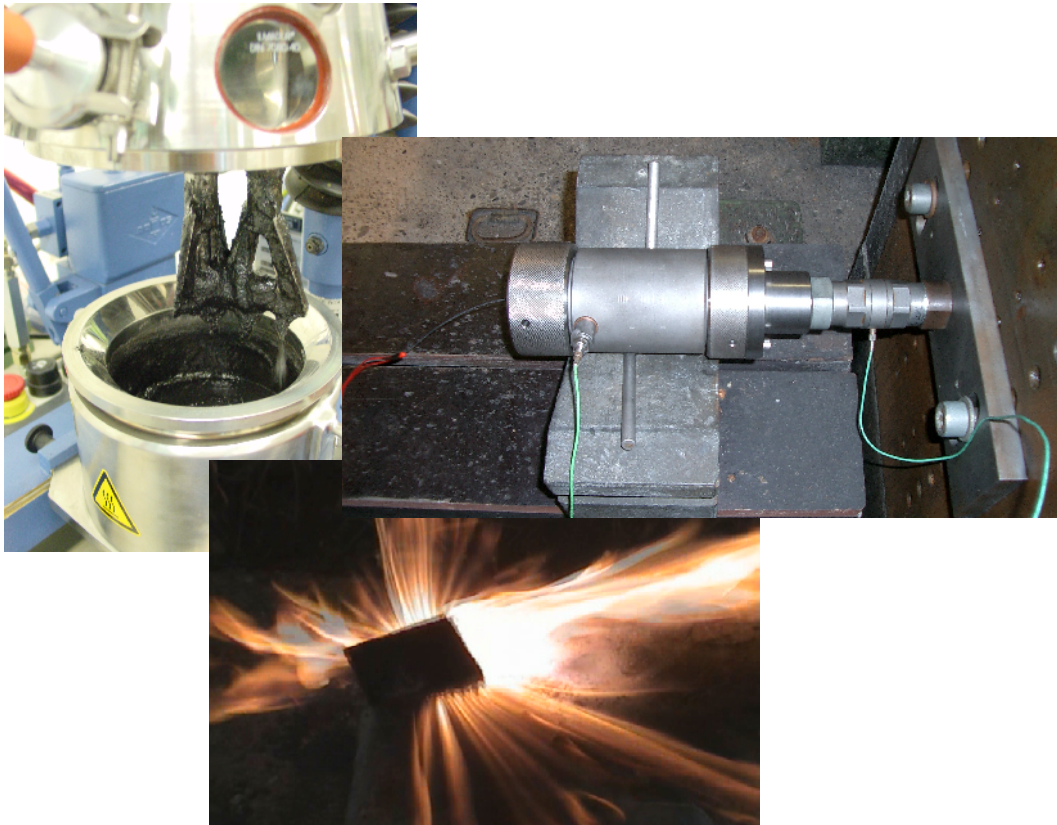


Eigenbau eines Festtreibstoff-Raketennmotors



Autoren: Pascal Lutz, Jura Kamolov

Betreuer: Peter Schütz (Chemie), Libor Staudt (Physik)

Gymnasium Burgdorf

07.11.2005

Inhalt

	Seite
1	Vorwort 4
1.1	Geschichtliches..... 4
1.2	Warum dieses Thema?..... 4
1.3	Ziel dieser Arbeit..... 4
2	Einleitung..... 5
3	Berechnungen 6
3.1	Geometrie 6
3.2	Abbrandfläche..... 7
3.3	Druck 7
3.4	Düse 9
3.5	Schub 10
4	Herstellung 11
4.1	Inventarcheck 11
4.2	Messbrennkammer (MBK)..... 11
4.3	Haftschicht 12
4.4	Füllen des Raketenmotors 13
4.4.1	Treibladungspulver (TLP)..... 13
4.4.2	Kneten..... 16
4.4.3	Giessen 19
4.5	Isolationsschicht 20
4.6	Anzündversuche 22
5	Abbrände..... 23
5.1	Vorbereitungen 23
5.2	Abbrandversuche..... 24
5.2.1	Abbrandversuch Nr. 1, MBK 1..... 24
5.2.2	Abbrandversuch Nr. 2, MBK 2..... 25
5.2.3	Abbrandversuch Nr. 3, MBK 3..... 25
5.2.4	Abbrandversuch Nr. 4, MBK 3..... 25
5.3	Auswertung der Ergebnisse..... 26
5.4	Vergleich mit den Berechnungen..... 29
5.5	Verbesserungen 30

6	Verzeichnisse	31
6.1	Literaturverzeichnis.....	31
6.2	Abkürzungsverzeichnis.....	31
6.3	Abbildungsverzeichnis	31
7	Nachwort	32
8	Dank	33
9	Eigenständigkeitserklärung	34

1 Vorwort

1.1 *Geschichtliches*

Schon seit Jahrhunderten beschäftigt sich der Mensch mit dem Raketenbau. Angefangen bei den Chinesen, die das Schwarzpulver erfunden haben und die ersten Feuerwerksraketen bauten, entwickelte sich die Raketentechnik laufend weiter. Im 20. Jahrhundert spielten Raketen eine immer bedeutendere Rolle. Mit der A4 Rakete gelang es 1942 erstmals, eine Rakete ins All zu schießen. Danach ging die Entwicklung verhältnismässig rasant weiter. 1957 beförderte die Sowjetunion bereits den ersten künstlichen Satelliten auf die Erdumlaufbahn. Der Sowjetunion gelang der erste bemannte Raumflug und 1969 landete der erste Amerikaner auf dem Mond. Bis heute ist die Raketentechnik ein spannendes Forschungsgebiet geblieben und wird es wohl auch in Zukunft noch sein!

1.2 *Warum dieses Thema?*

Wir wählten dieses Thema, weil Raketen uns von klein auf faszinierten. Der enorme Feuerball und die Unmengen von Rauch, die entstehen, wenn eine Weltraumrakete in den Himmel steigt, beeindruckten uns jedes Mal von neuem. Wir erkannten dieses gemeinsame Interesse zufällig, als wir uns an einem freien Nachmittag den Film „October Sky“ anschauten.

Der Film spielt zu der Zeit, als die USA und die Sowjetunion erbittert versuchten den Wettlauf ins All für sich zu entscheiden. Erzählt wird die wahre Geschichte von vier Jungen die versuchten, ihrem Vorbild Werner von Braun, dem deutschen Raketenwissenschaftler, nachzueifern. Sie bauten eine Serie von mehr oder weniger flugtüchtigen Raketen.

In den folgenden Tagen diskutierten wir noch einige Male über den Film und allgemein über Raketen, bis uns plötzlich das Thema nicht mehr aus dem Kopf ging. Wir entschieden uns, als Maturaarbeit gemeinsam eine Rakete zu bauen.

1.3 *Ziel dieser Arbeit*

Ziel dieser Arbeit ist es, selber einen Festtreibstoff-Raketenmotor zu bauen, zu schauen wo die Probleme liegen, wie diese behoben werden können und wo die Theorie von der Praxis abweicht. Den gebauten Raketenmotor wollen wir auf einem Raketenprüfstand testen und die Messwerte mit den berechneten Werten vergleichen. Beim Bau der Rakete beschränken wir uns auf den Raketenantrieb, da die Herstellung einer flugfähigen Rakete den Rahmen einer Maturaarbeit bei weitem übersteigen würde.

2 Einleitung

In den vergangenen Monaten hat sich die Art unserer Arbeit sehr verändert. Zu Beginn suchten wir Informationen zum Thema in den Universitätsbibliotheken Bern und Zürich, doch leider fanden wir nur sehr wenig brauchbares Material. Wir suchten weiter und fanden schliesslich im Internet einen Link, der sich mit dem Bau von Raketen auseinandersetzt. Nach vielen Stunden Arbeit waren wir endlich soweit, dass wir im Besitz einer Treibstoffrezeptur waren und die Dimensionen der Düse berechnen konnten. Ein Zeitplan war vorhanden und Herr Joos von der Fachhochschule Burgdorf hatte uns auch bereits zugesichert, bei der Herstellung der Düse und der Brennkammer zu helfen.

Durch einen grossen Zufall erfuhr der Sprengstoffexperte Beat Berger, ArmaSuisse, von unserem Vorhaben und nahm mit uns Kontakt auf. Die Enttäuschung war natürlich im ersten Moment gross, als er uns mitteilte, dass unser Vorhaben zu gefährlich und deshalb fast nicht zu realisieren sei. Das bedeutete, dass wir mit unserer Arbeit wieder ganz vorne anfangen mussten. Herr Berger war aber bereit, uns professionelle Unterstützung zu bieten, damit wir gefahrlos einen Raketenmotor bauen konnten. Er übernahm die Gesamtleitung des Projekts und vermittelte uns den Kontakt zu drei weiteren Personen, welche bereit waren, uns zusätzlich zu unterstützen. Die Physikerin Frau Dr. I. Rose half uns bei den Berechnungen des Raketenmotors. Der Experte für Festtreibstoffraketen Herr P. Mäder begleitete uns bei der eigentlichen Herstellung des Raketenmotors. Herr Dr. H.U. Johner, ebenfalls Physiker, führte mit uns den Abbrand des Raketenmotors auf dem Raketenprüfstand durch.

Nach dem ersten Treffen mit diesen Personen war die Enttäuschung wie weggeblasen. Wir hatten nun die Möglichkeit, mit Spezialisten zusammen unsere Arbeit voranzutreiben. Die einzige Forderung ihrerseits war, dass wir im November 2005 unsere Arbeit in Thun präsentieren müssten, was für uns jedoch eher ein Dürfen als ein Müssen ist.

Mit dieser völlig neuen Ausgangslage und einem neuen Zeitplan starten wir optimistisch unseren zweiten Versuch zur Herstellung eines Raketenmotors.

3 Berechnungen

Die Berechnungen die wir in diesem Kapitel anstellen, sind die Grundlage für den Bau des Raketenmotors. Es ist von grosser Bedeutung für das Funktionieren des Motors, dass alles aufeinander abgestimmt ist. Die berechneten Werte sind Idealwerte und es ist nicht anzunehmen, dass diese auch erreicht werden. Sie liefern uns lediglich Anhaltspunkte darüber, wie das Ergebnis ungefähr ausfallen wird.

Die folgenden Kapitel sind eine kurze Zusammenfassung aus [1] „Innenballistik von Festtreibstoff-Raketen“. Wir formten die Formeln in einigen Fällen um, damit wir sie für unsere Berechnungen verwenden konnten.

3.1 Geometrie

Bei der Berechnung eines Raketenmotors ist die Wahl der Pulvergeometrie der alles entscheidende Punkt. Sie bestimmt das Abbrandverhalten und damit den Schub- und Druckverlauf des Raketenmotors. Beim Abbrandverhalten unterscheidet man grob zwischen drei Fällen, nämlich: Progressives, konstantes und degressives Abbrandverhalten. Progressiv bedeutet, dass die brennende Pulveroberfläche mit fortschreitendem Abbrand an Grösse zunimmt. Degressiv bedeutet genau das Umgekehrte, also eine abnehmende Abbrandfläche. Bei konstantem Abbrandverhalten bleibt die Abbrandfläche immer gleich gross. Grundsätzlich kann aber jedes denkbare Abbrandverhalten durch die Wahl der geeigneten Geometrie erzeugt werden.

Unser Raketenmotor soll ein klassischer Innenbrenner werden. Die Pulvergeometrie stellt in diesem Fall einen Hohlzylinder mit isolierten Stirnseiten dar. Beim Abbrand eines solchen Raketenmotors nimmt die brennende Pulveroberfläche laufend zu, was einem progressiven Abbrandverhalten entspricht. Der Vorteil dieser Geometrie ist, dass die Herstellung relativ einfach ist.

Die ArmaSuisse besitzt bereits vorgefertigte Brennkammern. Damit wir diese benutzen konnten, wählten wir die Länge L und den äusseren Durchmesser D der Treibstoffladung entsprechend der Grösse der Brennkammer. Der innere Durchmesser d_o kann beliebig gewählt werden. Je kleiner man aber d_o wählt, umso grösser wird die Ladung und somit auch die Brenndauer des Raketenmotors.

Abmessungen:

$$\begin{aligned} L &= 100 \text{ mm} \\ D &= 40 \text{ mm} \\ d_o &= 15 \text{ mm} \end{aligned}$$

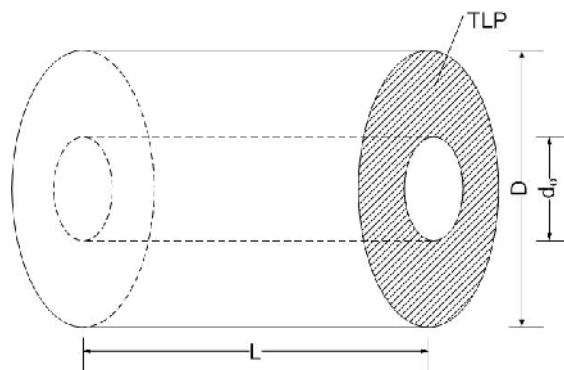


Abb. 1: Geometrie des Treibladungspulvers (TLP)

3.2 Abbrandfläche

Für den Bau eines Raketenmotors ist es wichtig zu wissen, was für ein Druck in der Brennkammer entsteht. Das ist einerseits vom Düsenhalsquerschnitt abhängig und andererseits von der Abbrandfläche. Wenn wir von der Abbrandfläche sprechen, so interessieren uns vor allem zwei Größen: die mittlere und die maximale Abbrandfläche. Sie werden später in den Kapiteln 3.3 und 3.4 für weitere Berechnungen verwendet.

Die mittlere Abbrandfläche A_p berechnet sich nach

$$A_p = \frac{1}{2}(D + d_o)\pi L = 8639 \text{ mm}^2 \quad (3.1)$$

Die maximale Abbrandfläche A_{\max} berechnet sich nach

$$A_{\max} = D\pi L = 12'566 \text{ mm}^2 \quad (3.2)$$

3.3 Druck

Die Berechnung des genauen Druckverlaufes während der ganzen Brenndauer ist sehr kompliziert, da sich die Abbrandoberfläche, die Abbrandgeschwindigkeit und das freie Volumen in der Brennkammer laufend verändern. Möglich wäre die Berechnung nach der Differenzialgleichung (3.3).

$$\frac{V_o}{RT_o} \frac{dP_o}{dt} = aA_p r_p P_o^n \sqrt{\frac{k \frac{2}{k+1}^{\frac{k+1}{k-1}}}{RT_o}} \quad (3.3)$$

Für unsere Zwecke reicht es, wenn wir wissen, in welcher Größenordnung sich der Druck in der stationären Phase (siehe Abb. 21) des Abbrandes befindet. Dazu nehmen wir vereinfacht an, dass der Druck in dieser Phase konstant bleibt. Die zeitliche Ableitung von P_o muss somit gleich Null sein. Durch die Beziehung (3.4) können zusätzlich a und n durch den Druck P_o und die Abbrandgeschwindigkeit r ersetzt werden und man erhält den Ausdruck (3.5).

$$r = aP_o^n \quad (3.4)$$

$$P_o = \frac{A_p}{A_t} r r_p \sqrt{\frac{RT_o}{k \frac{2}{k+1}^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (3.5)$$

Raketenmotoren die auf Ammoniumperchlorat basieren, besitzen während des Abbrandes typischerweise einen Brennkammerdruck im Bereich von 70 bar. Auch

unser Raketenmotor soll schliesslich in diesem Bereich liegen. Deshalb lösen wir den Ausdruck (3.5) nach A_t , der Düsenhalsquerschnittfläche, auf und wir erhalten die Gleichung (3.6). Damit lässt sich berechnen, wie gross der Düsenhals sein muss, damit wir den angestrebten Brennkammerdruck erhalten.

$$A_t = \frac{A_p}{P_0} r r_p \sqrt{k \frac{RT_0}{\frac{2}{k+1} \frac{k+1}{k-1}}} \quad (3.6)$$

Für die numerische Berechnung benötigen wir nun einige treibstoffspezifische Werte, welche wir von Frau Rose erhalten. Diese Werte sind experimentelle Werte und können nicht berechnet werden.

Treibstoffspezifische Daten:

$k = 1.25$	Verhältnis der spezifischen Wärmen bei konstantem Druck bzw. konstantem Volumen c_p/c_v
$R = 378 \text{ J/KgK}$	Spezifische Gaskonstante. Nicht zu verwechseln mit der universellen Gaskonstante R' .
$T_0 = 2348 \text{ K}$	Verbrennungstemperatur des Treibstoffes
$\rho_p = 1720 \text{ Kg/m}^3$	Dichte des Treibstoffes
$r (70 \text{ bar}) = 9.2 \text{ mm/s}$	Druckabhängige Abbrandgeschwindigkeit

Für die Abbrandfläche setzen wir die mittlere Abbrandfläche A_p aus Kapitel 3.2 ein und für den Druck wie gesagt einen Wert von 70 bar.

$A_p = 8639 \text{ mm}^2$	Mittlere Abbrandfläche
$P_0 = 70 \text{ bar}$	Brennkammerinnendruck

Als Ergebnis für die Düsenhalsquerschnittfläche erhalten wir den Wert

$$A_t = 2.837 * 10^{-5} \text{ m}^2$$

Das entspricht einem Düsenhalsdurchmesser von rund 6 mm.

Nun können wir auf einfache Weise den maximalen Druck während der stationären Phase ermitteln, indem wir die erhaltene Düsenhalsquerschnittfläche in Gleichung (3.5) einsetzen und anstelle von A_p die maximale Abbrandfläche A_{\max} einsetzen. Wir erhalten einen Druck

$$P_{\max} = 101,8 \text{ bar}$$

3.4 Düse

Die Hauptaufgabe einer Raketendüse ist es, die aus der Brennkammer austretenden Gase auf eine möglichst hohe Austrittsgeschwindigkeit zu beschleunigen, damit ein möglichst grosser Schub erzeugt wird.

Raketendüsen haben eine wesentliche Eigenschaft. Interessanterweise lassen sich Gase in einer konvergenten Düse, einer Düse mit kontinuierlich enger werdendem Düsenhalsquerschnitt, nur bis auf Schallgeschwindigkeit beschleunigen. Ist diese erreicht, so beschleunigt sich der Gasstrom nicht mehr weiter, auch wenn sich die Düse immer noch weiter verengt.

Der aus einer französischen Familie stammende, später aber in Schweden lebende, Ingenieur Carl Gustav Patrik de Laval fand eine Lösung für das Problem. Er erkannte, dass Gase nur in einer Düse, welche zuerst einen konvergenten Abschnitt und danach einen divergenten Abschnitt aufweist, auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigt werden können. Ihm zu Ehren wird eine solche Konvergent-divergent-Düse auch Laval-Düse genannt.

Eine Raketendüse arbeitet dann optimal, wenn die austretenden Gase genau Umgebungsdruck haben. Wird ein Gas beschleunigt, so nimmt der Gasdruck ab. Auf die Düse bezogen bedeutet das, dass der Druck der austretenden Gase durch den divergenten Teil der Düse eingestellt werden kann. Das optimale Expansionsverhältnis für eine Düse lässt sich aus (3.6) berechnen.

$$\epsilon \frac{A_e}{A_t} = \frac{\frac{P_0}{P_e}^{\frac{1}{k}} \frac{2}{k+1} \frac{1}{k-1}}{\sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left(1 - \frac{P_0}{P_e}^{-\frac{k-1}{k}}\right)}} \quad (3.7)$$

Lösen wir diese Gleichung nach A_e auf und setzen die berechneten Werte der vorangehenden Kapitel ein, so erhalten wir für die optimale Düsenaustrittsfläche einen numerischen Wert von

$$A_e = 2.571 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$$

Das entspricht einem Durchmesser am Düsenende von rund 18 mm.

Das optimale Expansionsverhältnis der Düse wäre nach (3.7) $\epsilon = 9.06$. Die Düsen, die wir verwenden sind aber etwas kürzer und haben entsprechend ein kleineres Expansionsverhältnis von $\epsilon = 6.45$.

3.5 Schub

Der Antrieb einer Rakete folgt einem einfachen Prinzip. Gase werden in eine Richtung ausgestossen und dadurch beschleunigt sich die Rakete in die entgegengesetzte Richtung. Die Gase entstehen in der Brennkammer durch Verbrennung eines flüssigen oder festen Treibstoffes. Um das mathematisch auszudrücken, brauchen wir den Impulserhaltungssatz bzw. den dritten Satz von Newton: Actio = Reactio.

Den Impulsschub F_i erhalten wir, wenn wir den Gesamtimpuls I der ausgestossenen Masse m nach der Zeit ableiten.

$$F_i = \frac{dI}{dt} = \frac{d(mv)}{dt} \quad (3.8)$$

Hier bezeichnet v die Geschwindigkeit der austretenden Gase.

Ein weiterer wichtiger Punkt ist die Druckkraft. Diese entsteht, wenn das ausströmende Gas einen anderen Druck P_i hat, als die umgebende Atmosphäre P_a . Die Druckkraft berechnet sich aus der Differenz der Drücke mal der Austrittsquerschnittsfläche A_e .

$$F_p = (P_i - P_a) A_e \quad (3.9)$$

Die Gesamtkraft ist die Summe aller Kräfte, in diesem Fall also die Summe aus Impulsschub F_i und Druckkraft F_p .

$$F = \frac{d(mv)}{dt} + (P_i - P_a) A_e \quad (3.10)$$

Da die Menge an Treibstoff in der Rakete nicht unbegrenzt sein kann, müssen die austretenden Gase auf eine möglichst hohe Geschwindigkeit beschleunigt werden, um einen höheren Schub zu erzeugen. Eine hohe Austrittsgeschwindigkeit erreicht man durch möglichst leichte Gasteilchen, wie in Kapitel 4.4.1 genauer erläutert wird.

Wir verzichten darauf, die Berechnung des Schubes selber durchzuführen, aus dem einfachen Grund, weil die Berechnungen sehr komplex werden. Frau Rose ist so nett und berechnet für uns die exakten Werte mit Hilfe eines Simulationsprogramms. Als Ergebnis für den mittleren Schub F_{mittel} und den Gesamtimpuls I_{tot} gibt sie uns folgende Werte an.

$$F_{\text{mittel}} = 157 \text{ N}$$

$$I_{\text{tot}} = 385 \text{ N/s}$$

4 Herstellung

4.1 Inventarcheck

Die Geräte zur Raketenherstellung waren vor unserer Arbeit seit etwa zwei Jahren nicht mehr in Gebrauch, daher machen wir als erstes einen Inventarcheck. Wir gehen ins Chemikalienlager, suchen die benötigten Chemikalien heraus und legen sie für den späteren Gebrauch bereit. Danach überprüfen wir, ob noch alle Gerätschaften vorhanden und intakt sind. Glücklicherweise ist noch alles an Ort und Stelle und ist, soweit wir das zu diesem Zeitpunkt beurteilen können, noch intakt. Nun haben wir die Gewähr, dass uns später keine unschönen Überraschungen erwarten sollten.

4.2 Messbrennkammer (MBK)

Die Brennkammer ist das Gehäuse des Raketenmotors. Wir bezeichnen sie in unserem Falle als Messbrennkammer, da sie Vorrichtungen zum Anschliessen von Messinstrumenten besitzt. Wir können die vorgefertigten MBKs der ArmaSuisse benutzen, da wir ja bereits bei den Berechnungen die Treibstoffmenge diesen angepasst haben.

Die MBK ist ein zylindrisches Stahlgefäss mit ca. 17 mm Wandstärke. Sie besitzt auf beiden Seiten ein Gewinde, das eine zur Befestigung der Düse und das andere zur einfachen Verschlussung der MBK. Auf der Seite befindet sich noch ein weiteres Loch mit Gewinde, in welches später das Druckmessgerät eingeschraubt wird. Alle Gewinde sind durch O-Ringe abgedichtet, um eine perfekte Verschlussung der MBK zu gewährleisten (Abb. 2).

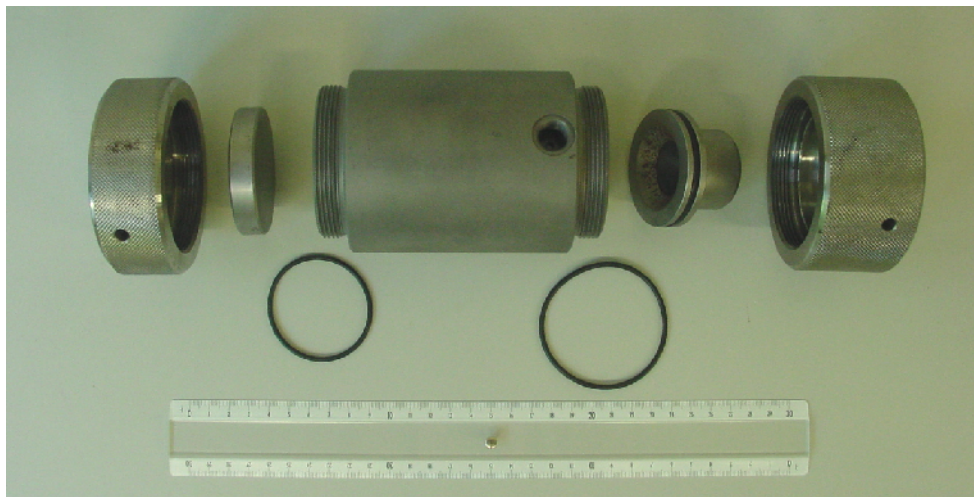


Abb. 2: Einzelteile der MBK

Die verhältnismässig enorme Wandstärke von 17 mm dient der Sicherheit. Die MBK ist dadurch sehr robust und würde ziemlich sicher auch bei einer Fehlfunktion standhalten. Die grösste Gefahr beim Abbrand eines Raketenmotors besteht nämlich, wenn der Druck aus irgendwelchen unerwarteten Gründen extrem ansteigen und dadurch die Brennkammer bersten würde. Natürlich hat eine solche

Brennkammer ein stattliches Gewicht, aber da der Raketenmotor sowieso nicht fliegen wird, spielt das Gewicht in unserem Fall keine Rolle.

Die MBKs waren zu Beginn blank geschliffen und für unsere Zwecke ungeeignet, da der Treibstoff später an der Brennkammerinnenwand haften sollte.

Deshalb muss die Oberfläche als erstes aufgeraut werden. Dazu schicken wir die Brennkammer zum Sandstrahlen in die Nitrochemie AG in Wimmis. (Abb. 3)



Abb. 3: links MBK sandgestrahlt, rechts MBK glatt

Die durch das Sandstrahlen aufgeraute Oberfläche der MBK setzt schon nach kurzer Zeit Rost an. Um das zu vermeiden wird sie erst kurz vor ihrem Einsatz sandgestrahlt.

4.3 Haftschrift

Da der Treibstoff nicht gut auf Metall haftet, muss vor dem Giessen die Brennkammerinnenwand mit einer Haftschrift bestrichen werden.

Es ist wichtig für unseren Raketenmotor, dass der Treibstoff perfekt an der Brennkammer-Innenwand haftet, ansonsten könnte beim Abbrand plötzlich auch die Aussenseite der Treibstoffladung Feuer fangen. Wir hätten damit ungewollt anstatt eines Innenbrenners einen Innen-Aussenbrenner. Die Abbrandfläche würde dadurch viel grösser und die MBK könnte unter Umständen bersten.

Die Haftschrift besteht hauptsächlich aus dem Polymer HTPB R45M. Es ist weich und elastisch, vergleichbar mit einem Radiergummi und haftet deshalb sehr gut auf Metall. Wie in 4.4.1 beschrieben ist es auch Bestandteil des Treibstoffs. Der Treibstoff selber haftet aber trotzdem schlecht auf Metall, weil er zum grössten Teil aus hartem, körnigem Ammoniumperchlorat besteht.

Rezeptur für die Haftschrift-Lösung auf der Brennkammer-Innenwand [2]:

HTPB R45M	46.136 g	92.272 %	
iPDi	3.818 g	7.636 %	
Pur Aktivator 201N	0.046 g	0.092 %	Pur 10 % in Methylenchlorid

Diese Rezeptur liefert 50 g der Haftschrift-Lösung, viel mehr als schlussendlich benötigt wird. Der Grund dafür ist das Abwägen des Aktivators. Die 0.046 g liegen

bereits an der unteren Grenze, noch kleinere Mengen können kaum mehr exakt abgewogen werden.

Als erstes wird die MBK mit Aceton gereinigt und entfettet. Ein Teil der oben beschriebenen Haftschrift-Lösung wird hineingegeben (Abb. 4) und mit Hilfe eines Metallstabes regelmässig als dünne Schicht auf die Innenwand aufgetragen (Abb. 5). Danach wird die Haftschrift während 16 Stunden bei 60 - 70° C in einem Umluft-Trockenschrank angehärtet.



Abb. 4: Haftschrift-Lösung in MBK

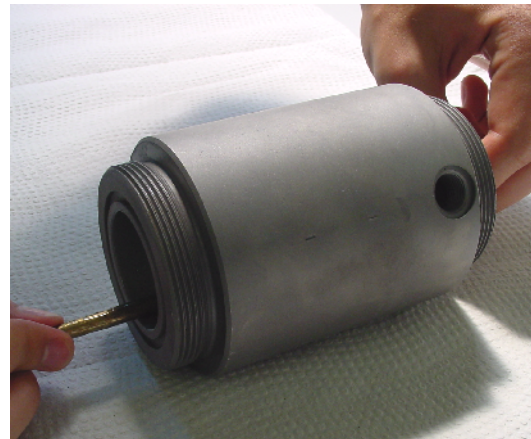


Abb. 5: Haftschrift wird verteilt

4.4 Füllen des Raketenmotors

4.4.1 Treibladungspulver (TLP)

Jeder chemische Raketenantrieb basiert normalerweise auf der Umsetzung von meistens zwei verschiedenen Stoffen. Von den verschiedenen Reaktionstypen die möglich sind, wird in der Praxis meist die Oxidation benutzt. Dabei wird ein energiereicher Stoff mit einem zweiten umgesetzt, wobei Energie und Reaktionsprodukte mit einem geringeren Energiegehalt frei werden. Eine Oxidation ist mit einer Elektronenübertragung vom einen zum anderen Stoff verbunden. Um eine Rakete anzutreiben ist grundsätzlich jede chemische Reaktion anwendbar, die Gas mit hoher Geschwindigkeit freisetzt.

Üblicherweise wird in der Raketentechnik der energiereiche erste Stoff als Treibstoff (Reduktionsmittel) und der zweite als Oxidationsmittel bezeichnet. Ein gutes Oxidationsmittel nimmt leicht Elektronen auf. Wichtige Oxidationsmittel sind Fluor (F_2), Sauerstoff (O_2) und Chlor (Cl_2), deren starke Oxidationskraft auf die grosse Elektronenaffinität ihrer Atome zurückgeführt werden kann.

Das bei modernen Raketenantrieben typischerweise verwendete Oxidationsmittel ist der Sauerstoff, bereitgestellt entweder in elementarer Form oder in Form einer Verbindung, die leicht Sauerstoff abgibt.

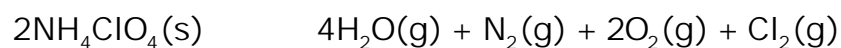
Während die Zahl guter Oxidationsmittel beschränkt ist, gibt es sehr viele mögliche Reduktionsmittel, sprich verbrennbare Stoffe. Der bei einer Redoxreaktion freigesetzte Energiebetrag hängt von den Redoxpotentialen der Edukte ab. Je

grösser der Unterschied der Redoxpotentiale zwischen Oxidationsmittel und Reduktionsmittel ausfällt, umso grösser ist die bei der Reaktion anfallende nutzbare Energie.

Wichtig ist auch, dass beim Verbrennen des Reduktionsmittels mit dem Oxidationsmittel Verbrennungsprodukte mit möglichst kleinen molaren Massen entstehen. Leichte Teilchen lassen sich nämlich leichter beschleunigen als schwere, weil weniger Energie benötigt wird. Angenommen wir haben zwei Treibstoffe, welche exakt die gleiche Energie freisetzen, beim einen entstehen schwere und beim anderen leichte Verbrennungsprodukte, so besitzt derjenige Treibstoff mit den leichten Verbrennungsprodukten einen höheren spezifischen Impuls. Schliesslich sollten die Verbrennungsprodukte gasförmig und nicht fest sein, denn feste Stoffe können in der Düse nicht beschleunigt werden und liefern kaum Schub.

Beispiele für mögliche Reduktionsmittel sind Wasserstoff, Ammoniak, Polybutadien HTPB, Aluminium, Hydrazin und Kerosin. Diese wurden oder werden immer noch in der Raumfahrt eingesetzt.

Ammoniumperchlorat (NH_4ClO_4) nimmt eine Sonderrolle ein. Es ist ein festes Oxidations- und Reduktionsmittel in einer Verbindung. Beim Verbrennen zerfällt es nach folgender Gleichung:



Der freiwerdende Sauerstoff (O_2) und das Chlor (Cl_2) können andere Treibstoffe oxidieren. Die Mischung aus Ammoniumperchlorat / Aluminium / Polybutadien HTPB liefert den bisher höchsten spezifischen Impuls von festen Treibstoffen. Sie kommt unter anderem beim Booster¹ des Space Shuttles und der Ariane 5 Rakete zum Einsatz.

Zu Beginn unserer Arbeit haben wir Kaliumnitrat und Zucker als Treibstoff vorgesehen, da diese Stoffe billig und problemlos erhältlich sind. Früher war es durchaus üblich, diese Stoffkombination als TLP für Modellbauraketen zu verwenden. Herr Berger macht uns darauf aufmerksam, dass das Verarbeiten von Kaliumnitrat zusammen mit Zucker sehr gefährlich ist. Weil die beiden Stoffe leicht erhältlich sind, werden sie trotzdem als Treibstoff verwendet und leider passieren dadurch immer wieder schlimme Unfälle. Stoffe wie Ammoniumperchlorat (AP) und HTPB sind für „normale“ Leute nicht erhältlich. Nur dank der Zusammenarbeit mit der ArmaSuisse stehen uns diese Stoffe zur Verfügung.

Herr Mäder kann uns eine von ihm oft verwendete und bewährte Rezeptur beschaffen. Sie enthält nebst den Hauptbestandteilen AP und HTPB noch einige Additive. Diese erfüllen z.T. ganz unterschiedliche Zwecke, wie wir später noch erläutern werden.

¹ Starthilferakete. Sie liefert beim Start einen grossen Teil des Schubes.

Rezeptur für das Treibladungspulver:

Sorry, ich veröffentliche keine Rezepturen im Internet!			

Das Aluminium wird in dieser Mischung weggelassen. Das hat einen kleinen Verlust an spezifischem Impuls zur Folge, was aber für unsere Zwecke irrelevant ist.

Erklärung zu den einzelnen Komponenten des TLP:

- HTPB R45M: „Hydroxy Terminated PolyButadiene“. Das ist ein so genanntes inertes Polymer, ein Kunststoff. Er ist sehr energiereich und dient als Reduktionsmittel. Ist zu Beginn zähflüssig, wird nach Aushärten aber zu einer gummiartigen Masse. Bindet in diesem Zustand die übrigen Komponenten des TLP.
Wird von einer französischen Firma in den USA hergestellt. Das „M“ am Ende der Bezeichnung lässt erkennen, dass das Material als strategisches Gut gilt und nur gegen ein „End User Certificate“ erhältlich ist.
- Lecithin: Setzt die Viskosität herab, damit der Treibstoff trotz hohem Feststoffanteil immer noch fließfähig bleibt.
- Molekular Sieb Bindet die Restfeuchtigkeit im Treibstoff.
- Kupferchromit: Ein Gemisch aus Kupferoxid und Chromoxyd. Erhöht die Abbrandgeschwindigkeit von Treibstoffen, welche AP enthalten. Gibt dem Treibstoff seine typische schwarze Färbung.
- Pur Aktivator 201N: Organische Zinnverbindung. Beschleunigt den Aushärte- vorgang.
- AP Coarse: Ammoniumperchlorat mit einer Korngrösse von 100 - 300 µm. Es ist Oxidations- und Reduktionsmittel zugleich.

- AP Purum Pulvis: Ammoniumperchlorat mit einer Korngrösse von 40 μm . Füllt die Hohlräume im groben AP Coarse aus, damit der vorhandene Platz in der Brennkammer so gut wie möglich ausgenutzt werden kann.
- iPDi: „Isophoron Diisocyanat“ Löst das Aushärten des HTPB aus.

4.4.2 Kneten

Zuerst müssen die einzelnen Stoffe abgewogen werden. Die ersten fünf Komponenten werden alle im selben Gefäss abgewogen und zum Schluss bereits ein erstes Mal von Hand gut gerührt. Das AP Purum Pulvis und das AP Coarse werden in einem eigenen Gefäss abgewogen. Letzteres wird aber zusätzlich in 3 Portionen zu 240 g, 120 g, 120 g aufgeteilt.

Nach diesen Vorbereitungen können wir mit dem Kneten beginnen. Wir verwenden dafür eine spezielle Knetmaschine für Sprengstoffe. Trotzdem ist der Knetvorgang nicht ungefährlich. Durch Reibung kann sich das TLP selbst entzünden.

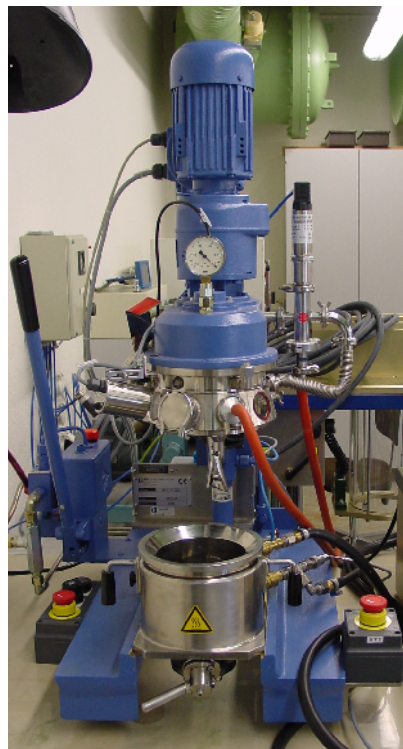


Abb. 6: Knetmaschine für Sprengstoffe

Damit sich beim Kneten niemand im Raum aufhalten muss, kann der Knetter von einem separaten Kontrollraum aus bedient werden. Die Labors der ArmaSuisse sind zusätzlich alle durch dicke Sicherheitstüren von den Büroräumlichkeiten abgetrennt. Jeweils eine Wand der Labors ist nur leicht fixiert, so dass sie im Falle einer Explosion nachgeben und die Druckwelle ins Freie entweichen könnte. Den

Knetvorgang selbst kann man vom Kontrollraum aus über eine Kamera beobachten. Bedient wird das Ganze über einen Kontrollcomputer. Temperatur, Innendruck sowie die Drehzahl des Kneters werden laufend angezeigt.

Geknetet wird im Vakuum, damit keine Lufteinschlüsse in der Treibladung entstehen. Der Vorgang selber ist langwierig und erfordert viel Erfahrung, was das nachfolgende Protokoll zeigen soll.

Arbeitsprotokoll vom 10.08.2005:

Zeit	Zeit	Aktion	Temp.	U/min	Druck
Anfang	Ende				
0810		Beginn Abwägen			
0845		Ende Abwägen			
0910		Vormischen in Knetter	60 °C		
1045		Vakuumpumpe bereitmachen			
1050	1055	Entlüften	50 °C	11Links	10 mbar
1100		APPP ² Zugeben	36 °C	11Links	
		1' Einkneten			
1103		AP Coarse 1. Portion	36 °C	11Links	
		2' Einkneten			
1107		AP Coarse 2. Portion	36 °C	11Links	
		1'Einkneten			
1110		AP Coarse 3. Portion	36 °C	11Links	
		1' Einkneten			
1115		1' Einkneten			250 mbar
		1' Einkneten			100 mbar
		1' Einkneten			40 mbar
1125		15' Einkneten			10 mbar
		Absenken, reinigen			
1148	1205	1'Einkneten			6 mbar
1214		iPDi zugeben			
		1' Einkneten	42 °C		200 mbar
		1' Einkneten	42 °C		100 mbar
		1' Einkneten	41 °C		40 mbar
		1' Einkneten	41 °C		9 mbar
	1140	15' Einkneten	41 °C		6 mbar
	1335	Giessen fertig 3 MBK 1 Musterplatte			

² APPP = Ammoniumperchlorat Purum Pulvis. Siehe 4.4.1

4.4.3 Giessen

Nach dem Kneten wird das Knetgefäss von der Knetmaschine entfernt und auf die Giessglocke (Abb. 9) gehoben. Auch der Giessvorgang findet im Vakuum statt, daher muss das Knetgefäss luftdicht verschlossen werden, ansonsten könnte kein Vakuum erzeugt werden. Dies geschieht mit einem speziellen Deckel (Abb. 7), welcher nebst diversen Anschlüssen auch ein Vakuummeter besitzt. Wie beim Kneten verwenden wir zum Ablesen des Druckes einen separaten, präziseren Druckmesser. Der Thermostat bleibt beim Giessen angeschlossen, damit die Knetmasse die benötigte Viskosität beibehält.

Die MBK und der dazugehörige Dorn werden zusammengestellt. Der Dorn muss zuvor mit Silikonfett eingefettet werden, damit er später nicht zu fest am vergossenen TLP haftet. Zusätzlich wird der Dorn der MBK mit einem teflonbeschichteten Spitz bestückt, damit später nicht zuviel Treibstoff am Dorn hängen bleibt (Abb. 8).



Abb. 7: verschlossenes Knetgefäss

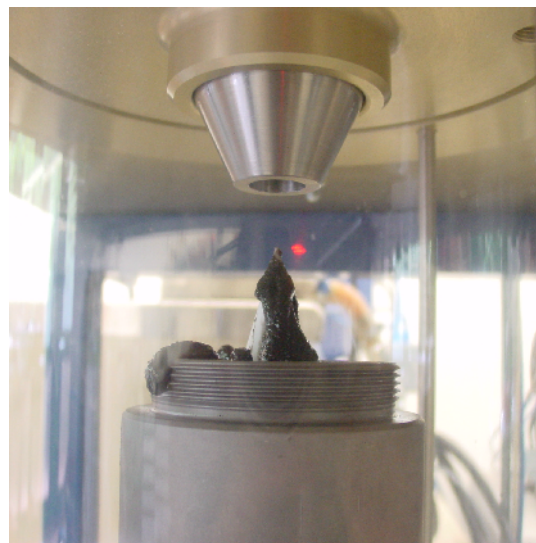


Abb. 8: MBK mit Teflonspitze (unten) und Einlass (oben)

Das Knetgefäss wird über das Kugelventil mit der Giessglocke verbunden (Abb. 9) und die MBK wird direkt unter dem Einlass der Glocke angebracht. Nun wird die Vakuumpumpe angeschlossen und sobald der Druck einen Wert von ca. 10 mbar erreicht hat, kann mit dem Einfüllen des TLP begonnen werden. Durch Öffnen des Kugelventils wird das TLP portionenweise in die MBK gegossen. Ein Vibrator, welcher hinter der Giessglocke angebracht ist, sorgt durch Vibrationen dafür, dass sich der Treibstoff gleichmässig in der MBK verteilt. Von Zeit zu Zeit wird die MBK aus der Giessglocke entfernt und überprüft, ob bereits genügend Treibstoff eingefüllt wurde.



Abb. 9: Knetgefäß verbunden mit Giessglocke.
MBK befindet sich in der Glocke.

Ist dies der Fall, so wird die MBK aussen und im Bereich des Gewindes grob gereinigt. Diesen Vorgang wiederholten wir mit allen drei Brennkammern. Anschliessend kommen sie für 3 Stunden bei 50°C und danach für 168 Stunden bei 70°C zum Aushärten in den Ofen. Das überflüssige TLP füllen wir für die Anzündversuche in eine quadratische Form.

4.5 Isolationsschicht

Das TLP hatte nun Zeit zum Aushärten und wir kommen bereits zum letzten Schritt in der Herstellung unserer Raketenmotors. Bis jetzt wurde noch nicht beachtet, wie wir verhindern können, dass die Stirnflächen des TLP beim Abbrand Feuer fangen. Die Aussenseiten sind durch die Brennkammerwand geschützt und die Haftschrift gewährleistet einen zusätzlichen Schutz. Bei den Stirnseiten haben wir keine schützende Wand, sie sind beim Abbrand den Flammen voll ausgesetzt. Also müssen wir sie mit einer Isolationsschicht bestreichen, die den hohen Temperaturen standhalten kann. Dazu verwenden wir wieder die genau gleiche Rezeptur wie für die Haftschrift, zusätzlich wird aber noch Talk beigemischt. Ohne Talk wäre die Schicht nicht hitzebeständig und würde beim Abbrand verbrennen. Talk ($Mg_3Si_4O_{10}(OH)_2$) weist eine gute thermische Isolation auf. Als Alternative dazu könnte man auch andere hochtemperaturbeständige Stoffe nehmen wie z.B. Bornitrid. Talk ist billig und hat sich, wie uns Herr Mäder aus eigener Erfahrung berichtet, schon oft bewährt.

Zusammensetzung der Isolations-Masse für die Stirnseiten der gegossenen Ladung:

HTPB R45M	46.136 g	92.272%	
IPDI	3.818 g	7.636%	
Pur Aktivator 201N	0.046 g	0.092%	(0.46g 10%ig in Methylenchlorid)

10 g von dieser Mischung werden portionenweise (2 g, 1g, 1g, und 0.5 g) mit Talk versetzt und der Talk gut eingerührt.

Gerade als wir mit dem Mischen der Isolationsschicht beginnen wollen, können wir den Talk nirgends finden. Wir stellen das Chemikalienlager und alle Labors auf den Kopf, doch der Talk bleibt wie vom Erdboden verschluckt. Woher sollen wir nun so kurzfristig Talk herkriegern? Herr Berger hat jedoch eine Notlösung: Babypuder! Dieser ist nämlich nichts anderes als parfümierter Talk. Glücklicherweise hat die Drogerie Talk am Lager und so müssen wir keine Babyartikel missbrauchen.

Bevor die Isolationsschicht aufgetragen werden kann, müssen wir den Dorn entfernen und einen Teil des TLP erst wieder abtragen. Der Dorn muss vorsichtig gelockert und entfernt werden, damit keine Treibstoffstücke mitgerissen werden. Für das Abtragen benutzen wir ein abgewinkeltes Messer. Am hinteren Ende der Brennkammer tragen wir sorgfältig ca. 3 mm ab und auf der Düsenseite soviel, bis das Loch für das Druckelement freigelegt ist. Wie auf dem Foto (Abb. 10) zu erkennen ist, ist das TLP an der Oberfläche schwarz und nach dem Abtragen einer kleinen Schicht grau. Das hängt damit zusammen, dass sich beim Aushärten des TLP Teile des Polymers und des schwarzen Kupferchromits an der Oberfläche anhäufen. Weshalb dies so ist, wissen wir leider nicht, aber es ist trotzdem nicht zu vernachlässigen, wie wir bei den Anzündversuchen in Kapitel 4.6 sehen werden.

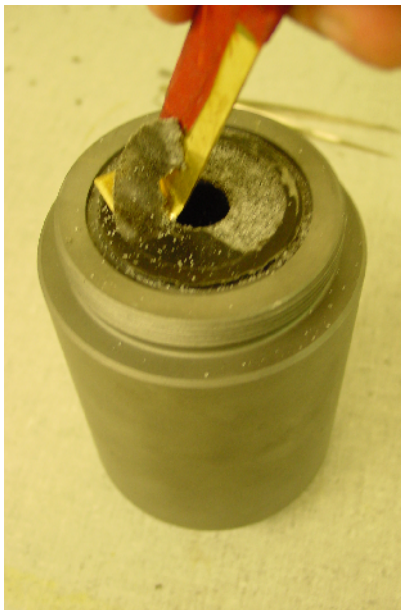


Abb. 10: Abtragen des TLP mit abgewinkeltem Messer

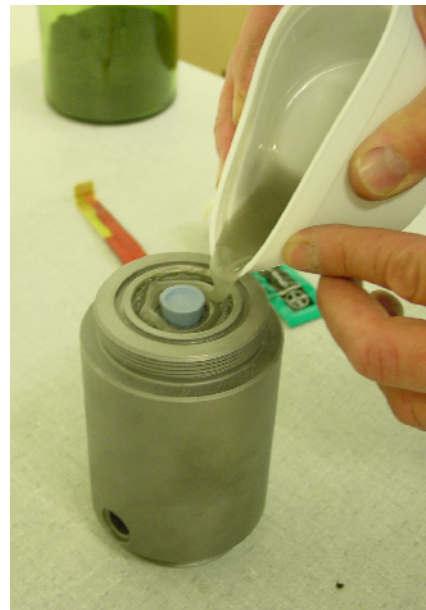


Abb. 11: Auftragen der Isolationsschicht

Damit die Isolationsmasse wirklich nur die Stirnseiten abdeckt und nicht noch in das Loch der Ladung fließen kann, verschliessen wir dieses mit einem Gummizapfen (Abb. 11).

Es ist einleuchtend, dass nicht beide Seiten, also Düsenseite und hintere Seite, auf einmal bearbeitet werden können. So teilen wir uns die Arbeit auf. Pascal macht die hintere Seite und einen Tag später ist die Schicht soweit angehärtet, dass Jura die Düsenseite machen kann. Nach komplettem Aushärten beider Seiten können die Gummizapfen entfernt werden. Das Ergebnis (Abb. 12) fällt gut aus. Die Isolationschichten decken schön gleichmässig die gesamten Stirnflächen ab.

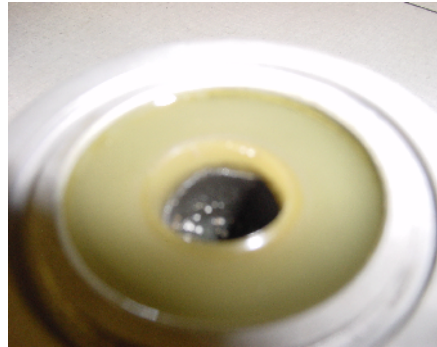


Abb. 12: Ausgehärtete Isolationschicht (braun)
auf TLP (schwarz)

4.6 Anzündversuche

Die beim Giessen überflüssige Treibladungsmasse haben wir zuvor in eine Form gefüllt. Diese Reste können wir nun für die Anzündversuche brauchen. Wir zerbrechen das TLP in kleinere Stücke und gehen damit nach draussen.

Zuerst versuchen wir es mit einer Schwarzpulverzündschnur. Das TLP kann aber nicht entzündet werden. Also verstärken wir das ganze, indem wir feines Schwarzpulver Nr. 1³ dazugeben (Abb. 13). Auch diesmal reicht die erzeugte Hitze nicht aus um die Masse zu entfachen. Auch mit gröberem Schwarzpulver Nr. 5 und später noch Nr. 7 passiert nichts. Wie in Kapitel 4.5 bereits erklärt, befindet sich an der Oberfläche des TLP fast kein Ammoniumperchlorat. Das könnte der Grund sein, weshalb das TLP bis jetzt noch nicht entzündet werden konnte. Also schleifen wir die Oberfläche des TLP ein wenig ab in der Hoffnung, dass es sich dadurch leichter entzündet. Leider ohne den gewünschten Erfolg! Wir entschliessen uns, es mit einer Zündkapsel zu versuchen. Sie brennt länger und entwickelt eine enorme Hitze (ca. 3000 °C). Wir befestigen die Zündschnur mit Klebestreifen an der Zündkapsel (Abb. 14) und versuchen es erneut. Und endlich, das TLP entzündet sich (Abb. 15)!

³ Die Nummernbezeichnung bei Schwarzpulver bezeichnet die Korngrösse des Pulvers. Tiefe Nummern entsprechen feinem und hohe grobem Schwarzpulver.



Abb. 13: Anzündversuch mit Schwarzpulver



Abb. 14: Zündkapsel



Abb. 15: erfolgreicher Anzündversuch mit einer Zündkapsel

5 Abbrände

5.1 Vorbereitungen

Die Zusammenarbeit mit der Nitrochemie AG in Wimmis macht es möglich, dass wir unseren Raketenmotor auf einem Raketenprüfstand testen können. Gespannt fahren wir in Begleitung von Herrn Berger und Herrn Mäder am 15. September nach Wimmis und wieder sind wir überrascht, mit welchem Engagement unser Abbrand vorbereitet wurde. Drei Mitarbeiter der Nitrochemie, darunter auch Herr Johner, erwarten uns um 8 Uhr auf dem Testgelände und bereiten die Anlage für den Abbrand vor.

Geplant ist, während des Abbrandes den Druckverlauf im Innern der Brennkammer und den vom Raketenmotor erzeugten Schub zu messen. Dazu benötigen wir einerseits ein Druckmesselement und ein Schubmesselement, welche beide an den Computer angeschlossen werden können. Damit diese aber auch ordnungsgemäss messen können, müssen sie als erstes kalibriert werden.

Wichtig für die bevorstehenden Messungen sind die von uns berechneten Werte wie Brenndauer, Schub und Druck, da diese zum Einstellen des Messprogramms benötigt werden. Auch die Zündverzögerung, die Zeitspanne vom Auslösen des Zündvorgangs bis zur effektiven Zündung des Raketenmotors, wird benötigt. Diese ist vor allem abhängig von der Länge der verwendeten Zündschnur und beträgt ca. 12 Sekunden. Diesen Wert erhalten wir, indem wir die Zündkette anzünden und mit einer Stoppuhr die Zeit messen, bis die Zündkapsel am Ende der Zündkette Feuer fängt.

Nachdem der Raketenmotor im Prüfstand angebracht ist, wird sicherheitshalber noch einmal überprüft, ob die Verbindung von den Messelementen zum Computer auch wirklich funktioniert. Sie funktioniert nicht! Wir überlassen das Problem den Leuten vom Raketenprüfstand und gehen einen Kaffee trinken, da wir ohnehin nichts helfen können. Nach einer knappen Stunde haben diese das Problem behoben und endlich können wir mit den Abbränden beginnen.

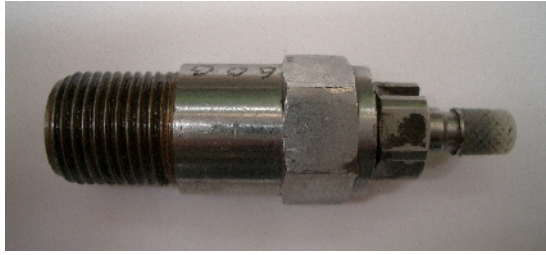


Abb. 16: Druckmesselement

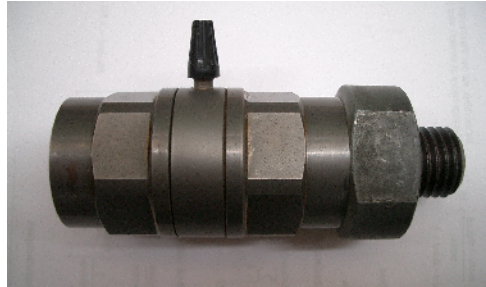


Abb. 17: Schubmesselement

5.2 Abbrandversuche

5.2.1 Abbrandversuch Nr. 1, MBK 1

Bei diesem Abbrand verwenden wir wie berechnet eine Düse mit 6 mm Durchmesser. Die Zündung erfolgt einwandfrei, jedoch ist auf den Aufzeichnungen über den Druckverlauf kurz nach der Zündung ein markanter Ausschlag zu sehen. Der Druck ist um ein Vielfaches höher als erwartet, was bedeutet, dass die Düse einen Moment lang verstopft war. Sehr wahrscheinlich rührt dies von der Zündkapsel her, die noch nicht komplett verbrannt war. Durch den bereits erzeugten Schub des Raketenmotors wurde der Rest der Zündkapsel zur Düse befördert und diese verstopft. Da die Gase im Innern der MBK nicht mehr entweichen konnten, stieg der Druck enorm an, bis schliesslich die Reste der Zündkapsel durch den Düsenhals ins Freie katapultiert wurden. Ansonsten verläuft der Abbrand wie erwartet.



Abb. 18: Verlauf des Abbrandversuchs Nr. 1

5.2.2 Abbrandversuch Nr. 2, MBK 2

Für diesen Abbrand verwenden wir eine Düse mit 7 mm Durchmesser, also 1 mm grösser als beim ersten Versuch. Wir erwarten eine etwas längere Brenndauer. Um ein weiteres Verstopfen der Düse zu vermeiden, halbieren wir die Zündkapsel mit einem Messer und benutzen nur eine Hälfte für die Zündung.

Die Zündung verläuft einwandfrei und die Zündkapsel verstopft die Düse nicht. Erstaunlicherweise baut sich aber während des Abbrandes überhaupt kein Druck auf. Während 40 Sekunden ist eine ca. fingerlange Flamme zu sehen, welche erst ganz am Schluss kurzfristig auf ihre doppelte Grösse anschwillt, danach aber endgültig erlischt. Die Rauchentwicklung ist aussergewöhnlich stark. Durch den grösseren Düsendurchmesser kann sich kein Druck aufbauen. Die Abbrandgeschwindigkeit des TLP ist abhängig vom Druck und da der Abbrand nahezu unter Normaldruck abläuft, brennt das TLP nur langsam ab. Der Abbrand liefert keine brauchbaren Messergebnisse, zeigt aber schön, wie wenig es braucht, damit ein Raketenmotor nicht richtig funktioniert.

5.2.3 Abbrandversuch Nr. 3, MBK 3

Für die dritte und letzte MBK verwenden wir eine engere Düse mit 5.4 mm Durchmesser. Wir erwarten eine kürzere Brenndauer als bei MBK 1. Das Zünden des TLP soll aber genau gleich mit einer halbierten Zündkapsel erfolgen.

Die Zündung schlägt fehl!

Die Sicherheitsvorschriften der Nitrochemie AG besagen, dass bei einer Fehlzündung 15 Minuten lang niemand die abgesperrte Zone betreten darf. Nach Ablauf dieser Zeit können wir nachsehen, weshalb die Zündung fehlschlug. Wie sich herausstellt, brannte zwar die Zündschnur ab, aber die Zündkapsel entzündete sich nicht. Wir ersetzen die Zündkette und starten den Versuch neu.

5.2.4 Abbrandversuch Nr. 4, MBK 3

Wir starten den Versuch genau gleich wie Versuch Nummer 3. Nun erfolgt die Zündung einwandfrei und die Brenndauer ist wie erwartet kürzer.

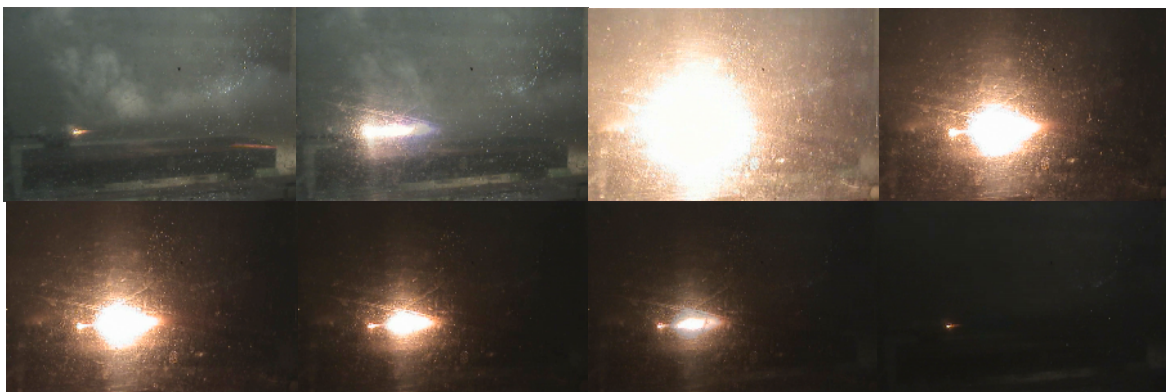


Abb. 19: Verlauf des Abbrandversuchs Nr. 4

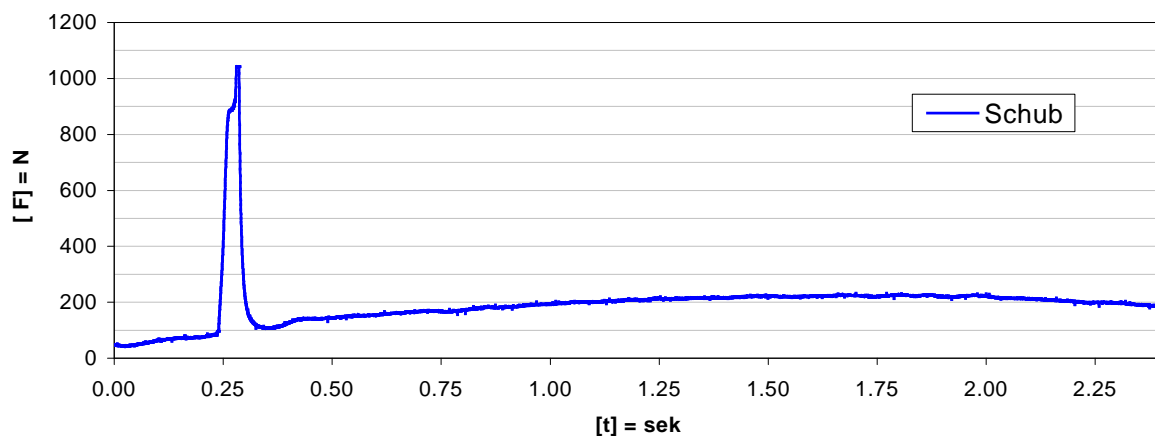
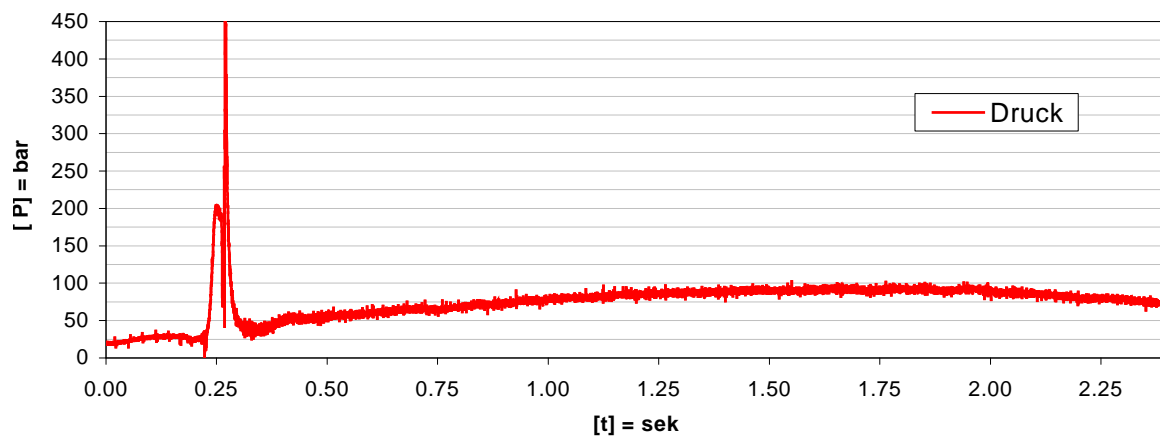
5.3 Auswertung der Ergebnisse

Die Messung der Daten erfolgt digital. Eine Messung liefert jeweils 10'000 Messwerte. Diese können wir im Excel direkt importieren und bearbeiten, was sehr praktisch ist. Daraus erstellen wir für jeden Abbrandversuch je ein Druck- und ein Schubdiagramm.

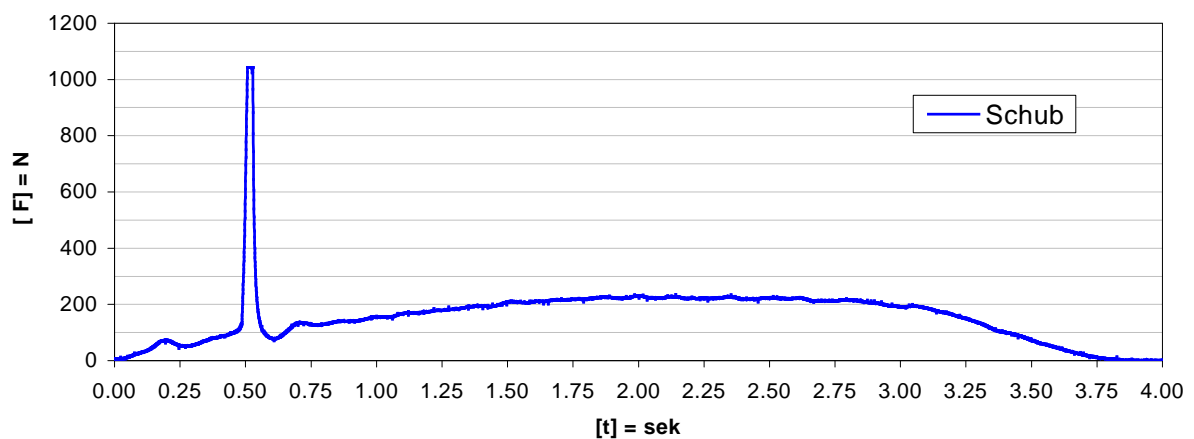
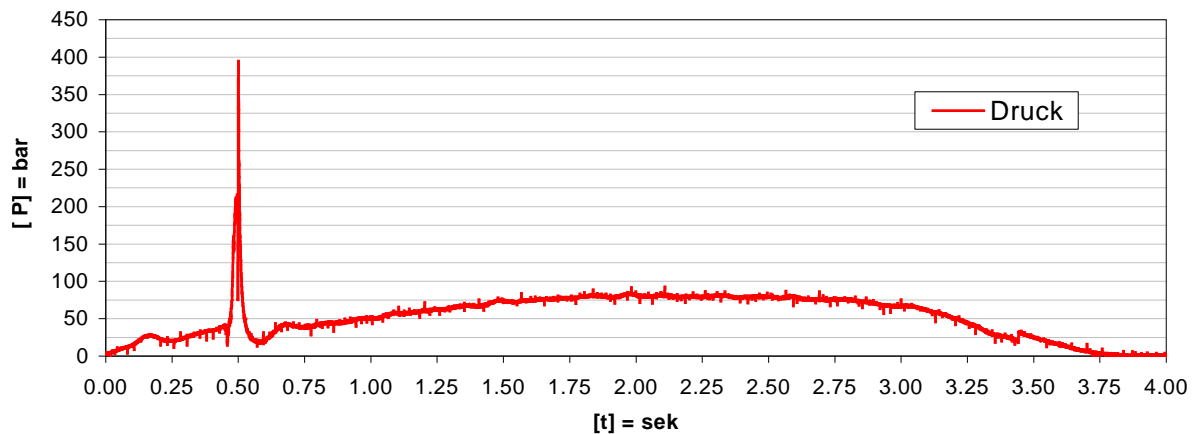
Die Aufzeichnungen des Abbrandversuchs Nr. 1 sind leider nicht optimal verlaufen. Die Messung ist unvollständig, da das Zeitfenster etwas zu kurz eingestellt war. Aus diesem Grund sind auch die Diagramme am Ende abgeschnitten. Es lassen sich aber trotzdem einige Aussagen über den Abbrandverlauf machen.

Der zweite Abbrandversuch liefert keine brauchbaren Messergebnisse. Dieser Raketenmotor brannte ja völlig anders ab, als erwartet (siehe Kap. 5.2.2). Ganz anders sieht es beim letzten Abbrand (Abbrandversuch Nr. 4) aus. Diese Messung hätte kaum schöner ausfallen können.

Aufzeichnungen Abbrandversuch Nr. 1, MBK 1:



Abbrandversuch Nr. 4, MBK 3:



Die Diagramme zeigen, dass sich der Druckverlauf in drei Phasen unterteilen lässt (Abb. 20, Abb. 21, Abb. 22).

In der ersten Phase steigt der Druck stark an. Der Druckverlauf ist dort sehr unregelmässig. Das hängt damit zusammen, dass es einen Moment dauert bis der Treibstoff überall gleichmässig brennt. Dazu kommt, dass die festen Überreste des Zünders, sprich der Zündkapsel, der Zündschnur und des Klebebandes, sich noch in der Brennkammer befinden und durch die schmale Düse ausgestossen werden. Der Druck schnellt in die Höhe und es entsteht ein „Peak“, ein sehr hoher Spitzenwert, welcher sich meistens im Bereich 200 – 400 bar bewegt. Beim ersten Abbrandversuch mit einer ganzen Zündkapsel beträgt der Peak 667 bar und ist damit ausserordentlich hoch. Beim vierten Abbrandversuch ist der Peak dank der gekürzten Zündkapsel nur noch 394 bar. Sobald der Treibstoff regelmässig brennt pendelt sich auch der Druck ein.

In der zweiten Phase brennt das TLP vollständig ab. Hier wird der grösste Teil des Schubes erzeugt und daher ist diese Phase die wichtigste. Druck sowie Schub verlaufen kontrolliert und weisen keine grossen Schwankungen auf.

Über einen längeren Zeitraum nimmt der Druck leicht zu, bedingt durch die linear wachsende Abbrandoberfläche. Das ist nun das, was man als progressives Abbrandverhalten bezeichnet. Für die Bewertung eines Raketenmotors ist diese zweite Phase ausschlaggebend. Es ist nicht selbstverständlich, dass der Raketenmotor problemlos abbrennt, denn es könnte durchaus sein, dass die Isolationsschicht die Stirnseiten nicht richtig isoliert. Das würde sich in einem plötzlichen Druckanstieg äussern. Auch Risse oder kleine Lufteinschlüsse im TLP wären denkbar, was sich ebenfalls im Druckverlauf zeigen würde. Da nun aber nichts Derartiges zu erkennen ist und Druck sowie Schub in dieser Phase leicht progressiv verlaufen, kann auf einen sauberen, kontrollierten Abbrand geschlossen werden.

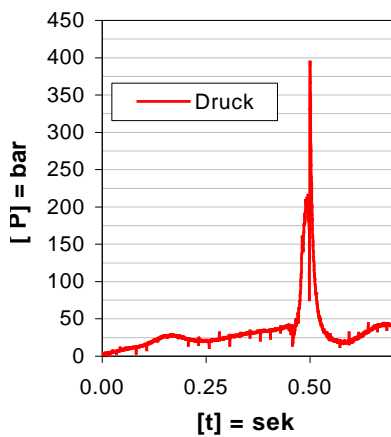


Abb. 20: erste Phase mit Peak

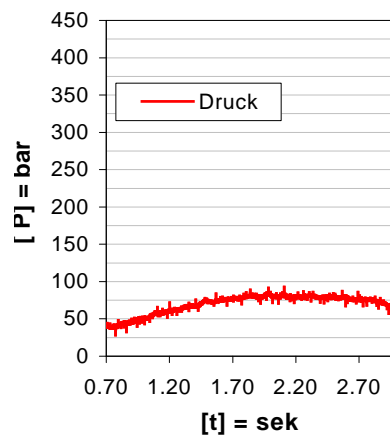


Abb. 21: zweite Phase,

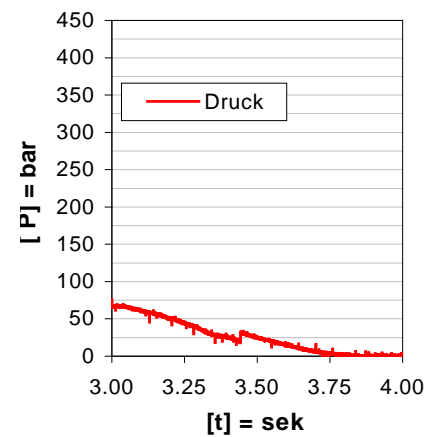


Abb. 22: dritte Phase

Sobald der gesamte Treibstoff verbrannt ist folgt die dritte Phase. Der Druck nimmt rasch ab und nähert sich allmählich wieder dem Umgebungsdruck. Dieses „Ausklingen“ des Abbrandes hat kaum eine Bedeutung und kann auch nicht beeinflusst werden.

5.4 Vergleich mit den Berechnungen

Abbrandversuch Nr. 1, MBK 1:

	Berechnet	Gemessen	Abweichung
Brenndauer ⁴	2.46 s	2.8 s	13.8 %
Mittlerer Druck ⁵	70 bar	74.8 bar	6.86 %
Maximaler Druck ⁶	101,8 bar	102.3 bar	0.49 %
Mittlerer Schub ⁷	157 N	150 N	4.45 %

Dieses Ergebnis ist nicht weiter erstaunlich. Die berechneten Werte sind Idealwerte und können unter realen Umständen nur annäherungsweise erreicht werden. Abweichungen bis zu 10 % sind durchaus normal. Es gibt sehr viele Faktoren, die dafür verantwortlich sein können. In Wirklichkeit brennt z.B. die Treibladung nicht gleichmässig ab. Die Treibladung wird hinten entzündet und wird dort schon verbraucht, bevor der vordere Teil überhaupt anfängt zu brennen. Weiter wird angenommen, die Verbrennungsgase seien ein ideales Gas. Dem ist in Wirklichkeit nicht so. Der Energieverlust durch Wärmeaustausch mit der Umgebung wird ebenfalls nicht beachtet.

Trotzdem sind wir sehr zufrieden mit den Leistungsdaten, denn das Erreichen der Idealwerte war nie das Ziel. Das Ziel war, einen funktionsfähigen Festtreibstoff-Raketenmotor herzustellen – und das haben wir erreicht!

⁴ Wir entnehmen die Brenndauer aus den Videoaufzeichnungen, indem wir die Zeit, die der Raketenmotor effektiv brannte, mit einer Stoppuhr massen. Der berechnete Wert stammt von Frau Rose.

⁵ Mittlere Druck während der zweiten Phase des Abbrandes

⁶ Maximaler Druck während der zweiten Phase des Abbrandes

⁷ Mittlerer Schub während des gesamten Abbrandes

5.5 Verbesserungen

Unser Raketenmotor ist sicher verbesserungsfähig.

Einige Verbesserungsvorschläge:

- Man könnte mit der Geometrie spielen. Dabei wäre es sinnvoll zu versuchen, die Abbrandfläche konstant zu halten. Die Düse könnte dadurch besser auf den Brennkammerinnendruck eingestellt werden, was einen höheren Schub zur Folge hätte.
- Die Zündkette könnte sicher noch verbessert werden. Sie hat zwar ihren Dienst getan, aber sie erinnert stark an eine Bastelarbeit mit viel Klebestreifen. Die Lösung mit Schwarzpulver wäre schöner gewesen. Möglicherweise fände sich eine Alternative zum Schwarzpulver, welche mehr Hitze erzeugt um das TLP zu entzünden. Man könnte sich damit die unschönen Übergänge vom elektrischen Zünder zur Zündschnur und von da auf die Zündkapsel ersparen.

6 Verzeichnisse

6.1 Literaturverzeichnis

- [1] „Innenballistik von Festtreibstoff-Raketen“, Dr. I. Rose, 2005
- [2] „Charakterisierung neuartiger Raketentreibmittel mittels einer Messbrennkammer“, P.Mäder, 2002, S. 11 und Anhang 5

6.2 Abkürzungsverzeichnis

AP	Ammoniumperchlorat
APPP	Ammoniumperchlorat Purum Pulvis
MBK	Messbrennkammer
TLP	Treibladungspulver

6.3 Abbildungsverzeichnis

	Seite
Abb. 1: Geometrie des Treibladungspulvers (TLP).....	6
Abb. 2: Einzelteile der MBK.....	11
Abb. 3: links MBK sandgestrahlt, rechts MBK glatt.....	12
Abb. 4: Haftschrift-Lösung in MBK.....	13
Abb. 5: Haftschrift wird verteilt.....	13
Abb. 6: Knetmaschine für Sprengstoffe.....	16
Abb. 7: verschlossenes Knetgefäß.....	19
Abb. 8: MBK mit Teflonspitze (unten) und Einlass (oben).....	19
Abb. 9: Knetgefäß verbunden mit Giessglocke. MBK befindet sich in der Glocke. .	20
Abb. 10: Abtragen des TLP mit abgewinkeltem Messer.....	21
Abb. 11: Auftragen der Isolationsmasse.....	21
Abb. 12: Ausgehärtete Isolationsschicht (braun) auf TLP (schwarz).....	22
Abb. 13: Anzündversuch mit Schwarzpulver.....	23
Abb. 14: Zündkapsel.....	23
Abb. 15: erfolgreicher Anzündversuch mit einer Zündkapsel.....	23
Abb. 16: Druckmesselement.....	24
Abb. 17: Schubmesselement.....	24
Abb. 18: Verlauf des Abbrandversuchs Nr. 1.....	24
Abb. 19: Verlauf des Abbrandversuchs Nr. 4.....	25
Abb. 20: erste Phase mit Peak.....	28
Abb. 21: zweite Phase,.....	28
Abb. 22: dritte Phase.....	28

7 Nachwort

Zu Beginn der Arbeit glaubten wir mit ein bisschen Mathematik und Physik sei das Meiste getan und alles Übrige brächten wir schon irgendwie zu Stande. Wir mussten aber bald feststellen, dass die Herstellung eines Raketenmotors viel schwieriger ist, als zunächst angenommen. Es gibt sehr viele Dinge, die beachtet werden müssen. Ohne Hilfe des erwähnten Personenkreises wäre das Ergebnis wohl kaum so gut ausgefallen.

Es war sehr spannend sich mit dem Bau eines Raketenmotors zu beschäftigen. Für uns war das eine völlig neue Erfahrung. Das Arbeiten mit Explosivstoffen ist normalerweise nur Spezialisten vorbehalten und wir erhielten die Möglichkeit, selber vor Ort im Labor zu arbeiten. Herr Mäder stand uns stets zur Seite und beantwortete unermüdlich alle unsere Fragen, wodurch wir sehr viel gelernt haben. Wir erfuhren sehr viel über Raketen, nicht nur in Bezug auf unsere Arbeit sondern ganz allgemein. Man gewährte uns Einblick in Dokumente und Videoaufzeichnungen, wie z.B. Raketenabschüsse der Schweizer Armee auf den Hybriden Inseln in England. Man zeigte uns sogar aufgeschnittene Papier-Raketen⁸ und andere Waffensysteme der Schweizer Armee.

Es war nicht immer leicht und die Arbeit erforderte einen grossen Zeitaufwand. Für die praktischen Arbeiten mussten wir oftmals während der Unterrichtszeit nach Thun fahren, bedingt durch die offiziellen Arbeitszeiten der ArmaSwiss. Dadurch fehlten wir in zahlreichen Unterrichtslektionen. Den verpassten Unterrichtsstoff mussten wir natürlich zu Hause nachholen, zusätzlich zu den Hausaufgaben die normalerweise anfallen. Trotzdem konnten wir die praktischen Arbeiten im Zeitplan abschliessen und danach mit dem schriftlichen Teil der Arbeit beginnen. Wir teilten uns die zu bearbeitenden Themen auf und begannen mit dem Aufsetzen des Textes. Leider fiel Jura inmitten der schriftlichen Arbeit krankheitshalber für einige Zeit aus. Das machte unserer Zeitplanung einen argen Strich durch die Rechnung. Nun drängte die Zeit und Pascal übernahm gezwungenermassen zusätzliche Teile von Jura. Kurz vor Abgabetermin dieser Arbeit konnten wir, wieder gemeinsam, die Arbeit doch noch rechtzeitig beenden.

Mit dem Ergebnis der Arbeit sind wir sehr zufrieden. Es gelang uns, einen Raketenmotor zu konstruieren, vergleichbar mit einem professionell hergestellten Motor. Dies vor allem deshalb, weil wir nie Kompromisse eingehen mussten. Wir konnten immer die optimale Lösung umsetzen und mussten uns nie mit Halbheiten zufrieden geben. Wie geplant konnten wir den Raketenmotor auf einem Raketenprüfstand testen. Die gemessenen Werte lagen in einigen Fällen erstaunlich nahe bei den berechneten Werten, was uns sehr freute. Ermöglicht wurde dies durch die grosszügige Unterstützung der ArmaSwiss, welcher unser ganz spezieller Dank gilt!

Das Thema Raketen fasziniert uns nach wie vor und wir würden uns bei Gelegenheit gerne wieder vertieft darauf einlassen. Allerdings würden wir uns beim nächsten Mal die Zeit besser einteilen. Dadurch liesse sich viel Mühe und Ärger ersparen!

⁸ Radargelenkte Boden-Luft Rakete der Schweizer Armee

8 Dank

Ein spezieller Dank geht an unsere Lehrer Herr Schütz und Herr Staudt, welche uns bei dieser Arbeit betreuten.

Wir danken der ArmaSuisse in Thun, speziell Herrn B. Berger, Herrn P. Mäder und Frau Dr. I. Rose, für die grossartige Unterstützung und ihr Engagement. An Herrn B. Berger geht ein zusätzlicher Dank für die Koordination des Projekts und dafür, dass wir meistens mit ihm nach Thun fahren konnten.

Der Nitrochemie Wimmis AG danken wir für das Benützen des Raketenprüfstandes, speziell Herrn Dr. H.U. Johner, der die Zusammenarbeit mit der Nitrochemie erst möglich machte. Wir danken Herrn M. Hodel für die technische Unterstützung beim Abbrand und das Zuschicken der Videoaufnahmen und der Messwerte.

Herrn Ch. Joos danken wir für seine Unterstützung und allgemein der Fachhochschule Burgdorf für all die kleinen, aber nicht unwichtigen Hilfeleistungen.

Herrn H.P. Mäder danken wir für das Ausleihen seiner Foto- und Videokamera.

Ein letzter Dank geht an unsere Familien, welche uns immer mit Rat und Tat zur Seite standen und uns immer wieder motivierten.

9 Eigenständigkeitserklärung

Wir bestätigen hiermit, dass diese Arbeit eigenständig von uns verfasst wurde.

Pascal Lutz

Datum 07.11.2005

Unterschrift.....

Jura Kamolov

Datum 07.11.2005

Unterschrift.....