

Entwicklung und Erforschung eines Hybridraketenantriebs

**Jugend forscht 2009
Sebastian Althapp**

Version: 10.0

Inhaltsverzeichnis

1. Einleitung.....	1
2. Danksagung.....	1
3. Allgemeine Grundlagen zu Raketentriebwerken.....	1
3.1. Hybridrakentriebwerke.....	1
3.2. Aufbau.....	1
3.2.1. Der Injektor.....	1
3.2.2. Die Brennkammer.....	1
3.2.3. Die Nachbrennkammer.....	1
3.2.4. Die Schubdüse.....	1
3.3. Funktionsweise.....	2
3.4. Eigenschaften:.....	2
4. Vorgehensweise.....	2
4.1. Entwicklung und Fertigung.....	3
4.1.1. Teststand.....	3
4.1.2. Triebwerk.....	3
4.1.3. Zünder.....	4
5. Versuche.....	4
5.1. Erste Testreihe.....	4
5.1.1. Betrieb:.....	4
5.2. Aufbau:.....	5
5.3. Auswertungen.....	5
5.3.1. Sondentests.....	5
5.3.2. Flammenlänge.....	5
6. Tests Nr.2.....	7
6.1. Vorüberlegungen.....	7
6.1.1. Abbrandbeobachtung.....	7
6.1.2. Zündung.....	8
6.1.3. Temperatur.....	8
6.1.4. Kraft.....	8
6.2. Aufbau.....	8
6.2.1. Messungen.....	8
6.3. Beobachtungen.....	9
6.3.1. Besonderheiten.....	9
6.3.2. Grain.....	9
6.3.3. Grainoberfläche.....	10
6.3.4. Ringförmige Struktur auf dem Grain.....	11
6.3.5. Glühfarbe der Brennkammer.....	12
6.3.6. Typische „Graingeometrie - Schub“ - Kurven.....	12
6.3.7. Digital erfasste Daten.....	12
6.4. Test 2.3 und 2.4.....	13
7. Ergebnisse.....	14
8. Literaturverzeichnis.....	15

1. Einleitung

Die Intention dieser Arbeit ist es exemplarisch einen Prototypen eines Hybridraketenantriebs zu entwickeln und zu betreiben, um an diesem Tests durchzuführen. Aus den Beobachtungen erhoffe ich, Rückschlüsse auf die Zusammenhänge im Triebwerk ziehen zu können und dadurch mögliche Optimierungsansätze zu finden.

2. Danksagung

Für die freundliche Unterstützung möchte ich mich bedanken bei:

Der Firma BIS Vakuumtechnik, den Physikern, Herrn Heislbeitz und Herrn Ciezki vom DLR Lampoldshausen, dem Institut für Werkstofforschung im DLR Köln-Porz, Matthias Raif (WARR), Janine Schneider, Christian Sick, Rene Breuch und Kirsten Holz.

Die unten stehenden Personen haben mich während der gesamten Arbeit mit derartigem Engagement, Know-how und Nerven in einer Weise unterstützt, wie ich es noch nie zuvor erleben durfte. Für diese Erfahrung danke ich ihnen von ganzem Herzen !

Martina Wentz, Ingo Wentz, Felix Bilz

3. Allgemeine Grundlagen zu Raketentriebwerken

Ein Raketentriebwerk ist die Antriebseinheit eines Flugkörpers, der nach dem Rückstoßprinzip funktioniert. Es bringt ein Medium auf eine sehr hohe Geschwindigkeit, das entgegen der gewünschten Bewegungsrichtung ausgestoßen wird. In den chemischen Raketentriebwerken wird durch eine chemische Reaktion die chemische Energie des Treibstoffes in kinetische Energie der Moleküle umgewandelt, die dann durch eine Düse ausgestoßen werden. Die drei gängigsten Raketenantriebe sind Feststoffraketenantrieb, Flüssiggastriebwerke und Hybridraketenantriebe.

3.1. Hybridraketenantriebe

Anders als bei den herkömmlichen chemischen Raketentriebwerken, wo die Verbrennungskomponenten im gleichen Aggregatzustand vorliegen, ist das Hauptmerkmal eines Hybridraketenantriebs (künftig HRT genannt), dass der Treibstoff und der Oxidator in verschiedenen Aggregatzuständen vorliegen. Meist wird ein Feststoff als Treibstoff und ein Gas oder eine Flüssigkeit als Oxidator verwendet. Es gibt allerdings auch inverse HRT, bei denen dieses Prinzip vertauscht ist.

3.2. Aufbau

Ein gewöhnliches HRT besteht aus drei Komponenten:

3.2.1. Der Injektor

Durch den Injektor wird der flüssige oder gasförmige Oxidator in die Brennkammer mit dem Treibstoff eingespritzt. Je nach Düsenform des Injektors ist der Abbrand des Treibstoffblocks (Grain) mehr oder weniger gleichmäßig. Ein gleichmäßiger Abbrand erhöht die Effektivität und verringert den Verschleiß des Triebwerks.(1)

3.2.2. Die Brennkammer

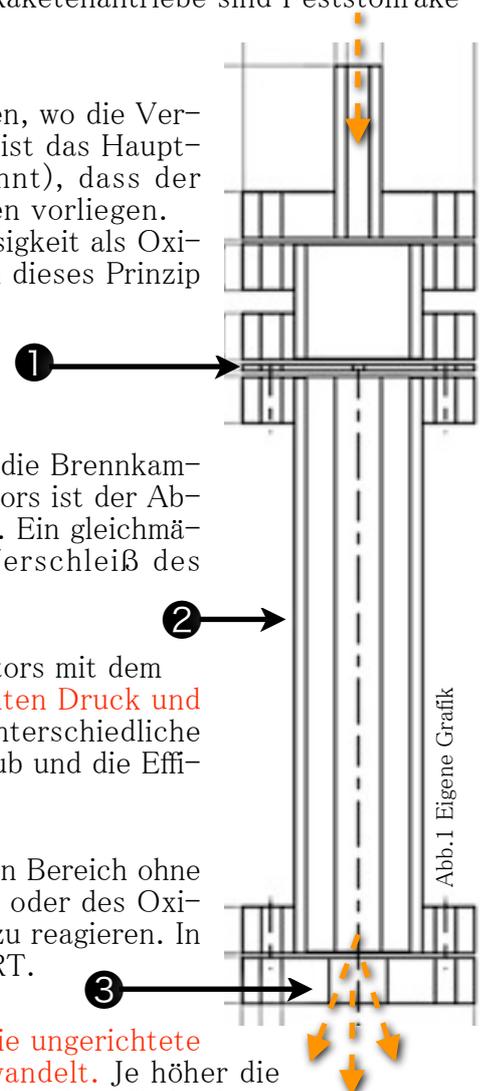
In diesem Teil des HRT findet die exotherme Reaktion des Oxidators mit dem Treibstoff statt. Dabei wird die Enthalpie des Gases durch erhöhten Druck und Temperatur gesteigert. Durch die Treibstoffgeometrie können unterschiedliche Reaktionsoberflächen zur Verfügung gestellt werden, was den Schub und die Effizienz des HRT beeinflusst.(2)

3.2.3. Die Nachbrennkammer

In manchen Fällen ist es sinnvoll nach der Brennkammer noch einen Bereich ohne Treibstoff einzurichten, der unverbrannten Teilen des Treibstoffes oder des Oxidators die Möglichkeit gibt, doch noch im Innern des Triebwerks zu reagieren. In der Regel führt dieser Vorgang zu einer Effizienzsteigerung des HRT.

3.2.4. Die Schubdüse

In der Schubdüse wird durch Einschränkung der Freiheitsgrade die ungerichtete Molekülbewegung des Reaktionsgases in eine gerichtete umgewandelt. Je höher die Austrittsgeschwindigkeit, desto höher der Schub. Auf dieses Bauteil wirken die höchsten thermischen und mechanischen Belastungen im gesamten Triebwerk, weil in Lavdü-



sen die Geschwindigkeit der heißen Abgase über Schallgeschwindigkeit liegt. Das bedeutet hoher Druck und hohe Temperaturen.(3)

3.3. Funktionsweise

Das Triebwerk gewinnt seine Energie aus der im Treibstoff und Oxidator gespeicherten chemischen Energie. Diese wird bei der Reaktion in der Brennkammer in Form von Wärme frei. Die große Wärme bewirkt eine starke Drucksteigerung im Reaktionsgas. In einer Lavaldüse wird die im Gasdruck gespeicherte Energie dann in kinetische Energie umgewandelt, indem die einzelnen Gaspartikel aus dem Triebwerk heraus beschleunigt werden. Nach der Impulserhaltung muss es jedoch immer einen Gegenimpuls geben, wodurch die Rakete den gleichen Impuls in entgegengesetzter Richtung erfährt.

3.4. Eigenschaften:

Hybridraketentriebwerke sind von ihrem Aufbau und Betrieb die sichersten aller chemischen Raketenantriebe. Vor dem Betrieb sind die Verbrennungskomponenten räumlich von einander getrennt gelagert. Der Treibstoff in der Brennkammer und der Oxidator im Tank außerhalb der Brennkammer. HRT lassen sich im laufenden Betrieb, aus- und anschalten und der Schub lässt sich durch Begrenzen der Oxidatormenge regulieren.

Vergleicht man die maximal erreichten Ausströmgeschwindigkeiten der chemischen Triebwerkstypen so fällt auf, dass die HRT die theoretisch höchsten Endgeschwindigkeiten erreichen können, wie sich an der Gleichung für die Geschwindigkeit bei Brennschluss ¹ ableiten lässt:

$$v_E = u_G \ln\left(\frac{m_0}{m_{leer}}\right)$$

v_E : Brennschlussgeschwindigkeit, u_G : Gasaustrittsgeschwindigkeit,
 m_0 : Startmasse, m_{leer} : Leermasse (ohne Treibstoff)

Wie man sieht ist die Brennschlussgeschwindigkeit proportional zur Austrittsgeschwindigkeit des Gases. Des weiteren hängt die Endgeschwindigkeit noch von dem Massenverhältnis ab und nicht, wie zu vermuten wäre, vom Gasausstoß [Kg/s].

Wird in die Formel für die Geschwindigkeit bei Brennschluss die Masse m_0 durch m_{leer} und $m_{treibstoff}$ ersetzt, so erhält man durch Umstellen und Kürzen der Massen:

$$\frac{v_E}{u_G} = \ln\left(1 + \frac{m_{treibstoff}}{m_{leer}}\right)$$

An den Verhältnissen erkennt man, dass die Brennschlussgeschwindigkeit und damit auch die max. Geschwindigkeit, logarithmisch von dem Massenverhältnis abhängen. Also wird es mit zunehmender Optimierung des Massenverhältnisses immer schwieriger, die erreichte Endgeschwindigkeit der Rakete zu steigern. Somit ist eine Endgeschwindigkeitssteigerung mit fortschreitender Optimierung des Massenverhältnisses nur durch eine erhöhte Austrittsgeschwindigkeit zu erreichen. Hier zeigt sich ein großer Vorteil der Hybridraketentriebwerke, denn mit diesen wurden bis jetzt die höchste Ausströmgeschwindigkeiten erreicht.

4. Vorgehensweise

Im folgenden Kapitel sollen die zum größten Teil parallel verlaufenden Schritte von der Entwicklung der betriebswichtigen Komponenten bis zum testreifen Triebwerk und Teststand erläutert werden.

Durch Informationen aus dem DLR Zentrum Lampoldshausen ergab sich das grundlegende Konzept des gesamten Testaufbaus. Mit Hilfe des „J. McBride“ -Rechners der NASA in dem Programm „CEA“ zur Thermodynamischen Berechnung von chemischen Reaktionen in Raketenantrieben wurde der eigene Teststand konstruiert. Aus Gesprächen mit dem DLR und WARR ergab sich aus Sicherheitsgründen als Treibstoff Polyethen (C_2H_4), da es im alltäglichen Gebrauch ungefährlich ist. Industriereiner Sauerstoff (O_2) wird wegen der ebenfalls relativen Unbedenklichkeit als Oxidator verwendet. Ein weiteres Kriterium zur Auswahl dieser Treibstoffkombination war die unkomplizierte Berechenbarkeit der Reaktion, sowie die Reaktionsprodukte, die als Abgase des Triebwerks an die Umwelt abgegeben werden. Aus C_2H_4 und O_2 ergeben sich: $C_2H_4 + 3O_2 \rightarrow 2CO_2 + 2H_2O$

¹ vgl. Lück, St.: *Die Raketen Gleichung*, S.4

4.1. Entwicklung und Fertigung

4.1.1. Teststand

Die Halterung und das Triebwerk sind aus Edelstahl gefertigt. Sicherheitsrelevante Versorgungsleitungen zum Triebwerk sind ebenfalls gegen Feuer und mechanische Einwirkungen geschützt, damit bei einer Fehlfunktion noch eine kontrollierte Abschaltung des Triebwerks möglich ist. Bei Sauerstoffkonzentrationen höher als der atmosphärische Druck dürfen laut UVV 62 nur bestimmte Materialien verwendet werden, z.B. Edelstahl und Kupfer. Der Teststand wurde komplett doppelwandig aus brandhemmenden Spanholzplatten aufgebaut. Für spätere Tests mit größeren Triebwerken können die Seitenwände des Teststandes mit einer 5 cm Sandschicht gefüllt werden. Für den ersten Prototyp ist die Sicherung durch die zwei 1 cm starken Doppelwände ausreichend. Das Triebwerk ist so in dem Teststand befestigt, dass es bei einem Bruch einer der zwei Halterungen seine Position nicht ändern kann. Die Halterungen sind auf die doppelte Belastung ausgelegt. Die Ausstattung des Teststandes mit den funktionellen Komponenten, wie Steuerventile, ist darauf ausgelegt, dass bei Fehlfunktionen, wie Stromausfall oder Druckverlust in den Steuerleitungen, sofort sämtliche risikoreiche Zuleitungen zum Triebwerk abgeschaltet werden. Diese Steuerungen sind außerhalb des Risikobereichs am Teststand angebracht. Die restliche Ansteuerung des Teststandes ist in 6m Sicherheitsentfernung, zum Teststand aufgestellt. Alle Funktionen werden von hier aus entweder elektrisch oder pneumatisch ferngesteuert.

Zur Datenaufzeichnung ist eine Kamera über dem Teststand platziert, die Ton- und Bildmaterial der Tests liefert. Eine weitere Kamera, mit dem Gesamtüberblick über den Teststand, wird mit einem Laptop am Kontrollstand verbunden, um so den Testverlauf live zu beobachten und im Notfall schnell reagieren zu können.

4.1.2. Triebwerk

Für den ersten Prototyp ist eine maximale Treibstoffmenge von 30g PE festgesetzt. Um sicher zu gehen, dass bei der veranschlagten Treibstoffmenge genügend Reaktionsfläche für einen Betrieb zu Verfügung steht, wurden die Brennkammer und der Treibstoffblock sehr lang gewählt. Es ergaben sich die zylindrischen Maße 104 x \varnothing 21 mm für die Innenseite der Brennkammer. Die Gesamtmaße des Triebwerks sind 320 x 40 mm. Um genügend Platz für einen Zünder (später beschrieben in 4.2.2) im Innern der Brennkammer zu schaffen und zu gewährleisten, dass Überreste der Zündung durch den Betrieb schnell ausgestoßen werden, wurde der Treibstoffblock der Länge nach mit einer \varnothing 6 mm Bohrung versehen. Das ergibt eine anfängliche Reaktionsoberfläche von 19,6 cm² im Innern des Treibstoffblocks. Damit wird genug potenzielle Reaktionsoberfläche zu Verfügung gestellt, um durch die Reaktion ausreichend hohe Temperaturen zu erzeugen, weiteren Treibstoff zu verdampfen und so die Reaktion in Gang zu halten.

- Das Triebwerk muss wiederverwendbar sein und ohne großen Aufwand nach dem Testlauf erneut betriebsbereit gemacht werden können.
- Er muss einen modularen Aufbau haben, um defekte Teile auszutauschen oder gewünschte Änderungen leichter durchführen zu können.
- Er muss prinzipiell denselben Aufbau wie gängige HRT-Modelle haben, um vergleichbare Ergebnisse zu liefern.

Dies alles führte zu dem Konzept eines Triebwerks mit drei, in ihrer Funktion vereinfachten, Komponenten:



Abb.2

Injektor

• Als Injektor wurden verschiedene Platten mit einer Bohrung gefertigt, die direkt an der Stirnseite der Brennkammer angebracht werden können. Die Löcher in den verschiedenen dicken Platten variieren im Durchmesser.

• Als Brennkammer kam ein Edelstahlrohr zum Einsatz, das nach Innen einen Schweißgrat aufweist, um den in die Brennkammer hineingeschobenen Brennstoff zu fixieren. Der Treibstoffblock schließt bündig mit den Enden der Brennkammer ab, um Einströmeffekte durch Verwirbelungen im Betrieb zu vermeiden.



Abb.3

Düse

• Als Schubdüsenersatz kam eine Platte, ähnlich dem Injektor, mit einer einfachen 18,5mm-Öffnung zum Einsatz, die hauptsächlich den Treibstoff zurückhalten sollte.

Es sind gezielt Schwachstellen, bzw. Sollbruchstellen in die tragenden Teile eingebaut. Alle Komponenten vor der Brennkammer wurden Innen von Öl- und Fettrückständen befreit, um Reaktionen vor der Brennkammer auszuschließen. Die Treibstoffmenge ist gegen übermäßiges Nachbrennen bei Abbruch begrenzt. Es ist keine verengte Schubdüse vorhanden, um



Abb.4

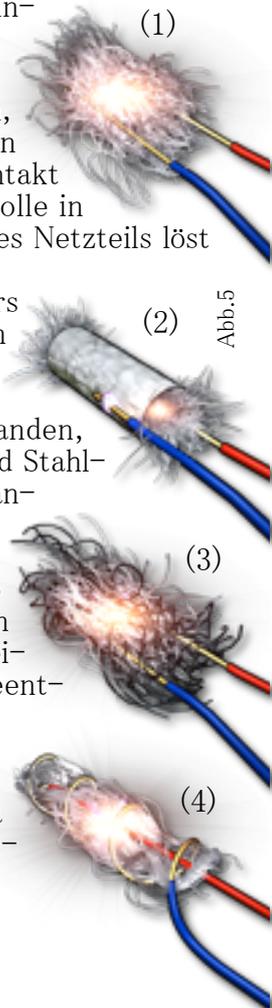
Brennkammer

Verstopfungen durch abgelöste Treibstoffteile zu vermeiden.

4.1.3. Zünder

Bei der verwendeten Treibstoffkombination wird PE in der Brennkammer verdampft. Anschließend benötigt das Sauerstoff-PE-Dampf-Gemisch noch einen Zündfunken oder eine Glühstelle, die die Reaktion in Gang setzt. Eine Möglichkeit war die Zündung mit Stahlwolle. Sie sollte, im Innern der Brennkammer platziert, durch Strom zum Glühen gebracht werden. Somit würde etwas PE verdampfen und eine Glühstelle als Zündquelle bereitstellen. Als ein Problem der Zündung der Stahlwolle durch Strom stellte sich bald ein Kontaktproblem der Kabel mit der Stahlwolle ein. Es wurde zuerst versucht die Zünderlänge zu finden, die bei unter 20 V genügend Leitfähigkeit aufweist und genug Stromstärke zulässt, um sich zu entzünden. Allerdings waren die Störfaktoren in diesen Tests durch Übergangsverluste und unterschiedliche Dichte der Stahlwolle so hoch, dass keine eindeutige Aussage getroffen werden konnte.

- Zwei Elektroden wurden der Länge nach in einen Stahlwollzylinder eingeschoben. Hierbei ergab sich, dass sich die Zünder Elektroden entweder untereinander berührten, in keinem Kontakt mit der Stahlwolle standen oder nur so minimal, dass zwar ein kleiner Teil der Stahlwolle um die Zünder Elektroden verbrannte, dann aber kein Kontakt mehr zu den Elektroden bestand. Oder die Elektroden kommen mit zu viel Stahlwolle in Kontakt. So ist der elektrische Widerstand zu gering und die Überstromsicherung des Netzteils löst aus. (1)
- Es wurde versucht einer Elektrode durch eine leitende Ummantelung des Zünders ausreichend Kontakt zur Stahlwolle bereit zu stellen. Tests dieses Zündertypen stellten sich allerdings, was die Zuverlässigkeit betrifft, als sehr unzufriedenstellend heraus. (2)
- PE-Schnipsel, die bei der Produktion der Treibstoffblocks auf der Drehbank entstanden, wurden in die Stahlwolle eingearbeitet. Gleichzeitig senkte die Mischung von PE und Stahlwolle die Faserdichte der Stahlwolle, wodurch das Problem des zu geringen Widerstandes in den Griff zu bekommen war. Bei der Zündung, diesmal noch manuell durch einen Funken, ergab sich die bisher stärkste PE-Dampf Entwicklung. (3)
- Eine Weiterentwicklung war, die Stahlwollzylinder in flüssiges PE zu tauchen, um so die Fäden der Stahlwolle mit einer PE-Schicht zu überziehen. Die Elektroden wurden vor dem Tauchen in der Stahlwolle fixiert. Damit fanden die ersten Zündertests in reiner Sauerstoffumgebung statt. Das Ergebnis war eine Zündung unter starker Hitzeentwicklung, allerdings kaum reproduzierbar.
- Die größte Zündzuverlässigkeit ergab sich aus reiner Stahlwolle und einer Elektrode, die bis zum Ende hindurch geschoben wurde. Die andere Elektrode wurde spiralförmig um den Zünder gewickelt. Dabei berührten sich die Elektroden nicht. Da die Tests zeigten, welche Hitze Stahlwolle auch ohne PE in Sauerstoffumgebung entwickelt, wurden die PE-Schnipsel lose um den Zünder herum platziert. (4)



5. Versuche

5.1. Erste Testreihe

Das Ziel der ersten Tests war, einen zuverlässigen Betrieb des Triebwerks zu gewährleisten. Aus Sicherheitsgründen fanden die ersten Tests auf einem menschenleeren, weiträumig abgesperrten Gelände statt.

5.1.1. Betrieb:

Es ist nötig, ein Triebwerk nach der Zündung bis Brennschluss zu betreiben, sodass komplette Betriebsdurchläufe beobachtet werden können. Aufgrund der noch nicht verifizierten Voraussagen durch die computergestützten Berechnungen wurde sich deshalb dagegen entschieden, einen Oxidator tank zu verwenden, der die genau benötigte Menge Oxidator für einen Testlauf enthält. Wie sich in den Test herausstellte war ein großer Sauerstofftank mit mehr als der benötigten Menge an Oxidator von größerem Vorteil, weil er so zu jeder Zeit zu Verfügung steht. Außerdem sollte die Sauerstoffflasche nicht wie vorgesehen in der Nähe des Teststandes untergebracht werden, um sauerstoffgefüllte Leitungen so kurz wie möglich zu halten, sondern abseits, da nun der manuelle Druckminderer auch bei Betrieb erreichbar sein musste. Die Tests wurden nicht am Reaktionsoptimum **von 15 bar in der Druckkammer durchgeführt, obwohl der Aufbau für das Doppelte dieses Drucks ausgelegt ist.** Dennoch wurde diese Ausstattung für hohe Drücke gewählt, um im Falle eines denkbaren Rechenfehlers oder einer Fehlfunktion im Triebwerk auch bei gesteigertem Druck eine sichere Abschaltung des Triebwerks mittels Unterbrechen des Oxidatorzuflusses zu gewährleisten. Für den Fall, dass sich das Triebwerk aus irgendeinem Grund vom Teststand löst, oder sich die Position des Teststandes ändert, wurde der Teststand nicht frontal zur Steuereinheit ausgerichtet.

5.2. Aufbau:

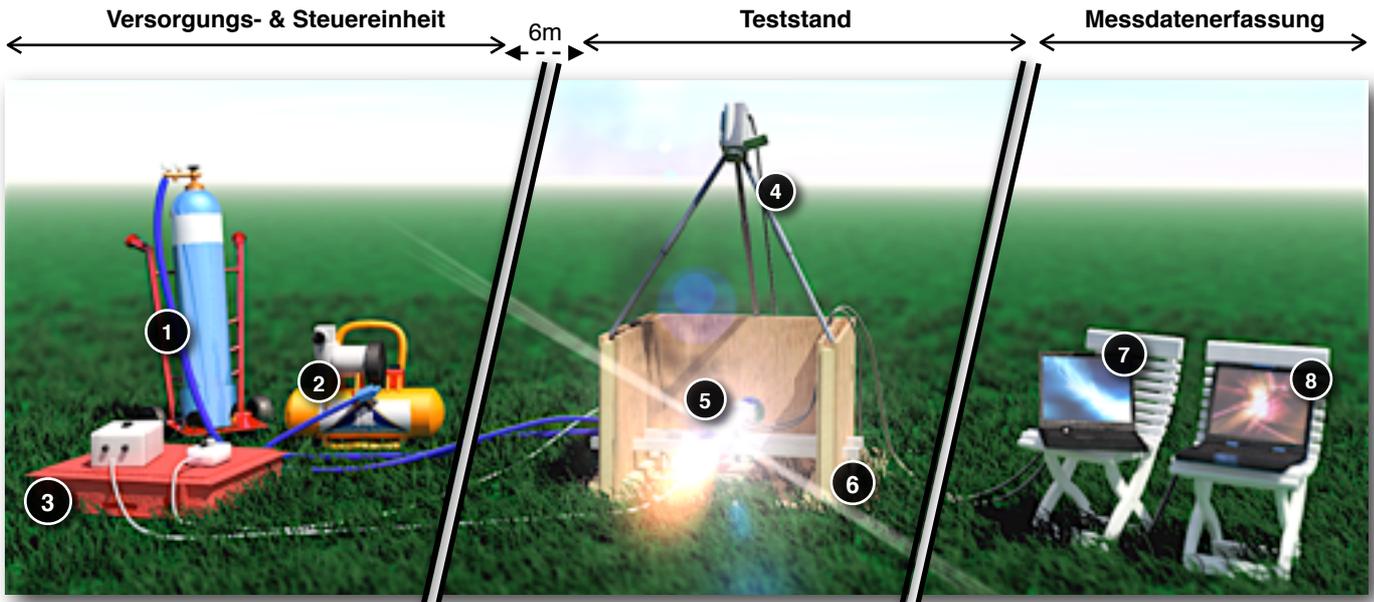


Abb. 6 Eigene Grafik

- | | | |
|---|--|--|
| <p>1 Sauerstoffflasche. Vor dem Druckminderer ist ein Rückschlagschutz angebracht.</p> <p>2 Kompressor. Stellt den Luftdruck für das Sauerstoffventil bereit.</p> <p>3 Netzteil & Ventilschalter. Das Netzteil liefert den Strom bei der Zündung. Der Ventilschalter steuert das Sauerstoffventil.</p> | <p>4 Videokamera. Zeichnet die Tests auf Video auf.</p> <p>5 Triebwerk. Für die zweiten Tests war das Triebwerk auf einem Messschlitten befestigt.</p> <p>6 Teststand. Zur Sicherheit doppelwandig und nur zu zwei Seiten offen</p> | <p>7 Laptop. Videoüberwachung der erste Tests und Tonaufzeichnung bei den Zweiten.</p> <p>8 CASSY + Laptop. Aufzeichnung der Messdaten aus CASSY während den zweiten Tests: 3x Temperatur, 1x Kraft, 1x Mikrofon</p> |
|---|--|--|

5.3. Auswertungen

5.3.1. Sondentests

Einige Male wurde das Triebwerk vor Brennschluss abgeschaltet um mit einer Sonde, die durch die Schubdüse eingeführt wurde, einen subjektiven Eindruck über die Form des Treibstoffblocks zu gewinnen. Die Eindrücke bekräftigen die Annahme vom DLR und der späteren Temperaturfärbung der Brennkammer, dass der Treibstoff nicht an allen Stellen gleich schnell verbrennt, sondern vorzugsweise am Injektor schneller verbraucht wird.

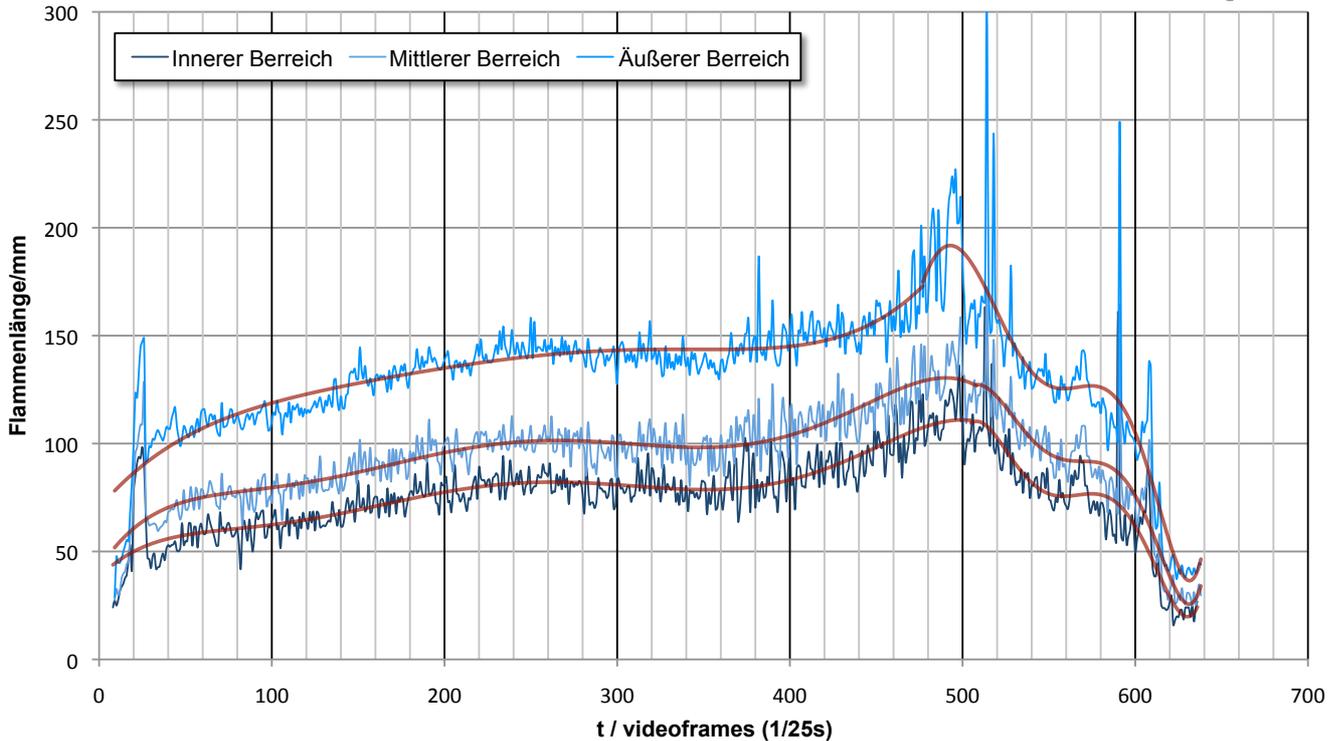
5.3.2. Flammenlänge

Die Abgasflamme des Triebwerks lässt sich in drei Bereiche unterteilen. Einen weißglühenden direkt an der Düse, einem gelblichen Bereich danach und dann ein rot leuchtender Bereich am Ende der Flamme.

Diese drei Bereiche wurden auf der Videoaufzeichnung in Pixeln vermessen und auf ihre wirkliche Länge berechnet. Der Verlauf der unterschiedlichen Bereichslängen und die dazu gebildete Trendlinie aus „Microsoft Office Excel™“ sind in dem Diagramm (Abb. 6.1) dargestellt.

Flammenlänge Test 1

Abb.6.1 Eigene Grafik



Die Abstände der Flammenbereiche sind abhängig von der Temperatur in der Brennkammer. Je heißer die Abgastemperatur, desto mehr Zeit vergeht, bis ein Abgasteilchen von dem Zustand „weiß glühend“ in „rot glühend“ übergeht. Die Flammenbereiche werden also gestreckt.

Die Flammenlänge ist abhängig vom Druck in der Brennkammer, da von diesem die Austrittsgeschwindigkeit der Abgase abhängt. Es fällt auf, dass die Flammenlänge zeitlich stark variiert (die Flamme flackert). Da die Flammenlänge vom Druck abhängig ist, könnten die starken Schwankungen durch schnelle Druckänderungen hervorgerufen worden sein. Schnelle Druckänderungen kann man als Schall auffassen, und es müssten sich daher Analogien zwischen der gemessenen Flammenlänge und den Tonaufzeichnungen des Tests ergeben. Betrachtet man also das Audiospektrum des Testlaufs, so lassen sich anhand der Videoaufzeichnung die einzelnen Phasen des Tests gut in dem Spektrum wiederfinden.

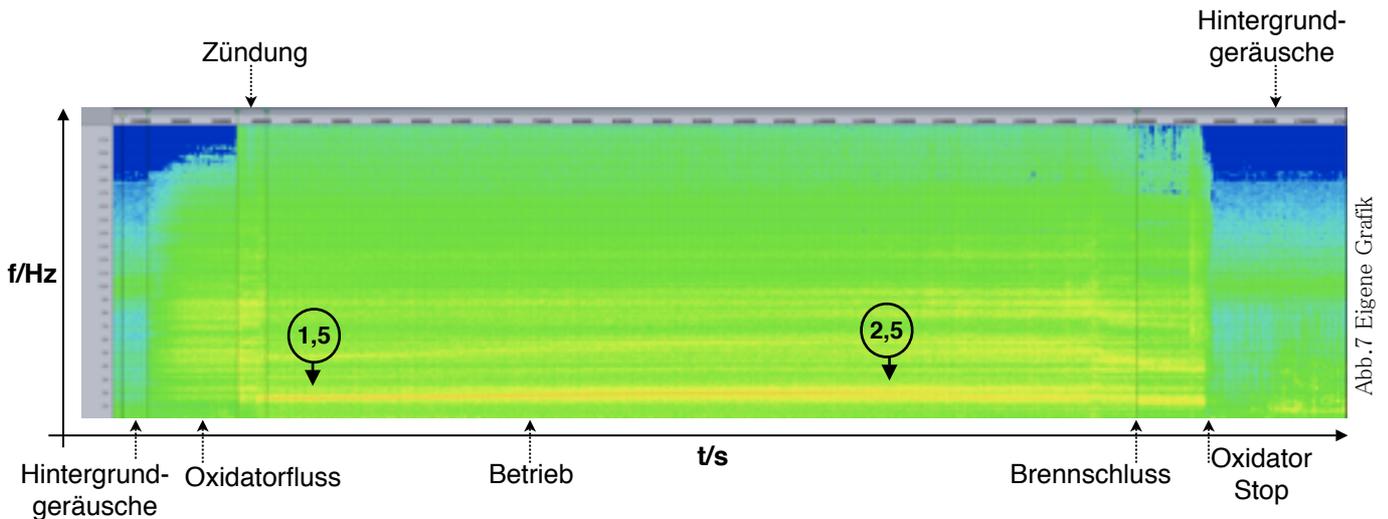


Abb.7 Eigene Grafik

Zwischen Zündung und Brennschluss erkennt man eine Frequenz von 1,5 kHz. Es ist aber auch zu erkennen, dass diese Frequenz zur Mitte auf über 2,5kHz ansteigt. Deutlicher wird das nach der Filterung von Umgebungsgeräuschen und dem „Grundrauschen“ des Triebwerks durch die

Sauerstoffzufuhr. Neben dem laueren (roten) Frequenzverlauf erkennt man nun auch einen weiteren, leiseren, aber höheren Frequenzverlauf. Letzterer weist starke Gemeinsamkeit mit dem Verlauf der Flammenlänge auf. So gibt es am Ende der Betriebsphase zwei Spitzenwerte (Pfeile), in beiden Diagrammen

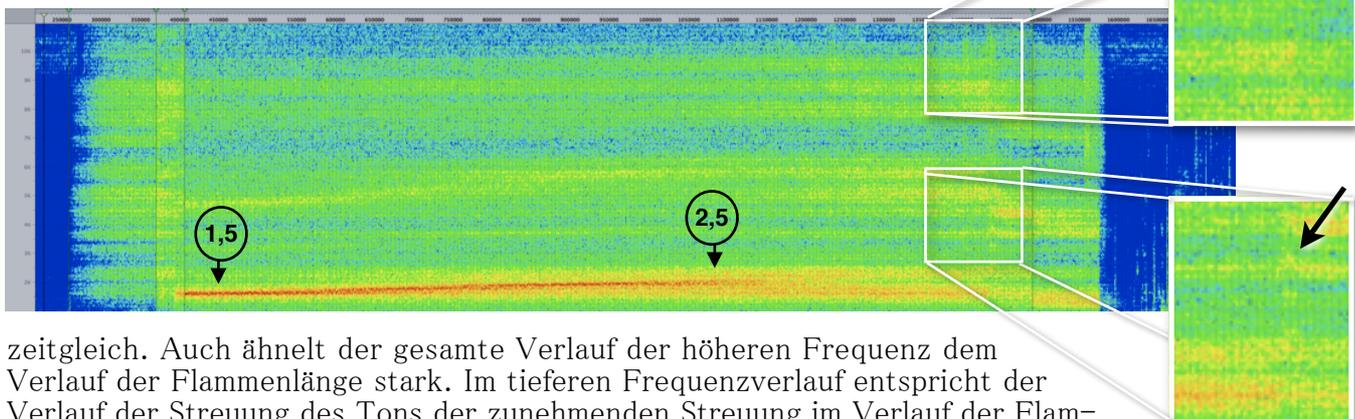


Abb.8 Eigene Grafik

zeitgleich. Auch ähnelt der gesamte Verlauf der höheren Frequenz dem Verlauf der Flammenlänge stark. Im tieferen Frequenzverlauf entspricht der Verlauf der Streuung des Tons der zunehmenden Streuung im Verlauf der Flammenlängen. Es müsste also einen Zusammenhang zwischen der Tonhöhe und einem Faktor geben, der auch die Flammenlänge beeinflusst. In diesem Fall die Temperatur. Theoretisch ist folgender Zusammenhang denkbar:

$$\text{Durch } f = \frac{c}{2l} \text{ mit } c = \sqrt{\kappa RT} \text{ folgt } f = \sqrt{\frac{\kappa RT}{2l}}$$

f : Resonanzfrequenz [Hz], c : Schallgeschwindigkeit [m/s], l : Rohrlänge [m],
 κ : Isentropen-Exponent $\left(\frac{c_p}{c_v}\right)$, R : Gaskonstante $\left[\frac{J}{kg \cdot K}\right]$, T : Temperatur [K]

Daraus ergibt sich der Zusammenhang zwischen der Frequenz f und der Temperatur T . Die Temperaturabhängigkeit von κ und R sind als kleiner systematische Fehler zu vernachlässigen. Hieraus lässt sich erkennen, dass eine Änderung der Tonhöhe nur von einer Änderung der Temperatur und der Änderung der mittleren Gaskonstante R , zusammen mit der Änderung des mittleren Isentropenexponenten κ des Brennkammergasgemisches, zusammenhängt. Mit steigender Sättigung des Brennkammergasgemisches müsste der Ton tiefer werden, weil sich die mittlere Gaskonstante des Gemisches nach unten verschiebt. Diese Änderung ist angesichts der Größenordnung der Änderung der Temperatur jedoch zu vernachlässigen. In dem Diagramm wird deutlich, dass die Temperatur die der gemessenen Frequenz entsprechen würde, in einem realistischen Bereich liegt. (1800° C – 3200° C)

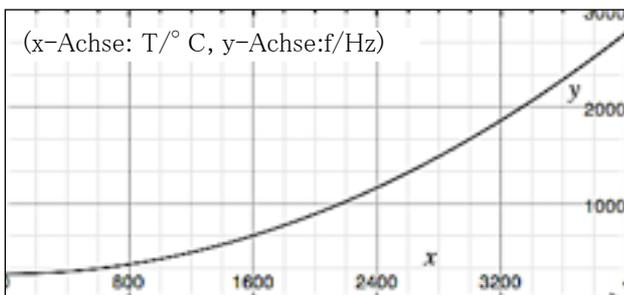


Abb.9 Eigene Grafik

Tests sein diese These weiter zu prüfen.

6. Tests Nr.2

6.1. Vorüberlegungen

Nachdem sich aus den ersten Testläufen erste Vermutungen über die Zusammenhänge in dem Triebwerk ergaben, galt die zweite Testreihe dem Sammeln von Betriebsdaten, damit verifizierbare Aussagen getroffen werden können.

6.1.1. Abbrandbeobachtung

Um den Abbrand des Treibstoffblocks „live“ zu beobachten, sollte der Treibstoffblock längs geteilt werden und auf die entstandenen Schnittflächen eine stromleitende Schicht aufgebracht werden. Durch die Widerstandsmessung auf dieser Schicht lässt sich die momentane Breite der stromleitenden Schicht bestimmen. Dieses Verfahren an mehreren Punkten angewendet, müsste ein repräsentatives Bild über den Abbrand des Grains ergeben. Somit kann man den Zustand des Grains zu jedem beliebigen Zeitpunkt nachvollziehen. Als „leitende Schicht“ bot sich an: 1. Dünne Alufolie, die sich nach meinen Messungen aber nicht dazu eignete, Widerstand auf derart kleinen Strecken zu messen. 2.

Kohle- oder Durchschlagpapier, dessen elektrischer Widerstand zu hoch war, und 3. spezielles, mit Graphit beschichtetes, Papierband aus dem Schulunterricht. Der Flächenwiderstand dieses Bandes beträgt nach eigenen Messungen $10,5 \Omega/\text{cm}^2$ und ist somit für den Messeinsatz im Triebwerk geeignet. Es bestand das Bedenken, der Messstreifen könnte in der Fuge der zwei Treibstoffblockhälften durchglühen, und somit eine Messung unbrauchbar machen. Tests mit den Graphitbandstreifen zwischen PE-Platten zeigten das Gegenteil. In den zweiten Tests wurde sich dennoch Aufgrund höherer Informationsdichte für eine Temperaturmessung an mehreren Punkten und gegen Abbrandbeobachtung entschieden.

6.1.2. Zündung

Auf die ungünstige Zündquote der ersten Tests (2 Zündungen bei 30 Versuchen) folgte die Entwicklung eines neuen Zündertyps. Das Prinzip PE durch die Wärme eines stromdurchflossenen Leiters zu verdampfen, wurde beibehalten. Die Stahlwolle wird nun durch ein kontrollierbares Glühwendel aus Konstantandraht ersetzt. Glühwendel geben Wärme über einen längeren Zeitraum ab. So wird garantiert PE verdampft. Außerdem wird das Grain nicht punktuell, sondern über eine größere Länge des Treibstoffs verdampft. Daraus ergibt sich eine höhere Zündwahrscheinlichkeit und ein gleichmäßigerer Abbrannt.

6.1.3. Temperatur

Ein Indikator für die freigesetzte Energie in der Brennkammer ist die Temperatur. Deshalb sollte während der zweiten Tests auch die Temperatur des Treibstoffes in der Brennkammer an verschiedenen Punkten gemessen werden. Zur Aufzeichnung der Messdaten ist CASSY (Computer Assisted Science System) genutzt worden. Mit diesem System ist es mir möglich vier analoge Messeingänge mit max. 10 Messsamples die Sekunde digital aufzunehmen. Aufgrund der begrenzten Messeingänge habe ich mich für die Temperaturmessung mit drei Thermoelementen entschieden.

6.1.4. Kraft

Der vierte CASSY-Messeingang wurde für einen Kraftsensor reserviert, um den Rückstoß des Triebwerkes zu messen.

6.2. Aufbau

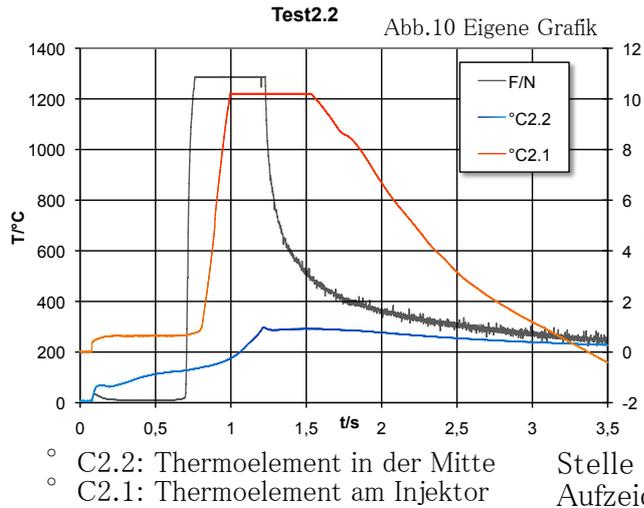
Der Aufbau entspricht dem der ersten Tests, mit dem Unterschied, das das Triebwerk auf einem Kraftmessschlitten befestigt ist und dem Triebwerk drei Zugänge für Thermoelemente hinzugefügt wurden.

6.2.1. Messungen

In der ersten Messkonfiguration war das Triebwerk ausgestattet mit drei Thermoelementen am Anfang, Mitte und Ende der Brennkammer. Um annähernd realistische Brennkammertemperaturen messen zu können, befanden sich die Thermoelemente in der Mitte der Seitenwand des Grains. So wurde eine Beeinflussung der Abgasströmung durch in den Abgasstahl hineinragende Thermoelemente vermieden. In dem Moment, in dem das Grain bis auf die Höhe der Thermoelemente abbrennt, kann man die wirkliche Temperatur in der Brennkammer ohne Beeinflussung messen. Vor und nach diesem Moment misst man nur Annäherungswerte. Als Thermoelemente wurden in Injektornähe (Anfang des Triebwerkes) und in der Mitte; ein NiCr-NiAl Thermoelement mit einer Hitzebeständigkeit bis 1200° eingesetzt. An der Austrittsdüse (am Ende) des Triebwerkes, wo die höchsten Temperaturen erwartet wurden, ist wegen der höheren Hitzebeständigkeit bis 1800° ein selbstgefertigtes Platin/Platin-Rodium-Thermoelemente verwendet worden. Mit der ersten Konfiguration sind zwei vorzeitig abgebrochene Testläufe durchgeführt worden, mit der zweiten zwei vollständige Testläufe. Weiter wurden in beiden Messkonfigurationen der erzeugte Ton des Triebwerkes mit einem Mikrofon aufgezeichnet und die erzeugte Rückstoßkraft mit einem Piezoelement gemessen. Aufgezeichnet wurden alle Messdaten mit CASSY bei einer Messrate von 10 Messungen pro Sekunde.

6.3. Beobachtungen

6.3.1. Besonderheiten



Nach den ersten Testläufen mit Thermoelementen in der Brennkammer ließ sich erkennen, dass die Thermoelemente während dem Test entweder zerschmolzen oder verglüht sind. Das erste Thermoelement in der Nähe des Injektors, das bis 1200°C ausgelegt ist, wurde durch Hitze stark beschädigt, und das Platin-Thermoelement am Ende der Brennkammer, welches bis 1800°C hitzebeständig ist, war verglüht. Daraus kann man schließen, dass es an diesen Stellen auf jeden Fall heißer als 1800°C geworden sein muss. Auffällig ist das mittlere Thermoelement. Ebenfalls bis 1200°C ausgelegt, ist es nach den Tests immer noch vollkommen funktionstüchtig. An dieser Stelle war es nie heißer als 1200°C , (max. 320°C) wie die Aufzeichnung zeigt.

6.3.2. Grain

Bei allen Tests fielen die Treibstoffrückstände in der Brennkammer auf. Dies sind z.T. vollkommen unverbrannte Teile des ursprünglichen Grains. Sie wurden nach jedem Testlauf an einem Stück aus der Brennkammer entfernt und zur späteren Auswertung der Länge nach aufgesägt: (farbig dargestellt sind die Schnittflächen [Abb. 11])

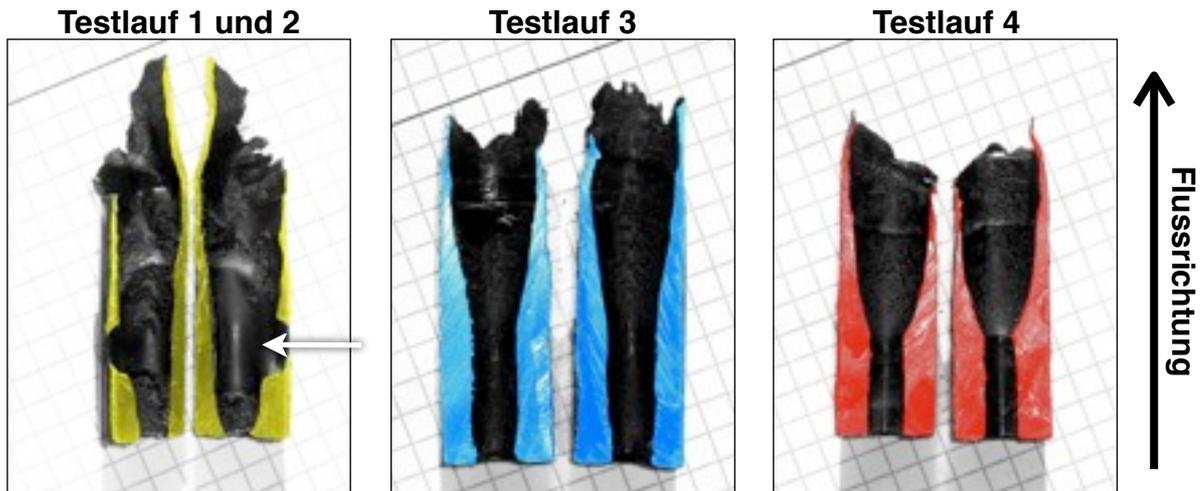


Abb.11 Eigene Grafik

Am Grainüberrest des 1 und 2 Testlaufs (es wurde zweimal gezündet) lässt sich erkennen, wo das erste Thermoelement in den Grain hineinragte (Pfeil). An dieser Stelle ist der Grain bis auf die Brennkammerwand abgebrannt. In Flussrichtung hinter dem Thermoelement ist das Grain sehr viel dünner als auf der gegenüberliegenden Seite, wo kein Thermoelement den Gasstrom behindert hat. In der folgenden Tabelle wurden die Grainüberreste nach Kriterien der unten stehenden Abbildung 12 vermessen und der Durchschnitt errechnet:

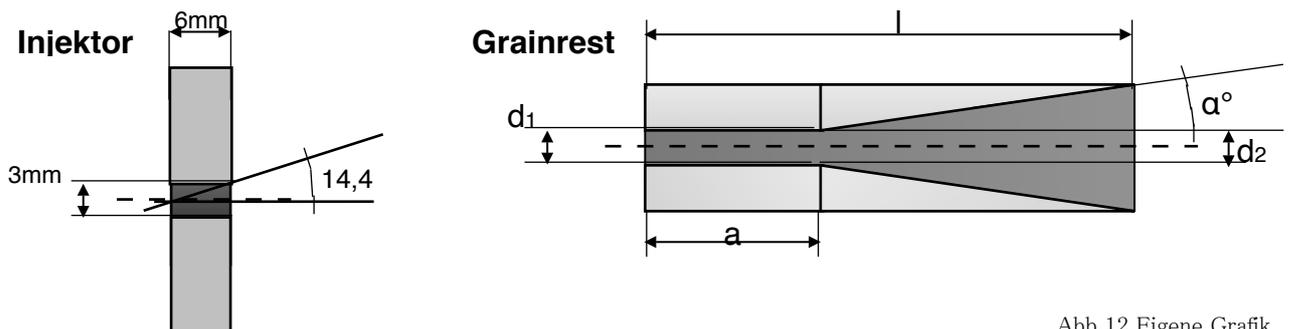


Abb.12 Eigene Grafik

Abb.13 Eigene Grafik

	Grain 1 und 2	Grain 3	Grain 4	Mittelwert
l, max. (mm)	56	57	52	55
l, min. (mm)	37	46	42	41
d ₁ (mm)	6	6	6	6
d ₂ (mm)	8	7	6	7
$\alpha^\circ \times 2$	20	11	10,8	13,9
a (mm)	7	21	17	15

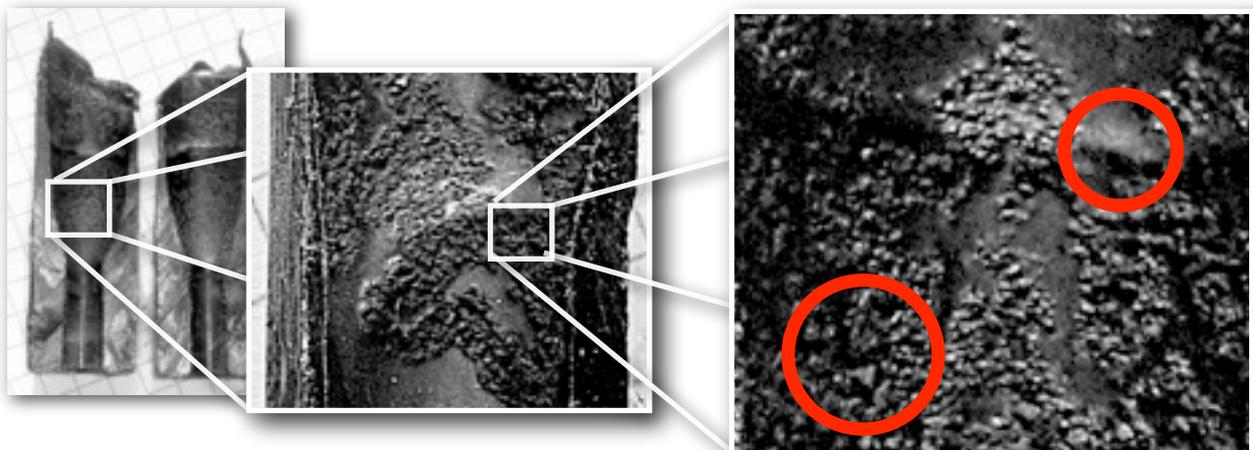
Die durchschnittliche Länge der Treibstoffüberreste beträgt 55mm. Also ungefähr die Hälfte der 105mm langen Brennkammer. Der Abbrandwinkel (α) entspricht ungefähr dem Winkel von $14,4^\circ$, den der Injektor durch seine Bauform vorgibt. Es ist der Winkel, den ein Oxidatorteilchen mit der höchsten Geschwindigkeit („Rohr“-Mitte) maximal erreichen kann. Da solch ein Maximalereignis durch Turbulenzen beim Injektorausstritt und Beeinflussung durch weniger schnelle Oxidatorteilchen selten auftritt, lässt sich erklären, warum sich der Winkel in den Grains 3 und 4 dem Winkel von $14,4^\circ$ nur annähert.

Die durchschnittlich kürzeste Länge des Grains entspricht sehr genau der durch den Winkel des Injektors vorgegebenen minimalen Grainlänge von 41 mm. Abweichungen nach oben sind durch dieselben Umstände zu erklären durch die auch nur Annäherungen an den Winkel $14,4^\circ$ erreicht werden.

6.3.3. Grainoberfläche

Eine weitere Auffälligkeit der Grainüberreste ist, dass die abgebrannte Oberflächen immer dieselbe Oberflächenstruktur aufweist. An einigen Stellen ist die Graininnenseite glatt, ohne jede spitze Erhe-

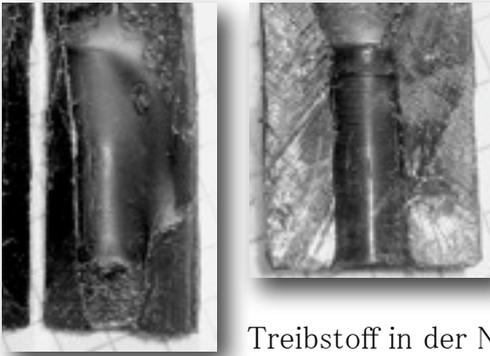
Abb.14 Eigene Grafik



bung, an anderen Stellen bilden raue Bereiche positive Reliefs. Diese Bereiche weisen keinerlei Stromlinienförmigkeit auf und die Verteilung dieser Bereiche ist von Grain zu Grain unterschiedlich, jedoch innerhalb eines Grains gleichmäßig. Eine Ausnahme bildet das erste Grain. An der Stelle wo während der Tests ein Thermoelement in die Abgasströmung hineinragte tritt die raue Oberfläche nicht auf. Mit zunehmendem Abstand zu dieser Stelle sind wieder verstärkt raue Stellen zu finden.

Eine weitere Ausnahme bildet der Gaseintrittsbereich in Grain 4. Dieser ist vollkommen intakt und weist keinerlei Brandspuren auf. Eine Erklärung dafür könnte der vorzeitig abgebrochene Betrieb mit diesem Grain sein. Der Test 4 mit diesem Grain wurde mit der Brennschlusszeit der vorhergegan-

Abb.15 Eigene Grafik



nen Tests abgeschaltet, um eine Überbeanspruchung zu verhindern. Daraus lässt sich schließen, dass die gemischte Oberflächenstruktur nur dort vorkommt, wo Sauerstoff in ungestörter Strömung mit PE verbrannt ist. Bei näherer Betrachtung fallen in den rauen Bereichen kreisrunde, kraterförmige Strukturen auf, die Blasenbildung vermuten lassen. Blasen würden jedoch bedeuten, dass PE in der Brennkammer verdampft ist, ohne mit Sauerstoff zu reagieren.

Diese Beobachtung lässt sich mit dem Strömungsbild erklären, wie es das DLR vermutet hatte: Da der Sauerstoff nur von einer Seite in das Triebwerk eingeblasen wird, reagiert der

Treibstoff in der Nähe des Injektors eher mit dem Oxidator. Die Abgase bilden bei dem Ausstoß nach hinten einen Film aus Abgasen über dem Treibstoff, sodass dieser von dem Oxidator abgeschnitten ist.

Unter den abgeschnittenen Bereichen existiert jedoch nahezu dieselbe Temperatur wie in den Abgasen, weshalb das PE dort die Möglichkeit hat durch die Reaktionswärme zu verdampfen ohne mit dem Sauerstoff in Berührung zu kommen. Anscheinend war dies auch bei den zweiten Tests dieser Arbeit der Fall. Es wurde also nicht die komplette Reaktionsfläche genutzt. An Stellen, an der die Strömung turbulent gewesen ist (wie an dem Thermoelement), wurde der Reaktionsgasfilm durchbrochen und verdampfendes PE konnte sofort mit dem Sauerstoff reagieren ohne zuvor Blasen zu werfen. Es wurde also mehr Reaktionsfläche genutzt. Das beschleunigt die Reaktion an dieser Stelle und führt dazu, dass der Treibstoffüberrest an dieser Stelle dünner ist als an Stellen mit ungestörter Strömung, wie man am Schnittbild des ersten Grains erkennen kann.

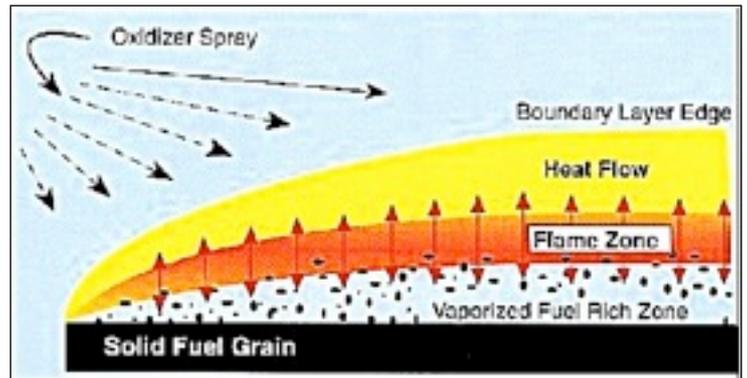


Abb.16: Project Prometheus, University of Illinois

6.3.4. Ringförmige Struktur auf dem Grain

Auf den Grainüberresten (Abb. 17) fällt weiter auf, dass es auf jedem Grain auf der Innenseite einen „Ring“ gibt, der als Erhöhung in die Brennkammer hineinragt (Abb. 17). Dieser Ring befindet sich auf jedem Grain im Durchschnitt 18mm vor dem verbrannten Grainende. Die Außenseite des Grains ist ab dem Ring nicht mehr im Originalzustand. In Strömungsrichtung vor dem „Ring“ ist die Außenseite des Grains unverändert.



Abb.17 Eigene Grafik

Nach dem Ring ist die Oberfläche außen matt und gleichmäßig, ohne Bearbeitungsspuren. Der Teil der äußeren Oberfläche vor dem Ring wird bis zu dem Ring im Durchmesser etwas kleiner, bis mit einer Stufe die matte Oberfläche anschließt. Das erste Stück vor dem Ring hat Ähnlichkeit mit einer aus einem Glasrohr gezogenen Spitze. Eine Erklärung für dieses Phänomen könnte sein, dass das PE durch die Hitze im Triebwerk teigig, zähflüssig wird. Flüssiges PE wird entweder direkt verbrannt oder aus dem Triebwerk herausgeschleudert. Es hätte auf dem Boden der Brennkammer und an der Form des erkalteten Grains Spuren hinterlassen. Spuren von flüssigem (evt. kondensiertem) PE sind nur auf der Schubdüse zu finden. Die Spuren weisen also auf eine Zug-Verformung und auf zähflüssiges PE hin. Es könnte also sein, dass zähflüssiges PE von dem durchströmenden Gas in einer Welle vor sich her getrieben wurde und sich dadurch der „Ring“ bildet. Dafür spricht, dass der Ring im „Einstömkegel“ des Oxidatorstroms auf dem Injektors liegt. An der Stelle wo dieser Kegel auf die Graininnenwand trifft, wird durch das Aufprallen des „Oxidatorstrahls“ auf das zähflüssige PE eine schräg nach vorne gerichtete Kraft ausgeübt. Das führt dazu, dass das PE an dieser Stelle zu einer Welle aufgeschoben wird. Die Schnittkante des Einstömkegels mit der Graininnenwand liegt zu Beginn weit hinten im Grain, da dieser im unverbrannten Zustand einen kleinen Durchmesser hat. Mit zunehmenden Abbrand weitet sich allerdings der Innendurchmesser des Grains. Dadurch verschiebt sich die Schnittkante des Einstömkegels mit

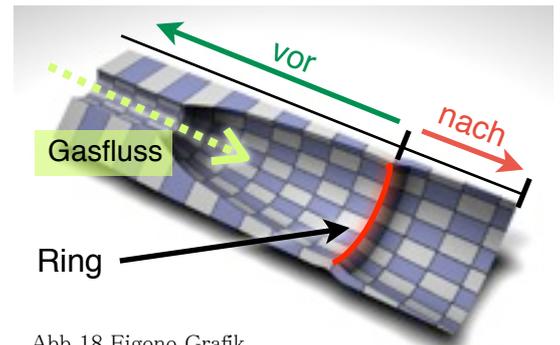


Abb.18 Eigene Grafik

der Graininnenseite weiter in Richtung der Schubdüse; die Welle wandert also, mit zunehmendem Abbrand, an die Schnittkante des Einströmkegels und der Brennkammerinnenseite, also der Grain Außenseite. Diese bildet die Vorderkante der abgebrannten Grains und dort findet sich auch der Ring auf allen Grains wieder. Der Ring bietet dem Gas genug Widerstand, um den dickeren Teil des Grains (vor dem Ring) etwas in die Länge zu ziehen. Der Grainbereich hinter dem Ring könnte sich dadurch bilden, dass durch die Welle neues Material in diesen Bereich transportiert wird. Da sich das zähflüssige PE an dieser Stelle neu niederschlagen würde, weist der Grain in diesem Bereich keine Bearbeitungspuren und eine gleichmäßige Oberfläche auf.

6.3.5. Glühfarbe der Brennkammer

Die Brennkammerhülle aus Edelstahl hat bei dem letzten Testlauf an einer Stelle geglüht. Nach den Angaben für die Glühfarben, liegt die Temperatur für Kirschrot (der Glühfarbe) bei 740 bis 780° C an der Außenseite der Brennkammer.

6.3.6. Typische „Graingeometrie - Schub“- Kurven

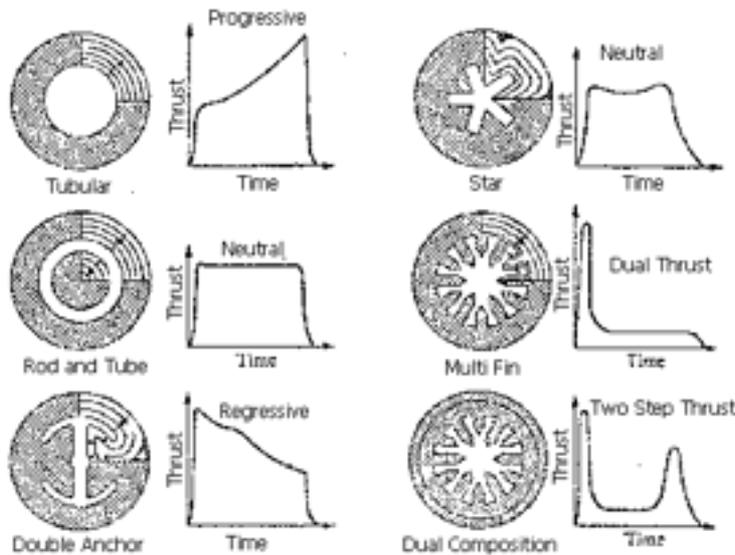


Abb.19 c-turbines.ch

Abbildung 19 zeigt den Schubverlauf mit der Zeit bei unterschiedlichen Graingeometrien. In dieser Arbeit wurden durchgängig tubulare Grains verwendet. Deshalb ist bei jedem Test auch ein progressiver Schubverlauf zu erwarten.

6.3.7. Digital erfasste Daten

Im dritten und vierten Testlauf wurde die Kraft, die das laufende Triebwerk erzeugt, gemessen. Mit einer gerichteten Thermosäule wurde die Wärmestrahlung der Abgasflamme im Bereich von 0,1 bis 1000mm aufgezeichnet. Über die Videoaufzeichnung ist es möglich die Flammenlänge zu vermessen, indem ein Maßband als Maßstab im Bildausschnitt zu sehen ist. Die Ergebnisse der Messungen sind in den Diagrammen zeitlich synchron zusammengefasst: Den Werten für die Flammenlänge wurde eine Trendlinie eingefügt. Ver-

wendet wurde dieselbe Trendlinie wie in dem Diagramm zum ersten Test. Die Daten der Thermosäule stellten sich als unzureichend heraus und sind nicht dargestellt.

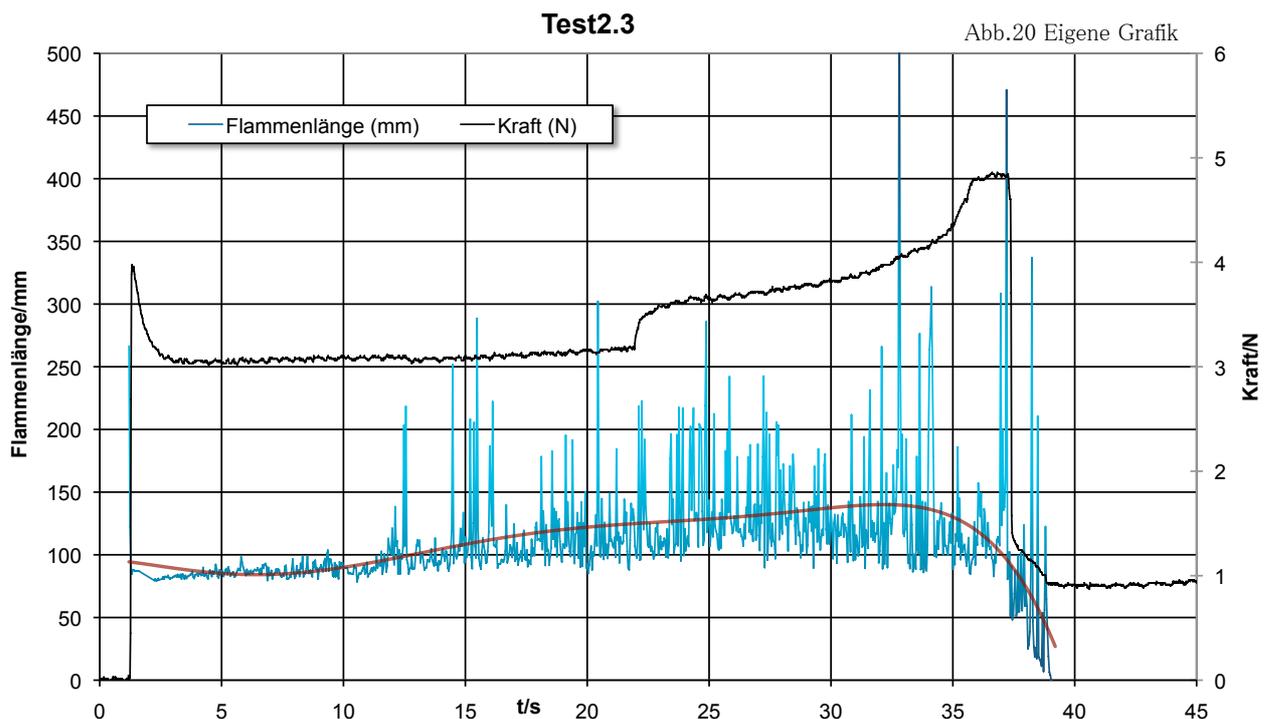
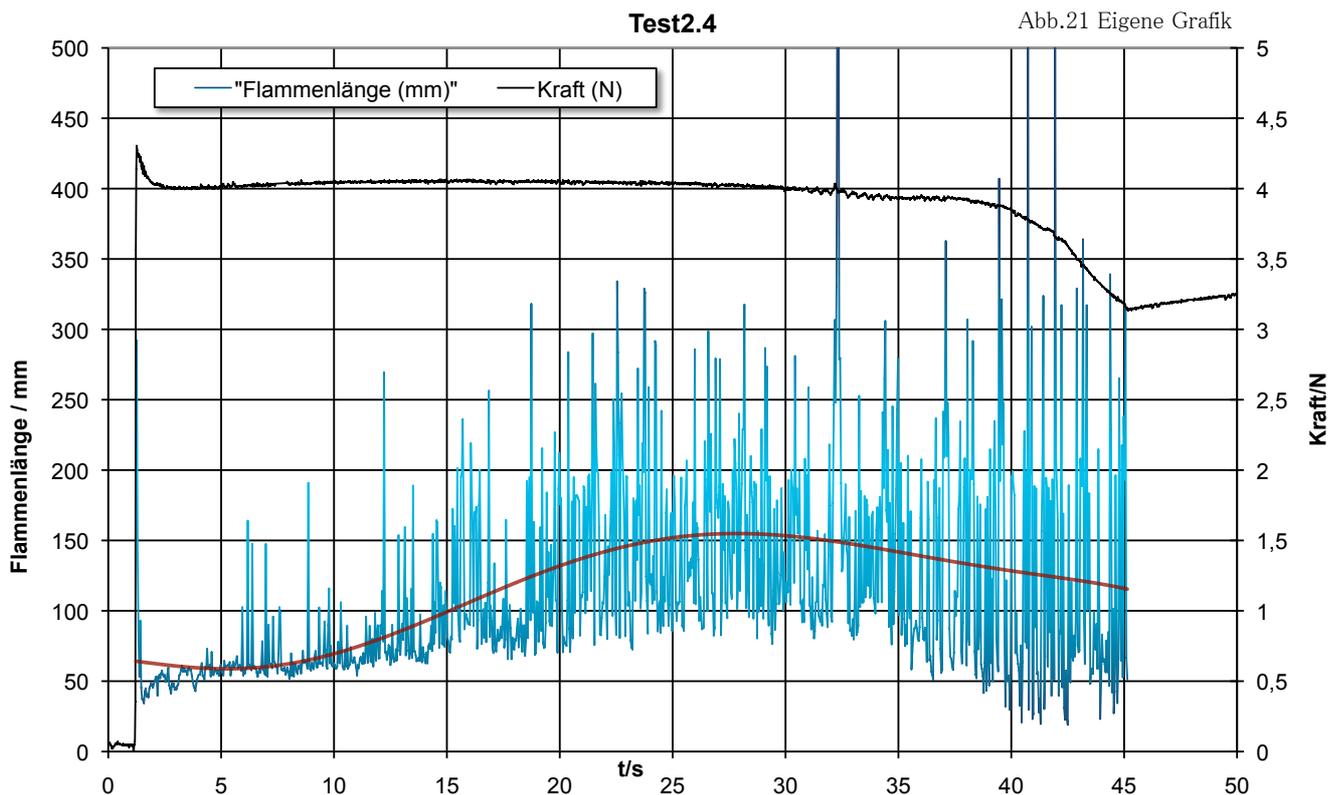


Abb.20 Eigene Grafik

Der sprunghafte Anstieg des Schubs nach ca. 22 sec. lässt sich in keiner weiteren Beobachtung dieses Tests wieder finden. Erklären lässt sich das indem zu diesem Zeitpunkt die Haftreibung des Schlittens durch das Triebwerk überwunden worden ist. Dass nach Brennschluss immer noch 1 Newton gemessen wurde, liegt an einer Messleitung, die sich während des Tests verklemmt hatte. Der Schubverlauf entspricht nach der Zündung bis ca. 32sec. dem Abbrand eines tubularen Grains, da der Schub, sieht man von dem „Ruck“ des Schlittens ab, konstant wächst. Den gesteigerten Anstieg des Schubs zum Ende, wie er auch schon in den ersten Tests an einem sehr ähnlichen Flammenlängenverlauf zu beobachten ist, lässt sich mit einer Art „Nachbrennereffekt“ erklären: In vielen Hybridraketenantrieben folgt auf die Brennkammer nicht direkt die Schubdüse, sondern ein brennstofffreier Bereich, in dem durch Strömungseffekte unverbrannter Treibstoff doch noch im Triebwerk reagieren kann. Nach den Grainüberresten aus den Tests zu urteilen brennt der Grain von Schubdüse in Richtung Injektor ab. Dadurch kommt in den letzten Betriebssekunden ein brennstofffreier Raum vor der Schubdüse zu Stande. Das erkennt man auch an den Grainüberresten. Je weiter das Triebwerk brennt, umso größer wird dieser Raum. Um so mehr unverbrannter Treibstoff in diesem Raum reagiert, umso größer wird der Schub. Ein weiterer Anhaltspunkt für diese These ist das verminderte auftreten von Funken zu dieser Zeit, da die glühenden PE-Tropfen oder Brocken, die sonst die Funken bilden würden, zu einem Großteil im „Nachbrenner“ verbrennen. Es lässt sich außerdem ein Zusammenhang zwischen dem Wachstum der Flammenlänge und der Schubzunahme vermuten, da sie beide nahezu konstant ansteigen. Begründen ließe sich dieser Zusammenhang mit der im Betrieb wachsenden Oberfläche: Gesteigerte Reaktionsoberfläche bedeutet stärkere Gasproduktion, also stärkeren Schub. Allerdings bedeutet eine größerer Reaktionsoberfläche auch gesteigerte Verbrennung, also eine größere Flamme. Das dieser Zusammenhang zu Brennschluss offensichtlich nicht mehr gilt, ließe sich ebenfalls mit dem Nachbrenner-Effekt erklären, indem der Schub zwar gesteigert wird, die Reaktionsoberfläche jedoch abnimmt, da das Grain von Vorne nach Hinten abbrennt und zu diesem Zeitpunkt nicht mehr die Reaktionsoberfläche zu Verfügung stellt, wie ein intaktes Grain.



Nach ca. 35 sec. kam es bei diesem Test zu einer undichten Schweißnaht. Aus diesem Grund sind die Daten ab diesem Zeitpunkt nichtmehr mit dem Test 2.3 vergleichbar.

6.4. Test 2.3 und 2.4

Obwohl bei beiden Testläufen 2.3 und 2.4 dieselben Rahmenbedingungen herrschten ist ihr Verlauf sehr unterschiedlich. Es lassen sich aber auch einige Gemeinsamkeiten feststellen:

Als erste Auffälligkeit in beiden Tests ist der Peak zum Zeitpunkt der Zündung und der darauf folgende Abschwung im Schubverlauf zu nennen. Erklären lässt sich das mit der explosionsartigen Zündung durch den neuen Zündvorgang. Was daran in den Tests auffällt ist, dass der Peak in Test 2.3 4

Newton, und bei Test 2.4 4,3 Newton stark ist. Das lässt sich dadurch erklären, dass in den Tests keine Zeitvorgabe für die Zündung vorgegeben war, und deshalb in den verschiedenen Tests verschieden viel PE verdampfen konnte, bis die Sauerstoffzufuhr geöffnet worden ist. Auffällig ist auch der Unterschied im Abschwingen des Peaks. In Test 2.3 beträgt die Differenz zwischen dem Peak und dem „normal“-Schub fast 1 Newton. In Test 2.4 beträgt diese Differenz nur ca. 0,28 Newton. Den Peaks nach muss bei der Zündung von Test 2.3 also mehr PE verdampft worden sein. Aus diesem Grund müsste die Reaktion in der Brennkammer auch schneller angestoßen worden sein und deshalb auch heftiger ablaufen. Wie lässt sich dennoch erklären, dass der durchschnittliche Schub in Test 2.3 fast 1 Newton unter dem Wert des Tests 2.4 liegt, wo dieser doch weniger erfolgreich gezündet wurde?

7. Ergebnisse

Es ist mir in dieser Arbeit gelungen über eine Reihe von Tests Zünder für Hybridraketenantriebe in dieser Bauart und diesem Maßstab zu entwickeln. Zudem ist diese Zündmethode sicher und günstig, da keine Hochspannung erforderlich ist, das Triebwerk aus der Ferne gezündet werden kann und keine Pyrotechnik zum Einsatz kommt. Über die Analyse der Form der Grainüberreste konnten im Laufe dieser Arbeit einige Aspekte des Abbrandverhaltens eines Grains entschlüsselt werden. So habe ich herausgefunden, dass:

1. Der Grain nicht an allen Stellen konstant von Innen nach Außen abbrennt, sondern an der Schubdüse schneller verbraucht wird als am Injektor.
2. Nahezu die Hälfte des Treibstoffes bei Brennschluss unverbrannt im Triebwerk zurückbleibt.
3. Dieser Treibstoffrückstand direkt durch die Bauform des Injektors beeinflusst wird. Die Oberfläche der Grains weist darauf hin, dass die Verbrennung nicht optimal verlief, sondern sich ein Film aus Reaktionsgas über das Grain legt und dadurch eine heftigere Verbrennung verhindert hat. Weiter konnte ich vermuten, dass die Strömung durch Hitze teigig gewordenes Material des Grains wie eine Moräne „vor sich her“ schiebt. Dabei wird an einer Stelle eine Welle gebildet. Der Grain wird durch den Transport des Materials quasi „verlängert“ und der bereits erwärmte Teil des Grains wird durch den Strömungswiderstand der Welle in die Länge gezogen. Dieses Phänomen ist bisher in keiner meiner Quellen verzeichnet. Zur Verifizierung dieser Aussage sind allerdings noch weitere Tests mit genauerer Abbrandbeobachtung nötig. Weiter habe ich den Effekt einer Nachbrennkammer an dem Triebwerk beobachten können. Die Tests haben gezeigt, dass eine Nachbrennkammer den Schub eines Hybridraketenantriebes signifikant steigern kann.

Alles in allem ist eine konkrete Optimierung im Verlauf der Arbeit in dem Bereich der Zündung geschehen und die Auswertung der Tests tragen zu einem besseren Verständnis einiger Vorgänge in einem Hybridraketenantrieb bei.

8. Literaturverzeichnis

1. Fischer, Tilo & Dorn, Hans-Jerg: *Physikalische Formeln und Daten*. 1. Aufl, Stuttgart: Ernst Klett Verlag, 2006
2. Kuchling, Horst: *Taschenbuch der Physik*. 13. Korrigierte Aufl, Thun und Frankfurt/Main: Harri Deutsch, 1991
3. o.A: *Tabellenbuch Metall*. 29. Aufl, Europa Lehrmittelverlag, o.J.
4. Bader, Dorn: *Physik Sek II*. 4-6 Aufl, Braunschweig: Schroedel, 2003
5. Wright Michael, Muku Pater: *Lexikon der Technik*. 1.Aufl, Würzburg: Arena Verlag GmbH, 2002
6. Feodosiev / Siniarev: *Introduction to Rocket Technology*. 1.Aufl, New York: Academic Press, 1959
7. Staritz: *Einführung in die Technik der Flugkörper (Raketentechnik)*. Berlin: Fachverlag Schiele & Schön, 1961
8. C. König: *Konzepte und Realisierungsmöglichkeiten Alternativer Raumfahrtantriebssysteme*. Ratingen: Heinrich-Heine Universität Düsseldorf, o.J.
9. M. Rucker: *Modeling of Nonacoustic Combustion Instability in Simulations of Hybrid Motor Tests*. Alabama: NASA Marshall Flight Center, 2000
10. Hennecke, Dietmar K. & Wörrlein Karl: *Flugantriebe und Gasturbinen*. 2. Aufl, Darmstadt: Technische Universität Darmstadt, 2000
11. Shapherd, D.G.: *Aerospace Propulsion*. New York; American Elsevier Publishing Company, 1972
12. Barrère, M. & Jaumotte, A. & Veubeke, B.F. & Vandekerckhoven, J.: *Raketenantriebe*. Princeton: American Elsevier Publishing Company, 1961
13. Sutton, George P. & Biblarz Orca: *Rocket Propulsion Elements*. 7. Aufl, New York: Wiley-Interscience, o.J.
14. Lück, St.: *Die Raketengleichung*. o.A, LiveMath, 2008
15. Kreche, Bob: *Standarts & testing Comittee Motor Testing Manual: Version 1.4*, 2008
16. MacNeely, Brent: *Extreme Rocketry: Ausgabe 1, 2, 13, 15, 16, 52*, Las Vegas: McNeely & Associates, 2000-2009
17. <http://www.scaled.com/projects/tieronel/info.htm>, 13. Mai 2008 23:17
18. <http://www.aerotech-rocketry.com/> 2. Januar 2009 13:22
19. <http://www.hybridraketen.de/Homepage/Old/index.html> 2. Januar 2009 13: 34
20. <http://stimp.cen.uiuc.edu/soc/isds/hybrid/hybrid.htm> 2. Januar 2009 13: 45
21. <http://www.c-turbines.ch/frameset.html> 2. Januar 2009 13: 54
22. <http://www.hypertekhybrids.com/tips.html> 2. Januar 2009 14:08
23. <http://www.skyrippersystems.com/documents/index.html> 4. Januar 2009 16:13
24. <http://www.ukrocketman.com/rocketry/hybridmotor.shtml> 4. Januar 2009 16:40
25. <http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/ceaWhat.htm> 4. Januar 2009 16:59