
DIE MISCHUNG MACHT'S – UNTERSUCHUNG VERSCHIEDENER TREIBSTOFFE IN EINEM HYBRIDRAKETENMOTOR

Von Roman Snajdr

KURZFASSUNG

Seit fast 7 Jahren beschäftige ich mich mit der Entwicklung und dem Bau von Raketen. Angefangen hat alles mit einem Starterset einer amerikanischen Firma. Aus den Papp-Raketen der Anfangszeit wurden schnell immer größere und komplexere Projekte, teils aus Faserverbundwerkstoffen hergestellt und mit Flughöhen von mehreren hundert bis tausend Metern. Während andere Weltraum-Raketen vorbildgetreu nachbauen oder das Modellgewicht auf ein Minimum reduzieren wollen, faszinieren mich vor allem die Raketenantriebe. Da Feststoffmotoren hierzulande nur unter strengen Auflagen und großem Aufwand selbstgebaut werden können und Flüssigkeitsantriebe zu komplex und gefährlich sind, beschäftige ich mich hauptsächlich mit Hybrid-Raketenmotoren.

Da fast alle käuflichen Hybrid-Antriebe für Raketenmodelle aus den USA kommen, wurde bei ihrer Entwicklung auf Dinge wie Rauchentwicklung oder Show-Effekt geachtet. Nicht jedoch auf Wirtschaftlichkeit oder Umweltverträglichkeit. Dies macht einen Einsatz in größeren Maßstäben unmöglich.

Meine Arbeit beschäftigt sich mit der Untersuchung alternativer Treibstoffe, um einerseits die Effizienz zu erhöhen und andererseits auf verbesserte Umweltverträglichkeit zu achten.

INHALTSVERZEICHNIS

Kurzfassung	1
Funktionsweise eines Hybrid-Raketenmotors	3
Treibstoffe	4
Auswahl der Treibstoffe.....	4
Metallzusätze zur Steigerung des Schubs	6
Getestete Treibstoffe.....	6
Versuchsaufbau.....	7
Ergebnisse	8
Rechenbeispiel	8
Zusammenfassung.....	13
Danksagungen	14
Gesetzliche Bestimmungen	15
Erlaubnis nach §27 SprengG - Der "T2"-Schein.....	15
Vorraussetzungen zur Lehrgangsteilnahme:	15
Literaturverzeichnis.....	15

FUNKTIONSWEISE EINES HYBRID-RAKETENMOTORS

Ein Hybrid-Motor ist eine Mischung (vom griechischen Adjektiv *hybris* = gemischt, verschiedenartig) aus einem Feststofftriebwerk und einem Flüssigkeitsantrieb. Dabei verbindet er mehr oder weniger die Vorteile beider Antriebsarten:

- hohe Schubleistung und hoher spezifischer Impuls durch einen flüssigen Oxidator (meist Lachgas/N₂O)
- bedingt durch die Bauweise nicht explosionsgefährdet
- sichere und leichte Handhabung
- geringe Kosten
- wiederzündbar

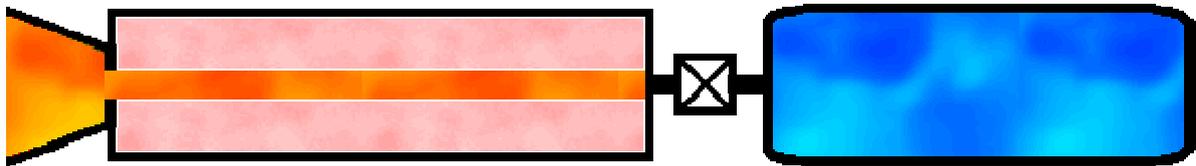


ABB. 1

In Abb. 1 sieht man den typischen Aufbau eines Hybridmotors, (v.l.n.r.) Düse, Brennkammer, Ventil/Injektor und Oxidatortank.

Die Düse hat, wie bei allen anderen Raketenantrieben auch, die Aufgabe die heißen, unter Druck stehenden Austrittsgase in eine bestimmte Richtung zu lenken und sie auf Umgebungsdruck zu expandieren.

Die Brennkammer nimmt den Treibstoffblock und eventuell eine Nachbrennkammer ein.

Das Ventil sitzt im Injektor und regelt den Lachgas-Fluss. Im Hobby-Bereich werden größtenteils pyrotechnische oder pyromechanische Ventile eingesetzt. Diese bestehen aus einer Plastikplatte oder einem Plastikschauch, welcher bei der Zündung durchgebrannt wird oder aus einer Mechanik, die durch eine pyrotechnische Ladung das Ventil öffnet.

Im Tank befindet sich der (meist flüssige) Sauerstoffträger. Das von mir verwendete Lachgas kann durch Eigendruck gefördert werden, bei anderen Oxidatoren müssen zusätzliche Druckgase oder Turbopumpen eingesetzt werden.

Bei der Zündung werden die Brennkammer und der Treibstoffblock so stark erhitzt, dass das austretende Lachgas zerfällt und der abgespaltene Sauerstoff anfängt mit dem Brennstoff zu verbrennen.

Durch die entstehende Verbrennungshitze wird auch das nachkommende N₂O gespalten. Der Abbrand hält solange an bis entweder Brennstoff oder Oxidator verbraucht sind.

TREIBSTOFFE

AUSWAHL DER TREIBSTOFFE

Um geeignete Treibstoffe für die Tests auszuwählen, wurde eine Liste mit allen möglichen Stoffen und Gemischen aufgestellt und nach mehreren Kriterien aussortiert.

Das sicherlich wichtigste Kriterium ist der chemische Aufbau. Es gibt sehr viele Treibstoffe, welche in hybriden Raketenantrieben verwendet werden können. Doch aufgrund ihrer Struktur und ihrer verschiedenen chemischen Bestandteile bringen nur ein paar wenige genügend Leistung, um wirklich effizient in einem Hybrid-Motor eingesetzt werden zu können.

In einem Raketenmotor erzielt man umso größere Ausströmgeschwindigkeiten, desto geringer die molekulare Masse der Verbrennungsprodukte ist. Das kommt daher, dass für die Beschleunigung kleiner Teilchen weniger Energie benötigt wird als für die Beschleunigung großer Teilchen. D.h. mit derselben vorhandenen Energie, werden Teilchen auf eine umso höhere Geschwindigkeit beschleunigt, desto kleiner sie sind. Um das zu erreichen, werden Treibstoffe verwendet, welche viele Kohlen-Wasserstoff-Verbindungen enthalten.

Des Weiteren werden die meisten Raketenmotoren „fett“ betrieben, d.h. es herrscht ein Sauerstoffmangel. Diese Tatsache begünstigt die Bildung von kleineren Molekülen (OH statt H_2O , etc.) und schützt den Motor, da im Fehlerfall nicht genügend Sauerstoff vorhanden ist, um z.B. mit dem Aluminium-Gehäuse zu reagieren.

Das amerikanische Space Shuttle verwendet in seinen Start-Raketen einen Treibstoff, welcher aus HTPB (Hydroxyl-Terminiertes Poly-Butadien), Ammoniumperchlorat (NH_4ClO_4) und Aluminiumpulver besteht. Bei jedem Start eines Shuttles werden fast 1000 Tonnen dieses Treibstoffs verbrannt, dabei werden ungeheure Mengen an CO_2 , HCl und Dioxin frei.

HCl ergibt in einer wässrigen Lösung Salzsäure, (HCl (aq.)) und trägt zum sauren Regen bei. Dioxine sind allgemein hochgradig giftig und die Umwelt schädigende Wirkung von CO_2 ist unumstritten.

Die Kosten des Treibstoffs sind natürlich auch nicht zu vernachlässigen. Festtreibstoffe kosten etwa das Zehnfache im Vergleich zu Hybrid-Antrieben. Der Preis um ein Kilogramm in einen erdnahen Orbit zu befördern liegt derzeit bei etwa 22000 USD, durch den Einsatz von Hybridantrieben und durch die Verwendung von günstigeren Treibstoffen könnten jährlich Milliarden USD gespart und z.B. dem Umweltschutz zugeführt werden.

Bei der Beschaffbarkeit wurde vor allem darauf geachtet, dass die Treibstoffe nicht nur für den Gebrauch in Raketenmotoren hergestellt werden, sondern auch anderweitig Anwendung finden. Das reduziert die Kosten weiter. Ein gut geeigneter Treibstoff wäre HTPB, jedoch wird HTPB nur für die Raumfahrtindustrie hergestellt (dementsprechend teuer) und unterliegt seit dem 11.09.2001 strengen Vorschriften. So kann es aus den USA nicht nach Europa eingeführt werden.

Auch die Herstellung der Grains kostet Zeit und damit Geld. Allerdings ist auch hier noch Sparpotential. Die Anfertigung von Treibstoffblöcken aus festen Materialien (verschiedene Kunststoffe, PE, PP, etc.) setzt einen gewissen Maschinenpark (Drehbank, Fräse, etc.) und Erfahrung im Maschinenbau voraus. Grains aus Vollmaterial zu fertigen nimmt viel Zeit in Anspruch, weil das

Material oftmals nicht in den richtigen Größen vorhanden ist und dann abgedreht und gebohrt werden muss.

Gießbare Treibstoffe umgehen diese Probleme. Aus ihnen können in kürzester Zeit viele Grains hergestellt werden, indem sie in Formen gegossen werden. Für die Tests in meinem Testmotor wurden die Treibstoffe in Hülsen aus Phenolic-Harz getränkten Papier (Liner) gegossen.

Zusammenfassend kam ich zu dem Ergebnis das besonders Alkane aufgrund ihres chemischen Aufbaus und ihrer sonstigen Eigenschaften geeignet sind.

Die Summenformel von Alkanen ist im allgemeinen C_nH_{2n+2} , durch den großen Wasserstoffanteil bilden ihre Verbrennungsprodukte gerade unter Sauerstoffmangel kleine Moleküle. Das wohl bekannteste und am meisten produzierte Alkan ist einfaches Kerzenwachs. Deshalb wurde der Schwerpunkt meiner Untersuchungen auf das Wachs gelegt.

Leider hat Wachs ein paar Eigenschaften, die bei der Verwendung in Hybridmotoren zu Problemen führen können. Der Schmelzpunkt von Wachs liegt bei etwa 35-40°C. Dieser niedrige Schmelzpunkt führt dazu, dass in der Brennkammer mehr Wachs geschmolzen als verbrannt wird. Das Schmelzen und Verdampfen dieses Wachses kostet viel Wärmeenergie und es wird unverbrannt ausgestoßen, was dazu führt, dass die Ausströmgeschwindigkeit abnimmt, da es auch beschleunigt werden muss.

Bei kurzen Brenndauern tritt dieser Effekt noch nicht sehr stark auf, da die Hitzeeinwirkung auf den Treibstoff nicht lang genug anhält um mehr als die Oberfläche zu schmelzen.

Wachs ist spröde, weshalb dafür gesorgt werden muss, dass der Treibstoffblock auf kompletter Oberfläche demselben Druck ausgesetzt ist. Ansonsten könnte das Wachs durch die Druckunterschiede gedehnt werden und brechen. Zwar sind Hybridmotoren nicht explosionsgefährlich. Jedoch könnten Bruchstücke, die die Düse verstopfen, dazu führen, dass der Motor ausgeht oder das Gehäuse an seiner Sollbruchstelle platzt.

Des Weiteren wird Wachs oftmals als Trenn- bzw. Gleitmittel (Ski, Bohnerwachs) verwendet. D.h. Wachs haftet/klebt an fast keinen anderen Materialien. Darum muss es auf mechanischem Weg dazu gebracht werden, nicht aus dem Liner zu rutschen. Um dies zu verhindern, wurden alle Liner innen mit grobem Schleifpapier angeraut.

Das Problem des niedrigen Schmelzpunktes wurde gelöst, indem das Wachs mit verschiedenen anderen Stoffen gemischt wurde, welche einen höheren Schmelzpunkt haben. Verwendet wurde handelsüblicher Heißkleber und Gilsonite. Gilsonite ist ein in Nordamerika vorkommender, schwarzer Kohlenwasserstoff mit Schwefel-Anteilen. Es wird im Straßenbau als Asphalt eingesetzt. Die Beimischung von 20% Heißkleber brachte ein sehr gutes Ergebnis. Nach dem Auskühlen war der Treibstoff wesentlich fester als normales Wachs und nicht mehr spröde. Heißkleber besteht aus einer Mischung aus verschiedenen Kunststoffen wie z.B. PE (Polyethylen) und PA (Polyamid) und hat einen Schmelzpunkt von über 200°C.

Mit 50% bzw. 25% Gilsonite hergestellte Grains sind härter als normales Wachs. Durch den Schmelzpunkt von weit über 200°C löst auch Gilsonite das Problem des niedrigen Schmelzpunktes von Wachs.

METALLZUSÄTZE ZUR STEIGERUNG DES SCHUBS

Mit zugesetzten Metallen wie Magnesium oder Aluminium kann der Schub und die Effizienz des Motors weiter gesteigert werden. Durch die hohe Verbrennungstemperatur von Mg und Al erhöhen sich die freiwerdende Energie und damit der Schub, des Weiteren agieren Metalle als „Infrarotbremse“:

Bei der Verbrennung im Motorinneren entsteht Infrarotstrahlung, welche in den Treibstoff eindringt und dazu führt, dass zuviel Treibstoff schmilzt. Die zugesetzten Metalle wurden in Pulverform eingegossen und reflektieren die IR-Strahlung, sodass dieser Effekt nicht mehr auftritt. Bei der Zugabe von Gilsonite verringert sich dieser Effekt auch, da Gilsonite durch seine schwarze Farbe einen großen Teil der Strahlung absorbiert.

GETESTETE TREIBSTOFFE

Zusätzlich zu dem bereits erwähnten Wachs und den Wachsgemischen wurden auch Grains aus Epoxydharz und Sorbitol getestet. Beide sind wie Kerzenwachs ein Massenprodukt und durch ihren chemischen Aufbau gut geeignet.

Insgesamt wurden folgende Treibstoffe in Grains gegossen und für Abbrandtests vorbereitet:

1. Epoxydharz mit 7% Mg
2. Epoxydharz mit 7% Al, 3% CuO und 5% PVC
3. Sorbitol
4. Wachs/ Heißkleber mit 7% Al, 3% CuO und 5% PVC
5. Wachs/ Gilsonite im Verhältnis 3:1
6. Wachs/ Gilsonite im Verhältnis 1:1
7. Reines Kerzenwachs

Aufgrund der Tatsache, dass ich schon vergangenes Jahr die Grains der Nummern 2. und 4. ohne die Zusätze CuO und PVC testen konnte, liegen auch hier Messdaten vor. Die Beimischung der beiden Stoffe sollte ein kleines Experiment zur Flammenfärbung werden. Das CuO dient dabei als Farbgeber und das PVC als Chlorionendonator.

Da nach dem fünften Test das Magnetventil versagte, konnten nicht alle gewünschten Daten gesammelt werden. Es liegen also nur Schub- und Gewichtsdaten der ersten fünf Versuche vor.

Im vergangenen Jahr wurden bereits ähnliche Tests in derselben Brennkammer durchgeführt, jedoch mit geringerem Tankdruck und ohne Messung des verbrauchten Treibstoffs.

VERSUCHSAUFBAU

Um aussagekräftige Ergebnisse zu erhalten, wurden alle Grains unter möglichst gleichen Bedingungen getestet, d.h. Brennkammer, Düse (va. Düsenquerschnitt) und Injektor waren immer gleich.

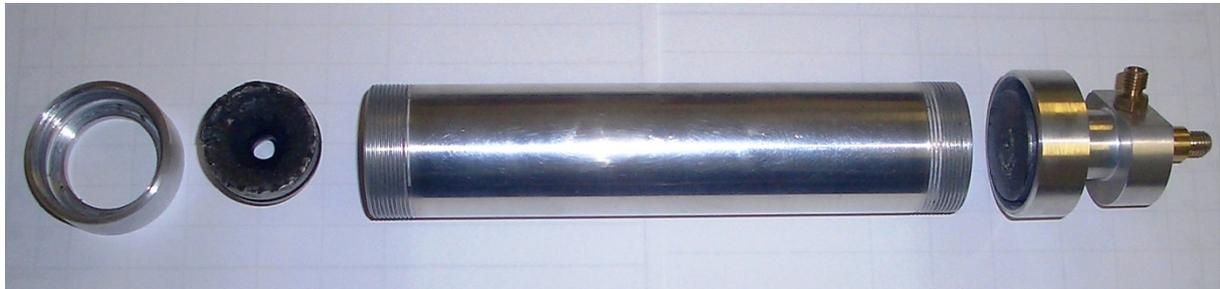


ABB. 2

Der in Abb. 2 abgebildete Testmotor besteht aus (v.l.n.r.) einem düsenseitiger Verschluss, einer Düse, der Brennkammer, einem Injektor mit Anschluss für das Lachgas und einem Gewinde zur Befestigung auf dem Prüfstand.

Die Brennkammer ist über den Injektor und ein Magnetventil mit einer großen Lachgasflasche verbunden. Durch die Verwendung einer Gasflasche ist gewährleistet, dass der Druck während aller Tests in etwa gleich ist und somit auch der Massefluss der Oxidators.

Das Magnetventil kann über einen Zeitschalter für eine einstellbare Zeit geöffnet werden. Diese betrug bei den ersten Tests 4 Sekunden. Es zeigte sich jedoch, dass in dieser Zeit nur ein geringer Teil des Treibstoffs verbraucht wurde. Deshalb wurde die Zeit auf 6,5 Sekunden erhöht.

Auch kann man bei längeren Brenndauern starke Schubschwankungen erkennen, obwohl der Lachgasstrom unverändert bleibt. Durch den geometrischen Aufbau der Treibstoffblöcke bedingt, wird die Abbrandoberfläche immer größer.

Durch die vergrößerte Oberfläche verdampft natürlich auch mehr Treibstoff und im Endeffekt ändert sich das Verhältnis Oxidator / Brennstoff während der gesamten Brenndauer.

Die Zündung erfolgt mittels Festtreibstoff, welcher ca. 2 Sekunden vor Öffnen des Magnetventils entzündet wird.

Da dieser Festtreibstoff als pyrotechnischer Gegenstand gilt, wurden die Tests auf dem Firmengelände der Fa. Sauer Feuerwerk (Augsburg/Gersthofen) durchgeführt.

ERGEBNISSE

Während des Abbrands wurde der Schub gemessen. Zusätzlich wurde das Gewicht des verbrauchten Lachgases, sowie des verbrannten Treibstoffes bestimmt.

Daraus lassen sich folgende, wichtige Daten errechnen:

- Spezifischer Impuls / Ausströmgeschwindigkeit
- Massefluss

RECHENBEISPIEL

Gegebene Daten	Gesuchte Daten
Treibstoffgewicht w_t	Ausströmgeschwindigkeit v in m/s
Oxidatorgewicht w_{ox}	Massefluss f in g/s
Schub F	
Brenndauer t	

Das Oxidatorgewicht kann leicht errechnet werden, da ein Lachgasfluss von 28g/s vorherrscht.

$$\begin{aligned} \text{Geg. : } w_t &= 0,039 \text{ kg} & F &= 40,34 \text{ N} \\ w_{ox} &= 0,178 \text{ kg} & t &= 6,33 \text{ sec.} \end{aligned}$$

Ges. : v und f

Die Ausströmgeschwindigkeit ist gegeben durch:

$$\text{Ausströmgeschwindigkeit} = \text{Schub} / \text{Massenfluß}$$

d.h.

$$v = \frac{F}{f}$$

f wird aus dem Gesamtgewicht von Treibstoff und Oxidator über die Brenndauer errechnet:

$$f = \frac{(w_t + w_{ox})}{t}$$
$$\frac{(0,039 \text{ kg} + 0,178 \text{ kg})}{6,33 \text{ s}} = 0,034 \text{ kg/s}$$

Daraus folgt:

$$v = \frac{F}{f}$$
$$v = \frac{40,34N}{0,034 \text{ kg/s}}$$

Newton sind bekanntlich $kg \times m/s^2$

Bei den Einheiten bedeutet das:

$$\frac{N}{kg/s} = \frac{kg \times m/s^2}{kg/s} = m/s$$

$$v = \frac{40,34N}{0,034 \text{ kg/s}}$$

$$v = 1178 \text{ m/s}$$

Die Ausströmgeschwindigkeit ist die beste Methode, um Treibstoffe auf ihre Effizienz hin zu untersuchen, da sie das Gewicht des verbrauchten Treibstoffs mit einbezieht.

Mit dem beschriebenen Algorithmus kommt man auf folgende Ergebnisse der Tests:

Treibstoff	Schub	Brenndauer	Tankdruck	Ausströmgeschwindigkeit	Massefluss
Epoxydharz (7% Mg)	40,34N	6,33 sec.	45 bar	1178 m/s	0,034 kg/s
Epoxydharz (7% Al, 3% CuO, 5% PVC)	38,11N	6,24 sec.	44 bar	1111 m/s	0,034kg/s
Sorbitol	37,52N	6,16 sec.	43 bar	960 m/s	0,039 kg/s
Wachs/Heißkleber (7% Al, 3% CuO, 5% PVC)	38,30N	1,99 sec.	42 bar	1045 m/s	0,036 kg/s
Wachs/Gilsonite 1:1	37,28N	6,21 sec.	42 bar	1007 m/s	0,037 kg/s
Epoxydharz (7% Mg)	23,09N	4,69 sec.	36 bar	-	-
Epoxydharz (7% Al)	21,70N	4,83 sec.	36 bar	-	-
Reines Wachs	31,96N	4,15 sec.	44 bar	-	-
Wachs mit Nachbrennkammer	32,58N	4,52 sec.	43 bar	-	-
Wachs/Heißkleber (7% Al)	40,52	4,65 sec.	43 bar	-	-

Bei genauer Betrachtung der Daten fallen mehrere Zusammenhänge und Besonderheiten auf.

Die Epoxydharze liefern, bei unterschiedlichem Tankdruck, extrem verschiedene Schübe. Das lässt sich durch den daraus resultierenden Brennkammerdruck erklären. Umso höher der Tankdruck ist, desto höher ist auch der Brennkammerdruck, da der Oxidatorfluss größer ist. Weiter laufen chemische Reaktionen unter differierendem Umgebungsdruck anders ab.

Das bedeutet, dass die Verbrennung bei einem um 8 bzw. 9 bar höheren Tank effizienter abläuft und weniger Material unverbrannt ausgestoßen wird. Es wird also mehr Treibstoff im Motor verbrannt, anstatt außerhalb mit dem Luftsauerstoff zu reagieren (starke Flammenbildung).

Noch effizienter arbeitet der Antrieb mit einer Nachbrennkammer, wie die Versuche mit reinem Kerzenwachs zeigen. In der Nachbrennkammer werden die heißen Gase noch einmal verwirbelt (durch den Strömungsabriss am Ende des Grains) und haben so mehr Zeit zu reagieren.

Dass das Oxidator/Brennstoff- Verhältnis (auch O/F-Verhältnis) den Schub stark beeinflusst, lässt sich an folgenden Schubkurven erkennen:

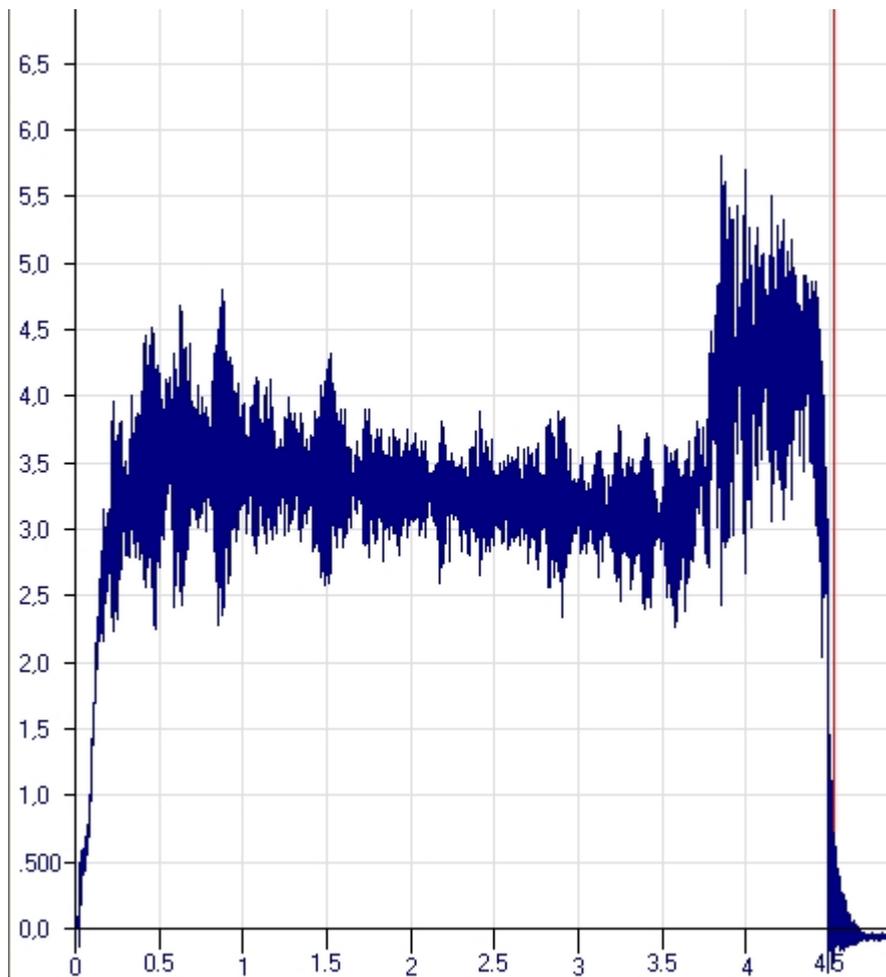


ABB. 3

Abb. 3 zeigt die Schubkurve eines Tests mit Wachs und Nachbrennkammer.

Der Schub steigt zum Ende hin rapide an, bis kein Lachgas mehr nachströmt und die Verbrennung stoppt. Daraus erkennt man, dass das O/F-Verhältnis zum Ende hin immer optimaler wird. Durch den geometrischen Aufbau der Grains nimmt die Abbrandoberfläche während des Abbrands stetig zu.

Jedoch steigt der Schub zum Ende hin dadurch nicht immer, denn dieses Phänomen ist vom Treibstoff abhängig:

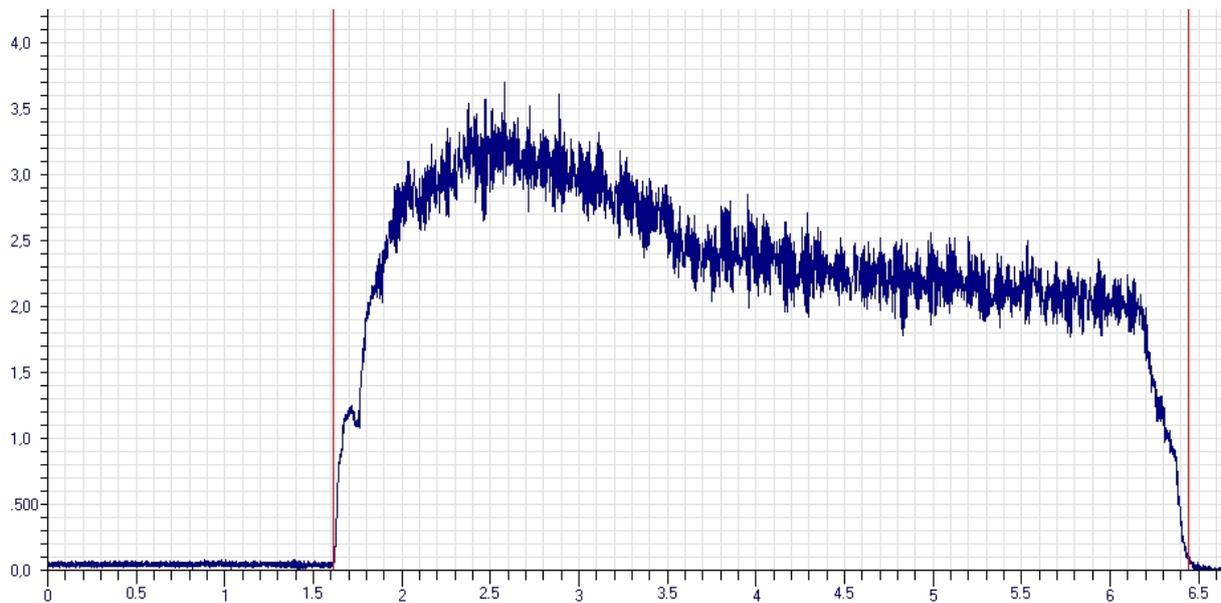


ABB. 4

Dieser Versuch mit Epoxydharz (7% Mg) zeigt, dass der Schub mit zunehmendem Treibstoffgehalt abnimmt. Die Verbrennung läuft also zu „fett“ ab.

Diese Beispiele zeigen, dass durch ein gleichbleibend gutes O/F-Verhältnis die durchschnittliche Ausströmgeschwindigkeit erhöht und damit die Effizienz weiter gesteigert werden kann.

Leider ist es bei einem Hybriden nicht einfach so möglich, die Oberfläche während des Abbrands konstant zu halten. Bei Feststoffantrieben funktioniert das recht einfach, da der Treibstoff den Oxidator bereits beinhaltet. Bei Hybridraketenmotor hingegen hat man eine Oxidator-Strömung im Motor, d.h. nicht alle Bereiche des Treibstoffblocks bekommen dieselbe Menge an Sauerstoff ab.

Auch hier gibt es eine Lösung. Spezielle sternförmige Ausschnitte im Brennkanal führen zu einer stetig gleich bleibenden Abbrandoberfläche.

Durch die Auswahl von Kohlenwasserstoffen als Treibstoff lässt sich eine Umweltgefährdung minimieren, denn bei einer optimalen Verbrennung bleiben nur OH und CO₂ übrig. OH verbindet sich an der Luft mit Wasserstoff zu Wasser. CO₂ ist zwar Klima schädigend, wird jedoch nur in geringen Mengen ausgestoßen.

Es wäre sehr interessant, vom Abgasstrahl des Motors Gasproben zu ziehen und diese in einem Gaschromatographen zu untersuchen. Leider habe ich nicht die Möglichkeiten das zu tun, aber eventuell bietet sich in Zukunft die Chance dazu.

ZUSAMMENFASSUNG

Vorangestelltes Ziel war es, möglichst effiziente Treibstoffe für Hybriden zu finden, welche gleichzeitig effizient arbeiten und umweltfreundlich sind.

Alkane eignen sich aufgrund ihres chemischen Aufbaus sehr gut. Bei einer „fetten“ Verbrennung bleiben nur OH und CO₂ als Ausstoßgase übrig. OH reagiert an der Luft zu H₂O. CO₂ ist zwar ein Treibhausgas, wird aber nur in geringen Mengen frei.

Zur Umweltverträglichkeit können mit privaten Mitteln leider keine Messungen vorgenommen werden. Dazu müsste man Gasproben der Verbrennungsprodukte ziehen und in einem Gaschromatographen untersuchen. Jedoch kann man einige Aspekte zur Umweltverträglichkeit während des Abbrandes mit bloßem Auge erkennen. Große Rauchentwicklung bedeutet beispielsweise, dass auch Feststoffe ausgestoßen werden. Vermutlich handelt es sich dabei um durch den vorhandenen Kohlenstoff verursachten Ruß.

Durch die Betrachtung des chemischen Aufbaus der Treibstoffe lässt sich auch viel über die Verbrennungsprodukte aussagen. So ist es bei PVC (Poly-Vinyl-Chlorid) offensichtlich, dass bei der Verbrennung HCl entsteht und frei wird, dasselbe gilt für die Effizienz.

Rauchentwicklung und Flammenbildung lassen auch auf eine unsaubere, ineffiziente Verbrennung schließen. Durch die Verwendung von Nachbrennkammern und durch Veränderung der Grain-Geometrie lässt sich auch hier einiges erreichen.

Jede Menge Erfahrungen wurden gesammelt und ermöglichen ein besseres Verständnis der Abläufe in Hybrid-Raketenmotoren.

Ich glaube, dass Hybrid-Motoren eine große Zukunft, nicht nur im Modellbau-Bereich, sondern auch in der zivilen Raumfahrt, haben. Insbesondere, weil sie die Umwelt nicht so stark belasten wie die gebräuchlichen Feststoffantriebe und da sie im Betrieb nur einen Bruchteil der üblichen Kosten verursachen.

DANKSAGUNGEN

Ich möchte besonders Uli Nodes dafür danken, dass er mich während dem ganzen Projekt tatkräftig unterstützt hat.

Ihm habe ich es zu verdanken, dass aus der anfänglichen Idee diese Arbeit werden konnte.

Ich danke Winfried Seitz und Peter Quartier für die Unterstützung während der Tests.

Dank gebührt auch der Fa. Feuerwerk Sauer, auf deren Testgelände ich die Tests durchführen konnte.

GESETZLICHE BESTIMMUNGEN

Feststoff-Raketenmodellantriebe bis zu einem Treibstoffinhalt von 20 Gramm (Klasse T1) dürfen ab einem Alter von 18 Jahren erlaubnisfrei das ganze Jahr über gekauft, transportiert und verwendet werden. Dies trifft nach dem heutigen technischen Stand in Deutschland für die Motorenklassen A bis D zu.

Auch in der Luftverkehrsordnung findet sich die 20-Gramm-Regelung. Demnach dürfen Flugmodelle mit Raketenantrieb bis zu einem Treibstoffgesamtgewicht von 20 Gramm erlaubnisfrei den Luftraum benutzen. Diese freie Benutzung hat allerdings ihre Grenze am kontrollierten Luftraum in ca. 300 Metern Höhe. Um höher fliegen zu dürfen, ist eine Erlaubnis der Flugverkehrskontrolle von Nöten.

Ganz erlaubnisfrei geht es auch unter 20 Gramm Treibstoff nicht ab, insofern eine Erlaubnis des Grundstückseigentümers vorliegt.

ERLAUBNIS NACH §27 SPRENGG - DER "T2"-SCHEIN

oder: Erlaubnis zum Umgang mit Raketenfeststoffantrieben mit mehr als 20 Gramm Festtreibstoff

Wer einen antriebsstärkeren Raketenmodellflug anstrebt, kann ab dem Mindestalter von 21 Jahren (18 Jahre mit Bedürfnisnachweis) einen Lehrgang absolvieren, der mit der Fachkundeprüfung nach § 9 des Sprengstoffgesetzes abschließt. In diesem Lehrgang wird das notwendige Wissen zum Bau und Flug von größeren Raketen vermittelt und durch eine staatlich überwachte Prüfung sichergestellt, dass jeder Prüfling die nötige Fachkunde erreicht hat.

Mit dem Prüfungszeugnis kann eine Erlaubnis nach § 27 Sprengstoffgesetz beim örtlich zuständigen Gewerbeaufsichtsamt, Ordnungsamt oder Amt für Arbeitsschutz beantragt werden. Wenn man diese Erlaubnis in Händen hat, können die größeren Antriebe erworben, transportiert, gelagert und „verwendet“ werden. Auch Bündelung und mehrstufige Raketenflüge sind dann möglich. Die Erlaubnis nach § 27 Sprengstoffgesetz, ermöglicht aber nicht das eigene Herstellen von Treibstoffen, kompletter Motoren oder gar „Sprengstoff“. Die verwendeten Motoren müssen also nach wie vor durch die Bundesanstalt für Materialforschung und -prüfung (BAM) in Deutschland zugelassen sein.

Für die eigentlichen Flüge von Raketenmodellen mit mehr als 20 Gramm Treibstoffinhalt brauchen wir zusätzlich eine luftfahrtrechtliche Erlaubnis von der Luftfahrtbehörde des Landes (die Flugsicherung wird von dort in das Verfahren eingeschaltet). Diese Erlaubnis der Luftfahrtbehörde wird allerdings nicht benötigt, wenn man seine Rakete auf einem Modellflugplatz startet, welcher bereits für Raketenanstiege zugelassen ist (leider noch die große Ausnahme). Immer notwendig und sehr sinnvoll für größere (und auch kleinere) Raketen ist eine Luftfahrt-Haftpflichtversicherung, die das immer bestehende Risiko eines Unfalles abdeckt.

VORRAUSSETZUNGEN ZUR LEHRGANGSTEILNAHME:

1. Mindestalter 21 Jahre
2. unbedenklich, d.h. keinerlei Vorstrafen
3. körperliche Eignung
4. Erfahrung im Raketenbau

Hybridmotoren umgehen diese Hürden da sie keine Pyrotechnik enthalten (oder nur bedingt, das pyrotechnikfreie Zünden eines Hybriden ist möglich und wird auch in geringem Maß angewandt). Bei Hybriden kann höchstens in seltenen Fällen die Druckbehälterverordnung greifen, bedingt durch die Bauweise gelten 90% der Hybriden jedoch nicht als Druckbehälter.

LITERATURVERZEICHNIS

<http://www.raketenmodellbau.org/document?action=viewdoc&documentid=3&page=2>

(Abb. 1 : Querschnitt eines Hybriden)