziffern im Bild beziehen.

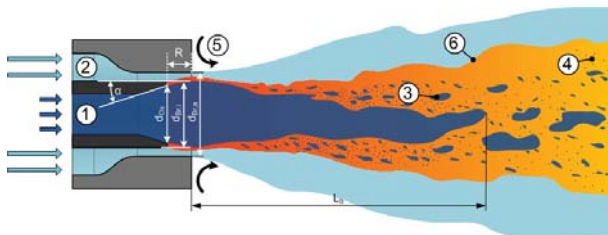


BILD 1. Schematischer Aufbau und Zerstäubung für ein coaxiales Einspritzelement

Der Sauerstoff /1/ wird zentral durch ein Innenrohr (Durchmesser d_{Ox}) mit einer geringen Geschwindigkeit in die Brennkammer eingespritzt und coaxial von einem ringförmigen Wasserstoffstrahl /2/ mit erheblich höherer Geschwindigkeit umgeben. Dieser ist durch die geometrischen Größen $d_{Br,i}$ und $d_{Br,a}$ begrenzt. Die Geschwindigkeiten werden in BILD 1 durch die unterschiedliche Länge der Pfeile symbolisiert. Durch die hohe Differenzgeschwindigkeit bildet sich eine Scherschicht zwischen den beiden Strahlen aus, die zum Ablösen von Tröpfchen bzw. tröpfchenähnlichen, fadenförmigen Fluidansammlungen /3/ führt, die als Ligamente bezeichnet werden. Diese Form des Strahlzerfalls ist auch als Primärzerfall bekannt. Der daran anschließende weitere Zerfall der Ligamente erfolgt z. B. durch Tröpfchenkollision und wird als Sekundärzerfall bezeichnet. Das so entstehende Spray /4/ verdampft und es kommt zur Flammenbildung in der Mischungszone /6/ sowie zur Rezirkulation von Heißgas /5/. Anhand von charakteristischen Kennzahlen ist eine weitere Unterteilung in unterschiedliche Mechanismen möglich (Lefebvre [8]; Chigier & Reitz [9]).

2.1.2. Kennzahlen¹

Zu den wichtigsten Kennzahlen zählt die Weber-Zahl We_l , die als Verhältnis von deformierender Trägheitskraft zur stabilisierenden Oberflächenkraft definiert ist (Lefebvre [8]). Hier bezeichnet ρ_l die Dichte, v_l die Geschwindigkeit und D_s den Durchmesser des Oxidatorstrahls. σ ist die Oberflächenspannung. Häufig wird auch die aerodynamische Weber-Zahl We_g verwendet, die mit der Dichte des Gases ρ_g und der Relativgeschwindigkeit (auch Schergeschwindigkeit) $v_r = v_g - v_l$ bestimmt wird.

$$(1) \quad We_l = \frac{\rho_l \cdot v_l^2 \cdot D_s}{\sigma}$$

Die Reynolds-Zahl Re_l bildet das Verhältnis von Trägheits- zur Reibungskraft. Für große Werte von Re_l sind auch der Impuls I des Strahls und damit seine intakte Länge L_b groß. μ_l ist die dynamische Viskosität des Oxidators.

$$(2) \quad Re_l = \frac{\rho_l \cdot v_l \cdot D_s}{\mu_l}$$

Für coaxiale Einspritzelemente ist es darüber hinaus üblich, Verhältnisskennzahlen anzugeben. Dazu zählt das Geschwindigkeitsverhältnis von Brennstoff zu Oxidator-massenstrom v_{Br}/v_{Ox} sowie das Impulsverhältnis J . Hier ist jedoch zu beachten, dass für gleiche Geschwindigkeiten und unterschiedliche Dichten ein Wert für J bestimmt werden kann, obwohl in diesem Fall keine Scherung zwischen den Strahlen auftritt, da $v_r = 0$ ist.

$$(3) \quad J = \frac{(\rho \cdot v^2)_{Br}}{(\rho \cdot v^2)_{Ox}}$$

2.1.3. Tröpfchenverteilung und -durchmesser

Bei der Bezeichnung der Tröpfchendurchmesser wird grundsätzlich zwischen gemittelten (*mean*) und repräsentativen Durchmessern unterschieden (Lefebvre [8]). Zu den häufig verwendeten gemittelten Durchmessern gehören u. a.

- der Arithmetische Durchmesser D_{10} (auch als Erwartungswert $E(X)$ bezeichnet)
- und der Sauter-Durchmesser D_{32} oder SMD , der den Durchmesser eines Tröpfchens angibt, das das gleiche Volumen- zu Oberflächenverhältnis hat, wie die Summe aller Tröpfchen in einem Spray.

Tröpfchenverteilungen werden üblicherweise als Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion *pdf* (probability density function) angegeben, die durch einen repräsentativen Durchmesser sowie die Standardabweichung beschrieben werden. Als repräsentative Durchmesser werden u. a. verwendet (Lefebvre [8]):

- Mass Median Diameter MMD (volumenbasiert)
Er kennzeichnet den Durchmesser, bei dem 50% des gesamten Tröpfchenvolumens aus Tröpfchen besteht, deren Durchmesser kleiner bzw. größer ist, als der MMD .

¹ Der Nomenklatur liegt ein flüssiger Oxidator- (Index l) und ein gasförmiger Brennstoffmassenstrom (Index g) zugrunde.

- Count Median Diameter *CMD* (anzahlbasiert)
Er gibt denjenigen Durchmesser an, bei dem 50% der Anzahl der Tröpfchen einen kleineren bzw. größeren Durchmesser haben als der *CMD*.

Bei der Verwendung des *MMD* spricht man von einer volumenbasierten-, beim *CMD* von einer anzahlbasierten Verteilung. Als mathematische Beschreibung der Tröpfchenverteilung empfiehlt Lefebvre [8] neben der Normalverteilung und der Verteilung nach Rosin-Rammler vor allem die Log-Normalverteilung, die gegeben ist durch:

$$(4) \quad pdf = \frac{1}{\sigma \cdot D \cdot \sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{(\ln D - \ln \bar{D})^2}{2\sigma^2}}$$

Darin ist D der Tröpfchendurchmesser, σ die Standardabweichung und \bar{D} der repräsentative Durchmesser, der sich für die anzahl- bzw. volumenbasierte Log-Normalverteilung wie folgt ergibt:

- anzahlbasiert: $\bar{D} = CMD = e^{\mu}$
- volumenbasiert: $\bar{D} = MMD = e^{\mu+3\sigma^2}$

SMD und $E(X)$ der Log-Normalverteilung sind in Gleichung (5) und (6) gegeben. Der Parameter μ beeinflusst die Form der Verteilung und den jeweiligen Durchmesser.

$$(5) \quad SMD = e^{\mu+2,5\sigma^2}$$

$$(6) \quad E(X) = D_{10} = e^{\mu+0,5\sigma^2}$$

Der Unterschied zwischen anzahl- und volumenbasierter Log-Normalverteilung sowie den jeweiligen Tröpfchendurchmessern ist in BILD 2 dargestellt. Beide Verteilungen charakterisieren hier das gleiche Spray.

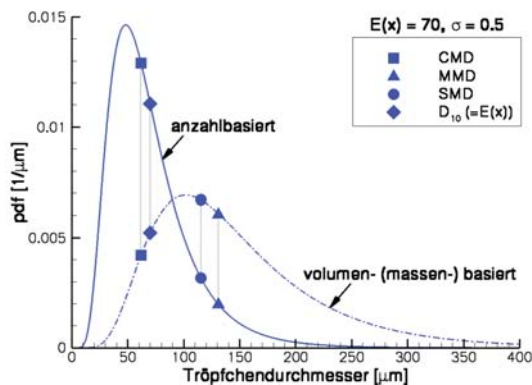


BILD 2. Anzahl- und volumenbasierte Log-Normalverteilung für $E(X) = 70 \mu\text{m}$ und $\sigma = 0,5$

Es ist deutlich zu erkennen, dass die volumenbasierte Verteilung breiter ausgeprägt und hin zu größeren Tröpfchendurchmessern verschoben ist, da das Volumen V proportional zur dritten Potenz des Durchmessers ansteigt. Bei konstanter Dichte der Tröpfchen entspricht die volumen- der massenbasierten Verteilung, die durch den *MMD* charakterisiert wird (dreieckiges Symbol). Da die Fläche unter der volumenbasierten Kurve dem normierten Tröpfchenvolumen entspricht, sind die Teilflächen links und rechts des *MMD* exakt gleich groß. Für die anzahlbasierte Verteilung trifft dies für den *CMD* zu (quadratisches Symbol). Grundsätzlich ist zu beachten, dass ein Vergleich der Tröpfchendurchmesser immer nur für zwei Durchmesser des gleichen Typs sinnvoll ist (z. B.

MMD mit *MMD*). Eine Umrechnung zwischen den einzelnen Durchmesserarten (z. B. *MMD* in *SMD*) ist nur möglich, wenn auch die Form der Verteilung bekannt ist.

2.2. Rocflam-II

Da kommerzielle Strömungslöser für spezielle Anwendungen, wie z. B. Raketenbrennkammern, nur sehr schwer angepasst werden können, wurde bei der EADS Astrium GmbH der 2-Phasen-Solver *Rocflam-II* entwickelt. Dabei handelt es sich um ein zweidimensionales Programm zur numerischen Simulation des Brennraumes, das eine rotationssymmetrische Betrachtung der Raketenbrennkammer ermöglicht (Frey et al. [10]; Görden et al. [11]). Geometrie und Massenstrom werden aufgrund dieser Modellierung allerdings nur für das zentrale Einspritzelement auf der Triebwerksachse korrekt abgebildet, während die weiter außen angeordneten Einspritzelemente durch einen umlaufenden Injektorring modelliert werden. Hier wird der Massenstrom über eine zu große Fläche eingespritzt.

Zusätzlich zur Gasphase werden in *Rocflam-II* auch eine flüssige Phase sowie Wechselwirkungen zwischen beiden Phasen betrachtet. Für die Gasphase werden die Favre gemittelten Navier-Stokes Gleichungen gelöst und über das $k-\varepsilon$ Turbulenzmodell geschlossen (siehe z. B. Versteeg & Malalasekera [12]). Die Kopfplatte der Brennkammer wird bei der Simulation in der Regel als geschlossene Wand vorgegeben. Das Einbringen des überkritischen Wasserstoffs in die Strömung erfolgt über gasförmige Quellterme (virtual fuel). Die Modellierung der Verbrennung wird über einen Gleichgewichts-*ppdf* Ansatz realisiert, bei dem die Zusammensetzung des Verbrennungsgases durch den Mischungsbruch und dessen Varianz bestimmt wird. Als Reaktionsprodukte (Spezies) entstehen bei der Verbrennung von H_2/O_2 vor allem H_2 , O_2 , H_2O , OH , H und O .

Für die Behandlung der turbulenten Grenzschicht, die sich aus einer nahezu turbulenzfreien, viskosen Unterschicht in unmittelbarer Nähe der Wand und einem daran anschließenden vollturbulenten Bereich zusammensetzt, stehen ein Wandfunktionsansatz (*Log-wall*) sowie das *Two-layer* Modell zur Verfügung. Aus Konvergenzgründen und aufgrund geringerer Rechenzeiten wird der *Log-wall* Ansatz vorwiegend an der Kopfplatte verwendet, während der *Two-layer* Ansatz an der Konturwand der Brennkammer zum Einsatz kommt.

Das Einbringen des Oxidators in die Strömung erfolgt durch die Initialisierung von diskreten Partikeln in die als Einspritzelement definierten Zellen in der Einspritzebene der Brennkammer. Bei diesen Partikeln handelt es sich um kugelförmige Tröpfchen, deren vorgegebene Größenverteilung der Tröpfchenverteilung nach dem Primärzerfall entspricht. Der eigentliche Primärzerfall wird nicht modelliert. Die Trajektorien der Tröpfchen werden innerhalb des Strömungsfeldes durch das Lagrange-Modul verfolgt, bis sie vollständig verdampft sind. Der zur Verdampfung erforderliche Temperaturanstieg wird durch den Wärmeeintrag aus der umgebenden Gasphase bestimmt. Gemäß den Erhaltungsgleichungen werden die verdampften Tröpfchen hinsichtlich Masse, Impuls und Energie als Quellterme an die Gasphase übergeben.

Dieses Vorgehen wird auch bei Triebwerken wie VULCAIN und VINCI verwendet, bei denen der Sauerstoff als überkritische Flüssigkeit, d.h. mit unterkritischer Temperatur aber überkritischem Druck eingespritzt wird. Dieser Ansatz liegt darin begründet, dass z. B. die Kompressibilität des Sauerstoffs aufgrund seines transkritischen Zustandes eher der einer Flüssigkeit ähnelt.

Die Tröpfchenverteilung in *Rocflam-II* wird durch eine Log-Normalverteilung (4) realisiert, wobei für den repräsentativen Durchmesser \bar{D} der CMD verwendet wird. Folglich handelt es sich hier um eine anzahlbasierte Verteilung. Über den Zusammenhang (6) wird die pdf-Funktion für die Simulation über den Erwartungswert $E(X)$ und die Standardabweichung σ vorgegeben. Modelle zur Beschreibung des Sekundärzerfalls sind in *Rocflam-II* implementiert, werden aber derzeit für H_2/O_2 nicht eingesetzt.

3. TRÖPFCHENVERTEILUNG IN KOAXIALEN EINSPRITZELEMENTEN

3.1. Wesentliche Erkenntnisse

Kaltgasexperimente von Mayer et al. [1], [2], Mayer & Smith [3], und Telaar et al. [4] mit Stickstoff und Helium bei $T_{N_2} = 97\text{ K}$ und $T_{He} = 280\text{ K}$ haben gezeigt, dass die Zerstäubung maßgeblich durch den Brennkammerdruck p_c beeinflusst wird. Für unterkritische Drücke ($p_c < p_{krit,Ox} = 50,43\text{ bar}$) werden Ligamente und Tröpfchen beobachtet (BILD 3), während der Zerfallsprozess für überkritische Brennkammerdrücke ($p_c > p_{krit,Ox}$) durch die Vermischung von Fluiden mit hohem Dichtegradienten und das Entstehen von schlierenähnlichen Strukturen gekennzeichnet ist (BILD 4). In beiden Fällen bildet sich der geschlossene Kern des Stickstoffstrahls in etwa als Kegel aus.



BILD 3. Einspritzung von LN_2/He bei $p_c = 10\text{ bar}$, unterkritisch, Mayer & Smith [3]



BILD 4. Einspritzung von LN_2/He bei $p_c = 60\text{ bar}$, überkritisch, Mayer & Smith [3]

Ein ähnliches Verhalten konnte auch für Heißgastests mit LOX/GH_2 beobachtet werden (Mayer et al. [1]; Mayer & Smith [3]; Mayer & Tamura [13]). In BILD 5 und BILD 6 ist

der Einspritzvorgang für die axialen Positionen der Aufnahme $x = 0$ (Kopfplatte), 12, 24, 36, 48 und 60 mm von links nach rechts und oben nach unten dargestellt. Im Vergleich zu den Kaltgastests treten hier jedoch keine kleinen Tröpfchen oder feine Strukturen mehr auf, da diese aufgrund der hohen Verbrennungstemperaturen sofort verdampfen. Folglich können in Heißgastests nur die größeren Tröpfchendurchmesser durch die Messtechnik erfasst werden. Ein steigender Brennkammerdruck bewirkt außerdem, dass zunehmend kleinere Tröpfchen aus dem Oxidatorstrahl herausgelöst werden und die intakte Strahllänge L_b sinkt (Ferraro et al. [5]).

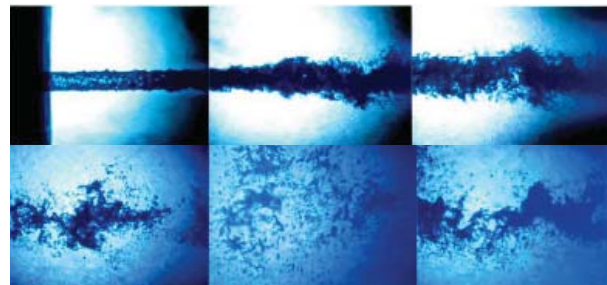


BILD 5. Verbrennung von LOX/GH_2 bei $p_c = 15\text{ bar}$, unterkritisch, Mayer & Smith [3]

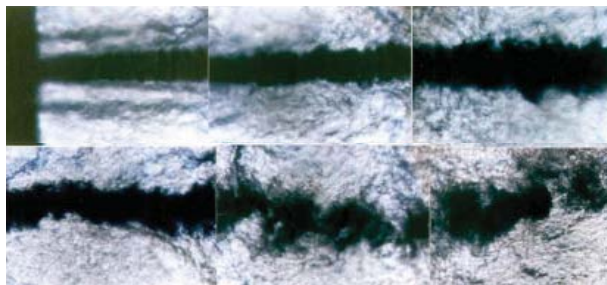


BILD 6. Verbrennung von LOX/GH_2 bei $p_c = 60\text{ bar}$, überkritisch, Mayer & Smith [3]

Zur Berechnung der intakten Strahllänge koaxialer Einspritzelemente entwickelten Eroglu und Chigier den empirischen Zusammenhang (7). Dieser wurde jedoch bei einem Brennkammerdruck von $p_c = 1\text{ bar}$ ermittelt, was deutlich unterhalb der in Raketenbrennkammern üblicherweise vorherrschenden Drücke liegt (Woodward et al. [14]).

$$(7) \quad \frac{L_b}{d_{Ox}} = 0,5 \cdot \left(\frac{We_g}{2} \right)^{-0,4} \cdot (Re_t)^{0,6}$$

Der Einfluss des Mischungsverhältnisses O/F , das definiert ist als Verhältnis von Oxidator- zu Brennstoffmassenstrom (8), resultiert aus einer Variation der beiden Treibstoffmassenströme bei konstanter Geometrie des Einspritzelementes. Für höhere O/F kommt es aufgrund der geringeren Relativgeschwindigkeit zu einer schlechteren Zerstäubung, und somit zu größeren Tröpfchendurchmessern, wobei die intakte Strahllänge steigt (Pal et al. [7]; Ferraro et al. [5]).

$$(8) \quad O/F = \frac{\dot{m}_{Ox}}{\dot{m}_{Br}}$$

Eine Variation der Brennstofftemperatur von 130–290 K bei $p_c = 27,5\text{ bar}$ und $O/F = 5$ für konstante LOX/GH_2

Massenströme hat gezeigt, dass die Brennstoffgeschwindigkeit aufgrund der sinkenden Dichte von 350 m/s auf 625 m/s steigt und damit zu kleineren Tröpfchen führt (Micci & Gandilhon [6]). Die Geschwindigkeitsverhältnisse ergaben sich hier bei konstantem Oxidatormassenstrom zu $v_{Br}/v_{Ox} = 11,7$ bzw. 20,8. Für die gemessenen Tröpfchenverteilungen wurde eine gute Übereinstimmung mit der anzahlbasierten Log-Normalverteilung (5) und $\bar{D} = CMD$ festgestellt. Dabei nimmt σ linear mit steigendem Geschwindigkeitsverhältnis von 0,4 bis 0,55 zu, während μ ($= \ln \bar{D}$) von 4,2 bis 3,75 linear sinkt (Micci & Gandilhon [6]).

Die von Pal et al. [7] bei ähnlichen Randbedingungen mit $v_{Br}/v_{Ox} = 29,2$ ermittelten Daten konnten graphisch mit einer Log-Normalverteilung mit $\sigma \approx 0,6$ und $\mu \approx 3,3$ zur Übereinstimmung gebracht werden. Diese Ergebnisse sind in TAB 1 zusammengefasst und in BILD 7 als anzahlbasierte pdf-Funktion dargestellt.

Für annähernd gleiche Drücke und eine Zunahme des Geschwindigkeitsverhältnisses v_{Br}/v_{Ox} steigt auch die Standardabweichung σ , während $E(X)$, CMD und MMD sinken. Dadurch wird die Verteilung insgesamt schmaler und das Maximum der Kurve wandert hin zu kleineren Durchmessern. Da kleinere Tröpfchen schneller verdampfen, ist ein Temperaturanstieg im vorderen Bereich der Brennkammer zu erwarten. Umgekehrt resultiert aus einem geringen Geschwindigkeitsverhältnis eine breite Verteilung mit einem Maximum bei größeren Tröpfchendurchmessern, wodurch die Aufbereitung des Oxidators und damit der Temperaturanstieg verzögert werden. Demnach hängen Tröpfchengröße und -verteilung signifikant von den Betriebsbedingungen ab, sodass die Verwendung einer einzigen Verteilung für alle Simulationen nicht sinnvoll ist.

		[6]	[6]	[7]
p_c	[bar]	27,5	27,5	27,2
O/F	[-]	5	5	5,2
v_{Br}/v_{Ox}	[-]	11,7	20,8	29,2
σ	[-]	0,4	0,55	0,6
μ	[-]	4,2	3,75	3,3
$E(X)$	[μm]	72,2	49,5	32
CMD	[μm]	66,7	42,5	27,1
MMD	[μm]	107,8	105,4	79,8

TAB 1. Tröpfchendurchmesser in Abhängigkeit von σ und μ , Micci & Gandilhon [6]; Pal et al. [7]

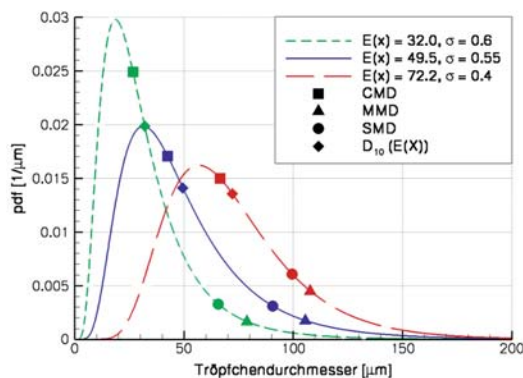


BILD 7. Anzahlbasierte Log-Normalverteilung für $E(X)$ und σ aus TAB 1

Auch die Geometrie des Einspritzelementes beeinflusst über den Recess R , um den das Innenrohr gegenüber der Einspritzebene zurückversetzt ist, und die Durchmesser der Brennstoff- bzw. Oxidatoröffnung $d_{Br,b}$, $d_{Br,a}$ und d_{Ox} die resultierende Tröpfchenverteilung (Vingert et al. [15]). Mit steigender Recess Länge R sinkt der Tröpfchendurchmesser, während er mit einer Zunahme der beiden Durchmesser bei konstantem Massenstrom steigt.

Aufgrund der stark unterschiedlichen Randbedingungen zwischen den Kaltgas- und z. T. auch den Heißgas-Tests und aktuellen Triebwerksanwendungen, können die dargestellten Ergebnisse nur tendenziell, nicht aber quantitativ auf die Simulation übertragen werden. Da jedoch aktuell keine experimentellen Daten verfügbar sind, die die Betriebsbedingungen heutiger Raketentriebwerke hinreichend gut widerspiegeln, stellen diese Ergebnisse zumindest einen Anhaltspunkt für die Wahl der Tröpfchenverteilung dar. Grundsätzlich sollte bei der Übertragung der Erkenntnisse jedoch berücksichtigt werden, dass die hier aufgeführten Experimente mit einem einzelnen Einspritzelement durchgeführt wurden. In großen Fullscale Triebwerksanwendungen, wie beispielsweise VULCAIN oder VINCI, werden jedoch standardmäßig zahlreiche Einspritzelemente verwendet, sodass es zu einer Interaktion zwischen den eingespritzten Treibstoffstrahlen kommt, die z. B. deren Aufweitung in radialer Richtung begrenzt. Die Kollision von Tröpfchen führt zu einem weiteren Tröpfchenzerfall und einer zusätzlichen Reduktion der intakten Strahllänge.

3.2. Anwendung der Ergebnisse auf Rocflam-II

Wie die Untersuchung der Einspritzung im vorherigen Abschnitt gezeigt hat, zerfällt der Oxidatorstrahl durch das Herauslösen von Tröpfchen und Ligamenten in der Scherschicht. Der zusammenhängende Kern des Strahls bildet sich näherungsweise als Kegel aus. Um diesen Primärzerfall auch in *Rocflam-II* physikalisch sinnvoll und mit vertretbarem Rechenaufwand abzubilden, wird die Einspritzung der Oxidatortröpfchen in axialer Richtung, hier z. B. mit 2 Stufen à 3 Reihen, erweitert (BILD 8 rechts). Diese Art der Modellierung wird nachfolgend als Kegeleinspritzung bezeichnet. Die „Standard-Einspritzung“, die der bisherigen Umsetzung im Programm entspricht, ist in BILD 8 links dargestellt. Blaue Zellen markieren hier die Oxidator-, rote die Brennstoffeinspritzung, die von der Änderung unberührt bleibt, da sie durch gasförmige Quellterme in der Brennkammer initialisiert wird. Graue Zellen stellen die Kopfplatte der Brennkammer dar.

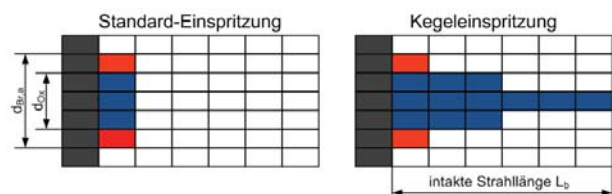


BILD 8. Schematische Darstellung der Standard- und der Kegeleinspritzung in *Rocflam-II*

Die Länge des Kegels entspricht der intakten Strahllänge L_b und wird mit Gleichung (7) abgeschätzt. Für den nachfolgend betrachteten Astrium Subscale Testfall und

den VINCI Lastpunkt $L1$ (siehe Abschnitt 4.1 und 4.2) sind die mit diesem Ansatz berechneten Längen L_b bezogen auf den Durchmesser des Oxidatorstrahls d_{ox} sowie die zur Berechnung verwendeten Kennzahlen We_q und Re_l in TAB 2 gegeben.

	$We_q [-]$	$Re_l [-]$	$L_b/d_{ox} [-]$
Astrum Subscale	$7,87 \cdot 10^5$	$6,63 \cdot 10^5$	7,25
VINCI $L1$	$2,36 \cdot 10^5$	$3,86 \cdot 10^5$	10,53

TAB 2. Intakte Strahllänge L_b nach Gleichung (7)

Um den Einfluss des Brennkammerdrucks stärker zu gewichten, dessen Zunahme zu einer Verringerung der intakten Strahllänge führt, wird die berechnete Strahllänge für den Subscale Testfall zusätzlich auf ~30 mm reduziert, während sie für den VINCI Lastpunkt auf ~60 mm leicht vergrößert wird. Die exakte Länge ergibt sich in Abhängigkeit von der Gitterweite und der Anzahl der zur Einspritzung verwendeten Zellen.

4. ERGEBNISSE

4.1. Validierung der Kegeleinspritzung anhand der kalorischen Schubkammer

4.1.1. Schubkammer und Lastpunkt

Bei der kalorischen Schubkammer handelt es sich um eine 40 kN Experimentalschubkammer mit 19 coaxialen Einspritzelementen, die mit flüssigem Sauerstoff und Wasserstoff (LOX/H_2) betrieben wird. Sie ist in einen Brennkammerteil mit elf-, und eine konvergent-divergente Düse mit neun individuell wassergekühlten Segmenten aufgeteilt. Durch die Aufheizung des Kühlmediums kann der Wärmestrom in die Brennkammerwand des jeweiligen Segmentes ermittelt werden.

Für die Validierung wurde der in TAB 3 spezifizierte Lastpunkt verwendet. Hier ist $p_{tot,t}$ der Totaldruck im Düsenhals und O/F das Mischungsverhältnis.

$p_{tot,t}$	O/F
100 bar	5,964

TAB 3. Spezifikation des Astrum Subscale Testfalls

4.1.2. Simulation

Das Rechenggebiet ist in 246×133 Zellen (axiale x radiale Richtung) aufgeteilt. Aus Konvergenzgründen wurde hier der Einspritzbereich deutlich gröber als das üblicherweise verwendete Netz mit 301×133 Zellen gewählt. Dabei ist die intakte Strahllänge der Kegeleinspritzung mit ~28 mm realisiert, die sich aus 5 Stufen à 2 Reihen zusammensetzt. Die Anzahl der Zellen der ersten Stufe in radialer Richtung entspricht dem Durchmesser d_{ox} und wird um je 2 Zellen pro Stufe in y-Richtung reduziert (1 Zelle bei der letzten Stufe).

Als Ergebnis der Simulation mit *Rocflam-II* ist die Wärmestromdichte \dot{q} für die Standard- und die Kegeleinspritzung in BILD 9 und BILD 10 über der axialen Koordinate x aufgetragen. Die Simulationen wurden dabei mit einer Genauigkeit erster bzw. zweiter Ordnung durchgeführt. Zusätzlich sind die Testdaten dargestellt.

In der Nähe der Einspritzebene ist zunächst ein niedriger Wert der Wärmestromdichte zu verzeichnen, da die Treibstoffe erst durch Zerstäubung, Verdampfung und Vermischung für die Verbrennung aufbereitet werden müssen. Bei der Kegeleinspritzung wird ein Teil der Oxidatortröpfchen weiter stromab in die Strömung eingebracht, sodass nahe der Kopfplatte nur ein geringer Teil aufbereitet und für die Verbrennung zur Verfügung gestellt werden kann. Aus diesem Grund steigt \dot{q} hier deutlich langsamer an, als bei der vergleichbaren Rechnung mit Standard-Einspritzung, bei der die Bereitstellung des gesamten Oxidatormassenstroms in der ersten Zelle des Strömungsgebietes erfolgt.

Im zylindrischen Teil der Brennkammer bildet sich nach weitgehend abgeschlossener Verbrennung üblicherweise ein Plateau im Verlauf der Wärmestromdichte aus, das hier jedoch nur für die Kegeleinspritzung und eine Simulation erster Ordnung zu erkennen ist (BILD 9). Der Maximalwert tritt kurz vor dem Düsenhals auf und ist für beide Arten der Einspritzung nahezu identisch, da insgesamt etwa dieselbe Menge an Oxidator verdampft.

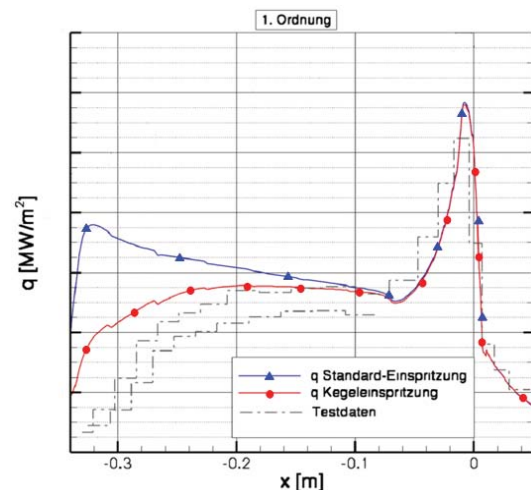


BILD 9. Wärmestromdichte für Standard- und Kegeleinspritzung, 1. Ordnung

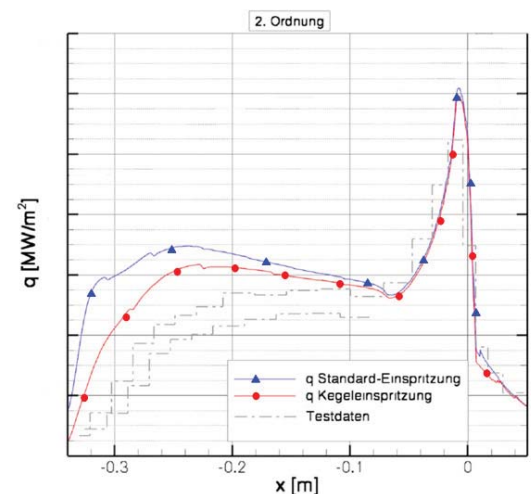


BILD 10. Wärmestromdichte für Standard- und Kegeleinspritzung, 2. Ordnung

Grundsätzlich ist der zuvor beschriebene Einfluss der Kegeleinspritzung auch in der Simulation zweiter Ordnung zu erkennen, jedoch ist hier der Unterschied zur Standard-Einspritzung weniger deutlich ausgeprägt. Die Testdaten können im vorderen Bereich der Brennkammer in keinem Fall hinreichend gut abgebildet werden. Die Wärmestromdichte im Düsenhals wird im Vergleich zu den Testdaten leicht überbewertet.

Aufgrund der Symmetrie zur x-Achse ist für den Temperaturverlauf in BILD 11 und BILD 12 immer nur eine Hälfte der Schubkammer dargestellt. Hier ist der Einfluss der Kegeleinspritzung daran zu erkennen, dass der Bereich des merklichen Temperaturanstiegs im Vergleich zur Standard-Einspritzung aufgrund der späteren Aufbereitung des Oxidators deutlich weiter stromabwärts liegt. Für die Simulation mit erster Ordnung Genauigkeit entspricht der Unterschied der Positionen des Temperaturanstiegs der beiden Einspritzvarianten in etwa der vorher definierten intakten Strahlänge von etwa 28 mm (BILD 11).

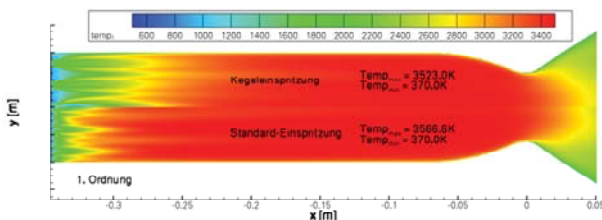


BILD 11. Temperaturverlauf für Standard- und Kegeleinspritzung, 1. Ordnung

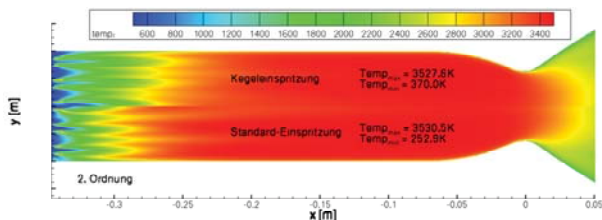


BILD 12. Temperaturverlauf für Standard- und Kegeleinspritzung, 2. Ordnung

Dieser Unterschied ist bei der Rechnung zweiter Ordnung nicht so stark ausgeprägt, da auch für die Standard-Einspritzung eine vergleichsweise späte Aufbereitung der Treibstoffe stattfindet. Auffallend ist, dass der Bereich sehr kalter Temperaturen an der Kopfplatte für die Simulation zweiter Ordnung (BILD 12) deutlich ausgeprägter ist, was aus der späten Aufbereitung der Treibstoffe resultiert.

Die wesentlichen Ergebnisse sind in TAB 4 zusammengefasst. Der integrale Wärmestrom und die maximale Wärmestromdichte sind dabei jeweils als Verhältnis von simuliertem zu dem im Versuch gemessenen Wert angegeben. Der Ausbrenngrad η_c (9) ist definiert als charakteristische Geschwindigkeit c^* im Triebwerk bezogen auf die charakteristische Geschwindigkeit c^*_{theo} für eine vollständige, ideale Verbrennung.

$$(9) \quad \eta_c = \frac{c^*}{c^*_{theo}}$$

Der integrale Wärmestrom ist für die Kegeleinspritzung etwa 12-14% geringer als im Standardfall, was im insgesamt niedrigeren Niveau der Wärmestromdichte begründet liegt. Die im Versuch ermittelten Werte werden jedoch signifikant übertroffen. Die maximale Wärmestromdichte sowie der Ausbrenngrad liegen für die Kegeleinspritzung jeweils geringfügig niedriger als bei der Standard-Einspritzung. Als Ursache ist hier ein leicht höherer Anteil an Tröpfchen zu nennen, die unverdampft durch den Düsenhals entweichen und somit nicht für die Verbrennung aufbereitet werden können.

Einspritzung		\dot{Q}/\dot{Q}_{Test}	$\dot{q}_{max}/\dot{q}_{max,Test}$	η_c [%]
1. Ord.	Standard	1,46	1,11	98,86
	Kegel	1,25	1,11	98,33
2. Ord.	Standard	1,44	1,16	98,71
	Kegel	1,26	1,14	97,62

TAB 4. Ergebnisse der Simulation für Standard- und Kegeleinspritzung, 1. und 2. Ordnung

Im Gegensatz zu den dargestellten Ergebnissen können die Testdaten durch die Simulation mit dem üblicherweise verwendeten Rechnernetz (301x133 Zellen) und der Standard-Einspritzung sehr gut mit *Rocflam-II* abgebildet werden. Wie bereits erwähnt wurde, konnte dieses Netz hier aus Konvergenzgründen nicht verwendet werden.

4.1.3. Bewertung der Ergebnisse

Durch die Verwendung der Kegeleinspritzung kann ein geringerer Anstieg der Wärmestromdichte am Beginn der Brennkammer realisiert werden, da die Aufbereitung und Verdampfung der Oxidatortröpfchen weiter stromab in der Brennkammer erfolgen. Dieser Trend wird dabei von der Simulation erster Ordnung besser abgebildet als bei einer Rechnung zweiter Ordnung. Es handelt sich also um einen pragmatischen Ansatz, der die Testdaten jedoch nicht hinreichend gut abbilden kann.

Die Schwächen dieser Art der Einspritzung liegen vor allem in der Konvergenz der Lösung, die mitunter die Wahl eines deutlich größeren Netzes erforderlich macht. Auch muss vom Lagrange-Modul eine größere Anzahl von Tröpfchen verfolgt werden, was sich insbesondere auch beim Einsatz in Großtriebwerken negativ auf die Rechenzeit auswirkt.

4.2. Anwendung der Kegeleinspritzung auf die VINCI Schubkammer

4.2.1. Schubkammer und Lastpunkte

Bei VINCI handelt es sich um ein Oberstufentriebwerk, das sich aktuell noch in der Entwicklung befindet und zukünftig in der Ariane 5 Rakete zum Einsatz kommen soll. Der untersuchte Lastpunkt *L1* ist ein so genannter Off-Design Punkt, der durch $p_{tot,t} = 52,5$ bar und $O/F = 9,07$ charakterisiert ist (TAB 5). Außergewöhnlich ist hier das überstöchiometrische Mischungsverhältnis, da Raketenbrennkammern üblicherweise brennstoffreich betrieben werden, um die Gewichtsvorteile durch die geringere Dichte des Brennstoffs auszunutzen und einen höheren spezifischen Impuls I_{sp} aufgrund der geringeren molaren Masse der Abgase zu erzielen.

$p_{tot,t}$	O/F
52,5 bar	9,07

TAB 5. Spezifikation des VINCI Lastpunktes L1

4.2.2. Simulation

Das Rechengebiet wurde mit 569x237 Zellen diskretisiert und entspricht damit der Standard Auflösung für diese Schubkammer. Die intakte Strahlänge der Kegeleinspritzung beträgt ~61 mm und setzt sich aus 5 Stufen à 8 Reihen in x-Richtung zusammen. Die Anzahl der Zellen wird um je 2 Zellen pro Stufe in y-Richtung reduziert. Die Simulation wurde mit einer Genauigkeit 1. Ordnung durchgeführt.

Wie in BILD 13 zu erkennen ist, sinkt auch hier die Wärmestromdichte durch die Verwendung der Kegeleinspritzung im vorderen Bereich der Brennkammer deutlich ab. Aufgrund der Erweiterung der Einspritzung in x-Richtung werden in diesem Bereich weniger Oxidatortröpfchen als bisher in die Strömung eingebracht, so dass auch weniger Oxidator für die Verdampfung und Vermischung zur Verfügung steht, was letztendlich den Bereich des merklichen Temperaturanstiegs weiter stromabwärts verschiebt (siehe BILD 14). Dadurch liegt auch \dot{q} im zylindrischen Teil der Brennkammer geringfügig höher. Im Düsenhals ist nur noch ein geringer, im divergenten Teil der Düse kein Unterschied mehr vorhanden. Die Diffusionsflamme ist an der dünnen Schicht mit etwas höherer Temperatur um den Oxidatorstrahl herum zu erkennen und direkt hinter dem Einspritzelement verankert.

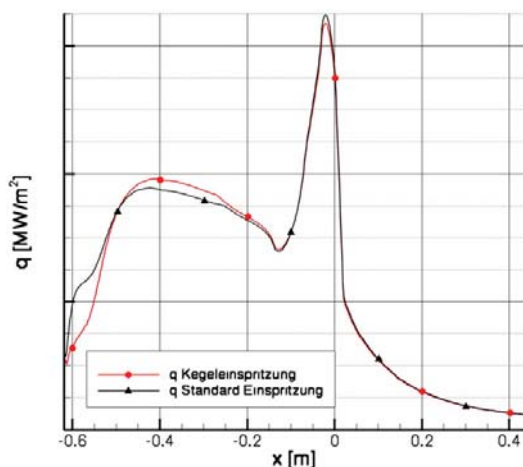


BILD 13. Wärmestromdichte für Standard- und Kegeleinspritzung, Lastpunkt L1

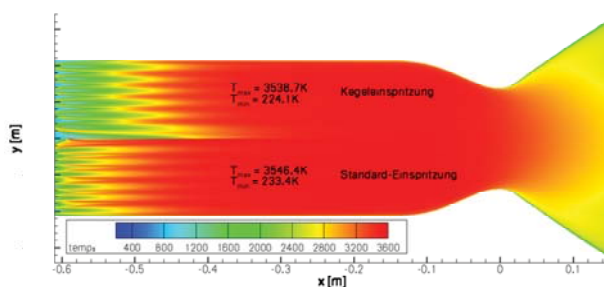
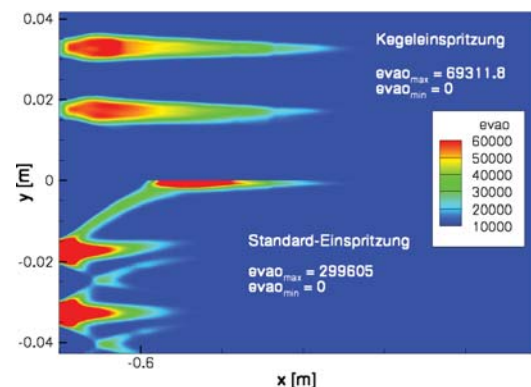
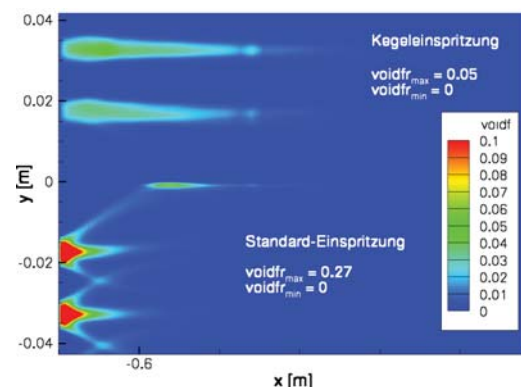


BILD 14. Temperaturverlauf für Standard- und Kegeleinspritzung, Lastpunkt L1

Warum für die Standard-Einspritzung (BILD 14 untere Hälfte) auf der Triebwerksachse Temperaturen bis zu 3600 K entstehen, ist zur Zeit noch unklar, insbesondere da sich hier kein Einspritzelement sondern der Zünder des Triebwerks befindet.

Um die Modellierung der Kegeleinspritzung genauer zu untersuchen, sind in BILD 15 und BILD 16 die Verdampfungsrate des Oxidators $evao$ und der Volumenanteil der Tröpfchen innerhalb einer Rechenzelle $voidf$ dargestellt. Dabei ist $voidf$ die aussagekräftigere Größe, da sie eindeutig ist, d.h. nicht von anderen Parametern abhängt. Aus der Verdampfungsrate $evao$ hingegen geht nicht eindeutig hervor, ob die Tröpfchen nur teilweise oder komplett verdampft sind.

BILD 15. Verdampfungsrate $evao$ für Standard- und Kegeleinspritzung, VINCI L1BILD 16. Volumenanteil der Flüssigkeit $voidf$ für Standard- und Kegeleinspritzung, VINCI L1

Die durch die Kegeleinspritzung vorgegebene charakteristische Form eines Kegels für den geschlossenen Kern des Oxidatorstrahls ist auch hier für die Verdampfungsrate und den Volumenanteil der Tröpfchen deutlich zu erkennen. Die Länge des Bereiches, in dem Tröpfchen in der Strömung vorhanden sind ($voidf > 0$) entspricht in etwa der definierten intakten Strahlänge. Physikalisch nicht zu erklären sind hingegen die Verläufe für die Standard-Einspritzung insbesondere mit der Reflexion auf der Triebwerksachse, die als Ursache für die dort vorherrschenden hohen Temperaturen angesehen werden kann. Hier wird ein Großteil des gesamten Oxidatormassenstroms bereits in den ersten beiden Rechenzellen in x-Richtung verdampft, was auch den fast sprunghaften Anstieg der Wärmestromdichte in diesem Bereich erklärt (vgl. BILD 13).

Als wesentlicher Vorteil der Kegeleinspritzung ist jedoch hervorzuheben, dass der Volumenanteil der Tröpfchen deutlich kleiner als 0,1 ist. Dieser Wert entspricht der oberen Grenze für die Verwendung des Lagrange-Moduls, da bei Werten über 0,1 die Verdrängungswirkung der Tröpfchen in der Simulation berücksichtigt werden müsste. Die Standard-Einspritzung erreicht hingegen einen maximalen Wert von 0,27 und überschreitet diese Grenze damit deutlich.

Die Ergebnisse sind zusammenfassend in TAB 6 dargestellt. Eine signifikante Absenkung des integralen Wärmestroms durch die Kegeleinspritzung kann hier nicht erzielt werden. Das Verhältnis von simuliertem zu gemessenem integralen Wärmestrom liegt zwar in der gleichen Größenordnung wie beim Astrum Subscale Testfall mit Kegeleinspritzung, jedoch kann die Abbildung der Testdaten für das hier verwendete Standard-Netz nicht als zufriedenstellend bewertet werden. Der um 0,1% geringere Ausbrenngrad mit Kegeleinspritzung ist erneut darauf zurückzuführen, dass die Oxidatortröpfchen nicht vollständig bis zum Düsenhals verdampfen.

	\dot{Q}/\dot{Q}_{Test}	η_c [%]
Standard	1,23	98,88
Kegel	1,21	98,78

TAB 6. Ergebnisse der Simulation für Standard- und Kegeleinspritzung, Lastpunkt L1

4.2.3. Bewertung der Ergebnisse

Auch für den oxidatorreichen Lastpunkt L1 kann die gewünschte Absenkung der Wärmestromdichte im vorderen Bereich der Brennkammer realisiert werden, wobei die Änderung im integralen Wärmestrom sehr gering ausfällt. Als großer Vorteil ist die verbesserte Umsetzung der Verdampfungsrate $evao$ und des Volumenanteils der Flüssigkeit $voidf$ zu sehen, die ein Indiz dafür sind, dass diese Form der Modellierung die physikalischen Prozesse bei der Zerstäubung besser als bisher abbilden. Insbesondere die Einhaltung der für die Anwendung des Lagrange-Moduls definierten oberen Grenze von $voidf = 0,1$ ist an dieser Stelle besonders hervorzuheben. Als nachteilig erweist sich hier der deutlich höhere Rechenaufwand.

5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Im Rahmen dieser Arbeit wurde der Einfluss verschiedener Parameter der Treibstoffeinspritzung auf die resultierende Tröpfchenverteilung in Raketenbrennkammern für koaxiale Einspritzelemente untersucht. Als wesentliches Ergebnis wurde für die Simulation mit *Rocflam-II* die Modellierung der Treibstoffeinspritzung als so genannte Kegeleinspritzung eingeführt und zunächst anhand des Astrum Subscale Testfalls validiert und dann auf den VINCI Lastpunkt L1 angewendet.

Die Analyse unterschiedlicher Experimente hat gezeigt, dass sich aufgrund der hohen Differenzgeschwindigkeit v_r zwischen Brennstoff- und Oxidatormassenstrom bei koaxialen Einspritzelementen eine Scherschicht ausbildet, die für den Zerfall des Oxidatorstrahls in tropfenähnliche Ligamente (Primärzerfall) und weiter in kleinste Tröpfchen (Sekundärzerfall) verantwortlich ist. Der zusammen-

hängende Bereich des Oxidatorstrahls bildet sich dabei näherungsweise als Kegel aus. Der Zerstäubungsprozess wird ebenfalls maßgeblich durch den Brennkammerdruck p_c beeinflusst. So sinkt beispielsweise die Länge des intakten, geschlossenen Oxidatorstrahls mit steigendem p_c und es ergeben sich signifikante Unterschiede zwischen unter- und überkritischen Betriebsbedingungen: Während für unterkritische Drücke ($p < p_{krit,Ox}$) Ligamente und Tröpfchen zu beobachten sind, ist der überkritische Druckbereich ($p > p_{krit,Ox}$) durch eine Vermischung von Fluiden mit hohem Dichtegradienten gekennzeichnet. Bei der Simulation mit *Rocflam-II* erfolgt die Einspritzung des Oxidators durch die Vorgabe einer Tröpfchenverteilung, die das Durchmesserspektrum der Tröpfchen nach dem Primärzerfall charakterisiert. Da sich Tröpfchengröße und -verteilung jedoch stark mit den Betriebsbedingungen und auch mit der Geometrie des Einspritzelementes ändern, ist eine Anpassung der Tröpfchenverteilung für unterschiedliche Lastpunkte und Triebwerke erforderlich. Aufgrund der stark unterschiedlichen Randbedingungen zwischen den Kaltgas- und z. T. auch den Heißgastests und aktuellen Triebwerksanwendungen können die dargestellten Ergebnisse jedoch nur tendenziell und nicht quantitativ auf die Simulation übertragen werden und bieten damit einen Anhaltspunkt für die Wahl der Tröpfchenverteilung.

Die „Kegeleinspritzung“ wurde eingeführt, um die bisherige Tröpfcheneinspritzung zusätzlich in axialer Richtung zu erweitern und den physikalischen Prozess des Strahlzerfalls besser in der Simulation abzubilden. Die Validierung anhand des Astrum Subscale Testfalls hat gezeigt, dass ein deutliches Absinken der Wärmestromdichte am Beginn der Brennkammer erzielt werden konnte. Integraler Wärmestrom und Ausbrenngrad der Testdaten konnten in der Simulation jedoch nicht hinreichend gut abgebildet werden. Die Schwächen dieses Ansatzes liegen vor allem in der Konvergenz der Lösung und der erhöhten Rechenzeit, was sich bei den Simulationen des VINCI Lastpunktes L1 bestätigt hat. Als wesentlicher Vorteil der Kegeleinspritzung ist hervorzuheben, dass der Volumenanteil der Flüssigkeit in der Strömung immer unter dem Wert 0,1 liegt und das Lagrange-Modul damit innerhalb seiner definierten Grenzen angewendet wird.

Die in dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen haben die wesentlichen Merkmale der Zerstäubung in koaxialen Einspritzelementen aufgezeigt und zur besseren Abbildung des Strahlzerfalls die Kegeleinspritzung eingeführt. Die nach wie vor signifikante Abweichung zwischen Simulations- und Testergebnissen insbesondere für überstöchiometrische Mischungsverhältnisse konnte jedoch nicht ausreichend verbessert werden. Die Ursache hierfür ist vermutlich in der Verwendung eines falschen Sprays oder falscher Randbedingungen zu sehen. Auch dreidimensionale Effekte, die in *Rocflam-II* nicht berücksichtigt werden, können in diesem Zusammenhang einen nicht zu vernachlässigenden Einfluss haben.

Für zukünftige Anwendungen könnte als alternative Umsetzung der Kegeleinspritzung der intakte Bereich des Strahls bereits bei der Netzgenerierung ausgespart werden. Für die Einspritzung von Treibstoffen im überkritischen Zustand ist auch die Modellierung von zwei Gasphasen mit großem Dichtegradienten denkbar.

Die vorliegende Arbeit wurde als Diplomarbeit bei der EADS Astrium verfasst und vom Lehrstuhl für Flugantriebe der Technischen Universität München betreut.

6. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] Mayer, W., Schik, A., Vielle, B., Chauveau, C., Gökalp, I., Talley, D.G., Woodward, R.D., „*Atomization and Breakup of Cryogenic Propellants under High-Pressure Subcritical and Supercritical Conditions*“, Journal of Propulsion and Power, Vol. 14 No. 5, 1998, 835–842
- [2] Mayer, W., Ivancic, B., Schik, A., Hornung, U., „*Propellant Atomization and Ignition Phenomena in Liquid Oxygen / Gaseous Hydrogen Rocket Combustors*“, Journal of Propulsion and Power, Vol. 17 No.4, 2001, 794–799
- [3] Mayer, W.O.H., Smith, J.J., „*Fundamentals of Supercritical Mixing and Combustion of Cryogenic Propellants*“, Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 200: Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis and Design, Chapter 9, 2004, 1–26
- [4] Telaar, J., Schneider, G., Mayer, W., „*Experimental Investigation of Breakup of turbulent Liquid Jets*“, ILASS-Europe 2000, 16th Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems, Darmstadt, 11-13 September 2000
- [5] Ferraro, M., Kujala, R.J., Thomas, J.-L., Glogowski, M.J., Micci, M.M., „*Near-Critical Liquid Oxygen Droplet Measurements*“, Journal of Propulsion and Power Vol. 14 No. 4, 1998, 579–581
- [6] Micci, M.M., Gandilhon, D., „*Shear Coaxial Injector LOX Droplet Measurements as a Function of Hydrogen Injection Temperature*“, Atomization and Sprays, Vol. 18 Issue 1, 2008, 85–96
- [7] Pal, S., Moser, M.D., Ryan, H.M., Foust, M.J., Santoro, R.J., „*Shear Coaxial Injector Atomization Phenomena for Combusting and Non-Combusting Conditions*“, Atomization and Sprays, Vol. 6 Issue 2, 1996, 227–244
- [8] Lefebvre, A. H., „*Atomization and Sprays*“, Hemisphere Publishing Corporation, New York, 1989
- [9] Chigier, N. & Reitz, R.D., „*Regimes of Jet Breakup and Breakup Mechanisms (Physical Aspects)*“, Progress in Astronautics and Aeronautics: Recent Advances in Spray Combustion: Spray Atomization and Drop Burning Phenomena, Volume 1, Chapter 4, 1996, 109–135
- [10] Frey, M., Kniesner, B., Knab, O., „*Consideration of real gas effects and condensation in a spray combustion rocket thrust chamber design tool*“, EUCASS2009-85, 3rd European Conference for Aerospace Sciences, Versailles, 2009
- [11] Görgen, J., Aichner, T., Frey, M., „*Spray combustion and heat transfer modelling in LOX/H₂, LOX/HC and MMH/NTO combustion chambers*“, EUCASS2009-104, 3rd European Conference for Aerospace Sciences, Versailles, 2009
- [12] Versteeg, H.K. & Malalasekera, W., „*An introduction to Computational Fluid Dynamics, The Finite Volume Method*“, Pearson Education Limited, England, 1995
- [13] Mayer, W., Tamura, H., „*Flow Visualization of Supercritical Propellant Injection in a Firing LOX/GH₂ Rocket Engine*“, ASME, SAE, and ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit, 31st, San Diego, CA, 10–12 Juli, 1995, AIAA-95-2433
- [14] Woodward, R.D., Pal, S., Santoro, R.J., Kuo, K.K., „*Measurement of Core Structure of Coaxial Jets Under Cold-Flow and Hot-Fire Conditions*“, Progress in Astronautics and Aeronautics: Recent Advances in Spray Combustion: Spray Atomization and Drop Burning Phenomena, Volume 1, Chapter 8, 1996, 185–207
- [15] Vingert, L., Gicquel, P., Lourme, D., „*Coaxial Injector Atomization*“, Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 169: Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Chapter 6, 1995, 145–189