

Fachbereich 4: Produktionstechnik  
Vertiefungsrichtung: Luft- und Raumfahrttechnik

---

# Masterarbeit

Zur Erlangung des akademischen Grades  
Master of Science (M.Sc.)

## **Untersuchung der Entzündbarkeit und Flammenausbreitung von PMMA-Metall-Verbund Proben unter Normal- und Mikrogravitation**

Investigation on flammability and flame propagation of PMMA-metal  
composite samples under normal and microgravity

---

Eingereicht von: B.Sc. Maximilian Ruhe  
Matrikelnummer: 2513906  
Email Adresse: max.ruhe@uni-bremen.de

Erstgutachter: Prof. Dr. Marc Avila  
Zweitgutachter: Dipl.-Ing. Christian Eigenbrod

Bremen, den 28. Dezember 2016



## **Abstract**

In der vorliegenden Arbeit wird das Zünd- und Abbrandverhalten von PMMA-Metall-Verbundproben, vor dem Hintergrund des „Upward Flame Propagation Test“ aus dem NASA-STD-6001B, welcher Materialqualifizierungstests für die bemannte Raumfahrt beinhaltet, untersucht. Als Verbundmaterial dienen dabei neben PMMA, Aluminium und Edelstahl. In diesem Rahmen werden Versuche mit ebenen Versuchsproben unter Normalgravitation sowie mit zylindrischen Proben ebenfalls unter Normal-, aber auch unter Mikrogravitation in Form eines Experimentes an Bord einer Höhenforschungsrakete durchgeführt. Zum besseren Verständnis des Zündverhaltens von zylindrischen Verbundproben wird eine FEM-Simulation zur Wärmeleitung aufgesetzt, die Rückschlüsse auf die Temperaturverteilung liefern soll. Die Versuchsergebnisse werden interpretiert und diskutiert, bevor ein Ausblick gegeben wird, wie weiterführende Forschungen zu diesem Themengebiet erweiternde Erkenntnisse liefern können, um Materialqualifizierungstests insgesamt verbessern zu können und somit die Feuersicherheit in der bemannten Raumfahrt zu erhöhen.

## **Eidesstattliche Erklärung**

Ich versichere hiermit wahrheitsgemäß, dass ich die vorliegende Arbeit bis auf die offizielle Betreuung durch das Fachgebiet ohne fremde Hilfe eigenständig angefertigt habe.

Die benutzte Literatur ist vollständig angegeben.

---

Ort, Datum

---

Maximilian Ruhe

# Inhaltsverzeichnis

I.	Abbildungsverzeichnis.....	v
II.	Tabellenverzeichnis .....	ix
III.	Nomenklatur .....	x
1	Einleitung.....	- 1 -
2	Theoretischer Hintergrund.....	- 3 -
2.1	Feuer in Mikrogravitation.....	- 4 -
2.1.1	Wärmeübertragungsmechanismen .....	- 5 -
2.1.1.1	Wärmeleitung.....	- 6 -
2.1.1.2	Konvektiver Wärmeübergang.....	- 7 -
2.1.1.3	Wärmestrahlung.....	- 8 -
2.2	Internationale Materialqualifikationstests .....	- 9 -
2.3	Problematik der Materialqualifikationstests.....	- 11 -
2.4	Ansätze zur Verbesserung der Materialqualifikationstests.....	- 16 -
2.5	SAFFIRE – Spacecraft Fire Safety Demonstration Project.....	- 17 -
3	Aktueller Stand der Forschung .....	- 19 -
4	Versuchsaufbau und -durchführung.....	- 26 -
4.1	Versuche in 1g mit ebenen Proben .....	- 26 -
4.1.1	Versuchsaufbau .....	- 26 -
4.1.1.1	Testkammer.....	- 26 -
4.1.1.2	Probenhalterung .....	- 27 -
4.1.1.3	Kamerasystem.....	- 28 -
4.1.1.4	Zündung der Proben.....	- 30 -
4.1.2	Gestaltung der Versuchsproben .....	- 31 -
4.2	Versuche in $\mu$ g mit zylindrischen Proben (UB-FIRE) .....	- 35 -
4.2.1	REXUS/BEXUS Programm.....	- 35 -
4.2.2	Versuchsaufbau des Experimentes UB-FIRE .....	- 35 -
4.2.2.1	Gestaltung der Versuchsproben .....	- 36 -
4.2.2.2	Aufbau der Brennkammern.....	- 37 -
4.2.2.3	Kamerasystem.....	- 39 -
4.2.2.4	Pneumatisches System UB-FIRE .....	- 40 -
4.2.2.5	Zündung der Versuchsproben .....	- 42 -
4.2.2.6	Integration in das Raketenmodul .....	- 43 -
4.2.3	Versuchsdurchführung und Auswertung der Experimentbedingungen .....	- 44 -
4.2.3.1	Countdown Durchführung und Ablauf des Experimentes.....	- 44 -

4.2.3.2	Auswertung der Flugdaten der Rakete.....	- 46 -
4.3	Versuche in 1g mit zylindrischen Proben.....	- 53 -
4.3.1	Versuchsaufbau .....	- 53 -
4.4	FEM Simulation der Wärmeleitung in zylindrischen PMMA-Metall- Verbundproben .....	- 54 -
5	Versuchsauswertung und Ergebnisse.....	- 56 -
5.1	Vorstellung der Auswertungssoftware .....	- 56 -
5.2	Versuchsauswertung und Ergebnisse der Experimente in 1g mit ebenen Proben.-	- 58 -
5.3	Versuchsauswertung und Ergebnisse der Experimente in $\mu\text{g}$ mit zylindrischen Proben.....	- 64 -
5.4	Versuchsauswertung und Ergebnisse der Experimente in 1g mit zylindrischen Proben.....	- 66 -
5.5	Auswertung und Ergebnisse der FEM Simulation der Wärmeleitung in zylindrischen PMMA-Metall-Verbundproben.....	- 70 -
6	Ergebnisdiskussion .....	- 74 -
6.1	Diskussion der Versuchsergebnisse in 1g mit ebenen Proben .....	- 74 -
6.2	Diskussion der Versuchsergebnisse in $\mu\text{g}$ mit zylindrischen Proben und der FEM- Simulation der Wärmeleitung.....	- 79 -
6.3	Diskussion der Versuchsergebnisse in 1g mit zylindrischen Proben .....	- 81 -
7	Zusammenfassung.....	- 83 -
8	Ausblick .....	- 84 -
9	Literaturverzeichnis .....	- 85 -
10	Anhang.....	- 88 -

# I. Abbildungsverzeichnis

- Abbildung 2.1:** Kerzenflamme in Normalgravitation (links) und in Mikrogravitation (rechts) [4]- 5 -
- Abbildung 2.2:** Leitungsbasierter Energietransport über eine Systemgrenze im Fall der reinen Wärmeleitung und des konvektiven Wärmeübergangs [6].....- 6 -
- Abbildung 2.3:** Elektromagnetisches Wellenspektrum (grau unterlegt: Wärmestrahlung) [6] .- 8 -
- Abbildung 2.4:** Probenhalter des Upward Flame Propagation Test nach ISO 14624-1. Modifizierte Darstellung nach [11].....- 10 -
- Abbildung 2.5:** Ergebnisse der numerischen Simulation von Entzündungsgrenzen in Abhängigkeit der Strömungsgeschwindigkeit und der Sauerstoffkonzentration [13] .....- 12 -
- Abbildung 2.6:** Ergebnisse numerischer Simulationen für Flammbarkeitsbereiche in Abhängigkeit der Strömungsgeschwindigkeit und der Sauerstoffkonzentration in Mikrogravitation für gleich- und gegenläufige Anströmung in Mikrogravitation [5] .....- 14 -
- Abbildung 2.7:** Aufbau des SAFFIRE 1 Experiment Moduls [1].....- 18 -
- Abbildung 3.1:** Probendesign der Untersuchungen Nordmanns, a) Referenz b) vertikal genutet c) horizontal genutet [15] .....- 19 -
- Abbildung 3.2:** Flammenpropagationsrate der drei unterschiedlich oberflächenstrukturierten PMMA-Proben bei Versuchen von Nordmann [15].....- 20 -
- Abbildung 3.3:** Probenhalterung der Untersuchungen Würzburgs:(1) PMMA-Probe (2) Einschubhalter (3) Ober- und Unterblech (4) Aluminiumgestell (5) Kalte Enden Zünddraht (6) Kalte Enden Referenzdraht (7) Zünddraht (8) Referenzdraht [16] .....- 21 -
- Abbildung 3.4:** Gemittelte Propagationsraten der Flammenfront der Versuche Würzburgs zu unstrukturierten beidseitig brennenden PMMA-Proben. Modifizierte Darstellung nach [16].....- 22 -
- Abbildung 3.5:** Probendesign der Untersuchungen Steins zu zylindrischen PMMA-Proben, a) Referenz b) Vertikal genutet c) Horizontal genutet [17] .....- 23 -
- Abbildung 3.6:** Gemittelte Propagationsraten der Flammenfront bei Untersuchung von zylindrischen unstrukturierten PMMA-Proben von Stein. Modifizierte Darstellung nach [17].....- 24 -

<b>Abbildung 3.7:</b> Schematische Darstellung des (a) Experimentaufbaus, der (b) untersuchten Kabelkonfigurationen, und (c) Abbildung der untersuchten PE-isolierten Kabel [18] .....	25 -
<b>Abbildung 4.1:</b> Testkammer gemäß dem NASA-STD-6001-Standard im ZARM Verbrennungslabor.....	26 -
<b>Abbildung 4.2:</b> Innerer Aufbau der Testkammer gemäß NASA-STD-6001-Standard.....	27 -
<b>Abbildung 4.3:</b> CAD Projektionsansicht der zweiteiligen Probenhalterung, bestehend aus einem Aluminium-Rücken und einer Edelstahl-Front.....	28 -
<b>Abbildung 4.4:</b> FLIR TAU 2 640 [19] .....	29 -
<b>Abbildung 4.5:</b> Keramikbrenner zur Zündung der Versuchsproben, Breite 100 mm [20]. -	30 -
<b>Abbildung 4.6:</b> Ebene Versuchsproben der Versuchsreihe VA-PMMA5mm fertig mit ACRIFIX geklebt.....	31 -
<b>Abbildung 4.7:</b> Metallrücken der PMMA-Metall-Verbundproben in der CAD Projektionsansicht .....	33 -
<b>Abbildung 4.8:</b> Untersuchte Versuchsproben auf im Verbrennungsexperiment UB-FIRE (Die in dieser Arbeit untersuchten Proben sind grün markiert).....	36 -
<b>Abbildung 4.9:</b> Aufbau einer Brennkammer des Raketenexperimentes UB-FIRE .....	37 -
<b>Abbildung 4.10:</b> Aufbau des oberen Bulkheads mit Infrarotkamera, Drehmechanismus und Onboard Computer.....	39 -
<b>Abbildung 4.11:</b> Pneumatikschaubild des Flugexperimentes UB-FIRE im Verbrennungszustand.....	40 -
<b>Abbildung 4.12:</b> Fertig gewickelter Zünddraht in der Zündkrone der PMMA-Metall Verbundprobe .....	42 -
<b>Abbildung 4.13:</b> Gesamter CAD Aufbau des Flugexperimentes UB-FIRE .....	43 -
<b>Abbildung 4.14:</b> Blick von oben in das CAD Raketenmodul des Flugexperimentes UB-FIRE ohne oberes Bulkhead.....	45 -
<b>Abbildung 4.15:</b> Flughöhe und Umgebungsdruck der REXUS 20 über die Flugzeit aufgetragen (Quelle: DLR MOARABA).....	46 -
<b>Abbildung 4.16:</b> Moduldruck und Temperatur des Onboard Computers im Flugexperiment UB-FIRE aufgetragen über die Flugzeit.....	47 -
<b>Abbildung 4.17:</b> Rollraten REXUS 20 über die Flugzeit (Quelle: DLR MORABA) .....	48 -
<b>Abbildung 4.18:</b> Raketenkoordinatensystem der REXUS 20 .....	49 -

<b>Abbildung 4.19:</b> Batteriespannung der Zündungsbatterie über die Flugzeit auf REXUS 20-	49
-	
<b>Abbildung 4.20:</b> Druck im Hochdruck- und Niederdrucksystem über die Flugzeit auf REXUS	20 - 50 -
<b>Abbildung 4.21:</b> Druck und Temperatur innerhalb der Brennkammern über die Flugzeit auf REXUS 20 .....	51 -
<b>Abbildung 4.22:</b> Zylindrische Probe in der Testkammer am Probenhalter, Zünddraht versuchsfertig angeschlossen .....	53 -
<b>Abbildung 5.1:</b> Bestimmung der Flammenfront mit der Software Series Image Processor ....	57 -
<b>Abbildung 5.2:</b> Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA 3 mm und VA 3 mm, nicht geglättet und nicht verschoben .....	58 -
<b>Abbildung 5.3:</b> Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA 3 mm und VA 3 mm, geglättet und in den Ursprung verschoben	59
-	
<b>Abbildung 5.4:</b> Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA 3 mm und Al 3 mm, den Verbund aus PMMA 3 mm und VA 3 mm und die PMMA 3 mm Referenzprobe.....	60 -
<b>Abbildung 5.5:</b> Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA 5 mm und Al 3 mm, den Verbund aus PMMA 5mm und VA 3 mm und die PMMA 5 mm Referenzprobe.....	61 -
<b>Abbildung 5.6:</b> Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA 6 mm und Al 3 mm, den Verbund aus PMMA 6 mm und VA 3 mm und die PMMA 6 mm Referenzprobe.....	62 -
<b>Abbildung 5.7:</b> Infrarotaufnahmen der Versuchsproben des Experimentes UB-FIRE auf REXUS 20 direkt nach der Zündung der Versuchsproben.....	64 -
<b>Abbildung 5.8:</b> Infrarotaufnahmen der Versuchsproben des Experimentes UB-FIRE auf REXUS 20 kurz vor Löschen der Versuchsproben .....	65 -
<b>Abbildung 5.9:</b> Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA-Rohr und VA-Kern, nicht verschoben.....	66 -
<b>Abbildung 5.10:</b> Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA-Rohr und VA-Kern, in den Ursprung verschoben.....	67 -

---

<b>Abbildung 5.11:</b> Gemittelte Propagationsweiten mit der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA-Rohr mit VA-Kern und Al-Kern, sowie per Regression ermittelte quadratische Funktionen .....	68 -
<b>Abbildung 5.12:</b> Vernetztes Simulationsmodell mit markierten Knotenpunkten zum Ablesen der Temperatur .....	70 -
<b>Abbildung 5.13:</b> Simulierte Temperaturverläufe der verschiedenen Verbundproben .....	71 -
<b>Abbildung 5.14:</b> Temperaturverteilung der Versuchsproben ermittelt durch FEM-Simulation -	72 -
<b>Abbildung 5.15:</b> Temperaturverteilung der Versuchsproben-Kerne ermittelt durch FEM-Simulation .....	73 -
<b>Abbildung 6.1:</b> Vergleich der Propagationsraten der unstrukturierten Referenzproben mit den unstrukturierten Versuchsproben Würzburgs und Nordmanns [16] .-	75 -
<b>Abbildung 6.2:</b> Propagationsweite der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA 2 mm und VA 3 mm .....	76 -
<b>Abbildung 6.3:</b> PMMA-Edelstahl-Verbundprobe nach dem Flug des Experimentes UB-FIRE auf REXUS 20.....	80 -
<b>Abbildung 6.4:</b> PMMA-Aluminium-Verbundprobe nach dem Flug des Experimentes UB-FIRE auf REXUS 20.....	80 -
<b>Abbildung 6.5:</b> Vergleich der Propagationsraten der zylindrischen Verbundproben mit den unstrukturierten zylindrischen Versuchsproben Steins [17] .....	82 -

## II. Tabellenverzeichnis

<b>Tabelle 4.1:</b>	Technische Daten der Infrarotkamera FLIR TAU 2 640 [19] .....	- 29 -
<b>Tabelle 4.2:</b>	Materialeigenschaften von PMMA [22] .....	- 32 -
<b>Tabelle 4.3:</b>	Materialeigenschaften von St 1.4307 [23], EN AW-7075 [24] und PMMA GS [22] im Vergleich.....	- 32 -
<b>Tabelle 4.4:</b>	Durchgeführte Versuche mit ebenen Verbundproben .....	- 34 -
<b>Tabelle 4.5:</b>	Materialeigenschaften des Kanthal-Zünddrahtes und Parameter zur Zündung der Proben .....	- 42 -
<b>Tabelle 4.6:</b>	Flugereignisplan der Rakete REXUS 20 .....	- 44 -
<b>Tabelle 5.1:</b>	Pyrolyseraten der durchgeführten Versuche mit ebenen Proben unter terrestrischen Bedingungen.....	- 63 -
<b>Tabelle 5.2:</b>	Funktionsgleichungen und einfache Bestimmtheitsmaße der terrestrischen Verbrennungsversuche mit zylindrischen PMMA-Metall-Verbundproben ...	- 68 -
<b>Tabelle 5.3:</b>	Pyrolyseraten der durchgeführten Versuche mit zylindrischen Proben unter terrestrischen Bedingungen.....	- 69 -

### III. Nomenklatur

#### Abkürzungen

μg	Mikrogravitation
1g	Normalgravitation
Al	Aluminium
BEXUS	Balloon Experiments for University Students
CAD	Computer-aided design
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
ESA	European Space Agency
ESRANGE	European Space and Sounding Rocket Range
FEM	Finite-Elemente-Methode
IR	Infrarot
ISO	International Organization for Standardization
ISS	International Space Station
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
LiPo	Lithium-Polymer
LOC	Limiting Oxygen Concentration
MOC	(Maximum Oxygen Concentration)
MORABA	Mobile Raketenbasis
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NOMEX	Synthetisches aromatisches Polyamidpolymer (Markenname)
PEEK	Polyetheretherketon
PMMA	Polymethymethacrylat
POM	Polyoxymethylen
PUN	Polyurethan
REXUS	Rocket Experiments for University Students
RJPG	Radiometric JPG
SAFFIRE	Spacecraft Fire Safety Demonstration Project
SNSB	Swedish National Space Board
SSC	Swedish Space Corporation

UB-FIRE	University of Bremen – Fire Safety Research Experiment
ULOI	(Upward Limiting Oxygen Index)
VA	Edelstahl
ZARM	Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation

## Formelzeichen

Symbol	Einheit	Bedeutung
A	mm <sup>2</sup>	Brennkammerquerschnitt
c	J/kgK	Spezifische Wärmekapazität
E	GPa	Elastizitätsmodul
g	m/s <sup>2</sup>	Erdbeschleunigung (9,81 m/s <sup>2</sup> )
$\dot{q}$	W/m <sup>2</sup>	Wärmestromdichte
Q	l/min	Volumenstrom
Q <sub>Bk</sub>	l/min	Volumenstrom einer Brennkammer
Q <sub>ges</sub>	l/min	Gesamtvolumenstrom
R <sup>2</sup>	-	Einfaches Bestimmtheitsmaß
s	mm	Propagationsweite
T	K	Temperatur
t	s	Zeit
U <sub>∞</sub>	cm/s	Geschwindigkeit der freien Anströmung
v <sub>a</sub>	cm/s	Strömungsgeschwindigkeit
v <sub>Bk</sub>	cm/s	Reale Strömungsgeschwindigkeit in einer Brennkammer
x	m	Koordinate
X <sub>e</sub>	m	Eintrittslänge
XO <sub>2</sub>	%	Sauerstoffkonzentration
α	-	Längenausdehnungskoeffizient
λ	W/mK	Wärmeleitfähigkeit
λ	μm	Wellenlänge
ρ	g/cm <sup>3</sup>	Dichte

# 1 Einleitung

Am 27. Januar des Jahres 1967 führte der Wettlauf zum Mond zwischen der Sowjetunion und den Vereinigten Staaten von Amerika zu einem tragischen Unglück. Es war der Wettlauf der Systeme, und die ständige Frage, welches den ersten Menschen auf den Mond bringen würde. In den USA wurde daher das Apollo Programm von der „National Aeronautics and Space Administration“ (NASA) geschaffen, welche dieses Ziel als erstes und einziges erreichte. Dabei wurde dieses Programm durch das eingangs erwähnte Unglück stark zurückgeworfen, bei der die dreiköpfige Besatzung der Apollo 1 durch einen Brand auf der Startrampe auf tragische Weise zu Tode kam. Die Besatzung war gerade dabei, einen Plugs-Out-Test durchzuführen, bei dem alle Verbindungen zwischen der Rakete und dem Versorgungsturm getrennt werden. In der Kapsel herrschte eine reine Sauerstoffatmosphäre wie sie auch für den Flug verwendet werden sollte. Untersuchungen haben verschiedene mögliche Ursachen und viel Verbesserungspotenzial zu Tage gefördert, wobei es am wahrscheinlichsten ist, dass sich eines der leicht brennbaren Materialien durch einen Funken entzündet hat. Genau in diesem Punkt liegt das große Gefahrenpotenzial.

Damit eine bemannte Raumfahrtmission nicht zum Himmelfahrtskommando wird, muss diese den Astronauten ein bestimmtes Maß an Sicherheit gewährleisten. Die Feuersicherheit trägt maßgeblich zur Gesamtsicherheit bei, weswegen die Feuerdetektion, -bekämpfung und –prävention wesentliche Bestandteile der Forschung sind. Im Bereich der Feuerprävention hat die NASA verschiedene Materialqualifikationstests für diverse Anwendungsfälle entwickelt. Zentraler Bestandteil dieser Arbeit ist der NASA-STD-6001 Standard, der unter anderem den wichtigsten Test zur Materialqualifikation, den „Upward Flame Propagation Test“ beinhaltet. Dieser Standard wurde von der Europäischen Weltraumorganisation (ESA) in den ECSS-Q-ST-70-21C Standard und von der Internationalen Organisation für Normierung (ISO) in die ISO 14624-1 überführt. Im Rahmen dieser Standards wird auf der Erde mit terrestrischer Gravitation versucht, feuersichere Materialien für die bemannte Raumfahrt zu qualifizieren, wobei das stark divergierende Verhalten von Feuer in Mikrogravitation nicht berücksichtigt wird, was den veränderten physikalischen Bedingungen geschuldet ist. Darüber hinaus werden im Ausnahmefall auch Materialien eingesetzt, welche die Qualifizierungstests nicht bestehen. Polymethymethacrylat (PMMA) stellt solch ein Material dar, welches aus Mangel an Alternativen dennoch vielfach an Bord der Internationalen Raumstation (ISS) eingesetzt wird.

Die Materialqualifizierungstests sehen des Weiteren nur Tests mit ebenen und unstrukturierten Proben vor, die innerhalb einer bestimmten Länge von selber verlöschen müssen, um für die

bemannte Raumfahrt genehmigt zu werden. Szenarien, bei denen die Materialien eine Oberflächenstruktur besitzen oder im Verbund mit Metall zum Einsatz kommen, werden nicht berücksichtigt.

Im Rahmen dieser Arbeit soll der Einfluss von Metall in einem PMMA-Metall-Verbund auf die Brennbarkeit und die Flammenausbreitung des brennenden PMMA's untersucht werden. Hierzu wurden Versuche mit ebenen Proben im Verbrennungslabor des Zentrums für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation (ZARM) durchgeführt, sowie zylindrische Proben ebenfalls im Verbrennungslabor sowie an Bord der Höhenforschungsrakete REXUS 20 untersucht. Insgesamt soll diese Arbeit dem besseren Verständnis und der Vorhersagbarkeit von PMMA-Bränden dienen, die in direktem Kontakt zu Metall stehen.

## 2 Theoretischer Hintergrund

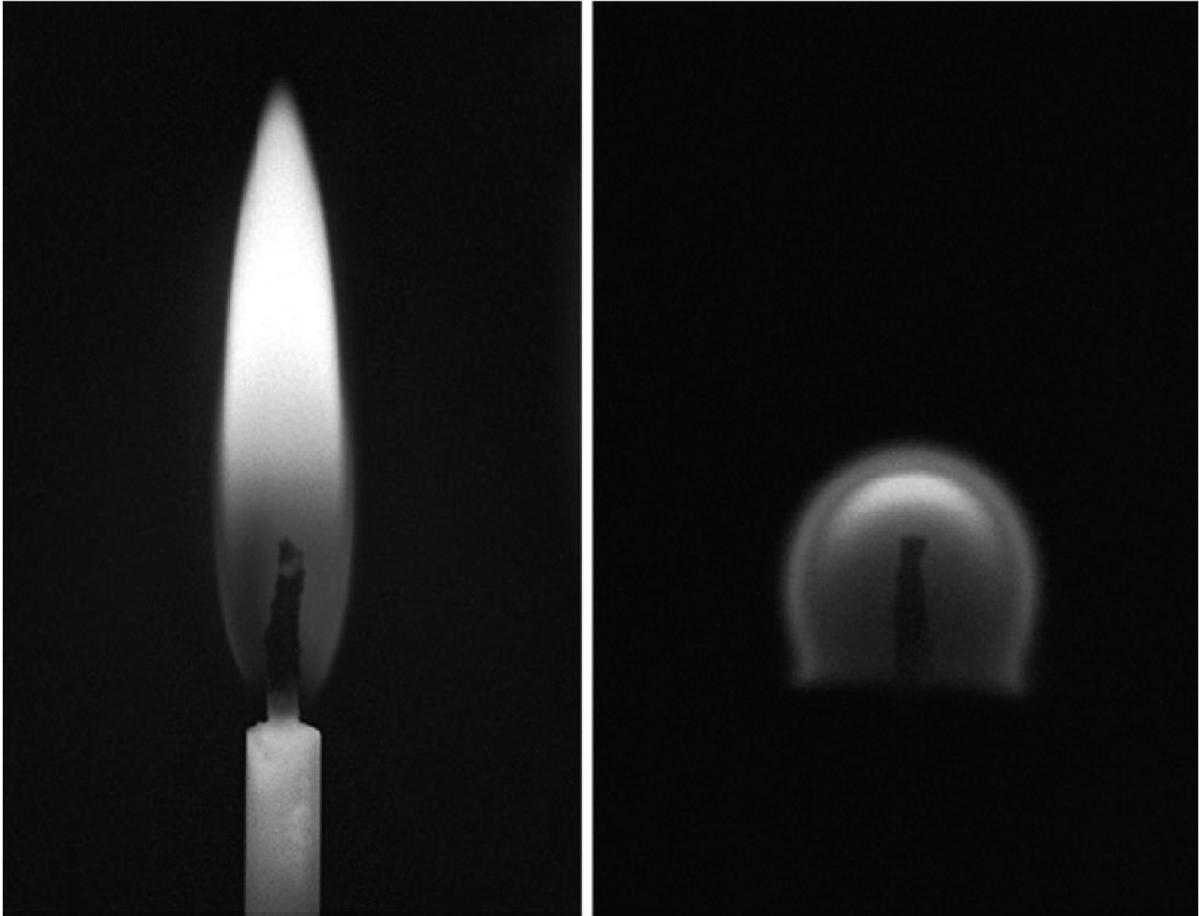
Die Feuersicherheit spielt in allen von Menschen genutzten Behausungen eine große Rolle. Dies können Automobile, Züge, Schiffe, Flugzeuge, aber auch Gebäude, Minen oder Tunnel sein. Die genannten Behausungen befinden sich jedoch auf der Erde und somit ist es möglich, unskalierte Feuerversuche unter realistischen Versuchsbedingungen durchzuführen. Solche Versuche sind in bemannten Raumfahrtssystemen im Orbit aufgrund von hoher Komplexität, Kosten und Risiken nicht möglich. Aus diesem Grund wird zumeist entweder auf stationäre Einrichtungen zurückgegriffen, deren Mikrogravitationszeit jedoch stark begrenzt ist, oder auf mobile Versuchseinrichtungen, deren Versuchsprobengröße limitiert ist. Versuche in Mikrogravitation, die größer sind und länger andauern, sind jedoch unabdingbar, da sich Feuer in Schwerelosigkeit, in Bezug auf Zündgrenze, Ausbreitungsverhalten, Temperatur und Struktur signifikant anders als auf der Erde verhält. Solche Erkenntnisse sind jedoch notwendig, um Rückschlüsse in Hinsicht auf die Entstehung, Ausbreitung, Detektion, Verhinderung und Vorhersagemöglichkeit eines Feuers an Bord eines bemannten Raumfahrtssystems ziehen zu können, damit die Sicherheit der Menschen in einem Raumfahrtssystem signifikant erhöht wird [1].

Viele Faktoren führen in bemannten Raumfahrtssystemen dazu, dass sich ein Feuer anders als auf der Erde verhält. Niedrigere Druckverhältnisse, höhere Sauerstoffkonzentrationen und vor allem die verringerte Gravitation haben maßgeblichen Einfluss. Ein Feuer auf der Erde wird hauptsächlich durch die natürliche Konvektion, welche kontinuierlich Sauerstoff in die Flamme fördert und Abgas abtransportiert, am Brennen gehalten. Dieser physikalische Effekt kommt jedoch ohne Gravitation zum Erliegen und es bleibt nur noch die molekulare Diffusion als Transportmittel für den Oxidator, um die brennende Flamme zu versorgen und Abgas abzutransportieren. Dieser Prozess verläuft jedoch im Vergleich zur natürlichen Konvektion sehr langsam [1]. Zur Lebenserhaltung verfügen bemannte Raumfahrtsysteme über Ventilationseinrichtungen, welche die Luft zum Zirkulieren bringen. Dies ist notwendig, damit Astronauten die gerade ausgeatmete und somit verbrauchte Luft nicht abermals einatmen. Die Sauerstoffkonzentration wird auf diese Weise in allen Bereichen des Raumfahrtssystems hochgehalten. Die konstante Luftströmung führt zu einer erzwungenen Konvektion, die neben den Astronauten auch mögliche Brände mit Sauerstoff versorgen kann. Die erzwungene Konvektion hat dabei keine konstante Richtung wie die natürliche auf der Erde, sondern kann theoretisch Flammen sich in diverse Richtungen ausbreiten lassen.

## 2.1 Feuer in Mikrogravitation

Ein Feuer in Mikrogravitation unterscheidet sich signifikant von einem Feuer in terrestrischer Umgebung. Hauptursache dafür ist die nicht vorhandene natürliche Konvektion, welche auf der Erde durch die Gravitation bedingt ist. Auf der Erde erwärmt ein Feuer die umgebende Luft, welche sich daraufhin ausdehnt und somit ihre Dichte abnimmt. Folglich steigt die erwärmte Luft, bedingt durch den entstandenen Auftrieb, zusammen mit den Verbrennungsgasen auf. Frische Luft mit unverbrauchtem Oxidator kann nun nachströmen, was die Flamme permanent versorgt, da dies ein kontinuierlicher Prozess ist. In Mikrogravitation existiert die natürliche Konvektion nicht, da die dafür ursächliche Gravitationskraft verschwindend gering ist und somit aufgrund von Dichteunterschieden keinen Auftrieb erzeugen kann. Der maßgebliche Prozess, der dabei den Oxidator zur Flamme transportiert, ist die Diffusion, welche allerdings sehr langsam im Vergleich zur natürlichen Konvektion abläuft. Sie kann sogar noch langsamer als die Flammausbreitungsgeschwindigkeit verlaufen, womit letztere dann zum dominanten Prozess wird, welcher noch nicht verbrauchten Oxidator durch Voranschreiten der Flamme über das noch unverbrannte Material der Flamme zuführt [2].

Dietrich et al. haben an Bord der Raumstation Mir das Verhalten von Kerzenflammen in Mikrogravitation untersucht. In **Abbildung 2.1** ist eine Kerzenflamme auf der Erde und in Mikrogravitation dargestellt. An diesem Beispiel ist deutlich zu erkennen, dass ohne Auftriebskonvektion die Flamme hauptsächlich durch die Diffusion mit Oxidator versorgt wird. Dennoch sind Brennzeiten von über 45 Minuten zu beobachten [3]. Ohne den Auftrieb nimmt die Flamme eine kugelartige Form an, des Weiteren ist sie insgesamt kleiner als auf der Erde und ihre Farbe ist von intensiverem Blau. Letzteres ist bedingt durch eine deutlich geringere Konzentration an Ruß. Auf der Erde sind die Rußpartikel für das gelblich weiße Farbbild der Kerzenflamme ursächlich, welche in der Flamme in Mikrogravitation fehlen, weshalb diese aufgrund der Emission von blauem Licht der gasförmigen Moleküle blaufarben ist [4].



**Abbildung 2.1:** Kerzenflamme in Normalgravitation (links) und in Mikrogravitation (rechts) [4]

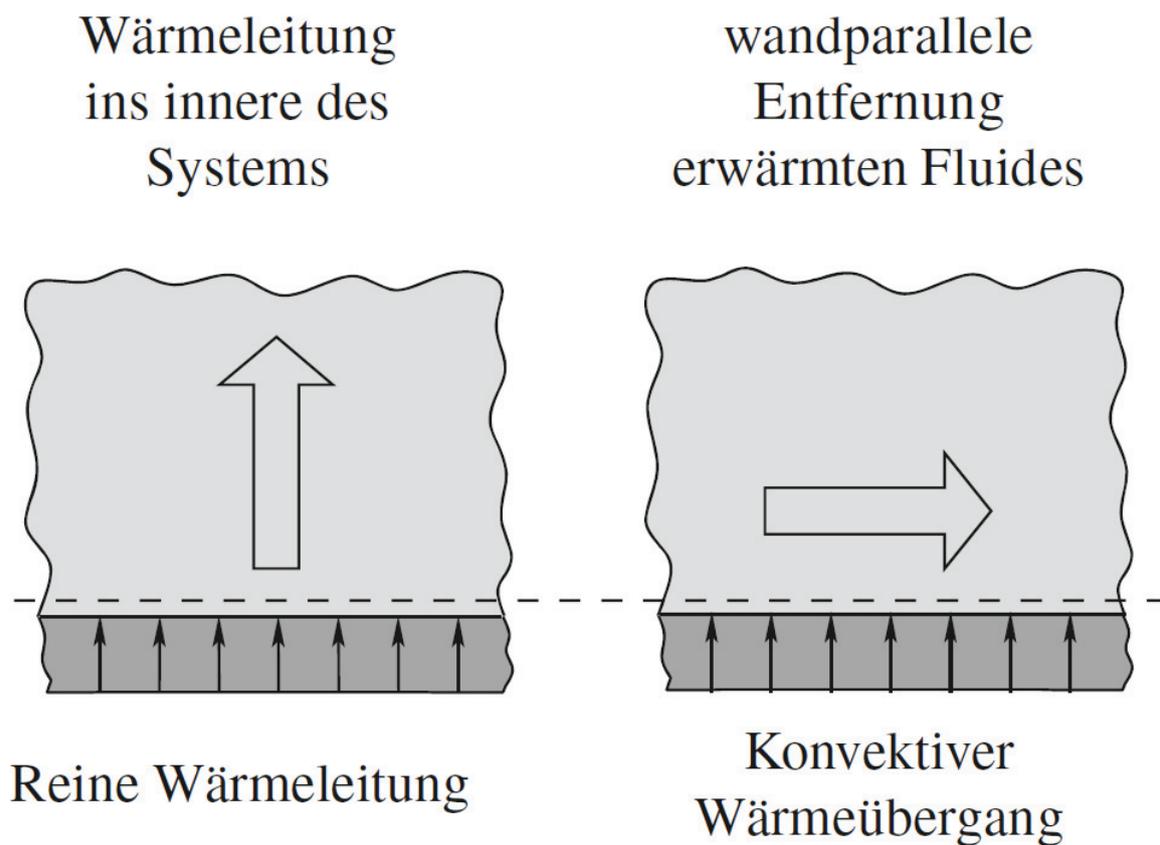
Einen wesentlichen Einfluss, gerade in Bezug auf bemannte Raumfahrtsysteme, besitzt die erzwungene Konvektion auf die Flammeneigenschaften. Sowohl die Eigenschaften der Flamme, wie bereits erläutert, als auch die Brennbarkeit von Materialien kann sich damit ändern [5]. Diese Effekte werden in **Kapitel 2.3** näher beschrieben.

### **2.1.1 Wärmeübertragungsmechanismen**

Grundsätzlich beschreibt die Wärmeübertragung einen Energietransport über eine Systemgrenze hinweg in Form von Wärme. Ein Energietransport kann nur dann stattfinden, wenn die Systemgrenze und das Innere des übertragenden oder empfangenden Systems einen Temperaturunterschied aufweisen [6]. Dabei fließt die Wärme, gemäß des zweiten Hauptsatzes der Thermodynamik, immer in Richtung der fallenden thermodynamischen Temperatur über die Systemgrenze hinweg. Es wird hierbei zwischen drei verschiedenen Wärmeübertragungsmechanismen unterschieden: Wärmeleitung, konvektiver Wärmeübergang und Wärmestrahlung [7].

### 2.1.1.1 Wärmeleitung

Die Wärmeleitung beschreibt den Energietransport durch benachbarte Moleküle aufgrund eines im Material vorhandenen Temperaturgradienten. Hinzu kommt der Energietransport durch freie Elektronen in Metallen [7]. Die Moleküle bewegen sich dabei chaotisch um ihre Ruhelage herum. Ihre kinetische Energie ist dabei umso größer, je höher ihre Temperatur ist. Die Energieübertragung findet durch molekulare Wechselwirkungen statt, dabei übertragen Moleküle mit höherer kinetischer Energie diese an Moleküle mit niedrigerer Energie durch Stöße [8]. Der Wärmetransport innerhalb strahlungsundurchlässiger Festkörper geschieht ausschließlich durch die Wärmeleitung, während dieser Mechanismus in Gasen und Flüssigkeiten überlagert wird [7]. In **Abbildung 2.2** ist der leistungs-basierte Energietransport über eine Systemgrenze für den Fall der Wärmeleitung schematisch dargestellt. Wärmeleitung setzt keine makroskopische Bewegung voraus [8].



**Abbildung 2.2:** Leitungsbasierter Energietransport über eine Systemgrenze im Fall der reinen Wärmeleitung und des konvektiven Wärmeübergangs [6]

Die Wärmeleitung wird mit dem Fourierschen Gesetz formuliert. Dieses besagt, dass bei einem vorherrschenden lokalen Temperaturgradienten  $\delta T/\delta x$  in Richtung der Ortskoordinate  $x$ , die Wärmestromdichte bei reiner Wärmeleitung nur von der Wärmeleitfähigkeit  $\lambda$  abhängt. Dieser Zusammenhang lässt sich wie folgt formulieren [8]:

$$\dot{q} = -\lambda \frac{\delta T}{\delta x}$$

Die Wärmeleitfähigkeit eines Mediums wird mit  $\lambda$  beschrieben und zählt zu den wichtigsten Materialeigenschaften der Wärmeübertragung. Sie wird in den SI-Einheiten W/mK angegeben. Metalle haben relativ große Werte für  $\lambda$  und damit sehr hohe Wärmeleitfähigkeiten, während feste elektrische Nichtleiter erheblich kleinere Werte besitzen. Flüssigkeiten und Gase weisen besonders geringe Werte für  $\lambda$  auf [7].

### 2.1.1.2 Konvektiver Wärmeübergang

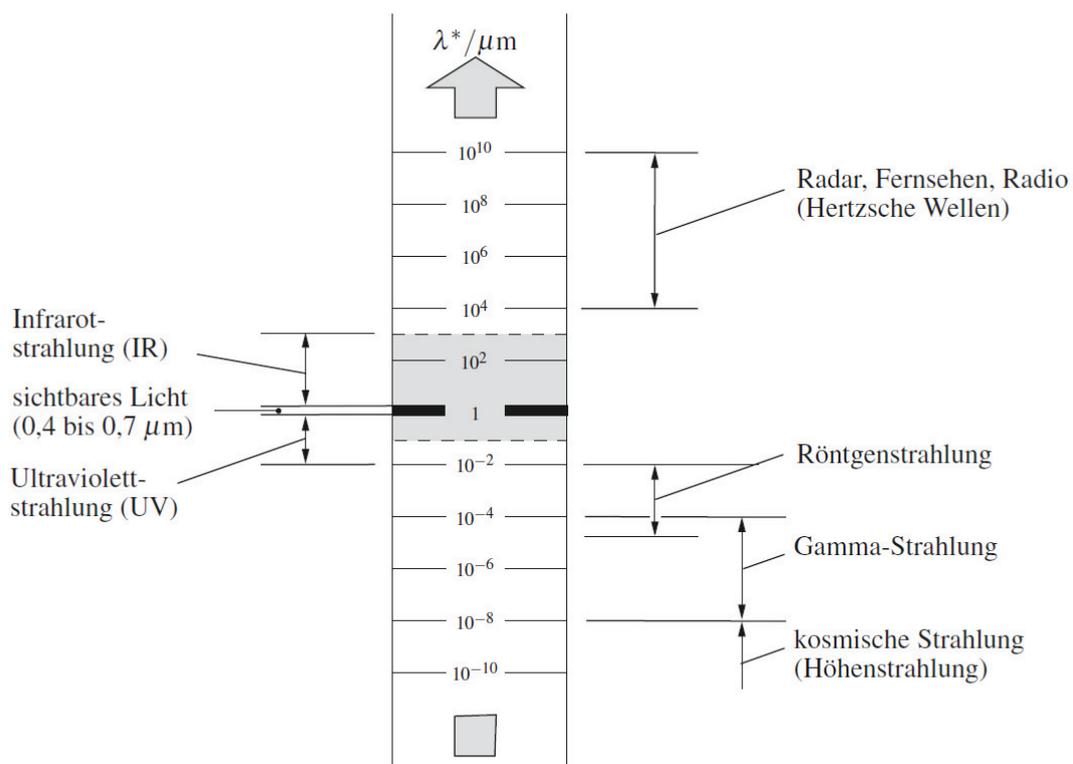
Bei der konvektiven Wärmeübertragung handelt es sich um eine Kombination aus Energietransport durch Wärmeleitung und um eine makroskopische Bewegung des Fluides, welche ebenfalls Wärme transportiert [7]. Die Wärme wird dabei von der Wand auf das Fluid übertragen. Das Fluid wiederum strömt im makroskopischen Bereich, bedingt durch wärmebedingte Dichteunterschiede, meistens parallel entlang einer Wand wie in **Abbildung 2.2** zu erkennen ist.

Grundsätzlich kann man beim konvektiven Wärmeübergang zwischen der natürlichen und der erzwungen Konvektion unterscheiden. Die natürliche Konvektion tritt aufgrund der beschriebenen Dichteunterschiede innerhalb eines Gases oder eines Fluides auf, während die erzwungene Konvektion auf einer extern erzeugten Strömung durch Pumpen oder Gebläse beruht. Für das charakteristische Verhalten von Verbrennungen auf der Erde ist vor allem die natürliche Konvektion kausal. Die Flamme erwärmt die umgebende Luft, welche sich wiederum ausdehnt und aufgrund ihrer geringer werdenden Dichte nach oben steigt. Frische Luft kann nun von unten an die Flamme heranströmen und versorgt sie auf die Weise permanent mit frischem Sauerstoff.

Auf bemannten Raumfahrtssystemen spielt ausschließlich die erzwungene Konvektion durch das Luftzirkulationssystem eine Rolle, da die verbleibenden Gravitationskräfte verschwindend gering sind und somit keine Relevanz besitzen.

2.1.1.3 Wärmestrahlung

Der Energietransport zwischen zwei Körpern durch Wärmestrahlung geschieht in Form von elektromagnetischen Wellen. Jeder Körper gibt Energie mittels elektromagnetischer Wellen an die Umgebung ab, wenn dieser eine positive thermodynamische Temperatur besitzt. Man kann hier auch vom Strahlungsaustausch sprechen, da sowohl der wärmere, als auch der kältere Körper Wärme durch Strahlung abgibt. Der abgebende Körper wandelt seine innere Energie in elektromagnetische Wellen um und emittiert diese. Der empfangende Körper absorbiert diese Wellen teilweise mit seiner Oberfläche, der Rest wird reflektiert oder transmittiert. Wärmestrahlung kann im leeren Raum übertragen werden, es ist keine weitere Materie erforderlich und somit kann Strahlung über große Distanzen transportiert werden [7]. Die elektromagnetischen Wellen besitzen eine bestimmte Wellenlänge  $\lambda$ , wobei nur der in **Abbildung 2.3** grau unterlegte Bereich für die Wärmestrahlung kausal ist.

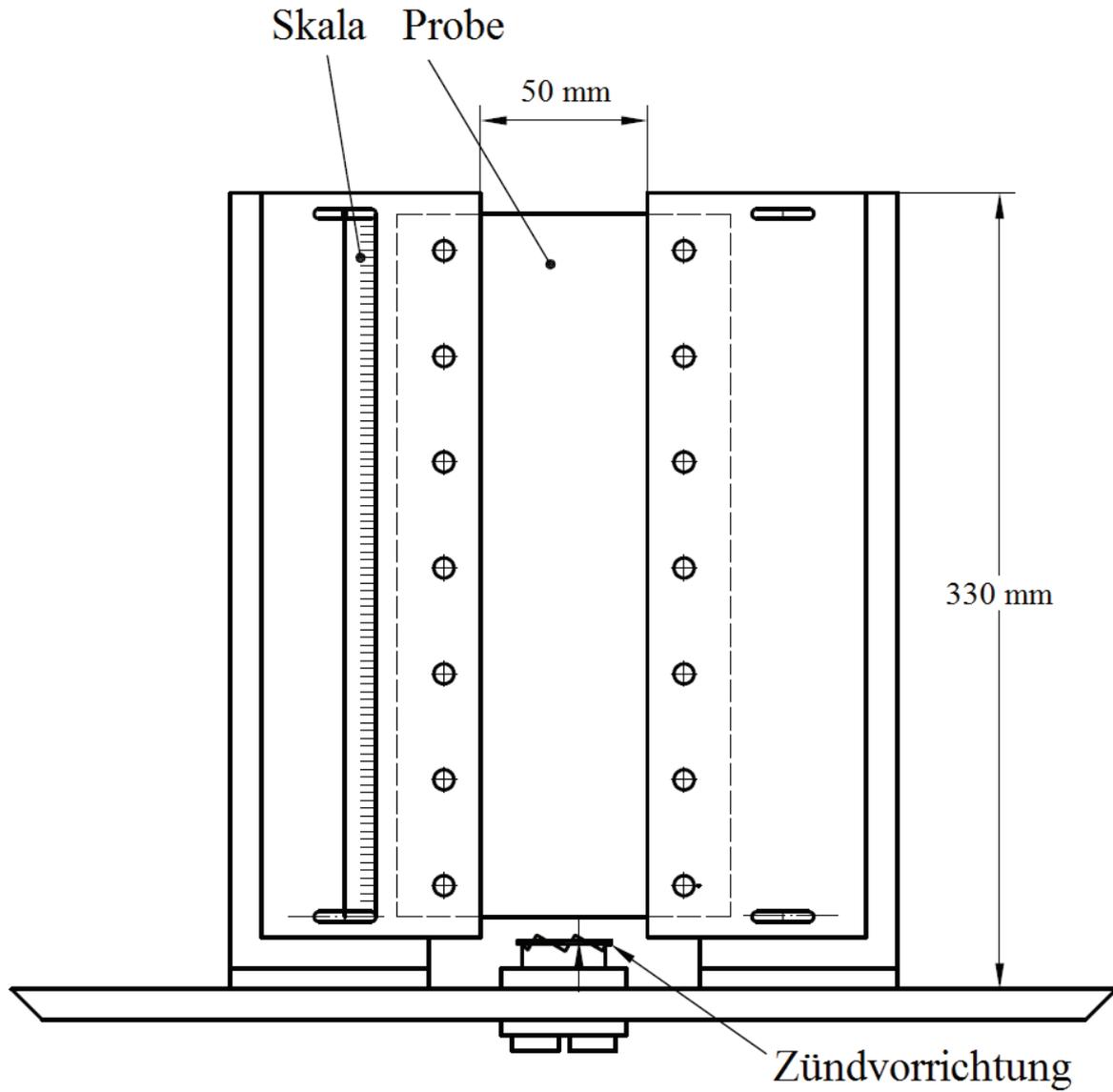


**Abbildung 2.3:** Elektromagnetisches Wellenspektrum (grau unterlegt: Wärmestrahlung) [6]

## 2.2 Internationale Materialqualifikationstests

Konstruktionsmaterialien, die in bemannten Raumfahrtssystemen eingesetzt werden, müssen mit Tests hinsichtlich ihrer Feuersicherheit qualifiziert werden. Diese Tests werden in speziellen Standards beschrieben. Die amerikanische Raumfahrtbehörde NASA hat hierfür den technischen Standard „NASA-STD-6001B“ entwickelt, nach dem solche Qualifizierungen durchzuführen sind [9]. Im europäischen Bereich hat die ESA ebenfalls einen Standard zur Materialqualifizierung mit dem „ECSS-Q-ST-70-21C“ geschaffen, der an den NASA-Standard angelehnt ist [10]. Der wichtigste Materialqualifikationstest für bemannte Raumfahrtssysteme ist der „Upward Flame Propagation Test“, der einen bestanden/nicht bestanden-Test darstellt. Dieser ist im Teil 1 des NASA-Standards, aber auch separat als ISO-Standard „ISO 14624-1“ definiert [11]. Der „Upward Flame Propagation Test“ soll überprüfen, ob ein entzündetes Material von selbst erlischt und sich dabei keine brennenden Teile ablösen. Der Qualifizierungstest soll unter den schlechtesten möglichen Bedingungen hinsichtlich des Totaldrucks, der Temperatur, der Sauerstoffkonzentration und der Dicke der Probe stattfinden [9]. Wenn das zu untersuchende Konstruktionsmaterial den Test besteht, so darf es in bemannten Raumfahrtssystemen eingesetzt werden. Es ist bei diesen Qualifizierungstests jedoch stets zu bedenken, dass diese unter terrestrischen Bedingungen, also nicht in Mikrogravitation durchgeführt werden [9, 10].

In **Abbildung 2.4** ist die Probenhalterung des Materialqualifikationstests nach ISO 14624-1 dargestellt, die dem NASA-Standard „NASA-STD-6001B“ nachempfunden ist. Die Versuchsprobe ist eben und besitzt eine Breite von 65 mm, sowie eine Länge von 300 mm. Die Probenhalterung spannt dabei die Probe auf beiden Seiten gleichermaßen ein, so dass diese auf einer Breite von 50 mm frei brennen kann. Da die Seitenränder durch den Probenhalter verdeckt sind, kann die Flamme nicht entlang der Kante propagieren. Die Versuchsprobe wird durch eine elektrische oder chemische Zündquelle an der Unter- und Vorderseite entzündet. Bestanden hat ein Material den Test, wenn es von selbst erlischt und sich keine brennenden Teile abgelöst haben. Ein Material gilt als selbstverlöschend, wenn die Flamme nach dem Verlöschen nicht über 150 mm ab der Unterkante der Versuchsprobe propagiert ist. Neben der Probe ist noch eine Skala angebracht, die die Propagationsweite der Flamme kenntlich macht und ein weißes Blatt Papier unter der Probe zeigt an, ob sich brennende Teile abgelöst haben [9]. Der Probenhalter ist in einer Kammer eingefasst, um erzwungene Konvektion im Raum zu unterbinden, wobei diese eine Mindestgröße aufweisen muss. Die Sauerstoffkonzentration darf sich während eines Versuches nicht um mehr als fünf Prozent verändern.



**Abbildung 2.4:** Probenhalter des Upward Flame Propagation Test nach ISO 14624-1. Modifizierte Darstellung nach [11]

## 2.3 Problematik der Materialqualifikationstests

Das beschriebene Verfahren zur Materialqualifikation für Konstruktionsmaterialien, die in der bemannten Raumfahrt eingesetzt werden, insbesondere der „Upward Flame Propagation Test“, weisen einige Problematiken auf. Es handelt sich bei diesem um einen bestanden/nicht bestanden-Test, welcher keine weitere Differenzierung vorsieht. Der Test hat also nur eine Aussagekraft, ob ein Material unter den getesteten „worst case“ Bedingungen für den Einsatzfall gefahrlos nutzbar ist oder nicht. Folglich ist das getestete Material dann auch nur für eine bestimmte Kombination von Umgebungsbedingungen qualifiziert. Die derzeitige Form des Standards sieht vor, dass alle Tests für das gleiche Material unter veränderten „worst case“ Bedingungen wiederholt werden müssen, wenn sich die Luftbedingungen innerhalb des bemannten Raumfahrtsystems ändern. [12].

Eine weitere Problematik stellt die Übertragbarkeit von terrestrischen Versuchen auf eine Mikrogravitationsumgebung dar. Auf der einen Seite verhalten sich Flammen in Mikrogravitation anders als auf der Erde, da die natürliche Konvektion durch eine erzwungene Konvektion ersetzt wird. Auf der anderen Seite kann sich bei Nichtanliegen einer Luftströmung die Entzündbarkeit der Materialien verändern. Des Weiteren verbleiben dann heiße Verbrennungsprodukte an der Stelle, wo die Verbrennung gerade stattfindet [12].

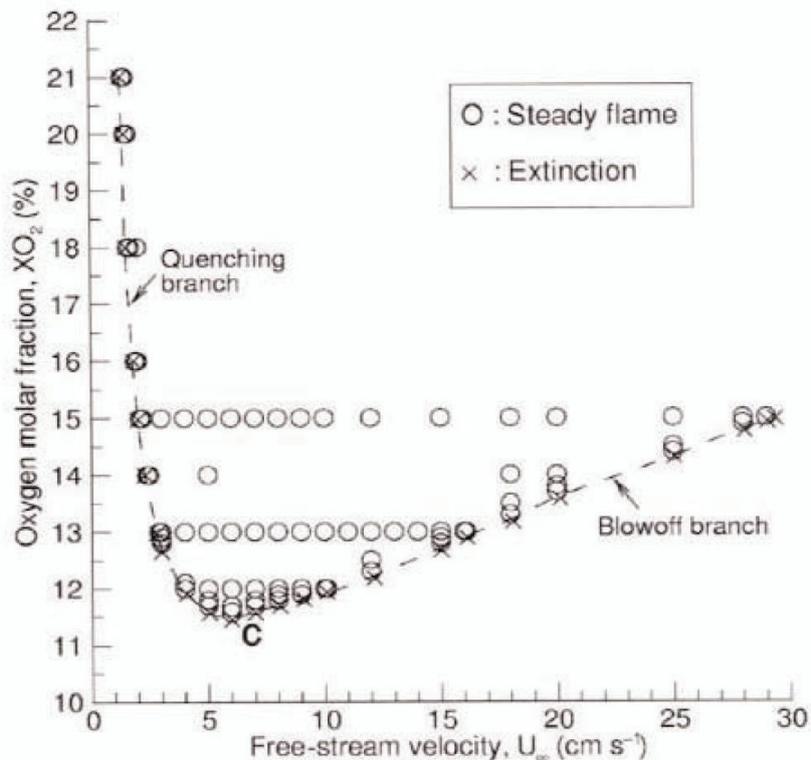
Für die Validierung von numerischen Simulationen steht leider nur eine geringe Anzahl an Mikrogravitationsexperimenten zur Verfügung, wodurch diese große Unsicherheiten beinhalten [1].

Viele Einflüsse auf die Flamme in Mikrogravitation können auf der Erde nicht nachgestellt werden, da die Schwerkraft immer wieder zu überlagernden Effekten führt. Im Rahmen einer Studie untersuchte Fujita bereits durchgeführte Verbrennungsexperimente in Mikrogravitation und stellte dabei sechs Effekte auf die Verlöschungsgrenze propagierender Flammen über Konstruktionsmaterialien fest [12]:

### 1. Effekt der externen Strömungsgeschwindigkeit

Das Strömungsfeld in Mikrogravitation kann nicht durch Auftrieb beschleunigt werden, es wird stattdessen durch künstlich erzeugte Ströme, beispielsweise durch die Klimaanlage an Bord eines bemannten Raumfahrtsystems kontrolliert. Im Gegensatz dazu ist ein Strömungsfeld auf der Erde immer das Ergebnis aus Superposition der erzwungenen Strömung und der durch Auftrieb induzierten Strömung. Es ist notwendig, die Unterschiede zwischen Strömungen in Mikrogravitation und bei terrestrischer

Gravitation herauszuarbeiten, um den Effekt der externen Strömungsgeschwindigkeit verstehen zu können[12].



**Abbildung 2.5:** Ergebnisse der numerischen Simulation von Entzündungsgrenzen in Abhängigkeit der Strömungsgeschwindigkeit und der Sauerstoffkonzentration [13]

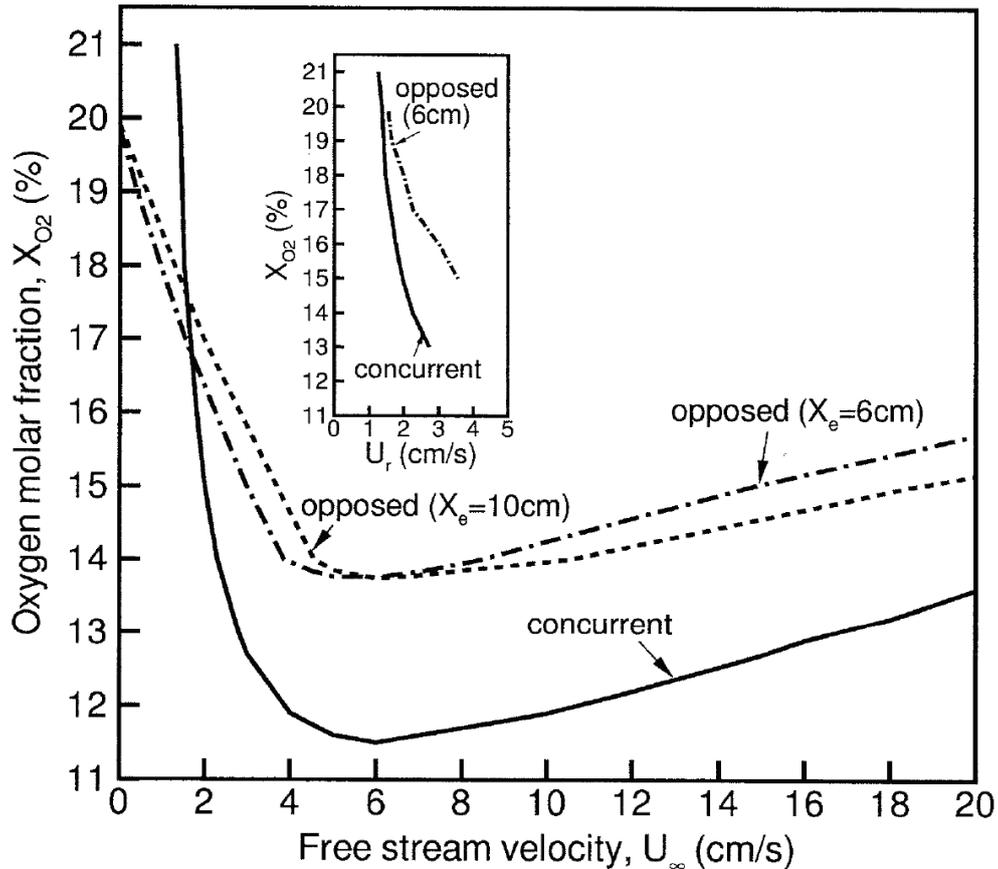
In **Abbildung 2.5** sind Ergebnisse von numerischen Simulationen für Flammbereichsbereiche in Abhängigkeit von der Strömungsgeschwindigkeit und der Sauerstoffkonzentration in Mikrogravitation zu sehen. Diese wurden von Ferkul et al. für dünne Festbrennstoffe untersucht [13]. Die Verlöschungsgrenze wird hierbei in zwei unterschiedliche Bereiche eingeteilt, da zwischen Verlöschen infolge von Strahlungsverlusten und infolge von zu starker Strömung differenziert wird. Als „Quenching“ wird das Verlöschen bedingt durch zu große Strahlungsverluste, welche die Temperatur der Flamme zu stark senken, bezeichnet. Diese Art des Verlöschens tritt bei niedrigen Strömungsgeschwindigkeiten auf. „Blowoff“ hingegen bezeichnet das Verlöschen infolge von zu starker Strömung. Dies wird durch nicht vollständige chemische Reaktionen hervorgerufen, was in einer zu kurzen Verweilzeit in der Flammenstabilisierungszone begründet liegt [2]. Das Minimum der Sauerstoffkonzentration in **Abbildung 2.5** ist mit dem Buchstaben „C“ gekennzeichnet, es stellt den schlechtesten anzunehmenden Fall dar, bei dem noch eine stabile Flamme

möglich ist. Dies ist deshalb der schlechteste anzunehmende Fall, weil hier die geringste Sauerstoffkonzentration bei einer sehr niedrigen Strömungsgeschwindigkeit für eine stabile Flamme notwendig ist, denn eine größere oder kleinere Strömungsgeschwindigkeit würde die Flamme zum Erlöschen bringen. Bei größeren Sauerstoffkonzentrationen wie beispielsweise den natürlichen 21 %, welches dem terrestrischen Standard entspricht, muss dennoch eine minimale Strömung an der Flamme anliegen, um den fortwährenden Sauerstofftransport und somit eine stabile Flamme zu gewährleisten. Ferkul et al. haben herausgefunden, dass die minimale, sich bei terrestrischen Verbrennungsexperimenten einstellende Strömungsgeschwindigkeit, bedingt durch die Konvektion, bei etwa 20 cm/s liegt [13]. Folglich können Verbrennungsversuche auf der Erde hinsichtlich der terrestrischen Gravitation und der sich dadurch einstellenden natürlichen Konvektion nicht den schlimmsten anzunehmenden Fall abbilden, bei welchem die Strömungsgeschwindigkeit nach den Simulationsergebnissen bei etwa 6 cm/s liegt. Der Forderung des „NASA-STD-6001B“, die Materialqualifizierung solle unter den schlechtesten anzunehmenden Bedingungen stattfinden, kann somit nicht entsprochen werden, wenn die Tests weiterhin auf der Erde stattfinden.

### 2. Effekt der externen Strömungsrichtung

Ebenfalls relevant für die Lage der Entflammbarkeitsgrenze, und somit auch für Unterschiede hinsichtlich dieser in Mikrogravitation und unter terrestrischen Bedingungen, ist die Richtung der externen Strömung. Auf der Erde liegt üblicherweise die Entflammbarkeit bei gleichläufiger Strömung über der bei entgegenschläufiger Strömung. Es ist wichtig zu verstehen, wie sich die Entzündbarkeit eines Materials mit oder gegen die Luftströmungsrichtung in Mikrogravitation verändert [12].

In **Abbildung 2.6** sind die Ergebnisse numerischer Simulationen in Abhängigkeit der Strömungsgeschwindigkeit und der Sauerstoffkonzentration für dünne Festbrennstoffe in Mikrogravitation dargestellt. Es wird hier zwischen gleich- und gegenläufiger Strömung unterschieden. Im Fall der gegenläufigen Luftströmung wird noch einmal zwischen zwei verschiedenen Eintrittslängen  $X_e$  differenziert, welche unterschiedliche Auswirkungen auf die Ausbreitungsrate der Flamme haben [5]. Anhand dieses Diagramms ist zu erkennen, dass die minimale Sauerstoffkonzentration für eine stabile Flamme in Mikrogravitation bei gleichläufiger Luftströmung geringer ist als bei gegenläufiger Luftströmung. Dieses Verhältnis kehrt sich erst bei einer sehr niedrigen Strömungsgeschwindigkeit von unter 2 cm/s um.



**Abbildung 2.6:** Ergebnisse numerischer Simulationen für Flammbarkeitsbereiche in Abhängigkeit der Strömungsgeschwindigkeit und der Sauerstoffkonzentration in Mikrogravitation für gleich- und gegenläufige Anströmung in Mikrogravitation [5]

In experimentellen Studien stellten Zhu et al. einen ähnlichen Effekt für dicke PMMA-Proben fest, als bei den untersuchten geringen Strömungsgeschwindigkeiten die gegenläufige Flamme eine höhere Ausbreitungsrate aufwies als die gleichläufige [14]. Diese Erkenntnis unterstreicht nochmals den Unterschied zwischen Versuchen in Mikrogravitation und in terrestrischer Umgebung.

### 3. Effekt der Versuchsprobendicke

Die Probendicke hat ebenfalls einen wichtigen Einfluss auf die Unterschiede zwischen Verbrennung von Proben in Mikrogravitation und in terrestrischer Umgebung. In Mikrogravitation wird keine Wärme durch die natürliche Konvektion übertragen, es bleiben ausschließlich Konduktion und Radiation als Wärmeübertragungsmechanismen. Das Wärmegleichgewicht in der Vorheizzone wird bei thermisch dicken Proben durch das geänderte Verhältnis der drei Wärmeübertragungsmechanismen gegenüber thermisch dünnen Proben stärker beeinflusst [12]. Die sich ändernden Verhältnisse der drei Wärmeübertragungsmechanismen zueinander in Mikrogravitation und in

terrestrischer Umgebung führen zu einer eingeschränkten Übertragbarkeit von Ergebnissen.

#### **4. Effekt der Geometrie der Versuchsprobe**

Ein typischer Fall, bei dem die Probengeometrie maßgeblichen Einfluss auf die Flammenausbreitung besitzt, ist der Brand von Kabelisierungen [12]. Zu dieser Thematik sind im NASA-STD-6001B eigene Qualifizierungstests definiert [9]. Der Brand von Kabeln ist durch die besondere Zusammensetzung des Verbundmaterials gekennzeichnet. Außen befindet sich die Kabelisolation, welche beispielsweise aus PE gefertigt ist, während sich in der Mitte ein metallischer Leiter, der meistens aus Kupfer besteht, befindet. Sowohl die zylinderartige Form, als auch der metallische Leiter beeinflussen die Flammenausbreitung. Im Zusammenspiel mit gleich- oder gegenläufiger Luftströmung in Mikrogravitation können diese Faktoren wieder zu divergierenden Flammbarkeitsbereichen führen [12].

#### **5. Effekt des Umgebungsdruckes**

Der Umgebungsdruck ist ein weiterer wichtiger Faktor zur Kontrolle der Materialentzündbarkeit, welcher in bemannten Raumfahrtssystemen signifikant schwanken kann [12]. In dem aktuellen, nach NASA-STD-6001B definierten, Materialqualifikationstest findet dieser Faktor bereits Berücksichtigung [9]. Da es sich jedoch, wie bereits erwähnt, um einen bestanden/nicht bestanden-Test handelt, ist es nicht möglich, Versuchsergebnisse auf andere Umgebungsdrücke zu übertragen.

#### **6. Effekt der externen Strahlung**

Strahlungsverluste in der Oberfläche der Vorheizzone an die umgebende Luft haben ebenfalls einen maßgeblichen Einfluss auf das Verlöschen der Flamme bei niedrigen Strömungsgeschwindigkeiten [12]. Somit tritt dieser Effekt vor allem bei Strömungsgeschwindigkeiten auf, die unter der natürlichen Konvektion liegen und beeinflusst ebenfalls die Übertragbarkeit von Ergebnissen aus terrestrischer Umgebung zur Mikrogravitation.

## 2.4 Ansätze zur Verbesserung der Materialqualifikationstests

Die NASA hat hinsichtlich der bestanden/nicht bestanden-Problematik zwei Indexe entwickelt, welche die Übertragbarkeit der terrestrischen Tests auf Mikrogravitation verbessern sollen [12]:

- MOC (Maximum Oxygen Concentration): Sauerstoffkonzentration, bei der alle untersuchten Proben den Test bestehen
- ULOI (Upward Limiting Oxygen Index): Sauerstoffkonzentration, bei der 50 % aller untersuchten Proben den Test bestehen

Diese Indexe können im Rahmen der bereits existierenden Qualifizierungstests ermittelt werden. Obwohl sie eine größere Aussagekraft der Tests durch Einbeziehen der Sauerstoffkonzentration bewirken, muss ihre Gültigkeit bei Mikrogravitation erst noch überprüft werden. Zunächst müssen nach wie vor die Unterschiede zwischen terrestrischer und Mikrogravitation untersucht werden, um die Aussagekraft der auf der Erde ermittelten Indexe feststellen zu können [12].

Neben der Ermittlung von zusätzlichen Indexen ist es möglich, die Versuchsbedingungen dahingehend zu verändern, dass die Bedingungen der Tests wie in Mikrogravitation nachgestellt werden. Fujita zeigt verschiedene Wege auf, um die natürliche Konvektion auf der Erde einzuschränken. Ein Ansatz ist die Verkleinerung der charakteristischen Höhe des Strömungskanal. Dieses würde die Auftriebskraft einschränken, allerdings würde diese Maßnahme gleichzeitig zu Wärmeverlusten aufgrund des kürzeren Abstandes zu den Wänden führen. Ein weiterer Ansatz ist die Absenkung des Umgebungsdruckes der Versuchsprobe. Die fallende Dichte der Luft würde eine reduzierte Auftriebskraft zur Folge haben, wobei jedoch die Verbrennungsreaktion chemisch nicht durch den abgesenkten Druck beeinflusst werden darf. Dieser Einfluss wäre gegenläufig zum Absenken des Umgebungsdruckes [12]. Beide Methoden sind bislang noch nicht weit genug beherrschbar, um sie verlässlich für Materialqualifizierungstests einsetzen zu können.

Verbrennungsversuche in Mikrogravitation sind unabdingbar, um die Vorgänge und das Verhalten von Verbrennungen in dieser Umgebung besser zu verstehen. Des Weiteren ist es notwendig, numerische und analytische Modelle mit realen Experimenten zu validieren. Wegen der eingangs beschriebenen Schwierigkeiten von Verbrennungsversuchen in realistischer Größe in Mikrogravitation werden diese nur äußerst selten durchgeführt. Ein solches Projekt ist das „Spacecraft Fire Safety Demonstration“ Projekt (SAFFIRE).

## **2.5 SAFFIRE – Spacecraft Fire Safety Demonstration Project**

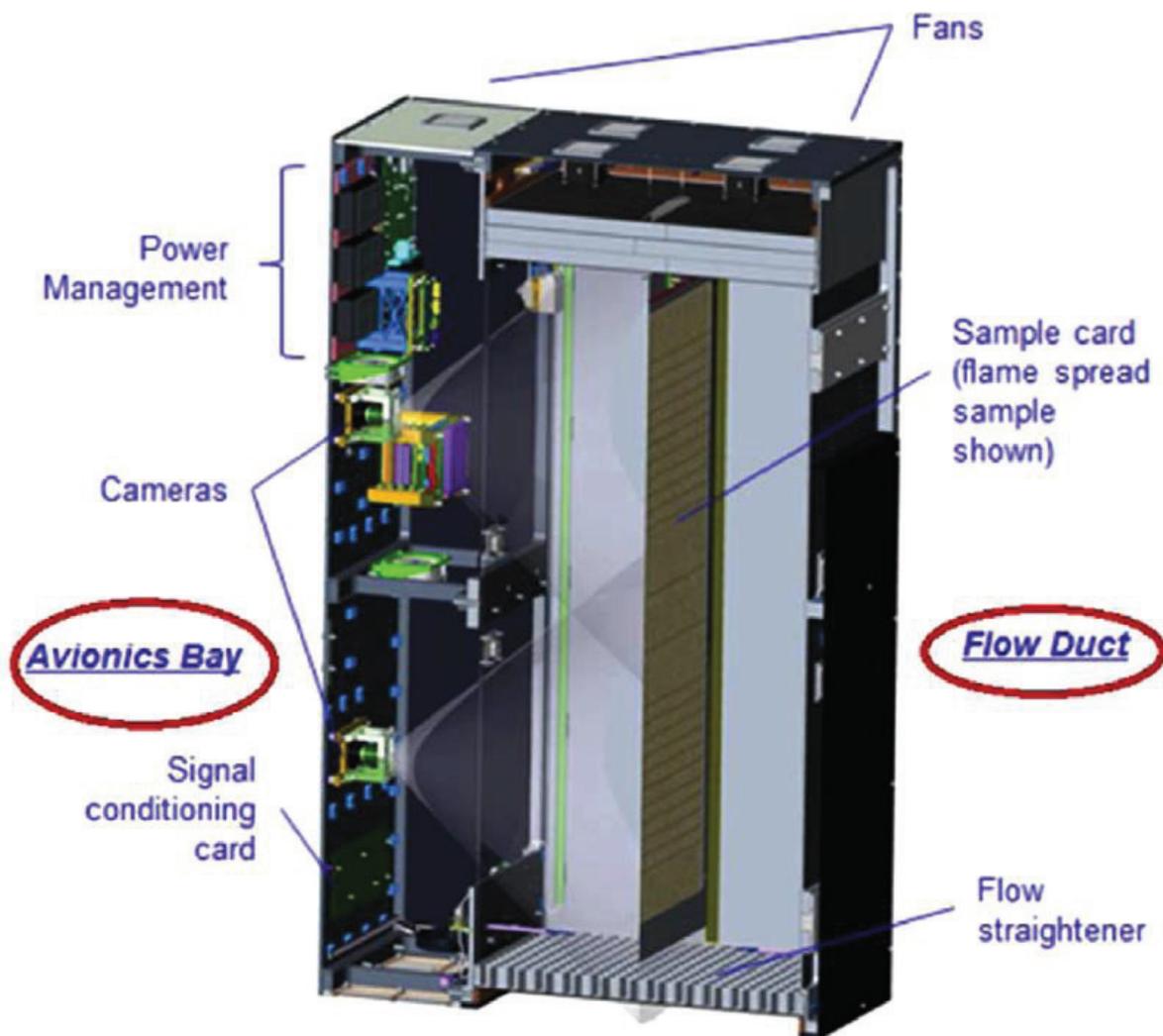
Das „Spacecraft Fire Safety Demonstration Project“ (SAFFIRE) ist ein internationales Forschungsprojekt, in dessen Rahmen Verbrennungsexperimente in großem Maßstab in Mikrogravitation durchgeführt werden sollen. An dem Projekt beteiligt sind die Raumfahrtagenturen NASA, ESA und JAXA, sowie Forschungseinrichtungen aus den USA, Europa, Russland und Australien. Die Daten der durchgeführten Experimente sollen zu einem besseren Verständnis von Feuerverhalten führen und auf diese Weise numerische Modelle verifizieren, sowie Vorhersagemodelle unterstützen, welche sich mit der Feuerprävention, -bekämpfung und –vermeidung beschäftigen [1].

Die Experimente werden an Bord des unbemannten Cygnus Raumtransporters des Herstellers Orbital ATK Inc. stattfinden, der von der NASA beauftragt ist, die ISS zu versorgen. Die Tests werden erst nach dem planmäßigen Abdocken des Transporters von der ISS stattfinden, wenn dieser an der Raumstation nicht mehr gebraucht wird. Da dieses Vehikel unbemannt ist, ist es möglich, Verbrennungsversuche im großen Maßstab auf erheblich verringertem Sicherheitslevel durchzuführen [12]. Andere Nutzlast wird dabei nicht beeinflusst, da der Transporter zum Zeitpunkt der Versuchsdurchführung nur noch mit Abfällen beladen sein wird und kurz vor dem Wiedereintritt in die Erdatmosphäre, somit kurz vor dem Verglühen steht. Einzige Randbedingung ist, dass der Wiedereintritt in die Erdatmosphäre planmäßig eingeleitet wird. Der Transporter soll dabei ordnungsgemäß verglühen, um die Erdoberfläche vor herabfallenden Teilen zu schützen.

Das SAFFIRE Projekt gliedert sich in mehrere Versuchsaufbauten, welche jeweils auf unterschiedlichen Versorgungsmissionen des Cygnus Raumtransporters stattfinden. Das SAFFIRE 1 Experiment bestand aus einer großen Baumwoll-Glasfaser-Verbundprobe und sollte Daten zum Verkohlen von Materialien in der Luftströmung eines bemannten Raumfahrtssystems generieren. SAFFIRE 2 sollte insgesamt neun verschiedene Proben aus SIBAL, PMMA, NOMEX und Silikon untersuchen und die Versuchserkenntnisse mit dem „Upward Flame Propagation Test“ vergleichen. SAFFIRE 3 soll sich wiederum der Untersuchung von Baumwolle und Glasfaser widmen, wobei Details des Versuchsprobenaufbaus erst nach Auswertung der SAFFIRE 1 Ergebnisse festgelegt werden können [1].

Für die Experimente SAFFIRE 1-3 wurde ein spezielles Experiment-Modul entwickelt, welches in identischer Form bei allen drei Flügen eingesetzt werden soll, unabhängig von der zu untersuchenden Probe. Es besitzt die Maße 133 x 90 x 53 cm und soll im Fall von

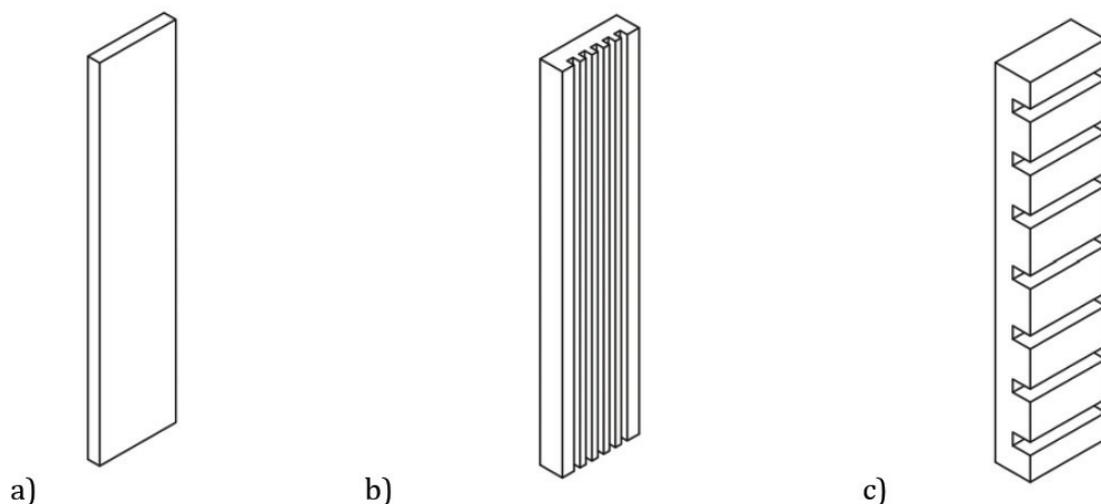
SAFFIRE 1 eine Probe mit der Länge 94 cm und der Breite 41 cm beinhalten. Das Experiment-Modul ist in **Abbildung 2.7** im Schnitt dargestellt, es besteht im Wesentlichen aus einer Avionikeinheit (Avionics Bay) und einem Strömungskanal (Flow Duct). Der Strömungskanal stellt die primäre Kammer dar, in welcher der Verbrennungsversuch stattfinden soll. Die Avionikeinheit ist seitlich mit dem Strömungskanal verbunden und für die Experimentsteuerung, Datenerfassung sowie die Kommunikation verantwortlich. Beide Einheiten sind durch ein Panel aus Lexan voneinander getrennt. Die Strömung wird durch die Ventilatoren oben im Modul erzeugt, von welchen die Luft angesaugt wird. Am unteren Ende des Moduls befindet sich der Einlass, wo die angesaugte Luft durch die Strömungsgleichrichter laminarisiert wird. In Zukunft sind noch weitere Flüge von SAFFIRE 4-6 vorgesehen, wobei die konkreten Missionsziele noch definiert werden müssen [1].



**Abbildung 2.7:** Aufbau des SAFFIRE 1 Experiment Moduls [1]

### 3 Aktueller Stand der Forschung

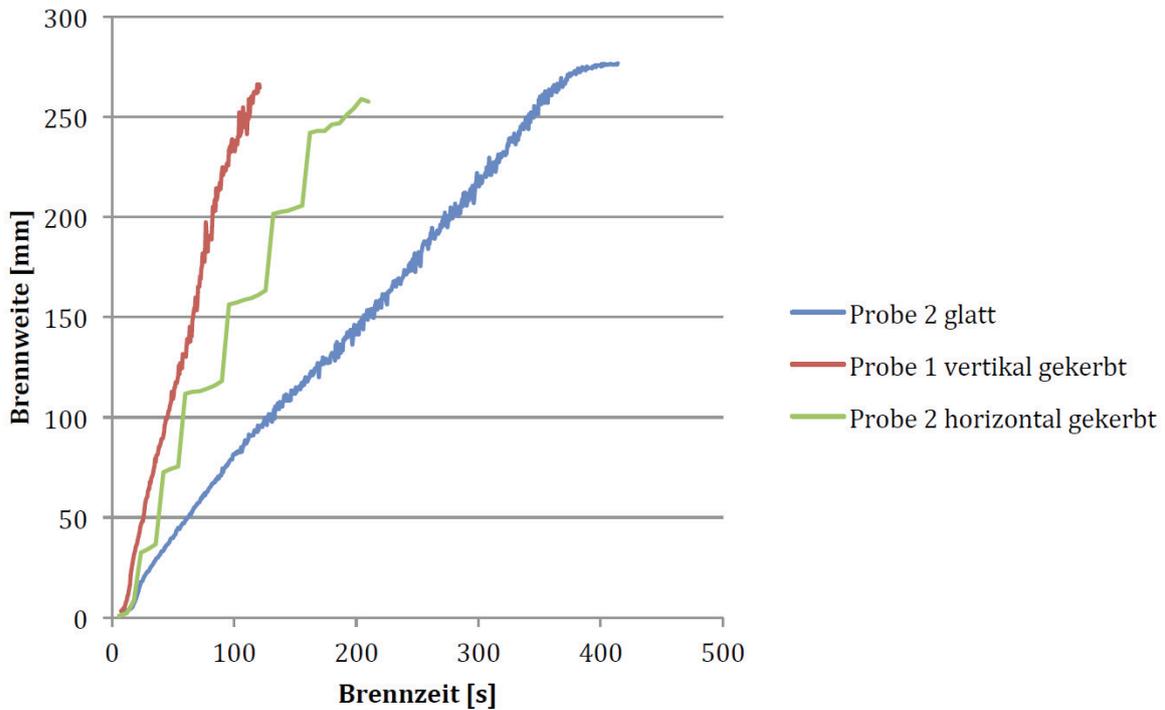
Es sind bereits viele Forschungen durchgeführt worden, die sich mit der Problematik des Materialqualifikationstests NASA-STD-6001B [9] beschäftigen und dabei im Detail untersuchen, ob die definierten Testbedingungen überhaupt den schlimmsten anzunehmenden Fall darstellen. Im Speziellen wurden am ZARM bereits zahlreiche Untersuchungen bezüglich der Oberflächenstruktur von Versuchsproben durchgeführt. Der Test 1 des NASA Standards sieht eigentlich keine Oberflächenstruktur vor, jedoch liegt die Vermutung nahe, dass diese einen wesentlichen Einfluss auf die Flammenpropagation besitzt. Ferner gilt es zu untersuchen, welche qualitativen und quantitativen Auswirkungen eine Oberflächenstruktur auf die Flammenpropagation hat. Die Untersuchungen widmeten sich dabei der Fragestellung, ob die Möglichkeit besteht, dass ein getestetes Material in unstrukturierter Form den Qualifikationstest knapp besteht, jedoch in strukturierter Form durch den Test fallen würde. Hierzu hat Nordmann am ZARM zwei unterschiedliche Oberflächenstrukturen untersucht, welche in **Abbildung 3.1** zu sehen sind [15].



**Abbildung 3.1:** Probendesign der Untersuchungen Nordmanns, a) Referenz b) vertikal genutet c) horizontal genutet [15]

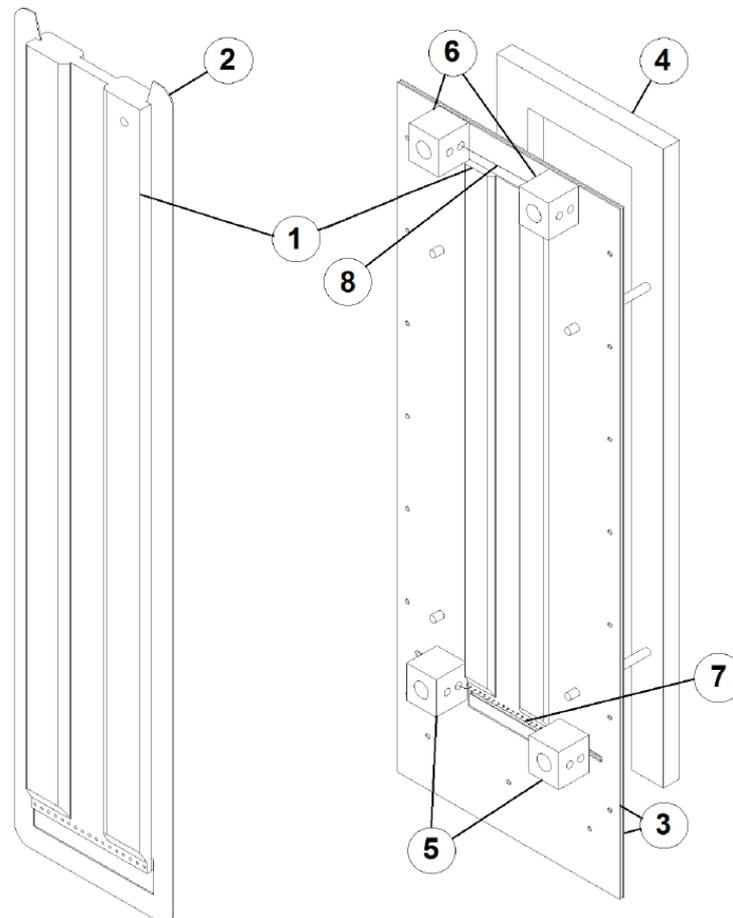
Nordmann stellte dabei Unterschiede in den Flammenpropagationsraten fest, welche in **Abbildung 3.2** zu sehen sind. Die unstrukturierte Versuchsprobe entspricht dem NASA-STD-6001B Standard und weist die geringste Propagationsrate auf, welche durch den blauen Graphen dargestellt ist. Die horizontal genutete Probe wird durch den grünen Verlauf dargestellt und weist im Vergleich zur unstrukturierten Probe eine deutlich erhöhte

Propagationsrate auf. Den schlimmsten anzunehmenden Fall stellt die vertikal genutete Probe dar, die durch den roten Graphen dargestellt ist. Nordmann stellte außerdem eine erhöhte Pyrolyserate bei den oberflächenstrukturierten Proben fest. Das Verhältnis zueinander glich dem der Propagationsraten. Die unstrukturierte Probe wies die geringste und die vertikal genutete die höchste Pyrolyserate auf [15].



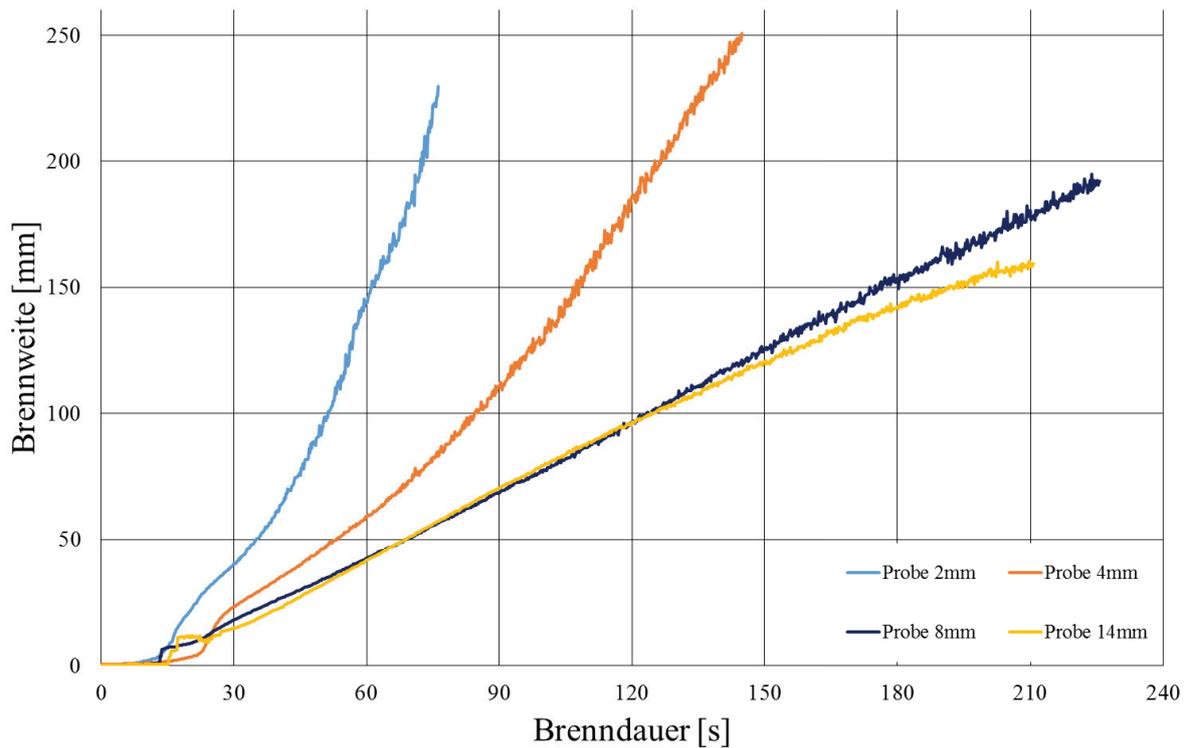
**Abbildung 3.2:** Flammenpropagationsrate der drei unterschiedlich oberflächenstrukturierten PMMA-Proben bei Versuchen von Nordmann [15]

Eine detailliertere Untersuchung von unstrukturierten und strukturierten PMMA-Proben mit verändertem Probenhalter wurde von Würzburg ebenfalls am ZARM durchgeführt. Der modifizierte Probenhalter ermöglichte das Verbrennen der PMMA-Proben gleichzeitig an Vorder- und Rückseite (siehe **Abbildung 3.3**).



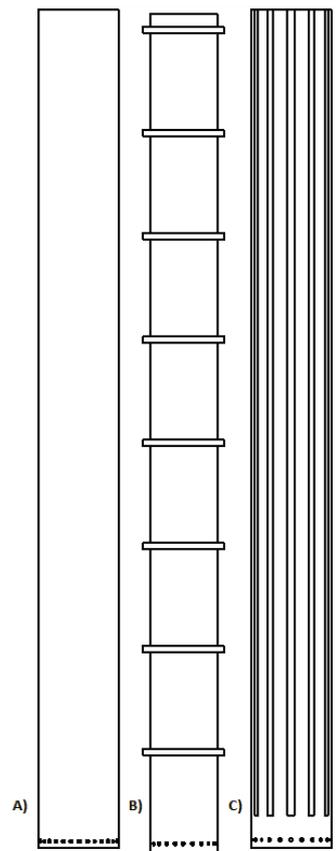
**Abbildung 3.3:** Probenhalterung der Untersuchungen Würzburgs:(1) PMMA-Probe (2) Einschubhalter (3) Ober- und Unterblech (4) Aluminiumgestell (5) Kalte Enden Zünddraht (6) Kalte Enden Referenzdraht (7) Zünddraht (8) Referenzdraht [16]

In **Abbildung 3.4** sind die gemittelten Propagationsraten der Flammenfront der Versuchsreihen Würzburgs für die unstrukturierten PMMA-Proben mit variierender Dicke dargestellt. Würzburg fand heraus, dass dünnere Proben eine höhere Abbrandgeschwindigkeit besitzen. Die Ursache liegt in der Dicke und somit in der erhöhten Wärmekapazität der dickeren Versuchsprobe. Wenn die Probe dünn ist, besitzt sie nicht die Möglichkeit, die Wärme von der Oberfläche an ihr Inneres weiterzuleiten. Dies hat eine schnellere Aufheizgeschwindigkeit zur Folge, welche ausschlaggebend für die Flammenausbreitungsgeschwindigkeit ist [16].



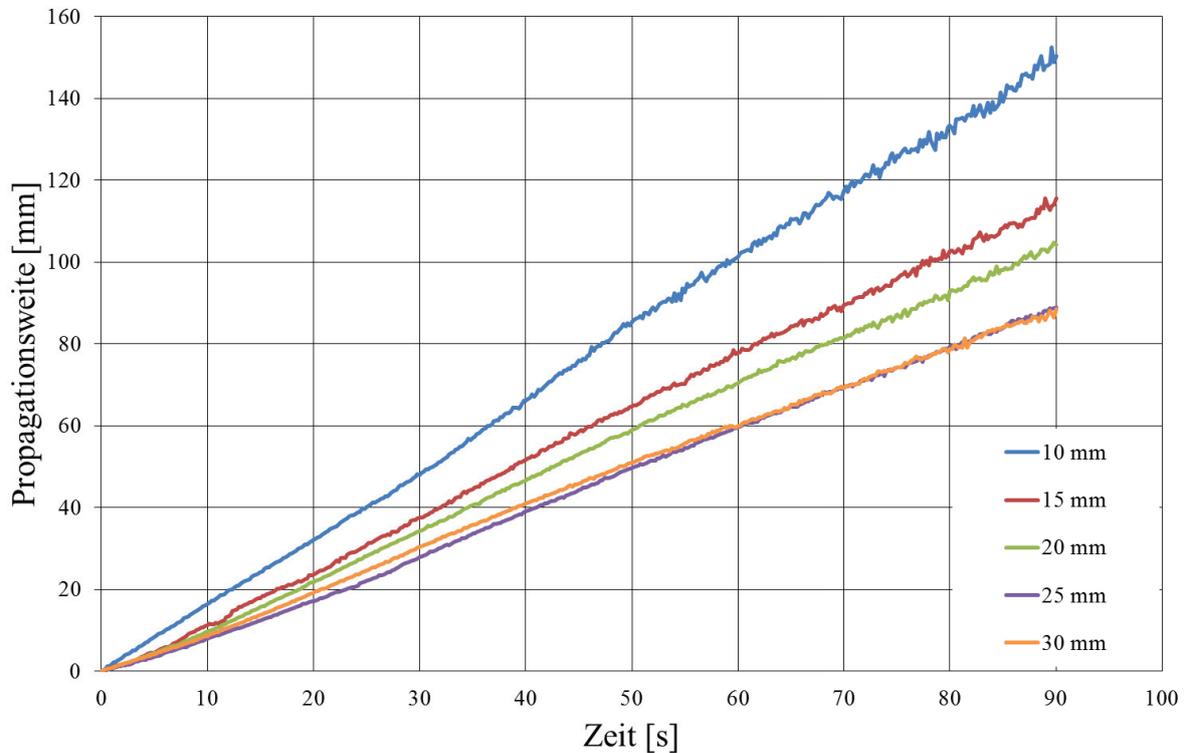
**Abbildung 3.4:** Gemittelte Propagationsraten der Flammenfront der Versuche Würzburgs zu unstrukturierten beidseitig brennenden PMMA-Proben. Modifizierte Darstellung nach [16]

Neben den ebenen Proben wurden am ZARM auch zylindrische PMMA-Proben von Stein untersucht. Ebene Proben weisen, wenn sie nach NASA-STD-6001B Standard getestet werden, eine spezielle Problematik auf. Durch die Einspannung der Proben und Abdeckung ihrer Kanten mit metallischem Material geht ein Teil der durch die Verbrennung entstehenden Wärme in den Probenhalter über. Die Unterschiede von Metall zu PMMA bezüglich der Wärmeleitfähigkeit und der Wärmekapazität führen schließlich dazu, dass am Rand der Probe die Flamme langsamer propagiert, da dort Wärme aus der PMMA-Probe abgeführt wird. Dieses Problem lässt sich nur bedingt mit Hilfe von breiteren Proben lösen, da breitere Proben auch gleichzeitig zu instabileren Flammen führen können, was die Messungen der Position der Flammenfront wiederum erschwert. Eine mögliche Lösung für das beschriebene Problem stellen zylindrische Versuchsproben dar. Stein untersuchte unstrukturierte, vertikal genutete und horizontal genutete zylindrische Proben (siehe **Abbildung 3.5**) in unterschiedlichen Dicken. Die Proben wurden dabei mit Hilfe eines Kanthaldrahtes, der durch kleine radial angeordnete Bohrungen am unteren Ende der Versuchsprobe geführt wurde, elektrisch gezündet [17].



**Abbildung 3.5:** Probendesign der Untersuchungen Steins zu zylindrischen PMMA-Probren, a) Referenz b) Vertikal genutet c) Horizontal genutet [17]

Die Untersuchungen von Stein ergaben, dass die Propagationsrate der Flamme mit abnehmendem Probendurchmesser ansteigt. Es wurden zylindrische Proben mit einem Durchmesser von 10 mm, 15 mm, 20 mm, 25 mm und 30 mm untersucht. Die Propagationsraten sind in **Abbildung 3.6** dargestellt.

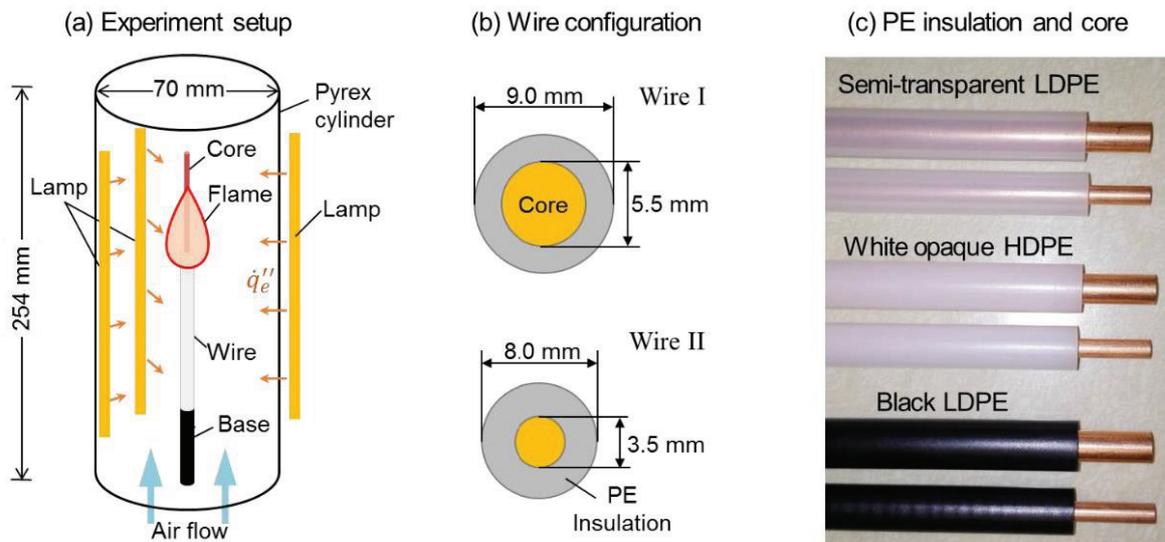


**Abbildung 3.6:** Gemittelte Propagationsraten der Flammenfront bei Untersuchung von zylindrischen unstrukturierten PMMA-Proben von Stein. Modifizierte Darstellung nach [17]

Vergleicht man die Versuche zylindrischer Proben mit denen der ebenen Proben Nordmanns, so ist festzustellen, dass eine Übertragung der Ergebnisse nicht ohne weiteres möglich ist. Zwar besitzt die 15 mm dicke zylindrische Probe eine annähernd gleich große Oberfläche, wie die ebene Probe Nordmanns mit einer Breite von 45 mm, jedoch brennt die zylindrische Probe deutlich schneller. Stein identifizierte dabei zwei mögliche Ursachen. Zum einen besitzen die zylindrischen Versuchsproben keine Einspannung um sich herum, welche Wärme aus der Versuchsprobe ableiten kann. Zum anderen ist es möglich, dass die Flamme durch die zylindrische Form der Probe die gegenüberliegende Seite ebenfalls beeinflussen und verstärken könnte [17].

Neben dem noch nicht ausreichend untersuchten Einfluss der Oberflächenstruktur der zu qualifizierenden Materialproben, besitzen Verbundmaterialien ebenfalls einen noch nicht genügend erforschten Einfluss. PMMA wird in bemannten Raumfahrtssystemen in der Regel im

Verbund mit anderen Materialien, wie beispielsweise Metallen eingesetzt. Miyamoto et al. haben das Flammverhalten von brennendem Polyethylen-isolierten Kabeln experimentell bei variierenden Sauerstoffkonzentrationen und mit externer Strahlung untersucht (siehe **Abbildung 3.7**) [18]. In (a) ist der Experimentaufbau schematisch dargestellt. Er besteht aus einem mit Luft durchströmten Pyrex-Zylinder, der einen Durchmesser von 70 mm und eine Länge von 254 mm besitzt. Die Sauerstoffkonzentration der Luft wird zwischen 11 und 21 % variiert und mit Stickstoff ausgeglichen. Die Strömungsgeschwindigkeit der Luft beträgt konstante 4 cm/s, wobei die Strömungsgeschwindigkeit innerhalb des Zylinders, bedingt durch den durch Erdgravitation ausgelösten Auftrieb, ansteigen kann. Die externe Strahlung wird durch drei radial gleichmäßig angeordnete Quartz-Infrarot-Halogen-Lampen aufgebracht, welche den Zylinder anstrahlen. Die untersuchte Versuchsprobengeometrie ist in (b) zu sehen. Die Kabel sind jeweils 100 mm lang und besitzen zwei unterschiedliche Durchmesser mit 9 mm (Kerndurchmesser 5,5 mm) und 8 mm (Kerndurchmesser 3,5 mm). Die Versuchsproben werden durch eine vorgemischte Methan-Flamme für zwei Minuten gezündet, nachdem sie durch die externe Strahlung bei Luftströmung für eine Minute vorgewärmt wurden [18].



**Abbildung 3.7:** Schematische Darstellung des (a) Experimentaufbaus, der (b) untersuchten Kabelkonfigurationen, und (c) Abbildung der untersuchten PE-isolierten Kabel [18]

Die Untersuchungen von Miyamoto et al. ergaben, dass der Kupfer-Kern im betrachteten Kabel als Wärmesenke wirkt und somit die Entzündbarkeit des Isolationsmaterials senkt. Des Weiteren erweitert die externe Strahlung die „Limiting Oxygen Concentration“ (LOC) in Richtung von niedrigeren Konzentrationen [18].

## 4 Versuchsaufbau und -durchführung

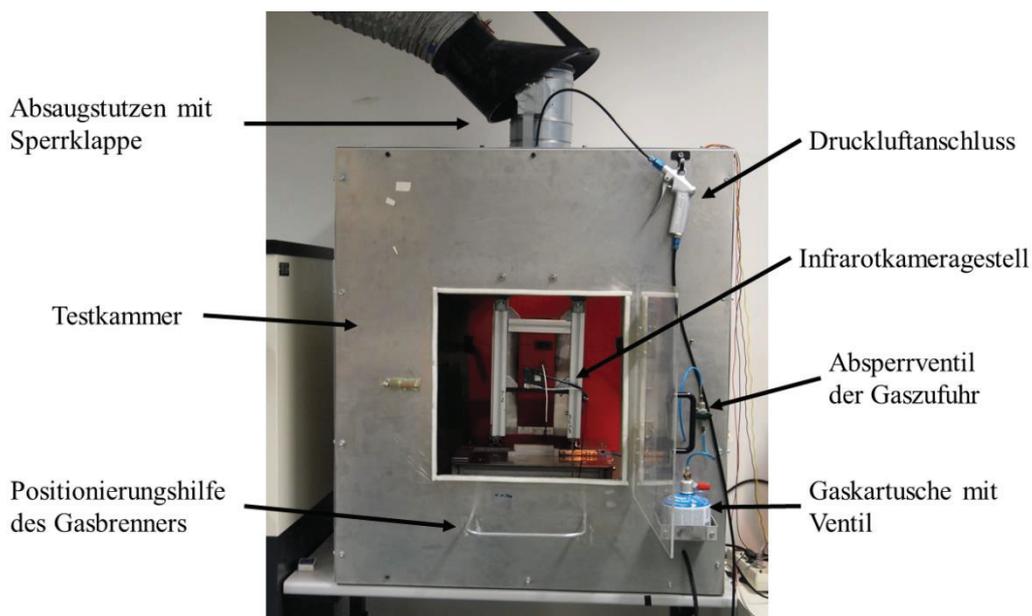
### 4.1 Versuche in 1g mit ebenen Proben

Die terrestrischen Versuche werden im Verbrennungslabor des ZARM durchgeführt. Das heißt, dass als Wärmeübertragungsmechanismen neben der Radiation und der Konduktion auch die Konvektion, jedoch nur innerhalb der Testkammer von Bedeutung ist. Die Testkammer ist während des Versuches geschlossen, so dass es nicht zu einem Luftstrom durch den Kamineffekt oder die Belüftung kommt.

#### 4.1.1 Versuchsaufbau

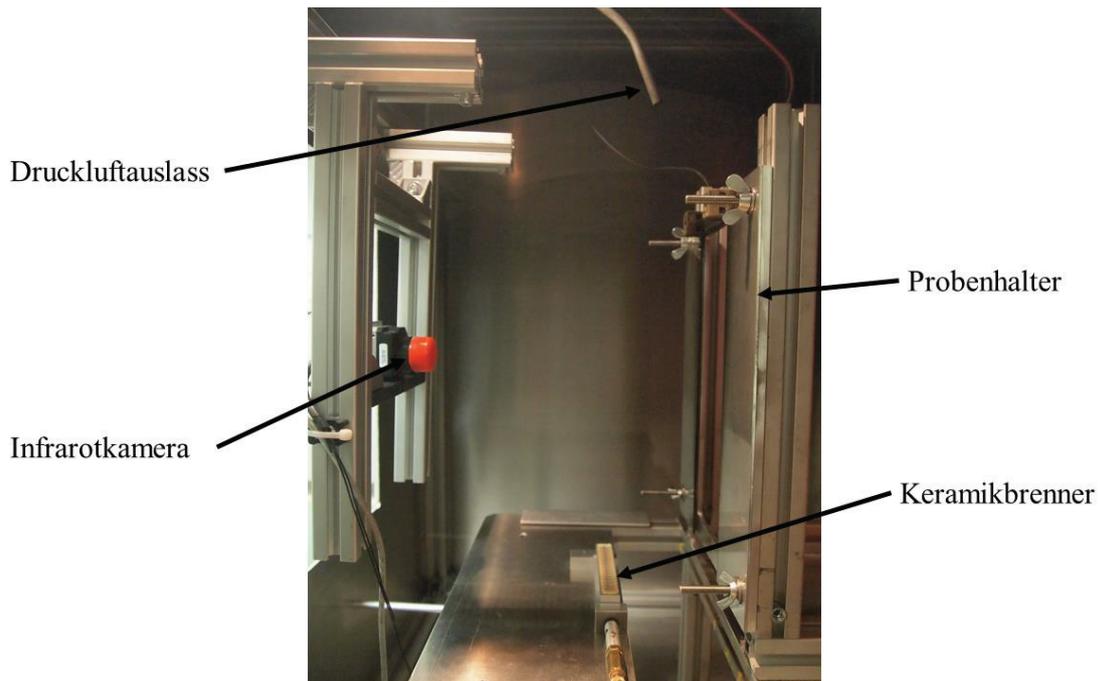
##### 4.1.1.1 Testkammer

Die Testkammer ist eine geschlossene Versuchskammer, deren Rahmen aus Aluminiumprofilen zusammengesetzt ist, sie ist in **Abbildung 4.1** dargestellt. Die Wände sind mit Platten aus Aluminium verkleidet. Die Kammer steht als Ganzes auf einem in der Höhe verstellbaren Tisch. In der Decke der Kammer befindet sich zum einen eine Abzugsöffnung, die manuell zwecks Luftabsaugung geöffnet werden kann, zum anderen ein Rohrstück, das auf die brennende PMMA-Probe ausgerichtet werden kann. Dieses wird an das Druckluftsystem der Hausleitung angeschlossen, so dass die Leitung manuell geöffnet werden kann, um die brennende PMMA-Probe zu löschen. Im vorderen Teil der Kammer befindet sich ein Gestell, auf dem die Infrarotkamera in zwei Achsen verschoben werden kann. Dieses befindet sich direkt hinter dem Fenster aus PMMA, welches zur visuellen Inspektion genutzt wird.



**Abbildung 4.1:** Testkammer gemäß dem NASA-STD-6001-Standard im ZARM Verbrennungslabor

In **Abbildung 4.2** ist der innere Aufbau der Testkammer in einer Seitenansicht zu sehen. Mittig in der Kammer nach hinten versetzt ist ein Gestell verschraubt, auf dem der Probenhalter angebracht wird. Auf diesem Gestell ist neben dem Probenhalter auch der Keramikbrenner zum Anzünden der Proben auf einer Aluminiumplatte angebracht, die verschiebbar ist, um sie nach dem Zünden der Probe zusammen mit dem Brenner wegziehen zu können. Die Wand hinter der PMMA-Probe wird mit mattem Papier abgeklebt, um auf der Infrarotaufnahme einen schwarzen Hintergrund ohne Reflektionen zu gewährleisten.

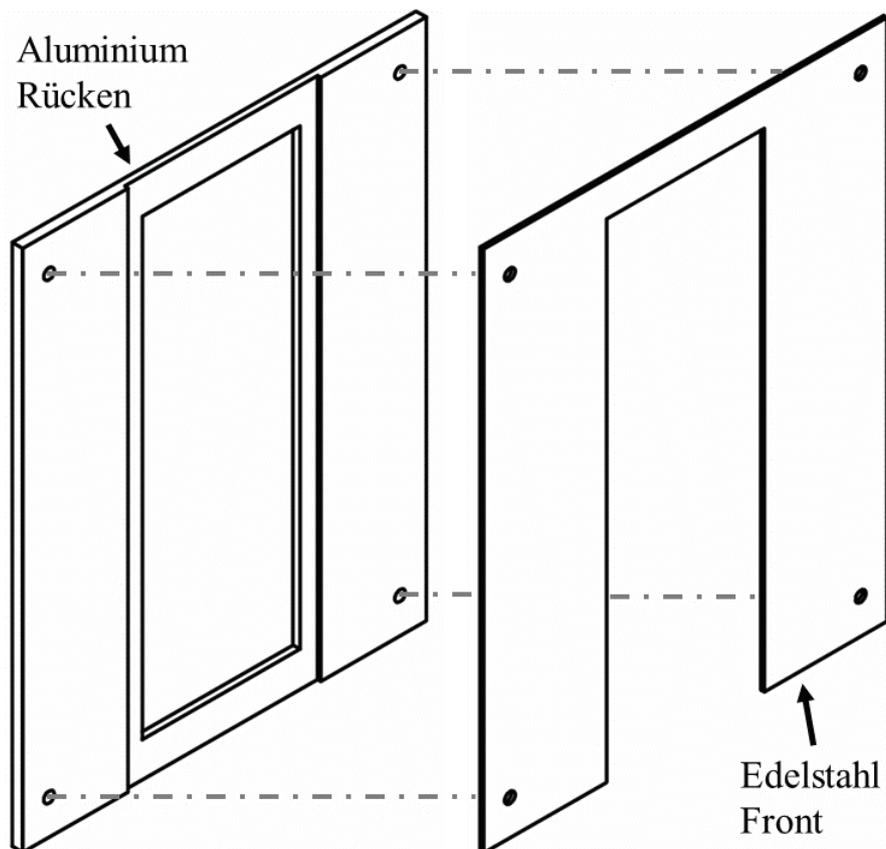


**Abbildung 4.2:** Innerer Aufbau der Testkammer gemäß NASA-STD-6001-Standard

### 4.1.1.2 Probenhalterung

Die Probenhalterung klemmt die PMMA-Probe an der Vorder- und Rückseite ein. In **Abbildung 4.3** ist die zweiteilige Probenhalterung dargestellt. Die Rückseite der Halterung besteht aus 5 mm dickem Aluminiumblech, in welches in der Mitte eine Vertiefung gefräst ist. In diese Vertiefung wird die PMMA-Probe eingelassen. In die Mitte der Vertiefung ist eine Aussparung gefräst, damit die PMMA-Probe über die brennende Fläche möglichst wenig Kontakt hinsichtlich des Wärmeaustauschs mit dem Rahmen hat. Der vordere Teil der Halterung besteht aus Edelstahlblech mit einer Dicke von 3 mm, da er unmittelbaren Kontakt mit der Flamme hat. Die Klemmung wird über vier Gewindestangen und Flügelmuttern realisiert. Am oberen Ende des Edelstahlblechs befindet sich ein Kanthal-Draht, der zwischen

zwei Keramik-Lüsterklemmen eingespannt ist. Dieser dient als Referenzpunkt für die Auswertung der Infrarotaufnahme.



**Abbildung 4.3:** CAD Projektionsansicht der zweiteiligen Probenhalterung, bestehend aus einem Aluminium-Rücken und einer Edelstahl-Front

#### 4.1.1.3 Kamerasystem

Die Aufnahmen werden mit der Infrarotkamera „TAU 2 640“ der Firma FLIR Systems Inc. gemacht (siehe **Abbildung 4.4**). Die Kamera ist mit einer Linse mit der Brennweite 9 mm und einer Blende von  $f/1.4$  ausgestattet. Das analoge Videosignal wird über das zusätzliche Thermal Capture Modul der Firma TeAx Technology UG verarbeitet und dann digital auf einem USB Speichermedium im TMC Format gespeichert. Die Bildrate der Kamera beträgt eigentlich 25 Hz bzw. 60 Hz im PAL-Modus, jedoch begrenzt der amerikanische Hersteller aus Sicherheitsgründen die Bildrate softwareseitig auf 8,33 Hz für Modelle, die exportiert werden. Für die Versuche dieser Arbeit steht nur das Export Modell mit der Bildrate von 8,33 Hz zur Verfügung. Weitere technische Daten sind der **Tabelle 4.1** zu entnehmen. Für die Aufnahme von PMMA muss in den kameraeigenen Eigenschaften noch der Emissionsgrad von 0,97 für PMMA eingestellt werden, damit die Infrarotkamera die aufgenommene Infrarotstrahlung auch einer korrekten Oberflächentemperatur zuordnen kann.

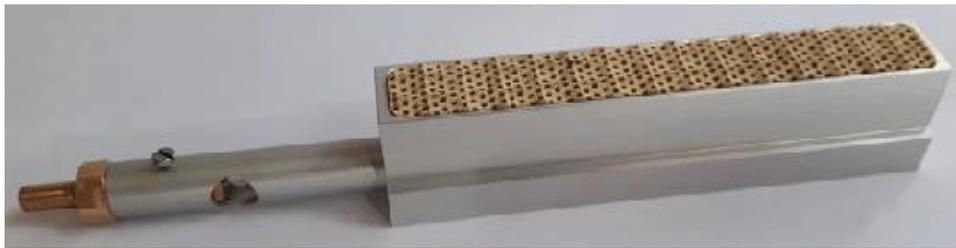
**Tabelle 4.1:** Technische Daten der Infrarotkamera FLIR TAU 2 640 [19]

<b>FLIR TAU 2 640</b>	
<b>Auflösung</b>	640 x 512 Pixel
<b>Pixel Größe</b>	17 $\mu\text{m}$
<b>Spektralband</b>	7,5 – 13,5 $\mu\text{m}$
<b>Sensitivität</b>	<50 mK bei f/1.0
<b>Temperaturbereich (Low gain Modus)</b>	-40°C bis 550°C
<b>Aufnahmefrequenz</b>	30/60 Hz (NTSC); 25/60 Hz (PAL); factory set 8,33 Hz für Export-Modelle

**Abbildung 4.4:** FLIR TAU 2 640 [19]

#### 4.1.1.4 Zündung der Proben

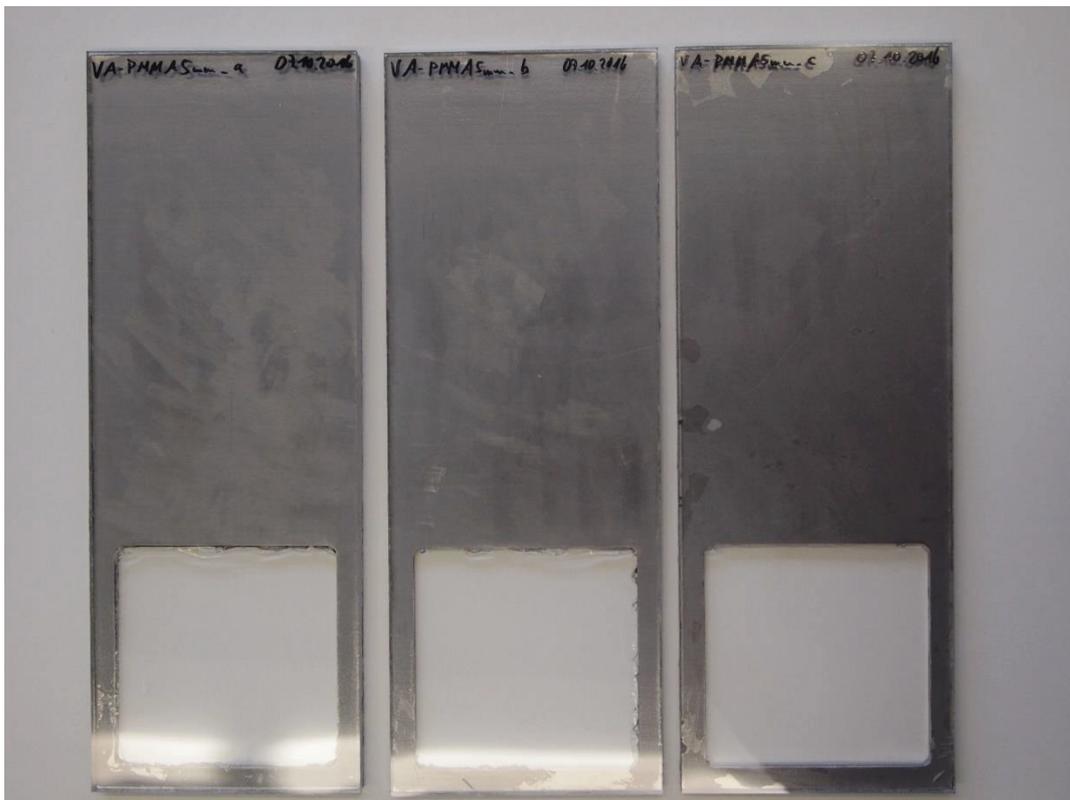
Für die Zündung der Proben wird ein Keramikbrenner aus dem Modellbaubedarf der Firma „Dampfmodellbau Keifler“ genutzt (siehe **Abbildung 4.5**), der auf eine von außerhalb der Testkammer verschiebbare Aluminiumplatte mit Kupplungssystem montiert ist. Die Flamme des Brenners ist 90 mm breit, so dass sie die Probe in voller freistehender Breite von 90 mm zünden kann. Das Gasgemisch aus dem Laborbedarf der Firma „CFH“ besteht zu 30 % aus Propan und zu 70 % aus Butan. Gezündet wird insgesamt über eine Dauer von 15 Sekunden, was in Vorversuchen sowohl bei den reinen PMMA-Proben, als auch bei den Verbundproben mit Edelstahl und Aluminium zu einer garantierten Zündung geführt hat. Der Abstand zwischen Unterkante der zu zündenden Probe und dem Keramikbrenner beträgt etwa 11 mm. Die Flamme wird beim Zündvorgang so groß eingestellt, dass der sichtbare blaue Bereich der Flamme die PMMA-Probe berührt. Alle Proben dieser Untersuchung brennen nach den 15 Sekunden Zündung weitere 210 Sekunden, bis sie mit Hilfe der Druckluft gelöscht werden. Dies soll die Vergleichbarkeit der Pyrolyseraten ermöglichen.



**Abbildung 4.5:** Keramikbrenner zur Zündung der Versuchsproben, Breite 100 mm [20]

### 4.1.2 Gestaltung der Versuchsproben

Die Versuchsproben werden in ebener rechteckiger Form untersucht. In **Abbildung 4.6** ist eine Versuchsreihe exemplarisch dargestellt. Für die Untersuchungen wurde ein neuer Probenhalter konstruiert, damit die Proben breiter als bisher gestaltet werden können. Die nicht durch den Probenhalter eingespannte brennende Fläche ist 90 mm breit, wodurch sich bei der Verbrennung ein deutlich breiteres und länger stabileres Plateau der Flammenfront ausbilden kann. Die Probe ist insgesamt 300 mm lang, um ein möglichst langes Messfeld zu erhalten, bevor Randeffekte auftreten.



**Abbildung 4.6:** Ebene Versuchsproben der Versuchsreihe VA-PMMA5mm fertig mit ACRIFIX geklebt

Das Hauptmaterial der zu untersuchenden Verbundprobe stellt transparentes PMMA dar. Dieses wird in zwei unterschiedlichen Herstellungsverfahren produziert, was die Materialeigenschaften gerade in Bezug auf Verbrennungsversuche signifikant beeinflusst. Extrudiertes PMMA bildet Blasen, brennt sehr unruhig und tropft brennend ab, womit es für die durchzuführenden Experimente nicht geeignet ist. Bei Plexiglas GS handelt es sich hingegen um gegossenes PMMA, welches nach DIN 4102 zertifiziert ist und als „nicht brennend abtropfend“ eingestuft ist [21]. Es verbrennt zudem „nahezu ohne Qualm“, entwickelt „keine akut giftigen Rauchgase“ und ist „normal entflammbar“ [21]. Die weiteren Materialeigenschaften sind der **Tabelle 4.2** zu entnehmen.

Tabelle 4.2: Materialeigenschaften von PMMA [22]

<b>Dichte <math>\rho</math></b>	1,19 g/cm <sup>3</sup>
<b>Wärmeleitfähigkeit <math>\lambda</math></b>	0,19 W/mK
<b>Zündtemperatur</b>	425 °C
<b>Zersetzungsbereich (Pyrolyse)</b>	170-300 °C
<b>Entflammungstemperatur</b>	300 °C
<b>Gesamtemissionsgrad</b>	0,97

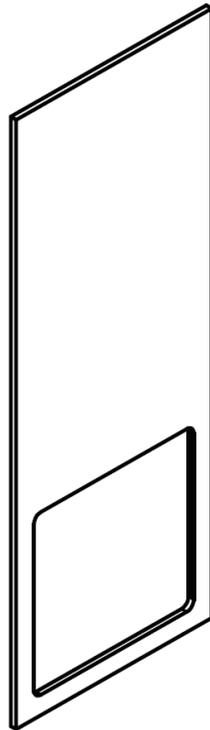
Als Verbundmaterial wird zum einen Edelstahl und zum anderen Aluminium verwendet. Bei Edelstahl handelt es sich um austenitischen korrosionsbeständigen Stahl X2CrNi18-9 mit der Werkstoffnummer 1.4307, bei Aluminium um die Legierung EN AW-7075 mit der Bezeichnung „Al Zn5,5 Mg Cu“. Diese beiden Metalllegierungen wurden ausgewählt, da die Wärmeleitfähigkeiten der untersuchten Materialien sich um etwa eine Zehnerpotenz voneinander unterscheiden. Des Weiteren handelt es sich bei St 1.4307 und EN AW-7075 um Legierungen, welche regelmäßig in der Werkstatt des ZARM genutzt werden und somit auch permanent vorhanden sind.

Tabelle 4.3: Materialeigenschaften von St 1.4307 [23], EN AW-7075 [24] und PMMA GS [22] im Vergleich

	<b>VA 1.4307</b>	<b>EN AW-7075</b>	<b>PMMA GS</b>
<b>Dichte <math>\rho</math> [kg/m<sup>3</sup>]</b>	7900	2800	1190
<b>Elastizitätsmodul E [GPa]</b>	200	72	3,3
<b>Längenausdehnungskoeffizient <math>\alpha</math></b>	0.000016	0.0000252	0.00007
<b>Spez. Wärmekapazität c [J/kgK]</b>	500	862	1470
<b>Wärmeleitfähigkeit <math>\lambda</math> [W/mK]</b>	15	145	0.19

Die Verbundplatten aus Aluminium und Edelstahl sind in **Abbildung 4.7** in der Projektionsansicht des CAD Modells dargestellt. Es ist zu erkennen, dass diese jeweils im unteren Bereich ein Fenster mit den Maßen 90 mm x 90 mm besitzt. Dieses dient dazu, den

Einfluss des Metallverbundes beim Übergang der Flamme von PMMA zum PMMA-Metall-Verbund zu untersuchen. Im unteren Bereich soll die PMMA-Probe zunächst allein gezündet werden. Dann soll sich die Flamme stabilisieren, um einen möglichst definierten Übergang der Flammenfront von PMMA zu PMMA in Kontakt mit Metall zu ermöglichen. Der Metallrücken besitzt ebenso wie die PMMA-Platten die Maße 300 mm x 110 mm und sie besitzen alle eine Dicke von 3 mm.



**Abbildung 4.7:** Metallrücken der PMMA-Metall-Verbundproben in der CAD Projektionsansicht

Die Verbundprobe wird hergestellt, indem die Metallrücken auf einen PMMA-Zuschnitt geklebt werden. Evonik Industries gibt an, dass PMMA gewöhnlich mit dem 1-Komponenten Polymerisationsklebstoff ACRIFIX verklebt wird [25]. Dieser Klebstoff eignet sich jedoch laut Herstellerangabe nur eingeschränkt für Metalle. In Voruntersuchungen wurden ACRIFIX und Alternativen genauer untersucht. Zu den Alternativen zählen der sogenannte Sekundenkleber Loctite 406, ein Substitutionsprodukt zu Otto Seal S72 und der Stahl-verstärkte Zwei-Komponenten-Klebstoff auf Epoxidharz-Basis, JB Weld. Die Untersuchungen zeigten, dass ACRIFIX am besten geeignet ist, da er sich gut verarbeiten lässt und einen ausreichend guten Verbund von Metallrücken und PMMA-Zuschnitt darstellt. Dieser Kleber lässt sich nahezu frei von Lufteinschlüssen verarbeiten, wenn man die Proben in einer Presse einspannt. Die Zeitspanne vom Kleben bis zu einem genügenden Aushärten des Klebstoffes beträgt etwa 24 h. Der Klebstoff ACRIFIX besteht aus drei Komponenten:

- ACRIFIX 2R 0190 (2-Komponenten Polymerisationsklebstoff) [26]
- ACRIFIX CA 0020 (Härter) [27]
- ACRIFIX TC 0030 (Verdünner) [28]

Das schließlich verwendete Mischungsverhältnis beträgt 87 % ACRIFIX 2R 0190, 4 % ACRIFIX CA 0020 und 9 % ACRIFIX TC 0030. Der Verdünner wird verwendet, um die Viskosität des Gemisches zu senken, was zu einer möglichst kompletten Reduzierung der Lufteinschlüsse führen soll. Vor dem Verkleben von PMMA und Metall sind die betreffenden Oberflächen, wie vom Hersteller empfohlen [25], zu entfetten und zu säubern, um einen besseren Halt zu gewährleisten. Nachdem der Kleber einseitig vollständig auf das Metall aufgetragen ist, wird die PMMA-Platte mit Druck platziert, um Lufteinschlüsse herauszudrücken. Anschließend werden die Verbundplatten in eine Presse eingespannt, in welcher der Kleber unter Druck für 24h vollständig aushärten kann. Überschüssiger Kleber kann hierbei über die Seiten entweichen und wird bei der finalen Nachbearbeitung mit einem Messer entfernt.

Untersucht werden dabei variierende Dicken der ebenen PMMA-Probe im Verbund mit Metallplatten konstanter Dicke. Die Metallplatten weisen eine einheitliche Dicke von 3 mm auf, während die PMMA-Proben zwischen 2 mm und 6 mm Dicke liegen. In **Tabelle 4.4** ist eine Übersicht über die durchgeführten Versuche mit ebenen Verbundproben dieser Arbeit aufgeführt. Die Verbundart „kein Verbund“ steht dabei für eine Referenzprobe, welche lediglich aus PMMA besteht und im Falle der Versuchsreihe „Ref-PMMA3mm“ beispielsweise nur aus einer PMMA-Probe von 3 mm Dicke besteht. Eine Versuchsreihe besteht hierbei in der Regel aus drei Versuchen.

**Tabelle 4.4:** Durchgeführte Versuche mit ebenen Verbundproben

<b>Verbundart</b> <b>Dicke PMMA</b>	<b>Kein Verbund</b>	<b>VA 1.4307</b>	<b>EN AW-7075</b>
<b>2 mm</b>		VA-PMMA2mm	
<b>3 mm</b>	Ref-PMMA3mm	VA-PMMA3mm	Al-PMMA3mm
<b>5 mm</b>	Ref-PMMA5mm	VA-PMMA5mm	Al-PMMA5mm
<b>6 mm</b>	Ref-PMMA6mm	VA-PMMA6mm	Al-PMMA6mm

## 4.2 Versuche in $\mu g$ mit zylindrischen Proben (UB-FIRE)

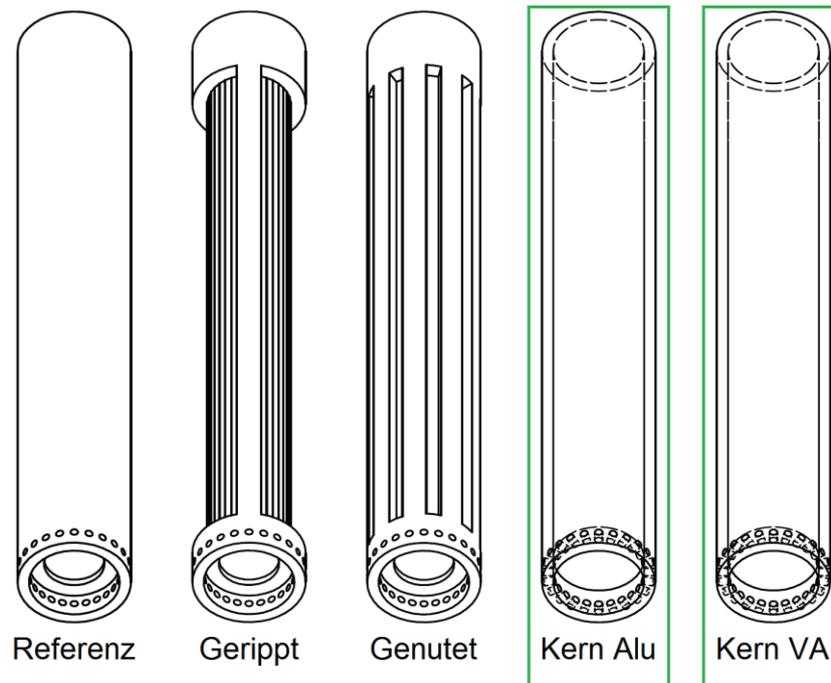
### 4.2.1 REXUS/BEXUS Programm

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) Raumfahrtmanagement und die schwedische nationale Raumfahrt-Behörde führen gemeinsam das Studentenprogramm REXUS/BEXUS durch. Es ermöglicht Studenten jährlich, selbst entwickelte wissenschaftliche und technische Experimente auf einer Höhenforschungsrakete oder einem Höhenforschungsballon mitfliegen zu lassen. Das „Swedish National Space Board“ (SNSB) hat ihren Programmanteil durch die ESA den ESA Mitgliedsstaaten geöffnet, um eine größere internationale Vielfalt im Programm, aber auch ein Gleichgewicht zwischen dem deutschen und dem schwedischen Programmanteil zu gewährleisten. Die studentischen Projektgruppen werden von Experten des DLR, der Swedish Space Corporation (SSC), der ESA und des ZARM bei technischen Fragen unterstützt. Die Kampagne wird von EuroLaunch, einer Kooperation der Mobilien Raketenbasis (MORABA) des DLR und dem ESRANGE Space Center der SSC, durchgeführt. Diese ist ebenfalls verantwortlich für den Betrieb der Raketen, der Ballone und der notwendigen Subsysteme.

### 4.2.2 Versuchsaufbau des Experimentes UB-FIRE

Ein fünfköpfiges studentisches Projektteam der Universität Bremen, bestehend aus Florian Meyer, Tim Schwentek, Alex Freier, Patrick Bihn und dem Verfasser dieser Arbeit, unter der Betreuung von Dipl.-Ing Christian Eigenbrod, hat sich im Herbst 2014 erfolgreich mit dem Experimentkonzept „University of Bremen – Fire Safety Research Experiment“ (UB-FIRE) beworben. Das Verbrennungsexperiment wurde daraufhin entwickelt, konstruiert und gebaut, damit es im März 2016 an Bord der Höhenforschungsrakete „REXUS 20“, zusammen mit drei weiteren Experimenten, von ESRANGE in Nord-Schweden aus fliegen konnte.

Das Verbrennungsexperiment UB-FIRE dient der Zielsetzung, die Flammenpropagationsgeschwindigkeit von unstrukturierten, strukturierten und PMMA-Metall-Verbundproben in Mikrogravitation zu untersuchen. Hierfür werden in einem luftdichten Raketenmodul insgesamt fünf Proben verbrannt, wobei nur zwei Proben von Relevanz für diese Arbeit sind (siehe **Abbildung 4.8**).



**Abbildung 4.8:** Untersuchte Versuchsproben auf im Verbrennungsexperiment UB-FIRE (Die in dieser Arbeit untersuchten Proben sind grün markiert)

Die Konstruktion des Experimentes untersteht der Randbedingung, dass der Versuch weitestgehend dem „Upward Flame Propagation Test“ der NASA in terrestrischer Umgebung gleicht. Hierdurch soll die Vergleichbarkeit mit Versuchen in der Testkammer des Verbrennungslabors am ZARM gewährleistet werden. Folglich ist es notwendig, dass die Verbrennung der Proben bei 1 bar Absolutdruck und mit der gleichen Luftzusammensetzung wie auf der Erde stattfindet. Da es sich hierbei um ein Experiment für die Feuersicherheit in der bemannten Raumfahrt handelt, werden die Proben konstant mit Luft angeströmt, um die erzwungene Konvektion in bemannten Raumfahrtsystemen nachzustellen. Dies ist vor allem deswegen notwendig, weil die natürliche Konvektion in Mikrogravitation stark verringert ist. Des Weiteren ist die Luftströmung in Mikrogravitation notwendig, um die Verbrennung der Proben aufrechtzuerhalten und sich ausbreiten zu lassen. Die gewählte Luftströmungsgeschwindigkeit von 20 cm/s entspricht hierbei der Strömungsgeschwindigkeit, mit der auf der Erde Dichteunterschiede ausgeglichen werden [13]. Die beschriebene Konfiguration des Experimentes führt dazu, dass der Einfluss der Gravitation im Vergleich mit den terrestrischen Versuchen analysiert werden kann.

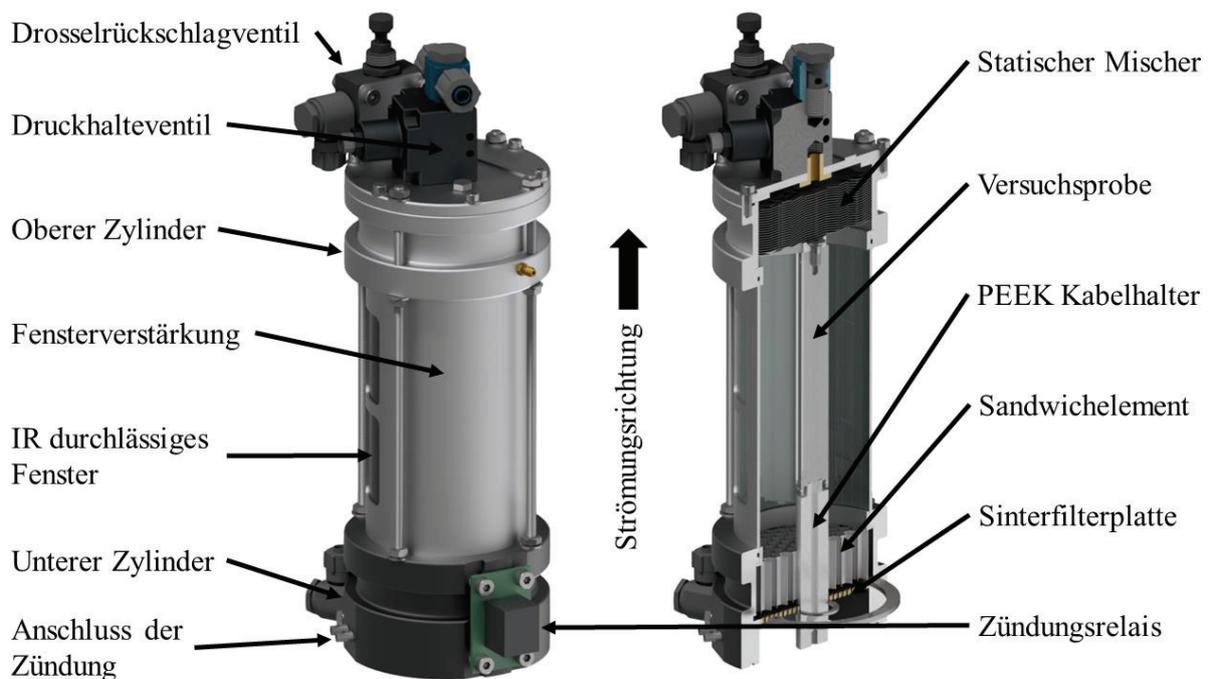
#### 4.2.2.1 Gestaltung der Versuchsproben

Die Konfigurationen der Proben, welche im Experiment UB-FIRE verbrannt wurden, sind in **Abbildung 4.8** zu sehen, wobei die zwei in dieser Arbeit genauer betrachteten Versuchsproben grün markiert sind. Die verbleibenden drei Proben dienen der Untersuchung

oberflächenstrukturierter PMMA-Proben in Mikrogravitation und wurden bereits von Meyer in [29] analysiert. Die untersuchten Proben weisen entgegen dem „Upward Flame Propagation Test“ eine zylindrische Form auf, damit Randeﬀekte vermieden werden. Die Zylinder besitzen dabei eine Länge von 100 mm und einen Durchmesser von 15 mm. Weitere Details sind in den technischen Zeichnungen im Anhang zu sehen. Die Versuchsproben bestehen ebenfalls aus gegossenem PMMA und besitzen einen Kern aus Aluminium (Al) bzw. Edelstahl (VA). Die Materialdaten sind der **Tabelle 4.3** zu entnehmen. Die beiden Versuchsproben mit Metallkern werden durch Einpressen des Metallzylinders in ein PMMA-Rohr hergestellt. Hierzu wird der Metallzylinder mittels flüssigem Stickstoff stark heruntergekühlt, während das PMMA-Rohr in einem Ofen auf etwa 90°C erwärmt wird. Durch die Kühlung bzw. die Erwärmung entsteht aus der Presspassung eine Spielpassung, welche sich bei Kontakt und Wärmeangleichung der beiden Komponenten miteinander wieder zurückbildet. Anschließend werden die Bohrungen für den Zünddraht in das PMMA vorgenommen.

#### 4.2.2.2 Aufbau der Brennkammern

Die fünf unterschiedlichen Versuchsproben befinden sich in eigenen Brennkammern, da unterschiedlich starke Verbrennungsvorgänge zu unterschiedlichen Abgasmassenströmen führen, welche in diesem Fall durch die getrennten Brennkammern ausgeglichen werden können. Der Aufbau einer einzelnen Brennkammer ist in **Abbildung 4.9** dargestellt.

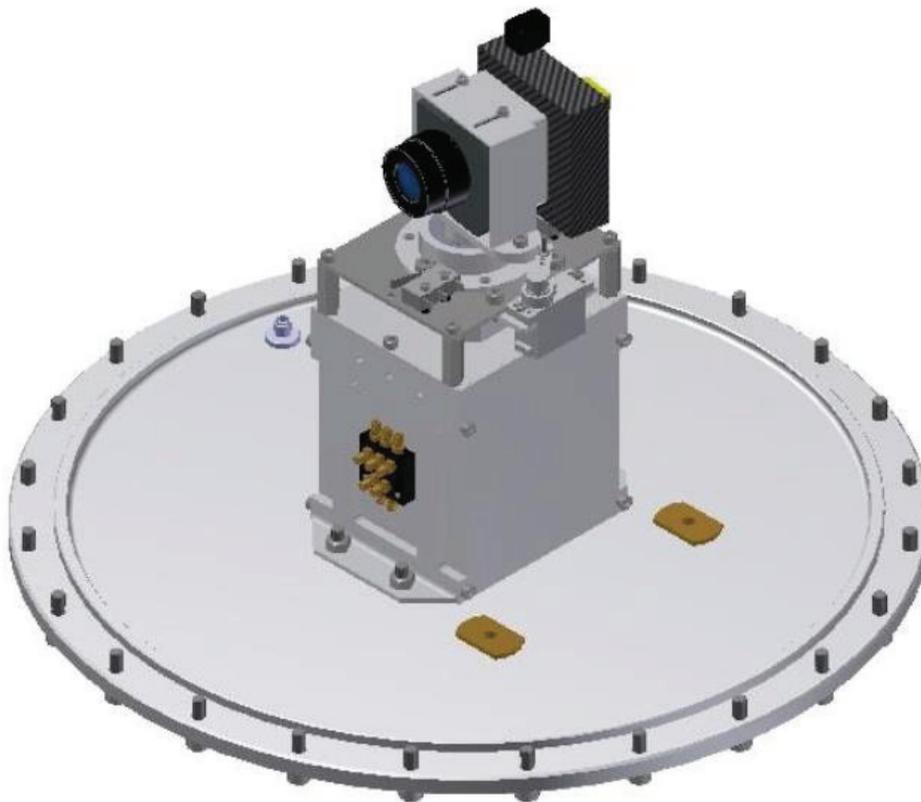


**Abbildung 4.9:** Aufbau einer Brennkammer des Raketenexperimentes UB-FIRE

Im Wesentlichen besteht die Brennkammer aus einem unteren Zylinder, welcher der Zuleitung der Luft für die Verbrennung dient und aus einem oberen Zylinder, welcher der Ableitung der Verbrennungsluft dient. Die Luft strömt aus dem Anschluss im unteren Zylinder erst durch eine Sinterfilterplatte aus Bronze, bevor sie durch ein Sandwichelement aus Aluminium mit Wabenstruktur weitestgehend laminarisiert wird. In der Mitte des Zylinders befindet sich ein Polyetheretherketon- (PEEK) Element, durch welches die Kabel hindurchgeführt werden, an die der Zünddraht der PMMA-Proben angeschlossen ist. Der untere Zylinder ist dabei aus Polyoxymethylen (POM) gefertigt, damit die beiden luftdichten elektrischen Durchführungen für den Zündmechanismus isoliert voneinander sind. Damit die Luft nicht an den laminarisierenden Elementen vorbeiströmen kann, sind diese gegenüber dem Zylinder und dem PEEK-Kabelhalter mit Silikon abgedichtet. Der obere Zylinder besteht aus Aluminium und beinhaltet einen statischen Mischer, welcher aus 17 Lagen Laser-geschnittenen Edelstahlblechen besteht. Er besitzt mittels Laser geschnittene Klappen, welche ebenfalls durch den Laser definiert angestellt werden. Der statische Mischer dient dazu, die Verbrennungsgase mit der ebenfalls durch die Brennkammer strömenden, aber nicht an der Verbrennung beteiligten kühleren Luft zu vermischen. Somit soll der Abgas-Strang möglichst temperaturseitig vereinheitlicht werden, um ein punktuell Überhitzen der Ventile zu vermeiden. Aus eben diesem Grund wurde für den oberen Zylinder als Material Aluminium ausgewählt, da es zum einen gut zu verarbeiten ist, zum anderen aber auch eine hohe Wärmeleitfähigkeit sowie Wärmekapazität besitzt. Der Druck wird über das am Ausgang des oberen Zylinders befestigte Druckhalteventil geregelt. Der Volumenstrom in der Brennkammer ist über eine Drossel, die vor dem Eingang des unteren Zylinders platziert ist, einstellbar. In Kombination miteinander ergeben diese beiden Komponenten schließlich die Strömungsgeschwindigkeit innerhalb der Brennkammer an der PMMA-Probe. Diese befindet sich in dem für Infrarotstrahlung durchlässigen Fenster aus Hart-Polyethylen. Dieses ist zwischen die beiden Zylinder eingelassen und wird zusätzlich durch eine Aluminiumhülle verstärkt, welche Aussparungen besitzt, damit Infrarotaufnahmen der brennenden Probe möglich sind. Die Verstärkung ist notwendig, damit das Fenster möglichen Druckunterschieden zwischen Brennkammer und Raketenmodul standhält. Die beiden Zylinder werden von insgesamt vier Gewindestangen zusammengehalten und fixiert, welche außerhalb der Strömungskammer befestigt sind.

#### 4.2.2.3 Kamerasystem

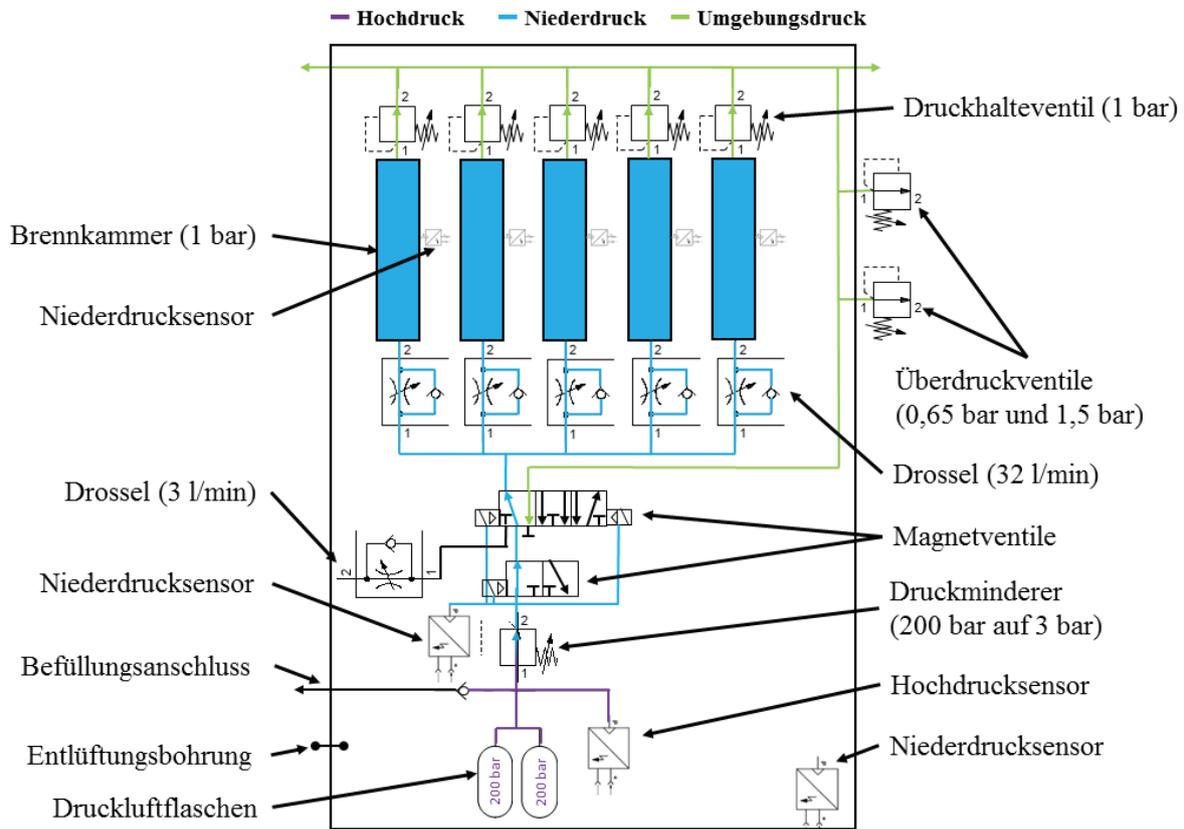
Bei der im Flug verwendeten Infrarotkamera handelt es sich ebenfalls wie in **Kapitel 4.1.1.3** um die „TAU 2 640“ der Firma FLIR Systems Inc., die mit dem Thermal Capture Modul der Firma TeAx Technology UG zur Steuerung und Datenspeicherung ausgestattet ist. Das Thermal Capture Modul gibt ebenfalls ein analoges Videosignal aus, welches über die Telemetrie der Rakete in Echtzeit zur Bodenstation übertragen wird. Dabei wird wie in **Kapitel 4.1.1.3** die Linse mit einer Brennweite 9 mm und einer Blende von f/1.4 genutzt, die technischen Daten sind der **Tabelle 4.1** zu entnehmen. Die Kamera rotiert während der Experimentzeit angetrieben durch einen elektrischen Schrittmotor und nimmt so die Versuchsproben in den einzelnen Brennkammern der Reihe nach und wiederholt auf. In **Abbildung 4.10** ist zu sehen, dass sich die Kamera mitsamt dem Schrittmotor auf dem Aluminium Gehäuse des Onboard Computers befindet, welches wiederum auf dem oberen Bulkhead des Raketenmoduls montiert ist.



**Abbildung 4.10:** Aufbau des oberen Bulkheads mit Infrarotkamera, Drehmechanismus und Onboard Computer

4.2.2.4 Pneumatisches System UB-FIRE

Das gesamte pneumatische System des Verbrennungsexperimentes UB-FIRE ist in **Abbildung 4.11** zu sehen. Der schwarze äußere Rahmen stellt hierbei das Raketenmodul dar, alle Ventile befinden sich im Zustand des Verbrennungsversuches.



**Abbildung 4.11:** Pneumatikschaubild des Flugexperimentes UB-FIRE im Verbrennungszustand

Insgesamt lässt sich das pneumatische System in einen Hochdruck- und einen Niederdruckbereich einteilen, wobei der Hochdruckteil mit Edelstahlrohren und Swagelok-Komponenten, der Niederdruckteil mit Festo-Komponenten und Polyurethan- (PUN) Schläuchen realisiert ist. Der Hochdruckteil besteht aus zwei Druckgasflaschen der Firma „Stako“, die insgesamt ein Fassungsvermögen von 1,8 l besitzen. Diese speichern bei einem Druck von etwa 200 bar die gesamte Luft, welche für die Experimentdauer benötigt wird. Die Druckluftflaschen können über einen Anschluss mit Rückschlagventil befüllt werden. Von den Druckluftflaschen gelangt die Luft in einen Druckminderer der Firma „TESCOM“, der einen Druck von bis zu 414 bar auf die benötigten 3 bar herunterregeln kann. Der Druckminderer besitzt zwei Ein- und zwei Ausgänge, so dass gleichzeitig auch der Hochdruck- und der Niederdruckteil mit passenden Drucksensoren überwacht werden können. Hinter dem Druckminderer sind zwei Magnetventile für den Betrieb des Experimentes verantwortlich.

Diese können die Zufuhr der Luft zu den Brennkammern, aber auch das Löschen der Proben durch Evakuierung steuern. Die Luft gelangt aus den Brennkammern durch die Druckhalteventile zusammen mit den Verbrennungsgasen schließlich in die Raketenumgebung. Der jeweilige Druck wird des Weiteren auch in jeder Brennkammer sowie im Inneren des Moduls überwacht und ebenfalls aufgezeichnet.

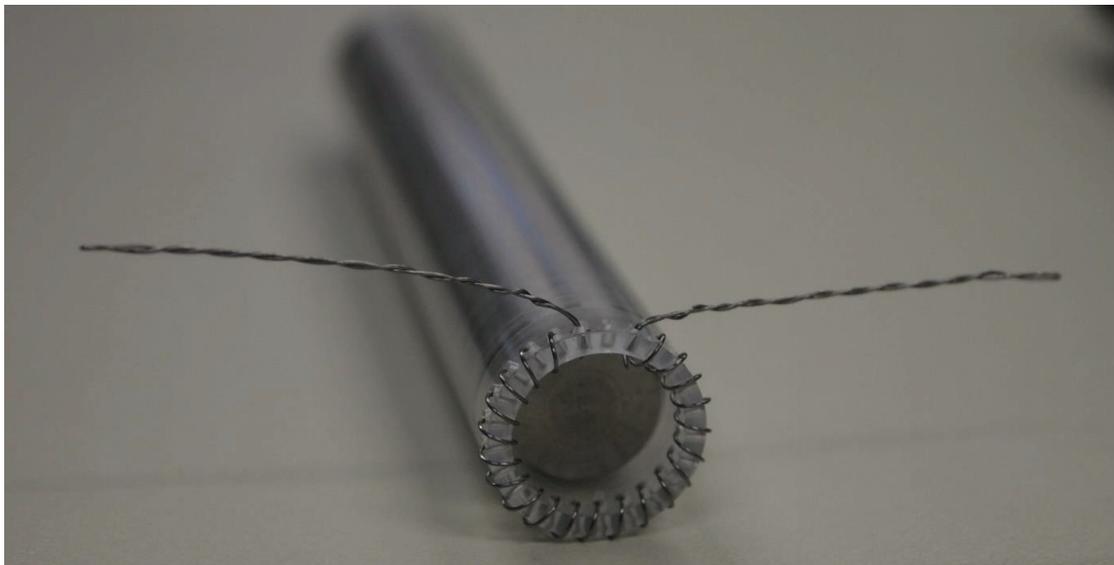
Die Strömungsgeschwindigkeit innerhalb der Brennkammer wird auf 20 cm/s eingestellt. Zum einen handelt es sich hierbei um die minimale, sich durch die natürliche Konvektion einstellende Strömungsgeschwindigkeit in einem „Upward Flame Propagation Test“ [13]. Zum anderen wird dieser Wert auch in bemannten Raumfahrtsystem (beispielsweise auf der ISS) durch die Ventilationseinrichtungen eingestellt. Für die Einstellung ist ein Schwebekörper-Durchflussmessgerät (Rotameter) notwendig, welches an jeden einzelnen Brennkammer-Ausgang angeschlossen wird. Dieses zeigt mit Hilfe des Schwebekörpers den Volumenstrom  $Q$  in l/min an. Unter Berücksichtigung des durchströmten relevanten Brennkammerquerschnittes  $A$  ergibt sich für den Volumenstrom jeder einzelnen Brennkammer die folgende Formel:

$$Q = v_a \cdot A = 200 \frac{mm}{s} \cdot 2650,719 mm^2 = 530143,8 \frac{mm^3}{s} = 31,809 \frac{l}{min}$$

Der Absolutdruck von 1 bar wird in den Brennkammern durch das Druckhalteventil am Ausgang einer jeden Brennkammer eingestellt. Dieses stellt den Druck vor dem Einlass des Ventils unabhängig vom Ausgangsdruck ein. Es wird hierbei jedoch kein Absolutdruck, sondern nur ein Relativdruck zur Umgebung des Druckhalteventils eingestellt, da dieses eine durch eine Druckfeder gesteuerte Membran besitzt. Hierdurch ist ebenfalls eine gewisse Druckdifferenz notwendig, damit das Druckhalteventil kein Flatterverhalten der Membran zeigt und ordnungsgemäß arbeitet. Die Umgebung der Druckhalteventile stellt hierbei das Raketenmodul dar und aus diesem Grund wird der Moduldruck auf 650 mbar eingestellt. Dieses wird wiederum mit Hilfe eines weiteren Druckhalteventils realisiert, das sich außerhalb des Raketenmoduls befindet und an eine Durchgangsbohrung des oberen Bulkheads angeschlossen ist. Beim Aufstieg der Rakete fällt dann der Druck solange ab, bis er im Inneren des Moduls 650 mbar relativ zur Umgebung beträgt und danach schließt das Druckhalteventil.

4.2.2.5 Zündung der Versuchsproben

Die Versuchsproben werden elektrisch mit Hilfe eines Heizdrahtes aus Kanthal gezündet, dessen Materialeigenschaften der **Tabelle 4.5** zu entnehmen sind. Die Probe besitzt hierfür am unteren Ende insgesamt 24 gleichmäßig radial angeordnete Bohrungen, durch welche der Kanthaldraht gewickelt wird (siehe **Abbildung 4.12**). Die Drahtenden werden dabei verdreht sobald sie keinen Kontakt mehr zum PMMA haben, so dass die Heizleistung zum Großteil nur an dem PMMA berührenden Teil des Drahtes anliegt. Der Kanthaldraht wird durch einen Lithium-Polymer-Akkumulator, welcher 20 A bei maximal 22,2 V leisten kann, zum Glühen gebracht. Die elektrische Zündung erlaubt es, alle Proben zeitgleich und mit einer definierten Leistung zu zünden. Die Zündung wird über ein Relais für 20 Sekunden geschaltet, welches durch den Onboard Computer des Experiments gesteuert wird.



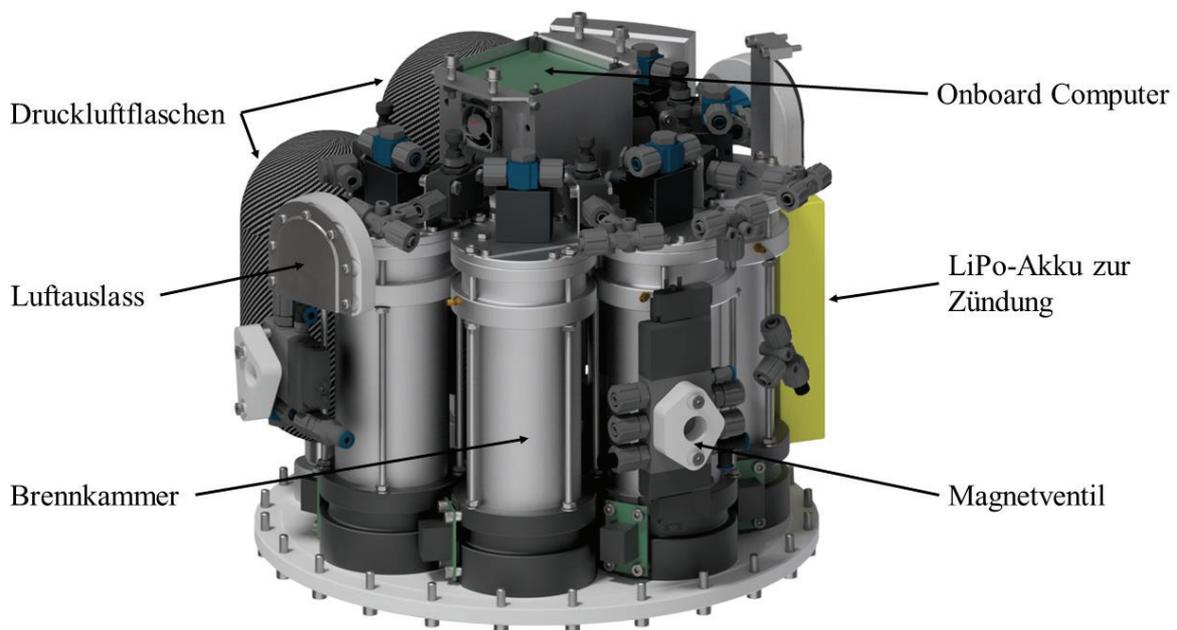
**Abbildung 4.12:** Fertig gewickelter Zünddraht in der Zündkrone der PMMA-Metall Verbundprobe

**Tabelle 4.5:** Materialeigenschaften des Kanthal-Zünddrahtes und Parameter zur Zündung der Proben

<b>Material</b>	KAN – A1 (FeCrAl)
<b>Drahtdicke [mm]</b>	0,28
<b>Drahtlänge [mm]</b>	165
<b>Spannung [V]</b>	17,5
<b>Stromstärke [A]</b>	4
<b>Zünddauer [s]</b>	20

#### 4.2.2.6 Integration in das Raketenmodul

In **Abbildung 4.13** ist der Gesamtaufbau des Experimentes zu sehen. Das Raketenmodul besteht insgesamt aus der 300 mm hohen Modulhülle, einem oberen und einem unteren Bulkhead. Die Modulhülle besitzt an der oberen und an der unteren Öffnung einen Anschlussflansch, an dem die Bulkheads festgeschraubt werden. Die beiden Flansche besitzen je eine O-Ring Nut, damit das Modul luftdicht verschlossen werden kann. Die Brennkammern sind in einem dreiviertel Kreis auf dem unteren Bulkhead angeordnet, ebenso wie die beiden Druckluftflaschen. In der Mitte der Brennkammern und der Druckluftflaschen befindet sich der TESCOM Druckminderer. Die Brennkammern und Druckluftflaschen füllen das Raketenmodul bis zum oberen Bulkhead fast vollständig aus, während der Druckminderer vergleichsweise flach ausfällt und deshalb über ihm noch Platz ist. Am oberen Bulkhead sind in der Mitte der Onboard Computer sowie die Kamera befestigt. Der Onboard Computer besteht aus mehreren Platinen, die übereinander angeordnet sind, diese befinden sich insgesamt in einem Aluminiumgehäuse zum Schutz vor Störsignalen und mechanischer Einwirkung. Er steuert und überwacht das gesamte Experiment. Ebenso speichert er die Experimentdaten auf einer Micro SD-Karte. Auf dem Aluminiumgehäuse befindet sich die auf einem elektrisch betriebenen Motor angebrachte Infrarotkamera.



**Abbildung 4.13:** Gesamter CAD Aufbau des Flugexperimentes UB-FIRE

### 4.2.3 Versuchsdurchführung und Auswertung der Experimentbedingungen

#### 4.2.3.1 Countdown Durchführung und Ablauf des Experimentes

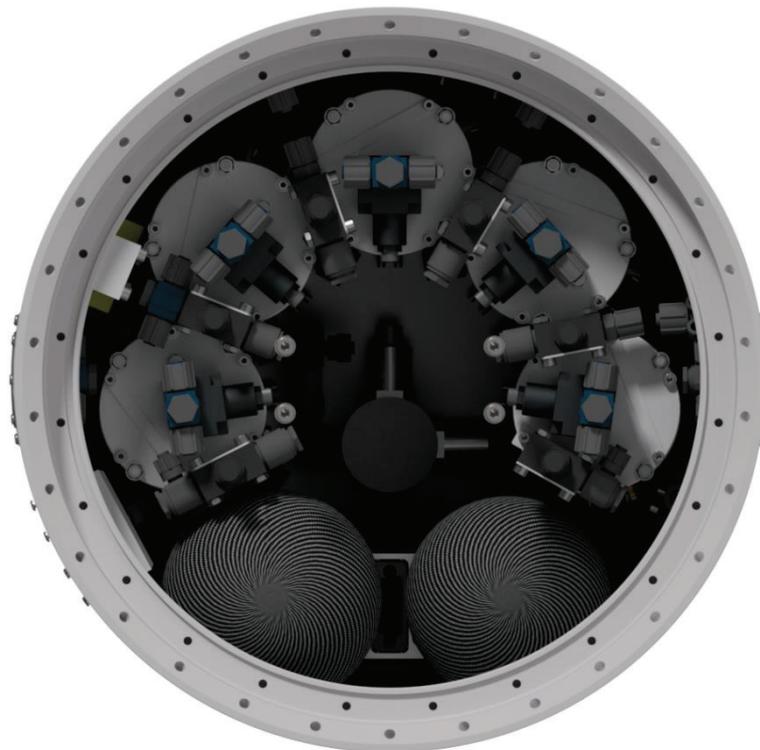
Das Experiment UB-FIRE wird im Rahmen der Flugkampagne der Höhenforschungsrakete REXUS 20 in ESRANGE (Nordschweden) durchgeführt. Vor Beginn des Countdowns wird das Experiment zunächst final für den Flug präpariert. Hierbei ist es notwendig, die Brennkammern mit den zu untersuchenden Proben auszustatten, den LiPo-Akku für die Zündung zu laden und die Druckluftflaschen mit Luft auf 200 bar aufzufüllen. Anschließend wird das Raketenmodul luftdicht verschlossen. Nach erfolgreichem Abschluss dieser Aufgaben beginnt der Countdown, dessen Ereignisse, soweit sie für das Experiment UB-FIRE relevant sind, in der **Tabelle 4.6** aufgelistet sind. Anhand der Tabelle ist ersichtlich, dass der relevante Zeitraum für das Verbrennungsexperiment UB-FIRE zwischen t+68 und t+190 Sekunden liegt.

**Tabelle 4.6:** Flugereignisplan der Rakete REXUS 20

Zeit [s]	Ereignis
t - 600	Einschalten aller Experimente
t + 0	Start der Rakete
t + 26	Ausbrand des Raketenmotors
t + 65	„Yo-Yo-Despin“ (Rollstabilisierung der Rakete)
t + 67	Separation des Raketenmotors
t + 68	Startsignal des Experiments UB-FIRE
t + 134	Apogäum der Rakete
t + 190	Endsignal des Experimentes UB-FIRE
t + 600	Ausschalten aller Experimente

Mit Beginn des Countdowns ist es nur noch möglich, das Experiment aus der Ferne zu steuern und zu überwachen. Aus diesem Grund führt der Onboard Computer die Steuerung des Experiments nach Erhalt von zeitlich definierten Signalen aus. Das Verbrennungsexperiment beginnt mit Erhalt des Startsignals für das Experiment UB-FIRE. Der Onboard Computer schaltet daraufhin die Infrarotkamera ein, startet die Aufnahme und löst die Arretierung des

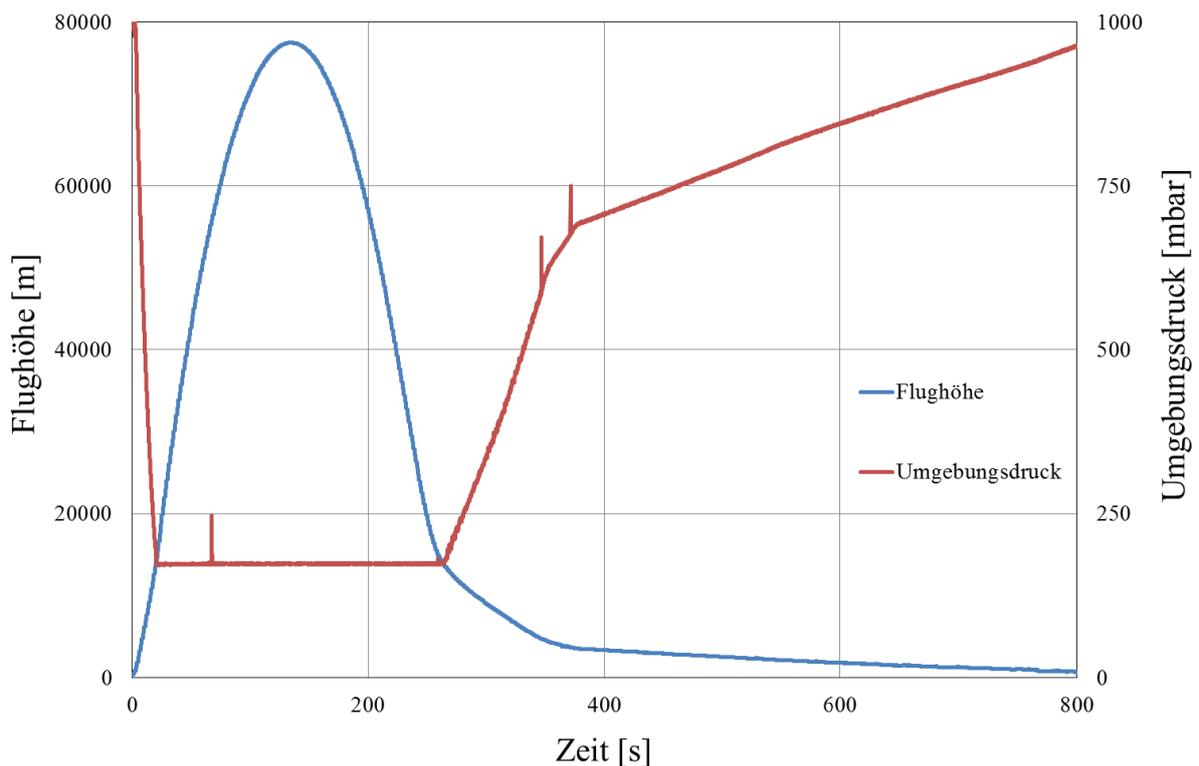
Drehmechanismus, so dass der elektrische Schrittmotor die Kamera drehen kann. Zusätzlich werden die entsprechenden Magnetventile geschaltet, so dass die Druckluft durch die Brennkammern strömen kann. Anschließend werden die Relais der Zündung geschaltet, wodurch der LiPo-Akku die Versuchsproben zusammen zünden kann. Die Zündrelais werden nach 20 Sekunden wieder abgeschaltet, bis zu diesem Zeitpunkt nimmt die Infrarotkamera lediglich die Referenzprobe auf. Erst nach der Zündung beginnt die Kamera, nacheinander die einzelnen Proben zu erfassen. Der Schrittmotor lässt die Kamera dabei jeweils eine Sekunde bei den verschiedenen Versuchsproben verweilen, bevor sie zur nächsten gedreht wird. Erreicht die Kamera die letzte Probe im Kreis, so dreht sie sich zurück zur Referenzprobe und beginnt ihren Schwenklauf wieder von vorne. Ebenfalls zeitlich definiert ist das Endsignal des Experiments, welches die Drehung der Kamera, sowie die Luftströmung durch die Brennkammern stoppt und hierdurch die brennenden Proben erstickt. Der nach der Versuchsdauer noch in den Druckluftflaschen befindliche Restdruck wird nach dem Ersticken der Flammen in die Atmosphäre abgelassen. Das Experiment ist im Augenblick der Landung aus sicherheitstechnischen Gründen weitestgehend drucklos. Die Nutzlast der REXUS Rakete landet am Fallschirm in der dafür vorgesehenen Landezone, bevor diese mit einem Hubschrauber geborgen und zum Startplatz zurückgebracht wird. Dort werden die Experimente dann analysiert und alle Daten gesichert.



**Abbildung 4.14:** Blick von oben in das CAD Raketenmodul des Flugexperimentes UB-FIRE ohne oberes Bulkhead

#### 4.2.3.2 Auswertung der Flugdaten der Rakete

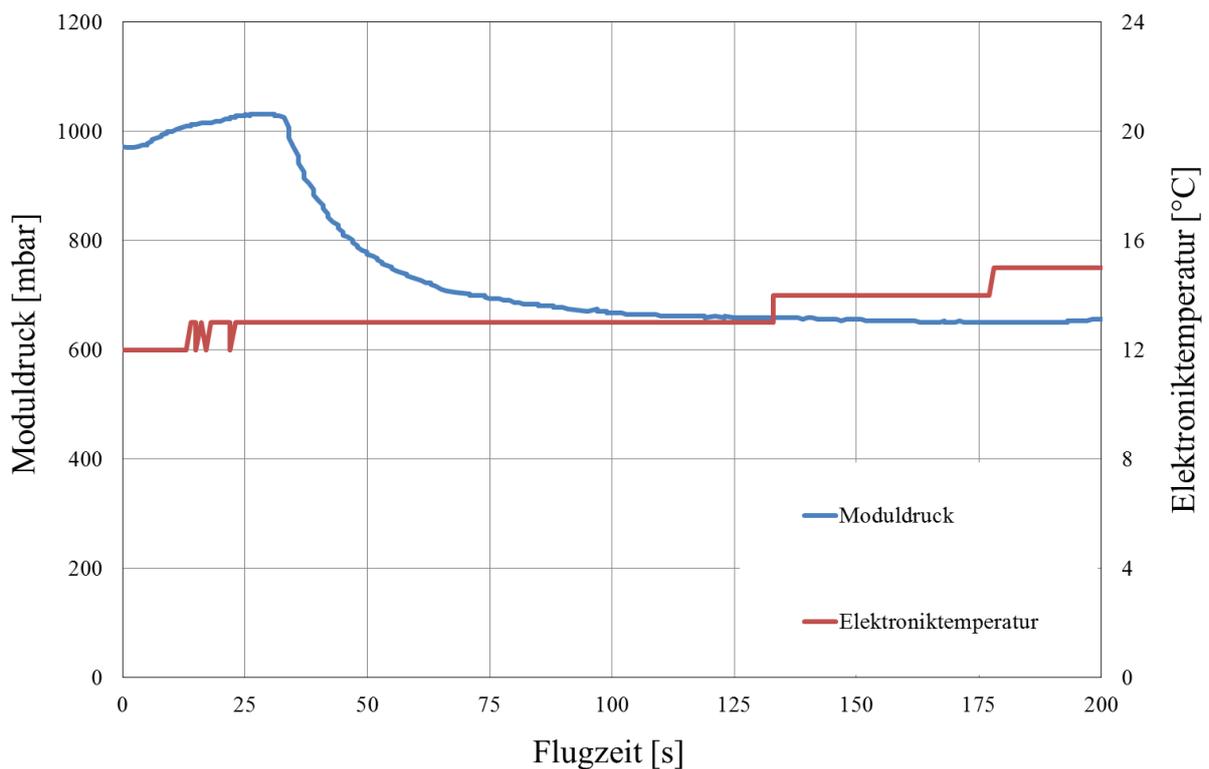
Für die Auswertung der eigentlichen Versuchsdaten ist es zunächst nötig, die genauen Experimentbedingungen zu analysieren. Neben dem Experiment UB-FIRE zeichnet auch das Service-Modul der REXUS Rakete, welches durch die „Mobile Raketenbasis“ des DLR betrieben wird, Flugdaten auf. In **Abbildung 4.15** ist der Verlauf der Flughöhe und des Umgebungsdrucks über die Flugzeit dargestellt. Die Rakete erreicht laut Flugdaten ein Apogäum von nahezu 80 km Höhe. In dieser Höhe erfährt die Rakete während ihres Fluges noch die Bremskräfte einer dünnen Restatmosphäre. Die drei Messspitzen im Verlauf des Umgebungsdrucks decken sich zeitlich mit den Flugereignissen der Zündung des Pyro-Cutters für das Despin Yo-Yo und der Zündung der beiden Pyroladungen des Vor- und des Hauptfallschirmes. Es ist ersichtlich, dass der Drucksensor kurz nach dem Start der Rakete in seinen Sättigungsbereich gelangt, weswegen der Umgebungsdruck fälschlicherweise konstant als 174 mbar ausgegeben wird.



**Abbildung 4.15:** Flughöhe und Umgebungsdruck der REXUS 20 über die Flugzeit aufgetragen (Quelle: DLR MOARABA)

Abhängig vom Umgebungsdruck ist der Moduldruck, welcher durch das Druckhalteventil auf einen Wert von 650 mbar relativ zur Umgebung eingestellt ist. Beim Aufstieg der Rakete fällt der Umgebungsdruck sehr schnell ab, während der Moduldruck leicht verzögert geregelt wird. Ein möglicher Grund hierfür sind die hohen, durch die Rakete erzeugten Beschleunigungskräfte,

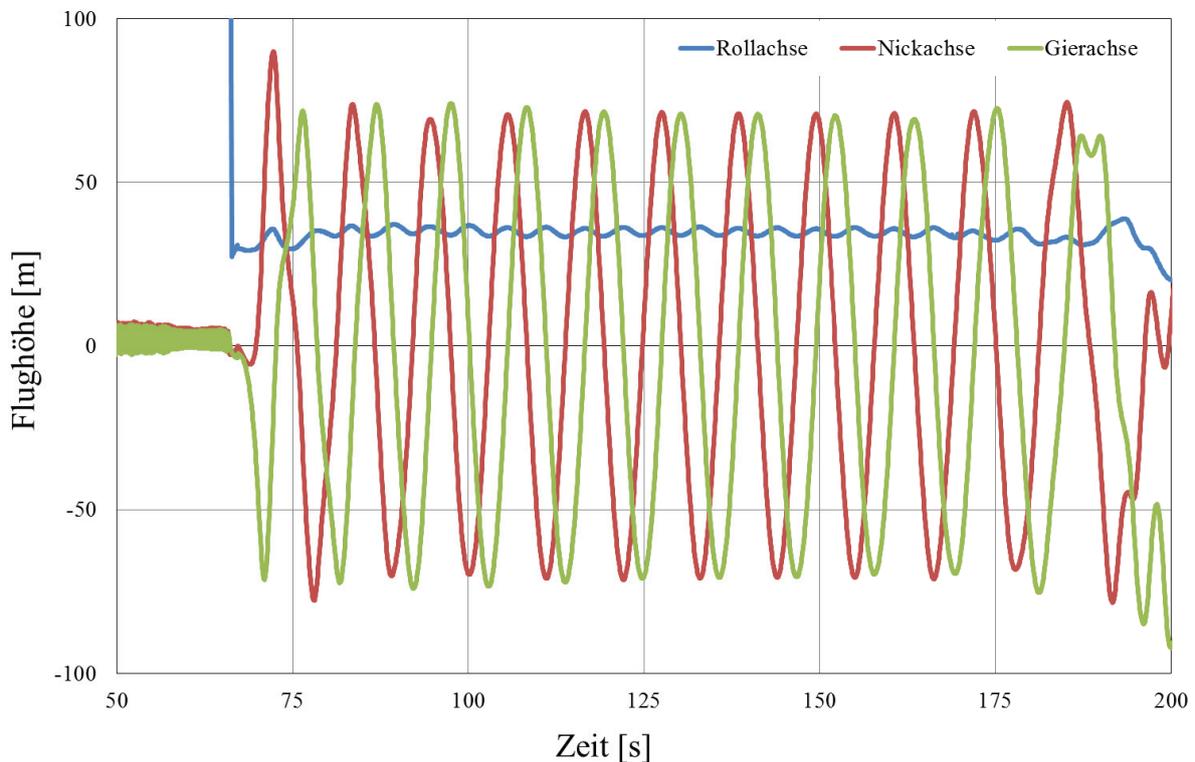
was die Feder-belastete Membran des Druckhalteventils beeinflusst und auf diese Weise nur eine langsamere Regelung zulässt. **Abbildung 4.16** zeigt neben dem Verlauf des Moduldruckes über die Zeit auch den der Temperatur im Inneren des Onboard Computer-Gehäuses, gemessen auf einer Platine des Onboard Computers. Während der gesamten Versuchsdauer steigt diese Temperatur nur um etwa 5 °C an. Innerhalb des Moduls, aber außerhalb der Brennkammern, können während der Versuchszeit lokal höhere Temperaturen auftreten, welche durch die Verbrennungsversuche bedingt sind.



**Abbildung 4.16:** Moduldruck und Temperatur des Onboard Computers im Flugexperiment UB-FIRE aufgetragen über die Flugzeit

Die REXUS Rakete wird von einem Feststoffmotor angetrieben, welcher keine Schubvektorsteuerung oder ein Lageregelungssystem besitzt, weshalb für einen kontrollierten Flug die kostengünstige Alternative Spin-Stabilisierung gewählt wurde. Die Rakete rotiert dabei um ihre eigene Rollachse, so dass Ungleichmäßigkeiten im Triebwerk ausgeglichen werden. In **Abbildung 4.17** ist der zeitliche Verlauf der Rollraten während des gesamten Fluges und separat während der Versuchsdauer des Experimentes UB-FIRE dargestellt. Während des Aufstiegs ist die Rakete mit einer Drehfrequenz von etwa 4 Hz Spin-stabilisiert. Im Diagramm ist zu erkennen, dass 65 Sekunden nach Start der Rakete die Rotation um die Rollachse durch den „Yo-Yo-Despin“ drastisch auf etwa 34 %/s verringert wird. Das Experiment UB-FIRE wird

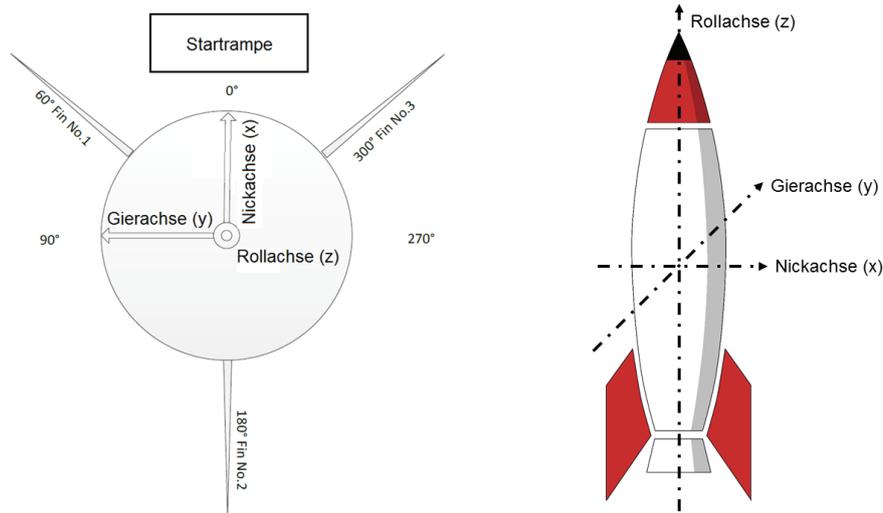
unmittelbar nach dem Despin der Rakete gestartet. Wie in **Abbildung 4.17** ersichtlich ist, besitzt die Rakete jedoch selbst nach dem Despin eine nicht unerhebliche Restdrehrate.



**Abbildung 4.17:** Rollraten REXUS 20 über die Flugzeit (Quelle: DLR MORABA)

Die genauen Gravitationsbedingungen setzen sich aus den Beschleunigungen in Richtung der drei verschiedenen Achsen des Raketenkoordinatensystems, welches in **Abbildung 4.18** zu sehen ist, zusammen. Mit Hilfe dieser Beschleunigungen ist es möglich zu ermitteln, welche Beschleunigungen auf die Versuchsproben während der Versuchszeit gewirkt haben, um auf diese Weise mögliche Effekte erklären zu können, welche gravitationsbedingt sind.

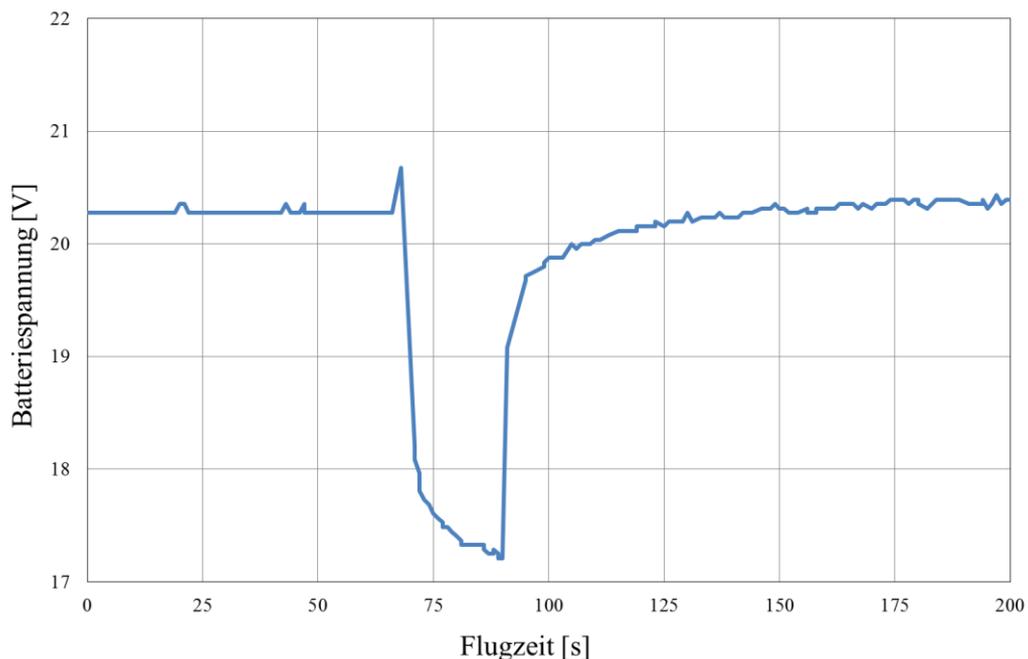
Meyer hat in seinen Untersuchungen bereits die Beschleunigungswerte der Versuchsproben im Experiment UB-FIRE während des Raketenfluges ausgewertet. Er hat dabei auf zwei Datensätze zurückgegriffen, die an unterschiedlichen Positionen innerhalb der Rakete erzeugt wurden. Der eine Datensatz wurde direkt von dem die Rakete betreibenden Service-Modul der MORABA aufgezeichnet. Der zweite Datensatz wurde von einem Experiment der Hochschule Luzern aus der Schweiz innerhalb ihres eigenen Raketenmoduls aufgezeichnet, welches sich direkt unter dem Experiment UB-FIRE befand [29].



**Abbildung 4.18:** Raketenkoordinatensystem der REXUS 20

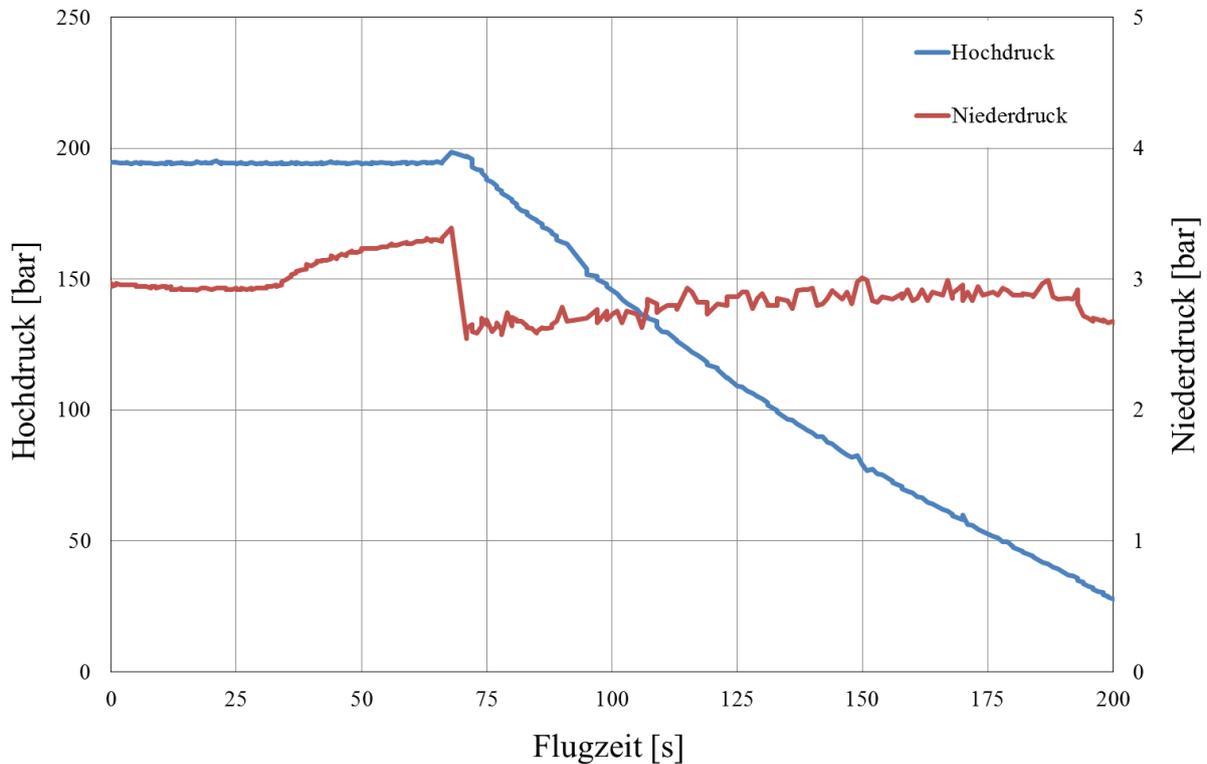
Im Mittel lagen die ermittelten Beschleunigungswerte bei 0,09 g. Die Annahmen für die Berechnungen lassen allerdings nur eine näherungsweise Berechnung zu, da diese mehreren Unsicherheiten unterliegen, wie beispielsweise einem nicht exakten Schwerpunkt, welcher sich aufgrund von Masseverlusten während des Fluges zusätzlich noch verschiebt [29].

In **Abbildung 4.19** ist der Verlauf der Batteriespannung zur Zündung der Versuchsproben während der Flugzeit zu sehen. Es ist erkennbar, dass bei Zündung der Proben die Spannung stark absinkt und auf einen Wert von minimal etwa 17,25 V fällt. Die Zündung wurde ordnungsgemäß per Relais durch den Onboard Computer geschaltet.



**Abbildung 4.19:** Batteriespannung der Zündungsbatterie über die Flugzeit auf REXUS 20

In **Abbildung 4.20** sind die Druckverläufe aus dem Hochdruckbereich und dem Niederdruckbereich des Experimentes UB-FIRE zu sehen. Wie zu erkennen ist, beträgt der Druck im Hochdrucksystem mit Beginn der Versuchszeit etwa 200 bar und fällt während der Versuchszeit konstant ab. Das Niederdrucksystem befindet sich während der Versuchszeit bei einem Druck von nahezu 3 bar.



**Abbildung 4.20:** Druck im Hochdruck- und Niederdrucksystem über die Flugzeit auf REXUS 20

Mit Hilfe der Druckdifferenz im Hochdrucksystem und dem durchströmten Querschnitt der einzelnen Brennkammern kann die Strömungsgeschwindigkeit innerhalb der Brennkammern berechnet werden. Hierzu wird zunächst der gesamte Volumenstrom des Experimentes über die Versuchszeit berechnet. Anschließend wird vereinfachend angenommen, dass alle Brennkammern den gleichen Anteil am gesamten Volumenstrom besitzen und dieser wird auf die durchströmte Fläche im Bereich der Versuchsprobe bezogen.

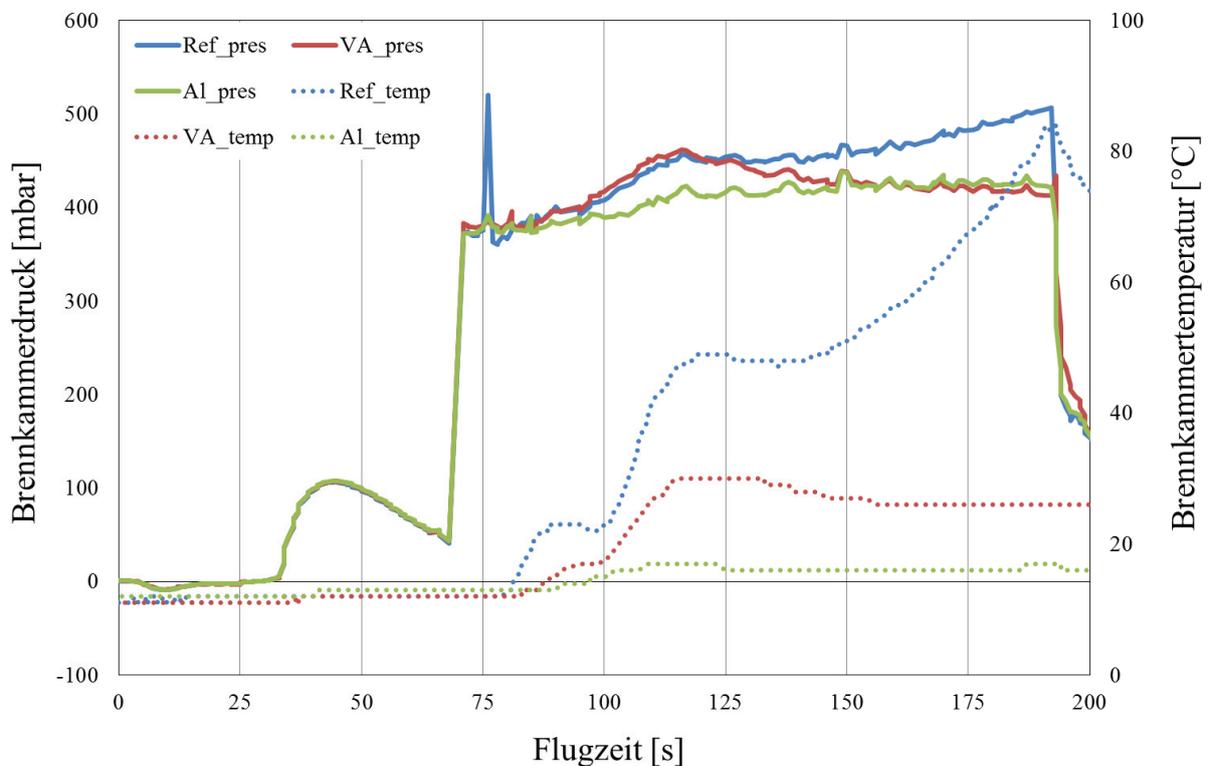
$$Q_{ges} = \frac{161,5 \text{ bar} \cdot 1,8 \text{ l}}{190 \text{ s} - 68 \text{ s}} = 2,383 \frac{\text{l}}{\text{s}} = 2382786,885 \frac{\text{mm}^3}{\text{s}}$$

$$Q_{Bk} = \frac{2382786,885 \frac{\text{mm}^3}{\text{s}}}{5} = 476557,377 \frac{\text{mm}^3}{\text{s}}$$

$$v_{Bk} = \frac{476557,377 \frac{\text{mm}^3}{\text{s}}}{2650,719 \text{mm}^2} = 179,784 \frac{\text{mm}}{\text{s}} = 17,98 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$$

Wie die obige Berechnung zeigt, wurde die vorgesehene Strömungsgeschwindigkeit von 20 cm/s im Bereich der Versuchsproben innerhalb der Brennkammern leicht unterschritten. Der niedrige Wert der Strömungsgeschwindigkeit kann seine Ursache in den starken Temperaturschwankungen durch die schnelle Expansion der Druckluft haben.

Des Weiteren werden in dem Experiment der Druck jeder Brennkammer im Bereich des oberen Zylinders vor dem statischen Mischer sowie die Lufttemperatur nach dem statischen Mischer neben dem Druckhalteventil gemessen. Die Verläufe dieser Werte sind in **Abbildung 4.21** dargestellt. Der Brennkammerdruck wird dabei relativ zum Druck des Moduls dargestellt.



**Abbildung 4.21:** Druck und Temperatur innerhalb der Brennkammern über die Flugzeit auf REXUS 20

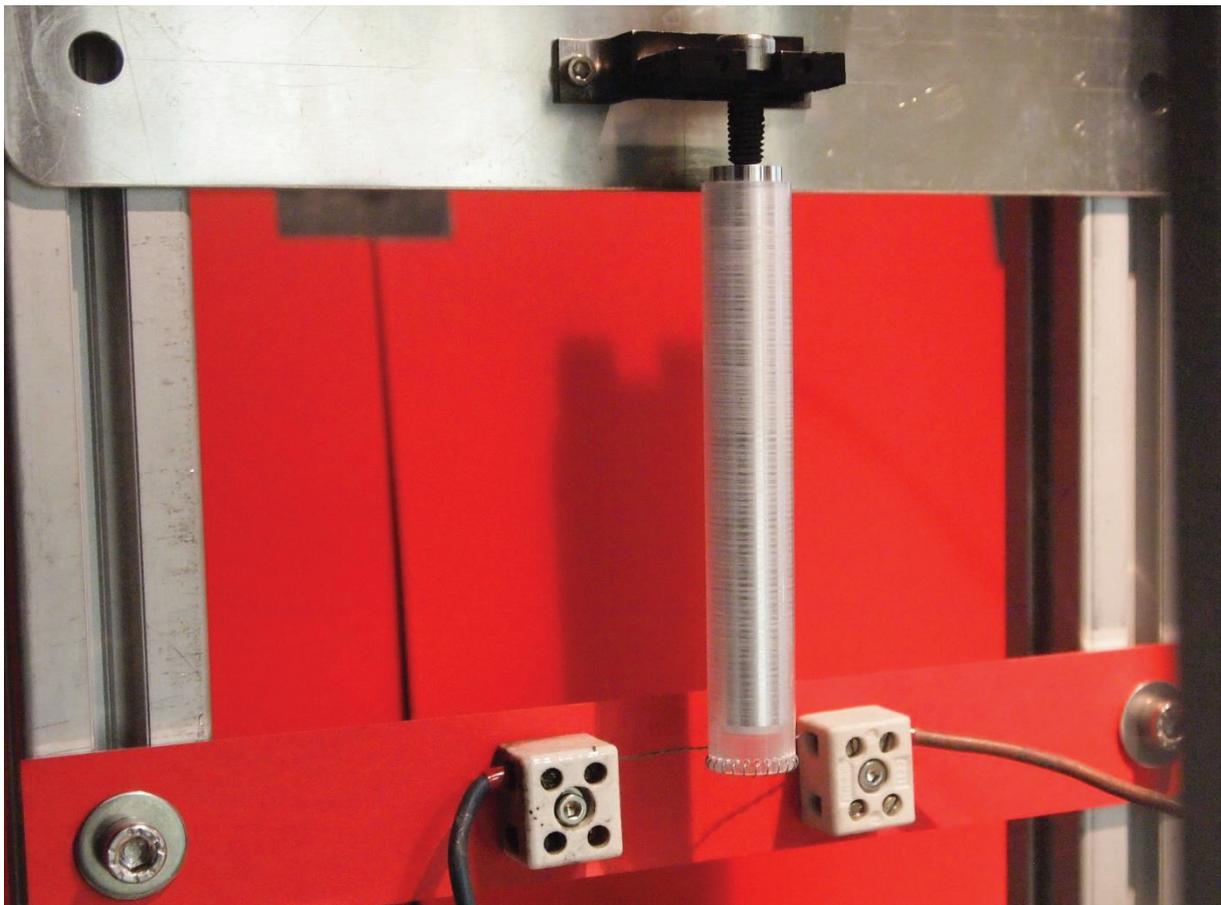
Der steigende Relativdruck in allen Brennkammern hat seine Ursache in dem fallenden Moduldruck. Zu Beginn des Experimentes UB-FIRE steigt der Druck innerhalb der Brennkammern rasch an und erreicht den Sollwert bei etwa  $t+68$  Sekunden. Es ist ersichtlich, dass der blaue Verlauf der Brennkammer mit der Referenzprobe einen konstanten Druckanstieg während der Versuchsdauer besitzt, die Temperatur steigt innerhalb dieser Brennkammer ebenfalls an. Wohingegen die Brennkammer mit der Edelstahl-Verbundprobe zunächst auch

einen Druck- und Temperaturanstieg zeigt, welcher jedoch bei etwa  $t+110$  Sekunden wieder abfällt. Die Aluminium-Verbundprobe besitzt ein relativ konstantes Druck- und Temperaturniveau. Meyer hat gezeigt, dass die Referenzprobe während der Versuchszeit ordnungsgemäß gebrannt hat, worauf der Druck- und Temperaturanstieg hindeuten [29]. Die Edelstahl-Verbundprobe hat anscheinend kurzzeitig gebrannt und ist wieder erloschen, während die Aluminium-Verbundprobe gar nicht erst gezündet hat.

### 4.3 Versuche in 1g mit zylindrischen Proben

#### 4.3.1 Versuchsaufbau

Der Versuchsaufbau der terrestrischen Versuche für zylindrische Proben gleicht in großen Teilen entweder den Versuchen im ZARM Verbrennungslabor mit ebenen Proben, oder dem Experiment UB-FIRE in Mikrogravitation, welche in der vorliegenden Arbeit bereits ausführlich erläutert wurden. Die Versuche werden in der in **Kapitel 4.1.1** beschriebenen Testkammer durchgeführt. Es wird hierbei die identische Konfiguration verwendet, ebenso wie für das Kamerasystem, welches in **Kapitel 4.1.3** bereits näher erläutert wurde. Es werden die identischen Verbundproben, wie im Flugexperiment UB-FIRE verwendet. Hierfür war es allerdings notwendig, eine neue Probenhalterung zu konstruieren, welche an den Rahmen der Probenhalterung für ebene Proben angebracht werden kann. Die Probe wird hierbei mit einer modifizierten Schraube versehen, die in die Oberseite des Metallkerns geschraubt wird. Auf diese Weise kann die Versuchsprobe am angebrachten Gestell aufgehängt werden (siehe **Abbildung 4.22**). Die Zünddrähte werden an Lüsterklemmen aus Keramik angeschlossen.



**Abbildung 4.22:** Zylindrische Probe in der Testkammer am Probenhalter, Zünddraht versuchsfertig angeschlossen

Die Proben werden wie im Experiment UB-FIRE elektrisch mit Hilfe eines Kanthaldrahtes gezündet. Der Zünddraht ist ebenfalls identisch zum Flugexperiment gewickelt, um die Zündung möglichst gut vergleichen zu können. Die Einstellungen für Spannung und Stromstärke sowie Zünddauer orientieren sich bei den terrestrischen Versuchen an den verwendeten Werten für das Flugexperiment auf der REXUS Rakete. Der Wert von 17,5 V für die Spannung wird dabei aus dem Mittelwert der aufgezeichneten Werte während der Zündzeit des Flugexperimentes gebildet. Die Probe wird allerdings nicht mit einer definierten Anströmung verbrannt. Meyer hat gezeigt, dass die Höhe der Flammenfront für Brennversuche von kurzer Dauer mit und ohne Anströmung einen ähnlichen Wert aufweist [29]. Des Weiteren soll die Vergleichbarkeit zum „Upward Flame Propagation Test“ gewährleistet sein, welcher ebenfalls ohne definierte Anströmung von Luft stattfindet. Die Brennzeit nach dem erfolgreichen Zünden der Proben wird einheitlich auf 105 Sekunden festgelegt. Auf diese Weise ist ein Vergleich der Pyrolyseraten möglich.

#### **4.4 FEM Simulation der Wärmeleitung in zylindrischen PMMA-Metall-Verbundproben**

Zum besseren Verständnis des thermischen Einflusses eines Metallkerns in einem PMMA-Rohr wird eine Simulation erstellt, die nach dem Prinzip der Finiten-Elemente-Methode (FEM) Berechnungen durchführt. Es wird Autodesk Nastran In-CAD 2017 genutzt, welches kein eigenständiges Programm, sondern eine Erweiterung der CAD Software Autodesk Inventor Professional 2017 darstellt.

Die FEM-Simulation basiert auf einem CAD Modell, welches zuvor mit Inventor erstellt wird. Die in Inventor erstellten Versuchsproben werden auf ein Viertel (25 mm) ihrer eigentlichen Länge gekürzt, da nur der Bereich der Zündung betrachtet werden soll, was den Rechenaufwand signifikant verringert. Innerhalb der Analyse sollen keine Kräfte durch thermische Verformung auftreten und die Körper sich nicht ausdehnen. Aus diesem Grund wird als Analysetyp die „Nichtlineare transiente Wärmeübertragung“ ausgewählt. Hierbei wird einzig die Wärmeleitung innerhalb der CAD Objekte berücksichtigt. Anschließend werden die Kontakte als verklebt/verschweißt definiert, da keine Tangentialbewegung der sich berührenden Oberflächen zueinander erwünscht ist. Es werden insgesamt zwei Lasten definiert. Zum einen die Ausgangsbedingung für alle Körper, indem diese initial die Raumtemperatur von 293 K annehmen sollen, zum anderen durch eine Oberflächentemperatur von 698 K im Kontaktbereich vom gewickelten Zünddraht zur Zündkrone des PMMA-Rohrs. Die 698 K entsprechen dabei der Entzündungstemperatur von PMMA, sie liegen während der gesamten

Simulationsdauer vollständig an. Insgesamt wird ein Zeitraum von 200 Sekunden simuliert, um eine weitläufige und aussagekräftige Temperaturverteilung zu erhalten. Die Zeitschritte werden dabei konstant gehalten, eine Berechnung findet für jede fünfte Sekunde statt.

Die Vernetzung des PMMA-Rohres und des Metall-Kerns sollte so fein wie möglich mit Volumenelementen geschehen, um möglichst realistische Temperaturverteilungen und keine ausgeprägten Anisotropien innerhalb der Objekte zu erhalten. Die Größe der einzelnen Tetraeder-Elemente betragen für das PMMA-Rohr 0,0004 m und für den Metall-Kern 0,0007 m. Die Simulation wird für eine zylindrische PMMA-Aluminium-Verbundprobe, eine PMMA-Edelstahl-Verbundprobe und eine massive PMMA-Probe durchgeführt.

## 5 Versuchsauswertung und Ergebnisse

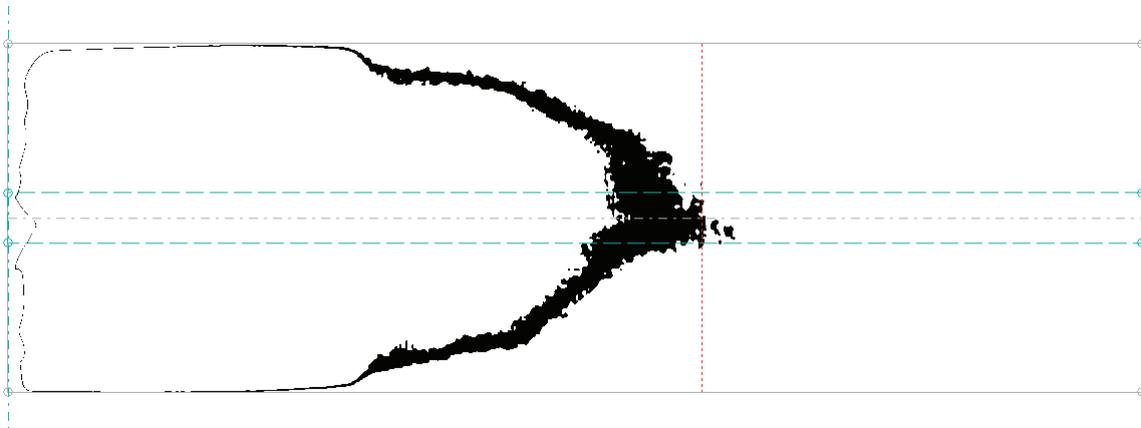
### 5.1 Vorstellung der Auswertungssoftware

Nach dem Abschließen des Versuches müssen die aufgenommenen Dateien noch weiter verarbeitet werden. Die gesamte Aufnahme besteht hierbei aus mehreren Dateien, wenn die maximale Dateigröße von 1000 Frames der TMC Datei überschritten wird. Eine Zusammenführung der Dateien ist mit Hilfe der Computer Software Thermoviewer möglich, welche in der Version 1.3.13beta genutzt wurde. Die Aufnahme wird dabei auf den relevanten Zeitraum von Beginn der Zündung bis zum Ende des Versuches mit Löschen mittels der Druckluft geschnitten. Anschließend wird die Aufnahme, ebenfalls mit dem Thermoviewer, in Einzelbildern des Dateiformates „Radiometric JPG“ (RJPG) exportiert. Vor dem Export der Einzelbilder werden noch Einstellungen vorgenommen, damit die IR-Aufnahmen für die Anzeige der Flammenfront optimiert sind. Der Temperaturbereich wird dabei auf 170-425 °C eingestellt [15] und der Anzeigemodus wird auf den low gain Modus, also den wenig verstärkten Hochtemperaturmodus gesetzt. Die Aufnahmen werden schwarz/weiß-kodiert abgespeichert, so dass reines Schwarz einer Temperatur von 170 °C und reines Weiß einer Temperatur von 425 °C entspricht.

Die Infrarotaufnahmen des Verbrennungsexperimentes UB-FIRE müssen nach dem Export aus der Software Thermoviewer noch nachträglich korrigiert werden, da sich zwischen der Infrarotkamera und der brennenden Versuchsprobe das Fenster aus Hart-Polyethylen der Brennkammer befindet, welches Infrarotstrahlung durchlässt, die Infrarotsignatur jedoch abschwächt. Hierzu wird die Software FLIR Tools des Herstellers FLIR Systems genutzt, welche RJPG-Metadaten editieren kann. Der radiometrische Parameter zur Transmission externer Optiken wird mit Hilfe dieser auf den Faktor 0,61 gesetzt, welcher in Voruntersuchungen von Stein ermittelt wurde [17].

Die Einzelbilder werden im darauffolgenden Schritt in das Programm „SeriesImageProcessor“ in der Version 1.29 geladen. Die Software wurde vom ehemaligen ZARM Mitarbeiter Dr. rer. nat. Konstantin Klinkov geschrieben und ist unter anderem in der Lage, die Position der Flammenfront entlang einer ebenen Probenoberfläche zu bestimmen. Die Bestimmung erfolgt mit Hilfe der Abstrahierung der Flammenfront als einen Temperaturbereich auf der Probenoberfläche. In Voruntersuchungen wurde die reale Schädigungsfront, bedingt durch den Pyrolyseprozess, mit den entsprechenden Infrarotaufnahmen verglichen und festgestellt, dass die Oberflächentemperatur an der Flammenfront 330 °C beträgt [15]. Mit Hilfe dieses Wertes kann das Programm in einem

definierten Suchbereich zu jedem Einzelbild die Lage der Flammenfront bestimmen. Neben dem Suchbereich müssen noch weitere Eingaben in das Programm gemacht werden. Hierbei wird eine Skala aufgrund eines bekannten Maßes auf dem Bild zugeordnet, damit das Programm die Lage der Flammfront in metrische Einheiten umrechnen kann. Weiterhin wird ein Toleranzbereich von  $\pm 5\text{ °C}$  für die Flammenfront zur Glättung der erstellten Graphen festgelegt. In **Abbildung 5.1** sind die Eingaben in das Programm „Series Image Processor“ dargestellt. Die rote Linie stellt dabei die Lage der Flammenfront dar, der Suchbereich ist durch die beiden türkisen Linien eingefasst. Die Skala und die Breite der Probe sind durch die graue Linie dargestellt. Der schwarze Bereich stellt den Temperaturbereich von  $330\text{ °C}$  mit einer Abweichung von  $\pm 5\text{ °C}$  dar.

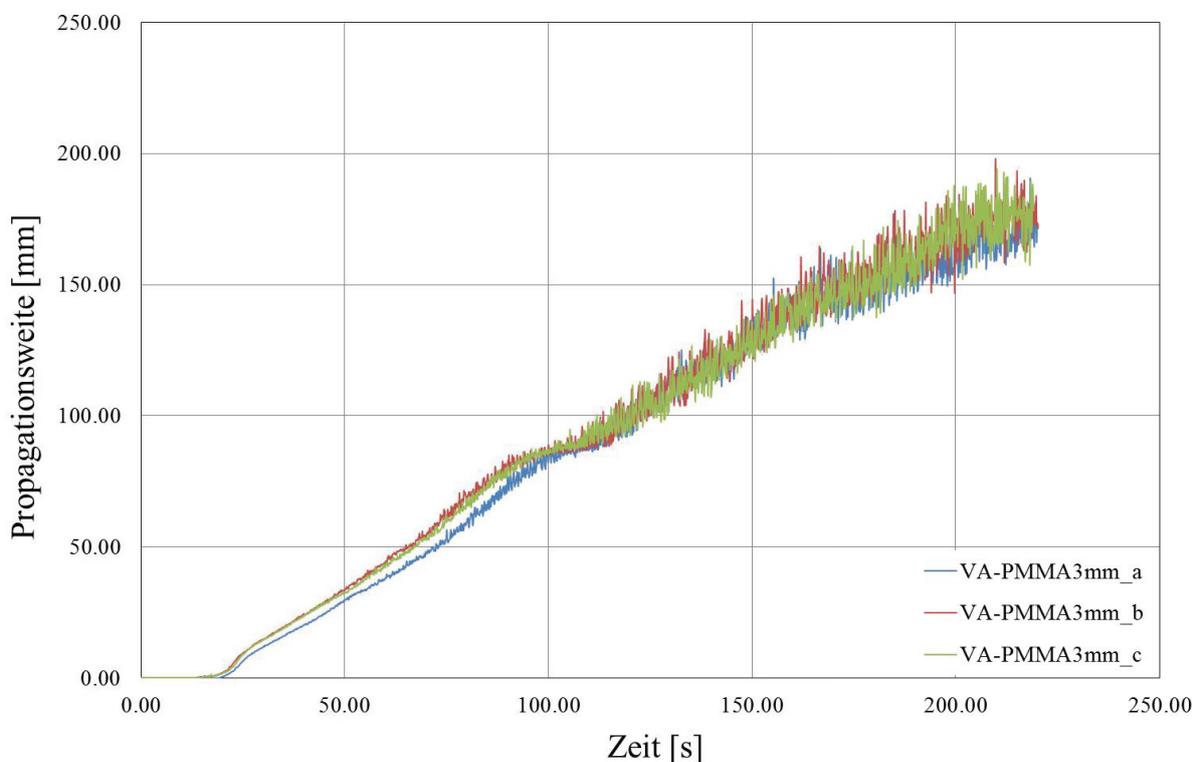


**Abbildung 5.1:** Bestimmung der Flammenfront mit der Software Series Image Processor

Für die Bestimmung der Lage der Flammenfront stehen im „Series Image Processor“ zwei unterschiedliche statistische Auswertungsmethoden mit der Durchschnitts- und der Medianmethode zur Verfügung. Die Auswertung der Verbrennungsversuche in dieser Arbeit erfolgt auf Grundlage der Medianmethode. Definiert wird hierbei, dass 95 % der relevanten Bildpunkte für die Flammenfront unterhalb der Position der Flammenfront liegen. Diese Einstellungen haben in Voruntersuchungen die größten Übereinstimmungen mit visuellen Auswertungen gezeigt. Anschließend werden die Daten in das Tabellenkalkulationsprogramm Microsoft Excel exportiert und in diesem grafisch dargestellt.

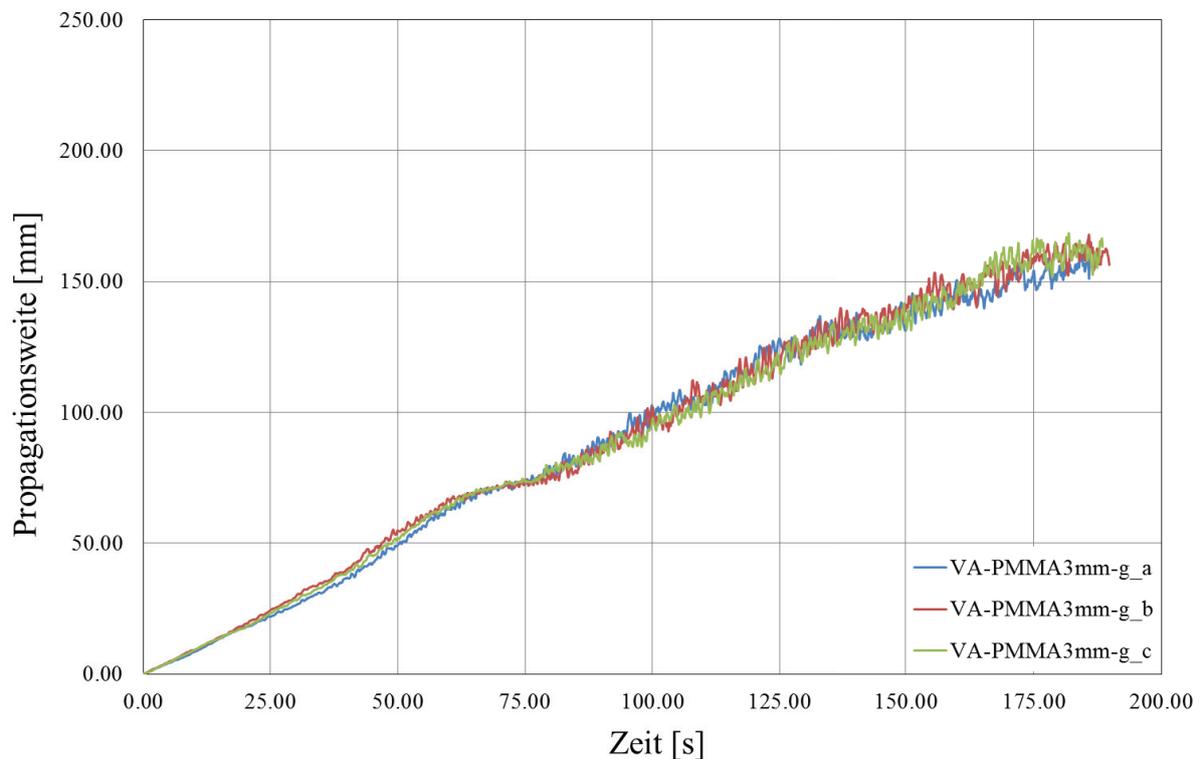
## 5.2 Versuchsauswertung und Ergebnisse der Experimente in 1g mit ebenen Proben

In **Abbildung 5.2** ist exemplarisch der Verlauf der Propagationsweiten über die Versuchszeit für die Versuchsreihe mit PMMA (3 mm Dicke) und VA (3 mm Dicke) dargestellt. Die Versuchsreihe besteht, wie in **Kapitel 4.1.2** bereits beschrieben, aus drei Einzelversuchen. Es ist ersichtlich, dass die Versuchsdaten weiterer Nachbearbeitung bedürfen, um eine größere Aussagekraft zu erhalten. Zunächst ist der Punkt in den jeweiligen Verläufen zu identifizieren, ab welchem die Zündung vollständig erfolgt ist und die Verbrennung stabil verläuft. Das bedeutet, dass die Propagation der Flammenfront mit einer konstanten Rate voranschreiten muss. Dieser Punkt ist für alle Verläufe von Propagationsweiten von Flammenfronten über die Versuchszeit ebener Proben in dieser Arbeit bei einer Propagationsweite von 15 mm erreicht. Die Daten vor diesem Punkt werden nicht berücksichtigt, weshalb der Ursprung dieser Diagramme auf den Punkt der Propagationsweite von 15 mm zu einem beliebigen Zeitpunkt verschoben wird. Dieses Vorgehen ermöglicht die direkte Vergleichbarkeit der Verläufe miteinander. Darüber hinaus werden alle Verläufe mit dem gleitenden Mittelwert fünfter Ordnung geglättet, da vor allem ab einer Propagationsweite von etwa 100 mm ein zunehmendes starkes Schwanken der Messwerte auftritt, was die Interpretierbarkeit der Verläufe erschwert.



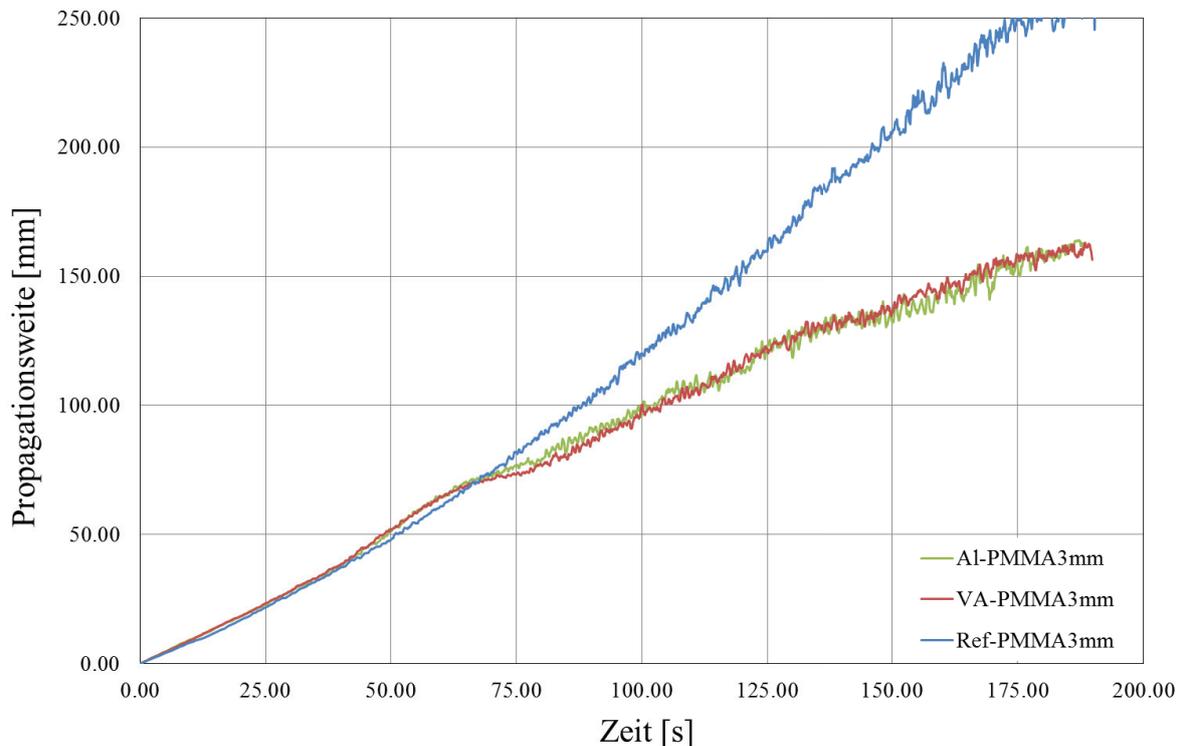
**Abbildung 5.2:** Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA 3 mm und VA 3 mm, nicht geglättet und nicht verschoben

In **Abbildung 5.3** sind nochmals die Verläufe der Propagationsweiten von Flammenfronten über die Zeit für die Versuchsreihe mit PMMA (3 mm Dicke) und VA (3 mm Dicke) dargestellt, mit dem Unterschied, dass diese geglättet und der relevante Bereich eines jeden Verlaufes in den Ursprung des Diagramms verschoben wurden. Die drei einzelnen Verläufe liegen allesamt nah beieinander. Aus diesem Grund werden die Einzelversuche einer jeden Versuchsreihe mit Hilfe des arithmetischen Mittels zu einem einzigen Verlauf zusammengefasst, um diesen mit anderen Verbundproben vergleichen zu können.



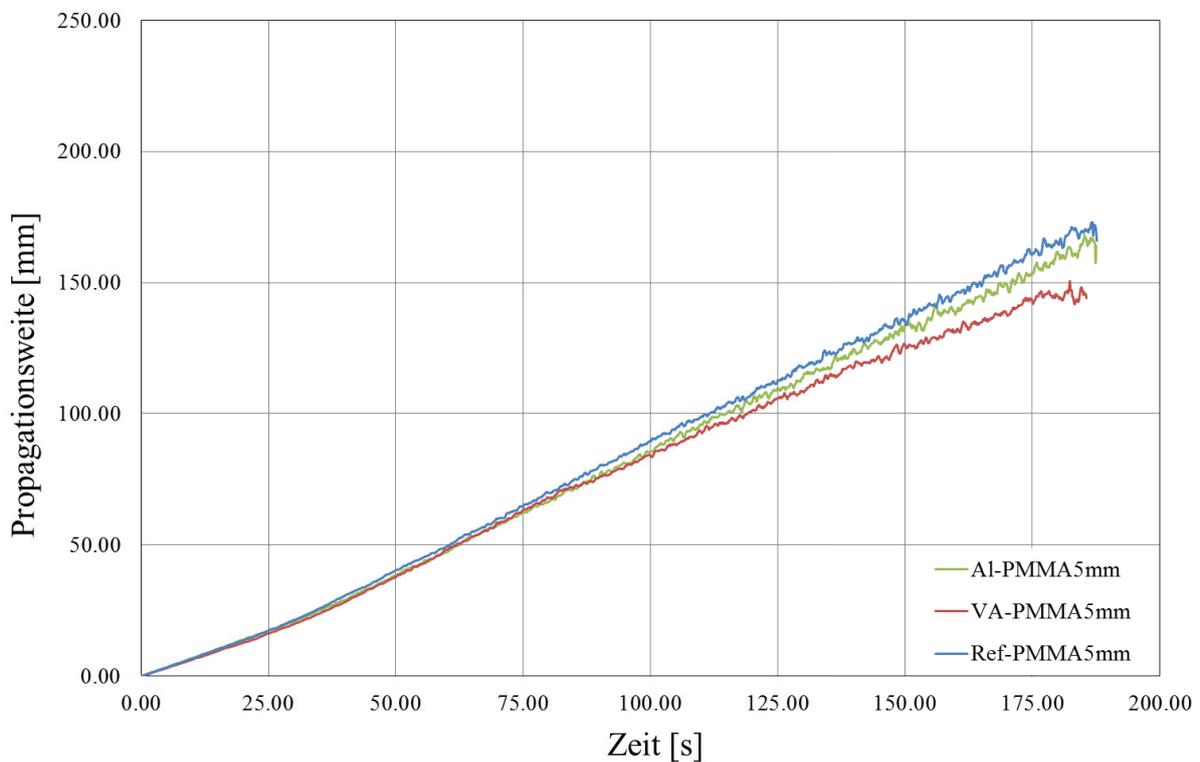
**Abbildung 5.3:** Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA 3 mm und VA 3 mm, geglättet und in den Ursprung verschoben

In **Abbildung 5.4** sind die gemittelten Verläufe der Propagationsweiten über die Versuchszeit für die Verbundproben Al-PMMA3mm und VA-PMMA3mm, sowie für die Referenzproben Ref-PMMA3mm dargestellt. Die Verläufe für die Aluminium- und die Edelstahl-Verbundproben nehmen einen nahezu identischen Verlauf. Die beiden Graphen lassen sich in mehrere Abschnitte unterteilen. Im ersten Abschnitt bis zu einer Propagationsweite von etwa 40 mm verlaufen diese linear. Ab diesem Punkt beginnt die Propagationsrate anzusteigen, bis sie in einem Wendepunkt ihr erstes lokales Maximum erreicht, welches bei einer Propagationsweite von etwa 55 mm liegt. Von da an beginnt die Propagationsrate wieder zu sinken, bis sie ihr Minimum bei einer Propagationsweite von etwa 70 mm erreicht. Im weiteren Verlauf bis zu einer Propagationsweite von etwa 90 mm steigt die Propagationsrate wieder an, bis sie ab diesem Wendepunkt wieder absinkt bis zum Ende des Brennversuches. Der Graph der PMMA-Referenzproben verläuft zunächst ebenfalls annähernd linear und identisch mit denen der Verbundproben bis zur Propagationsweite von etwa 40 mm, bei welcher die Propagationsrate der Verbundproben ansteigt. Ab diesem Punkt propagiert die Flamme der Referenzproben zunächst langsamer, wobei die Propagationsrate stetig ansteigt und einen exponentiellen Verlauf annimmt. Bei der Propagationsweite von etwa 70 mm überholt die Flamme der Referenzproben die der Verbundproben, sie schreitet von da an deutlich schneller voran.



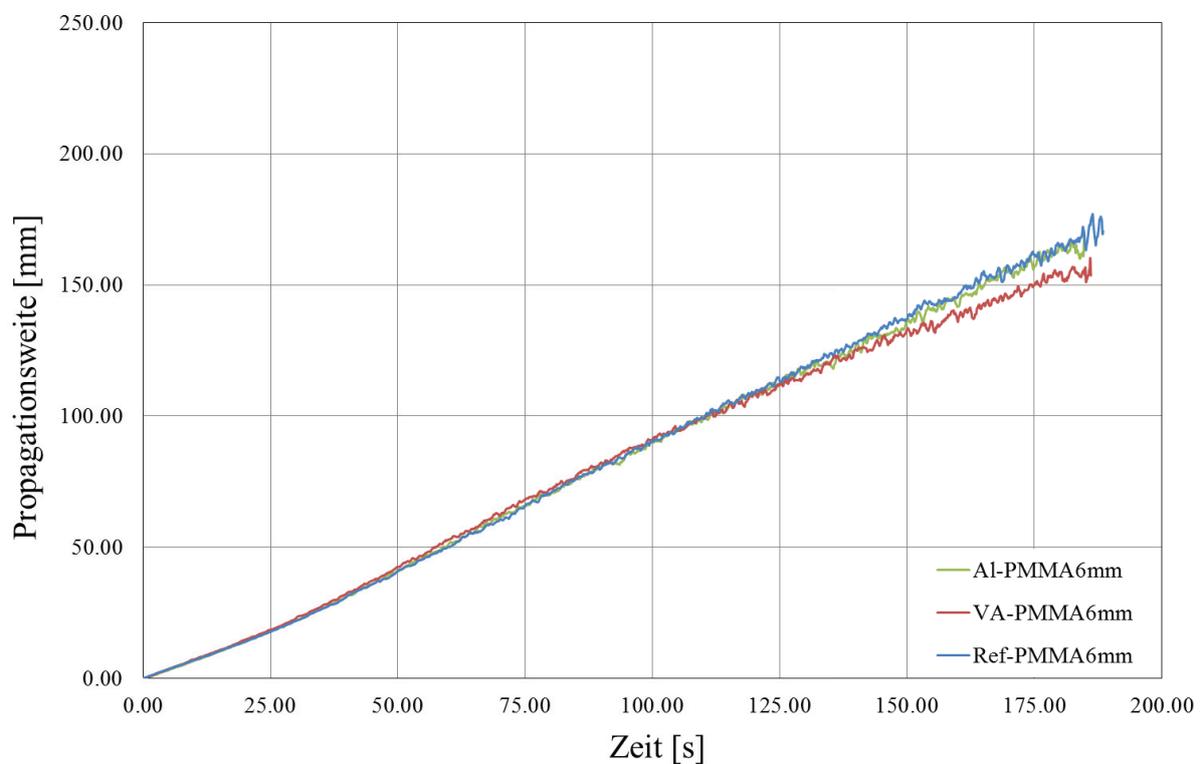
**Abbildung 5.4:** Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA 3 mm und Al 3 mm, den Verbund aus PMMA 3 mm und VA 3 mm und die PMMA 3 mm Referenzprobe

Die gemittelten Verläufe der Propagationsweiten über die Versuchszeit für die Verbundproben Al-PMMA5mm und VA-PMMA5mm sowie für die Referenzproben Ref-PMMA3mm sind in **Abbildung 5.5** dargestellt. Bis zu einer Propagationsweite von etwa 25 mm verlaufen alle drei Graphen linear, ab diesem Punkt steigt die Propagationsrate ebenfalls für alle Graphen an. Im Bereich der Propagationsweite von etwa 25 mm bis 70 mm verlaufen die Graphen ebenfalls linear, jedoch mit einer größeren Steigung. Im letzten Abschnitt ab einer Propagationsweite von etwa 70 mm steigen die Verläufe weiterhin an, die Propagationsrate sinkt jedoch mit zunehmender Propagationsweite. Hierbei sinkt die Propagationsrate der Edelstahl-Verbundproben am stärksten nach der der Aluminium-Verbundproben und der Referenzproben. Die Graphen der Verbundproben liegen hier deutlich näher bei dem der Referenzproben, im Gegensatz zu **Abbildung 5.4**.



**Abbildung 5.5:** Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA 5 mm und Al 3 mm, den Verbund aus PMMA 5mm und VA 3 mm und die PMMA 5 mm Referenzprobe

In **Abbildung 5.6** sind die gemittelten Verläufe der Propagationsweiten über die Versuchszeit für die Verbundproben Al-PMMA6mm und VA-PMMA6mm, sowie für die Referenzprobe Ref-PMMA6mm zu sehen. Die Verläufe sind dabei ebenfalls in Teilbereiche zu unterteilen. Im ersten Teilbereich steigen alle drei Verläufe linear an bis zu einer Propagationsweite von etwa 25 mm. Im Bereich von etwa 25 mm bis 70 mm verlaufen die Graphen ebenfalls linear, jedoch mit einer größeren Steigung. Ab der Propagationsweite von etwa 70 mm steigen alle Verläufe weiterhin an, jedoch nimmt die Propagationsrate mit zunehmender Propagationsweite ab. Hierbei sinkt die Propagationsrate der Edelstahl-Verbundproben stärker als die der Aluminium-Verbundproben und der PMMA-Referenzproben.



**Abbildung 5.6:** Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA 6 mm und Al 3 mm, den Verbund aus PMMA 6 mm und VA 3 mm und die PMMA 6 mm Referenzprobe

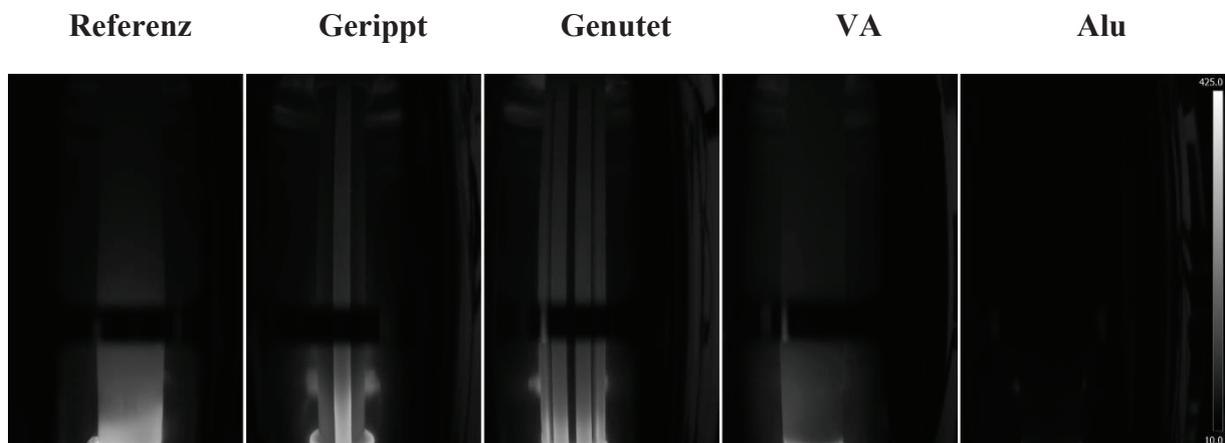
In **Tabelle 5.1** sind die Pyrolyseraten der durchgeführten Verbrennungsversuche mit ebenen Proben dargestellt. Es ist zu erkennen, dass die Pyrolyserate mit zunehmender Dicke der PMMA-Schicht sinkt. Die Pyrolyserate bei gleicher Dicke der PMMA-Schicht liegt bei der Edelstahl-Verbundprobe niedriger als bei der Aluminium-Verbundprobe und niedriger als bei der PMMA-Referenzprobe.

**Tabelle 5.1:** Pyrolyseraten der durchgeführten Versuche mit ebenen Proben unter terrestrischen Bedingungen

<b>Versuchsreihe</b>	<b>Mittlere Pyrolyserate [g/min]</b>
VA-PMMA3mm	2,52
Al-PMMA3mm	2,63
Ref-PMMA3mm	3,20
VA-PMMA5mm	1,86
Al-PMMA5mm	2,08
Ref-PMMA5mm	2,17
VA-PMMA6mm	2,16
Al-PMMA6mm	2,30
Ref-PMMA6mm	2,34

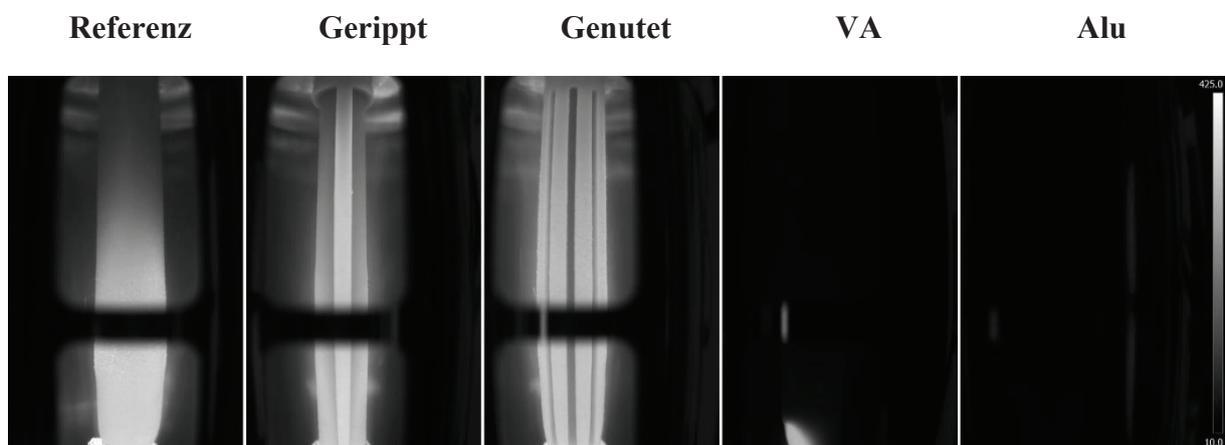
### 5.3 Versuchsauswertung und Ergebnisse der Experimente in $\mu\text{g}$ mit zylindrischen Proben

Das Flugexperiment UB-FIRE ergab keine messbare Flammenpropagation für die PMMA-Metall-Verbundproben. In **Abbildung 5.7** sind die Infrarotaufnahmen aller Versuchsproben des Experimentes UB-FIRE an Bord der REXUS 20 kurz nach der Zündung dargestellt. Hierbei ist zu erkennen, dass die Referenzprobe sowie die gerippte und die genutete wie beabsichtigt gezündet haben. Diese drei Probengeometrien wurden bereits von Meyer in [29] ausgewertet. An der Edelstahl-Verbundprobe ist auch eine schwache Wärmesignatur zu erkennen, während die Aluminium-Verbundprobe keine erkennbare Wärmesignatur aufweist.



**Abbildung 5.7:** Infrarotaufnahmen der Versuchsproben des Experimentes UB-FIRE auf REXUS 20 direkt nach der Zündung der Versuchsproben

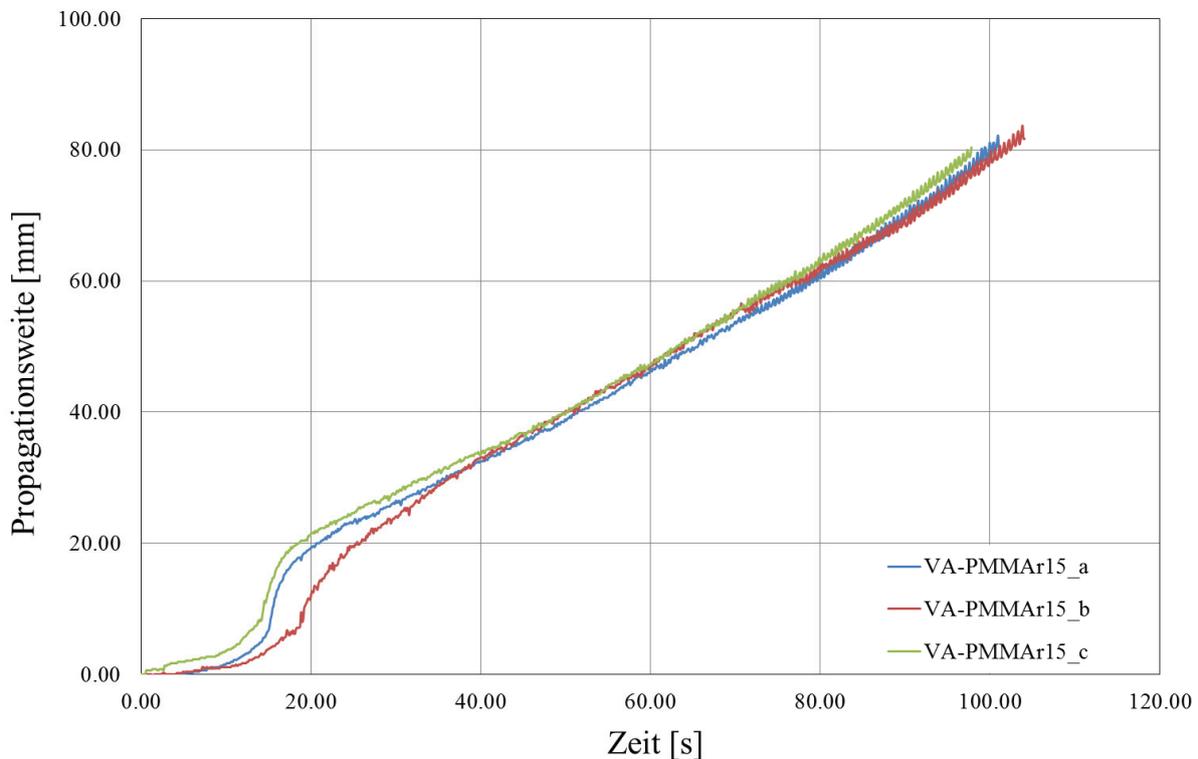
Zieht man nun die Infrarotaufnahmen der UB-FIRE Versuchsproben in **Abbildung 5.8** kurz vor dem Löschprozess hinzu, so ist zu erkennen, dass die Referenzprobe, die gerippte und die genutete während der gesamten Versuchszeit ordnungsgemäß gebrannt haben. Die Edelstahl-Verbundprobe hingegen weist am unteren Ende eine kleine Wärmesignatur und die Aluminium-Verbundprobe gar keine Wärmesignatur auf. Aufgrund der nicht erfolgreichen Zündung der PMMA-Metall Verbundproben gibt es keine messbare Flammenpropagation in Mikrogravitation. Dies entspricht der Darstellung der Drücke und Temperaturen innerhalb der Brennkammern in **Abbildung 4.21**, die für die Edelstahl-Verbundprobe nur einen kurzzeitigen Anstieg beider Werte, für die Aluminium-Verbundprobe keinen signifikanten Anstieg zeigt.



**Abbildung 5.8:** Infrarotaufnahmen der Versuchsproben des Experimentes UB-FIRE auf REXUS 20 kurz vor Löschen der Versuchsproben

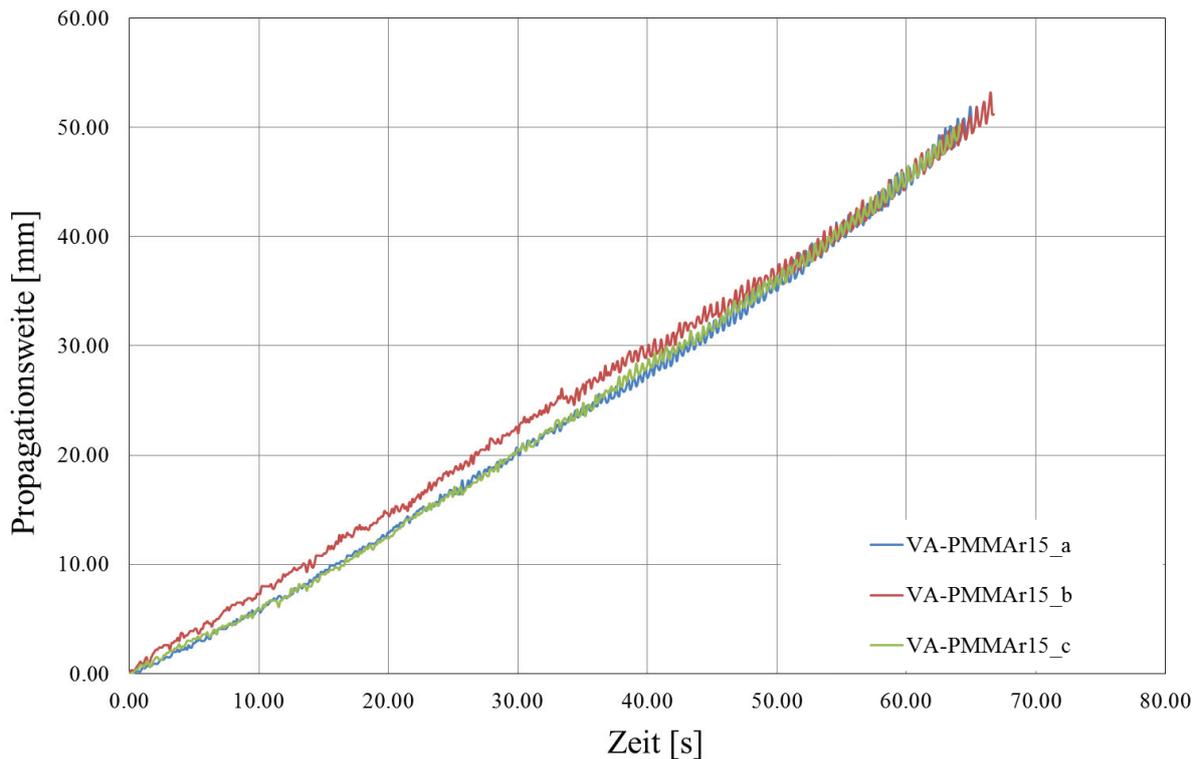
## 5.4 Versuchsauswertung und Ergebnisse der Experimente in 1g mit zylindrischen Proben

Die Auswertung der Verbrennungsversuche in terrestrischer Umgebung mit zylindrischen Proben erfolgt ähnlich wie die Auswertung der ebenen Proben, welche in **Kapitel 5.2** erläutert ist. In **Abbildung 5.9** ist der Verlauf der Propagationsweiten über die Versuchszeit für die Versuchsreihe mit PMMA-Rohr (Durchmesser 15 mm, Wandstärke 1,5 mm) mit VA-Kern dargestellt, welche aus drei Versuchsproben besteht. Eine weitere Versuchsreihe mit identischem PMMA-Rohr besitzt einen Aluminium-Kern und besteht aus insgesamt zwei Versuchsproben. Die Position der Flammenfront der Graphen, ab welcher die Zündung vollständig erfolgt ist und die Verbrennung stabil abläuft, wird in den Ursprung des Diagramms verschoben, um die Vergleichbarkeit der Verläufe miteinander zu gewährleisten. Dieses Vorgehen wurde bereits in **Kapitel 5.2** für ebene Versuchsproben erläutert. Die Position der Flammenfront liegt bei den Verläufen der PMMA-VA-Verbundproben bei etwa 30 mm, bei den PMMA-Al-Verbundproben bei etwa 20 mm. Datenpunkte vor dieser Propagationsweite werden für diese Analyse ebenfalls nicht berücksichtigt.



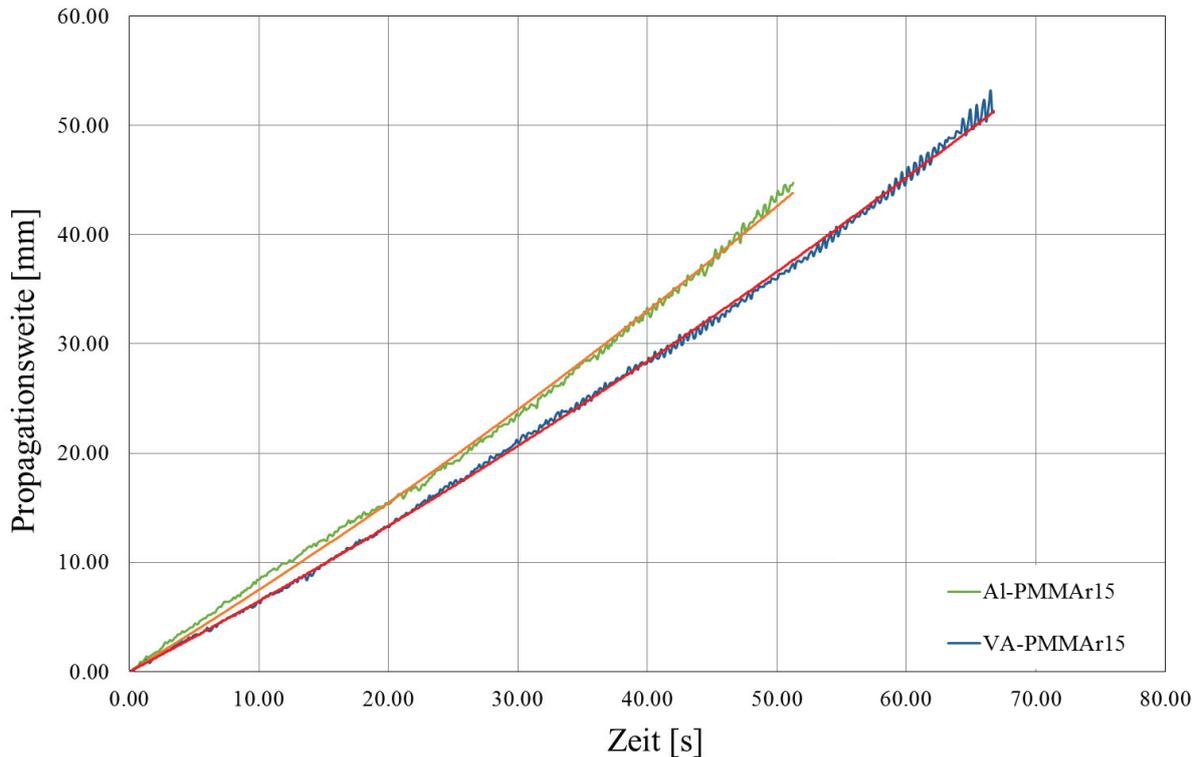
**Abbildung 5.9:** Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA-Rohr und VA-Kern, nicht verschoben

**Abbildung 5.10** zeigt nochmals die Verläufe der Propagationsweiten von Flammenfronten über die Zeit für die Versuchsreihe PMMA-Rohr mit VA-Rohr. Im Unterschied zu **Abbildung 5.9** sind die Verläufe mit dem Punkt der erfolgreichen Zündung und der erstmaligen stabilen Verbrennung in den Ursprung des Diagramms verschoben. In der weiteren Auswertung werden die drei Datenreihen der Versuchsreihe mit Hilfe des arithmetischen Mittels zu einem einzigen Verlauf zusammengefasst. Dieses vereinfacht die Vergleichbarkeit mit anderen Versuchsreihen.



**Abbildung 5.10:** Propagationsweiten der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA-Rohr und VA-Kern, in den Ursprung verschoben

Die gemittelten Versuchsreihen für die PMMA-Al- sowie die PMMA-VA-Verbundproben sind in **Abbildung 5.11** dargestellt. Es ist deutlich zu erkennen, dass diese keinem linearen Verlauf folgen. Die Auswertung mit Microsoft Excel zeigt, dass beide Verläufe am besten mit quadratischen Funktionen beschrieben werden können. Die Parameter dieser ermittelten Funktionen, sowie die dazugehörigen einfachen Bestimmtheitsmaße  $R^2$  sind in **Tabelle 5.2** zu finden.



**Abbildung 5.11:** Gemittelte Propagationsweiten mit der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA-Rohr mit VA-Kern und Al-Kern, sowie per Regression ermittelte quadratische Funktionen

**Tabelle 5.2:** Funktionsgleichungen und einfache Bestimmtheitsmaße der terrestrischen Verbrennungsversuche mit zylindrischen PMMA-Metall-Verbundproben

Versuchsreihe	Quadratische Funktionsgleichung	$R^2$
VA-PMMAr15	$s = 0,0022t^2 + 0,6243t$	0,9992
Al-PMMAr15	$s = 0,0026t^2 + 0,7218t$	0,998

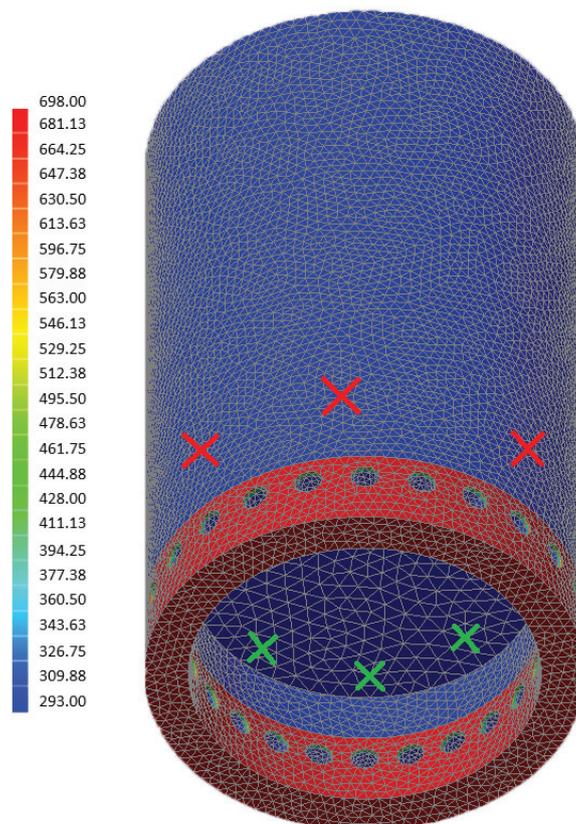
Für die Verbrennungsexperimente mit zylindrischen Versuchsproben wurden ebenfalls die Pyrolyseraten ermittelt, welche in **Tabelle 5.3** zu sehen sind. Hierbei wurde jede einzelne Probe sowohl vor als auch nach dem Verbrennungsversuch gewogen. Die Differenz, bezogen auf die Brennzeit, ergibt dann die Pyrolyserate, welche anschließend noch für die gesamte Versuchsreihe gemittelt wird. Es ist zu erkennen, dass die Pyrolyserate der Al-PMMA-Verbundprobe deutlich über der der VA-PMMA-Verbundprobe liegt.

**Tabelle 5.3:** Pyrolyseraten der durchgeführten Versuche mit zylindrischen Proben unter terrestrischen Bedingungen

Versuchsreihe	Mittlere Pyrolyserate [g/min]
VA-PMMAr15	1,26
Al-PMMAr15	1,43

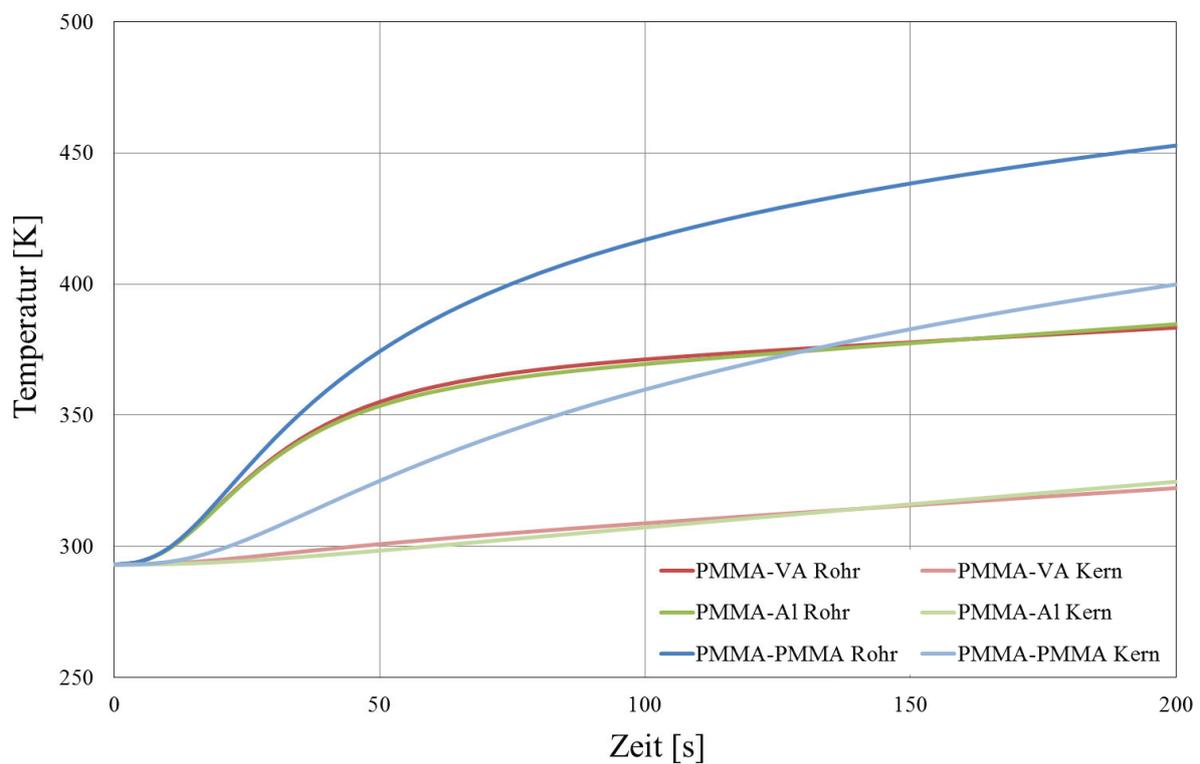
## 5.5 Auswertung und Ergebnisse der FEM Simulation der Wärmeleitung in zylindrischen PMMA-Metall-Verbundproben

Für die Auswertung der Simulationsergebnisse wird die Temperatur über die Zeit von insgesamt sechs Knoten im Modell betrachtet, welche in **Abbildung 5.12** im vernetzten Simulationsmodell gekennzeichnet sind. Die rot markierten Knotenpunkte befinden sich an der Oberfläche des PMMA-Rohrs und sollen durch ihre Position die unterschiedliche Erwärmung anzeigen, welche durch den Kontakt mit verschiedenen Kernmaterialien zustande kommt. Die ausgelesenen Werte werden dann über alle drei Knotenpunkte gemittelt. Die grün markierten Knotenpunkte befinden sich an der Unterseite des Kerns und nicht in direktem Kontakt mit dem PMMA-Rohr. Sie sollen Informationen über die Erwärmung der verschiedenen Kerne während der Simulationszeit bereitstellen. Die Temperaturen werden ebenfalls über alle grün markierten Knotenpunkte gemittelt. Des Weiteren findet eine visuelle Analyse der farblich kodierten Bilder der Temperaturverteilung in den Verbundproben statt.



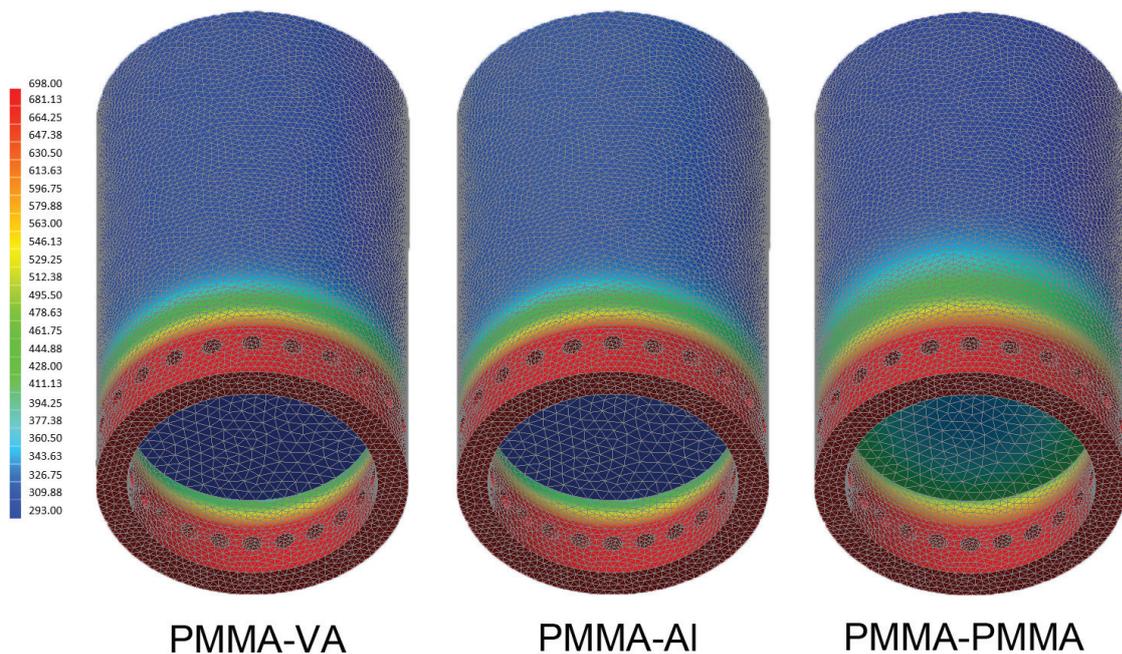
**Abbildung 5.12:** Vernetztes Simulationsmodell mit markierten Knotenpunkten zum Ablesen der Temperatur

In **Abbildung 5.13** sind die gemittelten Temperaturverläufe der numerischen Simulation dargestellt. Der qualitative Verlauf ist bei allen Graphen für das PMMA-Rohr gleich. Zunächst steigt die Temperatur exponentiell an, diese Steigung hat ihr Maximum in einem Wendepunkt. Ab diesem Wendepunkt flachen die Graphen ab, wobei sie aber immer noch ansteigen. Es ist dabei deutlich zu erkennen, dass die Oberfläche des PMMA-Rohres im Fall der Verbundproben sich nicht so stark aufheizt wie die der massiven PMMA-Probe. Weiterhin steigt die Temperatur der PMMA-Probe an der Stelle der Temperaturmessung der Verbund-Kerne ebenfalls stärker an.



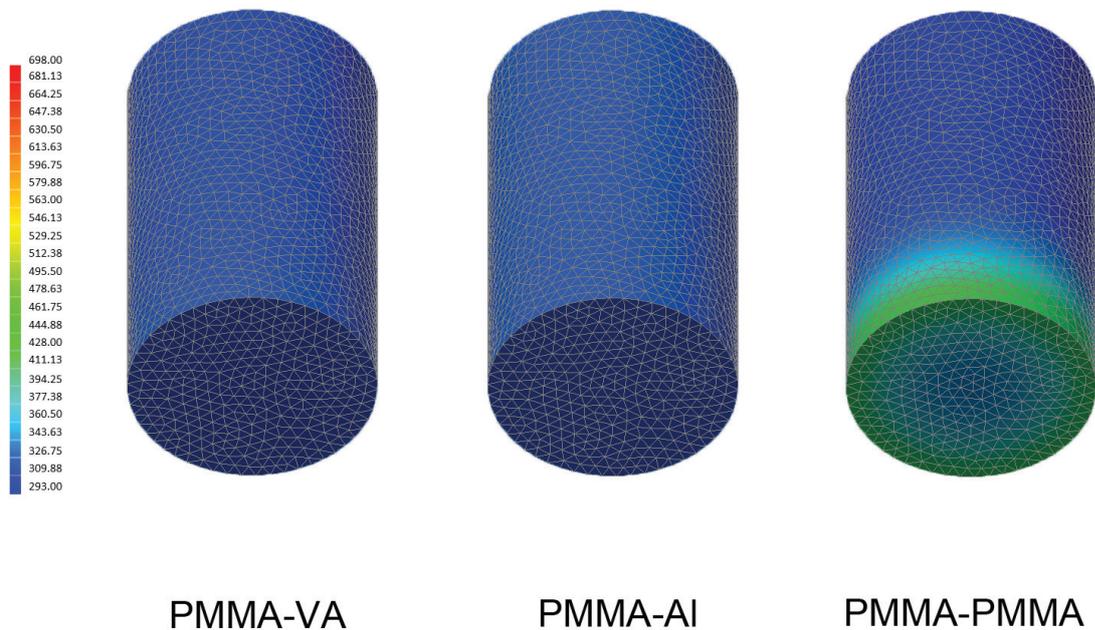
**Abbildung 5.13:** Simulierte Temperaturverläufe der verschiedenen Verbundproben

**Abbildung 5.14** zeigt die simulierte Temperaturverteilung der untersuchten Proben nach 200 Sekunden. Die Temperaturverteilung der PMMA-Edelstahl-Probe an der Oberfläche des PMMA-Rohres im Bereich direkt über der Zündkrone gleicht nahezu der Temperaturverteilung der PMMA-Aluminium-Probe. An der Oberfläche des PMMA-Rohres im weiteren Bereich ist jedoch eine leicht erhöhte Temperatur bei der PMMA-Aluminium-Probe festzustellen. Die PMMA-Vollmaterial-Probe besitzt über dem Zündkranz eine deutlich ausgebreitete Wärmeverteilung gegenüber den beiden Verbundproben. Allerdings ist diese im oberen Bereich an der Oberfläche kälter.



**Abbildung 5.14:** Temperaturverteilung der Versuchsproben ermittelt durch FEM-Simulation

Die Temperaturverteilung im Kern der Versuchsproben ist in **Abbildung 5.15** dargestellt. Es ist zu sehen, dass der Aluminium-Kern ein wenig wärmer als der Edelstahl-Kern ist. Die Temperaturverteilung für den PMMA-Kern unterscheidet sich deutlich von der der Metallkerne. Im unteren Bereich ist dieser deutlich wärmer, im oberen Bereich deutlich kälter.



**Abbildung 5.15:** Temperaturverteilung der Versuchsproben-Kerne ermittelt durch FEM-Simulation

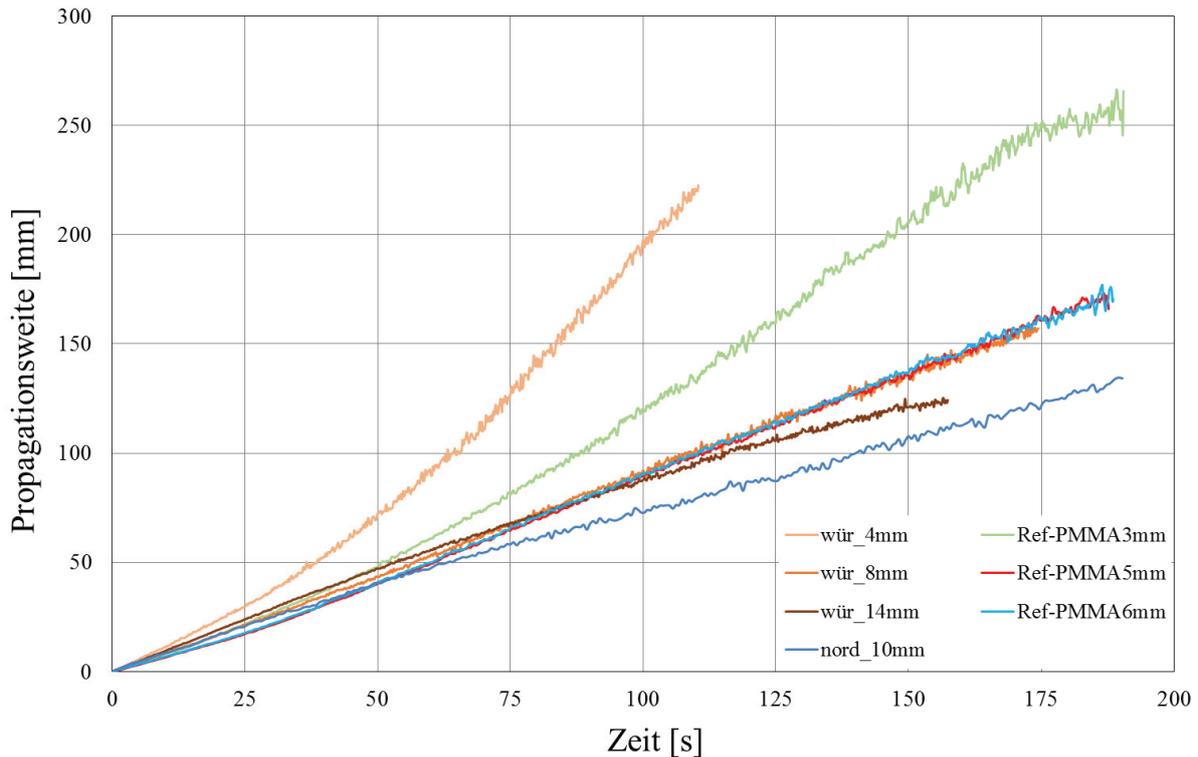
## 6 Ergebnisdiskussion

### 6.1 Diskussion der Versuchsergebnisse in 1g mit ebenen Proben

Für die Verbrennungsversuche ebener Proben wurde im Rahmen dieser Arbeit ein neuer Probenhalter konstruiert, der breitere Proben aufnehmen kann. Die Flamme kann somit an der Oberfläche der Versuchsprobe nun auf einer Breite von 90 mm anstatt der bisherigen 45 mm aus dem NASA-STD-6001B Standard aufgenommen werden. Es bildet sich in den meisten Fällen ein deutlich erkennbares Plateau aus, welches zuverlässige Daten für die Detektion der Flammenfront liefert. Die Flamme propagiert bei dieser Breite noch ausreichend stabil, um aussagekräftige Ergebnisse zu liefern.

Zunächst sind die Verläufe der ebenen Proben dieser Arbeit mit den Untersuchungen Würzburgs zu beidseitig brennenden unstrukturierten Proben [16] in **Abbildung 6.1** zu vergleichen. Die Referenzprobe mit einer Dicke von 3 mm liegt mit ihrer Propagationsrate zwischen der Probe Würzburgs mit einer Dicke von 4 mm und der mit 8 mm Dicke. Der nicht lineare Verlauf ähnelt qualitativ dem der Probe Würzburgs mit 4 mm Dicke. Die Referenzproben mit einer Dicke von 5 mm und 6 mm verlaufen ab einer Propagationsweite von etwa 75 mm nahezu deckungsgleich mit der Probe Würzburgs mit einer Dicke von 8 mm. Vom Ursprung des Diagrammes aus bis zu diesem Punkt besitzen die Referenzproben dieser Arbeit eine zunächst kleinere Propagationsrate, welche sich bis zur Propagationsweite von etwa 75 mm dem Verlauf der Probe Würzburgs mit der Dicke von 8 mm angeglichen hat. Aus diesem Vergleich ist deutlich zu erkennen, dass die im Bezug auf den NASA-STD-6001B Standard verbreiterten Proben keine unerwarteten Ergebnisse zeigen.

In **Abbildung 6.1** ist ebenfalls der Verlauf der unstrukturierten PMMA-Versuchsprobe Nordmanns dargestellt, welche exakt dem NASA-STD-6001B entspricht. Die dickste Referenzprobe der vorliegenden Arbeit mit 6 mm propagiert schneller als diese. Dies legt nahe, dass eine PMMA Probe mit einer Dicke von 6 mm immer noch nicht als thermisch dick bezeichnet werden kann, so dass eine weitere Erhöhung der Dicke keine weitere Auswirkung auf die Propagationsrate der Flamme besitzt.

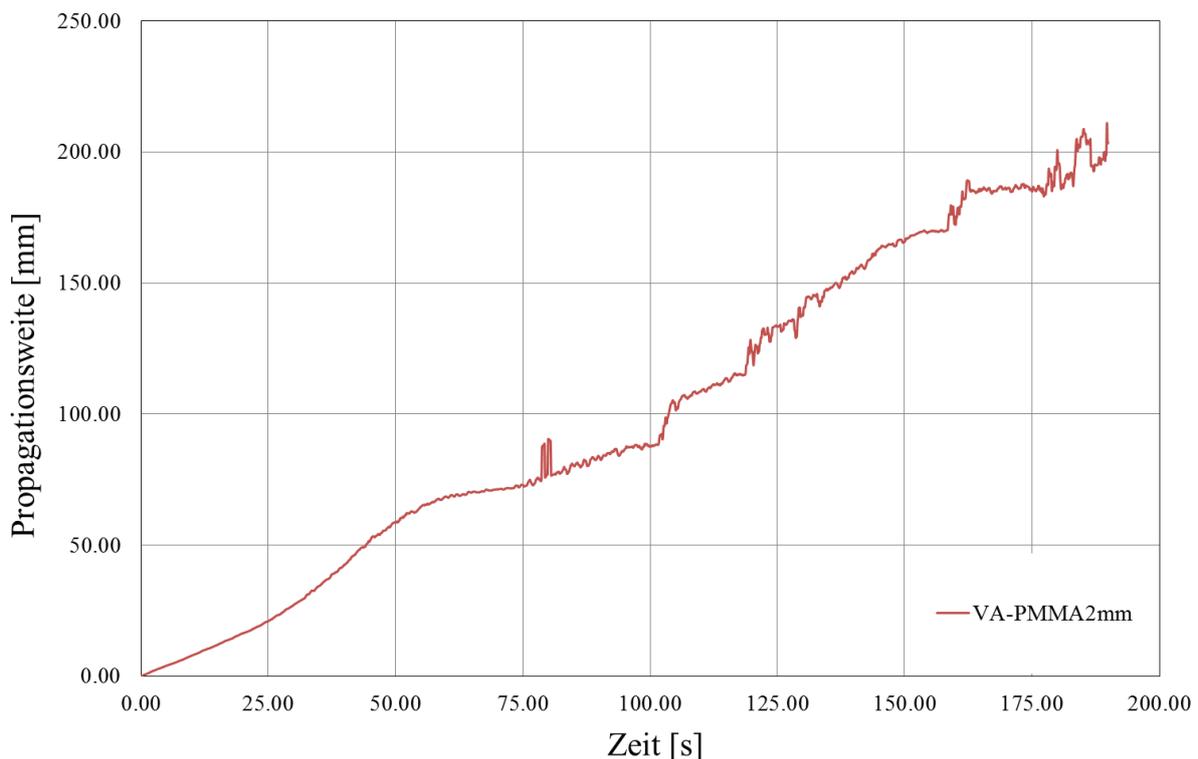


**Abbildung 6.1:** Vergleich der Propagationsraten der unstrukturierten Referenzproben mit den unstrukturierten Versuchsproben Würzburgs und Nordmanns [16]

Der Effekt des Metalls in der PMMA-Metall-Verbundprobe ist am deutlichsten in **Abbildung 5.4** zu erkennen. Nach der Zündung brennt das PMMA an der Oberfläche, wobei die Rückseite keinen Kontakt zum Metallrücken hat, da dieser an der Stelle eine Aussparung besitzt. Erst nachdem sich die Flamme stabilisiert hat, beginnt der Metallrücken Einfluss zu nehmen. Dies äußert sich zunächst in einer ansteigenden Propagationsrate, da das PMMA mittels Wärmeleitung den Metallrücken erhitzt, welcher wiederum die Wärme durch seine signifikant höhere Wärmeleitfähigkeit in die Vorwärmzone des PMMA transportiert und diese früher vorwärmt. Die Propagationsrate fällt daraufhin jedoch gegenüber dem Verlauf des Graphen der Referenzprobe ab. Ab diesem Punkt ist ein weiterer Effekt zu beobachten, welcher durch den Verbund PMMA-Metall entsteht. Das Metall dient nun als Wärmesenke für die entstehende Wärme durch die Verbrennung der PMMA-Oberfläche. Der Metallrücken ist während des

gesamten Versuches mit dem Probenhalter und dieser wiederum mit der Testkammer verbunden, so dass durch Wärmeleitung die Wärme aus dem PMMA in die metallischen Strukturen abgeführt wird. Dies äußert sich in der niedrigeren Propagationsrate der Flammenfront der Verbundproben gegenüber der Referenzprobe nach Passieren der Aussparung im Metallrücken.

In **Abbildung 6.2** ist die gemittelte und geglättete Propagationsrate einer Versuchsreihe von drei Verbundproben aus Edelstahl und PMMA der Dicke 2 mm dargestellt. Die Verbrennung dieser Versuchsreihe verlief sehr problematisch, da das PMMA große Blasen bildete, sobald dieses durch die Flamme stark erhitzt wurde. Die Blasen haben die Detektion der Flammenfront wesentlich erschwert, wodurch diese nur im Bereich bis etwa 75 mm Propagationsweite möglich ist. Bis zu diesem Punkt kann man jedoch den Einfluss eines Metallverbundes mit dem PMMA deutlich erkennen. Der Graph entspricht von seinem qualitativen Verlauf dabei denen der PMMA-Metall-Verbundproben mit einer PMMA Dicke von 3 mm und bestätigt somit die Beobachtungen bis zur Propagationsweite von 75 mm.



**Abbildung 6.2:** Propagationsweite der Flammenfront über die Zeit für den Verbund aus PMMA 2 mm und VA 3 mm

Die Zündung der Versuchsproben mittels Gasbrenner war für die PMMA-Aluminium-Verbundprobe schwieriger als für die PMMA-Edelstahl-Verbundprobe und die Referenzprobe.

Dies lässt sich ebenfalls auf die Wirkung des Metalls als Wärmesenke zurückführen. Die Metallrücken besitzen am unteren Ende einen Steg, damit die PMMA-Probe nicht an der Rückseite anfängt zu brennen und weiterhin von Metall abgedeckt bleibt. Wird versucht, das PMMA an der Oberfläche zu zünden, so wird ein Teil der Wärme durch das direkt angrenzende Aluminium mit seiner relativ hohen Wärmeleitfähigkeit wieder abgeführt. Dies führt zu einer erheblich längeren Zündzeit für die Aluminium-Verbundproben. Dies entspricht den Erkenntnissen, die Miyamoto et al. in ihren Untersuchungen ebenfalls erlangt haben [18].

Miyamoto et al. identifizierten ebenfalls die beiden beschriebenen Effekte von Kunststoff-Metall-Verbunden. Sie zeigten den Einfluss des Metalls als Wärmesenke bei Zündung des Materials, so dass im Vergleich zu einer reinen Kunststoffprobe mehr Wärmeenergie aufgebracht werden muss, um eine Probe zu entzünden. Darüber hinaus stellten sie fest, dass der Metallkern bei der Flammenausbreitung durch die Vorheizung der Vorwärmzone als Wärmequelle agiert [18].

Die abfallende Propagationsrate gegen Ende der Brennzeit der Versuchsreihe mit PMMA der Dicke 3 mm und Metallrücken der Dicke 3 mm decken sich jedoch nicht mit den Erkenntnissen von Miyamoto et al. [18], weil die Versuchskonfiguration an dieser Stelle nicht vergleichbar ist. Miyamoto et al. führten ihre Versuche mit PE-isolierten Kupferkabeln durch, wobei diese thermisch vom Probenhalter entkoppelt waren und somit eine relativ geringe Wärmekapazität besaßen. In diesem Fall stellten sie eine ansteigende Propagationsrate fest, sobald der Metallkern nicht mehr als Wärmesenke, sondern als Medium zum Vorheizen der Vorwärmzone vor der Flamme wirkte [18]. Dies ist für die ebenen Verbundproben dieser Arbeit nicht zu beobachten, da die Metallrücken und der Probenhalter nicht thermisch von der Testkammer entkoppelt waren. Die Testkammer diente dabei über die gesamte Versuchszeit als Wärmesenke mit für die durchgeführten Versuche als nahezu unendlich groß anzunehmender Wärmekapazität.

Die beschriebenen Effekte treten bei den Verbundproben mit einer PMMA-Dicke von 5 mm und 6 mm jedoch nicht signifikant wahrnehmbar auf. Die PMMA-Schicht kann durch ihre Dicke mehr Wärme aufnehmen, was verbunden mit der schlechten Wärmeleitfähigkeit und einem vergleichsweise hohen Temperaturgradienten über die Dicke der PMMA-Schicht zu einem stark verringerten Einfluss des Metallrückens führt, was in **Abbildung 5.5** und **Abbildung 5.6** zu sehen ist, indem die Verläufe der gemittelten Versuchsreihen sehr dicht beieinander liegen. Diese Erkenntnis wird durch die Ergebnisse von Würzburg hinsichtlich der unstrukturierten PMMA-Proben bestätigt. Ab einer bestimmten Dicke des Materials ist eine

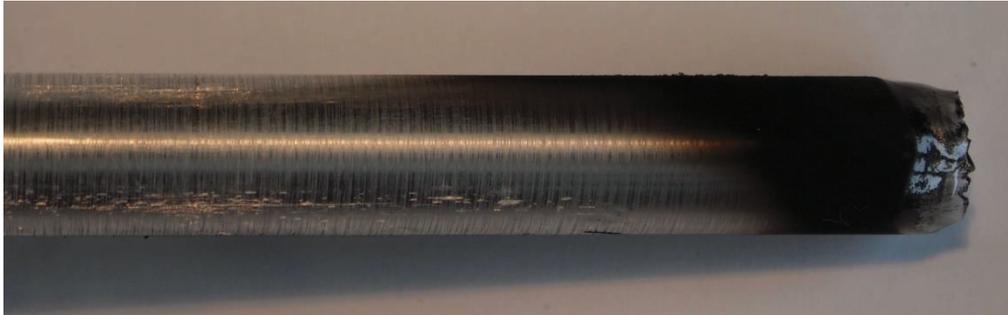
weitere Erhöhung für eine weitere Verringerung der Flammenausbreitungsgeschwindigkeit nicht mehr signifikant [16]. Wenn man annimmt, dass eine beidseitig brennende unstrukturierte PMMA-Probe dem Fall einer einseitig brennenden PMMA-Probe mit der halben Dicke entspricht, so liegt diese Grenze nach Würzburg bei etwa 4 mm Dicke, was sich mit den Erkenntnissen der vorliegenden Arbeit deckt.

## 6.2 Diskussion der Versuchsergebnisse in $\mu\text{g}$ mit zylindrischen Proben und der FEM-Simulation der Wärmeleitung

Die PMMA-Aluminium- und die PMMA-Edelstahl-Verbundprobe im Flugexperiment UB-FIRE haben, wie bereits in **Kapitel 5.3** dargestellt, nicht wie erwünscht gezündet. Von einer Fehlfunktion des Zündsystems ist aufgrund des stetigen Spannungsabfalls während der Zündung in **Abbildung 4.19** nicht auszugehen. Eine mögliche Ursache ist jedoch die erschwerte Zündung der PMMA-Metall-Verbundproben, wie sie bereits für ebene Versuchsproben in dieser Arbeit und durch Miyamoto et al. beschrieben wurde [18]. Der Metallkern dient dabei als Wärmesenke und führt aus dem Zündbereich einen Teil der aufgebrachten Heizleistung ab und nimmt diese selbst auf. Allerdings erwärmen sich Metallkerne bei gleicher Wärmemenge nicht so stark wie PMMA. Diese Hypothese wird ebenfalls durch die Ergebnisse der FEM-Simulation in **Kapitel 5.5** gestützt. Des Weiteren visualisiert die FEM-Simulation die geringe Wärmeleitfähigkeit von PMMA im Vergleich zu Metallen. Die FEM-Simulation geht von einer Reihe von Vereinfachungen aus, um den Zündvorgang simulieren zu können. Es handelt sich hierbei um eine reine Wärmeleitungssimulation, die keinerlei Konvektion oder Radiation berücksichtigt. Des Weiteren bildet sie nicht die sich ständig ändernde Zündtemperatur nach, sondern simuliert eine konstante Heiztemperatur. Die FEM-Simulation stellt letztendlich nur eine qualitative Simulation dar, die eine mögliche Erklärung für erschwertes Zünden von PMMA-Metall-Verbundproben im Vergleich zu PMMA-Proben liefert.

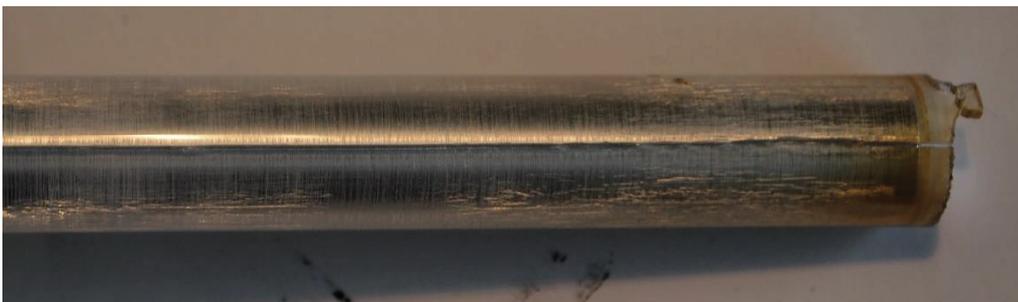
Zusätzlich zu den erschwerten Zündbedingungen kommt noch die Luftströmung durch die Brennkammer, die eine kühlende Wirkung auf die Versuchsprobe hat, aber auch eine entstandene und sehr schwach brennende Flamme löschen kann. Sollte eine entstandene Flamme aufgrund der Strömung verloschen sein, so wurde durch den PMMA-Metall-Verbund die Entzündbarkeit der Proben stark eingeschränkt. Diese hätten bei einer Sauerstoffkonzentration von etwa 21 % und einer Strömungsgeschwindigkeit der Luft von etwa 18 cm/s die „Blowoff branch“ der **Abbildung 2.5** deutlich nach oben verschoben.

In **Abbildung 6.3** ist die PMMA-Edelstahl-Verbundprobe nach dem Flug des Experimentes UB-FIRE auf REXUS 20 dargestellt. Es ist deutlich zu sehen, dass die Probe im Bereich der Zündkrone zwar gebrannt hat, diese Flamme aber bereits nach kurzer Zeit verloschen ist. Es liegt nahe, dass die Wärme aus der Aufheizzone zu großen Teilen in den Edelstahlkern transportiert wurde, wodurch die Oberflächentemperatur des PMMA-Rohres sank.



**Abbildung 6.3:** PMMA-Edelstahl-Verbundprobe nach dem Flug des Experimentes UB-FIRE auf REXUS 20

Eine weitere Auffälligkeit weist die PMMA-Aluminium-Verbundprobe auf, welche in **Abbildung 6.4** dargestellt ist. Es ist deutlich zu erkennen, dass diese Probe gar nicht erst gebrannt hat, was die Infrarotaufnahmen zeigen und wie die nicht vorhandenen Spuren von Ruß es nahe legen. Des Weiteren besitzt die Probe einen Riss, der sich vertikal über das gesamte PMMA-Rohr erstreckt. Es ist nicht ersichtlich, ob der Riss im PMMA-Rohr vor oder während des Fluges entstanden ist, da er sich auf der nicht von der Infrarotkamera aufgenommenen Rückseite der Probe befand. Der Riss kann durch mechanische oder thermische Lasten vor oder während des Fluges entstanden sein.

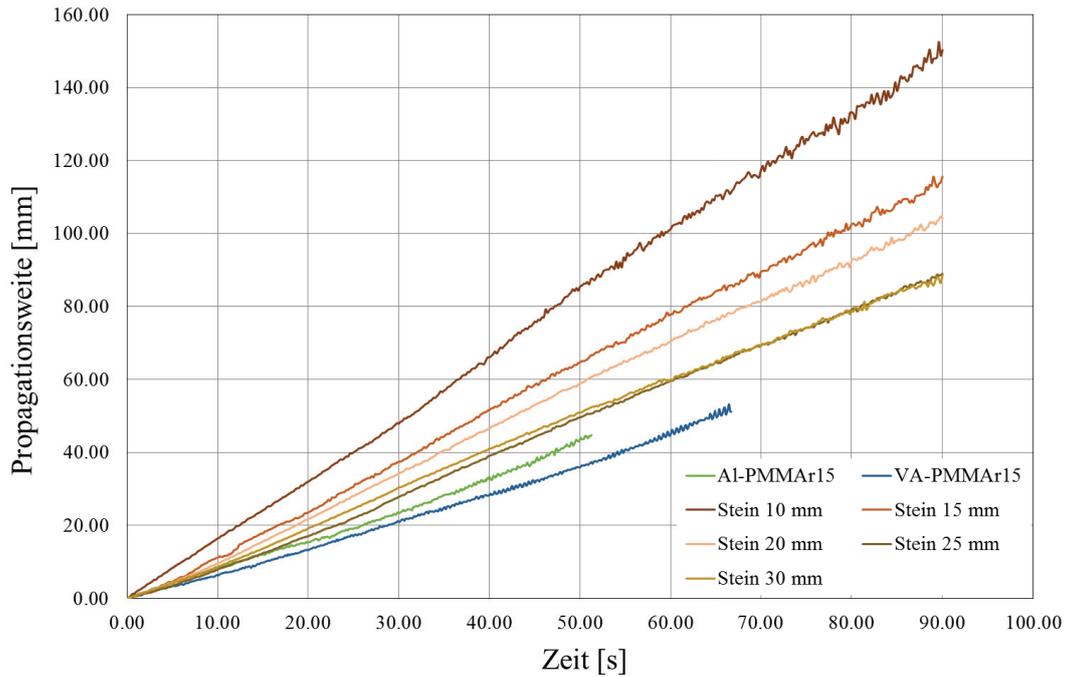


**Abbildung 6.4:** PMMA-Aluminium-Verbundprobe nach dem Flug des Experimentes UB-FIRE auf REXUS 20

### 6.3 Diskussion der Versuchsergebnisse in 1g mit zylindrischen Proben

In **Abbildung 6.5** sind die Propagationsraten der Flammenfront der in dieser Arbeit untersuchten zylindrischen PMMA-Metall-Verbundproben mit den Untersuchungen von Stein zu unstrukturierten zylindrischen PMMA-Proben vergleichend dargestellt [17]. Während die Graphen für die zylindrischen PMMA Proben von Stein sich sämtlich durch eine lineare Funktion gut beschreiben lassen, trifft dies auf die Verläufe der Verbundproben nicht zu. Diese lassen sich, wie bereits in **Kapitel 5.4** dargestellt, am besten durch ein Polynom zweiten Grades beschreiben. Dies wird vor allem in der Gegenüberstellung in **Abbildung 6.5** deutlich. Verglichen mit der zylindrischen PMMA-Probe mit einem Durchmesser von 15 mm liegt die Propagationsrate bei den Verbundproben, die ebenfalls einen Durchmesser von 15 mm aufweisen, am Anfang niedriger als diese. Während die Propagationsrate für die 15 mm dicke PMMA-Probe konstant bleibt, steigt diese für die Verbundproben an, im weiteren Verlauf der Graphen übersteigt sie sogar die Propagationsrate der PMMA-Probe. Die später höhere Propagationsrate der Verbundproben im Vergleich mit den PMMA-Proben entspricht den Erkenntnissen von Miyamoto et al. [18]. Ab dem Punkt der ansteigenden Propagationsraten dienen die Metallkerne nicht mehr als Wärmesenken, sondern als Medium zum signifikanten Vorheizen der Vorwärmzone der sich ausbreitenden Flamme. Dieser Punkt liegt beim Aluminiumkern bei einer geringeren Propagationsweite als beim Edelstahlkern, was mit den unterschiedlichen Wärmekapazitäten zu begründen ist.

Während der Brennversuche der zylindrischen Verbundproben kam es nach einer bestimmten Zeit immer zur Ablösung des PMMA-Rohrs von dem am Probenhalter fixierten Kern. Aus diesem Grund konnte für die Auswertung der Flammenfront nicht die vollständige Infrarotaufnahme genutzt werden. Die Ursache hierfür liegt in der Art des Fügens der Verbundprobe. Wie in **Kapitel 4.2.2.1** beschrieben, wird die Verbundprobe durch eine Presspassung gefügt. Hierbei wird der Metallkern stark abgekühlt, während das PMMA-Rohr erhitzt und somit aus der Presspassung eine Spielpassung wird, solange der Temperaturunterschied vorhanden ist. Wird die Probe nun an der Oberfläche bei der Verbrennung erwärmt und erwärmt sich der Kern signifikant weniger, so löst sich die Presspassung und das PMMA-Rohr kann, wenn die Probe im Probenhalter hängt, herunterrutschen.



**Abbildung 6.5:** Vergleich der Propagationsraten der zylindrischen Verbundproben mit den unstrukturierten zylindrischen Versuchsproben Steins [17]

Die untersuchten zylindrischen Verbundproben haben durchgehend nach maximal 8 Sekunden zuverlässig gezündet. Stein hat in seinen Untersuchungen unter anderem auch die PMMA-Probe mit einem Durchmesser von 15 mm 10 Sekunden gezündet, so dass diese stabil brannte. Die Zündung der zylindrischen Verbundproben ist weniger problematisch als die ebener Versuchsproben im Probenhalter. Der Kern der zylindrischen Verbundprobe besitzt nur durch die Schraube oben zur Fixierung Kontakt mit dem Probenhalter. Es wird insgesamt weniger Wärme aus dem Zündbereich abgeführt als bei den ebenen Proben.

Eine erschwerte Zündung wie sie Miyamoto et al. beschreiben [18] kann in diesem Fall nicht festgestellt werden, da die Zündung der Verbundproben dieser Versuchsreihen zuverlässig nach maximal 8 Sekunden erfolgte, wohingegen Stein [17] seine 15 mm dicke PMMA-Probe 10 Sekunden lang zündete. Diese Erkenntnis ist jedoch dadurch einzuschränken, dass nicht bekannt ist, ob die Proben Steins bereits deutlich vor Ablauf der 10 Sekunden Zündzeit stabil brannten. Des Weiteren besitzt die Verbundprobe einen Zündkranz, der nicht direkt in Kontakt mit dem Metallkern steht. Dieser steht erst etwa 4-5 mm über dem Anfang des PMMA-Rohres mit diesem direkt in Kontakt, wie in **Abbildung 4.12** deutlich zu sehen ist. Dies deckt sich mit den Erkenntnissen aus **Kapitel 6.1**. Diese zeigen, dass PMMA ab einer Dicke von etwa 4 mm nur noch stark eingeschränkt in der Lage ist, Wärme an ein dahinter liegendes Medium zu übertragen. Visuell ist dies durch die **Abbildung 5.15** nochmals verdeutlicht, was dem Trend der Werte für Wärmeleitfähigkeiten der Materialien in **Tabelle 4.3** entspricht.

## 7 Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit wird die Entzündbarkeit und die Flammenausbreitung von PMMA-Metall-Verbundproben, vor dem Hintergrund des „Upward Flame Propagation Test“ aus dem NASA-STD-6001B, welcher Materialqualifizierungstests für die bemannte Raumfahrt beinhaltet, untersucht. Als Verbundmaterial dient dabei neben PMMA, Aluminium und Edelstahl. Hierzu werden Versuche mit ebenen Versuchsproben unter Normalgravitation sowie mit zylindrischen Proben ebenfalls unter Normal-, aber auch unter Mikrogravitation in Form eines Experimentes an Bord einer Höhenforschungsrakete durchgeführt. Zum besseren Verständnis des Zündverhaltens von zylindrischen Verbundproben wird weiterhin eine FEM-Simulation zur Wärmeleitung aufgesetzt, die Rückschlüsse auf die Temperaturverteilung erlauben soll.

Die Entzündbarkeit der PMMA-Metall-Verbundproben stellt sich als erschwert heraus, solange der entzündete Bereich des PMMA in direktem Kontakt mit dem Verbundmaterial steht, wie die Versuche mit ebenen Proben unter Normalgravitation zeigen. Ist der Zündbereich vom Bereich des Kontaktes mit dem Metall 4 mm oder mehr entfernt, so lässt sich keine Auswirkung des Verbundmaterials auf die Zündung der zylindrischen Proben unter Normalgravitation feststellen.

Die Flammenausbreitung wird durch einen Metall-Verbund auf zwei verschiedene Arten beeinflusst. Zunächst dient das Metall als Wärmesenke, wie sowohl bei ebenen als auch zylindrischen Proben unter Normalgravitation durch geringere Propagationsraten zu beobachten ist. Dieser Effekt kehrt sich um, wenn sich der Metallkern erwärmt hat. Ab diesem Zeitpunkt dient der Metallkern als Wärmequelle, welche die Vorheizzone der propagierenden Flamme vorwärmt und somit die Propagationsgeschwindigkeit erhöht. Dieser Effekt konnte aufgrund der ausreichenden thermischen Entkopplung bei den zylindrischen Versuchsproben unter Normalgravitation festgestellt werden.

## 8 Ausblick

In zukünftigen Untersuchungen sollten die Erkenntnisse für die Entzündbarkeit und für die Flammenausbreitung unter Normalgravitation vor allem unter Mikrogravitation validiert werden, was im Rahmen dieser Arbeit nur eingeschränkt gelungen ist. Hierfür sind der Versuchsaufbau und die Integrationsprozedur in ein Raketenexperiment zu optimieren, so dass eine mechanische Beschädigung der Versuchsproben ausgeschlossen werden kann. Des Weiteren gilt es für das Probendesign der Verbundproben zu berücksichtigen, dass die Grenze der thermisch relevanten Dicke für PMMA bei etwa 4 mm liegt und eine Zündung unter konstanter Anströmung erschwert ist. Ebenfalls ist zu untersuchen, ob eine Zündung der Verbundprobe gelingt, wenn die Anströmung erst nach erfolgreicher Zündung erfolgt.

Bei den Versuchen mit ebenen Proben unter Normalgravitation gilt es, die Erkenntnisse eines PMMA-Metall-Verbundes mit einer 4 mm, einer 7 mm und einer 8 mm dicken PMMA-Schicht zu erweitern, um somit Rückschlüsse auf die thermisch relevante Dicke von PMMA zu erlauben und eine breitere Versuchsbasis zu erhalten. Zur Einbeziehung der Wärmekapazität als Materialeigenschaft in diese Versuche ist es notwendig, die gesamte Verbundprobe thermisch vom Probenhalter zu entkoppeln, wobei die Art der Entkopplung feuerresistent sein sollte.

Das in dieser Arbeit aufgebaute FEM-Modell kann in Zukunft um weitere reale Einflüsse und Mechanismen erweitert werden, um die Realität besser abbilden zu können. Ebenfalls sind Simulationen, aber auch reale Experimente mit anderen Verbundmaterialien denkbar, um die so gewonnenen Erkenntnisse auf andere Materialgebiete zu erweitern.

## 9 Literaturverzeichnis

- [1] Jomaas, G., Torero, J. L., Dipl. - Ing. C. Eigenbrod, Niehaus, J., Olson, S. L., Ferkul, P. V., Legros, G., Fernandez-Pello, A. C., Cowlard, A. J., Rouvreau, S., Smirnov, N., Fujita, O., T'ien, J. S., Ruff, G. A. u. Urban, D. L.: Fire safety in space – beyond flammability testing of small samples. *Acta Astronautica* 109 (2015), S. 208–216
- [2] Ross, H. D.: Microgravity combustion. Fire in free fall. *Combustion treatise*. 2001
- [3] Dietrich, D. L., Ross, H. D., Shu, Y., Chang, P. u. T'ien, J. S.: Candle Flames in Non-Buoyant Atmospheres. *Combustion Science and Technology* 156 (2000) 1, S. 1–24
- [4] Larsen, A. M., Musgrave, G. E. u. Sgobba, T. (Hrsg.): Safety design for space systems. Amsterdam, Boston: Elsevier/Butterworth Heinemann 2009
- [5] Kumar, A.: A comparison of extinction limits and spreading rates in opposed and concurrent spreading flames over thin solids. *Combustion and Flame* 132 (2003) 4, S. 667–677
- [6] Herwig, H. u. Moschallski, A.: Wärmeübertragung. Physikalische Grundlagen, illustrierende Beispiele, Übungsaufgaben mit Musterlösungen. Wiesbaden: Springer Vieweg 2014
- [7] Baehr, H. D. u. Stephan, K.: Wärme- und Stoffübertragung. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2010
- [8] VDI-Wärmeatlas. VDI-Buch. Berlin: Springer Vieweg 2013
- [9] NASA-STD- 6001B; 21.04.2016. *Flammability, offgassing, and compatibility requirements and test procedures*
- [10] ECSS- Q-ST-70-21C; 05.02.2010. *Space product assurance - Flammability testing for the screening of space materials*
- [11] ISO 14624-1; 2003. *Space systems — Safety and compatibility of materials — Part 1: Determination of upward flammability of materials*
- [12] Fujita, O.: Solid combustion research in microgravity as a basis of fire safety in space. *Proceedings of the Combustion Institute* 35 (2015) 3, S. 2487–2502
- [13] Ferkul, P. V., Kleinhenz, J., Shih, H.-Y., Pettegrew, R., Sacksteder, K. u. T'ien, J. S.: Solid fuel combustion experiments in microgravity using a continuous fuel dispenser and related numerical simulations. *Microgravity - Science and Technology* 15 (2004) 2, S. 3–

- [14] Zhu, F., Lu, Z. u. Wang, S.: Flame Spread and Extinction Over a Thick Solid Fuel in Low-Velocity Opposed and Concurrent Flows. *Microgravity Science and Technology* 28 (2016) 2, S. 87–94
- [15] Nordmann, C.: Vergleichende Untersuchungen zur Flammenausbreitung längs unterschiedlich oberflächen - strukturierter Materialproben, Universität Bremen Bachelorarbeit. Bremen 2013
- [16] Würzburg, N.: Experimente zur vertikalen Flammenausbreitung längs oberflächenstrukturierter PMMA-Proben; Einfluss der Probendicke, Universität Bremen Bachelorarbeit. Bremen 2015
- [17] Stein, A. B.: Upward Flame Propagation Test (NASA-STD 6001): Experimentelle Untersuchung der Flammenausbreitung längs zylindrischer PMMA-Proben, Universität Bremen Bachelorarbeit. Bremen 2015
- [18] Miyamoto, K., Huang, X., Hashimoto, N., Fujita, O. u. Fernandez-Pello, A. C.: Limiting oxygen concentration (LOC) of burning polyethylene insulated wires under external radiation. *Fire Safety Journal* 86 (2016), S. 32–40
- [19] FLIR Systems Inc.: FLIR TAU 2. Longwave Infrared Thermal Camera, Wilsonville (USA) 2014
- [20] Ludger Keifler: Dampfmodellbau - Zubehör. <http://www.dampfmodellbau-keifler.de/>, abgerufen am: 20.12.2016
- [21] Evonik Industries AG - Acrylic Polymers: Das Brandverhalten von PLEXIGLAS®, Darmstadt 2012
- [22] Evonik Industries AG - Acrylic Polymers: Technische Information - PLEXIGLAS®, Darmstadt 2013
- [23] Thyssenkrupp Materials International GmbH: Werkstoffdatenblatt 1.4307, Essen 2011
- [24] Bikar-Metalle GmbH: Werkstoffdatenblatt EN AW-7075, Bad Berleburg
- [25] Evonik Röhm GmbH: Tipps zur Verarbeitung von Massivplatten aus PLEXIGLAS®. Verarbeitungsrichtlinien, Darmstadt 2010
- [26] Evonik Performance Materials GmbH: Technische Information - ACRIFIX® 2R 0190, Darmstadt 2015
- [27] Evonik Performance Materials GmbH: Technische Information - ACRIFIX® CA 0020, Darmstadt 2015
- [28] Evonik Performance Materials GmbH: Technische Information - ACRIFIX® TC 0030, Darmstadt 2015

- [29] Meyer, F.: Analyse experimenteller Ergebnisse zur Untersuchung der  
Flammenausbreitung längs oberflächenstrukturierter PMMA-Proben unter Normal- und  
Mikrogravitation, Universität Bremen Masterarbeit. Bremen 2016



