Universität Bremen

Bachelorarbeit

Zur Erlangung des akademischen Grades

Bachelor of Science (B.Sc.)

Untersuchung des Einflusses von metallischen Additiven auf die Leistungsfähigkeit eines Hybridantriebes mit Paraffin und flüssigem Sauerstoff

Examination of the Influence of Metallic Additives on the Performance of a Hybrid Rocket Engine fueled with Paraffin Wax and Liquid Oxygen

Henning Folke Heibrok, 4156897

Fachbereich 4 – Wirtschaftsingenieurwesen Produktionstechnik

Vertiefungsrichtung Fertigungstechnik

Email: heibrok@uni-bremen.de

Eingereicht am: 09.02.2018

Erstgutachter: Prof. Dr. rer. nat. M. Avila

Zweitgutachter: Dipl.-Ing. C. Eigenbrod

ZENTRUM FÜR
ANGEWANDTE RAUMFAHRTTECHNOLOGIE
UND MIKROGRAVITATION

ZARM

ZARM Experimental Hybrid Rocket ZEPHYR 2 Center of Applied Space Technology and Microgravity

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis iii
Abkürzungen: iv
Formelzeichen: v
Kapitel I - Einleitung ..... - 1 -
Kapitel II – Theoretischer Hintergrund ..... - 2 -
2.1 Geschichte der Rakete ..... - 2 -
2.2 Raketenantriebe ..... - 3 -
2.3 Regressionsrate ..... - 5 -
2.4 Wärmestrahlung ..... - 6 -
2.5 Spezifischer Impuls ..... - 6 -
2.6 Treibstoffadditive ..... - 7 -
2.6.1 Metallische Additive ..... - 7 -
2.6.1.1 Vergleich von Additiven ..... - 7 -
2.6.1.2 Eigenschaften von Metallen ..... - 9 -
2.6.2 Dispersion und Suspension ..... - 9 -
2.6.3 Sinkgeschwindigkeit von Partikeln in newtonschen Fluiden ..... - 9 -
Kapitel III – Stand der Forschung ..... - 11 -
3.1 ZEpHyR/STERN II ..... - 11 -
3.2 Geeignete Additive ..... - 11 -
3.2.1 ZEpHyR I Additive ..... - 11 -
3.2.2 Reine Metalle ..... - 12 -
3.2.3 Metallhydride ..... - 14 -
3.2.4 Nichtmetallische Additive ..... - 16 -
3.3 Forschungsergebnisse ..... - 17 -
3.3.1 Larson et al. - Paraffin und Lithium-Aluminiumhydrid (LiAlH4) ..... - 17 -
3.3.2 Galfetti et al – verschiedene Additive ..... - 19 -
3.3.3 Lips - Aluminium ..... - 21 -
3.3.4 Zusammenfassung ..... - 22 -
3.4 Partikelgröße ..... - 22 -
Kapitel IV – NASA CEA Berechnungen zum optimalen Verhältnis von Oxidator zu Treibstoff ..... - 24 -
4.1 Setup ..... - 24 -
4.2 Ergebnisse ..... - 25 -
Kapitel V – Einbringung des Additivs in den Treibstoff ..... - 29 -
5.1 Einführung ..... - 29 -
5.2 Theoretische Sedimentationsgeschwindigkeit ..... - 29 -

5.3 Versuche zur Sedimentierung ..... - 30 -
5.3.1 Versuch 1, hohe Temperatur ..... - 30 -
5.3.2 Versuch 2, niedrige Temperatur ..... - 34 -
5.3.3 Interpretation ..... - 36 -
5.4 Weitere Ansätze zur Einbringung in den Treibstoff ..... - 37 -
5.4.1 Metallschaum/Zellstrukturen ..... - 37 -
5.4.2 Metallwolle ..... - 38 -
5.4.3 Nanopartikel ..... - 38 -
Kapitel VI – Gesamtfazit und Ausblick ..... - 40 -
Literaturangaben ..... - 42 -
Anhang ..... - 44 -
Urheberrechtliche Erklärung ..... - 46 -

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: 2- und 3-stufige Rakete aus Schmidlaps Buch [5] ..... - 2 -
Abbildung 2: Treibstoffablösung am Grain [14] ..... - 5 -
Abbildung 3: Grains von Drinkewitz, Paraffin(l.), Paraffin+Aluwolle(m.), Paraffin+Titanhydrid(r.) [30, S. 34] ..... - 12 -
Abbildung 4: Vergleich der Energiefreigabe verschiedener Materialien bei Oxidation [10, S. 417] ..... - 14 -
Abbildung 5: Dichte und Dekomposition von Hydriden [34 bis 36] ..... - 16 -
Abbildung 6: Atomare Struktur der Ivyane mit 8 bzw. 6 Cyclopropanringen [37, S. 3] ..... - 16 -
Abbildung 7:"LGCP Rocket Motor" Schema [39, S. 6] ..... - 17 -
Abbildung 8: Regressionsraten verschiedener Treibstoffkombinationen, „*“ bedeutet ein niedrigeres O/F Verhältnis von 1,5-1,75 [39, S. 13] ..... - 18 -
Abbildung 9: Abbrennraten verschiedener Treibstoffkombinationen, „*“ bedeutet ein niedrigeres O/F Verhältnis von 1,5-1,75 [39, S. 14] ..... - 19 -
Abbildung 10: 2-slab burner von Galfetti et al. dunkelgrau: Treibstoffplatten [16, S. 62] ..... - 20 -
Abbildung 11: Übersicht Ergebnisse (Fuel Formulation: Treibstoff-Additiv- Massenanteil) [16, S. 67] ..... - 20 -
Abbildung 12: Einfluss von variierenden Aluminiumanteilen auf die Regressionsrate [10, S. 426] ..... - 21 -
Abbildung 13: Einfluss von unterschiedlichen Oxidatoren auf die Regressionsrate [10, S. 427] . - 21 -
Abbildung 14: CEA Berechnung verschiedener Additive ..... - 25 -
Abbildung 15: CEA Berechnung verschiedener Anteile Aluminiums ..... - 26 -
Abbildung 16: Paraffin+10% Aluminium <5 µm nach 0, 10, 30 und 60 Minuten ..... - 31 -
Abbildung 17: Paraffin + 10% Aluminium <95 µm nach 0,10,30 und 60 Minuten ..... - 32 -
Abbildung 18: Paraffin + 10% Eisen <95 µm nach 0, 10, 30 und 60 Minuten ..... - 33 -
Abbildung 19:Paraffin + 10% Aluminium <5 µm nach 0, 30 und 60 Minuten ..... - 34 -
Abbildung 20: Paraffin + 10% Aluminium <55 µm nach 0, 30 und 60 Minuten ..... - 35 -
Abbildung 21:Paraffin + 10% Eisen <95 µm nach 0, 30 und 60 Minuten ..... - 36 -
Abbildung 22: Ausgehärtetes Grain ..... - 37 -
Abbildung 23: Offenporiger Aluminiumschaum des Fraunhofer IWU Leipzig [42] ..... - 38 -
Abbildung 24: Sedimentationszeit von Partikeln in Wasser [28, S. 72] ..... - 39 -

Abkürzungen:
CEA: Chemical Equilibrium with Applications

CB: Carbon Black

DLR: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

FLOX: Fluor-Sauerstoff Oxidator

GIRD: Group for the Study of Reactive Motion

GOX: Gaseous Oxygen

HTPB: Hydroxyl-terminiertes Polybutadien

(Fuel) Grain: Treibsatz

LAH: Lithiumaluminiumhydrid

LOX: Liquid Oxygen

NASA: National Aeronautics and Space Administration

O/F Verhältnis: Massenverhältnis Oxidator zu Treibstoff

ppm: parts per million

PU: Polyurethan

STERN: Studentische Experimentalrakete, Projekt des DLR

ZARM: Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation

ZEpHyR: ZARM Experimental Hybrid Rocket

Formelzeichen:

A = Oberfläche eines strahlenden Körpers, m²

A_g = mittlere Querschnittsfläche des Treibsatzes,

A_c = mittlere Querschnittsfläche des Ports, cm²

A_t = Düsenhalsquerschnittsfläche, cm²

d = Durchmesser, mm

ε = Emissivität

g = 9,81 m/s²: Erdbeschleunigung

G_{OX} = Oxidatormassenstrom, kg/s

I_{ges} = Gesamtimpuls, Ns

I_{sp} = gewichtsspezifischer Impuls auf Meereshöhe, s

m = Gesamtmasse, kg

m_0 = Gesamtmasse bei Brennstart, kg

m_1 = Gesamtmasse bei Brennende, kg

m_{LOX} = Gesamtmasse des Flüssigsauerstoffs, kg

m_{Par} = Gesamtmasse des Paraffins, kg

m_T = Gesamtmasse des Treibstoffs, kg

m_{Tank} = Gesamtmasse des Tanks, kg

η = Viskosität, mPa*s

P = Strahlungsleistung, W

ρ_f = Dichte des Fluids, g/cm³

ρ_p = Dichte des Partikels, g/cm³

ρ_g = Treibstoffdichte, g/cm³

r = Regressionsrate, mm/s

Re = Reynoldszahl

σ = Stefan-Boltzmann-Konstante, $W/(m^2 * K^4)$

T = Temperatur, K

t_B = Brenndauer, s

v_g = Austrittsgeschwindigkeit des Abgasstromes, m/s

v_{par} = Theoretisch erreichbare Geschwindigkeit mit Paraffin, m/s

v_{par+Al} = Theoretisch erreichbare Geschwindigkeit mit Paraffin und Aluminium, m/s

w_s = Sinkgeschwindigkeit, mm/s

Kapitel I - Einleitung

Hybridraketentriebwerke sind aufgrund ihres geringen Gefahrenpotentials und der Einfachheit der Konstruktion, verglichen mit anderen Triebwerkstypen, mittlerweile Gegenstand vieler Forschungsprojekte. Ein Hauptziel in der Erforschung von Hybridtriebwerken liegt darin, den erreichbaren Schub zu erhöhen, da dieser durch die nötige Verflüssigung und Verdampfung des Treibstoffs vor der Verbrennung limitiert ist. Ein Ansatz dazu ist die Nutzung von metallischen Additiven im Treibstoff, da diese durch ihre höhere Brenntemperatur die Aufschmelzung und Verdampfung des Treibstoffs beschleunigen können.

Gelingt es, den Schub von Hybridtriebwerken in Zukunft zu erhöhen, haben diese das Potential konventionelle Feststoffantriebe als Boosterstufe zu ersetzen. Da reine Feststoffantriebe im Allgemeinen hochentzündlich sind und außerdem im Gegensatz zu Hybridtriebwerken in aller Regel nicht ohne giftige und obendrein umweltschädliche Treibstoffe beziehungsweise Abgase auskommen, wäre die Nutzung von Hybridtriebwerken ein wichtiger Schritt in Richtung Nachhaltigkeit und Sicherheit in der Raketentechnik.

Das Ziel dieser Bachelorarbeit ist die Darstellung des aktuellen Forschungsstandes bezüglich der metallischen und teilweise auch nichtmetallischen Additive in Hybridraketenantrieben.

Ein weiteres Ziel dieser Arbeit ist es herauszuarbeiten, in welcher Größenordnung ein Performancezuwachs bei der Regressionsrate und dem spezifischen Impuls bei der Nutzung eines bestimmten Additives zu erwarten ist. Da der Triebwerksteststand noch nicht fertiggestellt ist, wird die Berechnung der theoretischen Performance bezüglich des spezifischen Impulses und des optimalen Oxidator zu Treibstoff Verhältnisses mithilfe des NASA CEA Tools durchgeführt. Die Regressionsratenerhöhung wird anhand von internationalen Forschungsergebnissen untersucht.

In dieser Bachelorarbeit wird weiterhin erörtert, ob es sinnvoll für den Hybridantrieb der ZePHyR II ist, ein Additiv zu nutzen. Es gilt außerdem herauszuarbeiten, in welcher Form und Weise dieses in das Paraffin-Grain eingebracht werden kann.

Schlussendlich soll diese Arbeit auch als Basis für weitere Untersuchungen zu möglichen Additiven dienen, denn sobald der Triebwerksteststand am ZARM fertiggestellt ist, können auch eigene Performancetests zu geeigneten Zusatzstoffen durchgeführt werden.

Kapitel II – Theoretischer Hintergrund

2.1 Geschichte der Rakete

Die ersten Überlieferungen von echten Raketen stammen aus dem China des Jahres 1232. Bei der Verteidigung gegen mongolische Angreifer zündeten die Chinesen mit Schwarzpulver gefüllte Flugkörper. Diese ersten Raketen waren jedoch weniger zum Anrichten von Schaden geeignet, sondern eher zum Erschrecken der Mongolen und deren Pferden. Der Plan ging offenbar auf, die Verteidigung ging als Sieger aus der Schlacht hervor. [1, 2]

Die Mongolen bauten nun selbst Raketen und aufgrund ihrer Kultur als Reitervolk verbreitete sich die Technik bis nach Europa, wo in den darauffolgenden Jahrhunderten ebenfalls an Raketen geforscht wurde. [3]

Zwischen 1529 und 1559 beschrieb Conrad Haas im „Hermannstädter Kunstbuch“ unter anderem erstmals das Konzept einer mehrstufigen Rakete. [4]

Johann Schmidlap war, basierend auf Haas‘ Vorarbeit, vielleicht der erste Mensch, der eine mehrstufige Rakete erfolgreich gestartet hat. Zumindest aber war er der erste, der konkrete Pläne entwarf und somit auch der Erfinder. [3]

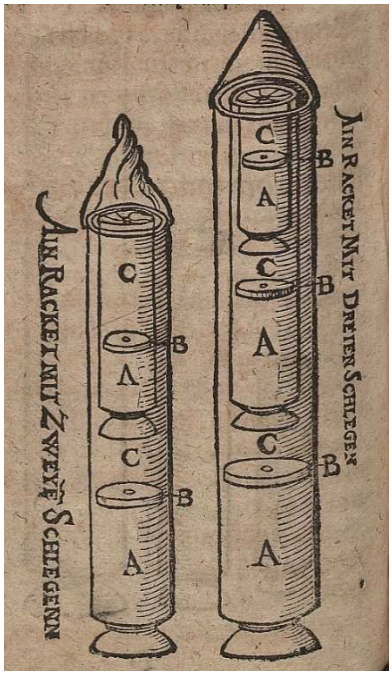

Abbildung 1: 2- und 3-stufige Rakete aus Schmidlaps Buch [5]

In der 1687 erschienenen „Philosophiae Naturalis Principia Mathematica“ stellte Newton seine drei Newtonschen Gesetze auf. Das dritte Axiom, das Prinzip von Aktion und Reaktion, begründete die moderne Raumfahrt, da jedes Raketentriebwerk auf diesem Prinzip beruht.

1903 formulierte der russische Lehrer Konstantin Eduardowitsch Ziolkowski die Raketengrundgleichung [6, S. 37–39]:

$$v(m) = v_g * \ln\left(\frac{m_0}{m_1}\right) - g * t_B \quad \text{(Gl.1)}$$

$$v_g = Austrittsgeschwindigkeit\ des\ Abgases,$$

$$m_0 = Gesamtmasse\ bei\ Brennstart,$$

$$m_1 = Gesamtmasse\ bei\ Brennende$$

$$t_b = Brennzeit.$$

Diese Gleichung besagt, dass Treibstoffe mit einer höheren Abgasaustrittsgeschwindigkeit bei gleicher Masse eine höhere Geschwindigkeitsänderung bewirken. Noch heute ist die Abgasaustrittsgeschwindigkeit v_g indirekt ein ausschlaggebendes Kriterium bei der Wahl eines Raketentreibstoffes, da sie über den spezifischen Impuls einen wichtigen Parameter der Effizienz darstellt. (Siehe Kapitel II)

Die erste Hybridrakete, die GIRD-09, wurde wahrscheinlich am 17. August 1933 von der russischen GIRD-Forschungsgruppe (Gruppe zur Erforschung reaktiver Antriebe) gestartet. Die Gruppe wurde 1931 gegründet und hatte den Auftrag basierend auf Ziolkowskis Gleichung Raketenantriebe zu entwickeln. [7, S. 311–312][8]

Die GIRD-09 wurde mit flüssigem Sauerstoff und geliertem Benzin betrieben, was sie technisch gesehen zu einer Hybridrakete macht. Sie lieferte einen Schub von etwa 500N für 18 Sekunden, womit sie eine Höhe von 400m erreichen konnte. [9]

In den USA wurde erst sehr viel später ein echter Hybridantrieb entwickelt. In den späten 1940er Jahren begann General Electric einen hypergolen Antrieb, also einen Antrieb, dessen Komponenten sich ohne Fremdeinwirkung entzünden, zu erforschen, bei dem flüssiger Wasserstoffperoxid als Oxidator durch einen Katalysator gespalten wird und anschließend mit festem Polyethylen reagiert. [10, S. 6]

In den 1960ern stieg dann das Interesse an Hybridraketen stark an. Die NASA sponserte eine Reihe von Studien an der „University of Tennessee at Chattanooga“ um neue, hochenergetische Treibstoffkombinationen zu finden. Dabei wurde mit Lithium erstmals ein Metall in Betracht gezogen. Mit HTPB als Binder, einer Fluor-LOX Mischung und später auch Lithiumhydrid als Additiv gelang es einen Hybridantrieb mit einem auch für heutige Verhältnisse hohen spezifischen Impuls (siehe Kapitel 2.5) von 380 s zu bauen und erfolgreich zu zünden. [10, S. 9–10]

2.2 Raketenantriebe

Um die Vor- und Nachteile von Hybridantrieben zu beleuchten sollen im Folgenden zunächst die drei Arten von chemischen Raketenantrieben dargestellt werden. Sie unterscheiden sich durch den Aggregatzustand des Treibstoffs beziehungsweise des Oxidators im Tank.

Liegen beide Komponenten getrennt voneinander im flüssigen Zustand vor, handelt es sich um einen sogenannten Flüssigkeitsraketenantrieb (liquid fuel engine). Diese Antriebe werden aufgrund der einfachen Drosselungsmöglichkeit und des hohen spezifischen Impulses bis zu 400 s bevorzugt als Mittel- bzw. Oberstufe genutzt. Nachteil dieser Antriebsform ist die hohe technische Komplexität bedingt durch die Vielzahl von Ventilen, Brennkammerkühlung, Treibstoffkühlung (da die meisten Flüssigtreibstoffe kryogen sind), Turbopumpen etc. [11, S. 197] [12]

Liegen beide Komponenten im festen Zustand vor, handelt es sich um einen Feststoffbantrieb (solid rocket motor). Da sich Feststoffe nicht einfach unmittelbar vor der Verbrennung vermischen lassen, werden die Komponenten im Treibsatz bereits bei der Herstellung vermischt. Den vorgemischten Treibstoff nennt man Monopropellant. Nach der Zündung ist eine Drosselung oder gar Abschaltung des Feststoffantriebs nicht mehr möglich. Lediglich durch die Treibsatzgeometrie lässt sich der Brennverlauf beeinflussen. Großer Vorteil dieser Antriebsart ist ihre technische Einfachheit sowie die günstige Herstellung, die es erlauben Feststoffantriebe beinahe beliebig hoch zu skalieren und damit sehr hohe Schübe zu realisieren. Der spezifische Impuls rangiert typischerweise im Bereich von 200 s, was vergleichsweise wenig ist. Der Zweck der Booster ist es allerdings eher das Haupttriebwerk dabei zu unterstützen die üblicherweise hohe Startmasse einer Rakete zu Beginn des Fluges abheben zu lassen. Außerdem sind Feststoffantriebe häufig umweltschädlich, bei den Boostern der Ariane entstehen insgesamt pro Start ca. 270 t 37-prozentige Salzsäure, die in niedriger bis mittlerer Höhe freigesetzt werden. [11, S. 417–419, 13]

Der Hybridantrieb verbindet die beiden Formen des Antriebs; hier liegt jeweils eine Komponente in flüssiger (meist das Oxidationsmittel) und die andere in fester Form vor. Die flüssige Komponente erlaubt eine unkomplizierte Drosselung des Triebwerks per Zulaufregelung, die feste sorgt für eine wesentlich geringere Komplexität gegenüber einem normalen flüssig-flüssig Triebwerk. Ihr spezifischer Impuls liegt typischerweise zwischen dem von Feststoffantrieben und Flüssigantrieben. Weiterer Vorteil von Hybridtriebwerken ist, dass für die üblichen Treibstoffe wie HTPB bei Atmosphärenbedingungen keine Entzündungsgefahr besteht. Besonders bei Feststoffboostern aber besteht dieses Problem, da der Treibstoff bereits fertig gemischt zum Launchpad gebracht werden muss. Dieser Unterschied macht die Herstellung des Hybridtreibsatzes, sowie die Betankung der Rakete vor dem Start verhältnismäßig einfach und sicher. [11, S. 579–580]

Die Hauptbrennkammer im Hybridtriebwerk wird vom Treibstoffblock selbst gebildet, der von einer Isolierschicht und der Außenhülle umschlossen ist. Wie in Abbildung 2 zu sehen verflüssigt sich die Oberfläche des Treibstoffes durch die entstehende Hitze, wodurch eine flüssige Schicht entsteht. Diese wird wiederum durch die Hitze verdampft und anschließend im Oxidatorstrom verbrannt. Hier deutet sich ein Problem des Hybridantriebs an, denn es handelt sich um eine Diffusionsflamme, das heißt, je langsamer der Treibstoff schmilzt und verdampft, desto weniger Schub wird generiert. Da die Flamme nicht direkt am Grain anliegt, sondern von diesem durch die Schicht verflüssigten Treibstoffes getrennt ist, wird der konvektive Wärmetransfer durch die Phasenübergänge behindert. Bei Feststoffantrieben ist dieses Problem weniger schwerwiegend, da das Oxidans im Grain selbst vorliegt und die Verbrennung so direkt

an diesem stattfindet. Daher werden für Hybridraketen andere Treibstoffe benötigt als für Feststoffraketen.

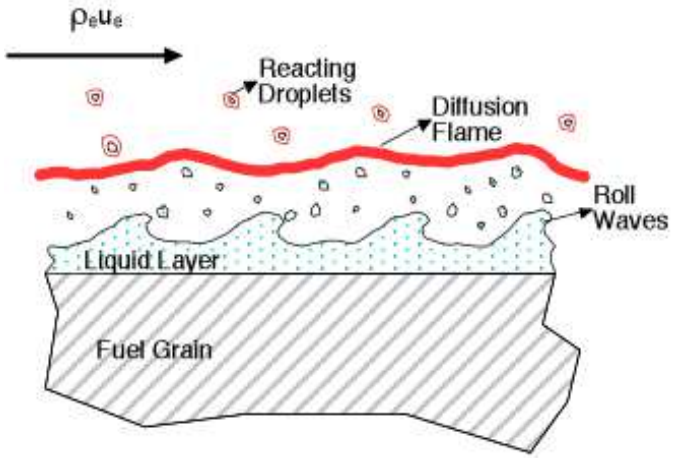

Abbildung 2: Treibstoffablösung am Grain [14]

Neben der Verdampfung des Treibstoffs gibt es noch einen Effekt, der den Treibstoff in die Flamme trägt, den Entrainment-Effekt (Entrainment ≙ Mitnahme). Er beschreibt die Ablösung von kleinen Tröpfchen an der flüssigen Schicht des Grains, hervorgerufen durch den Oxidatormassenstrom. Dieser Effekt ist besonders bei Treibstoffen mit niedriger Viskosität, zum Beispiel Paraffin, zu beobachten und ist in Abbildung 2 visualisiert. Da diese Tröpfchen nicht mehr durch Hitze verdampft werden müssen um in die Diffusionsflamme zu gelangen, ist dieser Effekt mit verantwortlich für die höhere Regressionsrate von Treibstoffen mit niedriger Viskosität. [10, S. 25]

2.3 Regressionsrate

Die Regressionsrate ist für Hybrid- und Feststoffraketen ein wichtiger Parameter. Sie wird üblicherweise in mm/s oder cm/s angegeben und beziffert, wie viel Treibstoff pro Zeiteinheit in radialer Richtung vom Treibsatz abgetragen wird. Sie lässt sich durch folgende Gleichung aus dem Massenausstoß (Δm), der Dichte des Treibstoffs (ρ_t), der Brennzeit (t_b) und dem mittleren Treibsatzquerschnitt (A) definieren. [15, 16, S. 63]

$$r = \frac{\Delta m}{\rho_g t_b A_g} \quad \text{(Gl.2)}$$

Zur Untersuchung von verschiedenen Treibstoffen ist es außerdem üblich die Regressionsrate in Abhängigkeit vom Oxidatormassenstrom (G_{OX}) darzustellen.

$$r = a(G_{OX})^n \text{ (Gl.3)}$$

Die Parameter a und n werden dabei für jeden Treibstoff empirisch ermittelt.

Die Regressionsrate ist von vielen verschiedenen Faktoren abhängig, neben den bereits genannten wie der Viskosität des Treibstoffes und dem Oxidatormassenstrom hat die Brennkammertemperatur großen Einfluss auf die Regression, da diese die Temperatur der Grainoberfläche und damit auch die Geschwindigkeit des Schmelzvorgangs bestimmt. Zu beachten ist aber, dass bei Feststoffantrieben, aufgrund des vorgemischten Treibstoffs,

die Verbrennung unmittelbar am Grain erfolgt und die Regressionsrate damit direkten Einfluss auf den Schub hat, während sie bei Hybridantrieben lediglich angibt, wie schnell der Treibstoff vom Grain abgetragen wird. Da der geschmolzene Treibstoff auch unverbrannt aus der Düse austreten kann, hat die Regressionsrate bei Hybridraketen nur in Verbindung mit einer vollständigen Verbrennung Einfluss auf den Schub.

2.4 Wärmestrahlung

Es gibt drei Wege der Wärmeübertragung: Konduktion, Konvektion und Wärmestrahlung. Konduktion ist die Wärmediffusion durch einen Feststoff oder ein ruhendes Fluid. Da es in einem Raketentriebwerk keine ruhenden Fluide gibt, ist die Konduktion lediglich bei der Wärmeleitung in den Treibsatz hinein vorhanden und hier von geringerer Bedeutung als die Konvektion, die die Wärmeleitung durch ein sich bewegendes Fluid beschreibt. Weiterhin relevant ist die Wärmestrahlung, die von jedem Körper ausgesendet wird, der Wärmeenergie gespeichert hat. [17] Die Intensität ist abhängig von Farbe, Oberfläche und Temperatur des Körpers. Mit steigender Temperatur sendet ein Körper mehr Strahlung aus. Die Eigenschaften des Materials äußern sich in der sogenannten Emissivität (ε), ein Wert zwischen 0 und 1, der den Grad der Strahlung im Vergleich zum idealen schwarzen Strahlungskörper angibt. Die ausgesendete Strahlungsleistung (P) lässt sich durch das Stefan-Boltzmann-Gesetz bestimmen. [18]

$$P = \sigma * \varepsilon * A * T^4 \text{ (Gl.4)}$$

Hierbei ist A die strahlende Fläche des Körpers, σ die Stefan-Boltzmann-Konstante, ε die Emissivität und T die Temperatur. Bei Raumtemperatur ist die ausgesendete Strahlung sehr gering und im Gegensatz zur Konvektion und Konduktion zu vernachlässigen. Da die Strahlungsleistung aber mit der Temperatur quartisch steigt, steigt auch der Einfluss der Wärmestrahlung in heißen Umgebungen, wie zum Beispiel einem Raketentriebwerk. Die Energie wird von den heißen Reaktionsprodukten teilweise auf den festen Treibstoff zurückgestrahlt, sodass dieser schneller schmilzt und verdampft. Eine Beeinflussung der Strahlungsparameter kann also aufgrund des beschriebenen Effektes die Regressionsrate erhöhen. Nutzt man beispielsweise einen Brennstoff, dessen Oxidationsprodukte bei sonst gleichen Eigenschaften eine höhere Emissivität haben, so erhöht man die Rückstrahlung auf das Grain und damit die Regressionsrate. Auch mit sehr simplen Mitteln wie der Schwarzfärbung des Grains wird eine Erhöhung der Regressionsrate erreicht, da schwarze Stoffe die Wärmestrahlung bekanntlich wesentlich besser absorbieren als hellere. [19] Durch die Absorption der Strahlung nahe der Oberfläche des Grains wird ein tieferes Vordringen und die damit verbundene Verminderung der Grainstabilität verhindert.

2.5 Spezifischer Impuls

Der spezifische Impuls ist eine Größe, die die Treibstoffeffektivität angibt. Es ist üblich den gewichtsspezifischen Impuls (I_{sp}) im Gegensatz zu dem massenspezifischen und dem volumenspezifischen Impuls anzugeben, da dieser die Einheit Sekunde hat und es daher keine Unklarheiten zwischen dem metrischen und dem imperialen System gibt. Er ist definiert als Gesamtimpuls des Treibstoffs (I_{ges}) geteilt durch das Produkt aus Gesamtmasse des Treibstoffs (m_T) und Erdbeschleunigung (g).

$$I_{sp} = \frac{I_{ges}}{m_T * g} = \frac{v_g * m_T}{m_T * g} = \frac{v_g}{g}$$ (Gl.5)

An der Formel lässt sich erkennen, dass der spezifische Impuls proportional zur Abgasaustrittsgeschwindigkeit (v_g) ist. [6, S. 41]

2.6 Treibstoffadditive

Treibstoffadditive sind im Allgemeinen Hilfsmittel, die schon seit langer Zeit Treibstoffen in kleinen Mengen hinzugefügt werden, um deren Eignung für den jeweiligen Verwendungszweck zu optimieren. Üblich sind hierbei zum Beispiel eine Verbesserung der Verbrennungseigenschaften, der dauerhaften Lagerbarkeit oder der Schmierfähigkeit.

Ab den 1920er Jahren wurde dem Motorenbenzin beispielsweise Blei beigesetzt, um die Klopffestigkeit des Treibstoffes zu erhöhen. Dadurch war eine höhere Verdichtung des Benzin-Luftgemisches möglich, ohne dass es sich ungewollt selbst entzündet. [20]

Heute noch setzen Mineralölkonzerne wie Royal Dutch Shell und BP eine Vielzahl von Additiven in Ottokraftstoffen ein, um sich einen Wettbewerbsvorteil gegenüber der Konkurrenz zu verschaffen. Die Anwendungsbereiche sind dabei wie bereits beschrieben sehr vielfältig. [21, 22]

2.6.1 Metallische Additive

2.6.1.1 Vergleich von Additiven

Metalle bieten sich als Additiv für feste Treibladungen an, da sie viele, besonders für Raketentriebwerke wünschenswerte Eigenschaften in sich vereinen.

Wichtige Eigenschaften eines Additivs/Treibstoffs:

1) Heizwert
2) (adiabate) Verbrennungstemperatur
3) Dichte
4) Optimales Verhältnis von Oxidator zu Treibstoff
5) Umweltverträglichkeit
6) Kosten/Verfügbarkeit

Heizwert/Verbrennungsenergie

Der massenspezifische Heizwert [kJ/g] gibt die Energiemenge an, die bei Oxidation des Brennstoffes freigesetzt wird. Der Heizwert ist im Vergleich zum Brennwert für ein Raketentriebwerk relevanter, weil beim Brennwert die Energie, die bei der Kondensation des Wasserdampfes freigesetzt wird, mit eingerechnet wird. [23, S. 127] Da die Kondensation des in der Brennkammer entstehenden Wasserdampfes erst außerhalb der Rakete stattfindet, ist diese Energie aus Sicht der Rakete verloren. Je höher der Heizwert, desto mehr Energie kann aus der gleichen Masse Treibstoff freigesetzt werden. Außer

dem massenspezifischen Heizwert gibt es auch den volumenspezifischen Heizwert [kJ/cm³], der den Energieertrag bezogen auf das Volumen des Treibstoffs angibt.

Adiabate Verbrennungstemperatur

Die Verbrennungstemperatur [K] gibt die Temperatur an, die die Edukte nach der Verbrennung erreichen. Die adiabate Verbrennungstemperatur wird nur unter idealen Bedingungen, das heißt ohne Wärmeaustausch mit der Umgebung, erreicht. [24, S. 205] Sie ist daher ausschließlich theoretischer Natur. Da eine höhere Verbrennungstemperatur zum einen eine höhere Düsenaustrittsgeschwindigkeit und damit einen höheren spezifischen Impuls und zum anderen eine schnellere Verdampfung des Paraffins und damit eine höhere Regressionsrate bewirkt, ist sie ein relevantes Maß für ein Additiv.

Dichte

Die Dichte [g/cm³] ist die volumenbezogene Masse eines Stoffes. [25] Je höher die Dichte eines Additives, desto höher ist die an der Düse ausgestoßene Masse, was wiederum den Gesamtimpuls der Rakete erhöht. Andererseits wirkt sich eine hohe Dichte negativ auf die gleichmäßige Vermischung zwischen Additiv und Paraffin aus.

Optimales Verhältnis von Oxidator zu Treibstoff

Das sogenannte optimale O/F Verhältnis gibt an, wie viel Oxidator benötigt wird um eine bestimmte Masse Treibstoff am Effizientesten zu verbrennen. Wie in Kapitel 4.2 zu sehen variiert das optimale O/F Verhältnis bei verschiedenen Treibstoffkonfigurationen.

Umweltverträglichkeit

Da die ZEpHyR eine besonders umweltschonende Rakete sein soll, spielt die Umweltverträglichkeit des Additivs ebenfalls eine Rolle. Viele übliche Raketentreibstoffe sind hochgiftig und sehr umweltschädigend, wie zum Beispiel das unsymmetrische Dimethylhydrazin, das giftig, krebserregend, ätzend und demzufolge umwelt- und gesundheitsschädigend ist. [26]

Kosten/Verfügbarkeit

Da das STERN II Projekt mit einem verhältnismäßig knappen Budget auskommt, sind die Kosten des Additivs ein wichtiges Argument. Im Laufe der Recherche für diese Arbeit zeigte sich, dass viele potentielle Additive bisher nur in hochspezialisierten Industrien genutzt wurden. Daher ist deren Verfügbarkeit oft sehr begrenzt.

2.6.1.2 Eigenschaften von Metallen

Metalle haben eine Reihe von Eigenschaften, die sie zu einem vorteilhaften Raketentreibstoff machen. Zum Beispiel haben sie im Allgemeinen eine vergleichsweise hohe Dichte, die zu einer hohen Volumeneffizienz führt. Dadurch wird bei gleicher Treibsatzgröße eine höhere Energiefreigabe erzielt.

Außerdem schmilzt und verdampft das Paraffin im Treibsatz aufgrund der höheren Brennkammertemperatur bei der Verbrennung von Metallen schneller. Dadurch kann es besser mit dem Oxidatorstrom vermischt werden, um mit diesem zu reagieren. Dieser Effekt wird noch verstärkt durch die Tatsache, dass die Produkte der Metalloxidierungsreaktion eine hohe Wärmestrahlung aussenden, die die Treibstoffoberfläche ebenfalls erwärmen. [16, S. 61] Das bewirkt zum einen eine Erhöhung des Regressionsrate und zum anderen, dass bei Nutzung von metallischen Additiven durch die bessere Vermischung von Treibstoff und Oxidator das optimale O/F Verhältnis gesenkt wird, es wird also weniger Oxidator benötigt, um die gleiche Masse an Treibstoff zu oxidieren. Dadurch kann der Oxidatortank verkleinert werden, was zu einer Einsparung an Struktur- und Oxidatormasse führt.

Ein weiterer Vorteil der Metallverbrennung in der Brennkammer ist, dass Druckschwankungen in der kondensierten Phase am Grain gedämpft werden und somit eine stabilere und gleichmäßigere Verbrennung bewirkt wird. [10, S. 417]

Risha et al. weisen darauf hin, dass reaktive Substanzen wie Metalle außerdem für eine Beschleunigung der Pyrolyse bei vielen Polymeren, zum Beispiel bei HTPB sorgen. Dies ist jedoch für die ZEpHyR irrelevant, da der Treibstoff Paraffin keine Polymerstrukturen aufweist. [10, S. 414]

2.6.2 Dispersion und Suspension

Wie bereits erwähnt hat die hohe Dichte von Metallen Auswirkungen auf die Vermischbarkeit der Komponenten und die Stabilität der Mischung. Der theoretische Hintergrund dafür soll im Folgenden erläutert werden.

Eine Dispersion ist eine Mischung aus zwei oder mehr Stoffen, die sich nicht ineinander lösen. Es gibt verschiedene Arten von Dispersionen, beispielsweise Emulsionen und die in dieser Arbeit relevanten Suspensionen, in denen Feststoffpartikel (dispergierte Phase, Metallpartikel) in einem Fluid (Dispersionsmittel, Paraffin) vorliegen. Suspensionen trennen sich von alleine durch Sedimentation der Partikel. Dieser Vorgang kann durch das Zentrifugieren der Suspension beschleunigt werden. [27]

2.6.3 Sinkgeschwindigkeit von Partikeln in newtonschen Fluiden

Die Sink- oder Sedimentationsgeschwindigkeit von sphärischen Partikeln (w_s) in newtonschen Fluiden nach Stokes gibt an, mit welcher Geschwindigkeit ein Partikel gegebener Dichte (ρ_p) und gegebenen Durchmessers (d) in einem Fluid mit gegebener Dichte (ρ_f) und Viskosität (η) absinkt. Voraussetzung ist, dass eine laminare Umströmung vorliegt. Dies ist laut Luckert im Fall einer absinkenden Kugel in einem

Absetzbecken gegeben, wenn die sogenannte Reynoldszahl Re<0,5 ist. [28, S. 107] Weiterhin gilt diese Gleichung laut Luckert nur für Suspensionen mit geringen Feststoffanteilen und ohne Interaktion mit Wänden. [28, S. 106] Dieser Wert wird jedoch nicht weiter definiert.

$$w_s = \frac{d^2 * (\rho_p - \rho_f) * g}{18 * \eta} \text{ (Gl.6)}$$

Nach der Berechnung der Sinkgeschwindigkeit muss die Reynoldszahl noch überprüft werden, um sicherzustellen, dass es sich um eine laminare Strömung handelt. [28, S. 107]

$$Re = \frac{w_s * d * \rho_f}{\eta} \text{ (Gl.7)}$$

Die Sedimentation kann außerdem durch Schwarmeffekte bei größeren Partikelmengen beeinflusst werden, was zu einer Senkung der Sedimentationsgeschwindigkeit führt. [28, S. 109]

Kapitel III – Stand der Forschung

3.1 ZEpHyR/STERN II

Das STERN II (STudentische ExperimentalRaketeN) Projekt ist ein vom DLR gefördertes Projekt, in dem Teams von Studenten drei Jahre Zeit und ein Budget bekommen, um eine flugfähige Rakete zu entwickeln. Ziel ist es eine möglichst große Höhe zu erreichen, sowie die Telemetrieeinheit unbeschadet per Fallschirm zurück zum Boden sinken zu lassen, um die Flugdaten nachträglich auswerten zu können. Das Antriebssystem kann hierbei frei gewählt werden.

Die „ZARM Experimental Hybrid Rocket II“ (ZEpHyR II) ist eine im Rahmen des STERN II Projektes von Studenten der Bremer Universität entwickelte Rakete, die zum Ende des Projektes von der Abschussrampe in Esrange, Schweden gestartet wird.

Sie ist die Nachfolgerin der ZEpHyR, der ersten europäischen flugfähigen Hybridrakete, die mit Paraffin und flüssigem Sauerstoff angetrieben wird. Aufgrund der Tatsache, dass bei der Reaktion dieser Komponenten größtenteils CO_2 und Wasserdampf entstehen, ist die ZEpHyR II eine vergleichsweise umweltschonende Rakete. Außerdem kann das Paraffin durch die Fischer-Tropsch-Synthese mithilfe von Synthesegas aus Biomasse aus regenerativen Rohstoffen gewonnen werden. [29]

Unter der Leitung von Tim Schwenteck und Maximilian Ruhe werden eine Vielzahl von Projekt-, Bachelor- und Masterarbeiten zur Entwicklung der Rakete erstellt. Dabei kann auf den Erkenntnissen des STERN I Projekts aufgebaut werden, an dem beide oben genannte ebenfalls teilnahmen.

3.2 Geeignete Additive

3.2.1 ZEpHyR I Additive

Das Thema der Additive wurde bereits in der Masterthesis von Malte Drinkewitz im Rahmen von STERN I behandelt. Es wurden Tests mit Paraffin und Aluminiumwolle (in 1-3 cm lange Fäden geschnitten), sowie mit Paraffin und feinkörnigem Titandihydrid (Partikeldurchmesser unbekannt) durchgeführt. Da Drinkewitz keine genauere Untersuchung des durch Druckguss hergestellten Treibstoffblocks hinsichtlich der Partikelverteilung durchgeführt hat, ist die Qualität des Grains angesichts der hohen Dichte von Titandihydrid fraglich. Optisch sieht das Ergebnis jedoch, wie in Abbildung 4 zu sehen, homogen aus.

Als Resultat der Tests sah man von einer Nutzung der Additive im Triebwerk letztendlich ab, da mit Titandihydrid nur eine minimale Steigerung der Regression erreicht wurde und mit Aluminium gar eine leichte Senkung. [30, S. 67]

Auswirkungen des Titandihydrids auf die Verbrennungsstabilität wurden in einem von fünf getesteten Fällen als negativ befunden, die hohe Intensität der Brennkammerdruckänderung wurde in anderen Tests nicht beobachtet und die Ursache dafür ist unbekannt. [30, S. 79–80] Die Aluminiumwolle verbesserte die Verbrennungsstabilität „deutlich“. [30, S. 77]

Insgesamt rät Drinkewitz von Titanhydrid aufgrund der hohen Kosten und der möglichen Verbrennungsinstabilität ab. Aluminiumwolle jedoch solle mit höheren O/F Verhältnissen weiter getestet werden. Dies geschah im Rahmen des STERN I Projekts nicht mehr. [30, S. 84]

Abbildung 3: Grains von Drinkewitz, Paraffin(l.), Paraffin+Aluwolle(m.), Paraffin+Titanhydrid(r.) [30, S. 34]

3.2.2 Reine Metalle

Mitte der 1950er Jahre erkannte man, dass Metallpartikel, die dem Treibstoff hinzugefügt werden die Performance erhöhen. Anfang der 1960er Jahre unternahmen Wissenschaftler der U.S. Air Force die ersten gezielten Versuche um den Nutzen verschiedener metallischer Additive genauer zu untersuchen. Obwohl diese vielversprechend waren, sind in den folgenden fast 50 Jahren nur zwei Raketen mit einem metallversetzten Treibstoffgrain geflogen; die „Sandpiper“, eine Übungsrakete für Flugabwehrstellungen und eine Höhenforschungsrakete, die durch eine Kooperation der NASA mit Lockheed-Martin entstand. [10, S. 420]

Prinzipiell kommen alle brennbaren Metalle für die Verwendung als Additiv in Frage, da diese eine gute Energiedichte aufweisen. In Abbildung 5 ist ein Diagramm mit einigen Elementen, sowie HTPB und deren massen- und volumenspezifischen Heizwerten aufgeführt. Die Elemente Aluminium, Beryllium, Bor, Silicium, Titan, Wolfram und Zirconium stechen durch ihre besonders hohen volumenspezifischen Verbrennungsenergien hervor. Aus Mangel an weiterführenden Tests fallen Silicium, Titan, Wolfram und Zirconium jedoch aus der weiteren Untersuchung raus. [10, S. 418]

Beryllium

Beryllium ist ein Erdalkalimetall mit der Ordnungszahl 4. Für seine niedrige Ordnungszahl besitzt es eine außergewöhnlich hohe Dichte von 1,848 g/cm³. [31]

Da Beryllium mit 66,5 kJ/gm und 123 kJ/cm³, sowohl die höchste gewichtsspezifische, als auch die nach dem Element Bor höchste volumenspezifische Verbrennungsenergie

aller untersuchten Elemente freisetzt, ist es in der Theorie ein sehr interessantes Additiv. [10, S. 418] Das bei Oxidation entstehende Berylliumoxid ist jedoch genau wie Beryllium selbst sehr giftig und ist damit als Additiv nicht geeignet. Desweiteren ist Beryllium ein relativ seltenes Element und damit auch entsprechend teuer.

Bor

Bor ist im Periodensystem das nächste Element nach Beryllium, es hat also die Ordnungszahl 5 und ist ein Halbmetall. Es ist mit einem Anteil von 7 ppm in der Erdkruste ein seltenes Element. Die Dichte von Bor beträgt 2,46 g/cm³. [31]

Bor, obwohl es kein Metall ist, weist es viele metallische Eigenschaften auf und besitzt die höchste volumenbezogene Verbrennungsenergie von 137 kJ/cm³. [10, S. 418] Da jedoch bei Verbrennungstests herausgefunden wurde, dass Bor dazu neigt, andere Produkte als das erwünschte B_2O_3 zu bilden, und daher nicht komplett zu verbrennen, fällt es angesichts der zusätzlichen Probleme mit der Zündung ebenfalls als Additiv aus. [10, S. 451]

Aluminium

Aluminium, mit der Ordnungszahl 13, gehört wie das namensgebende Bor in die Borgruppe des Periodensystems, ist jedoch im Gegensatz zu Bor ein Erdmetall. Es ist nach Sauerstoff und Silizium das dritthäufigste Element der Erdhülle, jedoch ist es in der Natur nie elementar zu finden, sondern meist in Form von Aluminosilikaten oder Bauxit. Die Dichte von 2,7 g/cm³ liegt knapp über der von Bor. [31]

Aluminium ist laut Risha et al. die beste Wahl, weil es im Gegensatz zu Beryllium ungiftig, einfach zu handhaben und vergleichsweise günstig ist. [10, S. 419] Das bei der Verbrennung entstehende Aluminiumoxid, auch als Tonerde bekannt, ist völlig ungefährlich und kommt auch in der Natur häufig vor. [32] Weiterhin rangiert die insbesondere für Raketen wichtige volumenspezifische Verbrennungsenergie des Aluminiums von 83,9 kJ/cm³ im oberen Mittelfeld der untersuchten Elemente. [10, S. 418] Zwar bildet Aluminium unter Sauerstoffeinfluss sofort eine dünne Oxidschicht, diese wird jedoch durch die Erhitzung brüchig und behindert die Verbrennung selbst kaum.

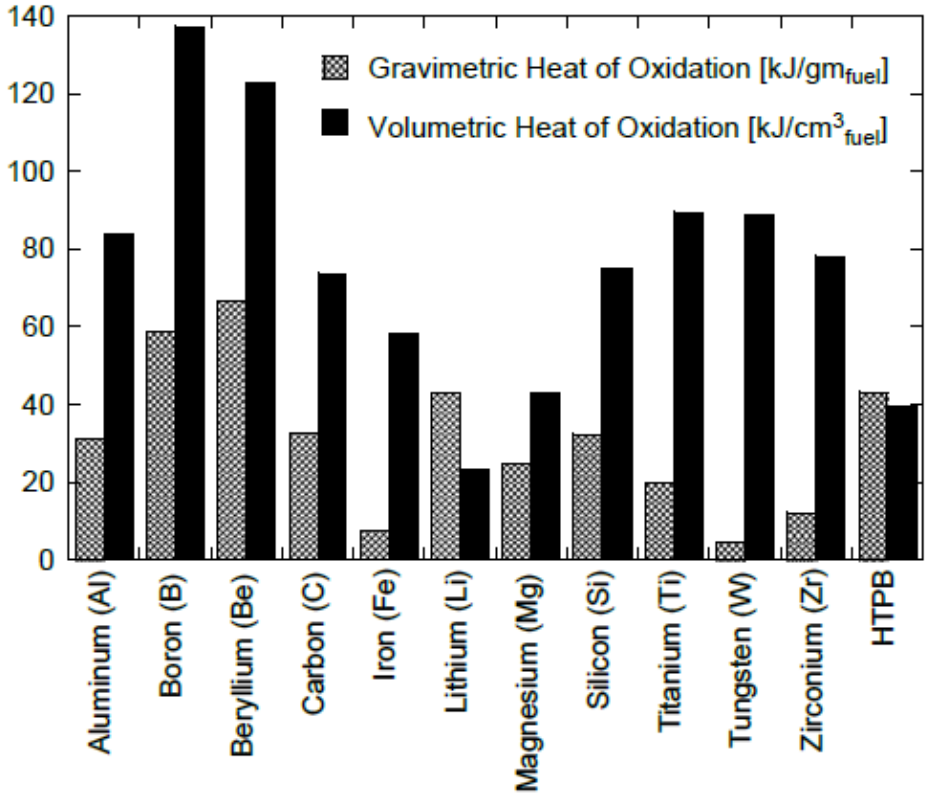

Abbildung 4: Vergleich der Energiefreigabe verschiedener Materialien bei Oxidation [10, S. 417]

3.2.3 Metallhydride

Lithiumaluminiumhydrid ($LiAlH_4$)

Lithiumaluminiumhydrid (LAH) ist ein starkes Reduktionsmittel, das bei etwa 125°C seine Wasserstoffatome freigibt. Bei Kontakt mit Wasser reagiert es mit diesem zu Lithium- und Aluminiumhydroxid, sowie reinem Wasserstoff. Da diese Reaktion exotherm ist, kann sich der Wasserstoff selbst entzünden.

LAH hat wie reines Aluminium sehr vorteilhafte Eigenschaften für einen Hybridraketenantrieb. Es gilt als kompakter Wasserstoffspeicher. Da das Molekül unter Wärmeeinwirkung in die drei der Verbrennung zuträglichen Elemente Lithium, Aluminium und Wasserstoff zerfällt, bietet sich der Einsatz als Additiv in einem Hybridantrieb an.

Zusätzlicher Vorteil von LAH ist, dass die Dichte mit ca 0,8-0,9 g/cm³ der des Paraffin sehr ähnlich ist. Dies macht die Herstellung des Grains wesentlich einfacher als mit reinen Metallen, da sich die LAH-Partikel gut mit den Paraffinpartikeln vermischen.

Die thermische Dekomposition des Lithiumaluminiumhydrids läuft folgenderweise ab:

$$3\ LiAlH_4 \rightarrow Li_3AlH_6 + 2\ Al + 3\ H_2$$

Da in der Brennkammer der Oxidatorstrom fließt, werden die entstehenden Aluminium- und Wasserstoffatome unverzüglich verbrannt. Übrig bleibt noch das Lithiumhexahydroaluminat, welches bei etwa 220-270 °C weiter zerfällt:

$$2\ Li_3AlH_6 \rightarrow 6\ LiH + 2\ Al + 3\ H_2$$

Wieder entstehen reines Aluminium und reiner Wasserstoff, die wieder unmittelbar verbrennen, übrig bleibt noch Lithiumhydrid. [33]

$$2\ LiH + O_2 \rightarrow 2\ LiOH$$

Es ist also festzustellen, dass Lithiumaluminiumhydrid theoretisch, wenn auch über einige Zwischenprodukte, vollständig verbrennt. Das entstehende, giftige und ätzende Lithiumhydroxid zerfällt bei 924 °C in Lithiumoxid und Wasser. Lithiumoxid ist zwar nicht giftig, allerdings wirkt es bei Haut- oder Augenkontakt ätzend. [34, 35]

Einfache Metallhydride

Einfache Metallhydride bestehen im Gegensatz zu LAH aus nur einem Metall und Wasserstoff. Sie reagieren mit Sauerstoff exotherm zu dem jeweiligen Metallhydroxid und Wasser. Die Metallhydroxide sind, abgesehen von Lithiumhydroxid, ohne Gefahrstoffkennzeichnung. Da die einfachen Hydride jedoch wie LAH allgemein sehr reaktionsfreudig sind, ist auch bei ihnen ein vorsichtiger Umgang gefragt.

Da sich die Metallhydride vom Reaktionsverhalten her sehr ähnlich sind, werden im Folgenden noch einige mit Potential als Additiv mit ihren spezifischen Eigenschaften gelistet. Heizwerte sind für Hydride leider nicht verfügbar.

	Dichte (g/cm³)	Dekomposition/ Selbstentzündung	Potentiell gefährliche Produkte ja/nein	Verfügbarkeit
Aluminiumhydrid	1,48	105 °C	nein	schlecht
Lithiumhydrid	0,82	500 °C	ja	gut
Magnesiumdihydrid	1,45	327 °C	unbekannt	eher schlecht
Titandihydrid	3,91	225 °C	nein	gut

Abbildung 5: Dichte und Dekomposition von Hydriden [34 bis 36]

3.2.4 Nichtmetallische Additive

Bereits die Sowjetunion nutzte ab den 1980er Jahren einen organischen (flüssig-) Raketentreibstoff, das Syntin. Es wurde erstmals 1960 synthetisiert und fand Anwendung in der zweiten Stufe der Sojus Rakete. Nach dem Zerfall der Sowjetunion wurde die Massenproduktion jedoch aufgrund der zu hohen Kosten eingestellt. Syntin hat die Summenformel $C_{10}H_{16}$ und besteht aus drei Cyclopropylringen. [37, S. 1–2]

In den USA wurde ab 1987 ein Forschungsprogramm gestartet, in dessen Rahmen hochenergetische Materialien gefunden werden sollten. Dabei wurde das Molekül Cuban untersucht, welches eine hohe innermolekulare Spannungsenergie aufweist. Diese Energie wird bei der Verbrennung freigesetzt. Die Herstellung erwies sich jedoch als sehr aufwändig, sodass der Einsatz von Cuban wieder verworfen wurde. [37, S. 1–2]

Ivyane

Ivyane sind Kohlenwasserstoffe, die erstmals 2011 synthetisiert wurden. Sie bestehen aus bis zu acht Cyclopropanringen (C_3H_6, siehe Abb. 7). Cyclopropanringe haben von allen bekannten Kohlenwasserstoffen mit die höchste Spannungsenergie, was das Molekül zu einem potentiell attraktiven Brennstoff macht. [37, S. 2–3, 38]

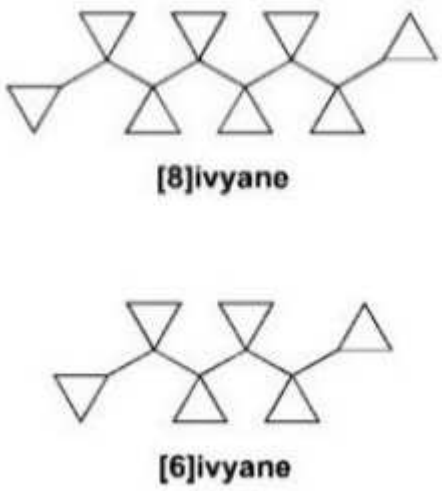

Abbildung 6: Atomare Struktur der Ivyane mit 8 bzw. 6 Cyclopropanringen [37, S. 3]

Es hat außerdem den Vorteil, dass die Herstellung gegenüber anderen synthetisierbaren hochenergetischen Materialien vergleichsweise einfach ist. [37, S. 2]

Ivyane sind wie Paraffin Kohlenwasserstoffe, was für ein gutes Bindungspotential zwischen den beiden Stoffen spricht.

Kohlenstoff

Kohlenstoff ist ein häufig genutztes Additiv für Hybridraketen. Im Gegensatz zu den bereits genannten Additiven wird er jedoch nicht nur zur zusätzlichen Verbrennung genutzt, sondern in geringen Mengen zur Schwarzfärbung des Treibstoffes. Da schwarze Körper mehr Wärmestrahlung absorbieren (siehe Kapitel 2.4), fördert der Kohlenstoff den Wärmeaustausch in der Brennkammer und erhöht so indirekt die Regressionsrate.

3.3 Forschungsergebnisse

3.3.1 Larson et al. - Paraffin und Lithium-Aluminiumhydrid (LiAlH4)

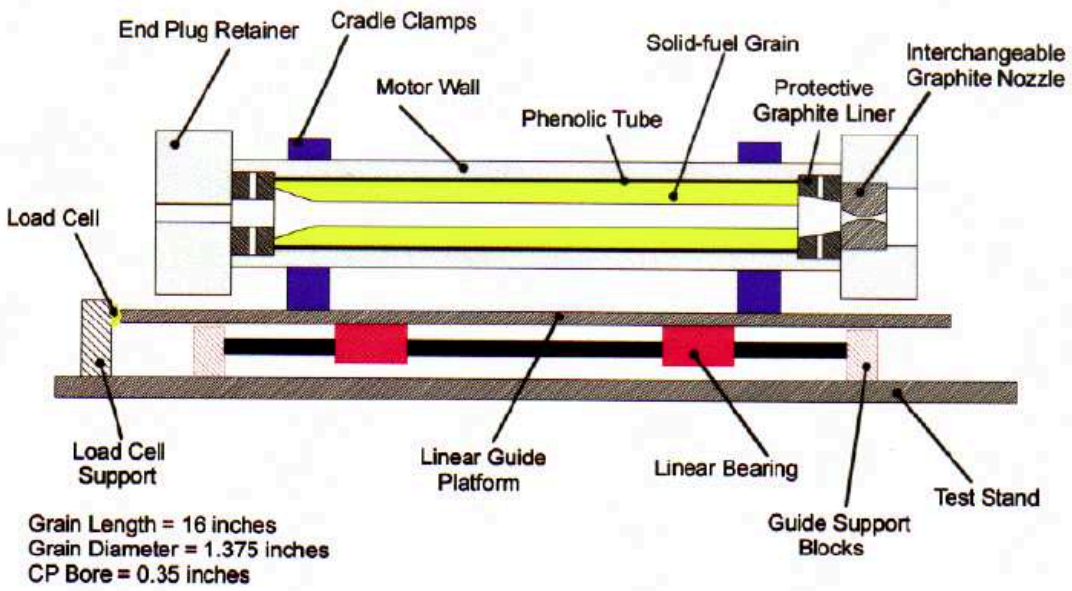

Abbildung 7:"LGCP Rocket Motor" Schema [39, S. 6]

Im 2012 von der NASA veröffentlichten Paper von Larson et al., wird neben Hexogen und Kohlenstoffnanoröhren (MWNT) auch Lithiumaluminiumhydrid untersucht.

Dabei wurde der sogenannte „Long Grain Center Perforated (LGCP) Rocket Motor“ genutzt, ein typischer Hybridtriebwerksteststand der in Abbildung 8 schematisch zu sehen ist.

Dafür wurde das LAH bis zu 300 Stunden lang unter Stickstoffatmosphäre in der Kugelmühle auf Partikelgrößen von teilweise unter 100 nm zerkleinert und anschließend unter Vakuumbedingungen mit dem flüssigen Paraffin vermischt, wobei das verwendete Paraffin einen Schmelzpunk von 70-80 °C hat. Anschließend wurde die Mischung per Schleuderguss (400 U/min in 3 Schichten) in Form gebracht und mit einem Portdurchmesser zwischen 8,89 und 12,95 mm und einer Länge von 4,5 bzw. 5,5 Zoll zugeschnitten, um drei verschiedene O/F Verhältnisse zwischen 2,0 und 2,4 zu erreichen. [39, S. 6] Die durch die unterschiedlichen Längen entstehenden Freiräume in der LGCP Hülle wurden dabei durch Graphitkörper gefüllt, um den Treibsatz zu fixieren. [39, S. 7]

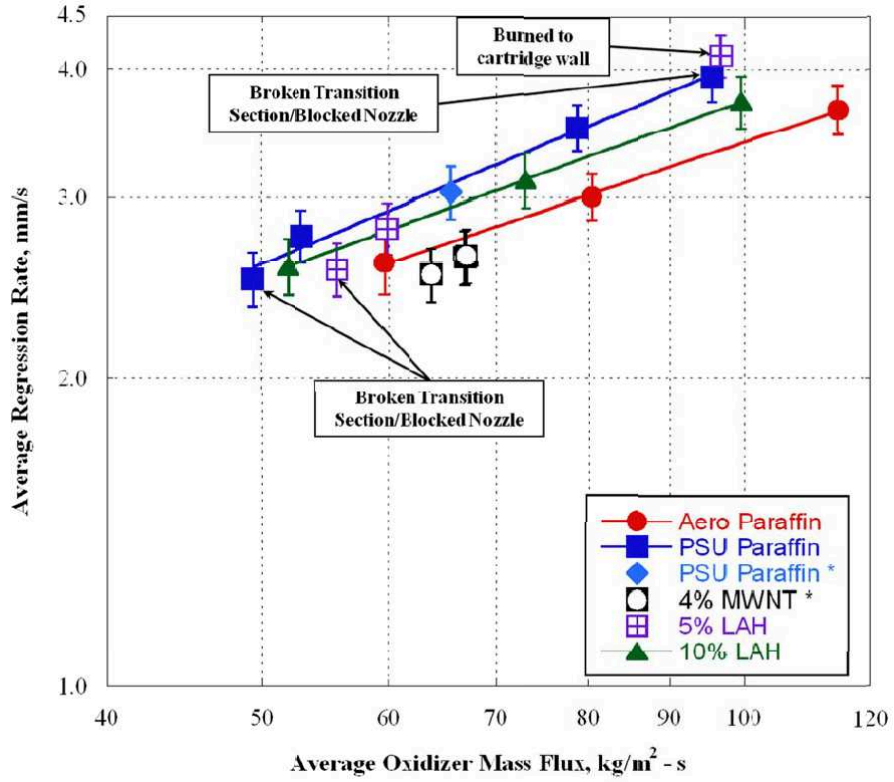

Abbildung 8: Regressionsraten verschiedener Treibstoffkombinationen, „“ bedeutet ein niedrigeres O/F Verhältnis von 1,5-1,75 [39, S. 13]*

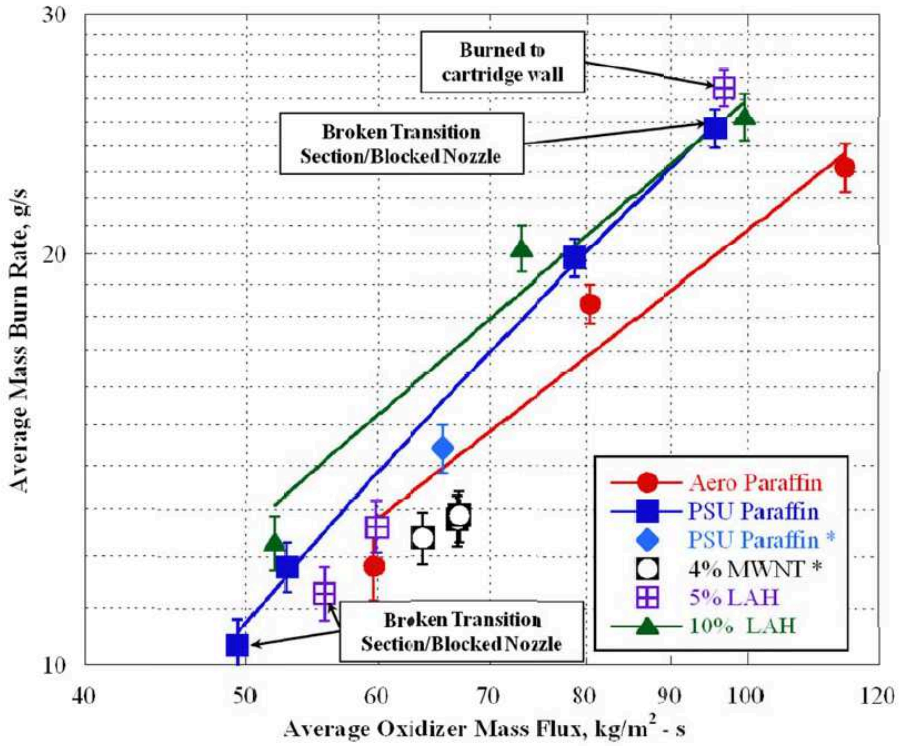

Abbildung 9: Abbrennraten verschiedener Treibstoffkombinationen, „“ bedeutet ein niedrigeres O/F Verhältnis von 1,5-1,75 [39, S. 14]*

In Abbildung 9 ist zu erkennen, dass das mit 10% LAH versetzte Paraffin eine konstant höhere Regressionsgerade als das reine „Aerospace Corporation“ Paraffin (Aero Paraffin) aufweist. Dies könnte auf die niedrigere Dichte des erstgenannten Brennstoffes (0,86 g/cm³ bzw 0,898 g/cm³) zurückzuführen sein, denn im Allgemeinen hat Paraffin mit einer niedrigeren Dichte eine höhere Regressionsrate. Mit Blick auf die Massenbrennrate in Abbildung 10 zeigt sich jedoch, dass auch hier das angereicherte Paraffin eine bessere Performance zeigt. Die Ausgleichsgerade liegt bei einem Sauerstoffmassenstrom von 60 kg/m²s etwa 15% und bei einem Strom von 100 kg/m²s etwa 19% über der des Aero Paraffins. Es ist außerdem zu sehen, dass das ebenfalls getestete „Pennsylvania State University“ (PSU) Paraffin eine bessere Performance zeigt, als das Aero Paraffin. Das Aero Paraffin mit 4% Kohlenstoffnanoröhren schneidet am schlechtesten ab, wurde aber auch bei niedrigeren O/F Verhältnissen getestet.

3.3.2 Galfetti et al – verschiedene Additive

Galfetti et al. vergleichen in ihrer Arbeit „Experimental Investigation of Paraffin-Based Fuels for Hybrid Rocket Propulsion“ von 2013 [16] die Regressionsraten von verschiedenen Wachsen und Additiven mit der von reinem HTPB.
Genutzt wurde hier ein 2-dimensionaler “slab burner”, also ein aus zwei gegenüberliegenden Treibstoffplatten bestehender Aufbau. Dieser wird von links (Abb.

11) mit Sauerstoff als Oxidator versorgt, während auf der rechten Seite eine kalibrierte Düse den Massenstrom misst.

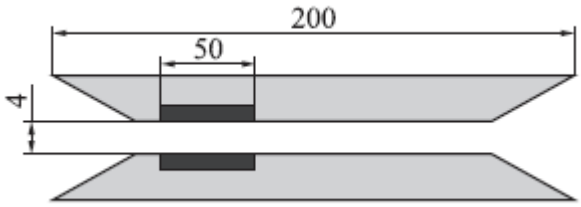

Abbildung 10: 2-slab burner von Galfetti et al. dunkelgrau: Treibstoffplatten [16, S. 62]

Die zwei Platten haben die Maße 50x10x4mm.

Als Additive wurden Alex50 und Alex100 (Aluminium mit Partikelgröße 50 bzw. 100nm), Magnesiumhydrid (MgH_2), Lithiumaluminiumhydrid ($LiAlH_4$) und Lithiumhexahydridoaluminat (Li_3AlH_6) untersucht. Treibstoff war Paraffin ($C_{24}H_{50}$, Solid Wax bzw. SW und $C_{12}H_{26}$ Gelous Wax bzw. GW) und als Oxidator diente flüssiger Sauerstoff. Es wurde außerdem eine Stützstruktur aus Polyurethanschaum mit einem Gewichtsanteil von 3% in dem Treibstoffgrain verwendet. [16]

Fuel formulation	$r_f = a(G_{ox})^n$		r_f variation vs. HTPB, %
	Coefficient a	Exponent n	
HTPB	0.05 ± 0.01	0.44 ± 0.05	—
H-MGH-5	0.02 ± 0.01	0.69 ± 0.10	+ 47
GW	0.04 ± 0.01	0.55 ± 0.05	+ 56
GW-LAH3	0.02 ± 0.01	0.27 ± 0.05	+ 71
GW-LP20	0.13 ± 0.02	0.36 ± 0.04	+ 76
GW-HEX10	0.08 ± 0.01	0.46 ± 0.04	+ 76
GW-MGH5	0.05 ± 0.02	0.58 ± 0.08	+ 95
GW-Alex100-5	0.12 ± 0.05	0.50 ± 0.09	+ 200
GWK	0.02 ± 0.01	0.83 ± 0.06	+ 107
GWK_MGH3	0.01 ± 0.01	0.87 ± 0.06	+ 121
GWK_L3AH3	0.01 ± 0.01	0.45 ± 0.04	+ 152
GWK-LAH10	0.01 ± 0.01	0.48 ± 0.05	+ 157
SW	0.15 ± 0.02	0.46 ± 0.05	+ 188
SW-CB0.2	0.15 ± 0.02	0.43 ± 0.05	+ 195
SW-Alex100-5	0.12 ± 0.02	0.50 ± 0.03	+ 205
SW-Alex50-5	0.14 ± 0.02	0.46 ± 0.03	+ 208
SW-MGH5	0.15 ± 0.02	0.48 ± 0.03	+ 263
SW-LAH3	0.25 ± 0.02	0.35 ± 0.05	+ 219
SW-LAH6	0.71 ± 0.02	0.20 ± 0.04	+ 327
SW-LAH10	0.04 ± 0.01	0.81 ± 0.07	+ 378
SEBS-MO-SW-KER	0.21 ± 0.05	0.33 ± 0.04	+ 148

Abbildung 11: Übersicht Ergebnisse (Fuel Formulation: Treibstoff-Additiv-Massenanteil) [16, S. 67]

Wie in Abbildung 12 zu sehen, sorgt LAH für den größten Regressionsratenzuwachs, gefolgt von Magnesiumhydrid (MGH5) und Aluminium (Alex). Relevant sind besonders die Ergebnisse mit Solid Wax, welches in purem Zustand eine um 188% höhere Regressionsrate als HTPB aufweist. Auffällig ist, dass der Massenanteil besonders bei LAH eine große Rolle spielt. Während bei 3% LAH die Regressionsrate 16,5% über der vom reinen Solid Wax liegt, sind es bei 6% LAH schon 74% und bei 10% LAH 101%.

Magnesiumhydrid sorgt bei einem Massenanteil von lediglich 5% bereits für eine Steigerung der Regression von 40% gegenüber dem reinen Solid Wax Grain.

5% Alex100 erhöhen die Regressionsrate um 9%, 5% Alex50 hingegen um 10,6%.

Außerdem ist zu erkennen, dass ein kleiner Anteil von 0,2% Carbon Black (CB) die Regressionsrate geringfügig erhöht. [16]

Weiterhin wurden Kombinationen mit Kerosin (KER), Styrol (SEBS), Mineralöl (MO), Hexogen (HEX) und GW mit Kerosin (GWK) untersucht, die jedoch für diese Arbeit nicht relevant sind. Die Bedeutung von LP wird von den Autoren nicht erläutert, vermutlich handelt es sich dabei jedoch um flüssiges Petroleum.

3.3.3 Lips - Aluminium

Risha et al. führen Testergebnisse von Hendrick Lips an. Dieser untersuchte den Einfluss von hohen Anteilen Aluminiums in einem Polyurethangrain (PU) mit FLOX (Fluor-Oxygen) als Oxidans. Weiterhin wurde die Abhängigkeit der Regressionsratenerhöhung durch Aluminium vom verwendeten Oxidationsmittel beleuchtet. [10, S. 423–427]

Propellant combination		$r_{b,av}$,	$G_{ox,i}$,
Fuel	Oxidizer	mm/s	kg/m^2·s
40% Al/60% PU	FLOX-40	0.47	73.6
60% Al/40% PU	FLOX-40	0.64	65.1
60% Al/10% C/30% PU	FLOX-40	0.70	65.1
80% Al/20% PU	FLOX-30	0.66	65.1

Abbildung 12: Einfluss von variierenden Aluminiumanteilen auf die Regressionsrate [10, S. 426]

Propellant combination		$r_{b,av}$,	$G_{ox,i}$,
Fuel	Oxidizer	mm/s	kg/m^2·s
60% Al/40% PU	O_2	0.30	73.6
60% Al/40% PU	FLOX-40	0.64	65.1
60% Al/40% PU	FLOX-90	0.86	65.1
60% Al/40% PU	F_2	0.90	65.1

Abbildung 13: Einfluss von unterschiedlichen Oxidatoren auf die Regressionsrate [10, S. 427]

In Abbildung 13 ist zu erkennen, dass sich die Regressionsrate bis zu einem Aluminiumanteil von 60% signifikant erhöht. Im Bereich von 60% bis 80% Aluminiumanteil ist hier lediglich eine Steigerung von ca. 3% zu beobachten, während die Erhöhung von 40% auf 60% Aluminiumanteil die Regressionsrate um etwa 36% erhöht. Weiterhin zeigen die Ergebnisse in Abbildung 14, dass FLOX in Kombination mit Aluminium trotz eines geringeren Oxidatorstroms eine mehr als doppelt so hohe Regressionsrate erreicht, wie LOX mit Aluminium. Dies ist laut den Autoren auf die Tatsache zurückzuführen, dass bei der Reaktion von Fluor mit Aluminium eine höhere Verbrennungsenergie entsteht, sowie dass das entstehende Aluminiumfluorid sublimiert und sich im Gegensatz zu Aluminiumoxid nicht wieder am verbrennenden Partikel anlagert. Ein Vergleich mit reinem PU wird nicht geliefert. [10, S. 423–427]

3.3.4 Zusammenfassung

Aus den Versuchen kann man entnehmen, dass eine Erhöhung der Regressionsrate bei Verwendung eines metallischen Additivs beinahe sicher ist, da bei einem Anteil von mindestens 10% des jeweiligen Additivs immer eine Steigerung der Regression erreicht wurde.

Galfetti et al. konnten mit lediglich 5% Nanoaluminum die Regressionsrate von Paraffin mit GOX als Oxidator um etwa 10% gegenüber reinem Paraffin steigern. Dies ist ein gutes Ergebnis, zumal sich in Lips‘ Versuchen gezeigt hat, dass höhere Anteile von Additiven bis zu 60% die Regressionsrate nochmal deutlich erhöhen.

Lithiumaluminiumhydrid zeigt den größten Einfluss auf die Regressionsrate. So erhöht ein Anteil von 6% LAH die Regression bereits um 74% gegenüber reinem Paraffin. Bei weiterer Steigerung des Anteils ist ebenfalls eine weitere deutliche Steigerung der Regressionsrate zu beobachten.

Diese Werte lassen sich aufgrund von Unterschieden bei den genutzten Treibstoffkomponenten oder Triebwerken nicht direkt auf jedes beliebige Triebwerk übertragen. Jedoch zeigt sich unabhängig von Treibstoffkomponenten und vom genutzten Testtriebwerk eine klare Tendenz, dass metallische Additive die Regressionsrate deutlich erhöhen.

3.4 Partikelgröße

Die Partikelgröße des Additivs spielt aus thermophysikalischer Sicht keine Rolle. In der Praxis zeigt sich jedoch, dass kleinere Additivpartikel eine größere Erhöhung der Regressionsrate bewirken.

Dies liegt daran, dass kleinere Partikel schneller verbrannt werden können. Da sie sich bei der Verbrennung näher am Grain befinden, wird auch mehr Wärme an diese zurückgegeben, während größere Partikel erst weiter vom Grain entfernt abbrennen oder gar unverbrannt aus der Düse austreten. Der Grund für diese schnellere Verbrennung ist die größere spezifische Oberfläche, die eine höhere Abbrandrate des Partikels bewirkt.

Konkret berufen sich Chiaverini et al. auf eine Testreihe, bei der HTPB mit je 20 Gew.-% Alex-Aluminium (100-150 nm) und herkömmlichem Aluminium (5-15 µm) verglichen

wurde. Bei Oxidatormassenströmen von 140-390 kg/m² und Brennkammerdrücken von 14,5-89,6 bar in einem Zweiplattentriebwerk wurde festgestellt, dass das Alex-Aluminium die Regressionsrate um maximal 43% steigerte, während das Mikroaluminium nur maximal 12% Steigerung erreichte. [10, S. 431]

Zu beachten ist aber auch, dass je kleiner das Partikel ist, desto größer wird der Anteil der immer gleich dicken Oxidschicht an dessen Oberfläche. Im Falle der genutzten Nanopartikel wird dies jedoch von der Verbesserung der Brenneigenschaften mehr als aufgewogen. Der Gewichtsanteil der Oxidschicht betrug teilweise mehr als 50%. Dies impliziert, dass die Effektivität von Aluminiumpartikeln ab einer bestimmten Größe deutlich abnimmt. [10, S. 419]

Wie in Kapitel V näher beschrieben hat die Partikelgröße eine weitere wichtige Wirkung in Bezug auf Trennung der Suspension bei Herstellung des Grains.

Kapitel IV – NASA CEA Berechnungen zum optimalen Verhältnis von Oxidator zu Treibstoff

4.1 Setup

Da im vorherigen Kapitel das Potential zur Erhöhung der Regressionsrate bereits behandelt wurde, soll nun die Auswirkung von metallischen Additiven auf das optimale O/F Verhältnis und den spezifischen Impuls untersucht werden. Dafür wird eine von der NASA zur Verfügung gestellte Software verwendet.

Das Tool "Chemical Equilibrium with Applications" (CEA) ist ein Tool zur Bestimmung diverser Performance-Parameter eines Raketentriebwerks unter gegebenen Randbedingungen. Hiermit lassen sich zum Beispiel der spezifische Impuls, der Schubkoeffizient etc. von verschiedenen Treibstoff- beziehungsweise Treibstoff-Oxidator-Konfigurationen bestimmen.

Zunächst soll der Einfluss von verschiedenen Additiven bei O/F Verhältnissen von 1,2 bis 2,8 berechnet werden, da dieser Bereich basierend auf vorherigen Berechnungen die Maxima der spezifischen Impulse aller Additive abdeckt.

Als Startbedingungen werden dabei folgende Daten festgelegt:

Initial Pressure: 70 bar (angestrebter Brennkammerdruck der ZEpHyr II)

Contraction Ratio (A_c/A_t): 49,21 (Von Marvin Lipps ausgelegtes Verhältnis von mittlerem Portquerschnitt zu Düsenhalsquerschnitt) [40]

Exit Condition (A_e/A_t): 22,66 (Von Marvin Lipps ausgelegtes Verhältnis von Düsenendquerschnitt zu Düsenhalsquerschnitt) [40]

Treibstoff: 80% Paraffin (C32H66) und 20% Additiv

Oxidator: LOX

Fuel Temperature: 293 K

LOX Temperatur: 90 K

Ausgegeben werden sollen der massenspezifische Impuls (sea level), sowie zur Übersicht das jeweilige O/F Verhältnis. Der massenspezifische Impuls wurde anschließend aus Gründen der Vergleichbarkeit in den gewichtsspezifischen Impuls umgerechnet.

4.2 Ergebnisse

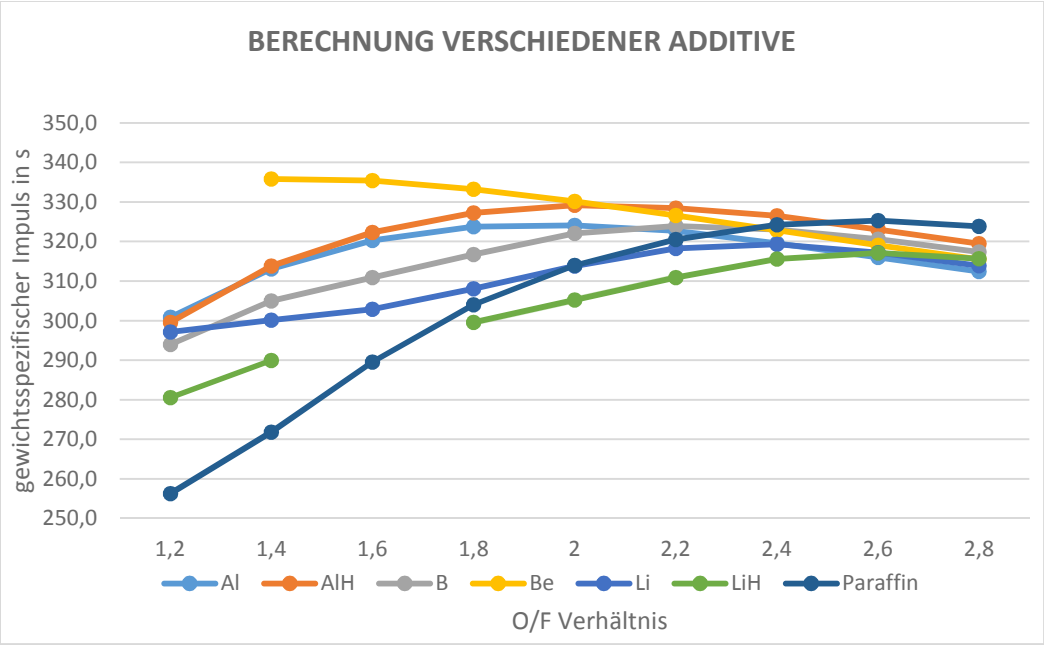

Abbildung 14: CEA Berechnung verschiedener Additive

Wie erwartet ist in Abbildung 15 klar zu erkennen, dass jegliche Additive das Maximum der I_{sp}-Kurve in Richtung 1 verschieben. Die Lücken bei Beryllium und Lithiumhydrid sind auf deutlich zu niedrige Ergebnisse im Bereich von 100 s bei dem jeweiligen O/F Verhältnis zurückzuführen, die nicht in die Grafik integriert wurden (Die vorgegebene Exit Condition wurde bei diesen Werten nicht eingehalten).

Es ist außerdem zu sehen, dass der I_{sp} von reinem Paraffin bei O/F Verhältnissen von unter 2 den anderen Kombinationen weit unterlegen ist. Erst bei hohen O/F Werten kann das Paraffin sein Potential ausschöpfen. Ab ca. 2,6 ist das reine Paraffin jeglichen Additiven überlegen. Da die ZEpHyR II nach aktuellem Stand mit einem O/F Verhältnis von 2,8 geplant ist, wäre hier reines Paraffin die beste Lösung. Der I_{sp} bei diesem Wert liegt bei über 310s.

Die Kurve von Beryllium ist auffällig und weist mit über 330 s klar den höchsten spezifischen Impuls auf, welcher bereits bei einem O/F Verhältnis von 1,4 erreicht ist. Beryllium hat also laut CEA von allen untersuchten Additiven mit Abstand die beste Performance.

Bor, Lithium und Lithiumhydrid schneiden vergleichsweise schwach ab, sie sind über den gesamten untersuchten O/F Bereich schlechter als die anderen Additive einzuschätzen.

Aluminium und Aluminiumhydrid sind im gesamten Spektrum bis etwa 2,2 nach Beryllium die stärksten Additive, wobei Aluminiumhydrid ab 1,6 das reine Aluminium etwas übertrifft.

Die Tatsache, dass das einfache Aluminium auch im Vergleich mit den teuren und schwer zu verarbeitenden Metallen und Metallhydriden stark abschneidet, ist ein weiteres Argument für dessen Verwendung im ZEpHyR II-Grain.

Da Aluminium der vorhergehenden CEA Berechnung zufolge sein Potential zur Senkung des O/F Verhältnisses bestärkt hat, soll in einer weiteren Untersuchung herausgefunden werden welche Konzentration für den Treibstoff ideal wäre. Dafür wird der Aluminiumanteil, beginnend bei 10%, in Zehnerschritten erhöht. Weiterhin wurde das minimale abgebildete O/F Verhältnis auf 1,0 gesenkt, da bei höheren Metallanteilen das Maximum so besser sichtbar ist.

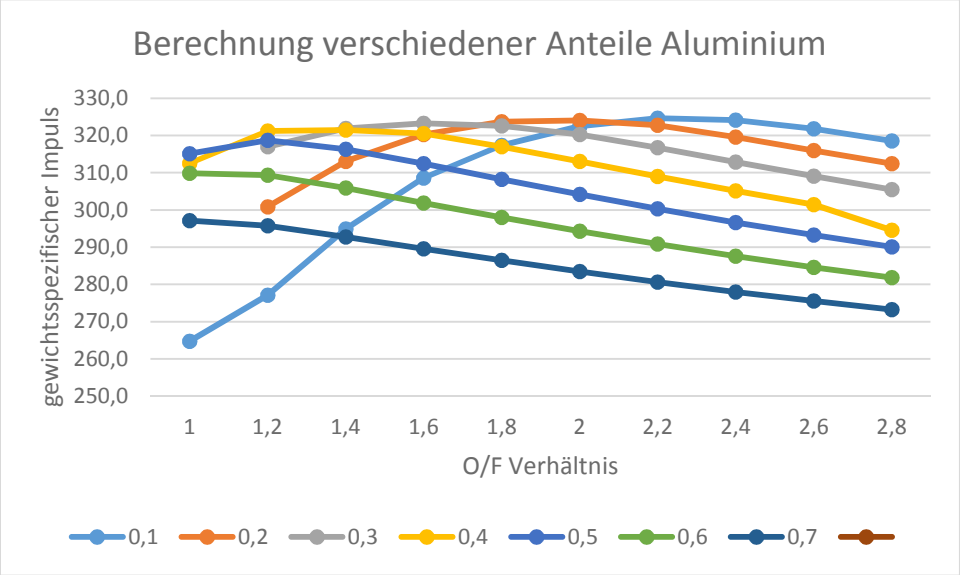

Abbildung 15: CEA Berechnung verschiedener Anteile Aluminiums

In Abbildung 18 ist zu sehen, dass eine Steigerung des Aluminiumanteils im Bereich 0,1-0,4 zu einer deutlichen Senkung des optimalen O/F Verhältnisses bei nahezu konstantem spezifischem Impuls führt. Ab 0,5 ist diese nicht mehr zu beobachten. Im Gegenteil, der spezifische Impuls sinkt deutlich bei Anteilen von über 50%. Ein Aluminiumanteil von 40% ist bei niedrigen O/F Verhältnissen am Effizientesten und daher zu bevorzugen.

Trotz des etwas niedrigeren spezifischen Impulses bei Verwendung von Aluminium als Additiv hat die Einsparung an LOX-Tankstruktur, durch eine Verringerung der nötigen LOX Masse, zugunsten des Treibstoffs großes Potential die erreichbare Geschwindigkeit der Rakete zu erhöhen.

Rechnung

Nachfolgend soll berechnet werden, ob sich der Einsatz von Additiven in Bezug auf die, durch die Ziolkowski-Gleichung bestimmte, theoretisch erreichbare Geschwindigkeit lohnt.

Dafür werden folgende Annahmen getroffen:

- Vereinfachend wird angenommen, dass pro Liter Oxidator 0,26kg Tank benötigt werden (Siehe Anhang 1 u. 2: Excel Berechnung „Kugelschalen unter innerem Überdruck“, etwa Halbierung von Volumen 66,95 l nach 33,1 l, Länge der Halbschale 1000mm nach 400 mm, Gewicht 17,4 kg ($m_{Tank,alt}$) nach 8,6 kg, Verhältnis von Tankmasse zu Tankvolumen jeweils ca. 0,26 kg/l).
- Das Gesamtgewicht der Rakete bleibt bei 245 kg (m_0), jegliche eingesparte Masse wird in Treibstoff umgesetzt.
- Die alte Masse des Treibstoffblocks beträgt 25,475 kg ($m_{Par,alt}$), die alte Masse des Oxidators beträgt bei einem O/F von 2,8 71,33 kg ($m_{LOX,alt}$), insgesamt wiegen die Treibstoffkomponenten also 96,8 kg ($m_{T,}$).
- Das neue O/F Verhältnis für den Treibsatz mit Aluminium beträgt 1,2.
- Die Gasaustrittsgeschwindigkeit beträgt bei Paraffin 3204 m/s, bei Paraffin+40% Aluminium 3178 m/s (CEA).
- ρ_{LOX} = 1,14 kg/l.
- Der Luftwiderstand wird vernachlässigt.

Es folgt:

$m_{T,alt} = 96{,}8\ kg$

$m_{Tank,alt} = 17{,}4\ kg$

$m_{alt} = 96{,}8\ kg + 17{,}4\ kg = 114{,}2\ kg$

$$m_{neu} = 114{,}2\ kg\ ! = m_{Par,neu} + m_{LOX,neu} + m_{Tank,neu}$$

$$= m_{Par,neu} + 1{,}2 * m_{Par,neu} + \frac{1{,}2 * 0{,}26\frac{kg}{l}}{1{,}14\frac{kg}{l}} * m_{Par,neu} = 2{,}47 * m_{Par,neu}$$

$$m_{Par,neu} = \frac{m_{neu}}{2{,}47} = \frac{114{,}2\ kg}{2{,}47} = 46{,}23\ kg$$

$$m_{LOX,neu} = 1{,}2 * m_{Par,neu} = 55{,}48\ kg$$

$$m_{Tank,neu} = \frac{1{,}2 * 0{,}26\frac{kg}{l}}{1{,}14\frac{kg}{l}} * m_{Par,neu} = 12{,}65\ kg$$

$$m_{T,neu} = m_{Par,neu} + m_{LOX,neu} = 101{,}71\ kg$$

$$v_{par} = 3204\frac{m}{s} * ln\left(\frac{245\ kg}{148{,}2\ kg}\right) - 9{,}81\frac{m}{s^2} * 45\ s = 1169{,}19\frac{m}{s} \quad \text{(Gl.1)}$$

$$v_{par+Al} = 3178\frac{m}{s} * ln\left(\frac{245\ kg}{143{,}29\ kg}\right) - 9{,}81\frac{m}{s^2} * 45\ s = 1263{,}19\frac{m}{s} \quad \text{(Gl.1)}$$

Die Nutzung von 40% Aluminium als Additiv führt also zu einer Erhöhung der theoretisch erreichbaren Geschwindigkeit (v) von etwa 8%.

Kapitel V – Einbringung des Additivs in den Treibstoff

5.1 Einführung

Eine wichtige Frage in Bezug auf die Nutzung von metallischen Additiven in der ZEpHyR ist die Frage danach, wie das Additiv im Rahmen der verfügbaren Möglichkeiten in den Treibstoff eingebracht wird. Dabei ist eine möglichst homogene Verteilung der Additivpartikel im Paraffin erstrebenswert, damit der Treibsatz gleichmäßig und vollständig abbrennt und keine Partikel unverbrannt aus der Düse austreten.

Der Treibstoffhohlzylinder für die ZEpHyR soll per Schleudergussverfahren hergestellt werden, um Poren- und Lunkerbildung, sowie um der eintretenden Schrumpfung bei Abkühlung des Paraffins entgegenzuwirken. Die durch die Rotation der Kokille bedingte Zentrifugalkraft beschleunigt dabei die Schmelze in Richtung Kokillenwand. Je nach Additiv werden die Partikel dabei aufgrund ihrer vom Paraffin abweichenden Dichte stärker beziehungsweise schwächer Richtung Wand gedrückt. Ohne Gegenmaßnahmen kann dies zu einer inhomogenen Verteilung der Additivpartikel im Paraffin und damit auch zu einer inkonstanten Regressionsrate und Verbrennungsinstabilitäten führen.

5.2 Theoretische Sedimentationsgeschwindigkeit

Wie bereits in Kapitel 2.6.3 beschrieben, lässt sich die stationäre Sinkgeschwindigkeit eines Partikels in einem Fluid über die Stokes‘sche Gleichung berechnen. Dies soll im Folgenden für Aluminiumpartikel mit einem Durchmesser von 55 µm in Paraffin durchgeführt werden, um einen groben Richtwert zu bekommen, wie schnell ein Partikel absinkt. Die Behinderung durch Nachbarpartikel wird dabei nicht einbezogen. Nach Kapitel II gilt:

$$w_s = \frac{d^2 * (\rho_p - \rho_f) * g}{18 * \eta} \quad (6)$$

$d = 0{,}055\, mm$

$\rho_p = 0{,}0027 \frac{g}{mm^3}$

$\rho_f = 0{,}00089 \frac{g}{mm^3}$ [41]

$\eta = 100\, mPa * s = 0{,}1 \frac{g}{mm * s}$

$g = 9{,}81 \frac{m}{s^2} = 9810 \frac{mm}{s^2}$

$$w_s = \frac{0{,}055^2 mm^2 * \left(0{,}0027 \frac{g}{mm^3} - 0{,}00089 \frac{g}{mm^3}\right) * 9810 \frac{mm}{s^2}}{18 * 0{,}1 \frac{g}{mm * s}}$$

$$= \frac{0{,}05371mm}{1{,}8s}$$

$$= 0{,}02984\ \frac{mm}{s}$$

Überprüfen der Reynoldszahl:

$$Re = \frac{w_s * d * \rho_f}{\eta} \quad (7)$$

$$Re = \frac{0{,}02984\frac{mm}{s} * 0{,}055mm * 0{,}00089\frac{g}{mm^3}}{0{,}1\frac{g}{mm*s}}$$

$$= 0{,}000015$$

Die Reynoldszahl ist kleiner 0,5, sodass eine laminare Umströmung angenommen werden kann und die Stokes'sche Gleichung damit gültig ist.

Es ergibt sich also eine theoretische Sinkgeschwindigkeit von 0,02984 mm/s für Aluminiumpartikel mit einer Größe von 55µm in Paraffin mit einer Viskosität von 100 mPa*s. Ein Partikel würde also etwa 34 s benötigen um einen Millimeter abzusinken. Dieser Wert wird in der Praxis aufgrund von Partikelwechselwirkungen und der wahrscheinlichen Abweichung von Viskosität und Dichte zwar nicht präzise sein, jedoch ist er ein Indikator für die ungefähre Sinkgeschwindigkeit.

5.3 Versuche zur Sedimentierung

Um geeignete Maßnahmen treffen zu können, die für eine möglichst homogene Verteilung des Additivs im Grain sorgen, soll im Folgenden ein Versuch zur Ermittlung der realen Sinkgeschwindigkeit von Aluminiumpartikeln in Paraffin bei Erdbeschleunigung durchgeführt werden.

5.3.1 Versuch 1, hohe Temperatur

Vorgehensweise

Zunächst wird eine Mischung aus 96% Paraffin mit einem Schmelzpunkt von 60-62 °C, 3% Deurex Hybridwachs aus Fischer-Tropsch-Wachs und Polyethylen-Wachs mit einem Schmelzpunkt von 110-120 °C und 1% Stearin mit einem Schmelzpunkt von 58 °C angefertigt. Hierbei handelt es sich um die bereits in der ZEpHyR I genutzte Wachsmischung. Anschließend werden jeweils 100 ml der Mischung in drei Bechergläser gegeben, die dann im Heizschrank auf eine Temperatur von 130 °C erhitzt werden. Nach Erreichen der gewünschten Temperatur wird zunächst die Dichte bestimmt. Da 100 ml bei dieser Temperatur etwa 74,5 g wiegen, beträgt die Dichte bei 130 °C ca. 0,745 g/cm³. Danach werden nacheinander 10 Gew.-% (ca. 8,3 g) Aluminium mit einer Partikelgröße <5 µm und <55 µm sowie Eisen mit einer Partikelgröße <95 µm in jeweils ein Becherglas

gegeben und deren Verteilung beobachtet. Dabei wurde jeweils unmittelbar nach Zugabe, nach 10 Minuten, nach 30 Minuten und nach einer Stunde ein Foto gemacht und die Veränderungen notiert. Außerdem wurden die Bechergläser etwa 18 Stunden im Heizschrank gelassen, um die langfristige Verteilung zu beobachten.

Beobachtungen

Aluminiumpulver <5 µm

Trotz der ansonsten gleichmäßigen Graufärbung ist bereits unmittelbar nach Beigabe des feinen Aluminiumpulvers ein deutlicher, heller Bodensatz zu erkennen. Eine kleine Anhäufung des Pulvers schwimmt außerdem noch an der Oberfläche (Abb. 16 o.l.).

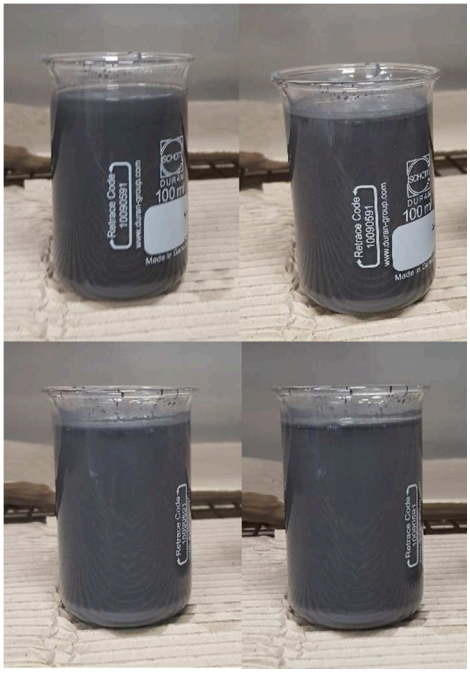

Abbildung 16: Paraffin+10% Aluminium <5 µm nach 0, 10, 30 und 60 Minuten

Nach 10 Minuten im Heizschrank ist das Bild nahezu unverändert. Lediglich die Anhäufung an der Oberfläche hatte sich zu einem dünnen, wachsgetränkten Teppich verteilt (Abb. 16 o.r.).

Nach 30 Minuten war eine Aufhellung des Gemisches zu beobachten, gleichzeitig ist der Bodensatz etwas höher geworden. Das Klopfen mit einem Glasthermometer auf den Boden des Glases impliziert durch ein dumpfes Geräusch außerdem, dass der Bodensatz relativ fest ist (Abb. 16 u.l.).

Eine Stunde nach Hinzugabe zeigte sich ein nahezu unverändertes Bild, das Gemisch schien sich etwas stabilisiert zu haben (Abb. 16 u.r.).

Nach etwa 18 Stunden war das Pulver nahezu vollständig sedimentiert, die Flüssigkeit wies lediglich einen gräulichen Schleier auf. Der Teppich an der Oberfläche war immer noch vorhanden.

Aluminiumpulver <55 µm

Bei Zugabe des groben Aluminiumpulvers war, wie bereits beim feinen Pulver, eine unmittelbare Bildung eines Bodensatzes zu beobachten. Wie erwartet war dieser etwas höher als bei dem feinen Aluminium. Weiterhin ließ sich ebenfalls eine durchgehend undurchsichtige Graufärbung beobachten, jedoch war diese nicht so homogen wie bei dem feinen Aluminium. Es war eine leichte Aufhellung in Richtung Oberfläche zu erkennen (Abb. 17 o.l.).

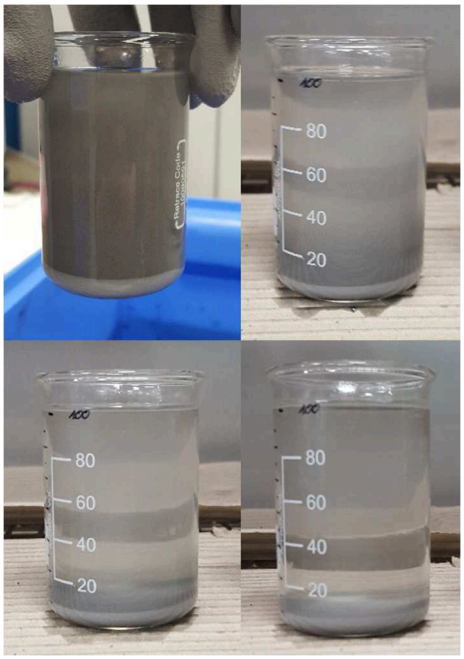

Abbildung 17: Paraffin + 10% Aluminium <95 µm nach 0,10,30 und 60 Minuten

Nach 10 Minuten war das Gemisch dann größtenteils milchig trüb und teilweise leicht durchsichtig. Lediglich in den unteren Bereichen war noch eine vollständige Färbung zu beobachten. Der Bodensatz jedoch vergrößerte sich nicht merklich (Abb. 17 o.r.).

Nach 30 Minuten hatte sich die Entmischung deutlich fortgesetzt. Das Klopfen mit dem Thermometer impliziert auch hier einen deutlichen, leicht festen Bodensatz (Abb. 17 u.l.).

Eine Stunde nach Zugabe hatte sich das Gemisch fast vollständig voneinander getrennt (Abb. 17 u.r.).

Nach etwa 18 Stunden war eine komplette Trennung des Gemisches sichtbar, die dunkle Schicht auf dem hellen Bodensatz lag immer noch vor. Vermutlich handelt es sich bei der hellen Schicht um leicht oxidiertes Aluminium, das aufgrund der Oxidschicht mit einer höheren Dichte auch schneller absinkt.

Eisen <95 µm

Unmittelbar nach Zugabe des Eisens war zwar kein Bodensatz erkennbar, jedoch zeigte sich ein deutlicher Verteilungsverlauf, unter der Oberfläche waren nur noch wenige Partikel, während in den unteren Bereichen bereits eine deutlich höhere Konzentration vorlag. Auch hier blieb ein Teppich aus Partikeln auf der Oberfläche zurück. (Abb. 18 o.l.)

Abbildung 18: Paraffin + 10% Eisen <95 µm nach 0, 10, 30 und 60 Minuten

Nach 10 Minuten war bereits eine vollständige Trennung der beiden Phasen sichtbar. Das Eisen hatte sich vorwiegend im mittleren Bereich des Glasbodens gehäuft, also dort, wo es auch an der Oberfläche hinzugegeben wurde. (Abb. 18 o.r.)

In den folgenden 50 Minuten änderte sich am Bild nur, dass sich die Anhäufung in der Mitte etwas verteilt hatte. (Abb. 18 u.l., u.r.)

Nach 18 Stunden war die Flüssigkeit rostbraun gefärbt und das Eisen war gleichmäßig am Boden verteilt.

Interpretation

Die berechnete Sinkgeschwindigkeit des Aluminiums mit einer Partikelgröße von <5 µm beträgt etwa 0,03 mm/s. Der Versuch zeigt, dass ein Großteil der Partikel sofort absinkt, während nur ein kleiner Teil zunächst verteilt ist und dann langsam zu Boden sinkt. Auch bei den beiden anderen Partikelgrößen zeigt sich ein ähnliches Verhalten. Die Tatsache, dass das Eisen am schnellsten vollständig sedimentiert ist, gefolgt von dem groben Aluminium, zeigt, dass zumindest dieser kleine Teil sich entsprechend der Stokes‘schen Gleichung mit gegebener Partikelgröße verhält.

Der Grund für das schnelle Absinken des Großteils der Teilchen ist vermutlich das Agglomerieren vieler Partikel vor und während der Beigabe in das Paraffin. Es war

teilweise zu beobachten, dass sich Partikel an der Oberfläche erst zusammenschließen mussten, um die Oberflächenspannung zu überwinden. Dadurch wird der reale Partikeldurchmesser viel größer und nach der Stokes‘schen Gleichung (Gl. 6) steigt damit die Sinkgeschwindigkeit dieser Partikel nach Überwindung der Oberflächenspannung im Quadrat an.

Eine Zugabe von Metallpartikeln dieser Größen ist derzeit nicht praktikabel. Zumal das Additiv nach derzeitigem Stand mehrere Stunden im Schleudergussprozess bei einem Vielfachen der Erdbeschleunigung gut verteilt bleiben muss.

5.3.2 Versuch 2, niedrige Temperatur

Im ersten Versuch wurde aufgrund des höheren Schmelzpunktes des Fischer-Tropsch Wachses eine verhältnismäßig hohe Temperatur gewählt, die den Schmelzpunkt des Standardparaffins von 60-62 °C deutlich übersteigt. Da die Viskosität eines Fluids auch von dessen Temperatur abhängt und durch eine Senkung dieser eine Steigerung der Viskosität bewirkt wird, soll der Versuch nun mit reinem Paraffin bei etwa 65 °C durchgeführt werden. Laut der Stokes‘schen Gleichung müsste die Sedimentation durch die höhere Viskosität verlangsamt werden.

Die Vorgehensweise in diesem Versuch weicht leicht von der im vorigen ab. Aufgrund der Beobachtung im letzten Versuch, dass sich Partikel bei der Hinzugabe agglomerierten und so sehr schnell absanken, wird in diesem Versuch die Suspension umgerührt, bevor diese in den Heizschrank gestellt wird. Wegen der Nichtverfügbarkeit des ursprünglich genutzten Heizschranks wird außerdem ein kleinerer Heizschrank für diesen Versuch genutzt. Dessen Temperatur reagiert wesentlich empfindlicher auf das Öffnen der Tür, sodass die Versuchsgläser lediglich nach 30 und 60 Minuten genauer untersucht werden.

Beobachtungen

Aluminiumpulver <5 µm

Unmittelbar nach Zugabe des Pulvers zeigt sich auch hier ein loser Bodensatz, der durch das Umrühren wieder aufgewirbelt wird. Jedoch bleiben stellenweise einige Partikelschleier am Glasrand zurück. Das helle Geräusch beim Klopfen auf den Boden zeigt aber, dass sich der Bodensatz zumindest größtenteils verteilt hat. (Abb. 19 links)

Abbildung 19:Paraffin + 10% Aluminium <5 µm nach 0, 30 und 60 Minuten

Nach 30 Minuten ist eine leichte Entfärbung der oberen Schicht zu erkennen, ein deutlicher Bodensatz ist jedoch im Gegensatz zu Versuch 1 nicht festzustellen. (Abb. 19 mitte)

Optisch ist das Bild nach 60 Minuten unverändert. Das Geräusch beim Klopfen ist jedoch etwas dumpfer, es hat sich also ein kleiner Bodensatz gebildet. (Abb. 19 rechts)

Aluminiumpulver <55 µm

Nach dem Hinzufügen und Durchrühren des gröberen Aluminiumpulvers sind die Beobachtungen identisch zu denen des feineren Pulvers. (Abb. 20 links)

Abbildung 20: Paraffin + 10% Aluminium <55 µm nach 0, 30 und 60 Minuten

Nach 30 Minuten ist die Suspension optisch schon deutlich getrennt, die Färbung des Paraffins ist aufgehellt, das Thermometer stößt am Grund auf den gut sichtbaren, festen Bodensatz. (Abb. 20 mitte)

Nach 60 Minuten ist die Färbung noch schwächer geworden. Der Bodensatz ist natürlich immer noch vorhanden. (Abb. 20 rechts)

Eisenpulver <95 µm

Das Eisenpulver ist nach der beschriebenen Prozedur am Anfang recht gut verteilt und färbt das Paraffin gleichmäßig. (Abb. 21 links)

Abbildung 21:Paraffin + 10% Eisen <95 µm nach 0, 30 und 60 Minuten

Nach 30 Minuten zeigt sich, dass sich das Eisen zwar deutlich am Boden absetzt, jedoch ist keine nahezu vollständige Entfärbung wie in Versuch 1 zu beobachten. Dennoch ist die Mischung deutlich aufgehellt im Vergleich zum Versuchsbeginn. (Abb. 21 mitte)

Nach 60 Minuten ist immer noch eine leicht dunkle Färbung zu beobachten. (Abb. 21 rechts)

5.3.3 Interpretation

Die höhere Viskosität des Paraffins sowie die Durchmischung der Suspension bewirken offensichtlich eine Verbesserung der Suspensionsstabilität. Es ist jedoch nicht davon auszugehen, dass das Gemisch bei diesen Partikelgrößen auch während des Schleudergusses stabil bleibt. Ein besseres Ergebnis kann möglicherweise durch eine intensivere Durchmischung mit einem Elektromixer erzielt werden, bei der Partikelagglomerationen zuverlässiger zerkleinert werden.

Anschließend an diesen Versuch wurde das Gemisch mit dem feinen Aluminiumpulver auf etwa 60 °C abgekühlt und erneut durchgerührt. Danach wurde es wieder in den nun ausgeschalteten Heizschrank gestellt, um langsam weiter abzukühlen und zu erstarren. Das Ergebnis weist aufgrund der Schrumpfung des Paraffins in der Mitte eine etwa 2cm tiefe, runde Aushöhlung auf (Abb. 22 links). Außerdem lässt sich in Abbildung 22 (mitte) etwa 2,5cm über dem Boden auf dem ganzen Umfang ein deutlicher Farbübergang erkennen. Ansonsten wirkt das Grain relativ gleichmäßig gefärbt. Nach Herauslösen aus dem Glas und Absägen des ausgehöhlten oberen Teils ist eine weitere Aushöhlung zu sehen, die sich bis zum erwähnten Farbübergang fortsetzt. Außerdem ist in radialer Richtung ebenfalls eine nicht homogene Farbverteilung zu sehen. Ins Licht gehalten offenbart sich weiterhin, dass die Schicht oberhalb des Übergangs, im Gegensatz zu der unterhalb, deutlich lichtdurchlässig ist (Abb. 22 rechts). Das Aluminium hat sich also wieder tendenziell im unteren Bereich angesammelt.

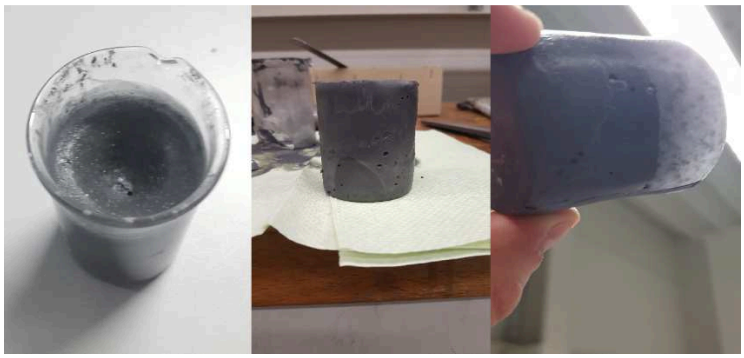

Abbildung 22: Ausgehärtetes Grain

Als Fazit lässt sich festhalten, dass es auch bei Erdbeschleunigung nicht gelungen ist ein gleichmäßiges Grain herzustellen, da die Sedimentation von Mikropartikeln, selbst bei Temperaturen knapp über dem Schmelzpunkt des Paraffins, deutlich zu schnell ist.

Entschärft werden könnte dieses Problem indem der Schleudergussprozess für die Zugabe von Aluminiumpartikeln angepasst beziehungsweise ausgelegt wird. Möglichkeiten dafür wären etwa die minimal mögliche Drehzahl zu wählen, bei der ein gutes Paraffingrain erzielbar ist. Weiterhin wäre es für die Aluminiumverteilung vorteilhaft den Schleuderguss in mehreren Schichten durchzuführen, sodass eine Schicht bereits teilweise ausgehärtet ist, sobald die nächste hinzugefügt wird. Dadurch kann das Aluminium nicht nach ganz außen gedrückt werden. Je höher hier die Anzahl der Schichten ist, desto besser ist auch die Verteilung der Partikel. Nachteil dieses Verfahrens ist jedoch die Tatsache, dass es mit Zunahme der Anzahl der Schichten sehr aufwändig wird.

5.4 Weitere Ansätze zur Einbringung in den Treibstoff

Wie im vorhergehenden Abschnitt ersichtlich bereitet die gleichmäßige Verteilung von metallischen Mikropartikeln erhebliche Probleme. Daher werden im Folgenden weitere Möglichkeiten diskutiert eine akzeptable Verteilung zu erreichen.

5.4.1 Metallschaum/Zellstrukturen

Metall- bzw. Aluminiumschäume sind starre Strukturen, die von vielen hohlen Zellen durchzogen sind. Die Starrheit sorgt dafür, dass die Struktur während des Herstellungsprozesses des Grains nicht verändert wird. Die Verteilung der Zellen ist stochastisch, eine gleichmäßige Verteilung ist also nicht garantiert, jedoch dürfte diese in guter Näherung erfüllt sein.

Wichtig ist, dass die einzelnen Zellen offen sind, sodass sich das Paraffin über den ganzen Körper verteilen kann. Ein geeigneter Schaum könnte zum Beispiel der vom Fraunhofer-Institut für Werkzeugmaschinen und Umformtechnik Chemnitz in einem Forschungsprojekt hergestellte offenporige Aluminiumschaum sein (Abb. 23). [42]

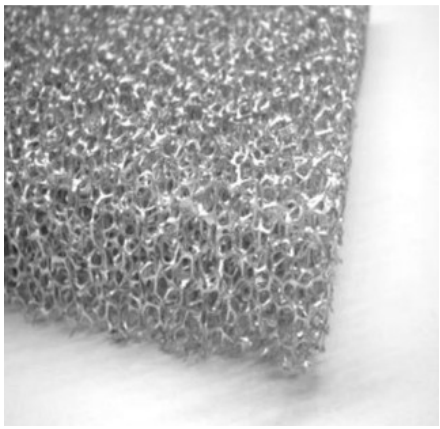

Abbildung 23: Offenporiger Aluminiumschaum des Fraunhofer IWU Leipzig [42]

In einem Telefongespräch mit Dr. Thomas Hipke bestätigte dieser die Lieferbarkeit des Schaums, erreichbare Dichten liegen im Bereich von 0,1-0,5 g/cm³. Bei einem Grainvolumen von etwa 30.000 cm³ (Stand Februar 2018) wären also 3-15 kg Aluminium im Grain möglich.

Als allgemeiner Nachteil bei der Verwendung von zusammenhängenden Metallstrukturen könnte sich deren hohe Wärmeleitfähigkeit durch Konduktion herausstellen. Wenn die Oberflächennahen Teile der Struktur sich erhitzen, leiten sie die Wärme bei längeren Brennzeiten möglicherweise zu tief ins Innere des Grains weiter, sodass das Paraffin dort zu stark erhitzt werden könnte, was die mechanische Belastbarkeit insgesamt senken würde.

5.4.2 Metallwolle

Drinkewitz untersuchte wie erwähnt in seiner Masterarbeit im Rahmen von STERN I Aluminiumwolle als Additiv. Bei dem verwendeten Massenanteil von 5% ließ sich keine Steigerung der Regressionsrate, aber eine Steigerung der Verbrennungsstabilität beobachten. Dass das Aluminium keine positiven Auswirkungen auf die Regressionsrate hatte, kann mehrere Gründe haben. Wie von Drinkewitz festgestellt könnte es am zu niedrigen O/F Verhältnis von 1,2 bis 1,32 gelegen haben, welches nach Kapitel 4.2 bei diesem kleinen Additivanteil wesentlich höher sein müsste. Da noch eine große Menge an Aluminiumwolle verfügbar ist, könnte diese in Zukunft kostengünstig weiter getestet werden.

5.4.3 Nanopartikel

Nanopartikel haben nicht nur bei der Verbrennung bessere Eigenschaften als Mikropartikel, auch bei der Herstellung des Treibstoffs ist eine kleinere Partikelgröße von großem Vorteil. Nanopartikel senken die Sedimentationsgeschwindigkeit so weit ab, dass diese in der Verfahrenstechnik ausschließlich durch Ausflockung, also durch Vergrößerung des Partikeldurchmessers effektiv aus der Suspension getrennt werden können. (vgl. Abb. 24)

Partikeldurchmesser			Typ	Absetzzeit durch 1 m Wasser	Spez. Oberfläche m^2/m^3
mm	µm	Å			
10	10^4	10^8	Kies	1 Sek.	$6*10^2$
1	10^3	10^7	Sand	10 Sek.	$6*10^3$
10^{-1}	10^2	10^6	Feinsand	2 Min.	$6*10^4$
10^{-2}	10	10^5	Ton	2 Std.	$6*10^5$
10^{-3}	1	10^4	Bakterien	8 Tage	$6*10^6$
10^{-4}	10^{-1}	10^3	Kolloide	2 Jahre	$6*10^7$
10^{-5}	10^{-2}	10^2	Kolloide	20 Jahre	$6*10^8$

Abbildung 24: Sedimentationszeit von Partikeln in Wasser [28, S. 72]

Großer Nachteil von Nanopartikeln sind deren hohe Kosten. Die Partikel dürften auch bei Nanoaluminium dazu tendieren zu agglomerieren, es ist allerdings unklar, ob dies in solchem Umfang geschieht, dass deutliche Ungleichverteilungen auftreten.

Weiterhin lässt sich die Agglomeration durch eine Beschichtung der Partikel mit einem geeigneten Polymer verhindern, wie es zum Beispiel bei Ferrofluiden üblich ist. Dies führt jedoch zu weiter steigenden Kosten der ohnehin schon verhältnismäßig teuren Nanopartikel.

Kapitel VI – Gesamtfazit und Ausblick

Insgesamt lässt sich festhalten, dass Metalle und Metallhydride aufgrund ihrer guten energetischen Eigenschaften als Additiv geeignet sind und eine wesentliche Verbesserung der Performance eines Hybridtriebwerks bewirken.

Im Hinblick auf die ZEpHyR II ist dabei besonders Aluminium hervorzuheben, da es nicht nur sehr gute energetische Eigenschaften hat, sondern auch günstig und gut verfügbar ist. Dies macht es zum attraktivsten Additiv für eine Hybridrakete mit eingeschränktem Budget. Im Fall von Aluminium ist ein Massenanteil von 30-40% am Treibstoff ideal, da hier die deutlichste Verschiebung des Maximums der Kurve in den niedrigen O/F Bereich vorliegt (vgl. Kapitel 4.2). Die aus der Reduzierung des Sauerstoffanteils resultierende Einsparung an Tankmasse kann zu einer signifikanten Erhöhung der theoretisch erreichbaren Geschwindigkeit führen.

Ein großes Problem dabei bleibt aber die Herstellung des metallversetzten Treibsatzes. Ohne Gegenmaßnahmen sedimentieren Mikroaluminiumpartikel sehr schnell und das Grain wird dadurch inhomogen. Eine einfache und preiswerte Gegenmaßnahme konnte im Rahmen dieser Bachelorthesis nicht gefunden werden, übrig bleiben daher die nachfolgenden Optionen.

Die Verwendung von selbststabilisierenden Metallstrukturen ist vermutlich eine günstige Variante das Aluminium in Form zu halten. Das Gespräch mit Dr. Hipke war durchaus vielversprechend und der offenporige Metallschaum könnte eine gute Alternative darstellen. Unklar ist jedoch, wie sich die verhältnismäßig großen Aluminiumteile auf die Verbrennung auswirken.

Eine mögliche weitere Alternative wäre die Entwicklung eines neuen Schleudergussprozesses, bei dem das Grain zum Beispiel in mehreren dünnen Lagen gegossen wird, sodass die Aluminiumpartikel nicht weit nach außen getrieben werden können. Weiterhin würde der innere Teil jeder Schicht, in dem sich aufgrund der Zentrifugalkraft weniger Aluminium befindet, bei jeder neuen Schicht anschmelzen und dabei mit dem Aluminium der nachfolgenden Schicht angereichert. Möglicherweise könnte dadurch ein relativ gleichmäßiges Grain hergestellt werden.

Das Problem der Verteilung könnte durch die Nutzung von Lithiumaluminiumhydrid als Additiv aufgrund des sehr geringen Dichteunterschieds zu Paraffin fast gänzlich umgangen werden. LAH liefert außerdem die besten Regressionsraten, die Daten zum spezifischen Impuls und zum O/F Verhältnis konnten mit CEA aufgrund der Komplexität der thermischen Dekomposition und dabei parallel ablaufenden Reaktionen nicht zweifelsfrei bestimmt werden. Larson et al. zeigen jedoch, dass auch LAH das optimale O/F Verhältnis deutlich senkt. [39, S. 2] Problematisch ist jedoch der Umgang mit LAH, da es nicht mit feuchter Luft in Kontakt kommen darf muss es unter Stickstoffatmosphäre verarbeitet werden. Sobald es aber im Paraffin ist, wird es von diesem von der Umgebung abgeschirmt und bleibt sogar bei direktem Kontakt von Grain und Wasser stabil. [43, S. 1–2] Die Kosten von Lithiumaluminiumhydrid rangieren etwa in der Größenordnung von Nanoaluminium. Da das bei der Verbrennung entstehende Lithiumoxid jedoch ätzend wirkt, ist von einer Verwendung in Kombination mit der ohnehin schwierigen Verarbeitung und dem hohen Preis eher abzusehen.

Nanoaluminium stellt die letzte in dieser Arbeit aufgeführte Möglichkeit dar, den Treibsatz mit einem Additiv anzureichern. Da Nanopartikel in Flüssigkeiten nicht beziehungsweise kaum absinken, bleiben diese selbst beim Schleudergussprozess gut verteilt. Weiterer Vorteil von Nanoaluminium ist die schnellere Verbrennung gegenüber Mikroaluminium.

Da die untersuchten Versuchsergebnisse von Triebwerkstests nicht direkt übertragbar sind, ist es von großer Wichtigkeit, möglichst früh in der Entwicklungsphase mit Triebwerkstests anzufangen, um die genaue Wirkung des jeweiligen Additivs unter den gegebenen Bedingungen festzustellen. Je früher dies erfolgt, desto eher ist es außerdem möglich das Triebwerk gegebenenfalls für ein Additiv anzupassen.

Literaturangaben

[1] ESA: Die ersten Raketen. https://www.esa.int/esaKIDSde/SEM9JTXDE2E_Technology_0.html, abgerufen am: Dezember 2017

[2] Systemdesign.ch: Rakete. http://systemdesign.ch/wiki/Rakete, abgerufen am: Januar 2018

[3] Tom Benson: Brief History of Rockets. https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/TRC/Rockets/history_of_rockets.html, abgerufen am: Dezember 2017

[4] Wikipedia: Wikipedia, Conrad Haas. https://de.wikipedia.org/wiki/Conrad_Haas, abgerufen am: Januar 2018

[5] Schmidlap. http://www.deutschefotothek.de/documents/obj/88960286, abgerufen am: Januar 2018

[6] Fasoulas, S. u. Messerschmid, E.: Raumfahrtsysteme. Eine Einführung mit Übungen und Lösungen. Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag 2009

[7] Cantwell, Karabeyoglu, Altman: Recent Advances in Hybrid Propulsion (2010), S. 305–326

[8] GIRD (2). https://de.wikipedia.org/wiki/GIRD, abgerufen am: Januar 2018

[9] GIRD-09. https://de.wikipedia.org/wiki/GIRD-09, abgerufen am: Januar 2018

[10] Chiaverini, K. (Hrsg.): Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion. 2006

[11] Sutton, B., Sutton, G. P. u. Biblarz, O.: Rocket Propulsion Elements // Rocket propulsion elements. A Wiley-Interscience publication. New York: Wiley 2001

[12] Specific Impulse Values. https://history.nasa.gov/conghand/propelnt.htm, abgerufen am: Februar 2018

[13] Wikipedia Feststoffantrieb. https://de.wikipedia.org/wiki/Feststoffraketentriebwerk, abgerufen am: Januar 2018

[14] Diffusion Flame. http://www.spg-corp.com/advanced-hybrid-rocket-fuels.html, abgerufen am: Januar 2018

[15] Richard Nakka: Experimental Rocketry Web Site. Regression Rate, 2003. https://www.nakka-rocketry.net/burnrate.html, abgerufen am: Februar 2018

[16] Galfetti, Merotto, Boiocchi, Maggi, DeLuca: Experimental Investigation of Paraffin based Fuels for Hybrid Rocket Propulsion (2013)

[17] Wärmeübertragung. https://elearning.physik.uni-frankfurt.de/data/FB13-PhysikOnline/lm_data/lm_282/auto/kap11/cd305.htm, abgerufen am: Februar 2018

[18] Wärmestrahlung. https://elearning.physik.uni-frankfurt.de/data/FB13-PhysikOnline/lm_data/lm_282/auto/kap11/cd307.htm, abgerufen am: Februar 2018

[19] Absorption. https://www.uni-due.de/ibpm/Bauphysik-Interaktiv/absorption_emission_1.htm, abgerufen am: Februar 2018

[20] Mosimann et al.: Vom Tiger im Tank - Die Geschichte des Bleibenzins

[21] Shell: Shell FuelSave Kraftstoffe. https://www.shell.de/autofahrer/shell-kraftstoffe/shell-fuelsave-kraftstoffe.html, abgerufen am: Januar 2018

[22] Aral: Additive. https://www.aral.de/de/forschung/kraftstoffe/ottokraftstoffe/additive.html, abgerufen am: Dezember 2017

[23] Kurzweil, P. u. Scheipers, P.: Chemie. Grundlagen, Aufbauwissen, Anwendungen und Experimente. Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag / GWV Fachverlage GmbH Wiesbaden 2010

[24] Lucas, K.: Thermodynamik. Die Grundgesetze der Energie- und Stoffumwandlungen. Springer-Lehrbuch. Berlin, Heidelberg: Springer 2001

[25] Dichte. http://www.spektrum.de/lexikon/biologie/dichte/17944, abgerufen am: Februar 2018

[26] Wikipedia Hydrazin. https://de.wikipedia.org/wiki/1,1-Dimethylhydrazin, abgerufen am: Februar 2018

[27] Dispersion und Suspension. https://de.wikipedia.org/wiki/Dispersion_(Chemie), abgerufen am: Februar 2018
[28] Luckert, K. (Hrsg.): Handbuch der mechanischen Fest-Flüssig-Trennung. Essen: Vulkan-Verl. 2004
[29] Unruh, Rohde, Schaub: Fischer-Tropsch Synthese von Kohlenwasserstoffen ausgehend von Biomasse - InSitu H20 Abscheidung und Verbesserung der Kohlenstoffabscheidung (2003)
[30] Malte Drinkewitz: Experimentelle Untersuchung Verschiedener Injektor- und Treibstoffkonfigurationen in einem Hybridraketenmotor, 2013
[31] Rutherford 5.0 Das Periodensystem. http://www.uniterra.de/rutherford/
[32] Aluminiumoxid. https://de.wikipedia.org/wiki/Aluminiumoxid
[33] Wikipedia: Lithiumhydrid. https://de.wikipedia.org/wiki/Lithiumhydrid, abgerufen am: Februar 2018
[34] Gestis Stoffdatenbank. http://gestis.itrust.de/nxt/gateway.dll/gestis_de/000000.xml?f=templates&fn=default.htm&vid=gestisdeu:sdbdeu, abgerufen am: Februar 2018
[35] Sigma Aldrich. https://www.sigmaaldrich.com/catalog, abgerufen am: Februar 2018
[36] Wikipedia English. https://en.wikipedia.org
[37] Jaffe, Karabeyoglu, Evans, Zilliac, Sherburn: Characterization and Evaluation of High Energy Hydrocarbon Additives for Paraffin-Fuel Hybrid Rockets (2013)
[38] Jaffe, Kovo, Dunbar: Ivyane. https://www.nasa.gov/centers/ames/cct/office/cif/2011-winners/richard-jaffe, abgerufen am: Januar 2018
[39] Larson, Desain, Boyer, Wachs, Kuo, Borduin, Koo, Brady, Curtiss, Story: Formulation, Casting, and Evaluation of Paraffin-Based Solid Fuels Containing Energetic and Novel Additives for Hybrid Rockets (2012)
[40] Marvin Lipps: Vorauslegung eines 5kN Hybridantriebs auf Basis des ZEpHyR I Antriebs, 2017
[41] Paraffin (Dichte). https://www.spandox.de/was-ist-paraffin/, abgerufen am: Februar 2018
[42] Offenporiger Aluminiumschaum. https://www.iwu.fraunhofer.de/de/forschung/leistungsangebot/kompetenzen-von-a-bis-z/leichtbau/Werkstoffe/Metallische-Leichtbauwerkstoffe/Metallschaum/Offenporige-Metallschaeume_offenzellige-Metallstrukturen.html
[43] DeSain et al.: Testing of LiAlH4 as a Potential Additive to Paraffin Wax Hybrid Rocket Fuel (2007)

Anhang

Anhang 1: Excel Berechnung „Kugelschalen unter innerem Überdruck“ 66,96 L

1	***B1 - Zylinder - und Kugelschalen unter innerem Überdruck***			
2				***Notiz***
3	Außendurchmesser [D_a]	280	mm	
4	Zylinderschale Länge	1000	mm	
5	Druck	100	bar	
6	Stutzen Außendruchmesser	25	mm	
7	Stutzen Innendurchmesser	20	mm	
8	Festigkeitskennwert	276	MPa	bei 1.4462 - 480MPa, 1.4571-245Mpa oder EN AW 2219
9	Dichte	2840	kg/m³	
10	Sicherheitsbeiwert	1,2		
11	Schweißnatzuschlag	1		Siehe "Tafel Sichereitsbeiwerte"
12	*Zuschläge*			
13	c1	0		
14	c2	0		
15				
16	*Berechnungsergebnisse*			
17	*Zylinderschale*			
18	Min. Wandstärke [s]	5,96	mm	Min. 2mm (Stahl) und min. 3mm (Alu)
19	Ausgeführte Wandstärke [s_a]	6	mm	Muss immer > als [s] sein!
20	Innendurchmesser [D_i]	268,00	mm	
21	Geltungsbereich	OK		OK entspricht Dünnwandigem Behälter, bei rot Dickwandig siehe AD B 10
22	Volumen	56,41	l	
23	Masse	14,67	kg	
24	*Kugelschale*			
25	Min. Wandstärke [s]	3,01	mm	Min. 2mm (Stahl) und min. 3mm (Alu)
26	Ausgeführte Wandstärke [s_a]	4	mm	Muss immer > als [s] sein!
27	Innendurchmesser [D_i]	272,00	mm	
28	Geltungsbereich	OK		OK entspricht Dünnwandigem Behälter, bei rot Dickwandig siehe AD B 10
29	Volumen	10,54	l	
30	Masse [kg]	2,719	kg	
31	*Verschwächung*			
32	Mittragende Länge Stutzen [ls]	7,50	mm	
33	Ausgeführte Länge [lst]	50,00	mm	
34	Mittragende Länge Kugel [b]	33,23	mm	
35	Druckbelastete Fläche [Ap]	3211,401691	mm²	
36	Tragende Fläche [As]	151,6559818	mm²	
37	Verschwächung?	OK		
38	Masse Stutzen	0,025	kg	
39				
40	Keine Beeinflussung 2. Stutzen	66,45	mm	
41				
42	Gesamtmasse	17,437	kg	Kugelschale & Zyinder und 2x Stutzen
43	Gesamtvolumen:	66,95	l	
44	Volumen mit einer Halbschale:	61,68	l	

Anhang 2: Excel Berechnung „Kugelschalen unter innerem Überdruck“ 33,1 L

	A	B	C	D	E	F	G	H	I
1	***B1 - Zylinder - und Kugelschalen unter innerem Überdruck***								
2				***Notiz***					
3	Außendurchmesser [D_a]	280	mm						
4	Zylinderschale Länge	400	mm						
5	Druck	100	bar						
6	Stutzen Außendruchmesser	25	mm						
7	Stutzen Innendurchmesser	20	mm						
8	Festigkeitskennwert	276	MPa	bei 1.4462 - 480MPa, 1.4571-245Mpa oder EN AW 2219					
9	Dichte	2840	kg/m³						
10	Sicherheitsbeiwert	1,2							
11	Schweißnatzuschlag	1		Siehe "Tafel Sichereitsbeiwerte"					
12	*Zuschläge*								
13	c1	0							
14	c2	0							
15									
16	*Berechnungsergebnisse*								
17	*Zylinderschale*								
18	Min. Wandstärke [s]	5,96	mm	Min. 2mm (Stahl) und min. 3mm (Alu)					
19	Ausgeführte Wandstärke [s_a]	6	mm	Muss immer > als [s] sein!					
20	Innendurchmesser [D_i]	268,00	mm						
21	Geltungsbereich	OK		OK entspricht Dünnwandigem Behälter, bei rot Dickwandig siehe AD B 10					
22	Volumen	22,56	l						
23	Masse	5,87	kg						
24	*Kugelschale*								
25	Min. Wandstärke [s]	3,01	mm	Min. 2mm (Stahl) und min. 3mm (Alu)					
26	Ausgeführte Wandstärke [s_a]	4	mm	Muss immer > als [s] sein!					
27	Innendurchmesser [D_i]	272,00	mm						
28	Geltungsbereich	OK		OK entspricht Dünnwandigem Behälter, bei rot Dickwandig siehe AD B 10					
29	Volumen	10,54	l						
30	Masse [kg]	2,719	kg						
31	*Verschwächung*								
32	Mittragende Länge Stutzen [ls]	7,50	mm						
33	Ausgeführte Länge [lst]	50,00	mm						
34	Mittragende Länge Kugel [b]	33,23	mm						
35	Druckbelastete Fläche [Ap]	3211,401691	mm²						
36	Tragende Fläche [As]	151,6559818	mm²						
37	Verschwächung?	OK							
38	Masse Stutzen	0,025	kg						
39									
40	Keine Beeinflussung 2. Stutzen	66,45	mm						
41									
42	Gesamtmasse	8,636	kg	Kugelschale & Zyinder und 2x Stutzen					
43	Gesamtvolumen:	33,10	l						
44	Volumen mit einer Halbschale:	27,83	l						
45									

Urheberrechtliche Erklärung