

Schlussbericht

<p>Zuwendungsempfänger:</p> <p>Universität Bremen, Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation (ZARM)</p>	<p>Förderkennzeichen:</p> <p>50 WM 2064</p> 
<p>Vorhabensbezeichnung:</p> <p>TOPOFLAME-II</p> <p>Aufbau und Durchführung eines TEXUS-Experiments zur Untersuchung der Flammenausbreitung längs zylindrischer PMMA-Proben bei reduziertem Druck und erhöhter Sauerstoffkonzentration</p>	
<p>Laufzeit des Vorhabens:</p> <p>01.01.2020 – 30.06.2023</p>	

In Zusammenarbeit mit:



Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Klimaschutz

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt

Inhaltsverzeichnis

1	Kurze Darstellung.....	3
1.1	Aufgabenstellung	3
1.2	Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde	3
1.3	Planung und Ablauf des Vorhabens	5
1.4	Wissenschaftlicher und technischer Stand zu Vorhabensbeginn	7
1.5	Zusammenarbeit mit anderen Stellen	11
2	Eingehende Darstellung	12
2.1	Verwendung der Zuwendung und des erzielten Ergebnisses im Einzelnen.....	12
2.2	Wichtigste Position des zahlenmäßigen Nachweises.....	41
2.3	Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit	41
2.4	Voraussichtlicher Nutzen & Verwertbarkeit der Ergebnisse	42
2.5	Bekannt gewordener Fortschritt bei anderen Stellen.....	43
2.6	Veröffentlichungen	43
	Literatur	44
	Anlage.....	46

1 Kurze Darstellung

1.1 Aufgabenstellung

Bei dem Projekt handelt es sich um ein Anschlussvorhaben zum Vorläuferprojekt TOPOFLAME. Hierin erfolgt der Aufbau des TEXUS-Experiments sowie die Weiterentwicklung des numerischen Codes zur Simulation der Verbrennung unter μg -Bedingungen. Im Rahmen des Projektes soll auch die sehr erfolgreiche thematische Kooperation mit Japan und den USA fortgeführt werden, die in gemeinsamen Experimenten sowohl am Fallturm Bremen, im japanischen ISS-Modul KIBO, auf unbemannten ISS-Versorgungsraumfahrzeugen als auch in dem beantragten TEXUS-Flug bestehen soll. Alle diese Vorhaben haben gemeinsam zum Ziel, die Feuersicherheit in der astronautischen Raumfahrt zu erhöhen, indem neuartige Standards entwickelt werden, die nicht nur die Materialauswahl auf grundlagen-basierte Kriterien stellen soll, sondern darüber hinaus Konstruktionsrichtlinien für Materialverbunde und eine, die Sicherheit gegen Brandausbreitung erhöhende Gestaltung erarbeiten soll. Das Gesamtziel des Vorhabens ist es also, die Flammenausbreitung längs fester Brennstoffe sowohl unter normal-g- als auch unter Mikrogravitationsbedingungen verstehen zu lernen und analytisch und numerisch zu beschreiben. Den Hintergrund bildet die astronautische Raumfahrt, bei der die Feuersicherheit einen hohen Stellenwert hat. Dies umso mehr, als Explorationsmissionen mit langer Flugdauer und eingeschränkter Fluchtmöglichkeit in den Fokus zukünftiger Planungen gerückt sind. Erschwerend kommt hierbei hinzu, dass im Gegensatz zur Atmosphäre auf der ISS (Standard-Atmosphäre) für derartige Missionen eine Atmosphäre niedrigeren Drucks aber erhöhter Sauerstoffkonzentration vorgesehen wird. Es wird erwartet, dass dies die Feuersicherheit grundsätzlich nachteilig beeinflusst.

Das im Rahmen des Projektes zu entwickelnde TEXUS-Experiment besteht aus 5 Brennkammern in den PMMA-Proben während des Fluges untersucht werden sollen. Um den Einfluss des Probenrandes zu unterdrücken, sollen zylindrische Proben unterschiedlichen Durchmessers untersucht werden. In fünf gleichen Brennkammern sollen fünf PMMA-Proben mit den Durchmessern 5, 10, 15, 20 und 25 mm gleichzeitig und unter gleichen Atmosphärenbedingungen untersucht werden. Diese sind durch einen Druck von 700 hPa bei einer Sauerstoffkonzentration von 26,5 % bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 20 cm/s definiert. Die Versuche sollen im Gleichstrom, also bei Entzündung der Proben an ihrem Stromaufende erfolgen. Die Verbrennung soll mittels Infrarot-Kameras und Kameras im sichtbaren Spektrum beobachtet werden. Während die VIS-Kameras eine Vermessung der Flammenlänge erlauben, geben die IR-Kameras die Sicht durch die Flamme hindurch auf die Probenoberfläche und deren Temperaturverteilung frei. Gemessen werden also die Propagationsgeschwindigkeiten der Pyrolysefront und des Abbrand-Endes sowie die Flammenlänge über der Zeit. Darüber hinaus sollen in jeder Brennkammer die O_2 - und CO_2 -Konzentrationen im Abgas sowie die Masse an integral gebildetem Ruß gemessen werden.

Mit Hilfe dieser Daten soll die parallel erfolgende Simulation validiert werden und so Informationen zur Übertragung von 1g-Daten auf μg -Verhältnisse gewonnen werden. Das Ziel muss und soll es bleiben, mit Hilfe von 1g-Daten verlässliche Voraussagen für das Verhalten unter Mikrogravitation treffen zu können.

1.2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

Dieses Anschlussvorhaben baut auf den Erkenntnissen aus dem Vorgängerprojekt TOPOFLAME (FKZ: 50 WM 1747) auf. In Rahmen dieses Vorhabens wurden u.a. als Teil des SAFFIRE-Programmes der NASA Topologieeffekte auf die Flammenausbreitungsgeschwindigkeit entlang strukturierter PMMA-Proben in Mikrogravitation untersucht. Die Erkenntnisse aus dieser Forschung bilden zusammen mit den 1g Referenzversuchen, die ebenfalls im vorherigen Vorhaben durchgeführt wurden, die wissenschaftliche Grundlage für die geplanten Experimente in dem Anschlussvorhaben.

Als weitere Grundlage dienten die Experimente und die Entwicklung des Aufbaues der studentischen Gruppe UB-FIRE im Rahmen des REXUS/BEXUS-Programmes vom DLR und der ESA (geflogen auf REXUS 20). Die Projektgruppe entwickelte ein Experimentaufbau, der zur Untersuchung von fünf unterschiedlich strukturierten PMMA-Proben unter Mikrogravitation genutzt wurde. Das Experimentdesign diente als Vorlage für die Entwicklung des Experimentaufbaues für die TEXUS-Mission.

1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Das Vorhaben TOPOFLAME-II gliedert sich in 7 Arbeitspakete (AP), welche in der nachfolgenden Tabelle aufgelistet werden.

Tabelle 1: Arbeitspaketplanung

Arbeitspaket	Beschreibung
AP 1	Konstruktion des TEXUS-Experimentmoduls
AP 2	Bau des TEXUS-Experimentmoduls
AP 3	Testphase des TEXUS-Experimentmoduls
AP 4	Fertigstellung des numerischen Simulationscodes in OpenFOAM
AP 5	Validierung des Simulationscodes anhand vorliegender Experimentergebnisse
AP 6	TEXUS-Experimentkampagne
AP 7	Dokumentation, Berichte, Veröffentlichungen

Neben den dargestellten Arbeitspaketen ergeben sich aus der Projektplanung drei Meilensteine, welche zentrale Ereignisse in Bezug auf den Experimentaufbau sowie die Experimentdurchführung beschreiben:

- **Ende Juni 2020:** TEXUS PDR (preliminary design review)
- **Ende September 2020:** TEXUS CDR (critical design review)
- **Ende Juni 2021:** TEXUS IPR (integration progress review)
- **Ende Oktober 2021:** TEXUS EAR (experiment acceptance review)

Die ursprünglich geplante zeitliche Abfolge der Arbeitspakete sind zusammen mit den Meilensteinen in **Abbildung 1** dargestellt. Es ist zu beachten, dass die Laufzeit des Vorhabens um sechs Monate bis zum 30.06.2023 verlängert wurde. Dies erfolgte aufgrund der kurzfristigen Möglichkeit, das Experiment auf TEXUS 59 erneut zu fliegen. Die Verlängerungsphase ist in der nachfolgenden Abbildung nicht dargestellt.

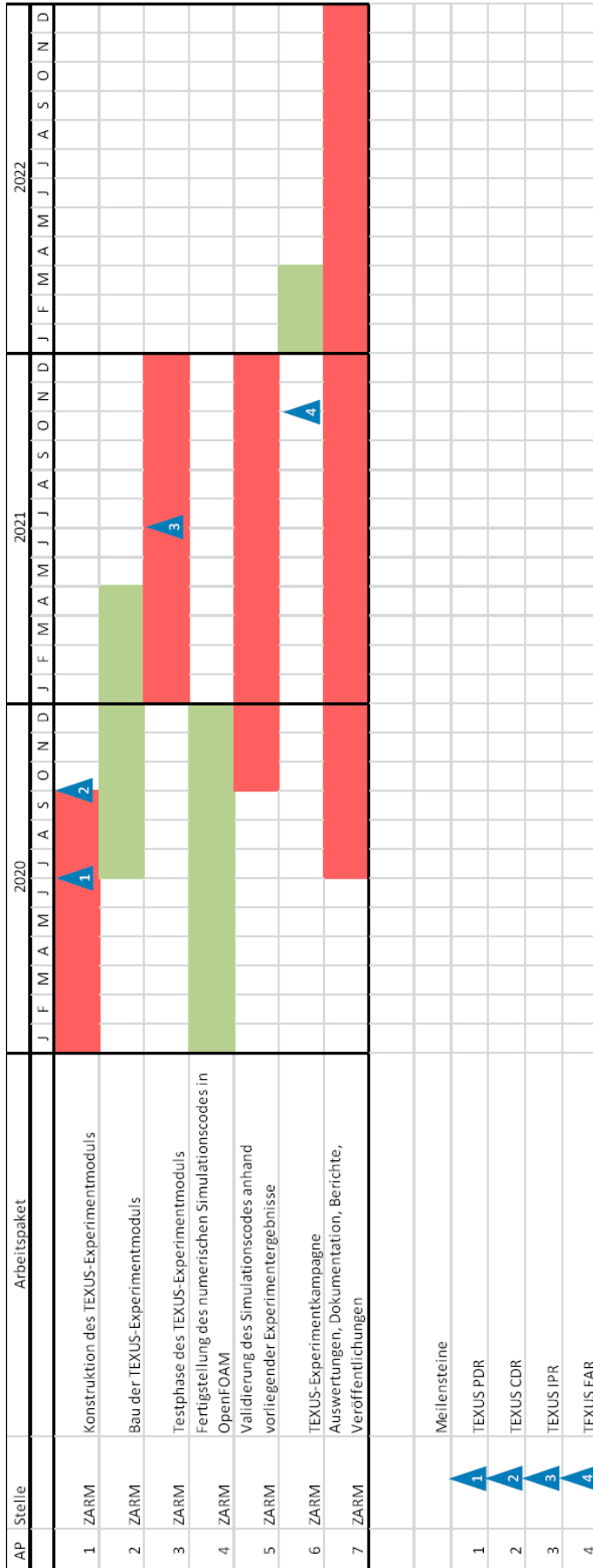


Abbildung 1: Zeitplanung der Arbeitspakete inkl. Meilensteinplanung

Die Konstruktion Experimentes (Arbeitspaket 1) hat sich durch die verspätete Einstellung des technischen Mitarbeiters leicht verzögert. Dennoch konnten die anknüpfenden Arbeitspakete 2-3 gemäß Zeitplanung abgeschlossen werden. Das Arbeitspaket 4 und das darauf aufbauende Arbeitspaket 5 konnten jedoch nicht in der ursprünglich geplanten Zeit abgeschlossen werden. Detaillierte Ausführungen dazu sind in **Kapitel 2.1** aufgeführt. Zeitliche und inhaltliche Anpassungen der einzelnen Arbeitspakete werden in **Kapitel 2.1** beschrieben und erläutert.

Um den Wiedererkennungswert und die Projektzugehörigkeit zu steigern wurde ein Projektlogo erstellt, welches in **Abbildung 2** dargestellt ist.

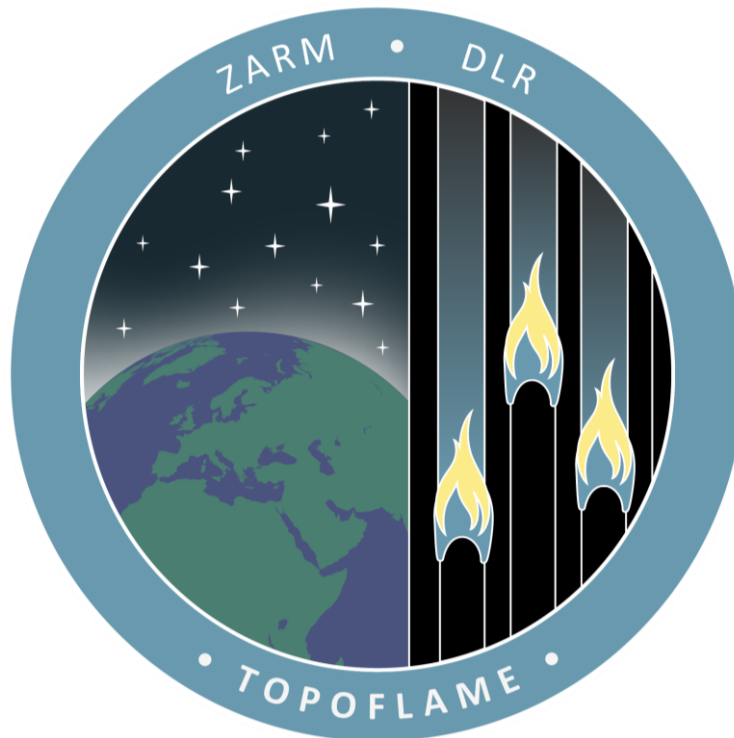


Abbildung 2: Projektlogo TOPOFLAME

1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand zu Vorhabensbeginn

Den Beginn der gezielten Bemühungen zur Schaffung von Sicherheitsstandards bzgl. Feuersicherheit in der Raumfahrt markiert das Apollo-1 Unglück am 27. Januar 1967 bei dem drei Astronauten in der Apollo-Kapsel bei Tests auf dem Launch-Pad verbrannten. Die Atmosphäre in der Apollo-Kapsel bestand nominal aus 100 % O₂ bei 345 hPa. Durch fehlerhafte Steuerung während des Brandes wurde dieser Druck auch noch auf mehr als 1100 hPa erhöht (durch zusätzliche O₂ Zufuhr zu den Raumanzügen) bis die Luke barst.

Im Jahr nach dem Unglück wurden viele Dinge geändert. Unter anderem [1]:

- Atmosphäre auf dem Pad 60 % O₂/ 40 % N₂, die während des Aufstiegs allmählich auf die 100 % O₂ bei 345 hPa angepasst wurden. Diese angereicherte Atmosphäre wurde nach intensiven Flammbarkeitstests gewählt.
- Rohrleitungen, die Sauerstoff unter Hochdruck führten wurden aus rostfreiem Stahl anstelle aus Aluminium ausgeführt.
- Hartlotverbindungen in Wasser-Glycol Kühlleitungen wurden mit einer inertisierenden Beschichtung ausgeführt.

- Brennbare Materialien wie Nylon und andere leicht entflammbare Kunststoffe wurden ersetzt.
- Schreibpapier wurde gegen ein schwerer entflammbares dichteres Papier ersetzt.
- Kabel, die mit feuersicherem, aber sehr leicht zu beschädigendem Teflon isoliert waren wurden durch weitere Überzüge geschützt. Stau-Container wurden in Aluminium anstelle Kunststoffe ausgeführt.
- Flammbare Materialien wurden in feuersicheren Containments verstaut.
- Kabelverbindungen wurden feuersicher überzogen.
- Kunststoffschalter wurden gegen Metallschalter ersetzt.
- Mechanische Befestigungen ersetzen Klettverschlüsse.
- Handfeuerlöcher wurden implementiert

Diese Maßnahmen allein führten zu einer Gewichtszunahme von rund 2000 Kilogramm.

Tatsächlich war das Apollo 1 Unglück nicht das erste bei hohen Sauerstoffkonzentrationen. Im September 1962 starben zwei Ingenieure in einem Space Cabin Simulator als ein Feuer bei 100 % O₂ und 345 hPa einen CO₂-Wäscher entzündete. Im November desselben Jahres erlitten vier Besatzungsmitglieder einer Naval Test Chamber schwere Verbrennungen als ihre Kleidung beim simplen Austausch einer defekten Glühbirne in einer 100 % O₂/ 345 hPa-Atmosphäre Feuer fing [2].

Seit dem Beginn des Space-Shuttle Programms, wie auch im russischen Sojus-Programm wird an Bord der bemannten Habitate eine Atmosphäre verwendet, die der auf der Erde in etwa entspricht (20 % O₂/ 1000 hPa). Um Ressourcen zu sparen und aus Gewichtsgründen ist allerdings für zukünftige Explorationsmissionen (zu Mond und Mars) wieder eine angereicherte, sogenannte „near-normoxic“ Atmosphäre mit 34 % O₂/ 560 hPa vorgesehen.

Basierten die Maßnahmen nach dem Apollo 1 Unglück (offiziell zunächst Apollo 204) noch mehr oder weniger auf erratischen case-to-case Entscheidungen, so wurde erst im Jahr 1998 erstmals für den Bereich der NASA ein Standard für die Qualifizierung von Raumfahrtmaterialien gegen Entflammbarkeit eingeführt. Dieser NASA-STD-6001B wurde im Laufe der Jahre mehrmals geringfügig modifiziert und ist in seiner aktuellen Fassung vom April 2016 gültig.

Bei diesem Test wird eine flache Probe des zu untersuchenden Materials mit einer Breite von 65 mm und einer Länge von 300 mm senkrecht stehend in einer 1g-Testkammer von rund 1 m³ Rauminhalt am unteren Ende entzündet. Die Zündung kann entweder durch einen Widerstands-Heizdraht oder einen pyrotechnischen Brenner entzündet werden. Das Material besteht den Test, wenn keine von fünf identischen Proben höher brennt als 150 mm bevor sie von selbst verlöscht. Außerdem darf die Probe keine brennenden Partikel versprühen oder brennend abtropfen, was durch ein untergelegtes Blatt Papier nachgewiesen wird.

Zwar sind die Proben derart spezifiziert, jedoch enthält der Standard auch den Hinweis, dass Material nur in der für die Anwendung vorgesehenen Form getestet werden darf, und dass das Material umgekehrt nur in der getesteten Form verwendet werden darf. Materialien, die den Test nicht bestehen, dürfen dennoch verwendet werden, wenn keine Alternativen verfügbar sind und wenn speziell zu definierende Sicherheitsvorkehrungen getroffen werden. Daraus abgeleitete Standards für den Bereich der ESA sind die ECSS-Q-ST-70-21-C [3] und die ISO Norm ISO 14624-1A [4]. Bezeichnend ist, dass die Standards verschiedentlich den Hinweis enthalten, dass im Falle uneindeutiger Testergebnisse der Verantwortliche des Bereiche Materials & Processes eine Entscheidung trifft. Subjektive Entscheidungen können also nicht ausgeschlossen werden. Dies entspricht allerdings auch dem Stand des Wissens, der astronautische Raumfahrt nach rein objektivierten Sicherheitskriterien nicht ermöglicht.

Dieser Standard steht im Bereich der wissenschaftlichen Forschung seit vielen Jahren in der Kritik. Einige Kritikpunkte sind:

- Versuchsbedingungen und Auswahlkriterien sind eher zufällig definiert und berücksichtigen nicht die grundsätzlich unterschiedlichen Bedingungen der Zündung, Verbrennung und Verlöschung unter Mikrogravitationsbedingungen.
- 1g-Qualifikationstests sind grundsätzlich nicht zu beanstanden. Allerdings sollte sichergestellt sein, dass worst-case Bedingungen abgebildet werden. Dass also ein Material, das unter Testbedingungen besteht, sich auch in der Schwerelosigkeit eines orbitalen Habitats nicht gefährlicher verhält.
- Der Verarbeitungszustand eines Materials auf einer Raumstation entspricht nur in Ausnahmefällen der vorgeschriebenen Form der Teststandards. Formeffekte und Effekte, die sich aus Materialverbänden ergeben, werden im Test nicht abgebildet.

Seither wird versucht, diese recht zufällig anmutenden und zum Teil widersprüchlichen Forderungen der Standardtests durch eine auf wissenschaftlichen Grundlagen basierende Beurteilung zu ersetzen. Dies ist bisher aufgrund der Komplexität der Aufgaben aber auch nur sehr bedingt gelungen. Daher wird auch großes Gewicht auf die anderen Aspekte der Feuersicherheit wie Vermeidung von Zündquellen, Branderkennung durch Sensoren, Sensorenetzwerke und Expertensysteme zur Brandbeurteilung und Entwicklung von Brandbekämpfungsstrategien und letztlich auf die Suche nach geeigneten Löschmethoden, die weder die Besatzung gesundheitlich beeinträchtigen, noch die Technik an Bord nachhaltig schädigen [5-32]. Als wahrscheinlichste Zündquelle werden elektrische Kurzschlüsse und überhitzte Kabelstränge oder elektrisch oder anders aufgeheizte Komponenten angesehen. Daher wird auf die Auswahl geeigneter Isolationsmaterialien und auf die Entflammung von Kabeln großes Augenmerk gelegt [5, 8, 11, 16]. Die Entwicklung geeigneter Sensorenetzwerke und von online-Brandsimulationen werden als wichtiger, aber äußerst anspruchsvoller Aspekt verfolgt. Hier werden Ansätze aus dem terrestrischen Bauingenieurwesen verfolgt [33]. Einen Überblick über die Problematik und die Entwicklungsziele von Feuerbekämpfungsmaßnahmen und Strategien zum „post fire clean-up“ geben Ruff und Urban [24].

Brände und die Flammenausbreitung über festen Brennstoffen verhalten sich in der Schwerelosigkeit grundsätzlich anders als auf der Erde. Ein vergleichsweise positiver Aspekt ist zunächst die Tatsache, dass in der Schwerelosigkeit kein Feuer selbsterhaltend brennen kann und jedes Material auch in reiner Sauerstoffumgebung nach unterschiedlich langen Zeiten von selbst verlöscht. Die **Abbildung 3** zeigt diesen Umstand im Bereich nahe der Ordinate, die den Bereich des Verlöschens durch Strahlungsverluste darstellt. Der Punkt 1 in **Abbildung 3** zeigt den Punkt der am Boden getestet werden kann und ist die Sauerstoffkonzentration bei der eine Probe unter Auftriebskonvektion gerade noch brennt. Bläst man die Probe an, muss die Sauerstoffkonzentration erhöht werden um Brennen zu ermöglichen (Punkt 2). Alle Bedingungen links von Punkt 1 können am Boden nicht getestet werden. Hier sind die Anströmgeschwindigkeiten niedriger als die natürliche Konvektion. Man sieht aber, dass die minimale Sauerstoffkonzentration und die minimale Strömungsgeschwindigkeit für stabiles Brennen niedriger als unter 1g testbar sein können (Punkt 5). Dieser Punkt lässt sich nur simulativ (Kenntnis der Zusammenhänge vorausgesetzt) oder durch Experimente unter reduzierter Schwerkraft ermitteln.

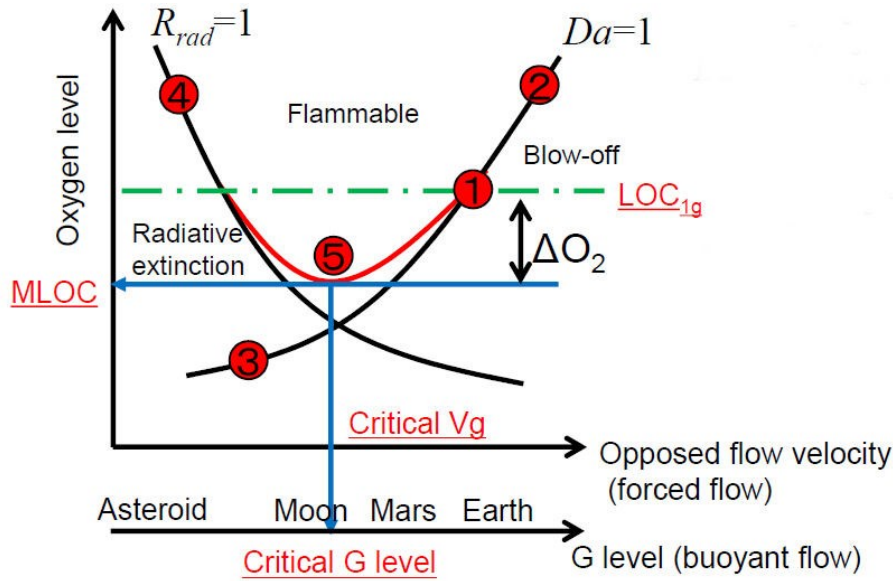


Abbildung 3: Die schematische Darstellung zeigt das Brennverhalten von Proben in Abhängigkeit von Strömungsgeschwindigkeit und Sauerstoffkonzentration [34].

Ein Weg, zu einer besser anwendbaren und interpretierbaren Materialauswahl zu kommen, als durch ein simples pass/fail Entscheidungsmuster des NASA-STD-6001 Test 1 ist es, von Probe zu Probe des Test 1 Programms die Sauerstoff-Konzentration zu reduzieren. Dabei wird der Upward Limiting Oxygen Index (1g-ULOI und die Maximum Oxygen Concentration (1g MOC) bestimmt, die beide gleichermaßen zur Verlöschung der Probe führen. Der 1g ULOI ist definiert, als die Sauerstoff-Konzentration, bei der ein Material das NASA-STD-6001 Test 1 Kriterium des Verlöschens innerhalb von 150 mm Propagationslänge in der Hälfte aller identischen Tests besteht. Der 1g MOC Wert ist definiert als die Sauerstoff-Konzentration bei der mindestens fünf Proben das Kriterium des Test 1 bestehen und bei der mindestens eine Probe bei einer Sauerstoff-Konzentration von nur 1 vol% höher durchfällt (siehe **Abbildung 4**).

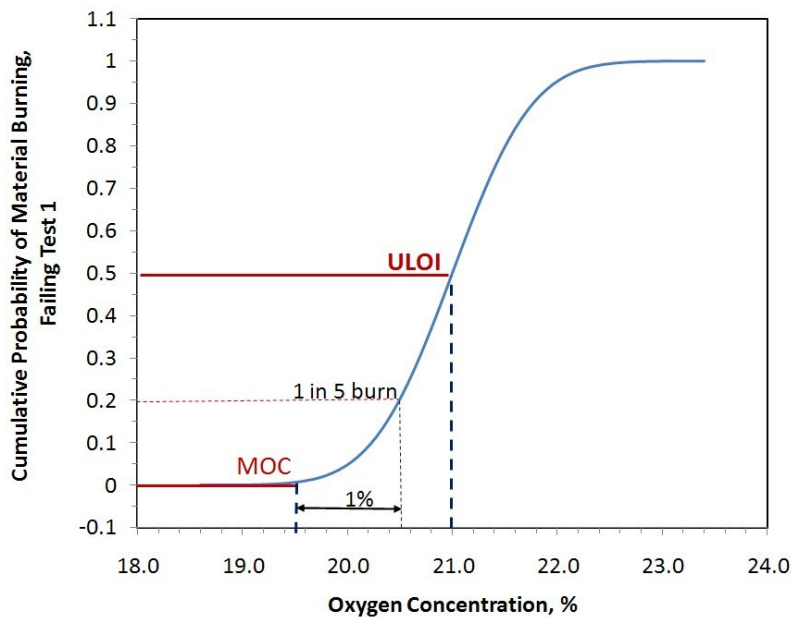


Abbildung 4: Wahrscheinlichkeit, ob ein Material brennt oder nicht, durch Definition des Upward Limiting Oxygen Index (ULOI) und der Maximum Oxygen Concentration (MOC) [21]

1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Auf technischer Seite erfolgte eine enge Zusammenarbeit mit dem TEXUS-Team von Airbus Defence & Space (ADS). Im Vorfeld wurden die Anforderungen an die Experimenthardware definiert und folgende Arbeitsteilung festgelegt:

- **ZARM:** Entwicklung und Bau der 5 Flugbrennkammern (plus 1 Ersatzbrennkammer): Die Brennkammern sind mit wissenschaftlichen Proben sowie Messsensorik sowie jeweils einer IR-Kamera ausgestattet.
- **ADS:** Entwicklung des Experimentmoduls nach vorgegebener Anforderung, Integration der Brennkammern in das Modul.

Zusätzlich wurden Shaker-Tests bei der ZARM FAB mbH durchgeführt, um die Experimenthardware für den Flug zu qualifizieren. Während der Raketenkampagne erfolgte zudem eine Zusammenarbeit mit OHB, die das TEXUS-Service-Modul zur Verfügung stellen und DLR-MORABA, die für den Raketenstart verantwortlich sind und die Schnittstelle zu ESRANGE und zur Swedish-Space Corporation (SSC) darstellen.

Auf wissenschaftlicher Seite erfolgte enge Zusammenarbeit mit dem SAFFIRE Forschungsverbund und dem FLARE Projektdurchgeführt werden. SAFFIRE ist das Acronym für ein NASA-Forschungsprogramm zur Feuersicherheit unter Nutzung des Raumtransporters CYGNUS (Northrop Grumman) für großräumige Verbrennungsexperimente. Bisher sind derartige Experimente auf sechs CYGNUS-Flügen festgelegt. Die Ergebnisse eines SAFFIRE-Experimentes haben zur Experimentdefinition beigetragen, während die Ergebnisse eines zweiten Experimentes die Ergebnisse der im Rahmen dieses Vorhabens durchgeführten Experimente komplementieren werden.

FLARE (Flammability Limits at Reduced Gravity) ist ein durch JAXA koordiniertes Programm. Hierin zielen Experimente vor allem auf die Bestimmung des Mindest-Sauerstoffbedarfs und der Mindest-Strömungsgeschwindigkeit zur Aufrechterhaltung eines Brandes unter reduzierter Schwerkraft.

Die Definition der vorliegend beantragten TEXUS-Experimente und der Probengeometrien erfolgten in Zusammenarbeit mit Dr. Sandra Olson (NASA Glenn Research Center). Dr. Olson ist sowohl Partner des SAFFIRE- als auch des FLARE-Projektes und verfügt über jahrzehntelange Erfahrung im Bereich der Forschung zur Feuersicherheit in der astronautischen Raumfahrt.

Auch das ESA Topical Team „Exploration Fire Safety (ExFireS)“ war über regelmäßige Meetings in der Entwicklung der Experimente und der Ergebnisverwertung beteiligt.

2 Eingehende Darstellung

2.1 Verwendung der Zuwendung und des erzielten Ergebnisses im Einzelnen

Im Folgenden werden die Fortschritte bzw. die wissenschaftlich-technischen Ergebnisse anhand der Arbeitspaketstruktur (siehe **Tabelle 1**) berichtet.

2.1.1 AP 1: Konstruktion des TEXUS-Experimentmoduls

Das Experimentmodul wurde arbeitsteilig zwischen AIRBUS und ZARM entwickelt. Die Aufgabenteilung bestand darin, dass ZARM die fünf Experimentkammern entwickelt, konstruiert und baut sowie die Messtechnik, bestehend aus IR-Videographie, Rußfilterung, O₂-, CO₂ und Feuchtemesstechnik auswählt und beschafft. Außerdem legt ZARM die Versuchsbedingungen fest und liefert die Massenstromregler zur Einstellung der Gasströmung während der Versuche. Airbus integriert die Komponenten in das Gesamtmodul, stellt die visuelle (VIS) Videographie, die Komponenten zur Haltung des Versuchsdrucks und die Experimentsteuerung bei.

Die **Abbildung 5** zeigt die Konstruktion einer Brennkammer, von denen fünf identische sowie eine Ersatzbrennkammer in AP 2 zu bauen sind.

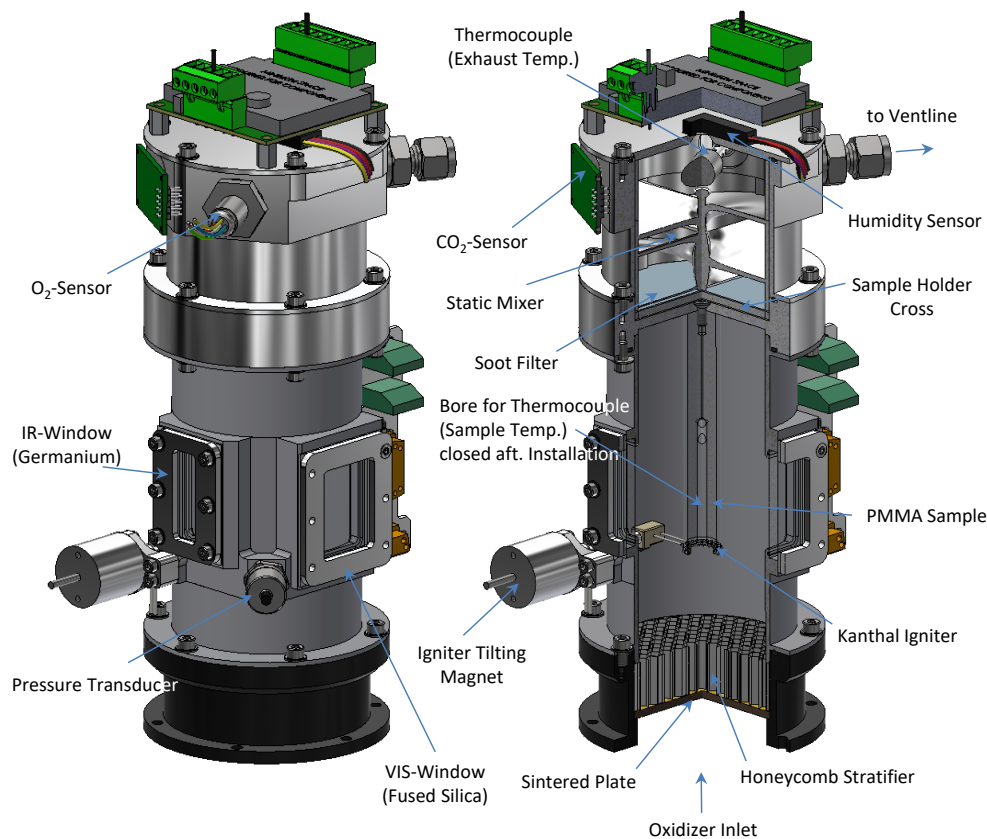


Abbildung 5: Versuchsbrennkammer des TEXUS-Experiments

Die **Abbildung 6** zeigt den Anschlussdom unterhalb der Brennkammern aus **Abbildung 5** sowie einen Massenstromregler, von denen je Brennkammer einer verbaut wird.

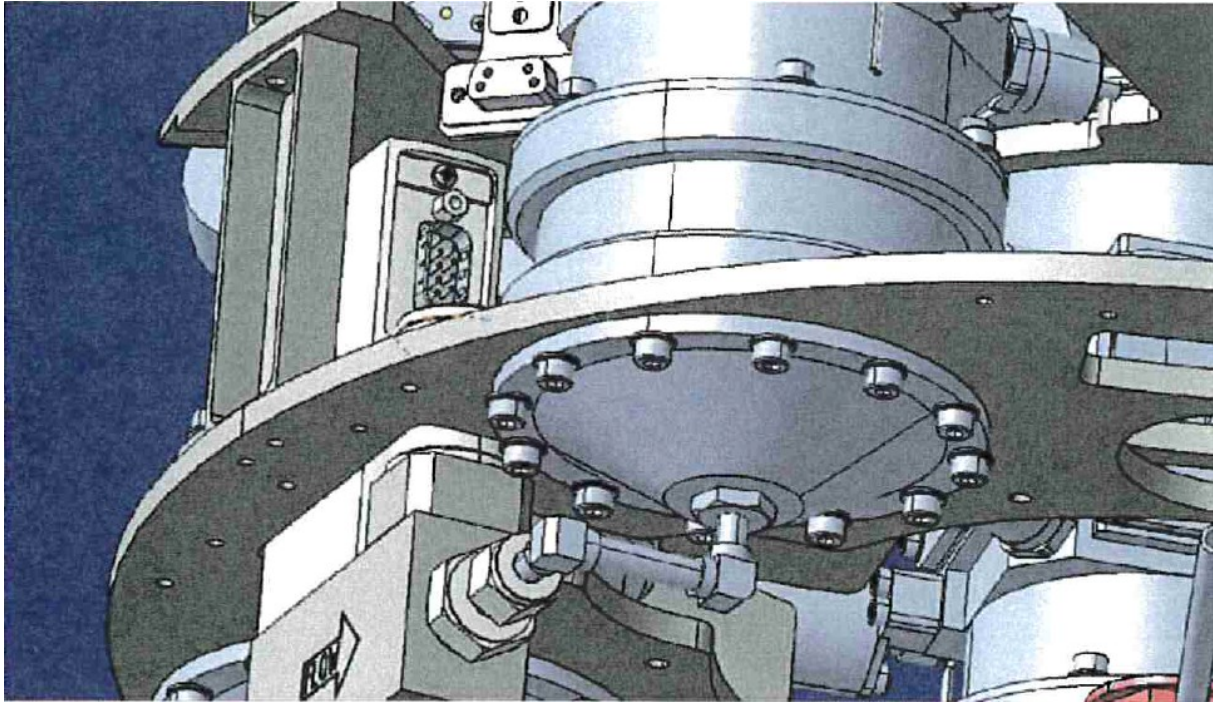


Abbildung 6: Anschlussdom einer Brennkammer zum Massenstromregler

Gemäß ERD (Dokument: TEX57-ADSB-RQ-0002 vom 29.10.2020) hat das Gesamtmodul folgende Daten:

Abgas: Druck wird in der gemeinsamen Auslassleitung gemessen

Houskeeping-Daten: Massenstromregler Soll- und Istwerte
Soll- und Istwert des Drucks der Brennkammern durch Einpunkt-Messung in der gemeinsamen Abgasleitung

Optisches System: Je Brennkammer 1 IR-Kamera:
 Kamerateyp: FLIR TAU2 640 x 512
 Spektralbereich: 7.5 - 13.54 μm
 Dynamik: 14bit
 Pixel Auflösung: 640 x 512 px
 Pixel-Größe: 17.4 μm
 Chipgröße: ca. 10.88 mm x 8.70 mm
 Blickwinkel (mit 9 mm Linse): 69° x 56°
 Min. Fokusabstand: 32 mm
 Kameradimension: (Lens + TAU2 Core + ThermalCapture): 45 x 45 x 60 mm³
 Kameramasse: 95 g
 Versorgungsspannung: 5V DC
 Leistungsaufnahme: < 1 0W (TAU2 core approx. 1.5 W)
 Bildrate: 8.33 f/s
 FOV: 29 x 85 mm

Je Brennkammer 1 VIS-Kamera:

Bildrate: 10 f/s

Pixel Auflösung: 1600 x 1200 px

FOV: 57 x 42 mm

Zündsystem: Kanthal AWG 29 Widerstandsheizdraht
5 mm Probe: l = 40 mm, 1.25 Ω , 5 V
10 mm Probe: l = 107 mm, 3.35 Ω , 13.5 V
15 mm Probe: l = 160 mm, 5 Ω , 20 V
20 mm Probe: l = 214 mm, 6.7 Ω , 27 V
25 mm Probe: l = 267 mm, 8.4 Ω , 33.5 V

Drehmagnet: D29-LOR-F-24 VDC
Nennspannung: 24 V
Nennstrom: 1020 mA
Nennwiderstand: 23.5 Ω
Einschaltdauer: 14%

CO₂-Sensor: SPRINT-IR-W-X-VH-20 (co2meter)
Messbereich: 0 – 20%
Samplingrate: 20 Hz
Genauigkeit: \pm 5 % Messwert
Auflösung: 10 ppm
Aufwärmzeit: < 1 min
Druckabhängigkeit: 0.13 % des Messwerts / hPa @ STP
Versorgungsspannung: 3.3 V
Stromaufnahme: 33 mA
Gewicht: 22 g
Dimensionen: 25 x 40 x 31 mm

O₂-Sensor: FIRST-Sensor XYA-Serie (Zirkoniumdioxid)
Einsatzbereich: 2 – 3000 hPa
Messbereich: 0 – 100 %
Versorgungsspannung: 4.35 V
Stromaufnahme: 1.85 A

Nach dem ersten Flug auf TEXUS 57 (Herbst 2022) wurde das Setup, wie eingangs bereits erwähnt, modifiziert und die Brennkammern umkonstruiert. Aufgrund der sehr hohen Temperaturen wurde als Material für den unteren Teil der Brennkammern ebenfalls Aluminium vorgesehen (vorher POM). Zudem wurden die CO₂ und Feuchtigkeitssensoren aus dem Aufbau entfernt, da sie die hohen

Verbrennungstemperaturen nicht standhalten konnten. Die Brennkammern wurden mit neuen Proben (Durchmesser: 6,35; 7,5; 9,5; 12,7; 15 mm) vorgesehen.

2.1.2 AP 2: Bau des TEXUS-Experimentmoduls

Die fünf Brennkammern sowie eine Brennkammer, als Engineering-, Test- und Ersatzbrennkammer für die Flugkampagne wurden gefertigt, mit instrumentierten PMMA-Proben ausgestattet, mit ausgebrannten Rußfiltern ausgestattet, Leckage-getestet, elektrisch und elektronisch getestet und Ende 2020 an Airbus ausgeliefert.

Die **Abbildung 7** zeigt die fünf Flugversionen der Brennkammern. Während Verbrennungstests mit den Versuchsparametern wie während des TEXUS-Fluges vorgesehen, jedoch unter 1g-Bedingungen fiel ein geringfügiger Drall der Strömung in der Brennkammer auf. Dieser Drall konnte einer Rückwirkung des einseitig angeordneten Auslasses zugeschrieben werden. Um diesen Drall abzubauen wurde im oberen Sensorbereich der Auslassöffnung ein Kupferrohr mit einer Reihe von Einlassöffnungen vorgeschaltet. Diese Anordnung ist beispielhaft in **Abbildung 8** zu sehen. Mittels dieses Auslass-sammlers, der die Öffnungen gleichmäßig auf den Umfang verteilt, konnte dieser Drall vollständig abgebaut werden. Alle Brennkammern wurden mit diesen Auslässen ausgestattet und getestet.



Abbildung 7: Flugversionen der Brennkammern vor der Auslieferung an Airbus

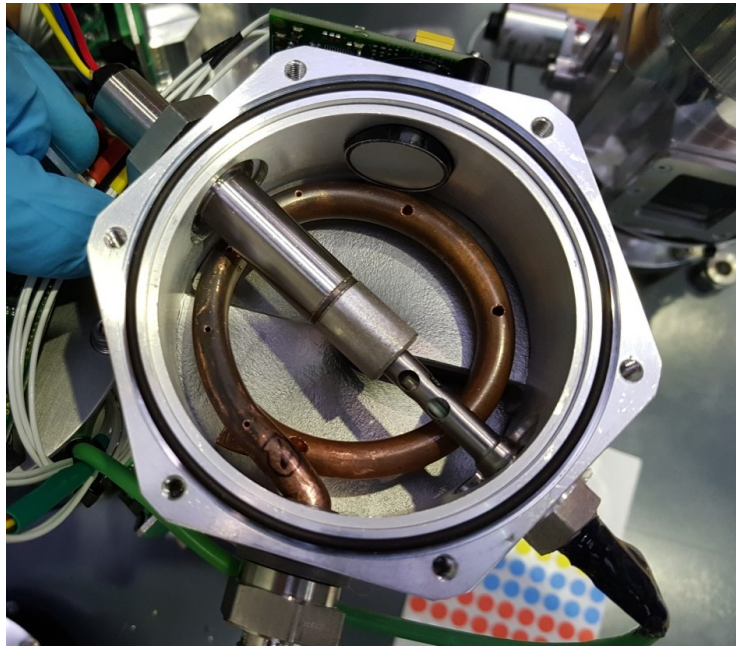


Abbildung 8: Zusätzlicher Auslass-Sammler, der das Abgas über sieben, über den Umfang verteilte Bohrungen, mit stromauf zunehmendem Bohrungsdurchmesser aufnimmt. Hierdurch konnte der Drall der Strömung in der Brennkammer abgebaut werden. Zu erkennen sind ebenfalls der statische Mischer (3D-gedruckt), der beheizte O₂-Sensor (von oben links), der CO₂-Sensor (von oben) und der Abgas-Temperatursensor (von unten rechts).

Die **Abbildung 9** zeigt den Blick durch das VIS-Fenster auf die Probe mit 25 mm Durchmesser. Man erkennt den Widerstands-Heizdrahtzünder und das im Zentrum, 2 cm über dem unteren Ende in der Probe vergossene Thermoelement.



Abbildung 9: 25 mm Probe in der Brennkammer mit Zünder und zentral vergossenem Thermoelement (2 cm über Zündende)

Die **Abbildung 10** zeigt den Belegungsplan des elektrischen Interfaces, welches an allen Brennkammern identisch verbaut ist.

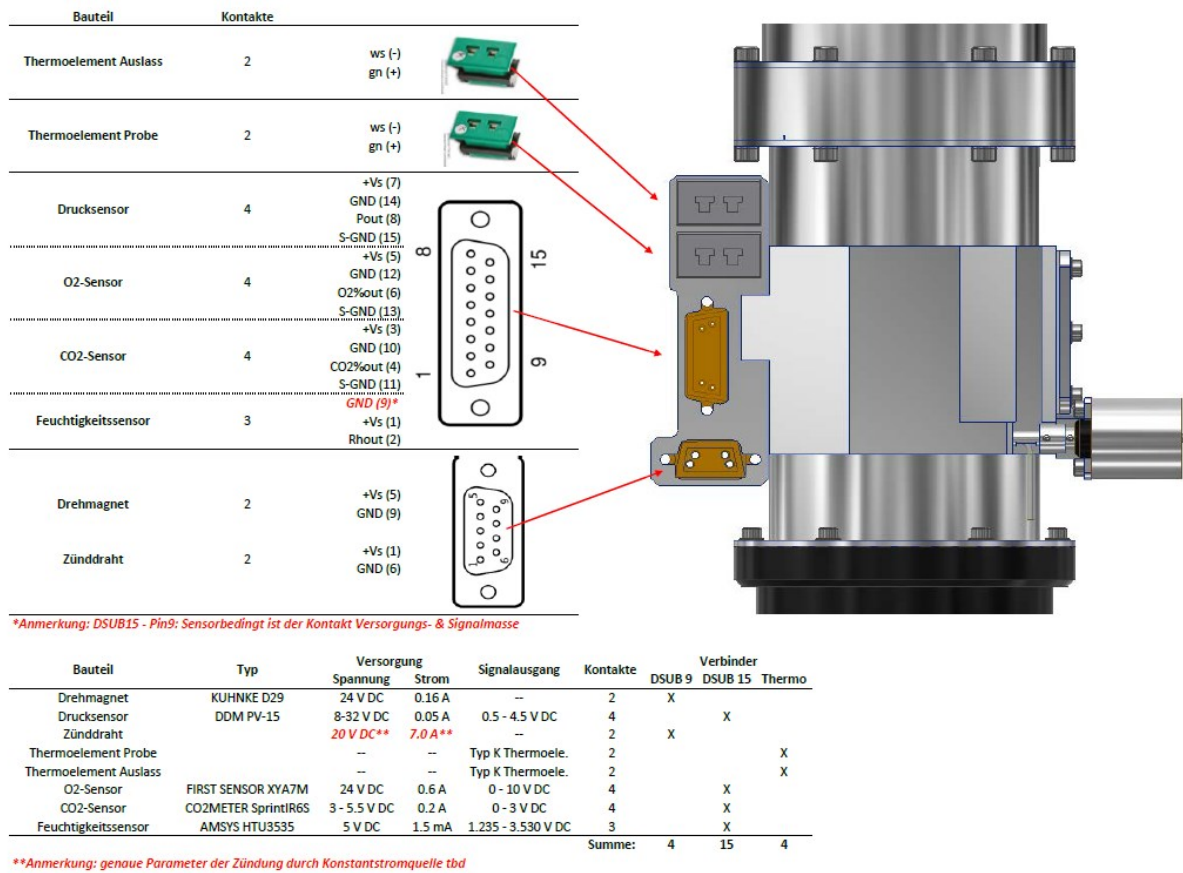


Abbildung 10: Belegungsplan der elektrischen Interface-Boards

Parallel zum Bau und Test der Brennkammern am ZARM wurde bei Airbus DS in enger Abstimmung das Experimentmodul für die TEXUS Sounding Rocket entwickelt und aufgebaut. Nach Übergabe der fünf Brennkammern an Airbus DS Ende 2020, sowie der Fertigstellung eines Engineering Models, der Brennkammer, welches sowohl zu Testzwecken dient, als auch als Ersatz bei möglichem Ausfall einer Brennkammer während der Kampagne dienen soll, wurden die Brennkammern in das Experimentmodul integriert.

Die **Abbildung 11** zeigt das integrierte TOPOFLAME-Experimentmodul während der Verkabelung und Tests bei Airbus DS.

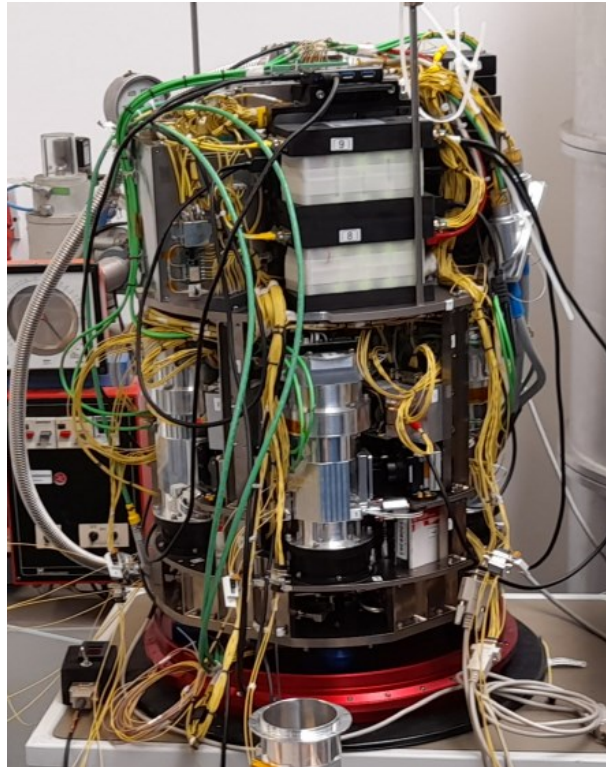


Abbildung 11: TOPOFLAME-Experimentmodul nach Integration während der Tests

Die Integration der an verschiedenen Orten gefertigten Komponenten erfolgte ohne Probleme und im Zeitplan. Dies betraf sowohl die mechanischen als auch die elektrischen und elektronischen Schnittstellen zur Experimentsteuerung, Zündung und der Messtechnik.

Parallel dazu wurden am ZARM für alle Probedimensionen mit Thermoelement und Zünddraht instrumentierte Ersatzproben gefertigt. Das Ni-CrNi-Thermoelement wurde dabei durch eine radiale Bohrung im Zentrum der Probe (2 cm oberhalb des unteren Zünd-Endes der Proben) platziert und dort mittels Plexiglas vergossen. Die beiden Thermoelement-Drähte wurden in sehr schmalen Nuten außen an der Probe nach oben geführt und in den Nuten vergossen.

In **Abbildung 12** ist das fertiggestellte TEXUS-Experimentmodul dargestellt.

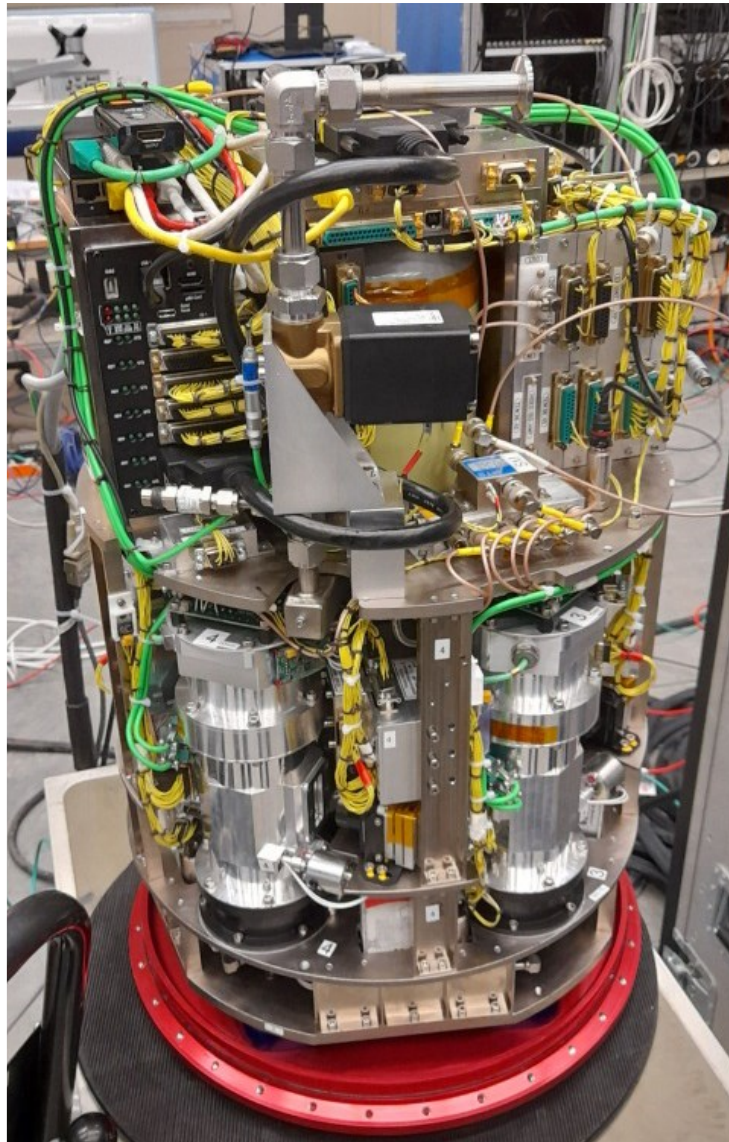


Abbildung 12: TOPOFLAME-Experimentmodul nach Abschluss aller Tests vor der Integration in die Raketenstruktur auf ESRANGE im Frühjahr 2022

Wie bereits in AP 1 erwähnt, wurden das Experimentmodul nach dem erfolgreichen TEXUS 57 Flug erneut für TEXUS 59 vorgesehen. Hierfür wurden die Änderungen an den Brennkammern umgesetzt und die Kammern neu aufgebaut.

2.1.3 AP 3: Testphase des TEXUS-Experimentmoduls

Nach Integration wurden die Funktionstests des TOPOFLAME-Moduls durchgeführt. Bereits im Vorfeld waren Shaker-Tests der Brennkammern auf dem Prüfstand der ZARM FABmbH erfolgreich durchgeführt worden. Das bei Airbus gefertigte Gesamtmodul wurde mit integrierten Brennkammern keinem Vibrationstest unterzogen.

Nach Integration und Entwicklung der Tests der elektrischen Verbindungen wurden zunächst die Kameras eingestellt und von Airbus DS in Absprache mit dem ZARM die Experimentablaufsequenz programmiert, sowie die Oberflächen zur Zustandsdarstellung und zum manuellen Schalten der Telemetrie-Kanäle. Diese Arbeiten erfolgten in mehreren Iterationen mit gelegentlichen Treffen zum Zweck der Präsentation und weiteren Abstimmung. Da die Labore von Airbus DS nur wenige

Kilometer vom ZARM entfernt sind, waren diese Abstimmungen sehr sinnvoll, schnell zielführend und sehr einfach.

Auf eine Besonderheit soll hier hingewiesen werden. Normalerweise wird mit Experimenten am Boden ein vollständiger Durchlauf test durchgeführt, um sicherzustellen, dass alle Komponenten über die Experimentdauer planmäßig funktionieren. Das ist mit dem TOPOFLAME Experiment nicht möglich, da die PMMA-Proben unter 1g-Bedingungen mit wesentlich größerer Wärmeentwicklung brennen, als unter Mikrogravitationsbedingungen. Insofern hätte ein Verbrennungstest sowohl die Germaniumfenster der Brennkammer, als auch die Abgassensoren stromab und das Proportionalventil zur Druckhaltung beschädigt oder zerstört. Daher erfolgte der Ablauf test mit fünf PMMA-Proben, die außerhalb der Brennkammern, aber mit gleichen Zündern und gleichem Zündstrom, entzündet wurden. Was bei diesem Test nicht realistisch getestet werden kann ist: die Temperatursignale der Proben, die Temperatur im Abgasstrang, die Signale der Abgassensoren (O_2 , CO_2 , Feuchte), die Temperatur des Proportionalventils zur Druckhaltung in den Brennkammern, der Gesamtmassenstrom am Proportionalventil, der durch die Verbrennungsgase gegenüber dem Leerstrom erhöht ist und das Wegschwenken der Zünder nach Zündung und einer Brenndauer, die lang genug ist, um sicherzustellen, dass die Zünddrähte nicht mehr durch die Probenenden gewickelt sind. Diese Funktion wurde mittels der Ersatzbrennkammer getestet, die als sechste Brennkammer parallel zum Experimentmodul in den Tests mitlief. Alle Signale und Signalgänge können getestet werden, jedoch nicht mit realen Werten.

Da es also keine Möglichkeit gibt, die thermische Belastung der Komponenten innerhalb ihrer Grenzwerten zu validieren, wurden Sicherheits- und Abbruchkriterien definiert, die eine oder alle Brennkammern bei Überschreitung von Grenzwerten abschalten. Dies wurde für notwendig erachtet, um das Gesamtmodul zu schützen und die Funktionsfähigkeit aller Payloads sicher zu stellen. Hierzu wurden zwei automatische Abbruchkriterien definiert. Das erste bezieht sich auf die Abgastemperatur. Diese wurde auf $400^\circ C$ als Maximalwert festgelegt. Überschreitet die Abgastemperatur in eine Brennkammer diesen Wert, wird ihr Luftmassenstrom abgeschaltet und die entsprechende Probe verlischt. Das zweite Kriterium betrifft den Druck in den zusammengeschalteten Brennkammern. Überschreitet dieser den Wert 1,1 bar, wird das gesamte Experiment abgeschaltet. Für beide Kriterien wurde eine Karenzzeit von 25 s festgelegt, während derer der Wert nicht unter die Grenzwerte fällt. Es wird davon ausgegangen, dass diese Grenzwerte nicht erreicht werden, da das heiße Abgas mit der nicht an der Verbrennung beteiligten Luft gemischt wird, bevor es in den Abgasstrang gelangt. Das Proportionalventil zur Druckhaltung wurde derart groß dimensioniert ausgewählt, dass bei normaler Funktion des Ventils kein unzulässiger Druckanstieg zu erwarten ist. Das Ventil wurde für eine Betriebstemperatur von $400^\circ C$ getestet.

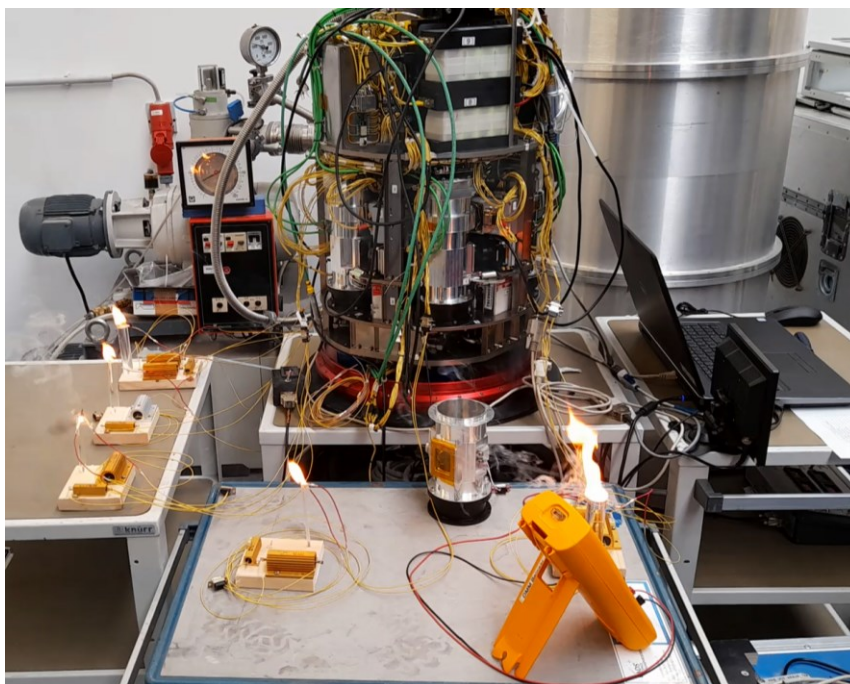


Abbildung 13: Integraler Testlauf mit Entzündung der fünf Proben außerhalb der Brennkammern. Vor dem Experimentmodul die Ersatzbrennkammer, in der das Wegschwenken des Zünddrahtes nach Ende der Zündsequenz getestet wurde.

Alle Tests wurden in 2021 und Anfang 2022 erfolgreich abgeschlossen. Es wird hier noch einmal darauf hingewiesen, dass ein vollständiger Test unter 1g-Bedingungen, also mit Abbrand von Proben nicht durchgeführt wurde, da unter 1g-Bedingungen die Proben unter wesentlich stärkerer Wärmefreisetzung als unter μg -Bedingungen brennen. Der Vergleich ist also unrealistisch und würde die Brennkammern, die Fenster und die Sensorköpfe der Brennkammern zerstören. Insofern erfolgte bereits 2021 ein Test des vollständigen Systems mit Proben, die außerhalb der Brennkammern entzündet wurden. In einer sechsten Ersatzbrennkammer erfolgte gleichzeitig der Test zum Wegschwenken des Zünddrahts. Alle Tests verliefen erfolgreich.

In der Versuchskammer, welche im Rahmen des TOPOFLAME-I Vorhabens entstanden ist, wurden die gleichen Probendurchmesser wie für den Flug vorgesehen und unter gleichen Atmosphärenbedingungen wie im Flug getestet. Diese Versuche liefern die 1g-Referenzergebnisse, die mit den Ergebnissen des TEXUS-Fluges verglichen werden.

2.1.4 AP 4: Fertigstellung des numerischen Simulationscodes in OpenFOAM

Vor der Beschreibung der Simulationsentwicklung und deren Ergebnissen soll zum besseren Verständnis zunächst eine Begriffsdefinition erfolgen.

Wird eine senkrecht stehende Probe unter 1g-Bedingungen am unteren Ende entzündet, spricht man von „upward configuration“ oder „upward burning“. Erfolgt das gleiche unter Mikrogravitationsbedingungen, spricht man von „concurrent flow configuration“ oder „concurrent burning“. Vorausgesetzt ist dabei, dass es in Mikrogravitation einer erzwungenen Anströmung bedarf, damit die Flamme an einem Feststoff selbsterhalten brennt, während unter 1g-Bedingungen die natürliche Auftriebskonvektion für die Erhaltung der Flamme sorgt. Während unter 1g-Bedingungen die Länge der Flamme mit der Zeit und mit zunehmender Leistung der Flamme und damit zunehmender Luftzufuhr von unten kontinuierlich zunimmt und diese von unten nachströmende Luft schließlich zu einer turbulenten Flamme mit Lufteinmischung auch von der Seite führt, bleibt in

Mikrogravitation die Strömung bei laminarer Anströmung auch durch die Flamme hindurch geschichtet. Somit verbraucht die Flammenfront den angebotenen Sauerstoff und schattet den stromab unter der Flamme gelegenen Brennstoffbereich von Sauerstoffzutritt ab. Dieser „shadowing effect“ wurde erstmals von McGrattan et al. 1996 [35] beschrieben. Damit nimmt die Flamme eine endliche Länge an, die von der Anströmgeschwindigkeit abhängt. Hierdurch ist auch die erhöhte Rußbildung zu erklären, die auf Pyrolyse von Brennstoff unter der Flamme ohne dessen (vollständige) Verbrennung begründet ist. Dass dieser „shadowing effect“ aber die Konsequenz hat, dass eine Flamme in Mikrogravitation bei laminarer erzwungener Anströmung und „concurrent burning“ die auflaufende Kante nicht verlassen kann, sondern, im Gegensatz zu 1g-Bedingungen, nur mit der Geschwindigkeit nach stromab wandert, mit der die auflaufende Kante vollständig verbrannt wird, wurde erst durch unsere Versuche im SAFFIRE V Experiment 2021 zweifelsfrei gezeigt [36].

Wird eine senkrecht stehende Probe unter 1g-Bedingungen am stromab gelegenen Ende entzündet, spricht man von „downward configuration“ oder „downward burning“. Erfolgt das gleiche unter Mikrogravitationsbedingungen, spricht man von „opposed flow configuration“ oder „opposed burning“.

Während also die Versorgung mit Frischluft unter 1g-Bedingungen zunehmend und im natürlichen Gleichgewicht erfolgt, ist die Wahl der Anströmgeschwindigkeit unter Mikrogravitationsbedingungen zunächst willkürlich. In Mikrogravitationsexperimenten stellt man üblicherweise Anströmgeschwindigkeiten ein, die den Strömungsgeschwindigkeiten entsprechen, die durch die Lebenserhaltungssysteme an Bord eines bewohnten Raumfahrzeuges entspricht. Da die eine Geschwindigkeit mit der Zeit zunimmt, die andere konstant bleibt, ist eine Vergleichbarkeit nur bedingt gegeben. Tatsächlich stellen die üblicherweise eingestellten 20 cm/s nur einen Mittelwert der durch die Lebenserhaltungssysteme eingestellten Geschwindigkeit dar. Lokal können diese Geschwindigkeiten niedriger oder auch höher sein, je nach der Form der umströmten Geometrien und je nach lokalem Strömungsquerschnitt. Da es für selbsterhaltendes Brennen Grenzen der Strömungsgeschwindigkeit gibt, die zwischen zu langsam (Flamme erlischt durch zu wenig Sauerstoffzufuhr) und zu schnell (Flamme wird ausgeblasen) liegt, ist die Variation der Anströmgeschwindigkeit sowohl im Experiment als auch in der Simulation wichtig.

Zur Entwicklung des numerischen Simulationscodes in OpenFOAM wurde zuerst die Gleichung der Energiebilanz im Festbrennstoff für thermisch dünne Probe besser angepasst, um eine realistische Simulation der Ausbereitung der Pyrolysefront für die Proben mit einer Dicke kleiner als 1 mm zu erzielen. Diese Proben werden im Rahmen des FLARE-G Vorhabens (0,2 mm) als auch während der Experimente auf der ISS (SCEM auf KIBO, 1-2 mm) untersucht. Während für die FLARE-G Experimente bereits Ergebnisse zum Vergleich vorliegen, liegen die ISS-Versuche noch in der Zukunft. Die Anpassung der Energiebilanz beinhaltet nun auch den Strahlungsanteil und erlaubt so eine realistischere Simulation der Probenaufheizung.

Zudem wurde durch Definieren der neuen Randbedingung und überarbeiten der Gitterzellen, der Einfluss der Ränder auf die Flammenausbereitung vermieden, was die Übereinstimmung der Simulationen mit den Experimenten verbessern konnte, da die Proben in den Experimenten durch einen nicht entflammaren Halter berandet sind.

Die **Abbildung 14** zeigt das Modell der Proben mit 0,2 mm Dicke (FLARE-G) und 1 mm Dicke (ISS-SCEM).

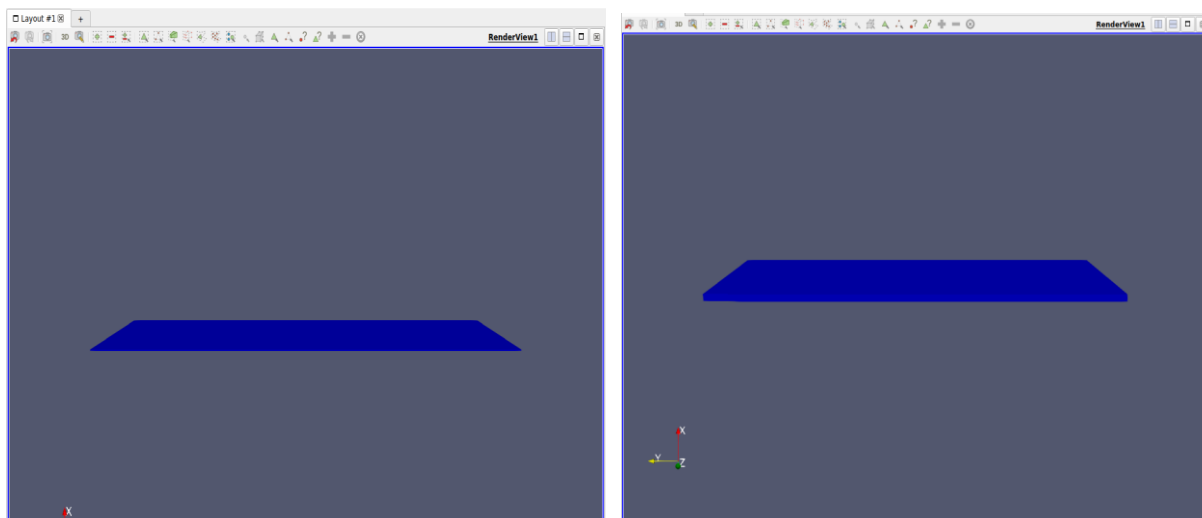


Abbildung 14: Modelle der Proben aus dem FLARE-G Vorhaben (0,2 mm Dicke links) und der ISS-Experimente (1 mm Dicke rechts).

Sowohl bei den FLARE-G Experimenten, als auch bei den ISS-Experimenten handelt es sich um PMMA. In beiden Fällen wurde, bzw. wird, sowohl die Gleichstrom- als auch die Gegenstromverbrennung untersucht. Der gravierende Unterschied zwischen den FLARE-G Experimenten und denen auf der ISS liegt nicht nur in der Materialstärke, sondern auch darin, dass die Atmosphärenbedingungen, Druck und Sauerstoffkonzentration, während der FLARE-G Experimente während jeweils eines Experiments konstant gehalten werden, während bei den ISS-Experimenten ein eingesperartes Gasvolumen in Form eines geschlossenen Windkanals im Kreis gefördert wird. Gebildetes CO_2 und Ruß werden dabei bei jedem Umlauf herausgefiltert, der verbrauchte Sauerstoffanteil wird aber nicht ersetzt. Insofern nimmt der Sauerstoffanteil bis zum Verlöschen der Probe kontinuierlich ab. Der Versuchsdruck wird konstant gehalten. Neben den Ausbreitungsgeschwindigkeiten der Pyrolysefront, liefern die Experimente also auch Daten zur fetten Verlöschgrenze. Es wird besonders darauf ankommen, die Simulation auf das Verlöschen hin anzupassen.

Bei der Weiterentwicklung des Simulationscodes wurde außerdem die Entzündung bzw. der Zündvorgang genauer simuliert, dadurch konnte auf die bisher sehr breite Heizzone, die vorher für die Zündung definiert werden musste, und innerhalb derer die Temperatur auf Entflammungstemperatur gesetzt wird, verzichtet werden. Diese Vorheizzone spielt eine umso größere Rolle, je dünner die Probe ist. Es war deutlich zu erkennen, dass während der Zeit bis zur Entflammung (physikalischer und chemischer Zündverzug) bereits via Wärmeleitung ein großer Bereich vorgeheizt wurde, wodurch die Propagation der Flammenfront wesentlich beeinflusst wird. Da die Wärmeleitfähigkeit von PMMA sehr niedrig ist ($0,19 \text{ W/m}^2\text{K}$; zum Vergleich: Mineralglas $1,1 \text{ W/m}^2\text{K}$, Edelstahl: $15 \text{ W/m}^2\text{K}$, Aluminium: $200 \text{ W/m}^2\text{K}$) tritt dieser Effekt besonders bei geringen Materialstärken zutage, während er bei dicken Materialien vernachlässigbar klein ist und nach kurzer Brenndauer ganz verschwindet. Die **Abbildung 15** zeigt eine Probe mit einer 5 mm breiten Heizzone, in der das Material auf eine Temperatur von $550 \text{ }^\circ\text{C}$ gesetzt wird, was oberhalb der Entflammungstemperatur liegt.



Abbildung 15: Probe mit schmaler (5 mm) Heizzone zur Initiierung des Brennens.

Alle bisherigen Simulationsentwicklungen wurden in Gleichstromanordnung durchgeführt. Da diese Anordnung unter 1g-Bedingungen die mit Abstand größeren Propagationslängen liefert, schien dies die interessantere Anordnung für die Simulationsentwicklung zu sein.

Die **Abbildung 16** zeigt die stationäre Flamme nach der Zündung bei 10 cm/s Anströmung bei Atmosphärenbedingungen (1013 hPa, 21 % O₂)

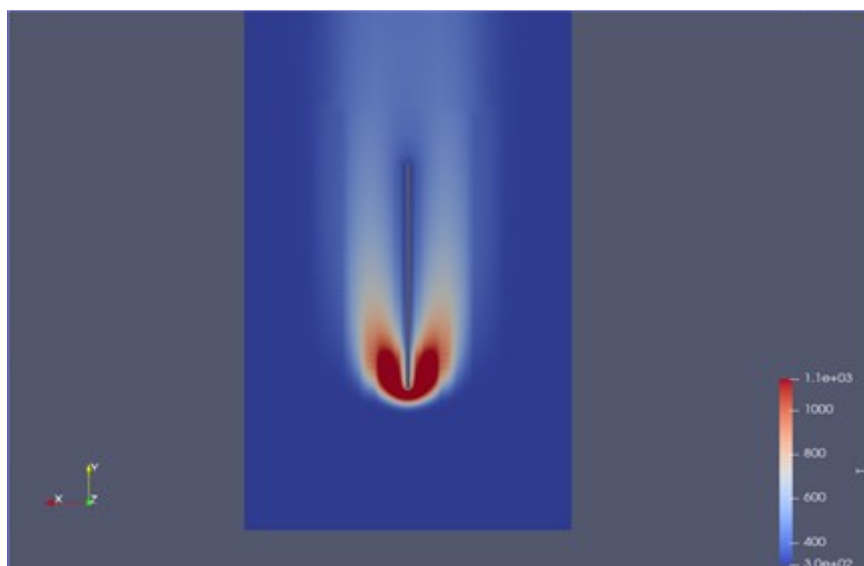


Abbildung 16: Stationäre Flamme bei Gleichstromanordnung (10 cm/s, 1013 hPa, 21 % O₂)

Während der Simulationsentwicklung fiel auf, dass sich die Flamme und die Heizzone zunächst nach stromab ausdehnen, dass die Flammenpropagation aber schon nach kurzer Zeit zum Halten kam. Eine weitere Propagation, wie unter 1g-Bedingungen bekannt und auch für µg-Bedingungen erwartet, erfolgte nicht. Nach der Ursache für dieses Verhalten wurde lange gesucht. In der Literatur sind „concurrent“ Propagationsgeschwindigkeiten beschrieben und aus Experimenten an dünnen Proben in Mikrogravitation quantitativ benannt. Insofern wurde dieses Verhalten für einen Fehler gehalten und lange nach der oder den Ursachen gesucht. Erst die Experimente des ZARM während der SAFFIRE V Kampagne haben zweifelsfrei gezeigt, dass unter Mikrogravitationsbedingungen und bei laminarer und geschichteter Anströmung keine Flammenpropagation mit der Strömung stattfinden kann. Da wegen fehlender Auftriebskonvektion auch keine Beschleunigung der heißen Reaktionszone erfolgt, bleibt das Strömungsfeld auch durch die Flamme hindurch geschichtet. Insofern verbraucht die

Flamme den ankommenden Sauerstoff und schützt die stromab unter ihr liegenden Probenbereiche vor Sauerstoffzutritt und Verbrennung. Dieses Verhalten wurde bereits 1996 als „shadowing effect“ beschrieben [37], jedoch wird dort die Gleichstrompropagation nicht vollständig ausgeschlossen. Es wird lediglich berichtet, dass Simulationen, bei denen ein dünnes Cellulose-Papier in der Mitte entzündet wird, zwei Flammen produziert, eine sich schnell ausbreitende Gegenstromflamme und eine, unter bestimmten Bedingungen verlöschende Gleichstromflamme. Die SAFFIRE V Experimente haben aber klar gezeigt, dass eine stromauf propagierende Flamme eine endliche Länge hat und keine brennende Zone aufspannt, obwohl noch Material vorhanden ist. Zusätzlich wurde beobachtet, dass eine Flamme, die sich von der Seite stromauf vor eine andere Flamme schiebt, diese zum Verlöschen bringt. Die entsprechende Veröffentlichung der Ergebnisse des SAFFIRE V Experiments wird Anfang 2021 erfolgen. Der „shadowing effect“ ist also kein, die Propagation bremsender Effekt, sondern einer, der Verbrennung jedenfalls über alle bisher untersuchten Abstände ausschließt. Es wird eine interessante, vor allem Simulationsfrage sein, wie weit stromab dieser „shadowing effect“ reicht. Die Gleichstrompropagation der Flammenbasis kann also nur mit der Geschwindigkeit erfolgen, mit der das Material der stromauf gelegenen Kante vollständig konsumiert wird. Da die Simulation aber bisher noch nicht in der Lage ist, die Materialregression zu simulieren, kann auch keine Progression erfolgen.

Um dies zu überprüfen wurde dann auch die Gegenstromanordnung untersucht. Die **Abbildung 17** zeigt einen Snapshot aus dieser Simulation.

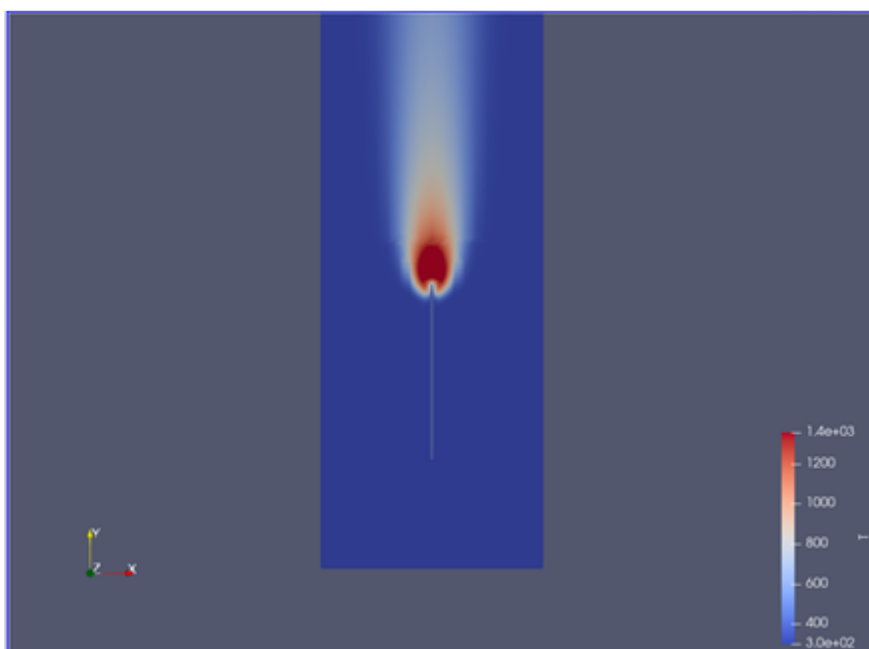


Abbildung 17: Flamme bei Gegenstromanordnung (10 cm/s, 1013 hPa, 21 % O₂)

Auch wenn bisher nur die Anfangsphase nach der Zündung simuliert werden konnte, zeigt die Flamme eine Propagation nach stromauf. Auch wenn diese Propagationgeschwindigkeit bisher geringer ist, als im Experiment, bestätigt das Ergebnis die grundsätzliche Funktion des Codes.

Vergleicht man die **Abbildung 16** und **Abbildung 17**, dann fällt auf, dass die Maximaltemperatur im Gegenstromfall rund 300 K höher ist, als im Gleichstromfall. Die kann darauf zurückgeführt werden, dass die Gleichstromflamme Wärme zur Aufheizung des unter ihr liegenden Materials verliert. Dieses pyrolysiert und mischt kühle Pyrolysegase in die heißen Flammenabgase ein. Da die Gegenstromflamme noch nicht weit propagiert ist, gibt es auch kein Material unter ihr, dass der Flamme Wärme entziehen könnte und dass die Flamme umgekehrt durch Einmischung kühler Pyrolysegase kühlen könnte.

In der weiterführenden Entwicklung der numerischen Simulation in OpenFOAM wurde die Rußbildung unter Mikrogravitationsbedingung modelliert. Anhand des Models von Stewart and Moss [38] und Nagle and Strickland-Constable [39] wurde das vorhandene Model der Rußbildung korrigiert bzw. angepasst und auf dem Code implementiert. Nach der Implementierung des Modells ist qualitativ eine realistische Simulation zu sehen, sodass jetzt in "concurrent flow configuration" die Flamme nicht mehr kontinuierlich über die Brennstoffoberfläche nach stromab propagiert, sondern an der auflaufenden Kante verbleibt, solange das Material dort nicht vollständig verbrannt ist.

Entsprechend ist die Simulation auch in "opposed flow configuration" ebenfalls deutlich realistischer geworden. Die Flamme propagiert in die Richtung, aus der die Frischluft kommt. Dieses, sowohl für „concurrent flow“ als auch für „opposed flow“ inzwischen experimentell nachgewiesene Verhalten war zuvor nicht zu sehen.

In den nachfolgenden Abbildungen wurde eine Probengeometrie zu Grunde gelegt, wie sie im Rahmen des FLARE-G Vorhabens im Fallturmexperiment untersucht werden. Dabei handelt es sich um PMMA-Folien mit einer Dicke von 0.2 mm und einer Länge von 80 mm.

Man kann erkennen, dass die Simulationsergebnisse bzgl. Form und Lage schon recht gut mit den Flammenbildern aus Fallturmversuchen gleicher Bedingungen übereinstimmen. Für den opposed flow Fall ist in der **Abbildung 18** sehr gut zu erkennen, dass die Rußbildung hauptsächlich zwischen Flamme und Brennstoff, also auf der fetten Seite der Flamme, stattfindet. Die Flammenaufnahme, die im sichtbaren Spektralbereich aufgenommen wurde, zeigt ebenfalls thermisch angeregtes Rußleuchten. Insofern sollte die Simulation auch im Bereich stromab der sichtbaren Flamme eine nennenswerte Rußkonzentration zeigen. Andererseits ist der Außenbereich der Flamme gut mit Sauerstoff versorgt, sodass hier eine Verbrennung des Rußes erfolgen kann. Die **Abbildung 19** bestätigt das, indem sie zeigt, dass die Temperatur im Bereich der sichtbaren Flamme als maximal simuliert wird. Ähnlich stellt sich dieser Zusammenhang auch für den concurrent flow Fall in **Abbildung 20** und **Abbildung 21** dar. Während die concurrent-Flamme ortsfest brennt, propagiert die opposed-Flamme nach unten. Hinter der opposed-Flamme verlischt diese wieder, was zu dem geschlossenen Temperaturfeld führt.

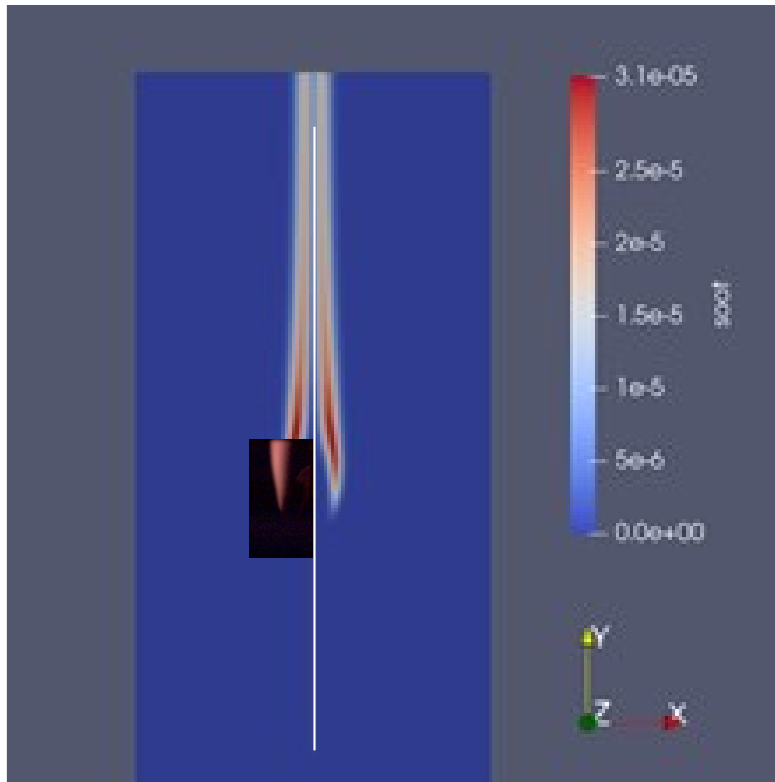


Abbildung 18: Rußkonzentration (opposed flow, $p=1$ bar; $v= 10$ cm/s; $O_2=21$ %), Experimentaufnahme links überlagert

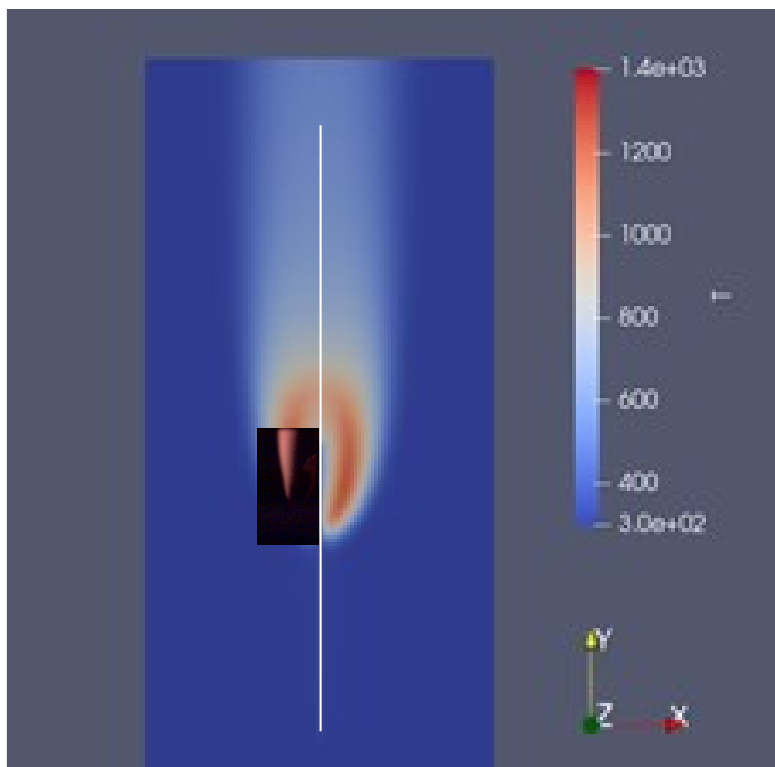


Abbildung 19: Temperaturverteilung (opposed flow), Experimentaufnahme links überlagert

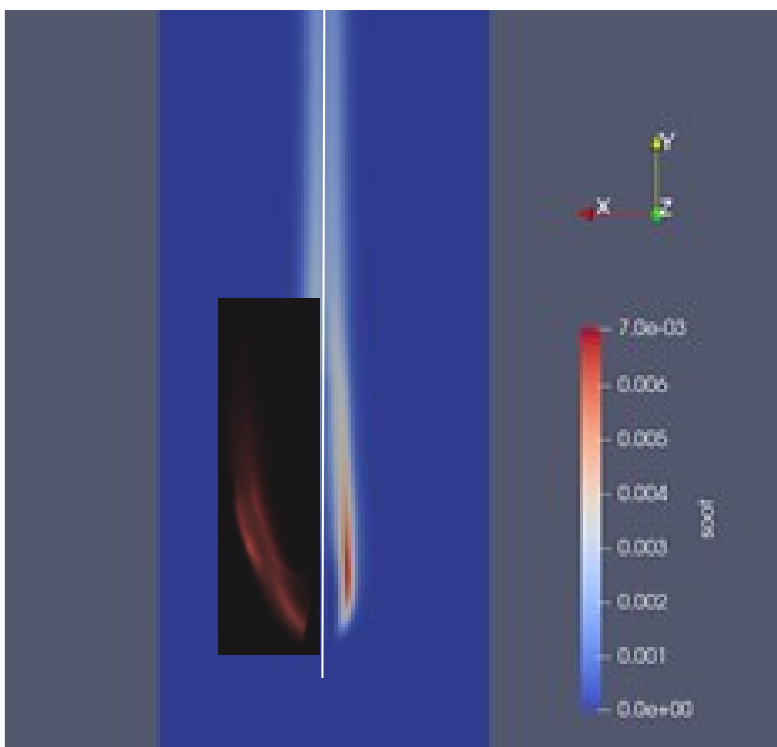


Abbildung 20: Rußkonzentration (concurrent flow, $p=1$ bar; $v= 10$ cm/s; $O_2=21$ %), Experimentaufnahme links überlagert

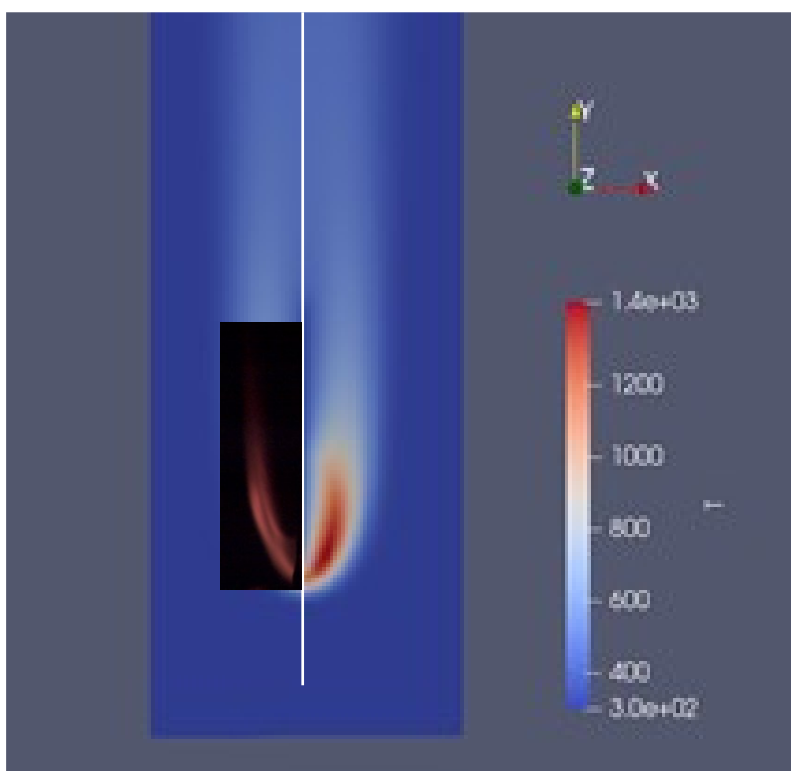


Abbildung 21: Temperaturverteilung (concurrent flow) Experimentaufnahme links überlagert

In einem weiteren Schritt wurde die „Heat release rate per unit of volume (HRRPUV)“ definiert. Die HRRPUV ist zur Bestimmung von Position und Form der Reaktionszone ein entscheidender Parameter. Diese wurde sowohl für Mikrogravitation als auch für 1g-Bedingungen implementiert und berechnet. Der Bereich der maximalen Wärmefreisetzung ist für die opposed flow-Bedingung in **Abbildung 22** zu sehen. Diese primäre Reaktionszone ist typischerweise mit einer blauen Flamme

verbunden, die zu heiß für Rußentstehung ist. Da die Leuchterscheinung im Versuch das thermisch angeregte Leuchten von Ruß zeigt, und dieses wesentlich heller als das blaue Leuchten der primären Reaktionszone ist, ist im Experimentbild die blaue Flamme nicht sichtbar. Beide Situationen, die der Wärmefreisetzung (Q_{dot}) der Simulation und die des Rußleuchtens im Experiment passen aber schon geometrisch plausibel zusammen.

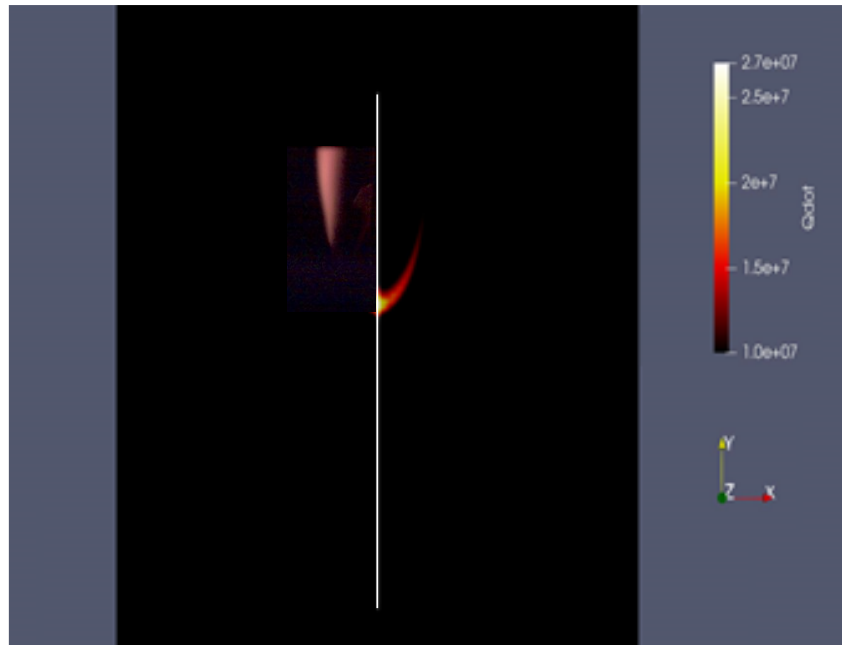


Abbildung 22: Heat release rate per unit of volume (opposed flow, $p=1$ bar; $v= 10$ cm/s; $O_2=21$ %) Experimentaufnahme links überlagert

Weil der Code nur für die CFD Simulation unter Mikrogravitation entwickelt worden ist und der Basiscode von FireFoam keine Energiebilanz für den Feststoffbereich enthält, wurde ein neuer Solver zur Simulation unter 1g-Bedingungen entwickelt. Dieser ist eine Kombination des FireFoam-Solvers selbst mit dem von uns angepassten Solver für Mikrogravitation. Die **Abbildung 23** zeigt die Simulation des downward-Brennens unter 1g-Bedingungen. Deutlich ist die Faltung der Strömung infolge hoher Geschwindigkeitsgradienten der Auftriebsströmung erkennbar. Diese fördert die Einmischung von Frischluft auch aus Richtungen normal zur Auftriebskonvektion. Nur diese Einmischung, die in Mikrogravitation fehlt, ermöglicht die Ausbreitung des Brandes über große Flächen mit einer nur durch die Materiallänge begrenzten Flammenhöhe.

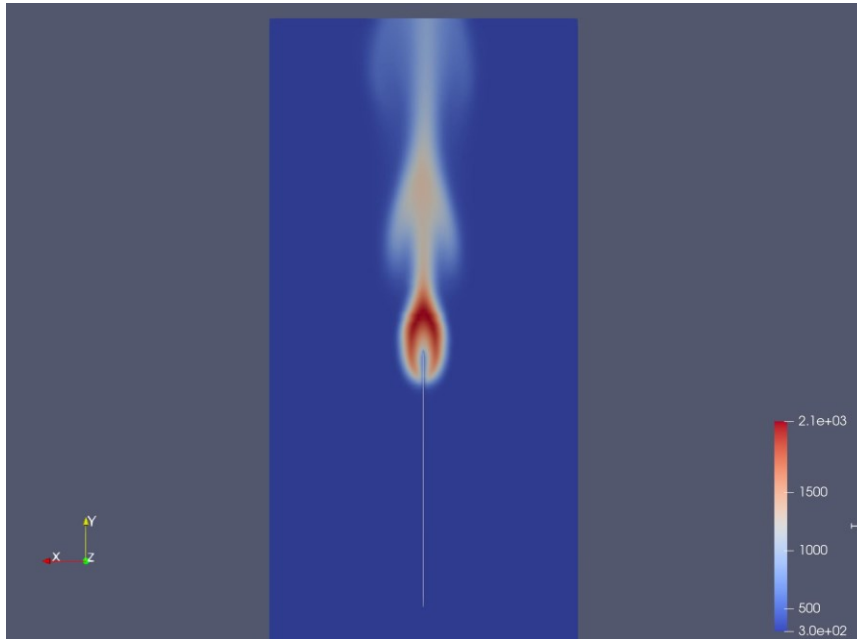


Abbildung 23: Temperaturverteilung unter 1g-Bedingungen (downward propagation, $p=1$ bar; $O_2=21\%$)

Zum Vergleich zeigt die **Abbildung 24** den Unterschied zwischen opposed flow (μg) und downward ($1g$) einer identischen PMMA-Probe bei identischen Atmosphärenbedingungen. Während die Flammen links eine endliche Länge haben jenseits derer die Probe auch wieder verlöscht, spannen die abwärts propagierenden Flammen rechts eine zunehmende brennende Fläche auf.

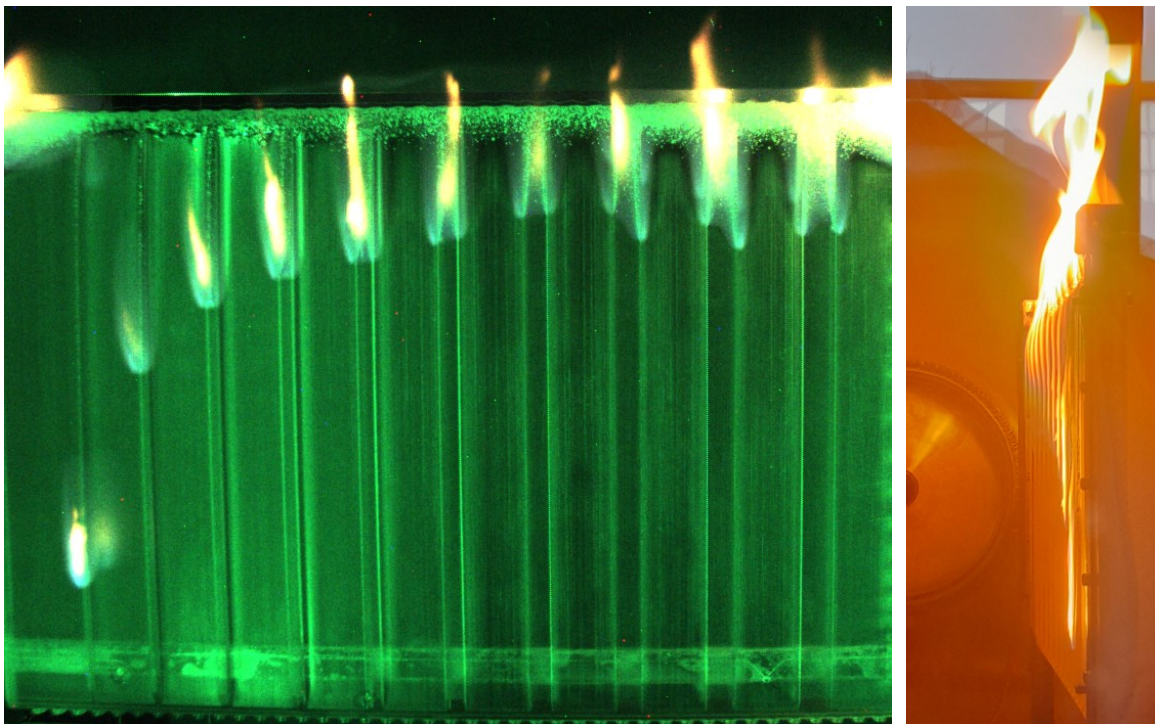


Abbildung 24: Links die strukturierte PMMA-Probe während des opposed flow-Brennens auf dem ISS Re-supply Vehicle CYGNUS (SAFFIRE V), rechts die gleiche Probe während des downward-Brennens unter gleichen Gasbedingungen.

Um den Code für 1g-Bedingungen zu validieren, wurde entschieden, das Ergebnis mit der Simulation mittels einer ähnlichen kommerziellen Software, nämlich FDS (Fire Dynamic Simulator), zu vergleichen. Hier zeigen zeigten sich noch relativ große Abweichungen zwischen den beiden Simulationen. Sie ergeben sich sehr wahrscheinlich dadurch, dass im OpenFOAM-Code noch kein Modell für die Regression des Festbrennstoffs entwickelt und implementiert worden ist.

Ohne die Regression wäre die zur Verfügung stehende Menge des Brennstoffs unendlich. Außerdem hat sie einen Einfluss sowohl auf die Energiebilanz als auch die Anströmung. Aus diesem Grund wurde entschieden, zunächst ein Regressionsmodell für die Implementierung in OpenFOAM zu entwickeln. Dabei geht es darum, einen Weg zu finden, wie das Gitter verschwinden soll oder dessen Größe sich in den unterschiedlichen Richtungen ändern kann. Wenn Gitterzellen verschwinden können, müssen die entstandenen Lücken gleichzeitig mit dem gasförmigen Gitter aufgefüllt werden. Die Idee für diese Methode ist, dass die pyrolysierte Menge des Festbrennstoffs, die über die solid Domaingrenze in der gasförmigen Form ausgeht ($\text{kg/m}^3\text{s}$) in jeder Gitterzelle berechnet wird. Damit kann im beliebigen Zeitschritt die übrig gebliebene Menge des Materials in einzelnen Zellen berechnet werden. Am Ende werden die Zellen, die leer geworden durch ein gasförmiges Gitter ausgetauscht.

Eine alternative Methode, um die Änderung der Gittergeometrie zu vermeiden, ist „Volume of Fluid (VOF)“ Methode. Dabei wird eine neue zusätzliche Variable definiert (Alpha), die immer einen Wert zwischen 0 und 1 hat. Der Wert soll von der Energie- und Momentenbilanz abhängig gemacht werden. Der Wert 0 und 1 zeigen jeweils eine Phase. In Zellen mit beiden Phasen liegt der Wert zwischen 0 und 1. Damit wird die Phasengrenze in der Auflösung der Gitterweite festgestellt.

0	0	0	0
0,75	0,4	0,05	0
1	1	0,3	0
1	1	0,4	0

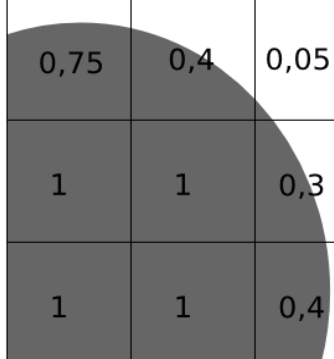


Abbildung 25: Das Prinzip der Volume of Fluid-Methode am Beispiel eines Tropfens

Durch das vorzeitige Ausscheiden des wissenschaftlichen Mitarbeiters Morteza Haj-Fathali zum 31.07.2022 konnten die Arbeiten zur Regression nicht abgeschlossen werden. Im Rahmen des nachfolgenden Vorhabens TOPOFLAME III (Beginn 01.01.2023) werden diese Arbeiten von einem Projektwissenschaftler wieder aufgenommen.

2.1.5 AP 5: Validierung des Simulationscodes anhand vorliegender Experimentergebnisse

Der Vergleich der Simulationen mit den Ergebnissen des TEXUS-Fluges ist in 2022 noch nicht erfolgt, da der Flug erst im Spätherbst 2022 stattfand. Darüber hinaus bedarf es zu einem vollständigen Vergleich der Entwicklung der Simulation der Brennstoffregression. Diese Entwicklung wurde in 2022 noch nicht erfolgreich abgeschlossen. Durch den Weggang des hierfür zuständigen Projektwissenschaftlers Morteza Haj-Fathali zum 31.07.2022 konnte diese Entwicklung auch nicht

abgeschlossen werden. Es wurde versucht, diese Entwicklungen durch mehrere studentische Arbeiten voranzutreiben, was jedoch bis zum Anfertigen dieses Schlussberichts noch zu keinem Erfolg geführt hat. Im Rahmen des nachfolgenden Vorhabens TOPOFLAME III (Beginn 01.01.2023) werden diese Arbeiten von einem Projektwissenschaftler wieder aufgenommen.

2.1.6 AP 6: TEXUS-Experimentkampagne

Zunächst wurden gleiche Proben, wie für die TEXUS-Kampagne vorgesehen unter identischen Atmosphärenbedingungen in der Bodenfacility des TOPOFLAME-Projekts getestet, um 1g-Referenzwerte zu erhalten. Bisher wurde diese 1g-Versuchskammer mit TOPOFLAME-Kammer bezeichnet. Um Verwechslungen mit dem TOPOFLAME Texus-Modul zu vermeiden, wurde diese Kammer in „FReD“ (Fire Research Device) umbenannt. Diese Bezeichnung wird deshalb im Weiteren verwendet.

Aufgrund der COVID-19 Pandemie haben sich viele Arbeiten verzögert. Das war zwar im TOPOFLAME II-Projekt nicht der Fall, aber offensichtlich in anderen am Flug TEXUS 57 beteiligten Experimenten. Die Flugkampagne war daher erst für das Frühjahr 2022 vorgesehen.

Während der Integration des Experiments auf ESRANGE in Kiruna im Frühjahr 2022 führten die politischen Ereignisse in der Ukraine aus Sicherheitsgründen leider zu einem Abbruch der Kampagne nur einen Tag vor dem vorgesehenen Raketenstart. Es konnte nicht mit Sicherheit ausgeschlossen werden, dass ein Raketenstart in der Nähe der russischen Grenze als feindlicher Akt interpretiert werden könnte.

Die Situation hat sich im Laufe des Jahres 2022 zwar kaum verändert, die veränderte Lageeinschätzung in Bonn und Berlin erlaubte aber im Oktober 2022 eine Wiederaufnahme der Startaktivitäten, sodass der Start von TEXUS 57 am 1. Oktober 2022 stattfinden konnte. Die Ergebnisse des Fluges werden im Folgenden kurz zusammengefasst.

Die Mikrogravitationsqualität war über die gesamte Experimentphase nominal und kleine $10^{-4} g_0$. Zu Beginn der Experimentphase und nach Einstellung der Strömung durch die fünf Brennkammern, die einer Geschwindigkeit im Ringspalt zwischen Probenoberfläche und Brennkammerwand von 20 cm/s entsprach, wurden die Zünder aller fünf Proben zeitgleich bestromt.

Die Zünder der Proben 2 und 3 (10 und 15 mm Durchmesser) wurden zwar warm, eine Zündung erfolgte aber nicht. Zur Auswertung stehen also nur die Proben 1, 4 und 5 (5, 20 und 25 mm Durchmesser) zur Verfügung, die nominal gezündet werden konnten. Die Analyse der Ursache für das Nichtzündens der zwei Proben ergab nach Rückkehr des Experiments nach Bremen einen Herstellungsfehler, der darin bestand, dass bei der Kontaktierung der Zünder jeweils eine Litze der Stromzuführung nicht in die dünne Buchse (0.5 mm) eingeführt worden war, sondern sich außerhalb abspreizte und hierüber Kontakt zur Gehäusemasse hergestellt wurde. Insofern waren hier zwei Widerstände parallel geschaltet. Leider ist auch beim Versuch des nochmaligen Zündens diese eine Litze nicht durchgebrannt, wodurch der Strom durch den Kanthal-Zünddraht zu niedrig für eine ausreichende Aufheizung zur Zündung war.

Auffallend war, dass direkt nach der Zündung alle drei Proben mit großen Rußaggregaten bedeckt waren. Dabei die 5 mm Proben besonders stark. Ein Phänomen, das während 1g-Versuchen und auch während vergleichbarer Experimente unter μg -Bedingungen bisher nicht beobachtet wurde. Der Unterschied zu vergleichbaren Experimenten bestand in der höheren Sauerstoffkonzentration und dem niedrigeren Druck bei den hier durchgeführten Experimenten. Eine Ursache kann auch darin bestehen, dass der Zündverzögerung bei der 5 mm Probe 6.1 s betrug während die 20 und 25 mm Proben nach 2.4 Sekunden gezündet haben. Hierdurch wurde bei der 5 mm Probe ein fetteres Vorgemisch erzeugt als bei den anderen Proben, was zu erhöhter Rußbildung geführt haben kann.



Abbildung 26: TEXUS 57 vor dem Start auf dem MAN-II-Launcher

Die **Abbildung 28** zeigt die ersten Aufnahmen im sichtbaren Bereich nach erfolgter Zündung, die diese starke Berußung der Proben zeigen. Auch während der ersten Brennphase hin zu einem stationären Zustand zeigte sich eine starke Rußbildung (**Abbildung 29**).



Abbildung 27: Lift-off von TEXUS 57

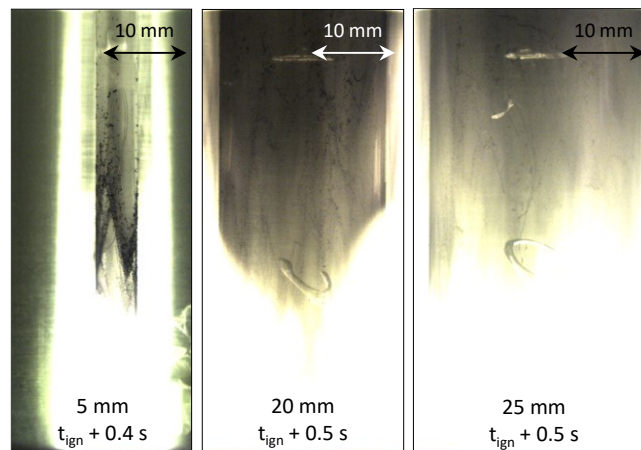


Abbildung 28: Erste VIS-Aufnahmen nach der Zündung starker Berußung der 5 mm Probe und etwas schwächerer Berußung bei den 20 und 25 mm Proben

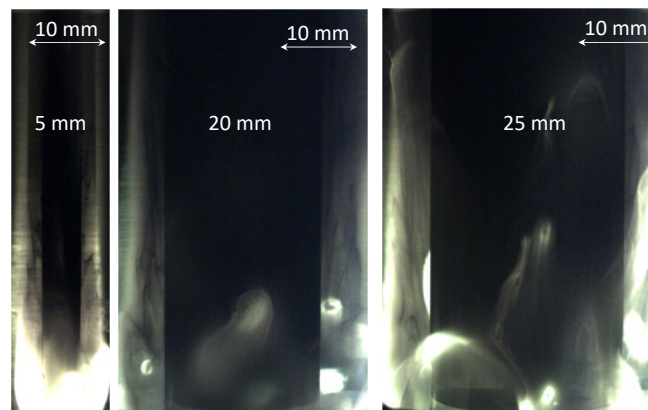


Abbildung 29: Rußbildung zwischen Flamme und Probenoberfläche während der frühen Brennphase

Die Bestimmung der Propagationsgeschwindigkeit der Pyrolysefront erfolgte mittels Auswertung der IR-Aufnahmen. Dabei wird die Pyrolysefront dorthin definiert, wo eine Oberflächentemperatur von 330 °C gemessen wird. Diese Festlegung erfolgt bereits seit vielen Jahren auf Grundlage einer Analyse der Probenoberfläche nach Ausblasen oder Verlöschen von Proben. Bei Temperaturen unterhalb von 330 °C, also vor der Pyrolysefront, weist die Probe einzelne Bläschen auf, aus denen brennbares MMA (Methyl-Methacrylat) entwichen ist. Allerdings ist die Dichte der Bläschen derart gering, dass wir nicht annehmen, dass diese Ausgasungen zum Erhalt einer Flamme ausreichen würden. Die Dichte der Bläschen nimmt im Bereich von 330 °C mit starkem Gradienten zu, sodass dort vom Vorliegen eines dauerhaft brennbaren Gemisches ausgegangen wird.

Die **Abbildung 30** zeigt im Vergleich die Ergebnisse der μg - und 1g Versuche für eine 5 mm Proben. Auf der Abszisse ist oben die Position der Front in mm und unten in Pixeln dargestellt. Die Ordinate zeigt die Zeit in der Einheit [Frames]. Die Framerate beträgt 8.33 Hz. Jede Zeile der Bilder entspricht der Temperaturverteilung längs der Probenachse auf einem Bild. Während man in μg links die allmähliche Verkürzung der Probe durch Abbrand erkennen kann, scheint die Länge der 1g-Probe sogar mit der Zeit zuzunehmen. Dies ist tatsächlich bei der 5 mm Probe der Fall, da die Probe sehr schnell durchgeheizt wird, weich wird und unter dem Eigengewicht nach unten länger wird.

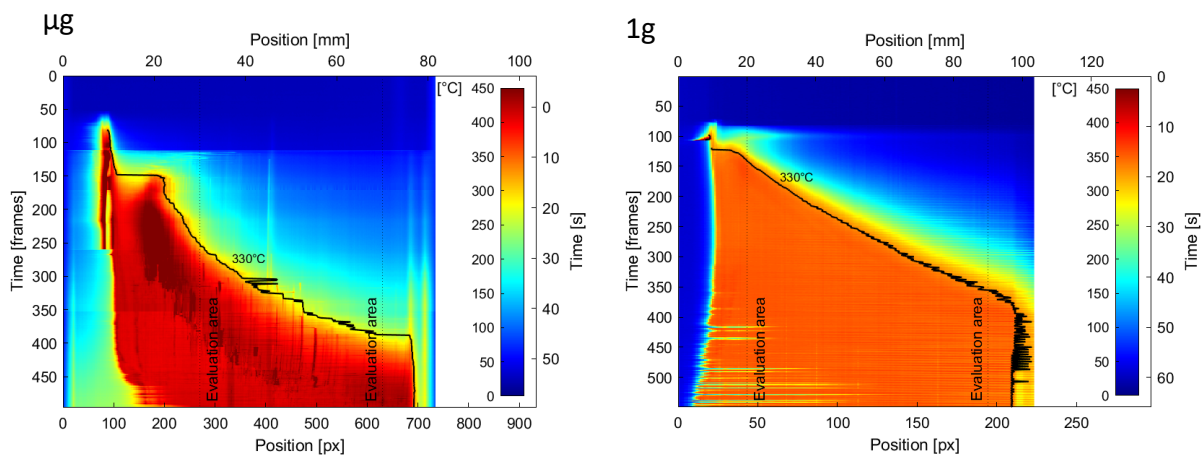


Abbildung 30: 5 mm Probe. Zeitliche Entwicklung der Pyrolysefront. Links: TEXUS 57; Rechts 1g. Die schwarze Linie markiert die 330 °C der Pyrolysefront.

Auf den ersten Blick sieht man die schnellere Propagation unter 1g. Diese beträgt 2.74 mm/s in 1g und lediglich 2.12 mm/s in μg . Besonders auffallend ist vor allem die höhere Oberflächentemperatur der μg - Probe unter der Flamme. Während sie in 1g kaum über die 330°C steigt, erreicht sie 450 °C in μg . Dies kann zwei Gründe haben: zum einen ist die Flammenlänge unter 1g wesentlich länger und damit ist die Heizleistung/ Fläche geringer als unter μg . Dies kann auch einen Grund abgeben, warum manche Materialien unter 1g selbstverlöschend sind, aber wegen der stärkeren lokalen Aufheizung unter μg selbsterhaltend brennen können. Auf der anderen Seite ist, wie bereits gezeigt, die Rußbildung unter μg weit stärker ausgeprägt. Unter 1g-Bedingungen brennt PMMA nahezu rußfrei- Während die IR-Strahlungsdichte der Flamme in 1g gegenüber der Strahlungsdichte des Festkörpers nahezu vernachlässigbar ist, ist die in μg wegen des hohen Rußanteils zwischen Flamme und Probe nicht mehr der Fall. Damit wird die Flamme in μg auch im IR sichtbar während sie unter 1g-Bedingungen nahezu unsichtbar bleibt. Dieser Unterschied nimmt mit zunehmender Sauerstoffkonzentration zu. Verfolgt man die horizontalen Linien so erkennt man, dass die Vorwärmzone bis zur 330 °C Linie in μg deutlich länger ist als in 1g. Obwohl die Flamme in 1g länger ist, was für eine längere Vorwärmzone spräche, wirkt die Flammenleistung in 1g auf eine größere Fläche was die Aufheizrate je mm Länge gegenüber μg reduziert.

Das Verhalten der Probenlänge während des Abbrandes ist bei der 20 mm Probe (**Abbildung 31**) und der 25 mm Probe (**Abbildung 32**) nicht mehr festzustellen, da sich diese Proben nicht bis zum Kern über die Erweichungstemperatur hinaus erwärmen.

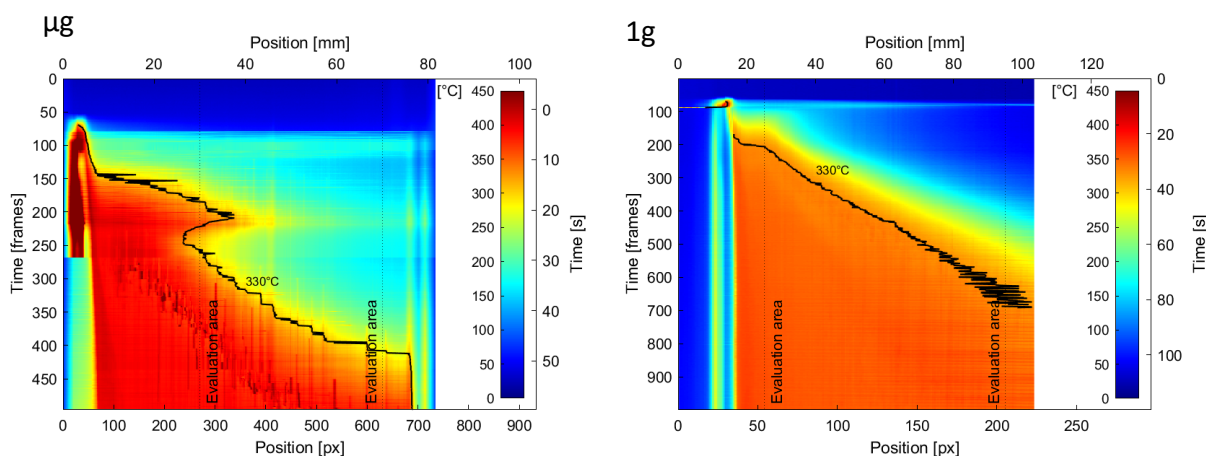


Abbildung 31: 20 mm Probe. Zeitliche Entwicklung der Pyrolysefront. Links: TEXUS 57; Rechts 1g. Die schwarze Linie markiert die 330 °C der Pyrolysefront.

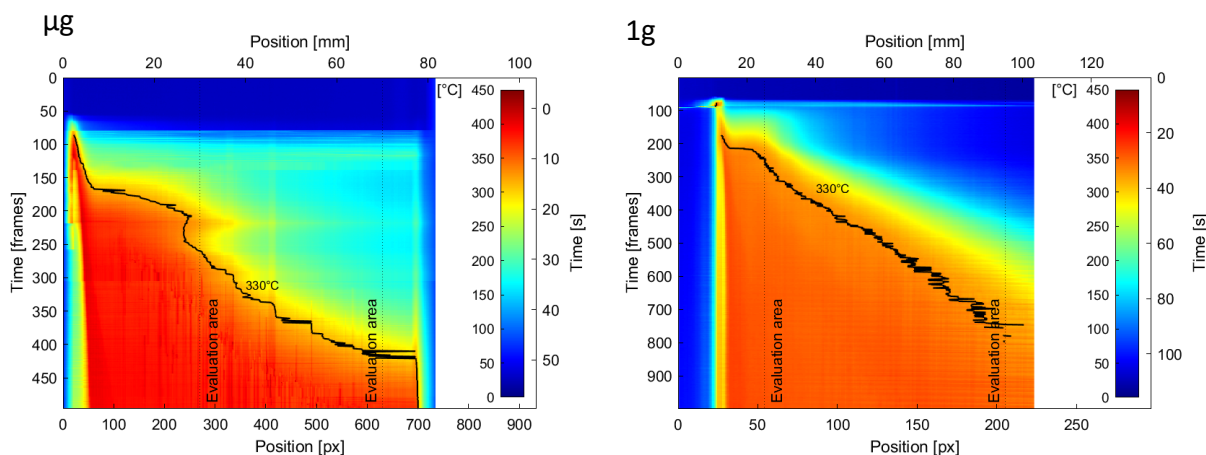


Abbildung 32: 25 mm Probe. Zeitliche Entwicklung der Pyrolysefront. Links: TEXUS 57; Rechts 1g. Die schwarze Linie markiert die 330 °C der Pyrolysefront.

Bei der 20 mm Probe beträgt die Pyrolysefrontgeschwindigkeit 1.38 mm/s in 1g, aber 1.97 mm/s in μg . Der Trend dreht sich also um, wenn die Proben dicker werden. Dies bestätigt sich bei der 25 mm Probe bei der die Pyrolysefrontgeschwindigkeiten 1.23 mm/s bei 1g und 1.89 mm/s bei μg betragen.

Die **Abbildung 33** zeigt die Auswertung der Geschwindigkeit der Pyrolysefront in μg links und 1g rechts. Auffallend ist einerseits die Lücke zwischen der 5 und der 20 und 25 mm Probe, in der die 10 und 15 mm Proben zu liegen kämen, deren Entzündung nicht gelungen ist, und andererseits, wie dicht die 20 und 25 mm Proben unter beiden Bedingungen zusammen liegen.

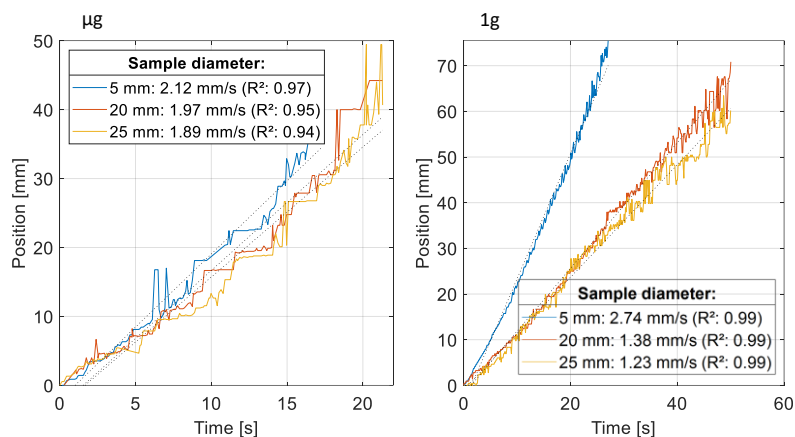


Abbildung 33: Vergleich der Geschwindigkeit der Pyrolysefront in µg (links) und 1g (rechts)

Dies deckt sich mit Versuchen, die Stein [40] bereits 2015 am ZARM an zylindrischen Proben, allerdings bei atmosphärischen Bedingungen, durchgeführt hatte. Hier lag die Probendicke, jenseits derer keine nennenswerte Durchmesserabhängigkeit mehr auftritt bei 25 mm (**Abbildung 34**). Dieser Grenzdurchmesser scheint in µg etwas höher zu liegen, was wegen der stärkeren Aufheizung auch erwartbar ist.

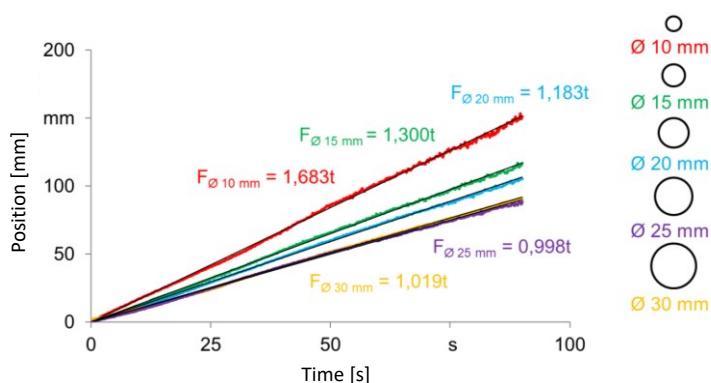


Abbildung 34: Vergleich der Geschwindigkeit der Pyrolysefront in 1g und bei atmosphärischen Bedingungen für verschiedene Durchmesser, [40] in [41]

Tatsächlich müssen diese Aussagen aber ein wenig relativiert werden. Während der Versuchsbehälter bei den 1g-Versuchen einen sehr großen Durchmesser aufwies, waren die Brennkammern des TEXUS-Experiments mit 70 mm Durchmesser nur knapp 3x größer als der Probendurchmesser. Infolge der thermischen Expansion der Flamme führt dies zu einer Zunahme der Geschwindigkeit im Ringspalt von kalten 20 cm/s auf später heiße rund 30 cm/s bei der 25 mm Probe. Bei den kleineren Proben ist diese Geschwindigkeitszunahme entsprechend geringer. Bei 1g Bedingungen bleibt die Geschwindigkeit, die sich in Folge Auftriebskonvektion einstellt, über die Durchmesser konstant und liegt zwischen 20 und 30 cm/s. Eine Erhöhung der Anströmgeschwindigkeit hat unterhalb der Ausblasgeschwindigkeit einen die Pyrolysegeschwindigkeit erhöhenden Effekt. Dieser wurde im Rahmen des FLARE-G Projekts von uns als zwar gering (exp 0.125), aber nicht vernachlässigbar festgestellt.

Die **Abbildung 35** vergleicht sichtbare und IR-Aufnahmen während früher und späterer Zeitpunkte im Verbrennungsprozess. Bei der 5 mm Probe erkennt man die großen Rußaggregate auf der Probenoberfläche, die wanderten, sich lösten und an anderer Stelle während des gesamten Prozesses neu gebildet wurden. Dies ist bei den 20 und 25 mm Proben nicht erkennbar.

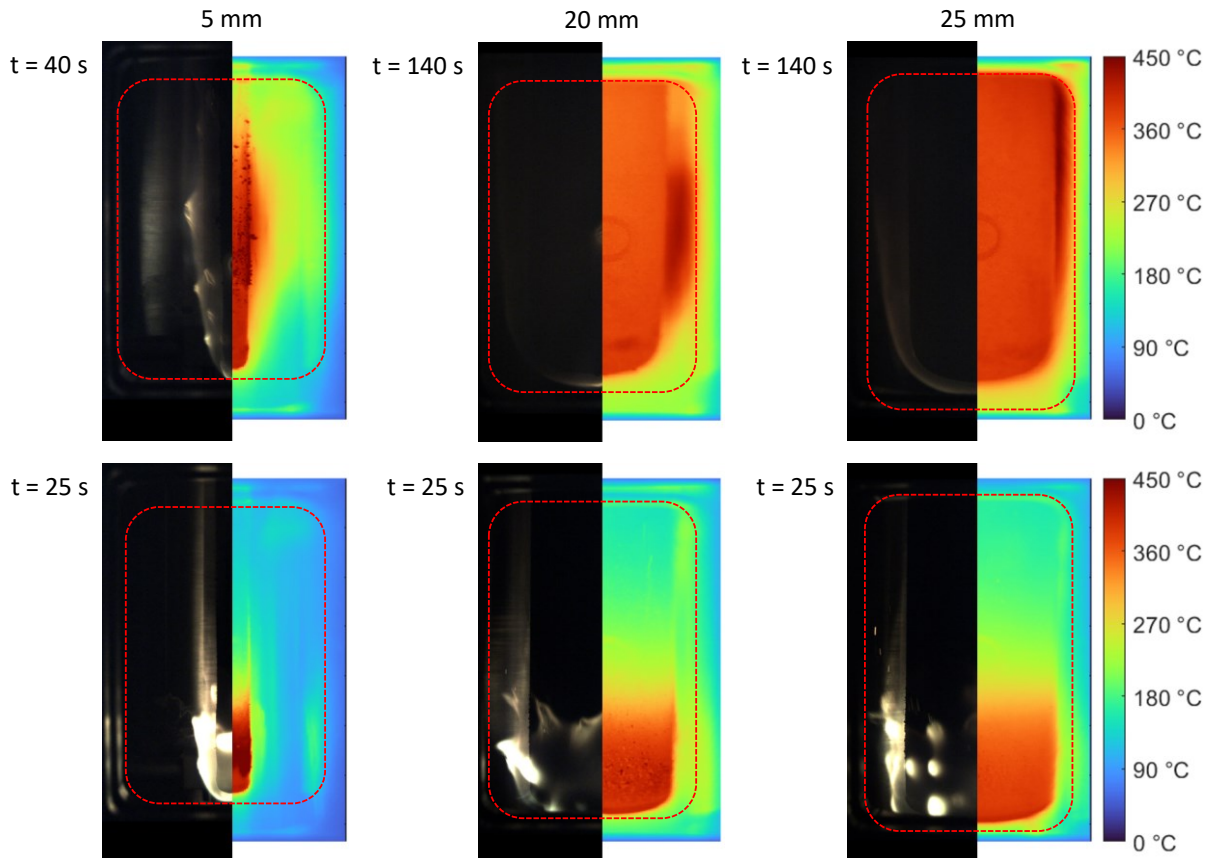


Abbildung 35: Sichtbares und IR-Erscheinungsbild der Reaktionszone früh (unten) und später (oben) im Verbrennungsprozess in μg . Beachte: die VIS und IR-Aufnahmen entstanden im Winkel von 90° zueinander. Die gestrichelte Linie markiert den Fensterrahmen.

Deutlich sichtbar ist aber, wie bereits angesprochen, dass später im Prozess (oben) die maximale Temperatur zwischen Flamme und Probe festgestellt wird. Hier liegt also der Bereich der maximalen Rußbildung. Mit Absorption = Emission muss dieser Bereich zur stärkeren Probenaufheizung beitragen. Gleichzeitig sieht man eine deutliche Abnahme der Strahlung im Sichtbaren, was fälschlich eine reduzierte Temperatur suggerieren kann.

Die **Abbildung 36** zeigt die Relation zwischen O_2 -Abnahme und CO_2 -Produktion für alle drei Proben im Zeitraum zwischen 25 und 50 s nach der Entzündung. Die Werte wurden jeweils im Abgas der Brennkammern gemessen. Die Messwerte bestätigen die sichtbaren, wie auch die IR-Aufnahmen. Man erkennt, dass die CO_2 -Produktion geringer ist, als es der O_2 -Abnahme bei vollständiger Verbrennung entsprechen würde.

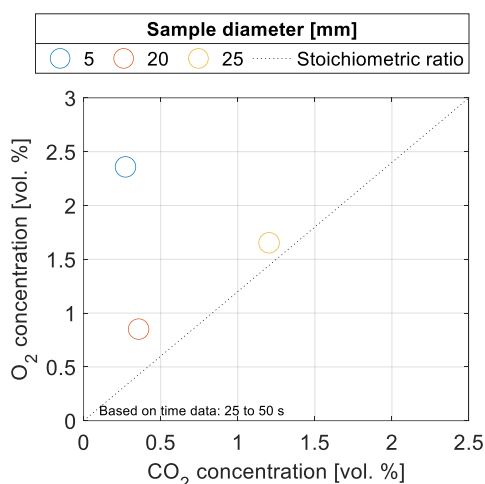


Abbildung 36: Relation zwischen O₂-Abnahme und CO₂-Produktion in μg (gestrichelte Linie = Stöchiometrie)

Bei vollständiger Verbrennung müssten die Messwerte auf der Stöchiometrie-Linie liegen. Links davon wird fett verbrannt, recht davon mager mit verbleibendem ungenutztem Sauerstoff. Mithin wurde hier deutlich mehr Pyrolysegas produziert, als verbrannt wurde. Alle Werte liegen auf der fetten Seite der Stöchiometrie – die der 5 mm Probe ganz besonders. Dies begründet die starke Rußbildung bei der 5 mm Probe.

Im Ergebnis war die hohe Flammenleistung genauso überraschend, wie die Tatsache, dass die Werte für 1g und μg weniger voneinander abwichen, als erwartet – dies obwohl die Trends den Erwartungen entsprachen – nur waren sie weniger stark ausgeprägt. Flammen in Explorationsatmosphäre verbrennen weniger vollständig als bei Normalatmosphäre und produzieren deutlich mehr unverbrannte aber brennbare Abgase. Diese sind nicht nur toxisch sondern haben in einer laminar-geschichteten Strömung in μg auch ein möglicherweise großes Potenzial einer Entzündung fernab der Brennstelle mit verbundenem Backdraft zu unterliegen wann immer die Schichtung der heißen Gase gestört wird. Diese Störung kann die Bewegung eines Astronauten sein oder auch der Impuls eines Löschmittel-Strahls.

Die Ergebnisse legen dringend nahe, über Versuche zur Wirkung einer Störung von parallelen heißen Schichten aus sauerstofffreien Pyrolysegasen und sauerstoffreicher Luft in μg - nachzudenken. Während des SAFFIRE IV Experiments auf CYGNUS hat eine Verpuffung das Setup zerstört, die nach Verlöschen des Experiments (durch Abschalten der Strömung) ausgelöst wurde, als die Strömung wieder angestellt wurde. Die Ursache hierfür blieb bisher unbekannt. Da die Ventilation die Luft nicht aus der Kammer absaugte, sondern in sie hinein drückte, könnte das Wiedereinschalten und Hineindrücken frischer Luft zu einer Durchmischung heißer Schichten die Verpuffung ausgelöst haben. Bei höherer Sauerstoffkonzentration und reduziertem Druck scheint sich diese Gefahr zu verschärfen.

Lessons Learned:

1. Infolge thermischer Expansion kommt es zu einer mehr oder weniger starken Verblockung des Ringspalts. Dieser, die Messergebnisse beeinflussende Effekt ist umso größer, je größer die Probendurchmesser sind. Es müssen also entweder die Proben deutlich kleiner sein (max. 15 mm) oder die Brennkammerdurchmesser müssen auf die Probendurchmesser angepasst werden.
2. In Explorationsatmosphäre (erhöhter Sauerstoffanteil von 26.5 vol%, auf 700 hPa reduzierter Druck) lag die Verbrennungsleistung näher an den 1g-Werten als erwartet. Insofern waren die

Abgastemperaturen höher als erwartet. Der Temperatur-Watchdog hat die Massenströme der Brennkammern 4 und 5 (20 und 25 mm) nach 227 s abgeschaltet. Dies obwohl zu diesem Zeitpunkt nur noch die 20 und 25 mm Proben brannten. Die 5 mm Probe war nach 146 s vollständig verbrannt. Das Gesamtsystem muss also auf höhere Temperaturen ausgelegt werden.

3. Alle Brennkammerteile, auch die Teile, die stromauf der eigentlichen Brennkammer liegen, müssen aus Metall gefertigt sein. Kunststoffe halten der über Wärmeleitung eingetragenen thermischen Beanspruchung nicht stand.
4. Anbauteile an die Brennkammer müssen aus Metall gefertigt sein.
5. Der Anteil an unverbranntem Sauerstoff, der hinter der Brennkammer durch Mischung zur Abgaskühlung beitragen sollte war sehr gering und wurde zu nur ca. 2.5% gemessen. Hierdurch wurden CO₂-Sensor und Feuchtesensor thermisch weit jenseits der spezifizierten Temperatur betrieben und frühzeitig zerstört.
6. Zur Messung von CO₂ und Feuchte benötigt man also eine Abgaskühlung vor der Messung. Diese kann z.B. über Phase-Change-Materialien realisiert werden, die ihren Phasenübergang unterhalb der Sensor-Temperaturspezifikation haben.
7. Der CO₂-Sensor muss einen Messbereich bis mindestens 50% aufweisen. 25% waren zu wenig.
8. Sauerstoffsensor (prinzipbedingt auf 700 °C beheizt) muss einen deutlichen Abstand zum Temperatursensor für die Abgastemperatur haben, um dessen Messung nicht zu beeinflussen.
9. Die Druckhaltung muss für einen größeren Volumenstrom (heiße, dünne Gase) ausgelegt werden. Obwohl nur drei von fünf Brennkammern gebrannt haben, erreichte das Druckhalteventil bereits nach 180 s die Schluckgrenze. Danach war das Ventil vollständig offen und der Druck stieg kontinuierlich an.
10. Die Rußfilterung, die sowieso nur Sinn macht, wenn die Versuchsparameter während des Fluges nicht geändert werden, neigt zur Verstopfung. Dies führt nicht nur zu ungewolltem Druckanstieg sondern auch zur Verlagerung des Abgasstroms hin zu weniger verblockten Außenbereichen. Der Druck in den Brennkammern 4 und 5 (20 und 25 mm) begann bereits nach 40 s zu steigen und erreichte bis zum Abschalten durch den Watchdog (227 s) Werte von 920 und 960 hPa (700 hPa nominal)
11. Damit bei dünneren Proben die Versuchszeit sinnvoll ausgenutzt werden kann, sollten die Strömungsgeschwindigkeiten möglichst niedrig gehalten werden. Von einer hohen, für eine sichere Zündung notwendigen Strömungsgeschwindigkeit sofort vor Durchheizung der Probe auf niedrigere Geschwindigkeiten bis hinunter zur Quenching-Geschwindigkeit.

2.1.7 AP 7: Dokumentationen, Berichte, Veröffentlichungen

Innerhalb des Projektes wurden regelmäßige Videokonferenzen mit den Kooperationspartnern von Airbus DS durchgeführt. Hier wurden die Zwischenstände und nächsten Schritte besprochen. Die Konstruktionsarbeiten wurden durch ein CAD-Modell dokumentiert und die Anpassungen in entsprechenden Versionen festgehalten. Zudem erfolgte die Teilnahme an regelmäßigen Videokonferenzen mit dem „International Science Team“ geführt von NASA Glenn, um sich zu den jeweiligen SAFFIRE-Missionen auszutauschen.

Die erfolgten und geplanten Veröffentlichungen während der Laufzeit des Vorhabens sind in **Kapitel 2.6** aufgelistet.

Im Rahmen von Konferenzbeiträgen wurde die Arbeit aus diesem Vorhaben einem internationalen Publikum vorgestellt. So wurde beispielsweise die COSPAR 2022 in Athen besucht und die DLR Wissenschaftskonferenz 2022 in Bonn. Die im Rahmen dieses Vorhabens durchgeführten Dienstreisen sind in der nachfolgenden Tabelle aufgelistet.

Tabelle 2: Übersicht Dienstreisen

Zeitraum	Dauer	Ort	Zweck
02-03/2022	20 Tage	Esrang, Schweden	TEXUS 57 Kampagne (Abbruch)
09-10/2022	10 Tage	Esrang, Schweden	TEXUS 57 Kampagne
04/2023	7 Tage	Esrang, Schweden	TEXUS 59 Kampagne (Abbruch)

2.2 Wichtigste Position des zahlenmäßigen Nachweises

Das Vorhaben wurde über eine Gesamtlaufzeit von 3,5 Jahren mit einer Gesamtsumme von **395.562,82 €** gefördert. Die **Abbildung 37** zeigt die Aufteilung dieser Zuwendung auf die verschiedenen Kostenarten.

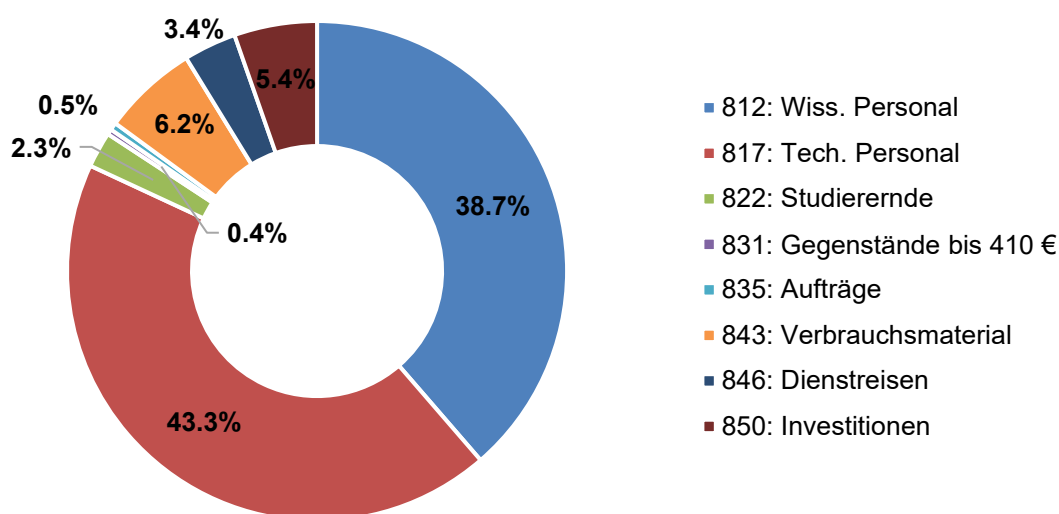


Abbildung 37: Anteil der Kostenarten an den Gesamtkosten des Vorhabens

2.3 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die durchgeführten Arbeiten und die dafür aufgewendeten Ressourcen waren notwendig und angemessen, denn sie entsprachen größtenteils der im Projektantrag detailliert dargelegten Planung. Die meisten im Arbeitsplan formulierten Aufgaben wurden erfolgreich bearbeitet. Darüber hinaus mussten keine zusätzlichen Ressourcen zur Durchführung des Vorhabens aufgewendet werden.

2.4 Voraussichtlicher Nutzen & Verwertbarkeit der Ergebnisse

Im Folgenden wird der voraussichtliche Nutzen, insbesondere die Verwertbarkeit des Ergebnisses in Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplanes dargelegt.

2.4.1 Schutzrechte

In diesem Projekt erfolgten keine Schutzrechanmeldungen. Ebenfalls sind keine Schutzrechanmeldungen geplant.

2.4.2 Wirtschaftliche Erfolgsaussichten

Die Universität Bremen ist in erster Linie ein Forschungs- und Ausbildungsbetrieb. Die Verwertung der Ergebnisse geschieht daher in der Anfertigung von wissenschaftlichen Veröffentlichungen, Bachelor- oder Masterarbeiten und von Dissertationsschriften.

Jedoch ist gerade im Bereich der Verbrennungssimulation auch eine Kommerzialisierung denkbar. Dies bezieht sich nicht nur auf den Bereich der Mikrogravitation, sondern auch auf den Bereich der normalen Gravitation. So könnten mittel- und langfristig verbesserte CFD-Simulationen zur Berechnung von Brandszenarien auf der Erde verwendet werden.

2.4.3 Wissenschaftliche/technische Erfolgsaussichten

Die Arbeiten dienen einer Verbreiterung der Wissensbasis der technisch/wissenschaftlichen Grundlagen bei der Qualifikation von Materialien für den Bau bemannter Raumfahrtsysteme. Die Ergebnisse werden in Form von Veröffentlichungen zur Verfügung gestellt und können in Anschlussvorhaben oder von dritten Stellen verwendet werden. Darüber hinaus dient das Vorhaben auch der Ausbildung des wissenschaftlich/technischen Nachwuchses.

Die enge Zusammenarbeit mit dem wissenschaftlichen internationalen Projekt SAFFIRE (Spacecraft Fire Safety Demonstration Project) sowie dem internationalen FLARE (Flammability Limits At Reduced-g Experiment) Projekt leistet einen Beitrag zur Vernetzung deutscher Forschung im internationalen Verbund auf dem Gebiet der Forschung zur Feuersicherheit in der Raumfahrt.

2.4.4 Wissenschaftliche/wirtschaftliche Anschlussfähigkeit

Das Projekt zielt auf die Erarbeitung konkreter Konstruktions-Guidelines für den Bau bemannter Raumfahrzeuge mit erhöhter Brandsicherheit ab. Diese beziehen sich zunächst nur auf die untersuchten Brennstoffe/Materialien. Diese Guidelines werden, auch durch die Einbindung in die internationalen SAFFIRE- und FLARE-Teams, eine hohe Sichtbarkeit erlangen und können so in die Modifikation von Test- und Qualifikationsprozeduren einfließen. Auf längere Sicht können die Ergebnisse über die DIN- und ISO-Normenausschüsse „Kunststoffe“ und „Raumfahrt“ Einfluss in internationale Standards finden.

Alle Ergebnisse lassen sich auf andere Materialien übertragen, wenn einzelne wenige Referenzexperimente durchgeführt werden. In der Durchführung solcher Experimente unter 1g- und μ g-Bedingungen kann die wissenschaftliche Anschlussfähigkeit bestehen.

Da grundsätzlich sowohl auf der 1g- als auch auf der Mikrogravitationsschiene gearbeitet werden muss, ist auch die Verbesserung terrestrischer Standards zur Materialqualifikation bzgl. Feuersicherheit denkbar.

In einem Anschlussvorhaben (FKZ: 50 WM 2344) werden die experimentellen und numerischen Arbeiten fortgesetzt. Mit Hilfe der bereits vorhandenen Datenbasis kann das zu entwickelnde Modell validiert werden. Zusätzlich können mit den bestehenden Aufbauten dedizierte 1g und μ g Validierungsexperimente durchgeführt werden.

2.5 Bekannt gewordener Fortschritt bei anderen Stellen

Während der Vorhabenslaufzeit wurde in diesen Fragestellungen kein relevanter Fortschritt bei anderen Stellen bekannt.

2.6 Veröffentlichungen

2.6.1 Erfolge Veröffentlichungen

Wissenschaftliche Veröffentlichungen:

- C. Eigenbrod, F. Meyer, G. Jomaas, D. L. Urban, G. A. Ruff, S. L. Olson, et al., Opposed flame spreading along a structured PMMA sample in exploration atmosphere under microgravity, 50th ICES (2021) ICES-2021-218.
- Urban, D. L., Ruff, G.A., Ferkul, P., Easton, J., Owens, J., Olson, S., Mayer, M., Fontenberry, C., Brooker, J., Graf, J., Castel, M., Toth, B., Meyer, F., Eigenbrod, C., T'ien, J.S., Liao, Y-T.T., Fernandez-Pello, A.C., Legros, G., Guilbaud, A., Smirnov, N., Fujita, O., Jomaas, G., "Fire Safety Implications of Preliminary Results from SAFFIRE IV and V Experiments on Large Scale Spacecraft Fires", 50th ICES (2021) ICES-2021-266.
- F. Meyer, J. Heißmeier, H.-C. Ries, C. Eigenbrod, Sooting Behavior in Concurrent and Upward Burning of Cylindrical PMMA-samples, 52nd ICES (2023) ICES-2023-171.

Abschlussarbeiten:

- Gartelmann, A., "Experimentelle Untersuchung der Flammenausbreitung an flachen PMMA-Proben; Einfluss von Materialstärke, Druck und Sauerstoffkonzentration", B.Sc. Arbeit, Universität Bremen, 2020.
- Sidy, D.L., „Experimentelle Bestimmung der vertikalen Flammenausbreitungsgeschwindigkeit längs horizontal gerippter PMMA-Proben: Einfluss von Druck, Sauerstoffkonzentration und Rippenabstand“, B.Sc. Arbeit, Universität Bremen, 2020.
- Ngahane, T.A., „Experimentelle Bestimmung der vertikalen Flammenausbreitungsgeschwindigkeit längs benachbarter Kanten auf PMMA-Proben; Wirkung von Kantenabstand, Druck und Sauerstoffkonzentration“, B.Sc. Arbeit, Universität Bremen, 2020.

2.6.2 Geplante Veröffentlichungen

Es ist geplant die Ergebnisse der TEXUS 57 & 59 Missionen in einem Journal zu veröffentlichen. Die TEXUS 59 Mission hat zum Zeitpunkt der Anfertigung dieses Schlussberichts noch nicht stattgefunden.

Literatur

- [1] NASA, Report of Apollo 204 Review Board, NASA HQ, Report NASA-TM-84105 (1982).
- [2] E. A. Kennan, E. H. Harvey, Mission to the Moon: A Critical Examination of NASA and the Space Program, Morrow (1969).
- [3] ECSS, Space Product Assurance - Flammability Testing for the Screening of Space Materials, ECSS-Q-ST-70-21C, (2010).
- [4] ISO, ISO 14624-1A Space systems — Safety and compatibility of materials — Part 1: Determination of upward flammability of materials, (2008).
- [5] J.-M. Citerne, H. Dutilleul, K. Kizawa, M. Nagachi, O. Fujita, M. Kikuchi, *et al.*, Fire safety in space – Investigating flame spread interaction over wires, *Acta Astronautica* 126, 500-509 (2016).
- [6] P. Ferkul, A model of concurrent flow flame spread over a thin solid fuel, Case Western Reserve University, (1993).
- [7] P. Ferkul, J. Kleinhenz, H. Y. Shih, R. Pettegrew, K. Sacksteder, J. T'ien, Solid Fuel Combustion Experiments in Microgravity Using a Continuous Fuel Dispenser and Related Numerical Simulations, *Microgravity Science and Technology XV*, 3-12 (2004).
- [8] A. Fuentes, G. Legros, S. Rouvreau, P. Joulain, J.-P. Vantelon, J. L. Torero, A. C. Fernandez-Pello, Sooting Behaviour Dynamics of Non-Buoyant Laminar Diffusion Flames, *Combust. Sci. and Tech.* 2007, 16 (2007).
- [9] M. J. Gollner, Studies on Upward Flame Spread, PhD thesis, University of California, San Diego (2012) 134.
- [10] S.-Y. Hsu, J. S. T'ien, Flame spread over solids in buoyant and forced concurrent flows: Model computations and comparison with experiments, *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011 (2010).
- [11] G. Joomas, J. L. Torero, C. Eigenbrod, J. Niehaus, S. L. Olson, P. V. Ferkul, *et al.*, Fire safety in space – beyond flammability testing of small samples, *Acta Astronautica* 109, 8 (2015).
- [12] J. Kleinhenz, The Flame Spread and Extinction Characteristics of Cotton-Fiberglass Fabric, M.Sc. thesis, CASE WESTERN RESERVE UNIVERSITY (2002) 117.
- [13] J. Kleinhenz, P. Ferkul, R. Pettegrew, K. Sacksteder, J. T'ien, One-sided flame spread phenomena of a thermally thin composite cotton/fiberglass fabric, *Fire and Materials* 2005, 27-37 (2005).
- [14] A. Kumar, J. S. T'ien, Numerical modeling of limiting oxygen index apparatus for film type fuels, *International Journal of Spray and Combustion Dynamics* 4, 299-322 (2012).
- [15] G. Legros, P. Joulain, J.-P. Vantelon, D. Bertheau, A. Fuentes, J. L. Torero, Soot Volume Fraction Measurements in a Three-Dimensional Laminar Diffusion Flame established in Microgravity, *Combust. Sci. and Tech.* 2006, 22 (2006).
- [16] G. Legros, O. Minster, B. Tóth, C. A. Fernandez-Pello, J. S. T'ien, J. L. Torero, *et al.*, Microgravity Flammability Experiments for Spacecraft Fire Safety, 63rd International Astronautical Congress, Naples (2012).
- [17] C. H. Miller, M. J. Gollner, Upward flame spread over discrete fuels, *Fire Safety Journal* 2015, 9 (2015).
- [18] K. Miyamoto, X. Huang, N. Hashimoto, O. Fujita, C. Fernandez-Pello, Limiting Oxygen Concentration (LOC) of Burning Polyethylene Insulated Wires under External Radiation, *Fire Safety Journal* tbd, tbd (2016).
- [19] G. C. Nastac, J. and T'ien, The Effects of Corrugation on Thin Solid Fuel Upward Flame Spread, Case Western Reserve University, EMAE 398 (2014).
- [20] S. L. Olson, J. S. T'ien, Buoyant Low-Stretch Diffusion Flames Beneath Cylindrical PMMA Samples, *Combustion and Flame* 2000, 13 (2000).
- [21] S. L. Olson, a. F. P.V., Evaluating Material Flammability in Microgravity and Martian Gravity Compared to the NASA Standard Normal Gravity Test, 42nd International Conference on Environmental Systems, San Diego (2012).
- [22] Y. Pizzo, J. L. Consalvi, P. Querre, M. Coutin, B. Porterie, Width effects on the early stage of upward flame spread over PMMA slabs: Experimental observations, *Fire Safety Journal* 2009, 7 (2009).
- [23] A. S. Rangwala, S. G. Buckley, J. L. Torero, Upward flame spread on a vertically oriented fuel surface: The effect of finite width, *Proc. Combust. Inst.* 2007, 8 (2007).
- [24] G. A. Ruff, D. L. Urban, Demonstration of Spacecraft Fire Safety Technology, 42nd International Conference on Environmental Systems (ICES), San Diego, CA (2012).

- [25] G. A. Ruff, D. L. Urban, A. C. Fernandez-Pello, J. S. T'ien, J. L. Torero, G. Legros, *et al.*, Development of Large-Scale Spacecraft Fire Safety Experiments, 43rd International Conference on Environmental Systems, 2013 (2013).
- [26] G. A. Ruff, D. L. Urban, Large-Scale Spacecraft Fire Safety Experiments in ISS Resupply Vehicles, 29th American Society for Gravitational and Space Research, Orlando, FL (2013).
- [27] E. J. Stalcup, Numerical Modeling of Upward Flame Spread and Burning of Wavy Thin Solids, M.Sc. thesis, Case Western Reserve University (2015) 171.
- [28] J. S. T'ien, M. Endo, Material flammability: A combustion science perspective, The 9th Asia-Oceania Symposium on Fire Science and Technology, 2013 (2013).
- [29] D. L. Urban, G. A. Ruff, O. Minster, A. C. Fernandez-Pello, J. S. T'ien, Torero, J.L., G. Legros, *et al.*, Large Scale Experiments on Spacecraft Fire Safety, 63rd International Astronautical Congress, Naples (2012).
- [30] D. L. Urban, G. A. Ruff, A. C. Fernandez-Pello, J. S. T'ien, J. L. Torero, G. Legros, *et al.*, Spacecraft Fire Safety, 34th International Symposium on Combustion, Warsaw (2012).
- [31] Y.-T. Tseng, J. S. T'ien, A Comparison of Flame Spread Characteristics over Thin Solids in Concurrent Flow Using Two Different Pyrolysis Models, *Journal of Combustion* 2011, 9 (2011).
- [32] Y.-T. Tseng, J. S. T'ien, A numerical simulation of transient ignition and ignition limit of a composite solid by a localised radiant source, *Combustion Theory and Modelling* 2013, 1-29 (2013).
- [33] W. Jahn, G. Rein, J. L. Torero, Forecasting Fire Growth using an Inverse CFD Modelling Approach in a Real-Scale Fire Test, *Fire Safety Science* 10, 1349-1358 (2011).
- [34] S. Takahashi, K. Maruta, Prediction of Limiting Oxygen Concentration of Thin Materials in Microgravity, *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.* 16, 6 (2018).
- [35] K. B. McGrattan, T. Kashiwagi, H. R. Baum, S. L. Olson, Effects of ignition and wind on the transition to flame spread in a microgravity environment, *Combustion and Flame* 106, 377-391 (1996).
- [36] C. Eigenbrod, F. Meyer, G. Jomaas, D. L. Urban, G. A. Ruff, S. L. Olson, P. Ferkul, B. Toth, Opposed flame spreading along a structured PMMA sample in exploration atmosphere under microgravity, 50th ICES, (2021).
- [37] K. B. McGrattan, T. Kashiwagi, H. R. Baum, S. L. Olson, Effects of ignition and wind on the transition to flame spread in a microgravity environment, *Combustion and Flame* 106, 377-391 (1996).
- [38] J. B. Moss, C. D. Stewart, K. J. Young, Modeling Soot Formation and Burnout in a High Temperature Laminar Diffusion Flame Burning under Oxygen-Enriched Conditions, *Combustion and Flame* 101, 491-500 (1995).
- [39] J. Nagle, R. F. Strickland-Constable, Oxidation of Carbon between 1000-2000°C, 5th (Int.) Carbon Conference, (1962).
- [40] A. B. Stein, Upward Flame Propagation Test (NASA-STD 6001): Experimental Investigation of the Flame Propagation along Cylindrical PMMA-Samples, B.Sc. thesis, University of Bremen (2015) 57.
- [41] F. Meyer, Analysis of Experimental Findings to Investigate the Flame Propagation along Surface Structured PMMA Samples under Normal- and Microgravity, M.Sc. thesis, University of Bremen (2016) 124.

Anlage

Erfolgskontrollbericht

Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN	2. Berichtsart Schlussbericht
3a. Titel des Berichts Schlussbericht zu FKZ: 50 WM 2064 „Aufbau und Durchführung eines TEXUS-Experiments zur Untersuchung der Flammenausbreitung längs zylindrischer PMMA-Proben bei reduziertem Druck und erhöhter Sauerstoffkonzentration“	
3b. Titel der Publikation	
4a. Autoren des Berichts (Name, Vorname(n)) Dr.-Ing. Florian Meyer, Dipl.-Ing. Christian Eigenbrod, M.Sc. Morteza Haj-Fathali	5. Abschlussdatum des Vorhabens 30.06.2023
	6. Veröffentlichungsdatum
4b. Autoren der Publikation (Name, Vorname(n))	7. Form der Publikation
	8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Universität Bremen, Bibliothekstrasse 1, 28359 Bremen (Auftragnehmer) Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation, ZARM, Universität Bremen, Am Fallturm/Hochschulring, 28359 Bremen (ausführende Stelle)
13. Fördernde Institution (Name, Adresse) Raumfahrtmanagement des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Königswinterer Str. 522-524 53227 Bonn	9. Ber.Nr. Durchführende Institution
	10. Förderkennzeichen 50 WM 2064
	11a. Seitenzahl Bericht 46
	11b. Seitenzahl Publikation
	12. Literaturangaben 41
16. Zusätzliche Angaben	14. Tabellen 2
	15. Abbildungen 37
	17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) Raumfahrtmanagement des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V., Bonn, 31.01.2024
18. Kurzfassung <p>Dieses Vorhaben diente der Untersuchung der Verbrennung entlang von PMMA-Proben unter Mikrogravitation. Hierfür wurde ein Experiment entworfen und gebaut, welches an Bord der Höhenforschungsrakete TEXUS 57 geflogen ist und für 6 min Mikrogravitationsbedingungen ermöglichte. Während des Experimentes sollten 5 zylindrische Proben in Gleichstromkonfiguration verbrannt werden. Der Druck betrug 700 mbar bei 26,5 vol.% Sauerstoffanteil. Diese Atmosphäre ist für zukünftige Explorationsmissionen vorgesehen. Das Experiment lieferte wertvolle Erkenntnisse im Bereich der Feuersicherheit der astronautischen Raumfahrt, wie z.B. die stark erhöhte Rußproduktion unter Mikrogravitation.</p> <p>Parallel zu den experimentellen Arbeiten wurde eine OpenFOAM-Simulation weiterentwickelt, um die Verbrennungsvorgänge auch mit einem numerischen Modell abzubilden. Hier wurden einige Fortschritte erzielt, die es erstmals ermöglichten, die numerischen mit experimentellen Ergebnissen zu vergleichen.</p>	
19. Schlagwörter Feuersicherheit, PMMA, Verbrennung, TEXUS, CFD, Mikrogravitation, Raumfahrtexploration	
20. Verlag	21. Preis

Document Control Sheet

1. ISBN or ISSN	2. Type of Report Final report	
3a. Report Title Final report on grant: 50 WM 2064 "Setup and implementation of a TEXUS experiment to investigate flame propagation along cylindrical PMMA samples at reduced pressure and increased oxygen concentration"		
3b. Title of Publication		
4a. Author(s) of the Report (Family Name, First Name(s)) Dr.-Ing. Florian Meyer, Dipl.-Ing. Christian Eigenbrod, M.Sc. Morteza Haj-Fathali	5. End of Project 06/30/2023	
	6. Publication Date	
4b. Author(s) of the Publication (Family Name, First Name(s))	7. Form of Publication	
	8. Performing Organization(s) (Name, Address) Universität Bremen, Bibliothekstrasse 1, 28359 Bremen (Contractor) Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation, ZARM, Universität Bremen, Am Fallturm/Hochschulring, 28359 Bremen (implementing entity)	
13. Sponsoring Agency (Name, Address) Raumfahrtmanagement des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Königswinterer Str. 522-524 53227 Bonn	9. Originator's Report No.	
	10. Reference No. 50 WM 2064	
	11a. No. of Pages Report 46	
	11b. No. of Pages Publication	
	12. No. of References 41	
16. Supplementary Notes	14. No. of Tables 2	
	15. No. of Figures 37	
	17. Presented at (Title, Place, Date) Raumfahrtmanagement des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V., Bonn, 01/31/2024	
18. Abstract The purpose of this project was to investigate combustion along PMMA samples under microgravity conditions. An experiment was designed and built for this purpose, which was flown on board the TEXUS 57 sounding rocket and provided microgravity conditions for 6 minutes. During the experiment, 5 cylindrical samples were to be burned in a concurrent flow configuration. The pressure was 700 mbar at 26.5% oxygen by volume. This atmosphere is intended for future space exploration missions. The experiment provided valuable findings in the area of fire safety in human spaceflight, such as the greatly increased soot production under microgravity. Parallel to the experimental work, an OpenFOAM simulation was further developed in order to map the combustion processes with a numerical model. Some progress was made here, which made it possible for the first time to compare the numerical with experimental results.		
19. Keywords Fire safety, PMMA, combustion, TEXUS, CFD, microgravity, space exploration		
20. Publisher	21. Price	