



Treibstoffe in der Raketentechnik: Vergangenheit,
Gegenwart und Zukunft

Vorwissenschaftliche Arbeit

vorgelegt von
Moritz MULLE
8a

Betreuerin: Mag. Gabriele Lackner

BRG Kepler
Keplerstraße 1, 8020 Graz
März 2023

Abstract

Das Weltall ist das logische nächste Ziel im nie enden wollenden Forschungs- und Wissensdrang der Menschheit. Die gigantischen, größtenteils unerforschten Weiten, welche erst seit knapp über 50 Jahren von Astronauten „bewohnt“ werden, ziehen heutzutage sogar schon private Investoren und Weltraumtouristen in ihren Bann. Doch die Reise über 100 km nach oben, geschweige denn die Überwindung des interplanetaren Raumes, bringt enorme technische Herausforderungen in allen Bereichen des Ingenieurwesens mit sich.

Diese vorwissenschaftliche Arbeit befasst sich mit Raketentriebwerken und ihren Treibstoffen und versucht, einen grundlegenden Einblick in die Welt dieser Triebwerke und Treibstoffe zu geben sowie den Leser über die Komplexität dieser zu informieren. Es werden die gängigsten Funktionsarten der Triebwerke und ihre direkten Verbindungen als auch das Zusammenspiel mit den Treibstoffen, die sie verwenden, genannt und erklärt.

Des Weiteren wurde im Zuge dieser Arbeit ein Experiment durchgeführt, das aufzeigt, auf welche Weise sich Zusatzstoffe in einem selbstgebauten Schwarzpulvertriebwerk auswirken. Dieses soll zum weiteren Verständnis der oben angeführten Punkte dienen. Hierbei stellte sich heraus, dass die Welt der Treibstoffe extrem komplex und kompliziert ist.

Inhaltsverzeichnis

1.	Grundlegende Erklärung der Funktionsweise von Raketentriebwerken.....	4
2.	Raketentreibstoffe und Triebwerksarten	7
2.1.	Festbrennstoffe.....	7
2.2.	Flüssigbrennstoffe.....	9
2.2.1.	Hypergole	9
2.2.2.	Triebwerkszyklen.....	11
2.3.	Hybridtreibstoffe.....	13
2.4.	Ionenantriebe.....	14
2.5.	Nukleare Antriebe	15
3.	Charakterisierung der gängigsten Treibstoffe	16
3.1.	Wasserstoff	16
3.2.	RP-1	16
3.3.	Hydrazin	17
3.1.	Xenon	18
4.	Anfänge der Raketentechnik.....	19
5.	Beschreibung und Analyse des Experiments	20
5.1.	Vorbereitung und Aufbau	20
5.2.	Durchführung	22
5.2.1.	Experiment 1 - Schwarzpulver	22
5.2.2.	Experiment 2 – Borax	23
5.2.1.	Experiment 3 – Kaliumchlorat.....	24
5.3.	Zusammenfassung	25
6.	Realistische mögliche Weiterentwicklungen	26
7.	Zusammenfassung und Fazit.....	27
	Literaturverzeichnis.....	29

1. Grundlegende Erklärung der Funktionsweise von Raketentriebwerken

Fortbewegung: Eines der wichtigsten Felder der Wissenschaft und Antrieb für unseren derzeitigen technischen Fortschritt. Seit jeher streben Menschen danach, schneller immer weitere Strecken zu überwinden. Die Römer sind bis heute für ihre Straßen bekannt, aber auch andere Hochkulturen - wie die Inka - erbauten gigantische Straßennetze. Mit jeder Neuerfindung im Transportbereich gab es einen Gesellschaftswandel: Strecken, für die man früher wochenlang marschieren musste, sind heute innerhalb von Stunden mit dem Zug erreichbar und die Dauer für interkontinentale Reisen wurden mit dem Flugzeug immens verkürzt. Heute schießen wir Raketen in den Weltraum, die uns mit kabellosen Kombinationsmöglichkeiten und einem globalen Positionierungssystem versorgen oder Teleskope, die neue Planeten entdecken und unser Verständnis für Physik weiter schärfen. Wie die Triebwerke dieser Raumfahrzeuge grundlegend funktionieren wird im Folgenden erläutert:

Es gibt viele verschiedene Arten von Raketentriebwerken, sie alle basieren jedoch auf dem gleichen Prinzip: Dem Rückstoßprinzip,

$$\vec{p}_1 = -\vec{p}_2 \quad \text{oder} \quad m_1 \cdot \vec{v}_1 = m_2 \cdot -\vec{v}_2^1$$

welches sich aus dem 3. Newtonschen Axiom ableitet.

Hierbei ist \mathbf{p} der Impuls, \mathbf{m} die Masse der Objekte und \mathbf{v} die Geschwindigkeit der Objekte.

Aber auch Flugzeuge nutzen das Rückstoßprinzip und trotzdem sieht man nie eine Rakete mit Flugzeugtriebwerken oder anders herum und auch vom Aufbau her unterscheiden sie sich deutlich. Wie können oder müssen also zwei so ähnliche Apparaturen so unterschiedlich aufgebaut sein und funktionieren?

¹ o.A., Rückstoßantrieb, Wikipedia, URL: <https://de.wikipedia.org/wiki/R%C3%BCcksto%C3%9Fantrieb>: (abgerufen 31.08.2022).



Abb. 1: Flugzeugtriebwerk



Abb. 2: RS-25 Raketentriebwerk

Die zwei Hauptgründe, wieso man nicht einfach ein Flugzeugtriebwerk an eine Rakete schnallen und damit abheben kann, sind einerseits die vergleichsweise niedrige Schubkraft von Triebwerken und andererseits der Fakt, dass ein Flugzeugtriebwerk die Luft der Atmosphäre benötigt. In einem Flugzeugtriebwerk wird diese Luft komprimiert, es wird Kerosin eingespritzt und verbrannt. Durch die expandierenden Gase und das oben besagte Rückstoßprinzip kommt es zum Schub, der das Fluggerät nach vorne bewegt.

Da im Weltraum ein Vakuum herrscht und die Luftdichte mit zunehmender Höhe abnimmt, werden luftansaugende Triebwerke, wie die eines Flugzeuges, immer ineffizienter, bis sie schlussendlich ganz versagen. Um auch im Weltraum eine Verbrennung zu erzeugen, muss Sauerstoff, entweder in Reinform oder in einer Verbindung, die diesen abgibt, mitgebracht werden. Dies ist der Oxidator.

Nun kommt es auf die Triebwerksart an, die verwendet wird. Hiervon gibt es unzählige, grundsätzlich verschieden aufgebaute Triebwerke, die am häufigsten gebräuchlichen werden in Kapitel 3 angeführt. Meist wird jedoch ein Gas durch Verbrennung erzeugt und erhitzt. Durch diese Erhitzung dehnt es sich aus und strömt aus dem Triebwerk. Es werden jedoch auch andere Methoden, wie Ionisierung eines Gases und dem darauffolgenden Abschuss dieser Ionen mit extrem hohen Geschwindigkeiten, verwendet², im Grunde funktionieren jedoch alle Triebwerke gleich: Durch das Rückstoßprinzip wirkt nun der gleiche Impuls, den das sich nach hinten bewegende

² o.A., NASA – Ion Propulsion, NASA, URL: <https://www.nasa.gov/centers/glenn/about/fs21grc.html>: (abgerufen 18.09.2022).

Gas erhalten hat, nach vorne auf die Rakete: der Schub. Hier ist schon ersichtlich, dass ein Triebwerk umso besser ist, je

- größer die Masse des ausgeströmten Gases ist,
- kleiner die Masse der Rakete ist oder
- schneller das Gas das Triebwerksende verlässt.

Durch diese Punkte bekommt man den ersten Hinweis, worauf sich die Treibstoffe spezialisieren werden. Weniger ersichtliche Variablen sind:

- die Effizienz des Treibstoffes (er hat auch Masse und muss angehoben werden),
- die Richtung, in die die Gase das Triebwerk verlassen (wird durch das Design der Ausgangsdüse beeinflusst).

Fast alle diese Charakteristika können durch die Wahl des Treibstoffes beeinflusst werden, weshalb die Treibstoffauswahl einer der wichtigsten Schritte bei der Planung einer neuen Rakete ist. Die Art des Triebwerks schränkt allerdings die Auswahl der Treibstoffe ein. Im folgenden Kapitel werden die häufigsten Triebwerksarten dargestellt und erklärt.

2. Raketentreibstoffe und Triebwerksarten

2.1. Festbrennstoffe

Festbrennstoffe zählen zu den ältesten Treibstoffen der Welt. Schon im 13. Jahrhundert wurden die berühmten chinesischen Bambusraketen entwickelt, welche mit Schwarzpulver betrieben waren. Diese Schwarzpulverraketen werden tatsächlich bis heute zu Tausenden verwendet, jedoch mit einem deutlich weniger kriegerischen Grund: als Feuerwerk.



Abb. 1: Test der Apollo-Rettungsrakete

Generell werden Festbrennstoffe in zwei Kategorien eingeteilt: homogene und heterogene Treibstoffe:

- Homogene Treibstoffe sind Mischungen auf Basis von Sprengstoffen, welche meist niederenergetisch sind. Sie werden hauptsächlich in, wie oben schon genannt, Feuerwerksraketen eingesetzt, wobei Schwarzpulver noch immer der meistgenutzte Treibstoff für diese Anwendung ist.
- Heterogene Festtreibstoffe sind deutlich energetischer und werden daher für militärische oder raumfahrttechnische Zwecke eingesetzt. Diese sind Gemische, welche meist aus stickstoff- und sauerstoffreichen Verbindungen sowie Aluminium bestehen.³

Vorteile:

Der Hauptvorteil einer Feststoffrakete ist ihr Preis. Im Vergleich mit Flüssigtreibstofftriebwerken sind die Kosten sehr gering, da es fast keine bewegten Teile im Triebwerk gibt, was auch die Zuverlässigkeit des Triebwerks um einiges steigert. Obiges, gekoppelt mit dem hohen Maximalschub, machen Festbrennstofftriebwerke zu idealen Kandidaten für Rettungsraketen, wie sie in Abbildung 3 zu sehen ist. Diese soll, im Falle eines Unfalles beim Start, die Kapsel von

³ George Sutton / Oscar Biblarz, Rocket Propulsion elements, 9th edition, Wiley 2016, 436.

der Rakete trennen und so die Astronauten retten. Der Treibstoff muss nicht zum Triebwerk gebracht werden, ist lange gefahrlos lagerbar und kann sehr schnell verwendet werden, was Festbrennstofftriebwerke besonders ansprechend für militärische Zwecke macht. Auch können sie in sehr kleinen Größen gebaut werden, was uns wieder zu den oben genannten Feuerwerkskörpern bringt, aber auch Signalaraketen und Signalpistolen verwenden feste Treibstoffe.

Nachteile:

Der Hauptnachteil von Festbrennstofftriebwerken ist die fehlende Variabilität des Schubs im Vergleich zu Flüssigtreibstofftriebwerken. Einmal gezündet brennt ein Festbrennstofftriebwerk so lange, bis der gesamte Treibstoff verbrannt ist. Somit kann der Schub einerseits nicht im Nachhinein verändert werden, sondern muss schon vorher, durch das Einschneiden verschiedener Formen in den Treibstoff, festgelegt werden. Einige dieser Schnittdesigns sind in Abbildung 4 dargestellt. Des Weiteren kann es auch bei einem Zwischenfall während des Starts nicht gestoppt werden. Außerdem weisen feste Brennstoffe eine niedrigere Effizienz auf als ihre flüssigen Pendanten.⁴

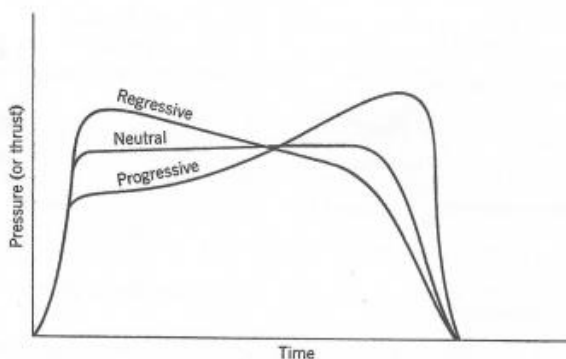


Abb. 4: Schubkurven verschiedener Schnittdesigns

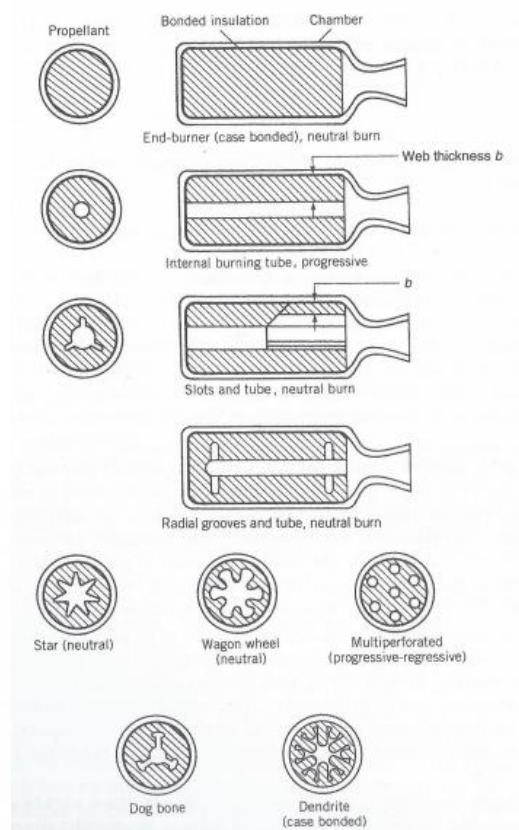


Abb. 5: Schnittdesigns von Festbrennstofftriebwerken

⁴ Thomas Mütsch/Matthias Kowalski, Space Technology, 2016 Walter de Gruyter GmbH, 60f.

2.2. Flüssigbrennstoffe

Generell werden flüssige Treibstoffe in kryogene, hypergole und monergole Treibstoffe unterschieden. Kryogene Treibstoffe können mit einem Oxidator vermischt werden ohne sich zu entzünden, es muss also ein „Zünder“ verwendet werden, um das Triebwerk zu starten. Als Oxidator wird in dieser Triebwerksart Sauerstoff verwendet, aber auch Fluor könnte theoretisch verwendet werden. Die Treibstoffe dieser Kategorie werden extrem abgekühlt, um sie zu verflüssigen und damit eine höhere Treibstoffdichte zu erreichen, was auch für den Namen verantwortlich ist. Durch diese erhöhte Dichte und gutes Mischverhältnis sind Flüssigbrennstoffe deutlich effizienter und erhalten ihren Hauptvorteil gegenüber Festbrennstofftriebwerken: Ihr Schub ist steuerbar und ab- und einschaltbar. Besonders in höheren Raketenstufen, dem Teil einer Rakete, die für Manöver im Weltraum verantwortlich sind, ist die Möglichkeit des Neustarts unermesslich wertvoll.⁵

2.2.1. Hypergole

Hypergole sind Treibstoffe, die sich beim Kontakt miteinander spontan entzünden. Dies erhöht natürlich die Gefahr bei einem Unfall, vereinfacht den Start solcher



Abb. 2: Techniker in Schutzausrüstung für den Umgang mit Hydrazin

Triebwerke jedoch ungemein und ermöglicht den mehrfachen Neustart eines Triebwerks durch das Öffnen und Schließen von Absperrhähnen. Das Hauptproblem der Hypergole ist die hohe Gefahr beim Umgang mit diesen, die Chemikalien sind meist extrem korrosiv, karzinogen und umweltschädigend, um nur ein paar der Eigenschaften zu nennen. In Abbildung 8 sind beispielsweise die Gefahrensymbole des häufig gebräuchlichen Hydrazins angeführt, in Abbildung 7 der Schutzanzug, den ein Techniker benötigt, um mit diesem zu arbeiten.

⁵ George Sutton / Oscar Biblarz, Rocket Propulsion elements, 9th edition, Wiley 2016, 244.

Monergole sind Treibstoffe, die in Kombination mit einem Katalysator zerfallen und so keinen Oxidator brauchen. Sie erzeugen nur wenig Schub und werden deshalb nicht als Haupttriebwerke verwendet, sondern füllen hauptsächlich die Rolle der Fluglagenkontrolle, da die Triebwerke extrem simpel sind und so oft neu gestartet werden können, wie Treibstoff vorhanden ist.⁶



Abb. 3: Gefahrensymbole von Hydrazin

⁶ o.A., Hydrazin, Wikipedia, URL: <https://de.wikipedia.org/wiki/Hydrazin>: (abgerufen 24.02.2023).

2.2.2. Triebwerkszyklen

In einem Triebwerk, das mit flüssigem Treibstoff arbeitet, muss der Treibstoff und der Oxidator in die Brennkammer gepumpt werden. Diese Aufgabe übernehmen die sogenannten Turbopumpen, welche extrem stark sein müssen, da sehr hohe Flussraten erforderlich sind. Damit sie sich drehen ist sehr viel Kraft notwendig. Um diese aufzubringen gibt es verschiedene Möglichkeiten:

Das Rutherford-Triebwerk der Firma „Rocket Lab“ verwendet Batterien, dies ist allerdings sehr ungewöhnlich. Die am weitesten verbreitete Methode ist der sogenannte Vorbrenner, quasi ein kleines Triebwerk im Triebwerk. Um zu unterscheiden, wie dieser Vorbrenner verbaut ist, unterscheidet man zwischen sogenannten Triebwerkszyklen. Davon gibt es viele verschiedene, im Folgenden werden die vier häufigsten kurz erklärt:

- Der offene Zyklus: Im offenen Zyklus wird ein kleiner Teil von Treibstoff und Oxidator in eine separate Brennkammer geleitet, den Vorbrenner, in dem, so wie in der Hauptbrennkammer, Verbrennungsgase erzeugt werden, die dann die Turbine drehen und damit die Turbopumpe antreiben. Diese Verbrennungsgase werden nun neben dem Triebwerk abgelassen und tragen damit nicht zum Schub bei, sie sind „verschwendet“.
- Der geschlossene Zyklus versucht, dieses Problem zu lösen, indem es die Verbrennungsgase des Vorbrenners wieder in die Brennkammer leitet. Dies bringt jedoch Probleme: Bei kohlenstoffbasierten Treibstoffen, wie sie zur Zeit der Entwicklung dieses Zyklus annähernd überall verwendet wurden, würde der Ruß die Einspritzdüsen der Hauptbrennkammer blockieren, weshalb das Triebwerk explodieren würde. Hier trennen sich die Wege der zwei damaligen Supermächte USA und Sowjetunion und damit auch die Designs des geschlossenen Zyklus.
 - Beim oxidatorreichen geschlossenen Zyklus der Sowjetunion wird der gesamte Oxidator und nur ein kleiner Teil des Treibstoffs in den

Vorbrenner geleitet, die Verbrennung verläuft nicht ideal, was zur Senkung der Temperatur beiträgt. Der Sauerstoff ist gasförmig, was zu einer besseren Vermischung von Treibstoff und Oxidator in der Hauptbrennkammer führt. Nun fließt allerdings extrem heißer, gasförmiger, reiner Sauerstoff durch die Rohrleitungen, weshalb extrem hitzebeständige Legierungen verwendet werden müssen. Dies ist auch der Grund, wieso die USA eine andere Art des offenen Zyklus verwendeten:

- Der treibstoffreiche geschlossene Zyklus der USA leitet den gesamten Treibstoff und nur einen kleinen Teil des Oxidators in den Vorbrenner, wodurch die Temperatur deutlich geringer ist. Der Treibstoff ist nun gasförmig und wird in die Brennkammer geleitet. Damit das Triebwerk jedoch nicht explodiert, weil, wie oben genannt, die Verbrennungsprodukte die Einspritzdüsen blockieren, darf kein Treibstoff verwendet werden, der „klebrigen“ Ruß produziert. Die Wahl der USA fiel als Erstes auf Wasserstoff. Welche Vor- und Nachteile dieser hat, wird in Kapitel 4 näher erläutert.

- Der Vollfluss-Zyklus kombiniert die beiden oben genannten. In ihm gibt es zwei Vorbrenner, einen oxidatorreichen und einen treibstoffreichen. Dadurch wird beides, Oxidator und Treibstoff vor dem Eintritt in die Hauptbrennkammer gasförmig, wodurch sie besser verbrennen und effizienter sind. Außerdem müssen die Schäfte der Turbopumpen nicht zu 100 % dicht sein, da bei einem Leck Treibstoff nur mit treibstoffreichem Gas und Oxidator nur mit oxidatorreichem Gas in Berührung kommt. Der Vollfluss-Zyklus ist also mit Abstand der effizienteste, allerdings kombiniert er auch die Probleme der beiden Zyklen, die er vereint, also der extrem heiße, gasförmige Sauerstoff und die Einschränkung der möglichen Treibstoffe.⁷

⁷ George Sutton / Oscar Biblarz, Rocket Propulsion elements, 9th edition, Wiley 2016, 218ff.;
Tim Dodd, Is SpaceX's Raptor engine the king of rocket Engines?, Everyday Astronaut, URL:
<https://everydayastronaut.com/raptor-engine/>: (abgerufen 24.02.2023).

2.3. Hybridtreibstoffe

Hybridtreibstoffe sind, wie der Name schon sagt, eine Mischung aus Flüssig- und Festbrennstofftriebwerken. Im Normalfall ist hierbei der Brennstoff fest und der Oxidator flüssig, wodurch die Vorteile beider Arten genutzt werden können, während die Nachteile möglichst vermieden werden: Es kombiniert die Simplizität eines Festbrennstofftriebwerks mit der höheren Effizienz und der Möglichkeit der Abschaltung und Schubregelung eines Flüssigbrennstofftriebwerks. Auch die mechanische Komplexität ist deutlich geringer als bei einem Flüssigbrennstofftriebwerk, da nur der Oxidator in die Brennkammer geleitet werden muss. Dies stellt allerdings auch das größte Problem eines Hybridtriebwerks dar, da eine Turbopumpe nicht mit konventionellen Methoden angetrieben werden kann (siehe Kapitel 3.2.1 Triebwerkszyklen). Man könnte die Turbopumpe mit dem offenen Zyklus betreiben, dafür müsste allerdings extra Treibstoff nur für den Vorbrenner mitgebracht werden, was viel Gewicht hinzufügt. Eine Alternative wäre es, einen Monotreibstoff als Oxidator zu verwenden, um die Turbopumpe zu betreiben. Dies limitiert jedoch, welche Oxidatoren verwendet werden können und sie sind deutlich weniger effizient als herkömmliche Oxidatoren. Da es allerdings nur einen einzigen Tank mit Flüssigkeit gibt können auch Blowdownsysteme, bei denen ein Inertgas in den Tank geleitet wird, um ihn unter Druck zu setzen, oder selbst unter Druck setzende Treibstoffe verwendet werden, welche aber beide entweder massereicher oder ineffizienter sind.⁸

⁸ George Sutton / Oscar Biblarz, Rocket Propulsion elements, 9th edition, Wiley 2016, 593ff.;
Thomas Mütsch/Matthias Kowalski, Space Technology, 2016 Walter de Gruyter GmbH, 67.

2.4. Ionenantriebe

Ionenantriebe verwenden im Gegensatz zu chemischen Raketentriebwerken, wie der Name schon sagt, ionisierte Gase. Beispielsweise Xenon wird hierfür ionisiert und die Ionen werden mittels eines elektrischen Feldes beschleunigt. Danach wird das ionisierte Gas wieder neutralisiert, um das Zurückkehren zum Triebwerk zu verhindern. Da hierfür nur ein Treibstoff und elektrische Energie, welche an Bord mittels Solarpanelen oder nuklearer Apparaturen erzeugt werden kann, erforderlich sind und die Ionen auf immens hohe Geschwindigkeiten beschleunigt werden, (bis zu 130 km/s im Gegensatz zu konventionellen Triebwerken mit ~ 5 km/s) sind Ionenantriebe bis zu zehnmal so effizient wie chemische Raketentriebwerke. Der Grund, wieso wir diese Triebwerke nicht auf allen unseren Raketen benutzen, ist ihr winzig kleiner Schub: Die Ionen werden zwar auf sehr hohe Geschwindigkeiten beschleunigt, ihre Masse ist allerdings winzig, weshalb der Schub eines solchen Triebwerks weniger als 1 Newton sein kann. Somit ist ein Ionenantrieb ein sehr effizientes Triebwerk mit sehr wenig Schub, das, je nach Design, für mehrere Wochen oder sogar Jahre minimalen Schub generieren kann. Außerdem sind Ionenantriebe sehr energiehungrig, weshalb massereiche Energiegewinnungssysteme mitgebracht werden müssen.⁹

⁹ George Sutton / Oscar Biblarz, Rocket Propulsion elements, 9th edition, Wiley 2016, 620ff.-

2.5. Nukleare Antriebe

Obwohl es Ideen vieler verschiedener Arten von nuklearen Antrieben gibt, welche von bereits getestet bis zu reinen Hirngespinnsten reichen, flog bisher keine einziges nukleares Triebwerk. Das Nuklear-Thermale Raketentriebwerk ist die bisher vielversprechendste Idee. In ihm wird ein Treibstoff, wie flüssiger Wasserstoff, als Kühlmittel für einen Atomreaktor verwendet. Durch die Kernspaltung wird im Reaktor - wie auf der Erde - Hitze erzeugt, die jedoch anders als in einem Atomkraftwerk nicht verwendet wird, um eine Turbine zu betreiben, sondern an den Wasserstoff weitergegeben wird. Durch diesen Temperaturzuwachs expandiert der Wasserstoff wie in einem chemischen Triebwerk und wird durch eine Schubdüse abgegeben. Dadurch erwartet man eine ca. dreifache Effizienz, verglichen mit konventionellen Triebwerken.¹⁰

¹⁰ o.A., Nuclear thermal rocket, Wikipedia, URL https://en.wikipedia.org/wiki/Nuclear_thermal_rocket:
(abgerufen 24.02.2023);

Thomas Mütsch/Matthias Kowalski, Space Technology, 2016 Walter de Gruyter GmbH, 76.

3. Charakterisierung der gängigsten Treibstoffe

3.1. Wasserstoff

Wasserstoff sollte theoretisch gesehen der beste Treibstoff sein, da bei der Knallgasreaktion die höchstmögliche Effizienz erzielt werden kann und dabei nur Wasserdampf als Endprodukt entsteht. Allerdings erfordert Wasserstoff aufgrund seiner niedrigen Dichte sehr große Tanks, die nochmals größer gemacht werden müssen, da Wasserstoff und Sauerstoff typischerweise in einem Verhältnis von ca. 6:1 verbrannt werden.¹¹ Durch seine geringe Dichte gestaltet sich auch das Abdichten der Leitungen als schwierig. Außerdem muss er auf extrem niedrige Temperaturen, -253°C, gekühlt werden, um sich zu verflüssigen und um ihn auf diesen Temperaturen zu halten benötigt man schwere Kühlsysteme und gut isolierte Tanks.

3.2. RP-1

RP-1, die Abkürzung für Rocket Propellant-1, ist ein kohlenwasserstoffbasierter Raketentreibstoff. Er ist ein hoch raffiniertes Kerosin und wird in Kombination mit flüssigem Sauerstoff als kryogenes Treibstoffgemisch verbrannt. Obwohl er nicht so effizient wie flüssiger Wasserstoff ist, macht er diesen Nachteil durch seine vergleichsweise hohe Dichte und den Fakt, dass er nicht gekühlt werden muss, wieder mehr als wett. Im Vergleich zu den hypergolen Gemischen ist er deutlich einfacher handzuhaben und weniger umweltbedenklich, da er nur einen Treibhauseffekt erzeugt und vergleichsweise ungiftig ist. Allerdings kann RP-1 nur in bestimmten Triebwerkszyklen verwendet werden, da der bei der Verbrennung entstehende Ruß die Einspritzdüsen verkleben kann. In den USA ist dieser Treibstoff einer der am häufigsten gebräuchlichen und hat schon in den Raumfahrzeugen „Atlas“, „Saturn“ und „Falcon-9“ seine Anwendungen gefunden.¹²

¹¹ George Sutton / Oscar Biblarz, Rocket Propulsion elements, 9th edition, Wiley 2016, 274.

¹² Kay Grinter, Countdown! NASA Launch Vehicles and Facilities, NASA, URL <https://web.archive.org/web/20160722214837/http://www-pao.ksc.nasa.gov/nasafact/count2.htm>: (abgerufen 24.02.2023).

3.3. Hydrazin

Hydrazin kann auf zwei verschiedene Arten verwendet werden:

- Monergol kann es durch einen Katalysator wie Iridium gespalten werden. Diese Reaktion erzeugt Ammoniak, Stickstoff und Wasserstoff und ist stark exotherm. Auf diese Weise wird Hydrazin hauptsächlich für RCS-Systeme verwendet.
- Hypergol werden Derivative von Hydrazin, wie Monomethylhydrazin oder 1,1-Dimethylhydrazin meist mit Distickstofftetroxid vermischt, um so ein relativ effizientes, extrem schnell zündbares Raketentriebwerk zu betreiben.

Hydrazin wurde erstmals im Zweiten Weltkrieg als Raketentreibstoff für das Triebwerk der deutschen Messerschmitt Me 163 im heißen Verfahren verwendet¹³ und findet bis heute noch seinen Nutzen in RCS-Systemen und Rettungsraketen. Problematisch an Hydrazin ist seine hohe Toxizität, es ist korrosiv, karzinogen und umweltschädigend.¹⁴

¹³ o.A., Walter HWK 109-509, Wikipedia, URL https://de.wikipedia.org/wiki/Walter_HWK_109-509: (abgerufen 24.02.2023).

¹⁴ o.A., Hydrazine, EPA, URL <https://www.epa.gov/sites/default/files/2016-09/documents/hydrazine.pdf>: (abgerufen 24.02.2023).

3.1. Xenon

In Ionenantrieben kann theoretisch jedes Element verwendet werden, die ersten Versuche wurden mit Cäsium und Quecksilber durchgeführt. Da diese allerdings zu korrosiv waren, wurde schließlich Xenon verwendet. Xenon ist als Edelgas unreaktiv und bei Raumtemperatur gasförmig, wodurch komplizierte, aufwendige und massereiche Tanks und Wärm- bzw. Schmelzapparate weggelassen werden können. Obwohl man auch andere viel billigere Edelgase verwenden könnte, entscheidet man sich meist für Xenon, da die Ionisierungsenergie von Xenon mit ca. 12,1eV, abgesehen von Cäsium und Oganesson, die geringste aller Edelgase ist. Außerdem ist Xenon mit einer Atommasse von 131,293u deutlich schwerer als beispielsweise Krypton mit einer Atommasse von 83,798u, weshalb ein Xenontriebwerk mehr Schub erzeugt.

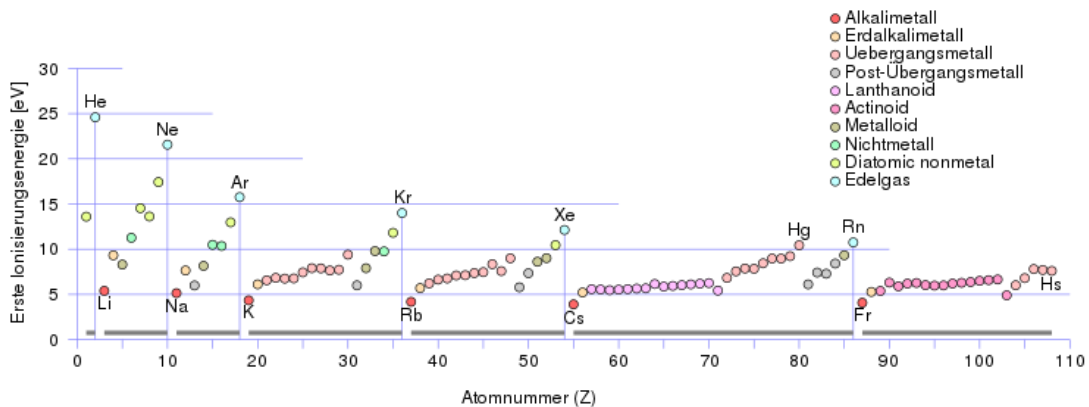


Abb. 4: Ionisierungsenergien im Periodensystem

Dieser Vorteil überwiegt im notorisch schwachen Ionenantrieb der niedrigeren Effizienz von Xenon, welche durch die ohnehin extrem hohe Effizienz eines Ionenantriebes wieder ausgeglichen wird.

4. Anfänge der Raketentechnik

Das Aggregat 4 (A4), oder später als Vergeltungswaffe 2 (V2) propagiert, ist die erste Rakete, die die Kármán-Linie, die von der „Fédération Aéronautique Internationale“ festgelegte Grenze zum Universum, durchbrach. Sie war eine vom Deutschen Reich im Zweiten Weltkrieg produzierte ballistische Rakete und wurde zum Beschuss alliierter Ziele verwendet. Als Treibstoff verwendete die A4 sowohl ein Gemisch aus 75 Ethanol und 25% Wasser oder 45 % Ethanol, 30 % Methanol und 25% Wasser. Als Oxidator wurde flüssiger Sauerstoff verwendet. Außerdem wurde ein Dampfgenerator verwendet, in welchem Wasserstoffperoxid monergol durch den Katalysator Kaliumpermanganat in Wasserdampf und Sauerstoff umgewandelt wurde, welcher die Turbopumpen zur Treibstoffförderung antrieb. Zur Steuerung verwendete man Flossen aus Graphit, welche den Abgasstrahl ablenkten. Die A4 wurde nach dem Krieg für wissenschaftliche Zwecke, militärischer und ziviler Natur, weiterverwendet. Die in ihr verwendeten Technologien legten den Grundstein für die moderne Raumfahrt und manche Konzepte, wie das Kühlsystem der Düse, finden bis heute ihre Anwendung.¹⁵

¹⁵ Bernd Leitenberger, Die A-4 (V2)-Rakete, Bernd Leitenberger, URL <https://www.bernd-leitenberger.de/a4.shtml>: (abgerufen 24.02.2023).

5. Beschreibung und Analyse des Experiments

Im Zuge der VWA wurde ein praktischer Versuch zum Thema der Oxidatorwahl bei einem Festbrennstofftriebwerk durchgeführt. Dieser soll zeigen, wie sich zwei verschiedene Zusatzstoffe, in diesem Fall Kaliumchlorat (KClO_3) und Borax ($\text{Na}_2\text{B}_4\text{O}_7$) als Oxidatoren auf die Verbrennung des Treibstoffes Schwarzpulver auswirken. Hierfür wurde eine Apparatur für die Messung des Schubes eines selbstgebauten Schwarzpulvertriebwerkes gebaut. Anschließend wurden zwei Kontrollversuche und je zwei Versuche mit den oben genannten Oxidatoren durchgeführt. Der Schub und das Flammenverhalten wurden dokumentiert und werden im Nachstehenden näher erläutert.

5.1. Vorbereitung und Aufbau

Zur Messung des Schubes wurde eine Apparatur gebaut, welche im Grunde genommen wie eine Waage funktioniert. Eine normale Waage wurde aufgrund des Problems der Wertespeicherung nicht verwendet. Des Weiteren hätte sie sehr genau sein müssen, aber dennoch eine schnelle „Reaktionszeit“ gebraucht. Aufgrund der oben genannten Punkte wurde eine Wägezelle bestellt. Diese verändert, je nach dem Gewicht, das auf ihr lastet, ihren elektrischen Widerstand. Die Wägezelle wurde auf einem Holzgerüst montiert und mit einem Arduino verbunden. Dieser konvertiert die erhaltenen Stromsignale in Gewichtswerte und gibt diese aus.

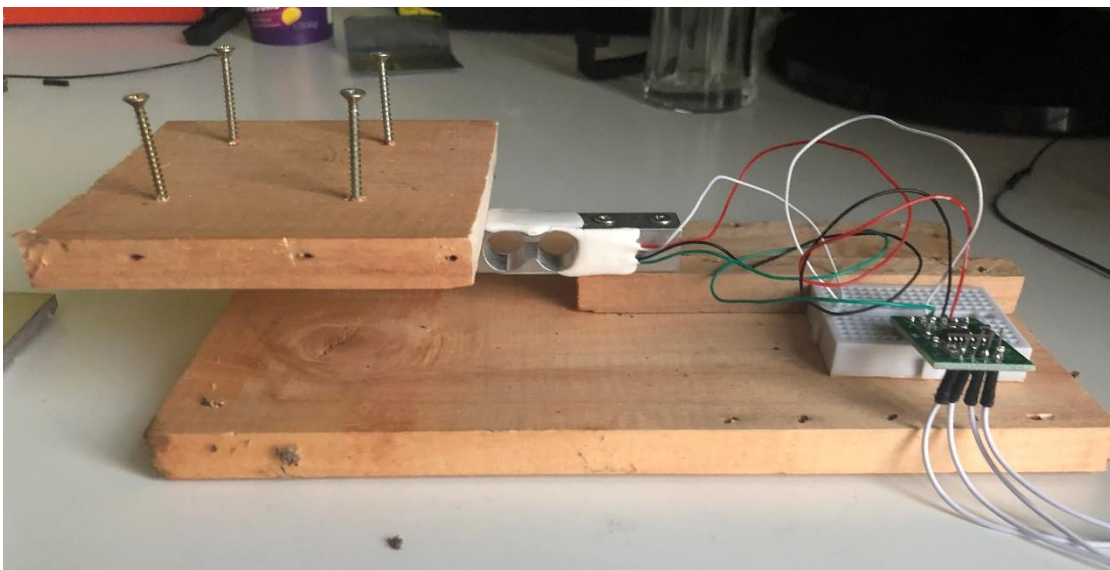


Abb. 5: Messapparatur

Im Chemiesaal des BRG Kepler wurde anschließend Schwarzpulver mit einer Zusammensetzung von 75% KNO_3 , 15% Holzkohle und 10% Schwefel hergestellt. Für beide Kontrollversuche mit reinem Schwarzpulver wurden je 24g Schwarzpulver verwendet, für die je zwei Versuche pro Oxidator je 20g Schwarzpulver und 4g des jeweiligen Oxidators. Die Mischungen wurden in eine Aluminiumröhre geleert und mit einem Whiteboardmarker verdichtet. Zur Zündung wurde eine Spritzkerze in das Minitriebwerk gesteckt.

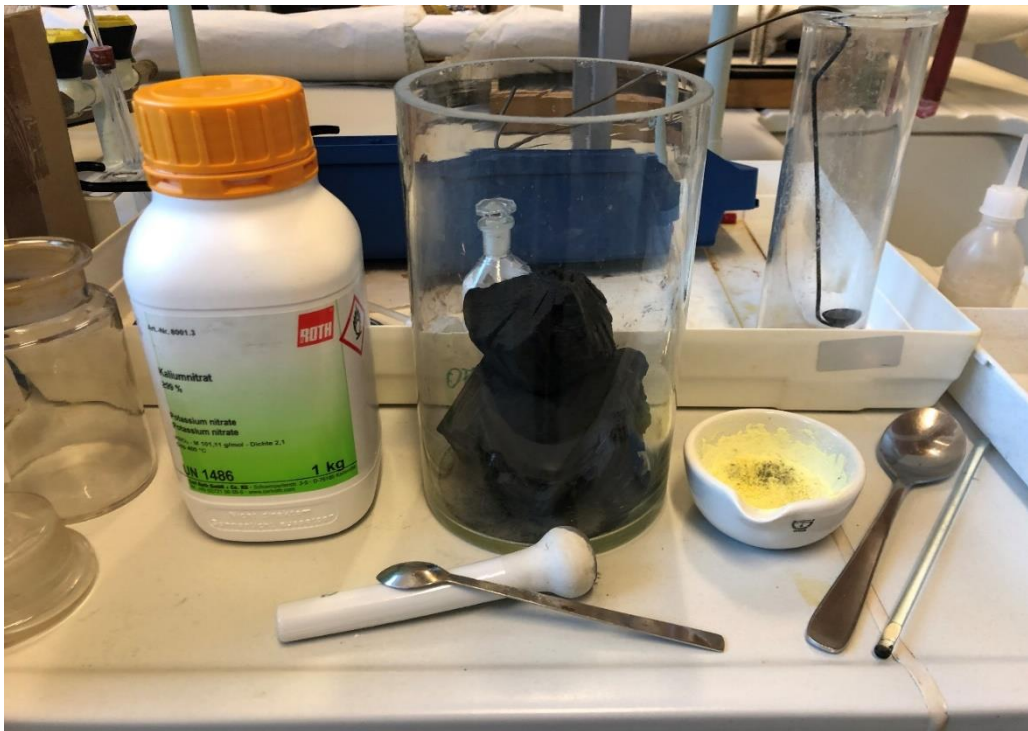


Abb. 6: Zutaten des Schwarzpulvers

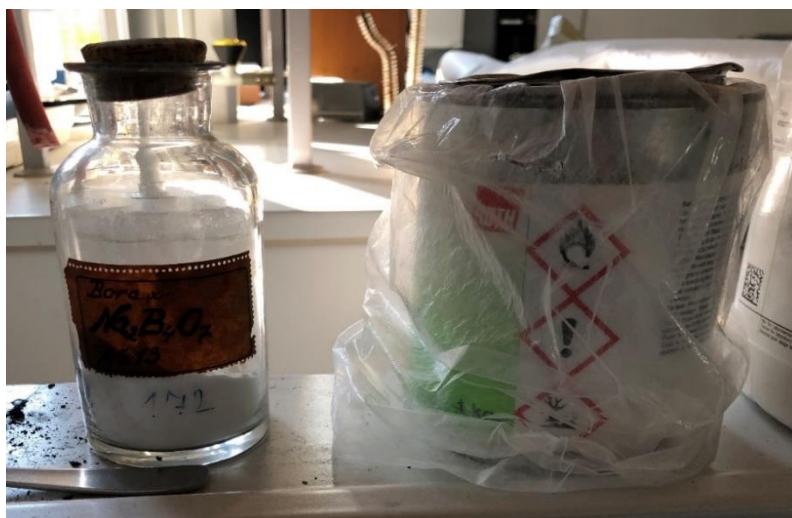


Abb. 7: Zusatzstoffe

5.2. Durchführung

Nachdem das Triebwerk auf die Messapparatur gestellt und der Code am Laptop links im Bild ausgeführt wurde, wurde die Spritzkerze angezündet, welche dann das Schwarzpulver zündete. Nachdem das Triebwerk fertig ausgebrannt ist, wurden die Messwerte gespeichert. Der Versuchsaufbau wurde ab der zweiten Messung um 90 Grad auf die Seite gedreht.



Abb. 8: Neuer Versuchsaufbau

5.2.1. Experiment 1 - Schwarzpulver

Beim ersten Experiment wurde das Triebwerk noch auf die Messapparatur gestellt, sodass die Kraft nach unten wirkte. Da durch die nach oben abgegebene Masse des Treibstoffes jedoch das Gewicht zu sinken schien, waren von diesem Experiment keine Messwerte brauchbar.

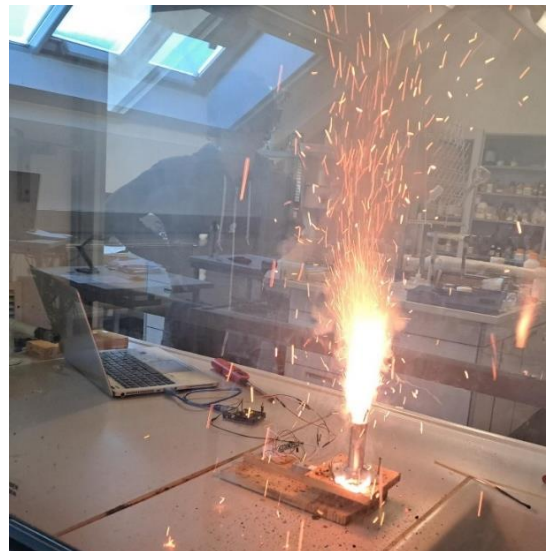


Abb. 9: Erster Versuchsaufbau mit Schwarzpulver

Nach dem Drehen der gesamten Apparatur wurden die Messwerte brauchbar, sie ähnelten denen einer Schubkurve.

Allerdings variierten sie stark, sodass meist nur eines der zwei Experimente pro Oxidator brauchbare Werte lieferte.

Das zweite Experiment mit Schwarzpulver wurde wie oben beschrieben durchgeführt. Der Maximalschub betrug 119,2g und die Brenndauer 8,3 Sekunden. Dies ist der Basiswert, mit dem die beiden Oxidatoren verglichen werden.

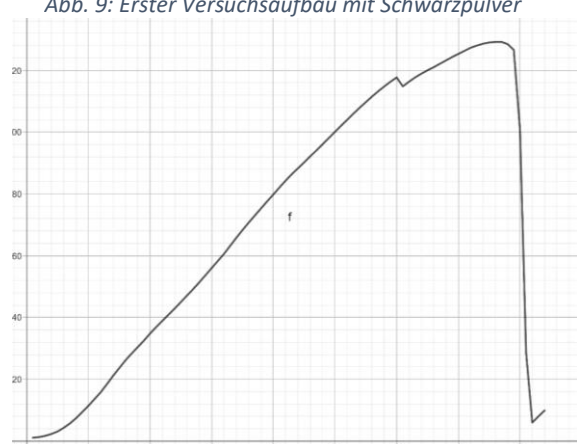


Abb. 10: Schubkurve des reinen Schwarzpulvertriebwerkes

5.2.2. Experiment 2 – Borax

Das Ziel dieses Versuches war, die Hypothese zu überprüfen, ob rein die Menge an Sauerstoff in einem Oxidator für seinen Schub zuständig ist. Zu diesem Zweck wurden zwei Versuche mit Borax ($\text{Na}_2\text{B}_4\text{O}_7$) durchgeführt, welcher, nach dieser Hypothese, aufgrund seiner 7 Sauerstoffatome die Verbrennung deutlich beschleunigen sollte. Jedoch war das genaue Gegenteil der Fall, das Borax wirkte wie ein Moderator, die Schubkurve stieg deutlich langsamer an, der Maximalschub betrug 61,4g, die Brenndauer allerdings fast 17 Sekunden.

Auch anhand der Flammenintensität ist eine Abnahme des Schubes sichtbar, auch der Ton, den das Triebwerk machte, war deutlich weniger aggressiv.



Abb. 11: Flamme des Boraxtriebwerkes

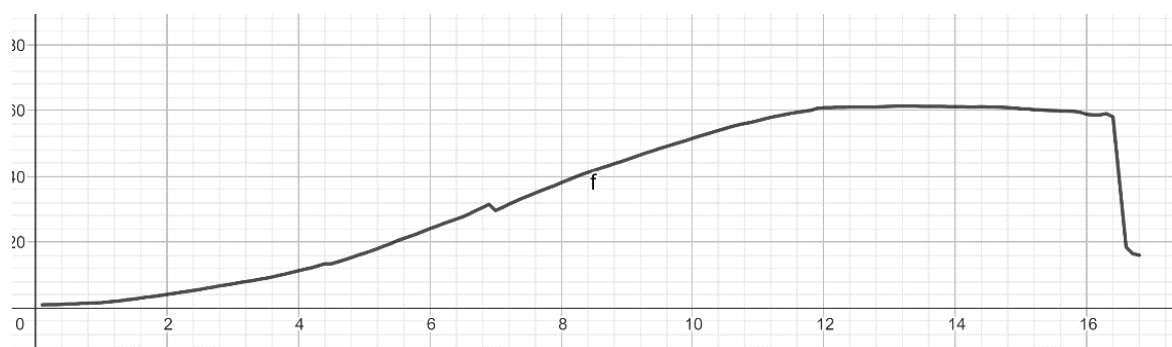


Abb. 12: Schubkurve des Boraxtriebwerkes

5.2.1. Experiment 3 – Kaliumchlorat

Als dritter Oxidator wurde Kaliumchlorat (KClO_3) verwendet, der für Chemielehrer erhältliche, etwas schwächere „kleine Bruder“ eines Oxidators, der für echte Festbrennstoffraketen verwendet wird – Kaliumperchlorat (KClO_4). Hier sprechen die Bilder der Flamme für sich, in Daten war das Kaliumchlorat das Gegenstück zum Borax:



Abb. 17: Flamme des Kaliumchlorattriebwerkes

Mit einem extrem schnell ansteigenden Schubprofil, einem Maximalschub von 128,4g und einer Brenndauer von 7,1 Sekunden ist das Kaliumchlorat der energetischste Oxidator

unter den getesteten. Nachdem das Testrohr nach jedem Versuch mit Wasser wieder auf Raumtemperatur gekühlt wurde und es aus Aluminium mit einem Schmelzpunkt von 660°C besteht, ist im untenstehenden Bild auch eines der Hauptprobleme mit dieser Art von Feststofftriebwerk ersichtlich: Die sogenannten End-Burner, welche, wie der Name schon sagt, von einem Ende zum anderen abbrennen, setzen die Wände der Brennkammer enormer Hitze aus.

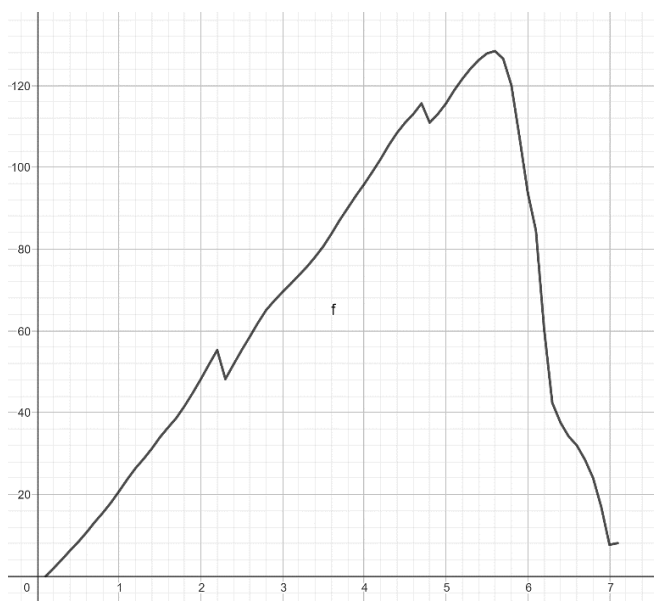


Abb. 13: Schubkurve des Kaliumchlorattriebwerkes



Abb. 19: Testrohr nach dem Experiment

5.3. Zusammenfassung

Abschließend lässt sich sagen: Obwohl der Experimentaufbau noch deutlich verbessert werden könnte, sind die ungefähren Auswirkungen der Zusätze deutlich seh- und messbar. Während Borax trotz seiner 7 Sauerstoffatome eher moderierend wirkt und über einen längeren Zeitraum weniger Maximalschub liefert, ist Kaliumchlorat ein Oxidator, welcher die Schubkraft deutlich erhöht, aber auch für extrem hohe Temperaturen sorgt. Die Endprodukte waren bei jedem Experiment gleich, sie sind im Bild rechts ersichtlich. Bei diesem Experiment wurde nur eine nach oben offene Röhre verwendet, durch die Installation einer auf das Triebwerk abgestimmten Düse könnte der Schub noch um ein Vielfaches erhöht werden.



Abb. 14: Rückstände nach dem Versuch

Unten befinden sich nochmals die drei Schubkurven zum Vergleich.

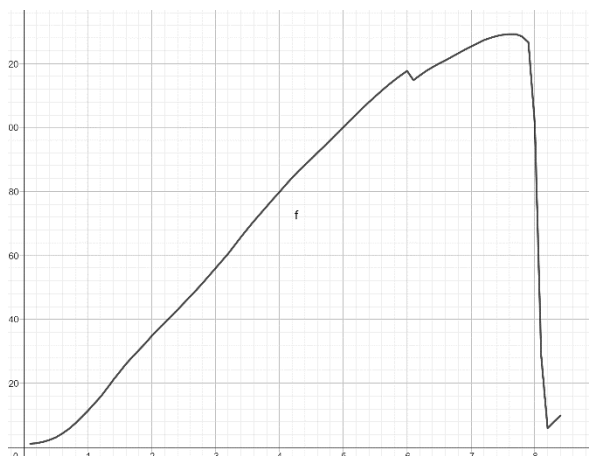


Abb. 21: Schubkurve des reinen Schwarzpulvertriebwerkes

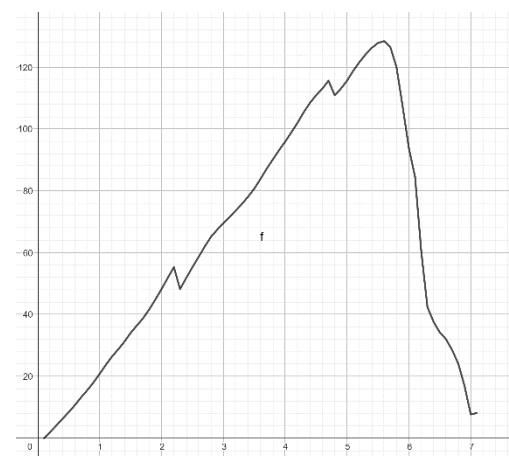


Abb. 22: Schubkurve des Kaliumchlorattriebwerkes

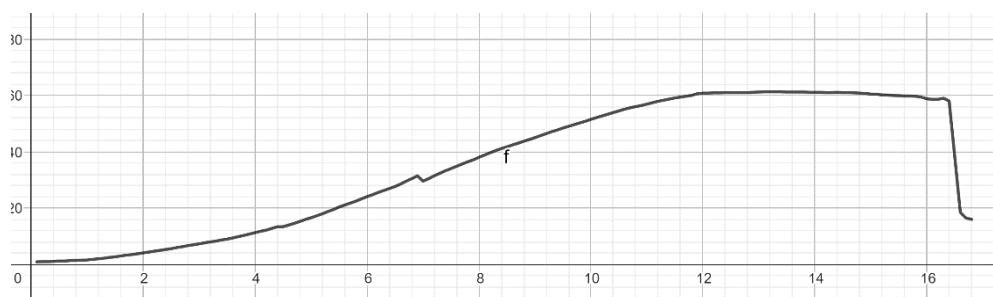


Abb. 15: Schubkurve des Boraxtriebwerkes

6. Realistische mögliche Weiterentwicklungen

Meiner Meinung nach werden sich die Treibstoffe der Erststufen nicht sonderlich stark verändern. Treibstoffe wie Wasserstoff, RP-1 oder seltener Hydrazin sind bekannt und gut untersucht und auch die Triebwerke, die mit ihnen arbeiten, technisch so weit fortgeschritten, dass ein neuer Kandidat für Erststufentriebwerke enorme Vorteile bringen müsste, um auch nur eine Möglichkeit zu haben, der nächste, weit verbreitete Treibstoff zu werden.

Aufgrund der rapiden Forschungsfortschritte, der Innovation und Konkurrenz der kommerziellen Raumfahrtfirmen werden sich die Triebwerke und Treibstoffe der Zweitstufen jedoch stark verändern. Jeder noch so kleine Vorteil hat in einer Zweitstufe weitreichende Folgen und wird, besonders aufgrund der neu entstehenden Konkurrenz und Privatisierung, ausgenutzt werden.

Das Feld der interplanetaren- oder vielleicht sogar interstellaren Reisen wird sich meiner Meinung nach jedoch am stärksten verändern:

Mit dem technologischen und wissenschaftlichen Fortschritt der Menschheit werden diese Triebwerke, besonders die Ionenantriebe, stark weiterentwickelt werden, was andere Treibstoffkombinationen zulässt, welche bisher durch den Technologiestand behindert wurden. Einer der ersten experimentellen Treibstoffe eines Ionenantriebes, Cäsium, wurde nur aufgrund technischer Probleme mit dem Triebwerk nicht verwendet. Wenn diese Probleme in der Zukunft gelöst werden, können Treibstoffe wie Cäsium verwendet werden, um die Effizienz enorm zu steigern.

Den größten Einfluss wird allerdings das Vorhaben haben, in der näheren Zukunft den Mars intensiv zu erforschen und später zu kolonisieren. Solche Ziele erfordern grundsätzlich neue Treibstoffe mit neuen Anforderungen, hauptsächlich müssen sie am Mars herstellbar sein und eine Erststufe antreiben können. Diese Voraussetzungen werden einen neuen Pfad in der Raketentechnik öffnen und es werden vorher noch nie in Erwägung gezielte Treibstoffe verwendet werden, welche eine neue Generation an Triebwerken nach sich ziehen werden.

7. Zusammenfassung und Fazit

Zusammenfassend lässt sich sagen: Raketenwissenschaften sind kompliziert, trotzdem arbeiten alle Triebwerke mit dem Rückstoßprinzip. Kurzgesagt drückt eine Masse, welche in eine Richtung bewegt wird, mit der gleichen Kraft in die andere Richtung. In einem Raketentriebwerk wird meist durch eine chemische Reaktion ein Gas erzeugt und nach unten abgelassen, wodurch sich die Rakete nach oben bewegt. Für eine solche Reaktion, eine Verbrennung, wird jedoch auch Sauerstoff benötigt, die Chemikalie, die diesen abgibt, nennt man Oxidator. Es gibt eine schier endlose Menge an Kombinationen von Treibstoffen und Oxidatoren, um viele verschiedene Arten an Triebwerken zu betreiben. Diese gliedern sich in feste, flüssig hypergole, flüssig kryogene und nukleare Antriebe, sowie Hybrid- und Ionen-Antriebe. Je nach Aufbau und Verwendungszweck dieser können nur bestimmte Treibstoffe verwendet werden. Hier sind die häufigsten Kombinationen Wasserstoff + Flüssigsauerstoff, RP-1 + Flüssigsauerstoff und Hydrazinderivate monergol als Monotreibstoff mit Katalysator oder hypergol mit Distickstofftetroxid. Alle diese Kombinationen haben Vor- und Nachteile, welche für jede Anwendung abgewägt und verglichen werden müssen. Hauptprobleme sind eine niedrige Dichte und Probleme bei der Abdichtung bei Wasserstoff, die Produktion von Ruß bei RP-1 und die Korrosivität, Toxizität und Umweltgefahr von Hydrazin. Zum geschichtlichen Teil lässt sich sagen, dass sich einige der anfangs verwendeten Treibstoffe hielten, andere, wie Ethanol, durch technologische Fortschritte jedoch fast „ausstarben“. Trotzdem wird es meiner Meinung nach weitere Fortschritte geben, welche die Benützung exotischerer Treibstoffmischungen einläuten werden. Außerdem sind mit dem Ziel der Besiedelung des Mars grundsätzlich neue Herausforderungen entstanden, die die Entwicklung neuer Treibstoffe weiter vorantreiben werden. Die Arbeit umfasste einen praktischen Teil, es wurde mittels kleiner Schwarzpulvertriebwerke getestet, wie sich verschiedene Oxidatoren auf die Verbrennung des Triebwerkes auswirken. Die getesteten Oxidatoren hatten völlig unterschiedliche Wirkungen: Borax wirkte eher als Moderator und lieferte weniger Schub über einen längeren Zeitraum, während Kaliumchlorat so energetisch war, dass sogar Teile des Testrohres schmolzen. Es wird sicher spannend bleiben, die Entwicklungen in der Raumfahrt in Zukunft weiterhin zu beobachten.

8. Abbildungsverzeichnis

Abb. 1: RS-25 Raketentriebwerk, <https://www.rawpixel.com/image/440010/dc-8-namma> (22.09.2022)

Abb. 2: Flugzeugtriebwerk,
https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Shuttle_Main_Engine_Test_Firing.jpg
(22.09.2022)

Abb. 3: Test der Apollo-Rettungsrakete,
https://en.wikipedia.org/wiki/File:Pad_abort_test_1.jpg (02.01.2023)

Abb. 4: Schubkurven verschiedener Schnittdesigns, Sutton George/Biblarz Oscar,
Rocket Propulsion elements, 9th edition, Wiley 2016, 464

Abb. 5: Schnittdesigns von Festbrennstofftriebwerken, Sutton George/Biblarz Oscar,
Rocket Propulsion elements, 9th edition, Wiley 2016, 465

Abb. 6: Techniker in Schutzausrüstung für den Umgang mit Hydrazin,
https://en.wikipedia.org/wiki/File:Hypergolic_Fuel_for_MESSENGER.jpg (02.01.2023)

Abb. 7: Gefahrensymbole von Hydrazin, <https://de.wikipedia.org/wiki/Hydrazin>
(02.01.2023)

Abb. 8: Ionisierungsenergien im Periodensystem,
https://de.wikipedia.org/wiki/Datei:First_Ionization_Energy.svg (09.01.2023)

Abb. 9: Messapparatur, Moritz Mulle

Abb. 10: Zutaten des Schwarzpulvers, Moritz Mulle

Abb. 11: Zusatzstoffe, Moritz Mulle

Abb. 12: Neuer Versuchsaufbau, Moritz Mulle

Abb. 13: Erster Versuchsaufbau mit Schwarzpulver, Moritz Mulle

Abb. 14: Schubkurve des reinen Schwarzpulvertriebwerkes, Moritz Mulle

Abb. 15: Flamme des Boraxtriebwerkes, Moritz Mulle

Abb. 16: Schubkurve des Boraxtriebwerkes, Moritz Mulle

Abb. 17: Flamme des Kaliumchlorattriebwerkes, Moritz Mulle

Abb. 18: Schubkurve des Kaliumchlorattriebwerkes, Moritz Mulle

Abb. 19: Testrohr nach dem Experiment, Moritz Mulle

Abb. 20: Rückstände nach dem Versuch, Moritz Mulle

Abb. 21: Schubkurve des reinen Schwarzpulvertriebwerkes, Moritz Mulle

Abb. 22: Schubkurve des Kaliumchlorattriebwerkes, Moritz Mülle

Abb. 23: Schubkurve des Boraxtriebwerkes, Moritz Mülle

Literaturverzeichnis

Dodd Tim, Is SpaceX's Raptor engine the king of rocket Engines?, Everyday Astronaut, URL: <https://everydayastronaut.com/raptor-engine/>: (abgerufen 24.02.2023).

Grinter Kay, Countdown! NASA Launch Vehicles and Facilities, NASA, URL

<https://web.archive.org/web/20160722214837/http://www-pao.ksc.nasa.gov/nasafact/count2.htm>: (abgerufen 24.02.2023).

Leitenberger Bernd, Die A-4 (V2)-Rakete, Bernd Leitenberger, URL <https://www.bernd-leitenberger.de/a4.shtml>: (abgerufen 24.02.2023).

Mütsch Thomas / Kowalski Matthias, Space Technology, 2016 Walter de Gruyter GmbH.

Sutton George/Biblarz Oscar, Rocket Propulsion elements, 9th edition, Wiley 2016.

o.A., Hydrazin, Wikipedia, URL: <https://de.wikipedia.org/wiki/Hydrazin>: (abgerufen 24.02.2023).

o.A., Hydrazine, EPA, URL <https://www.epa.gov/sites/default/files/2016-09/documents/hydrazine.pdf>: (abgerufen 24.02.2023).

o.A., NASA – Ion Propulsion, NASA, URL: <https://www.nasa.gov/centers/glenn/about/fs21grc.html>: (abgerufen 18.09.2022).

o.A., Nuclear thermal rocket, Wikipedia, URL https://en.wikipedia.org/wiki/Nuclear_thermal_rocket: (abgerufen 24.02.2023);

o.A., Rückstoßantrieb, Wikipedia, URL: <https://de.wikipedia.org/wiki/R%C3%BCcksto%C3%9Fantrieb>: (abgerufen 31.08.2022).

o.A., Walter HWK 109-509, Wikipedia, URL https://de.wikipedia.org/wiki/Walter_HWK_109-509: (abgerufen 24.02.2023).