

---

Facharbeit:

# **Flüssigkeitsraketenantriebwerk**

Entwicklung, Bau und Test

---

Lise-Meitner Gymnasium Remseck  
Januar 2009

Jahrgangsstufe 13  
Fach: Physik  
betreuender Lehrer: Herr Istler  
Autor: Daniel Sproll

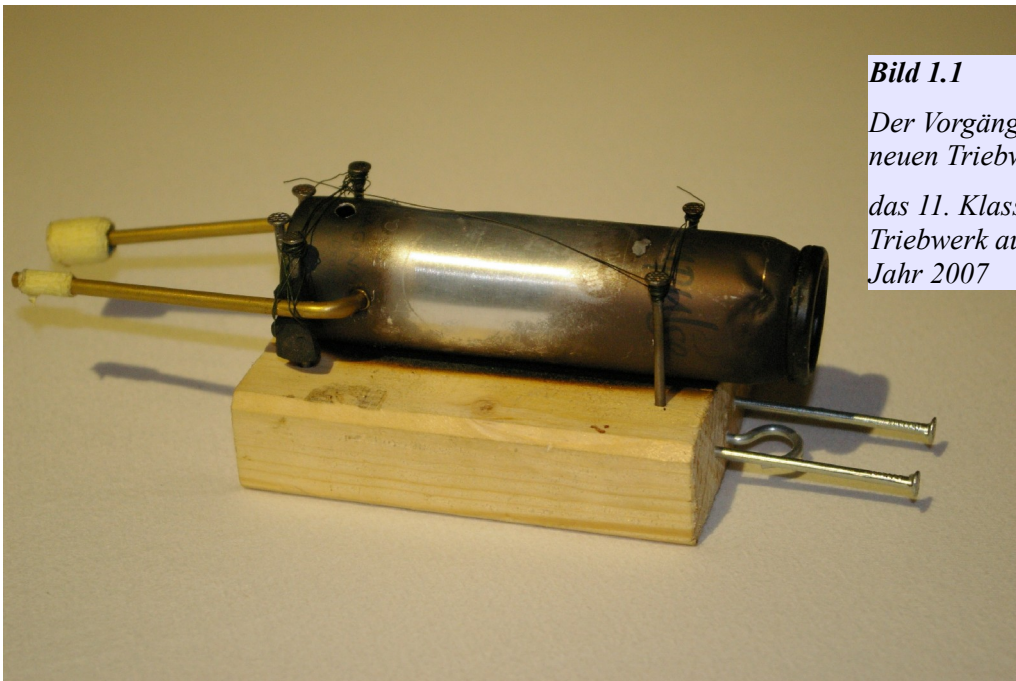
*Gewidmet den unzähligen Bohren, die während des Projekts zerbrachen.  
Ihr habt euch für die Wissenschaft geopfert.*

## **Inhaltsverzeichnis**

1 Die Grundidee.....	4
2 Spezifikationen.....	5
2.1 Was ist anzustreben?.....	5
2.2 Infrastruktur für den Test eines Raketentriebwerks.....	6
2.3 Treibstoff.....	7
2.4 Fertigungsmöglichkeiten.....	9
3 Modellierung und Berechnungen.....	10
3.1 grundsätzliche Modellvorstellung.....	10
3.2 Berechnung des Brennkammerdrucks.....	11
3.2.1 Einstrom in die Brennkammer.....	11
3.2.2 Berechnung des Brennkammerdrucks.....	13
3.3 Berechnungen mit cpropep.....	14
3.4 Thermalanalyse.....	16
3.5 Zündung unter Berücksichtigung der Verdampfungsenthalpie.....	18
4 Planung.....	20
4.1 Einspritzsystem.....	20
4.1.1 Pralleinspritzung / Radialeinspritzung.....	21
4.1.2 Injektoreinspritzung.....	23
4.1.3 Tröpfcheneinspritzung.....	25
4.1.4 Aufbau der Tröpfcheneinspritzung im Triebwerk.....	26
4.2 Brennkammer.....	29
4.3 Düsenhals.....	31
4.4 Düse.....	31
4.5 Tank und Zuleitungen.....	32
5 Versuche.....	33
5.1 Vorversuche.....	33
5.1.1 Bestimmung des Kompressor Massenstroms.....	33
5.1.2 Massenstrombestimmung der Tröpfcheneinspritzung.....	34
5.2 Haupttestreihen.....	35
5.2.1 Testreihe 1 (27.8.2008).....	35
5.2.2 Testreihe 2 (7.1.2009).....	36
5.2.3 Testreihe 3 (8.1.2009).....	37
5.3 Fehleranalyse.....	38
5.4 weitere Vorgehensweise.....	40
6 Schlusswort und Danksagung.....	41
7 Anhang.....	43
7.1 Erklärung zur selbständigen Anfertigung der Facharbeit.....	43
7.2 Bilder.....	43
7.3 Diagramme.....	44
7.4 Tabellen.....	44
7.5 Formeln.....	44
7.6 verwendete Programme.....	45
7.7 Werte.....	45
7.8 Sekundärliteratur.....	45
7.9 vollständige cpropep Ergebnisse.....	47
7.10 Versuchsprotokolle.....	49

## 1 Die Grundidee

Die Grundidee des ganzen Projektes entstand nach meinen beiden Praktika bei EADS und am Institut für Raumfahrtssysteme an der Universität Stuttgart. Ich wollte die dort erworbenen Fähigkeiten anwenden, und zwar indem ich ein weiteres Triebwerk zu bauen gedachte. Es sollte deutlich fortgeschrittener sein, als das bestenfalls als grobes Modell zu bezeichnende Triebwerk, dass ich im Zuge einer GFS in der 11. Klasse gebaut hatte.



**Bild 1.1**

*Der Vorgänger des neuen Triebwerks:  
das 11. Klasse GFS-Triebwerk aus dem Jahr 2007*

Das größte Manko des damaligen Triebwerks war wohl, dass Treibstoff und Oxidator aus zwei Luftballons eingespritzt wurden und somit erstens der Massenstrom sehr gering war und zweitens allenfalls ein sehr geringer Brennkammerdruck aufgebaut werden konnte. Um dieses Problem zu umgehen soll im neuen Triebwerk nun Luftsauerstoff über einen Oxidator in die Brennkammer gespritzt werden. Damit ist zwar immer noch eine im Vergleich zu durchschnittlichen Triebwerken relativ niedrige Obergrenze gesetzt, doch liegt sie mit 9 Bar signifikant höher als bei meinem ersten Triebwerk. Und

schließlich konnte durch den Kompressor auch der Massenstrom deutlich erhöht werden.

Unter diesen Voraussetzungen beschloss ich also, ein weiteres Triebwerk zu planen, zu entwerfen, zu bauen und hoffentlich erfolgreich zu testen und dieses Projekt zu meiner Physik Facharbeit zu machen

Während meiner Arbeit beschloss ich, mein Triebwerk nach dem Titanen *Menoitios* aus der griechischen Mythologie zu benennen, der für seine Überheblichkeit bestraft wurde - in der Hoffnung, dass mein Vorhaben, ein Raketentriebwerk zu bauen, nicht ebenfalls überheblich ist und am Ende bestraft wird.

## 2 Spezifikationen

### 2.1 Was ist anzustreben?

Am Ende des Projektes sollte ein vollständig funktionsfähiges Flüssigkeitsraketenriebwerk stehen. Genauere Leistungseckdaten waren nicht vorgegeben, jedoch sollte das Triebwerk natürlich möglichst effektiv funktionieren.

Für ein effektives Raketentriebwerk ist eine überschaubare Anzahl von Faktoren bedeutsam. In erster Linie ist es der spezifische Impuls und der Massenstrom der Reaktionsprodukte; beide sollten möglichst hoch sein, denn für den Schub gilt nach dem 3. Newtonschen Axiom:

$$F = a \cdot m \quad \text{bzw.} \quad F = I_{\text{spez}} \cdot \dot{m} \quad \text{Formel 2.1}$$

$\dot{m}$  = Massenstrom

$I_{\text{spez}}$  = spezifischer Impuls

Der spezifische Impuls ist ein Synonym für die Austrittsgeschwindigkeit der

Abgase und der maximale spezifische Vakuumimpuls ein Indikator für die Leistungsfähigkeit eines Treibstoffs oder eines Triebwerks.

Während der Massenstrom relativ fest an die pro Sekunde verfügbare Menge an Sauerstoff gebunden ist, wird der spezifische Impuls von einer Reihe von Parametern bestimmt. Diese sind vor allem der Brennkammerdruck sowie der Treibstoffs. Natürlich spielen im Zusammenhang mit dem Brennkammerdruck auch Fertigungsgenauigkeit und eine ideale Geometrie eine Rolle. Auch eine optimale Beschleunigung der heißen Abgase durch eine ideal ausgelegte Lavaldüse erhöht den spezifischen Impuls.

## **2.2 Infrastruktur für den Test eines Raketentriebwerks**

Die zu Beginn vorhandene Infrastruktur für meinen Triebwerkstest ist schnell aufgezählt.

Einige Thermosensoren vom Typ K für mögliche Temperaturmessungen stellen mein gesamtes Messinstrumentarium dar. Zum Ablesen kommt lediglich ein handelsübliches Multimeter in Frage. Werte mittels eines Computers aufzeichnen oder gar in Echtzeit Temperaturen ablesen ist nicht möglich.

Als Testgelände stehen zu Beginn zwei feuerfeste Plätze zur Verfügung, jeweils mit Stromanschlüssen. Einmal der Bootsplatz meines Rudervereins und zum anderen der Bauernhof eines Freundes.

Für den Oxidatorfluss und zur Bedrückung des Treibstofftanks steht ein etwas in die Jahre gekommener, aber noch gut funktionsfähiger Kompressor zur Verfügung.

Genau dieser Kompressor stellt jedoch auch gleichzeitig den Flaschenhals des gesamten Systems dar. Denn als Oxidator stehen lediglich die 20% Luftsauerstoff im Luftvolumenstroms des Kompressor zur Verfügung, der leider nicht sehr hoch ausfällt. Da dieser Parameter aber relativ fix ist, ist der gesamte Entwurf des Triebwerks sehr stark an diese Vorgabe angepasst.

## 2.3 Treibstoff

Die Wahl des richtigen Treibstoffs ist äußerst wichtig für ein Raketenantriebwerk, allerdings ist die Auswahl riesig. Sehr viel kleiner wird die Auswahl jedoch, wenn man nur mit Stoffen arbeiten kann, die man als Normalbürger beziehen kann. Nach einiger Überlegung kristallisierten sich für das *Menoitios* Projekt drei mögliche Treibstoffe heraus:

*Propan/Butan-Gas* aus handelsüblichen Gasflaschen, beispielsweise für Gasgrills. Hiermit wurde auch das Vorgängerantriebwerk betrieben, es bestanden sozusagen gewisse Erfahrungswerte.

Als weitere mögliche Treibstoffe galten wegen ihrer guten Brenn- und Lagerbarkeit *Methanol* und *Ethanol*.

**Tabelle 2.1**

*Stoffeigenschaften der Treibstoffe*

Stoff	Methanol	Ethanol	Propan/Butan
Spezifischer Vakuumimpuls in m/s	3350m/s	3400m/s	3600m/s
Sauerstoffmoleküle pro Molekül Treibstoff	1,5	3,5	6
Dichte in g/cm <sup>3</sup> (Aggregatzustand)	0,79 (l)	0,79 (l)	0,0025 (g)
Molare Masse in g/mol	32	46	53,8
Aggregatzustand bei Einspritzung	flüssig	flüssig	gasförmig

Nun wurde untersucht, welcher der Treibstoffe wohl am geeignetsten für das geplante Antriebwerk war. Folgende Punkte spielten dabei eine Rolle: der spezifische Impuls, denn er bestimmt den theoretische erreichbaren Schub. Weiterhin wurde der Sauerstoffverbrauch als Kriterium herangezogen, da bei der Sauerstoffversorgung der Flaschenhals des Antriebwerks lag.

Der Sauerstoffverbrauch ist in diesem Fall die verbrauchte Menge Sauerstoff, die für einen theoretisch erreichbaren Schub benötigt wird. Denn Schub ist das, was ein Antriebwerk erzeugen soll. Somit ist der Schub der Indikator für die

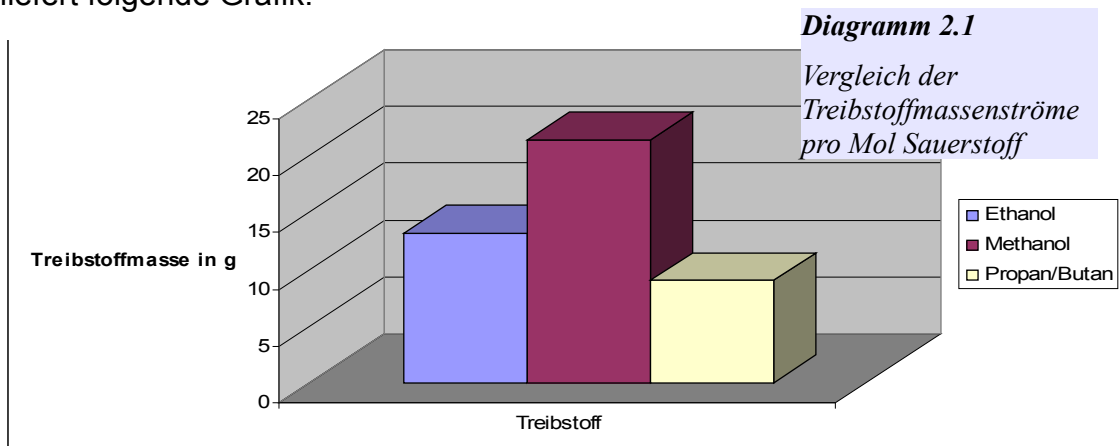
Effizienz des Triebwerks. Der Schub wird nach der Formel berechnet.

$$F = I_{spez} \cdot \dot{m}$$

Formel 2.1

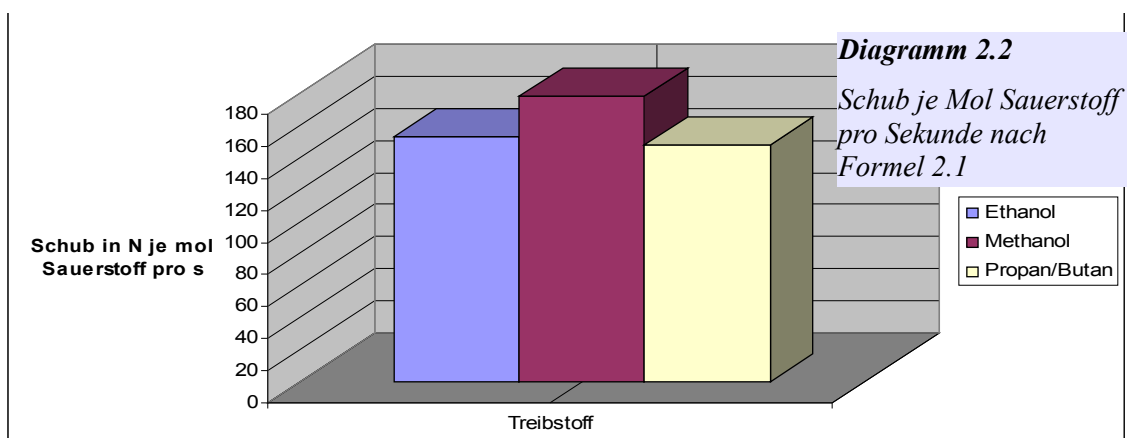
Er ist also direkt proportional zum spezifischen Impuls.

Ebenfalls direkt proportional ist der Schub zum Treibstoff/Oxidator Massenstrom. Das bedeutet, je mehr Treibstoffmasse pro Sauerstoffmolekül umgesetzt wird, desto besser. Ein Vergleich zwischen den drei Alternativen liefert folgende Grafik:



Methanol erreicht hier aufgrund seiner chemischen Zusammensetzung den besten Wert, würde also den höchsten Massenstrom liefern.

Multipliziert man nun diese Massenströme mit den jeweiligen spezifischen Vakuumimpulsen, erhält man den maximal möglichen Schub je Mol Sauerstoff:



Im Diagramm 2.2 wird deutlich, dass der Vorteil des Propan/Butan Gases in Form seines höheren spezifischen Impulses seinen hohen Sauerstoffverbrauch nicht kompensieren kann. Methanol erzielt bei der gleichen Menge Sauerstoff trotz seines niedrigeren spezifischen Impulses einen höheren Schub pro Mol Sauerstoff. Es ist deshalb vor Ethanol der am besten geeignete Treibstoff.

Es hat sich gezeigt, dass Methanol der für vorliegende Anwendung günstigste Treibstoff wäre. Jedoch war es leider nicht einmal beim örtlichen Apotheker möglich, zu bezahlbaren Preisen Methanol zu erwerben, weshalb das zweitplatzierte Ethanol als Treibstoff gewählt wurde.

Dass Ethanol ein geeigneter Raketentreibstoff ist, stellte schon die Urgroßmutter aller heutigen Raketen, die A-4 (auch bekannt als V-2) unter Beweis, die ihrerseits mit einer Ethanol/Flüssigsauerstoff Mischung flog.

## **2.4 Fertigungsmöglichkeiten**

Diesem Thema wird ein extra Kapitel gewidmet, da die Fertigung während der gesamten Projektphase für viel Kopfzerbrechen sorgte und eine ganze Reihe von Änderungen von eigentlich feststehenden Entwürfen nötig gemacht hat.

Da sämtliche Teile des Triebwerks im heimischen Keller gefertigt wurden, der weder über eine Drehbank, noch über eine CNC Fräse verfügt, musste oft von ursprünglichen Entwürfen abgewichen und umdisponiert werden, nachdem sie sich als nicht realisierbar erwiesen.

Egal wie genau auch angezeichnet und gebohrt wurde, der Lochkranz war nie exakt symmetrisch, die Bohrungen lagen nie genau auf einer Linie, Metallteile waren nie exakt abgesägt, da alles von Hand gefertigt werden musste. Wölbungen und Phasen, die eigentlich glatt sein sollten, konnten nur mehr oder weniger grob in Metallplatten gefräst werden.

Diese Defizite bei der Herstellung sind der Grund, warum alle Berechnungen



relativ grob gehalten wurden. Es hätte sich bei den vorhandenen Fertigungsmöglichkeiten nicht gelohnt, sie noch genauer auszuführen.

So dienen die Berechnungen vielmehr als Richtungsangabe und weniger als exakte Modellierung des Triebwerks.

## **3 Modellierung und Berechnungen**

### **3.1 grundsätzliche Modellvorstellung**

Das theoretische Modell, das zur Berechnung wichtiger Triebwerksparameter entwickelt wurde, basiert im wesentlichen auf einer Betrachtung der Bilanz der Gasströme.

Das Modell lässt sich folgendermaßen beschreiben:

- 1. Das Treibstoff/Luft-Gemisch strömt in die Brennkammer*
- 2. es kommt zur Zündung*
- 3. der sich aufbauende Überdruck veranlasst einen Ausstrom aus dem Düsenhals, der aber noch subsonisch ist, da der Druckgradient noch relativ niedrig ist*
- 4. durch die Reaktion wird dem Gasgemisch in der Brennkammer Energie zugeführt, die Temperatur steigt*
- 5. durch die Temperaturzunahme steigt der Druck, es kommt zur sonischen Strömung am Düsenhals, jetzt mit einer konstanten Durchflussfunktion  $\Psi$*
- 6. wenn sich die Temperatur ungefähr einpendelt hat, pendelt sich auch der Brennkammerdruck ein, sobald der Abfluss durch den Düsenhals gleich dem Zufluss in die Brennkammer (nach der Reaktion!) ist*

Natürlich kann diese Vorstellung nur zu einer groben Beschreibung der komplexen Vorgänge in der Brennkammer benutzt werden, beispielsweise wird hier theoretisch angenommen, dass Treibstoff und Oxidator sofort nach Eintritt in die Brennkammer reagieren. Dennoch lässt sich hiermit ein Richtungswert für

den Brennkammerdruck angeben.

Dieser wird vor allem für Berechnungen mit dem Simulationsprogramm cpropep benötigt, mit dem weitere wichtige Parameter, wie beispielsweise Temperatur und der spezifische Impuls, berechnet werden können.

Es ist anzunehmen, dass aufgrund nicht berücksichtigter Faktoren und Rechnen mit Idealwerten der Druck in der Praxis unter dem berechneten Wert liegen wird.

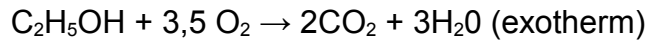
## **3.2 Berechnung des Brennkammerdrucks**

Auf Basis des oben geschilderte Modells wird nun zunächst der Brennkammerdruck berechnet. Ist dieser bekannt, können mittels dem Simulationsprogramm cpropep weitere wichtige Parameter wie Temperatur, spezifischer Impuls und damit auch der Schub berechnet werden.

Wie wir oben gesehen haben, müssen wir um den Brennkammerdruck zu berechnen, den Druck ausrechnen, bei dem der Abfluss an Gasen aus der Brennkammer exakt gleich dem Einstrom in die Brennkammer ist.

### **3.2.1 Einstrom in die Brennkammer**

Zunächst wird also der Einstrom in die Brennkammer berechnet. Pro Sekunde wird ca. 0,5L Luft (gasförmig) (Bestimmung des Wertes siehe Kapitel 5.1.1) sowie 0,15mL Ethanol (flüssig) in die Brennkammer eingespritzt. Jetzt wird angenommen, dass sofort eine vollständige Umsetzung stattfindet. Betrachtet wird hier nur die Hauptreaktion von Ethanol und Sauerstoff, alle weiteren möglichen Reaktionen (wie sie beispielsweise cpropep berechnet) werden nicht beachtet, spielen aber auch keine große Rolle. Betrachten wir nun also die Reaktion:



Pro Molekül Sauerstoff können also 2/7 Ethanolmoleküle umgewandelt werden. Der Kompressor führt (gegen Druck) pro Sekunde 0,5 Liter Luft hinzu, davon sind ca. 20% Sauerstoff. Pro Sekunde gelangt, nach dem Gesetz von Avogadro, 1/48 mol Luft in die Brennkammer und damit 1/240 mol Sauerstoff. Es können also 1/840 mol Ethanol pro Sekunde mit Sauerstoff reagieren. Dies entspricht ca. 0,053g/s. Das restliche Ethanol verdampft nun einfach bei dieser „fetten“ (=Treibstoffüberschuss) Verbrennung.

Mit der Annahme einer unmittelbaren Reaktion nach Eintritt in die Brennkammer erhalten wir nun folgende Mol- und Massenströme der einzelnen Stoffe:

<b>Stoff</b>	<b>mol je Sekunde</b>	<b>g je Sekunde (Massenstrom)</b>
H <sub>2</sub> O	$\frac{1}{280}$	0,0643
CO <sub>2</sub>	$\frac{1}{420}$	0,1048
Ethanol	$\frac{3}{2000}$	0,0675
Luft	$\frac{1}{60}$	0,5
<i>gesamt</i>	<i>ca. 0,024</i>	<i>ca. 0,73</i>

**Tabella 3.1**

*Massenströme nach Verbrennung von 0,15mL Ethanol mit 0,5L Luft*

Wichtig für die weitere Berechnung des Brennkammerdrucks ist hier vor allem der totale Massenstrom.

### 3.2.2 Berechnung des Brennkammerdrucks

Nun muss nur noch berechnet werden, welcher Druck sich einstellt wenn dieser Massenstrom durch den gegebenen Düsenhalsquerschnitt abfließt. Dies ist mit folgender Formel möglich:

$$p_i = \frac{\dot{m}}{A_{DH} \cdot \Psi(\chi, \kappa) \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot M}{R \cdot T}}} \quad \text{Formel 3.1}$$

$\dot{m}$  : Massenstrom

$A_{DH}$ : Düsenhalsquerschnitt

$M$ : mittlere molare Masse des Gasgemisches

$R$ : universelle Gaskonstante

$T$ : Temperatur des Gasgemisches (in Kelvin)

$\Psi$ : Durchflussfunktion

Die Durchflussfunktion  $\Psi$  berechnet sich folgendermaßen:

$$\Psi(x, \kappa) = \begin{cases} \sqrt{\frac{\kappa}{\kappa-1} \cdot x^{1/\kappa} \cdot (x^{1/\kappa} - x)} & \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} < x < 1 \\ \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \cdot \frac{\sqrt{\kappa(\kappa+1)}}{2} & x \leq \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \end{cases} \quad \text{Formel 3.2}$$

$\kappa$  ist der Adiabatenexponent, der in diesem Fall ca. 1,38 beträgt (gemittelt für das vorliegende Gasgemisch).  $\chi$  wiederum ist das Druckverhältnis von Innen- und Außendruck. Liegt es unter dem kritischen Wert, liegt eine sonische oder hypersonische Strömung vor - die untere Formel kommt zum Einsatz. Liegt der Wert über der kritischen Marke und unter 1, handelt es sich um eine subsonische Strömung, die mit der oberen Formel berechnet wird.

Bei dem hier vorliegenden Gasgemisch liegt das kritische Verhältnis von  $p_{\text{außen}}/p_{\text{innen}}$  ca. bei 0,532. Das bedeutet, dass schon bei einem Innendruck von ca. 1,89bar eine sonische Strömung auftritt.

Es wird davon ausgegangen, dass der Innendruck höher liegen wird und damit eine sonische Strömung vorliegt. Die Durchflussfunktion ist damit vom Druck

unabhängig, kann also als Konstante betrachtet werden (solange die Strömung mindestens sonisch ist!).

$\Psi$  mit  $\kappa=1,38$  ist nach obiger Gleichung dann also  $\Psi=0,482$

Nun lässt sich mit Formel 3.1 der Brennkammerdruck näherungsweise berechnen:

Adiabatenexponent:	1,38	Durchflussfunktion:	0,481774
Düsenhalsquerschnitt:	1,13 mm <sup>2</sup>	BK Druck:	6,4
Temperatur (in Kelvin):	1600 K		
mittlere molare Masse:	30 g/mol		
universelle Gaskonstante:	8,314472 J/(mol*K)		

***Tabelle 3.2***

*Berechnung des  
Brennkammerdrucks mittels  
Tabellenkalkulation*

Der oben ermittelte Wert gilt für eine bis auf den Düsenhals absolut dichte Brennkammer. Konstruktionsbedingt ist die *Menoitios* Brennkammer aber nicht absolut dicht (s. Kapitel 4.2) Um dies zu berücksichtigen wird für weitere Berechnungen ein geschätzter Brennkammerdruck von 5,5 bar angenommen.

### **3.3 Berechnungen mit cpropep**

Mit dem ermittelten Brennkammerdruck lassen sich nun weitere Parameter mit dem Programm cpropep berechnen. Dieses Programm wurde speziell dafür entwickelt, die komplexen chemischen Vorgänge in Raketentriebwerken zu berechnen.

Berechnet wird ein festes Gleichgewicht mit dem oben berechneten Druck und den oben aufgeführten Treibstoff- und Oxidatormassenströmen.

cpropep berechnet seine Werte für drei Orte: die Brennkammer (CHAMBER), den Düsenhals (THROAT) sowie für den Punkt, an dem die Gase die Düse verlassen (EXIT).

Für die Berechnungen wurde angenommen, dass die Abgase das Triebwerk durch eine ideal ausgelegte Düse mit Umgebungsdruck (1 bar) verlassen, um den maximal möglichen spezifischen Impuls zu erhalten.

**EINGEGEBENE DATEN**

Frozen equilibrium performance evaluation

Propellant composition

Code	Name	mol	Mass (g)	Composition
352	ETHANOL	0.0026	0.1200	2C 6H 1O
635	NITROGEN (GASEOUS)	0.0174	0.4875	2N
685	OXYGEN (GAS)	0.0044	0.1400	2O
117	ARGON	0.0002	0.0083	1AR
213	CARBON DIOXIDE	0.0000	0.0004	1C 2O

**Tabelle 3.3**

*Auszug aus den cpropep Berechnungen, gesamtes Datenblatt im Anhang*

**ERGEBNISSE**

Density : 150.328 g/cm<sup>3</sup>

5 different elements

C H O N AR

Total mass: 0.756220 g

Enthalpy : -961.44 kJ/kg (→ daraus ergibt sich ein Wärmestrom von ca. 0,73kJ/s bzw. kW)

	CHAMBER	THROAT	EXIT
Pressure (atm):	5.428	2.974	0.987
Temperature (K):	1632.118	1429.423	1111.205
M (g/mol):	24.678	24.678	24.678
Vson (m/s) :	835.87373	787.28750	691.91016
Ivac (m/s):		1399.01486	1548.77483
Isp (m/s):		787.28750	1249.02975

**LEGENDE**

Vson → Schallgeschwindigkeit Ivac → theoretischer Vakuumimpuls Isp → spezifischer Impuls

Der maximale theoretische Schub von *Menoitios* würde nach der Formel 2.1 dann ca. 1 N betragen (mit idealer Düse).

### 3.4 Thermalanalyse

Eine Thermalanalyse ist eine Computersimulation, die das Ausbreiten der Wärme im Triebwerk simuliert. Dies ist wichtig, um vorzusehen, ob thermisch empfindliche Teile nicht zu stark belastet werden. Dies könnte im schlimmsten Fall zu einer Explosion oder zumindest Beschädigung des Triebwerks führen.

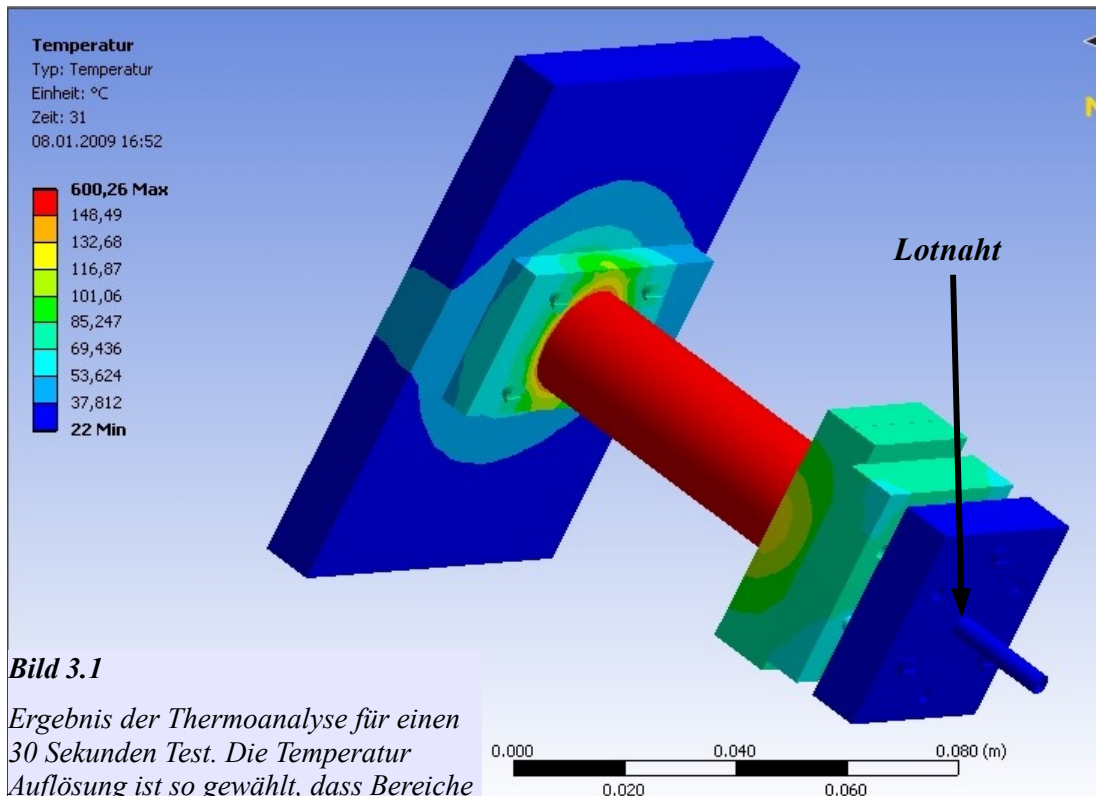
Bei *Menoitios* ist eine solche besonders empfindliche Stelle die erste Metallplatte des Einspritzsystems, an der das Treibstoffröhrchen an das Einspritzsystem angelötet ist (siehe Kapitel 4.1.4). Da hier mit Weichlot gearbeitet wurde, besteht ab ca. 150°C die Gefahr, dass sich die Lotnähte lösen (Wert siehe Kapitel 7.7).

Damit dies nicht geschieht, wurden zwei Thermalanalysen mit dem Programm ANSYS durchgeführt. Es wurde ein Wärmestrom von 1kW auf die Innenseite der Brennkammer simuliert, was leicht über dem zu erwartenden Wert liegt, dadurch aber Sicherheitsreserven schafft.

Als Anfangstemperatur wurden 22°C gewählt, Konvektion und Wärmeabstrahlung wurden berücksichtigt.

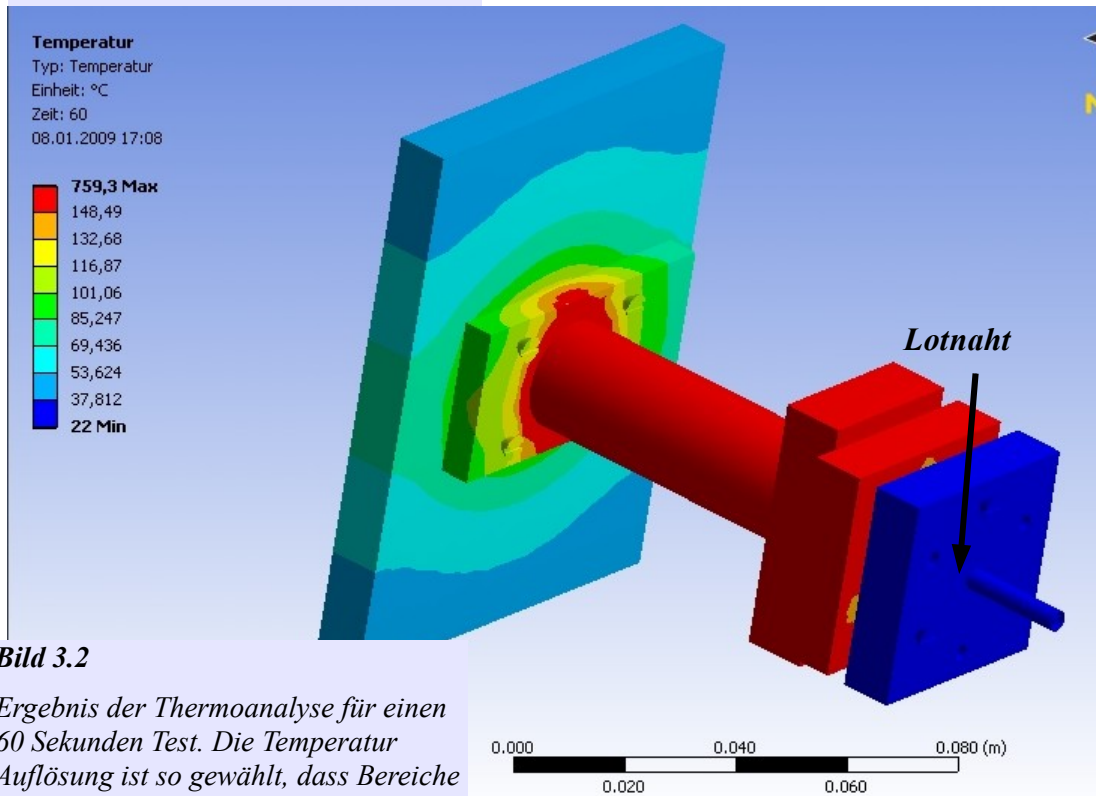
Durchgeführt wurde eine transiente Thermalanalyse; sie gibt die Temperaturen nach einer bestimmten Zeit mit der oben genannten thermischen Belastung an. Es wurden zwei Berechnungen durchgeführt, einmal für 30 Sekunden und einmal für 60 Sekunden.

Die Ergebnisse sind auf der nächsten Seite zu finden.



**Bild 3.1**

Ergebnis der Thermoanalyse für einen 30 Sekunden Test. Die Temperatur Auflösung ist so gewählt, dass Bereiche über 150°C rot erscheinen.



**Bild 3.2**

Ergebnis der Thermoanalyse für einen 60 Sekunden Test. Die Temperatur Auflösung ist so gewählt, dass Bereiche über 150°C rot erscheinen.



Aus der Thermalanalyse geht hervor, dass Tests im Bereich unter 60 Sekunden keine Gefahr für die Lotnähte darstellen. Man sieht gut, wie nur wenig Wärme über die Verbindungsschrauben von der zweiten auf die erste Platte des Einspritzsystems übergeht.

Bei eventuellen längeren Testlaufzeiten muss eine aktive Kühlung der Metallplatte, an der die Lotnaht anliegt, erfolgen, um deren Festigkeit zu gewährleisten.

### **3.5 Zündung unter Berücksichtigung der Verdampfungsenthalpie**

Wie später in Kapitel 5 zu lesen sein wird, gab es diverse Probleme beim Zünden des Ethanol dampfes. Eine Hypothese, was die Gründe dieser Problems anging, war, dass die Verdampfungsenthalpie des Ethanol so groß war, dass die Brennerflamme nicht genügte um das Ethanol zu entzünden. Dies soll hier rechnerisch überprüft werden.

Zunächst soll die Energie der Brennerflamme berechnet werden:

Der Brenner arbeitet mit einer Propan-/Butangasmischung. Butan besitzt mit 45,7 MJ/kg (Quelle s. Anhang) einen geringeren Heizwert als Propan. Es wird mit diesem Wert gerechnet, da das Mischungsverhältnis der Propan/Butan-Gaskartusche des Brenners nicht bekannt ist.

Der Lötbrenner besitzt einen minimalen Massenstrom von 0,02 g/s.

Damit ergibt sich ein Wärmestrom von:

$$45700 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \cdot 2 \cdot 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{s}} = 0,914 \frac{\text{kJ}}{\text{s}}$$

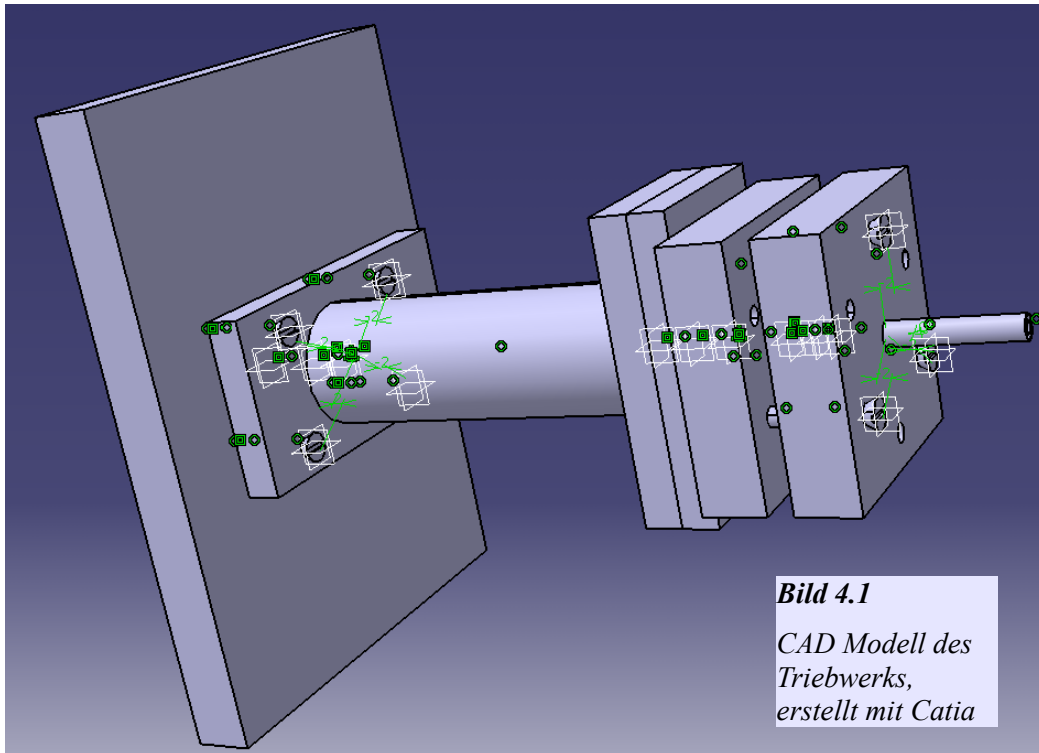
Ethanol besitzt eine Verdampfungsenthalpie von 43,5 kJ/mol (Quelle s. Anhang). Pro Sekunde werden ca. 0,15 mL Ethanol freigesetzt, dies entspricht ca. 0,119 g/s oder 0,00264 mol/s.

Daraus ergibt sich eine nötige Verdampfungsenthalpie für den vorliegenden Massenstrom von:

$$43,5 \frac{\text{kJ}}{\text{mol}} \cdot 0,00264 \frac{\text{mol}}{\text{s}} = 0,115 \frac{\text{kJ}}{\text{s}}$$

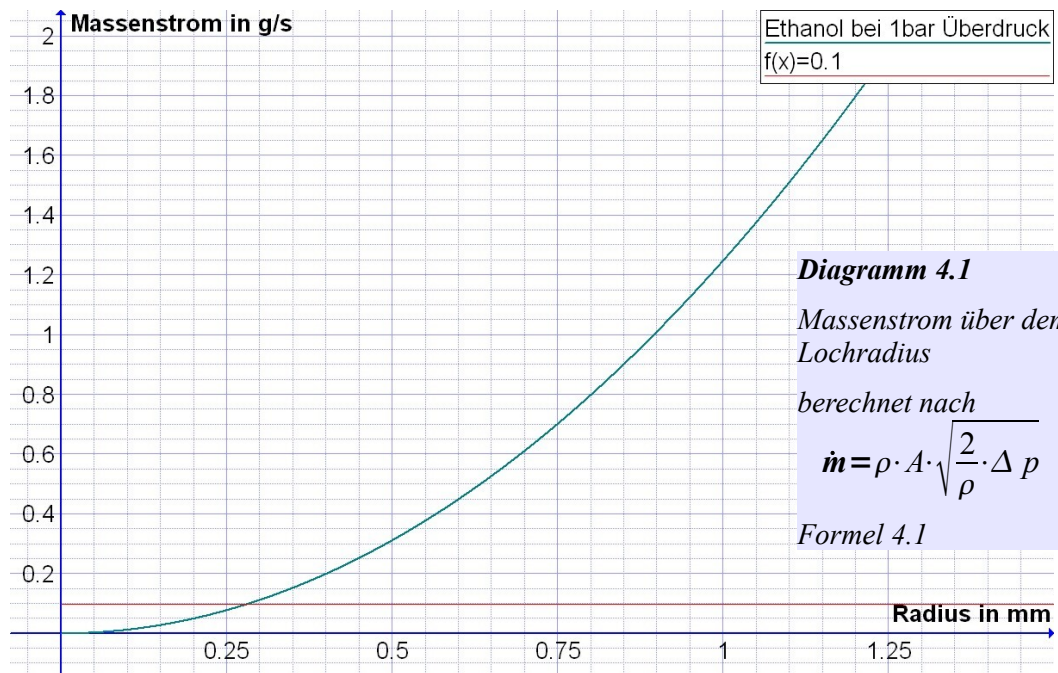
Da die von der Brennerflamme gelieferte Energie (0,94 kJ/s) fast das achtfache der nötigen Verdampfungsenthalpie (0,12 kJ/s) liefert, kann davon ausgegangen werden, dass eine Zündung problemlos möglich ist.

## 4 Planung



### 4.1 Einspritzsystem

Die Wahl eines flüssigen Treibstoffes hat es nötig gemacht ein Einspritzsystem zu entwerfen, das eine effektive Verbrennung ermöglicht. Dazu sollte das Ethanol fein zerstäubt in die Brennkammer gelangen um eine mögliche große Reaktionsfläche zu bieten. Auch sollte das Ethanol mit der einströmenden Luft vermischt sein. Eine einfache Einspritzung durch ein Loch mittels Überdruck (z.B. die Pralleinspritzung, auch Impingement genannt) war aufgrund der geringen Massenströme im Bereich von 0,1 g/s leider nicht möglich. Die erforderlichen Lochgrößen (siehe Diagramm 4.1) lagen deutlich unter der minimal herstellbaren Lochgröße von 1 mm im Durchmesser .

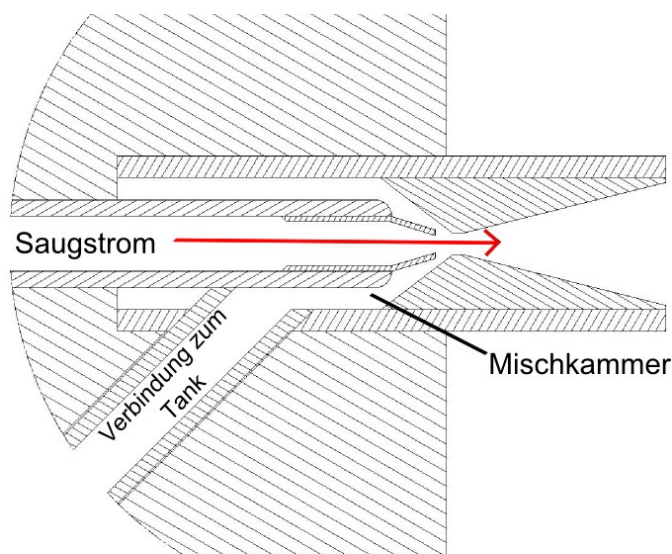


Da also diese einfache Methode ausschied, mussten andere mögliche Einspritzmöglichkeiten entwickelt werden. Die beiden am weitesten durchdachten und getesteten Möglichkeiten sollen hier nun erläutert werden. Anschließend wird der konkrete Aufbau der letztendlich gewählten Variante am Triebwerk beschrieben.

### 4.1.1 Injektoreinspritzung

Vielversprechend schien zunächst ein Einspritzsystem nach dem Injektorprinzip.

Hierbei strömt durch eine Röhre der sogenannte Saugstrom, welcher dazu dient einen weiteren Stoff anzusaugen und mitzureißen.



**Bild 4.2**  
Schemazeichnung eines  
Injektors

Der Saugstrom tritt durch das Rohr, an dessen Ende eine Düse sitzt, in die Mischkammer ein. Diese wird von einem größeren, konzentrischen Rohr gebildet und ist über ein weiteres Rohr mit dem Tank verbunden. Abgeschlossen wird die Mischkammer von einer Lavaldüse.

Zur Funktionsweise: Der Saugstrom, in diesem Fall Luft, wird durch die Düse beschleunigt und tritt im Idealfall sonisch in den Mischraum ein. Er durchströmt diesen und tritt durch die Düse am Ende des Mischraums wieder aus. Beim Durchströmen reißt der Saugstrom Moleküle aus der Mischkammer mit (Prinzip ähnlich einer Wasserstrahlvakuumpumpe). Der entstehende Unterdruck zieht jetzt immer mehr Ethanol in die Mischkammer. Ab einem gewissen Punkt

werden nun auch Ethanoltröpfchen mitgerissen. Nach dem Passieren des Düsenhalses expandiert das entstandene Aerosol und tritt fein zerstäubt in den Ausströmraum (die Brennkammer) ein.

Im Verlauf der Vorversuche wurden mehrere funktionsfähige Injektoren konstruiert. Mit ihnen gelang es erstmals den erforderlichen, sehr geringen Volumenstrom von ca. 0,15 ml Ethanol pro Sekunde zu erreichen. Ein weiterer Vorteil dieser Methode war die sehr feine Zerstäubung des Ethanol-Luft-Gemischs, was der Geschwindigkeit und damit schlussendlich der Effizienz der Verbrennung zugute kommen würde.

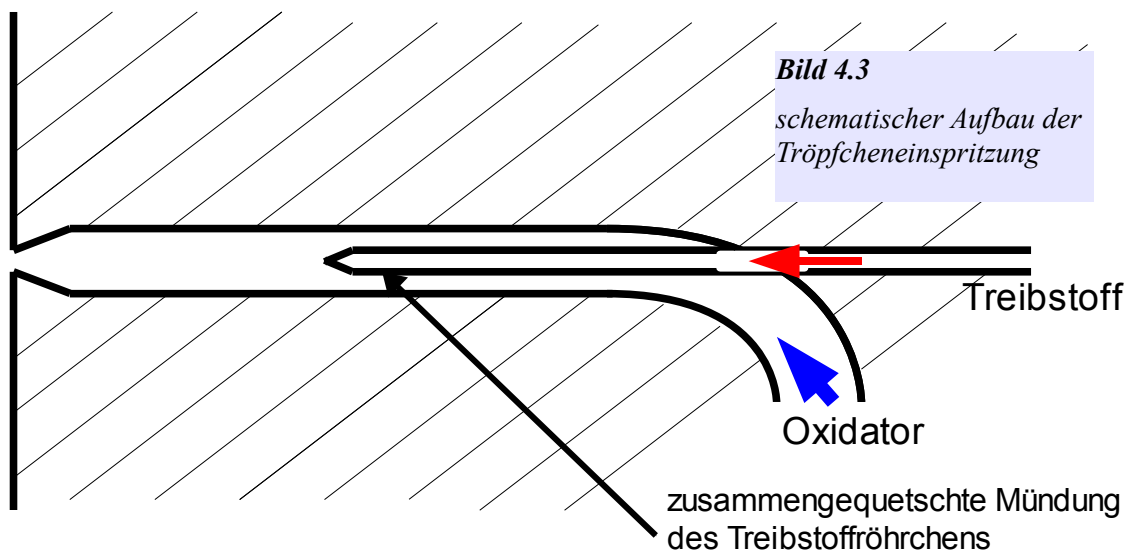
Jedoch stellte sich nach weitergehenden Versuchen heraus, dass das Injektorsystem dennoch ungeeignet für die Anwendung im geplanten Triebwerk war. Versuche, bei denen der Injektor mit einem erhöhten Druck im Ausströmraum arbeiten sollte, hatten einen sofortigen Abriss des Ethanolstroms zur Folge. Es kam sogar zu einem Zurückpressen des Ethanols und der Luft aus der Mischkammer in den Tank. Wahrscheinlich konnte der Unterdruck in der Mischkammer nicht aufrechterhalten werden, sobald der Ausströmraum und der Tank nicht isobar waren.

Es wurden in der Folgezeit mehrere Möglichkeiten ausgearbeitet, einen isobaren Zustand zwischen Tank und Ausströmraum herzustellen, z.B. eine Verbindung zwischen Brennkammer und Tank mittels eines Einwegventils (Überdruck kann nur von der Brennkammer in den Tank geleitet werden). Auch hätte bei dieser Verbindung ein Kolben oder eine Wassersäule den direkten Strom von heißen Verbrennungsgasen aus der Brennkammer in den Tank verhindern müssen, um ein Explodieren des Tanks zu verhindern.

Schließlich wurden aber alle Möglichkeiten als zu aufwendig und/oder zu gefährlich eingestuft. Auch wäre es fraglich gewesen, ob diese Verbesserungen die fragilen Druckzustände in der Mischkammer ausreichend exakt (allein von der zeitlichen Auflösung) hätten herstellen können.

## 4.1.2 Tröpfcheneinspritzung

Die Tröpfcheneinspritzung ist gewissermaßen eine Weiterentwicklung bzw. Kombination des Injektorprinzips und der Einspritzung mittels Überdruck. Auf den ersten Blick gleicht der Aufbau dem des Injektors. Jedoch erfolgt die Einspritzung des Treibstoffes hier nicht durch einen durch den Saugstrom hervorgerufenen Unterdruck, sondern erfolgt durch einen Überdruck im Tank. Der nötige sehr kleine Querschnitt wird durch Zusammenquetschen des Treibstoffröhrchens erreicht, an dessen Ende nur noch Tröpfchen austreten.



Beim Betrieb werden austretende Tröpfchen sofort vom Oxidatorstrom mitgerissen, der das Treibstoffröhrchen umströmt. Nach Aufnahme der Treibstofftröpfchen strömt das Gemisch durch eine konvergierende Düse in die Brennkammer. Dieser Vorgang ähnelt nun wiederum dem Zerstäuben beim Injektor.

Die Nachteile der Tröpfcheneinspritzung sind die relativ aufwendige Konstruktion und der teilweise nicht ganz konstante Massenstrom (durch die nicht konstant austretenden Tröpfchen). Diese Nachteile sind jedoch in Anbetracht der Vorteile der sehr feinen Zerstäubung und der hier sehr wichtigen

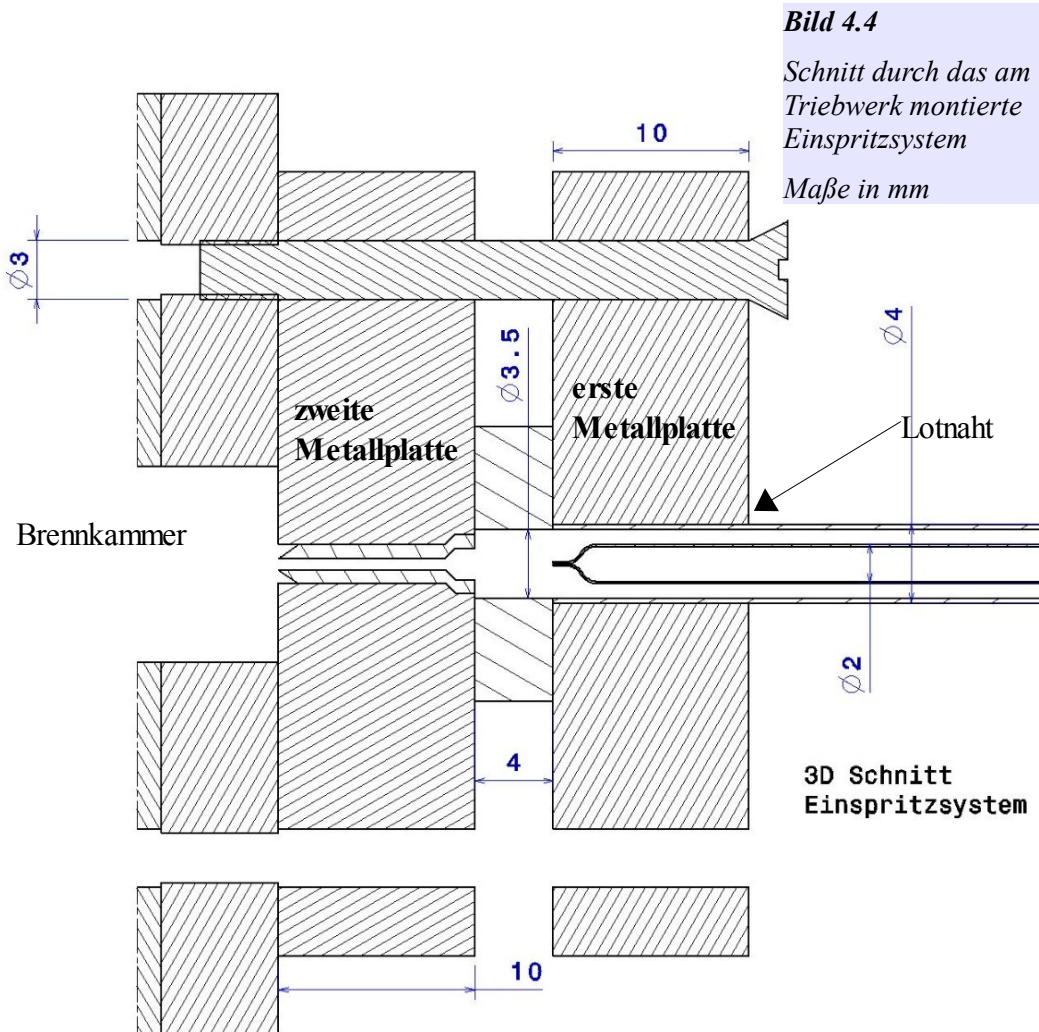
Möglichkeit, sehr geringe Treibstoffmassenströme zu realisieren, akzeptabel. Außerdem ist die Tröpfcheneinspritzung relativ unempfindlich gegenüber dem Druck im Ausströmraum, da in der Mischkammer sowieso relativ hohe Drücke (ca. 9 bar) herrschen. Insofern ist die Tröpfcheneinspritzung das Einspritzsystem, das die Anforderungen am besten erfüllt und damit die vorzuziehende Einspritzvariante.

#### **4.1.3 Aufbau der Tröpfcheneinspritzung im Triebwerk**

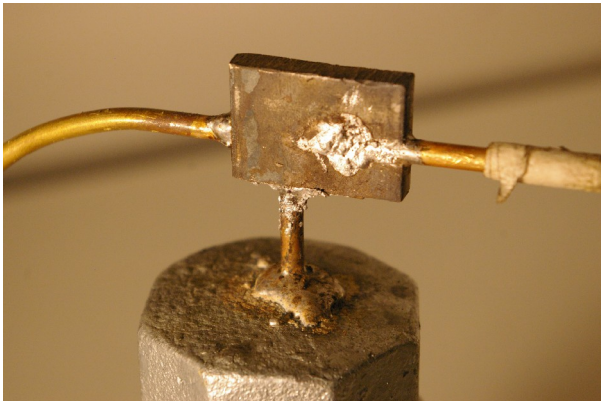
Ursprünglich war es geplant, das Einspritzsystem aus zwei Metallplatten aufzubauen, zwischen denen wiederum zwei Pertinax-Blöcke gelegen hätten. Eine spezielle Konstruktion hätte es ermöglicht, die Blöcke so zu verbinden, dass keine Wärmeleitung über gemeinsame Metallteile hätte stattfinden können. Dies hätte eine sehr effektive thermische Isolation der ersten Metallplatte ermöglicht. Was wiederum nötig war, da das Treibstoffröhrchen an ihr mit Weichlot festgelötet war.

Jedoch zeigte sich, dass die Verbindung durch je sechs M3 Schrauben zwischen den Pertinax-Blöcken sowie zwischen den Blöcken und den Metallplatten nicht abzudichten waren. Über die Schrauben war nicht genug Druck aufzubringen, um die Blöcke stark genug aneinander zu pressen, bevor die Gewinde nachgaben. Deshalb mussten die Pertinax-Blöcke durch eine Hartgummidichtung ersetzt werden. Um den thermischen Übergang über die nun beide Platten berührenden Schrauben zu erschweren, wurde die Anzahl der Schrauben auf 3 reduziert. Die Thermalanalyse in Kapitel 3.3 hat ergeben, dass bei einer Testdauer von unter einer Minute auf aktive Kühlung verzichtet werden kann. Als zusätzliche Sicherheitsvorkehrung wird die Temperatur der Metallplatte in der Nähe der Lotnaht mit einem Thermosensor gemessen. Überschreitet sie einen getesteten Grenzwert, wird der Test abgebrochen.



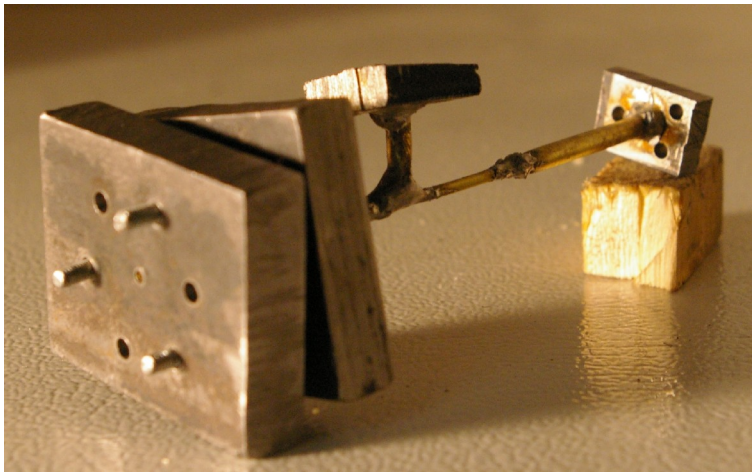


Damit aus dem Treibstoffröhrchen überhaupt Treibstofftröpfchen austreten, muss relativ zum Oxidatorröhrchen ein Überdruck bestehen. Jedoch sind beide mit demselben Kompressor verbunden. Dass dennoch ein Überdruck im Tank entsteht, wird durch den Venturi-Effekt gewährleistet. Der Querschnitt im Austrittsraum des Treibstoffröhrchens beträgt knapp 3,5 mm, während an der Stelle, an der die Luft zum bedrücken des Tanks abzweigt wird, der Rohrdurchmesser 4mm beträgt. Auf diese Weise ist ein relativer Überdruck unabhängig vom Brennkammerdruck und Umgebungsdruck gewährleistet.



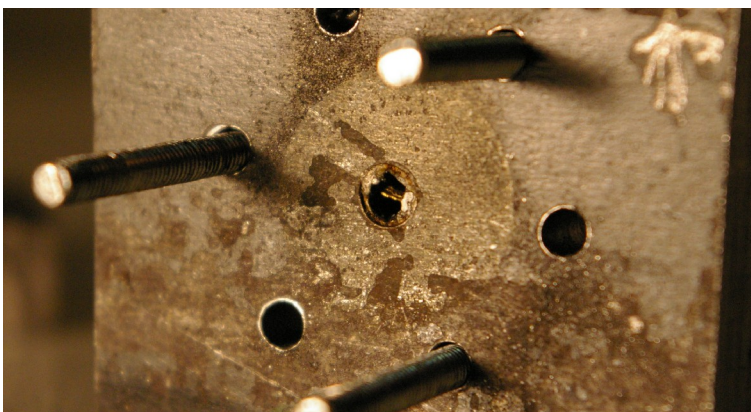
**Bild 4.5**

*Druckabnahme zur Tankbedrückung. Rechts ist der Kompressor angeschlossen, unten ist die Verbindung zum Tank und links geht der Luftstrom zum Triebwerk*



**Bild 4.6**

*komplett montiertes Einspritzsystem*



**Bild 4.7**

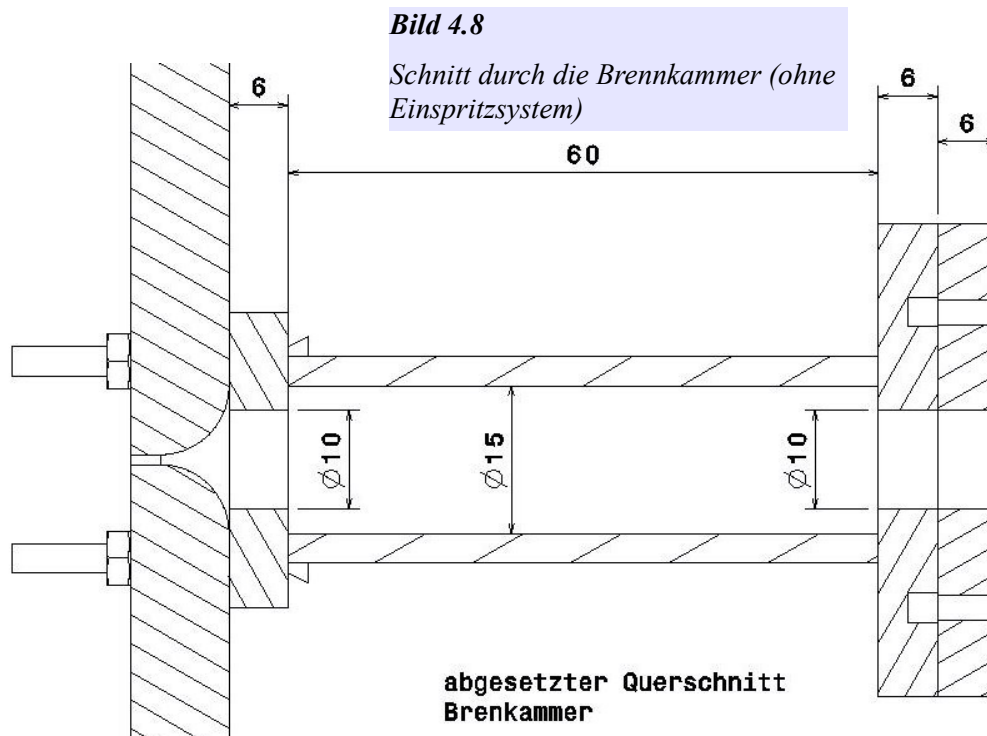
*erste Metallplatte des Einspritzsystems. In der Mitte ist die zusammengequetschte Mündung des Treibstoffröhrchens zu sehen*

## 4.2 Brennkammer

Die eigentliche Brennkammer ist relativ einfach aufgebaut. Sie besteht aus einem 60 mm langen Stahlrohr mit einem Innendurchmesser von 15 mm. Die relativ hohe Wandstärke von 3 mm verhindert ein schnelles Durchschmelzen bei hohen Temperaturen (dies war eines der Probleme beim alten Triebwerk, das aus Deodosen bestand).

Am vorderen Ende der Brennkammer befinden sich zwei angeschweißte und untereinander zusammengeschweißte, rechteckige Metallplatten von je 6 mm Stärke. Beide besitzen einen Lochkranz, einer davon mit Gewinden (eingeschlagene Muttern, da der M3 Gewindebohrer leider nicht für derartige Belastungen ausgelegt war). An diesem Lochkranz kann das Einspritzsystem befestigt werden.

Ähnlich aufgebaut ist die Verbindung der Brennkammer zur Schlussplatte mit dem Düsenhals. Auch hier wurde eine 6 mm starke Stahlplatte an das Brennkammerrohr geschweißt, an welches die Düsenendplatte angeschraubt werden kann



Die Möglichkeit, das Einspritzsystem und die Düsenendplatte anzuschrauben, ermöglicht einen modularen Aufbau von Einspritzsystem und Brennkammer. Dadurch können Teile ausgewechselt werden, ohne das komplette Triebwerk neu zu konstruieren.

Es ist noch zu erwähnen, dass die Schweißnähte leider nicht zu 100% dicht zu schweißen war, da nur ein Elektroschweißgerät zu Verfügung stand. Die Brennkammer wird dennoch als dicht genug für einen Test angesehen, da die Lecks äußerst klein sind, der Druckverlust sich also im Rahmen hält. Um die Berechnungen diesem Umstand anzupassen, wurde bei der Berechnung des Brennkammerdrucks ein Druckverlust berücksichtigt (s. Kapitel 3.2.2).

### **4.3 Düsenhals**

Der wichtigste Parameter des Düsenhalses wurde ja bereits in Kapitel 3.2 festgelegt: der Querschnitt von  $1,13\text{mm}^2$ , was einem Durchmesser von  $1,2\text{mm}$  entspricht. Dieser Wert spielt, wie oben erwähnt, eine entscheidende Rolle beim Brennkammerdruck.

Da an der Rundung, die zum Düsenhals führt, die heißen Gase beschleunigt werden, sollte dieser möglichst glatt und abgerundet geformt sein, was jedoch mit den zur Verfügung stehenden Mitteln schwierig zu erreichen war. Die Rundung wurde von Hand mit einem Dremel eingeschliffen und ist etwas rau, jedoch besser als keine Rundung.

Da der Düsenhals der stärksten thermischen Belastung ausgesetzt ist, wurde hier eine  $80\text{ mm} \times 100\text{ mm} \times 10\text{ mm}$  starke Stahlplatte verbaut. Sie sollte in der Lage sein, die thermische Energie aufzunehmen und aufgrund ihrer großen Oberfläche auch einen Teil wieder abzugeben.

#### **4.4 Düse**

Obwohl die Düse ein wichtiges Teil eines Raketentriebwerks ist, wurde bis auf eine kleine Erweiterung des Düsenhalsdurchmessers von 1,2 mm auf 3 mm keine Düse konstruiert.

Eine Düse beschleunigt normalerweise die heißen Abgase, die hypersonisch aus der Brennkammer strömen, weiter. Dabei sinkt der Druck der Abgase. Im Idealfall verlassen die Abgase das Düsenende mit der maximalen Geschwindigkeit und mit Umgebungsdruck.

Da eine Düse jedoch nur bei großen Druckunterschieden effektiv arbeiten kann, wurde hier aufgrund des relativ geringen Überdrucks auf eine aufwendig zu konstruierende Düse verzichtet.

#### **4.5 Tank und Zuleitungen**

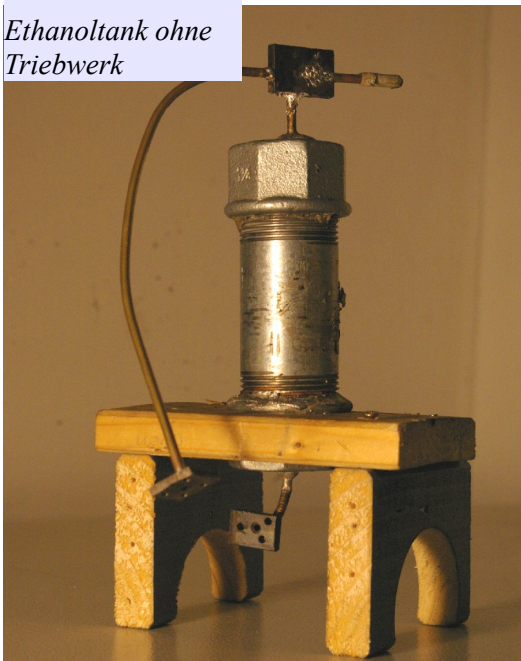
Der Tank besteht aus einem 100mm langen Sanitärrohr aus verzinktem Stahl und hat einen Durchmesser von 1 ¼ Zoll. An beiden Seiten ist es mit passenden Sperrschrauben aus Gusseisen verschlossen; die untere ist angelötet, um die Gefahr eines Austritts von Ethanol während des Betriebs zu vermeiden. Der gesamte Tank ist verzinkt, rostet also nicht, was wichtig ist, da sonst Oxidstückchen das Einspritzsystem verstopfen können (so geschehen beim alten Tank). Mit den angeschraubten Sperrschrauben besitzt der Tank eine Innenhöhe von ca. 140mm und fasst ca. 110 ml Treibstoff.

Oben und unten sind je ein 4 mm Messingrohr in entsprechende Löcher an die Sperrschrauben angelötet. Das obere Rohr ist mit dem Kompressor verbunden und erzeugt einen Überdruck im Tank. Das untere Rohr wiederum ist mit dem Treibstoffröhrchen des Einspritzsystems verbunden, hierdurch wird der Treibstoff Richtung Triebwerk abgeleitet.

Alle Zu- und Ableitungen vom Tank waren zunächst als Schläuche mit 4mm Innendurchmesser geplant, die mit Schlauchschellen an den Messingrohren befestigt werden sollten. Jedoch leckten diese Verbindungen unter Druck stark, weshalb alle Schlauchverbindungen durch Messingrohre ersetzt wurden. Das Einspritzsystem kann nun über an die Messingrohre angelöteten Metallplatten angeschraubt werden (s. Bild 4.10)

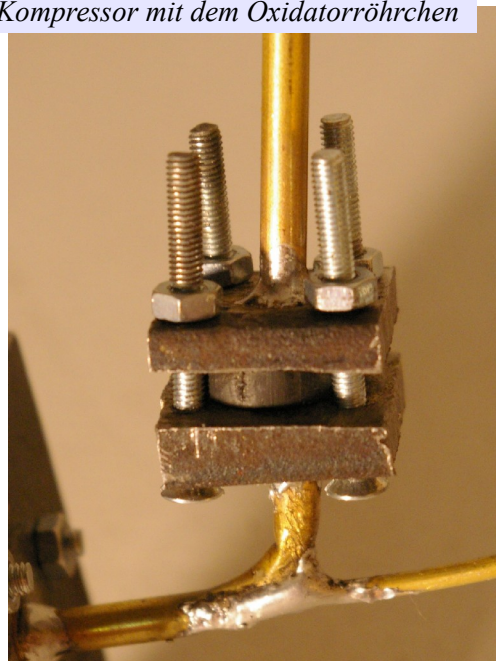
**Bild 4.9**

Ethanol tank ohne  
Triebwerk



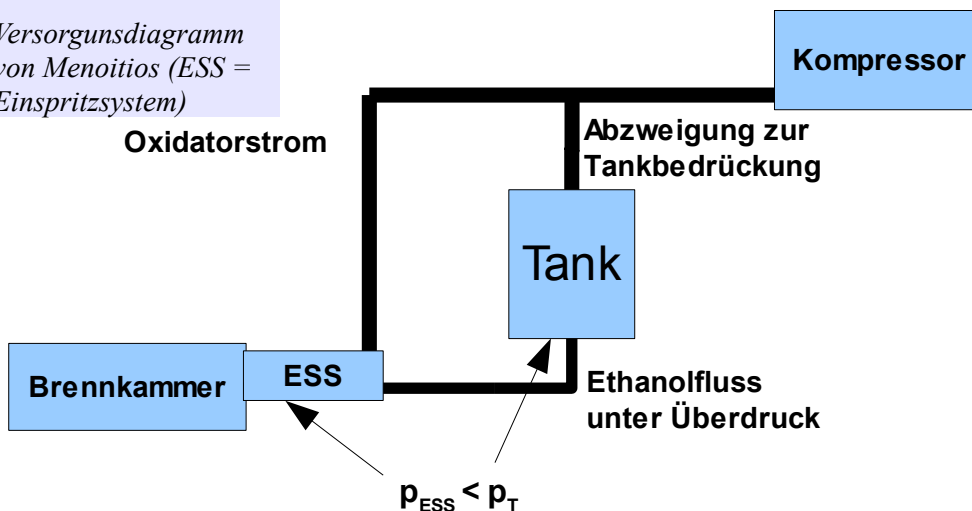
**Bild 4.10**

Verbindung der Luftzuleitung vom  
Kompressor mit dem Oxidatorröhrchen



**Diagramm 4.2**

Versorgungsdiagramm  
von Menoitios (ESS =  
Einspritzsystem)



## **5 Versuche**

### **5.1 Vorversuche**

Im Verlauf des Projekts wurden zahlreiche Vorversuche durchgeführt. Beispielsweise waren die verschiedenen Einspritzsysteme sehr testintensiv. Jede neue Konstruktion musste ausführlich getestet und nachjustiert werden. Da nicht alle Vorversuche hier aufgezählt werden sollen, werden die wichtigsten und im Nachhinein entscheidenden Ergebnisse beispielhaft aufgeführt.

#### **5.1.1 Bestimmung des Kompressor-Massenstroms**

Um die wichtige Schlüsselgröße des Oxidatormassenstroms zu bestimmen, war es nötig, den Luftvolumenstrom des Kompressors zu messen. Aus ihm konnten dann alle weiteren Daten bestimmt werden.

Hierzu wurde eine leere eineinhalb Liter Flasche in einem Wasserbecken gefüllt und umgekehrt aufgerichtet (mit der Öffnung unter Wasser). Jetzt wurde der Kompressor eingeschaltet und das Ende des an ihm befestigten Schlauchs wurde unten in die Flasche eingeführt. Die ausströmende Luft drückt nun das Wasser aus der Flasche.

Aus der Messung der Zeit, die nötig ist, um die 1,5 L Flasche vollständig mit Luft zu füllen, konnte dann der Volumenstrom von 1 Liter Luft je Sekunde ermittelt werden.

Da nach Avogadro ein Mol eines Gases bei Raumtemperatur und Normaldruck ein Volumen von 24 Liter besitzt, fördert der Kompressor also ein  $1/24$  mol Luft je Sekunde. Davon sind ca. 20% Sauerstoff, also  $1/120$  mol Sauerstoff je Sekunde. Multipliziert man dies nun mit der molaren Masse von Sauerstoff (32 g/mol) erhält man einen Massenstrom von ca. 0,27 g/s.

Die gleichen Versuche wurden später mit angebauter Tröpfcheneinspritzung wiederholt. Auch der Gegendruck in der Brennkammer wurde dabei mittels einer speziellen Metallplatte, die hinter das Einspritzsystem montiert wurde und nur ein 1 mm großes Loch zum Abfluss der Luft besitzt, simuliert.

Die Werte bei dem mit 9 bar arbeitenden Kompressor halbierten sich, der Sauerstoffmassenstrom lag damit bei 1,33g/s.

### **5.1.2 Massenstrombestimmung der Tröpfcheneinspritzung**

Bei diesen Versuchen wurde die grundsätzliche Fähigkeit der Tröpfcheneinspritzung untersucht, die erforderlichen, sehr geringen Massenströme zu erreichen. Später wurde das finale Einspritzsystem vor dem Einsatz im Triebwerk auf diese Weise grob geeicht.

Der Versuchsaufbau war relativ einfach, das Einspritzsystem wurde an den Tank und den Kompressor angeschlossen und sprühte eine festgelegte Zeit lang in ein Auffanggefäß. Am Ende wurde die im Gefäß befindliche Flüssigkeitsmenge bestimmt.

Geteilt durch die Zeit und multipliziert mit der Dichte ergab diese Menge dann den Ethanolmassenstrom.

Alle Vorversuche der Einspritzanlage wurden aus Sicherheits- und Kostengründen mit Wasser durchgeführt.

## **5.2 Haupttestreihen**

Im Laufe des Projekts wurden drei Haupttestreihen durchgeführt, die jeweils zunächst das Ziel hatten, eine Zündung des Ethanolnebels zu testen und bei erfolgreicher Zündung weitere Tests bis zur Zündung des gesamten Triebwerks durchzuführen.



Während der Tests wurde der Aufbau des Antriebswerks mehrfach verändert, um unterschiedliche Konfigurationen zu untersuchen und die Fehleranalyse zu erleichtern. Hier wird nun eine Zusammenfassung jeder Testreihe geliefert, für genauere Informationen können die im Anhang befindlichen drei Testprotokolle eingesehen werden.

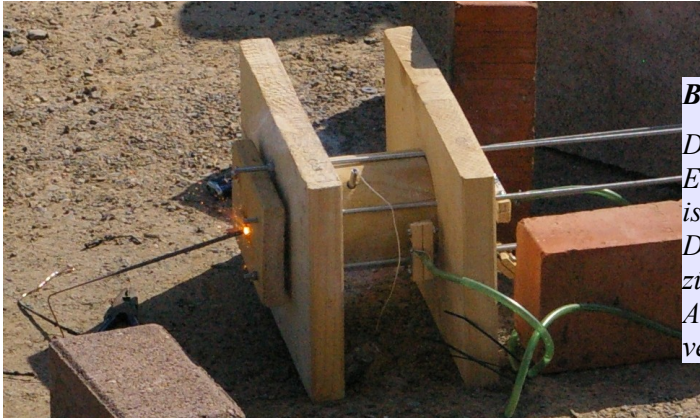
### **5.2.1 Testreihe 1 (27.8.2008)**

Diese frühe Versuchsreihe wurde durchgeführt, um einen grundsätzlichen Technologietest auszuführen. Verwendet wurde nicht das oben beschriebene *Menoitios STT* (**Stahl Test-Antriebwerk**) sondern ein *Menoitios HTT* (**Holz Test-Antriebwerk**), eine Art Holz-Vor-Modell. Dieses Modell war nicht für lange Brennzeiten ausgelegt, es sollte lediglich die Zündbarkeit und einige grundsätzliche Fragen zum Injektor-Einspritzsystem, mit dem es noch arbeitete, klären. Es wurde entschieden, die ersten Modelle aus Holz zu fertigen, da dies sehr viel schneller und weniger aufwendig zu bearbeiten war. Des Weiteren konnten auch teilweise Zündungen oder dergleichen leicht durch Schwärzungen des Holzes nachgewiesen werden.

Der Test verlief nicht erfolgreich, der Ethanol Dampf aus dem Injektor konnte in keiner Konfiguration mittels einer Wunderkerze wirklich gezündet werden.

Die Probleme beim Zünden wurden damals aber auf die zum Zünden verwendete Wunderkerze zurückgeführt. Es wurde vermutet, dass das Magnesium, das in der Nähe befindliche Ethanol aufgrund seiner hohen Elektropositivität wohl eher reduzierte als es auf Zündtemperatur zu bringen.

Weitergehend wurde nach den Versuchen beschlossen, die Antriebswerksgeometrie grundsätzlich zu verändern. Aus dieser Entscheidung resultierte, über mehrere Zwischenschritte, dann das finale *Menoitios STT*, wie es oben beschrieben wurde.

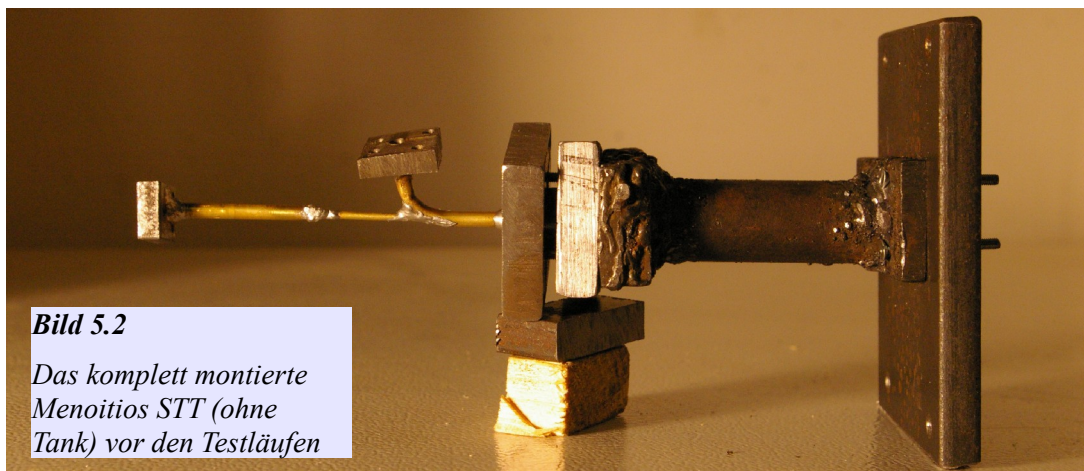


**Bild 5.1**

Das Holzmodell mit Injektor-Einspritzung beim Test. Zu sehen ist die Wunderkerze vor dem Düsenhals, die den Ethanolnebel zünden sollte. Ein Teil des Abbrandes der Wunderkerze verlief auch in der Brennkammer.

## 5.2.2 Testreihe 2 (7.1.2009)

Fast 5 Monate dauerten die Änderungsarbeiten am Triebwerk, bis es wieder bereit für einen Test war. Dieser Test wurde komplett mit dem oben beschriebenen *Menoitios STT* durchgeführt. Doch trotz der verbesserten Triebwerksgeometrie, dem neuen Einspritzsystem und der neuen Zündmethode mit einem Lötbrenner gelang es nicht, den Ethanolnebel zu zünden. Die Versuchsreihe wurde mit Benzin wiederholt um auszuschließen, dass die Probleme beim Ethanol liegen, doch auch hier war es nicht möglich, den Nebel hinter dem Einspritzsystem zu zünden.



**Bild 5.2**

Das komplett montierte *Menoitios STT* (ohne Tank) vor den Testläufen

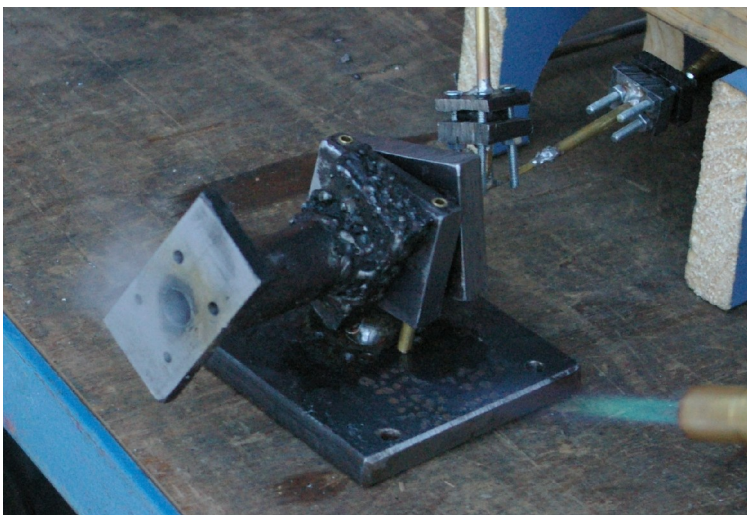
### **5.2.3 Testreihe 3 (8.1.2009)**

Diesmal sollte die nächste Testreihe sofort am nächsten Tag stattfinden, anstatt wieder Monate auf sich warten zu lassen, da es augenscheinlich keine großen Verbesserungsmöglichkeiten gab.

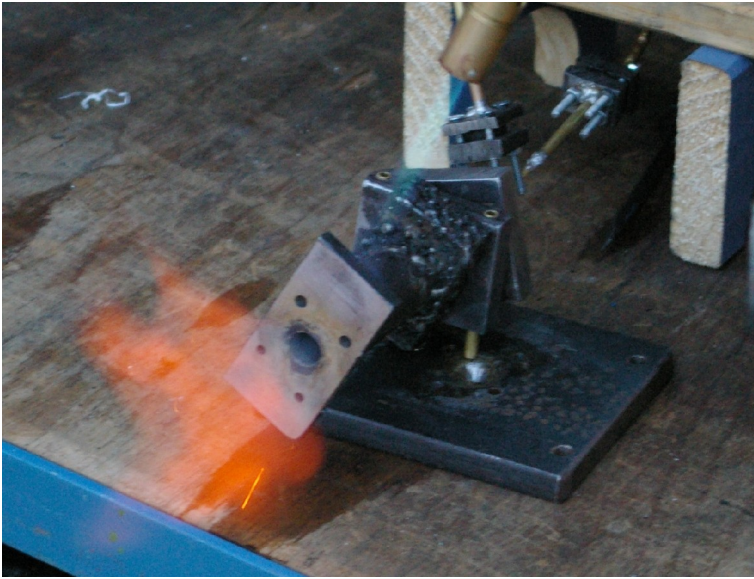
Die Testreihe fand am Institut für Raumfahrtssysteme an der Universität Stuttgart mit der Hilfe einiger Doktoranden statt.

Erste Tests verliefen ähnlich wie am Vortag. Der Nebel, der aus dem Einspritzsystem kam, konnte nicht entzündet werden. Erst ein leichtes aufbiegen des Treibstoffröhrchens und die damit einhergehende Erhöhung des Ethanolstroms sowie die Zündung hinter der am hinteren Ende offenen Brennkammer ermöglichte eine kurze, schubweise Zündung. Solang der Lötbrenner sich hinter der Austrittsöffnung befand, war ein stotternder Betrieb möglich. Entfernte man ihn, erlosch das Triebwerk nach einem „Huster“.

Bei jedem dieser Huster schlug die Flamme ins Triebwerk zurück und erlosch dann wieder. Es gelang nicht eine sich selbst erhaltende Verbrennung zu erzeugen.



**Bild 5.3**  
*aus der hinten offenen  
Brennkammer austretender  
Ethanolnebel*



**Bild 5.4**

*Zündung des Ethanolnebels  
mit Hilfe des Lötbrenners*

### 5.3 Fehleranalyse

Es scheint, dass die Probleme bei allen drei Haupttestreihen wider Erwarten auf ähnliche Probleme zurückzuführen sind. Es konnte bei keinem Test eine stabile, sich selbst erhaltende Verbrennung geschaffen werden. So ist es nach einer abschließenden Beobachtung wahrscheinlich, dass auch die Probleme beim ersten Test keineswegs bei der Wunderkerze lagen.

Während und nach den Tests wurden die folgende Hypothesen über mögliche Gründe für die vorliegende instabile Verbrennung aufgestellt:

- *Eine Zündung direkt nach dem Einspritzsystem ist nicht möglich, da der Nebel hier eine zu hohe Geschwindigkeit besitzt (nahezu sonisch). Dadurch durchquert er die Brennerflamme, bevor genug Zündenergie zugeführt werden kann.*
- *Weiter hinter dem Einspritzsystem kann der Nebel jedoch ebenfalls nicht gezündet werden, da der Nebel nach dem Verlassen des Einspritzsystems aufgrund seiner Geschwindigkeit stark divergiert. Dadurch ist die Konzentration in der Luft zu niedrig, um zu zünden. Dies kann durch den Anschluss der hinten geöffneten Brennkammer kompensiert werden.*

- *Durch das periodische Zünden und Erlöschen des Triebwerks herrschen stark schwankende Druckzustände im Triebwerk, welche sich auf den Strom des Einspritzsystems auswirken. Beispielsweise könnte, sobald die Verbrennung einmal begonnen hat, der daraus folgende erhöhte Druck den Oxidator- und Treibstoffmassentrom verringern.*
- *Eine weitere Hypothese besagt, dass die Edukte schneller verbrennen als sie nachgeliefert werden. Es verbrennt quasi sämtlicher Oxidator und Brennstoff in der Brennkammer bevor neuer nachgeliefert werden kann. Dies folgt aus den insgesamt zu kleinen Massenströmen.*
- *Die letzte Hypothese besagt, dass das Mischungsverhältnis suboptimal ist. Ein Stoff könnte schneller aufgebraucht sein als der andere, was ein Erlöschen des Triebwerks zur Folge hat.*

Die für eine Verbrennung zu hohe Geschwindigkeit direkt nach dem Einspritzsystem ist eine sehr wahrscheinliche Erklärung, warum an dieser Stelle eine Zündung nicht möglich war. Aber ebenso macht sie die Hypothese über das schnellere Verbrennen als Nachliefern der Edukte unwahrscheinlich, da die Edukte nahe dem Einspritzsystem zu schnell sind, um zu verbrennen (das Verbrennen des Ethanol liefert mit ca. 1 KJ/s wenig mehr Energie als die Brennerflamme mit 0,9 KJ/s).

Die schwankenden Drücke in der Brennkammer mögen ein Mitgrund sein, jedoch wohl kaum der Hauptgrund, da das Einspritzsystem auch für erhöhte Ausgangsdrücke konzipiert und getestet ist. Zwar verringert sich der Massenstrom hier, erlischt aber keineswegs vollständig.

Insgesamt halte ich die Hypothese über das suboptimale Mischungsverhältnis für die wahrscheinlichste, da mir das auftretende Phänomen des stotternden Triebwerks vom Bau meines ersten Triebwerks her bekannt ist und dort durch sehr feines Abstimmen des Mischungsverhältnisses (durch Zusammendrücken der Zuleitungsschläuche) das Problem gelöst werden konnte.

Es lag die Vermutung nahe, dass bei einem von vornherein konstruktionsbedingten, in etwa stöchiometrischen Mischungsverhältnis, diese Feinabstimmung nicht nötig wäre (beim alten Triebwerk gab es diesbezüglich keinerlei Berechnungen). Jedoch hat sich diese Annahme wohl als falsch erwiesen.

Weitere Recherchen zu diesem Thema ergaben außerdem, dass ein ideales Mischungsverhältnis für Ethanol und Flüssigsauerstoff bei 1 zu 2 liegt. Jedoch gilt dieses ideale Mischungsverhältnis höchstwahrscheinlich, aufgrund gänzlich anderer Betriebsparameter ( $p_{\text{Brennkammer}}=100 \text{ bar}$ ), nicht ganz für *Menoitios*.

## **5.4 weitere Vorgehensweise**

Um das vermutete Hauptproblem des suboptimalen Mischungsverhältnisses zu beheben, müssten zwei sehr fein regelbare Ventile zur Regelung der Luft- und Ethanolströme eingebaut werden. Mit ihnen könnte während des Tests das Mischungsverhältnis stufenlos reguliert werden, bis es zur Zündung kommt.

Jedoch war es leider nicht möglich, im verbleibenden engen Zeitrahmen solche (nicht im Baumarkt erhältliche) Ventile zu suchen, zu beschaffen und in die vorhandene Konstruktion zu integrieren um mit diesen dann die nötigen Tests durchzuführen.

## 6 Schlusswort und Danksagung

Es scheint, dass der Name *Menoitios* wohl doch zu dem Projekt gepasst hat. Doch obwohl das Projekt *Menoitios* nicht als vollständiger Erfolg gewertet werden kann, war es für mich selbst alles andere als ein Fehlschlag. Nicht nur, dass ich auf jeden Fall plane, das Projekt nach dem schriftlichen Abitur zu einem erfolgreichen Abschluss zu führen, sondern ich habe in der langen Zeit, in der ich mich mit dem Projekt beschäftigt habe, extrem viel gelernt.

Und zwar nicht nur über Raketenantriebe.

Zunächst habe ich gelernt, wie viel Arbeit es ist, eine solche Facharbeit zusammenzustellen (sicherlich allein in den Weihnachtsferien 70 bis 80 Arbeitsstunden). Ich habe viel über Bohren, Löten und Sägen gelernt, jedes Werkstück wurde besser. Ich habe überhaupt erst gelernt zu schweißen. Ich habe das eine oder andere nützliche Computerprogramm kennen, zu bedienen und vor allem schätzen gelernt. Und ich habe gelernt, wie gerne einem die Menschen bei so einem Projekt helfen - man muss sie nur fragen. Doch vor allem habe ich gelernt, die Sachen von Anfang an richtig zu machen, etwas worüber sich wahrscheinlich vor allem mein Vater freuen wird. Es bringt nichts, Dinge „halblebig hinzuschustern“, später hat man dadurch nur mehr Arbeit, als wenn man es von Anfang an richtig gemacht hätte. Ein Credo, dass ich mir, vor allem gegen Ende, immer wieder vorgebetet habe, wenn mich die Arbeitsmüdigkeit überkommen hat.

Man könnte sagen, das Projekt war für mich persönlich, in Anbetracht dieser Dinge, auf jeden Fall ein voller Erfolg. Und deshalb möchte ich an dieser Stelle auch noch Allen danken, die dazu beigetragen haben.

Zunächst natürlich meiner Mutter und meinem Stiefvater, die die tagelange Lärmbelästigung durch meine Basteleien im Keller ertragen haben. Auch meinem Vater möchte ich dafür Danken, dass er mir geholfen hat wo er nur konnte. Ohne ihn hätte mir der Großteil von dem gefehlt, aus dem mein

Triebwerk besteht.

Ich möchte meiner Freundin Valerie danken, dass sie ein mir absolut nicht nachvollziehbares Interesse für mein Projekt an den Tag gelegt hat und immer ein offenes Ohr für den Frust, den es bei mir manchmal verursacht hat, hatte.

Dir erklär ich Raketenantriebe am liebsten!

Auch möchte ich meinen Kumpels Mogli und Chris Danke sagen! Mogli vor allem für vier Seiten Motivation, als ich sie ganz nötig hatte.

Und Chris dafür, dass ich in den Weihnachtsferien nicht nur gearbeitet sondern auch noch verdammt viel Spaß hatte und für die geniale Wegbeschreibung zur Uni. Ich freu mich auf die nächste Runde „Mag Blast“, Jungs!

Auch ein dickes Dankeschön geht ans IRS nach Stuttgart, speziell an Andreas Steinbeck, Sebastian Lein und Ari Preci für ein wirklich cooles und lehrreiches Praktikum letztes Jahr und einen wirklich sehr ergiebigen Testtag dieses Jahr. Danke, dass ihr so spontan Zeit für mich hattet!

Weiter geht's mit einem Dankeschön an Stefan Wöppel, ohne den keine einzige Schweißnaht an meinem Triebwerk wäre.

Danke Michi fürs mit mir in der Kälte stehen und testen, sorry, dass es kein Feuer gab.

Danke Juli, für die erste Testreihe bei brütender Hitze hinter eurer Scheune (auch Danke an die drei Anderen, die bei dem Test mit ausgeharrt haben).

Vielen Dank auch an meinen Physik Lehrer Herrn Istler, der es mir überhaupt erst ermöglicht hat, eine Facharbeit zu diesem Thema zu verfassen.

Auch nach Ottobrunn geht noch noch ein Dankeschön, an Frank Grauer, den Betreuer meines BOGY Praktikums, der mir die ersten eigenen Einblicke in die Welt der „Triebwerkstesterei“ ermöglicht hat.

Am Ende möchte ich mich noch bei der Community von Raketenmodellbau.org bedanken, die wirklich immer hilfsbereit waren und schnell einen Rat wussten.

Ich hoffe, dass meine Facharbeit das Gemeinschaftsprojekt Flüssigkeitstriebwerk ein wenig voranbringt.

Denn das ist es doch, was Triebwerke so tun - Dinge voranbringen.



## 7 Anhang

### 7.1 Erklärung zur selbständigen Anfertigung der Facharbeit

Ich, Daniel Sproll, versichere dass ich die komplette vorliegende Facharbeit selbstständig erarbeitet und alle Zitat als solche gekennzeichnet habe.

Remseck den \_\_\_\_\_

### 7.2 Bilder

- Bild 1.1, Seite 03: altes GFS Triebwerk, 2007 selbst gemachtes Bild
- Bild 3.1, Seite 14: Ergebnis Thermoanalyse 30s, selbst erstellt (ANSYS)
- Bild 3.2, Seite 14: Ergebnis Thermoanalyse 60s, selbst erstellt (ANSYS)
- Bild 4.1, Seite 16: Screenshot des CAD Modells des Triebwerks (Catia)
- Bild 4.2, Seite 21: Schemazeichnung eines Injektors, selbst erstellt (Catia)
- Bild 4.3, Seite 23: schematische Darstellung der Tröpfcheneinspritzung, selbst erstellt (OpenOffice.org Draw)
- Bild 4.4, Seite 25: Konstruktionszeichnung des Einspritzsystems (Catia)
- Bild 4.5, Seite 26: Druckabnahme für den Tank, selbst gemachtes Bild
- Bild 4.6, Seite 26: Einspritzsystem, selbst gemachtes Bild
- Bild 4.7, Seite 26: erste Metallplatte des Einspritzsystems, selbst gemachtes Bild
- Bild 4.8, Seite 27: Querschnitt durch die Brennkammer (Catia)
- Bild 4.9, Seite 30: Tank, selbst gemachtes Bild
- Bild 4.10, Seite 30: Verbindung der Luftzuleitung mit dem Oxidatorröhrchen, selbst gemachtes Bild
- Bild 5.1, Seite 34: *Menoitios HTT* beim Test, selbst gemachtes Bild
- Bild 5.2, Seite 34: *Menoitios STT* komplett montiert, selbst gemachtes Bild
- Bild 5.3, Seite 35: *Menoitios STT* beim Test, Bild von Sebastian Lein
- Bild 5.4, Seite 36: *Menoitios STT* beim Test, Bild von Sebastian Lein

### 7.3 Diagramme

- Diagramm 2.1, Seite 07: Treibstoffmasse pro Mol Sauerstoff Molekül, selbst berechnet (Excel)
- Diagramm 2.2, Seite 07, maximaler Schub je Mol Sauerstoff, selbst berechnet (Excel)
- Diagramm 4.1, Seite 20: Diagramm zum Massenstrom bei 1 Bar Überdruck durch ein Loch mit Radius r, selbst erstellt
- Diagramm 4.2, Seite 30: Versorgungsdiagramm, selbst erstellt (OpenOffice.org Draw)

### 7.4 Tabellen

- Tabelle 2.1, Seite 06: Stoffeigenschaften der möglichen Treibstoffe
- Tabelle 3.1, Seite 11: Massenströme nach der Verbrennung, selbst berechnet
- Tabelle 3.2, Seite 13: Brennkammerdruckrechnung, selbst berechnet mit den Formeln 3.1 und 3.2 (OpenOffice.org Calc)
- Tabelle 3.3, Seite 14: Auszug aus den cpropep Rechnungen (cpropep) vollständiges Ergebnisblatt siehe 7.6

### 7.5 Formeln

- Formel 2.1, Seite 04: Formel für den Schub eines Raketenantriebwerks, umgeformt, Nachweis:  
[http://de.wikipedia.org/wiki/Schub#Schub\\_am\\_Raketenantriebwerk](http://de.wikipedia.org/wiki/Schub#Schub_am_Raketenantriebwerk)
- Formel 3.1, Seite 12: Brennkammerdruck, umgeformt, ursprünglich von:  
<http://de.wikipedia.org/wiki/D%C3%BCsenstr%C3%B6mung>
- Formel 3.2, Seite 12: Durchflussfunktion, übernommen von  
<http://de.wikipedia.org/wiki/D%C3%BCsenstr%C3%B6mung>
- Formel 4.1, Seite 20: Massenstrom durch festgelegten Querschnitt, Strömungsgeschwindigkeit von [http://www.lrz-muenchen.de/~hakenesch/fluidmechanik/skript\\_fluid.pdf](http://www.lrz-muenchen.de/~hakenesch/fluidmechanik/skript_fluid.pdf) (Gl. 2-68) eingesetzt in Formel für Massenstrom inkompressibler Fluide von [http://fsmach.uni-stuttgart.de/files/pruefungen/technische\\_stroemungslehre/Formelsammlung.doc](http://fsmach.uni-stuttgart.de/files/pruefungen/technische_stroemungslehre/Formelsammlung.doc)

## 7.6 verwendete Programme

- OpenOffice.org
- Excel
- Word
- Catia
- cpropep von <http://rocketworkbench.sourceforge.net/>
- cpropep von <http://users.cybercity.dk/~dko7904/cpropepshell/cpropepshell.htm>
- ANSYS
- Graph von <http://www.padowan.dk/graph/>
- PhotoImpression
- Paint

## 7.7 Werte

- Kapitel 3.2.1.2: Adiabatenexponent, gemittelt, ursprüngliche Werte von: <http://www.wissenschaft-online.de/abo/lexikon/physik/204>
- Kapitel 3.4: Temperatur bei der sich die Lotnähte lösen: Wert wurde experimentell ermittelt
- Kapitel 3.5: Heizwert von Butan: [http://de.wikipedia.org/wiki/Heizwert#Gasf.C3.B6rmige\\_Brennstoffe\\_.28b ei\\_.25.C2.A0.C2.B0C.29](http://de.wikipedia.org/wiki/Heizwert#Gasf.C3.B6rmige_Brennstoffe_.28b ei_.25.C2.A0.C2.B0C.29)
- Kapitel 3.5: Verdampfungsenthalpie von Ethanol: <http://www.chemiehtl.at/edu010/HBLVA/PDF%20PCH%20Aufgaben/Verdampfungsenthalpie%2001.pdf>
- Weitere Stoffdaten wurden über die Artikel über die entsprechenden Stoffe auf Wikipedia.org bezogen

## 7.8 Sekundärliteratur

- G. Ermini, F. Kaiser, Fertigstellen und Testen eines Raketenantriebwerks, Diplomarbeit, Fachhochschule beider Basel, 2003
- K.I. Cizungu, Modellierung und Optimierung von Ein- und Zweiphasen-Strahlverdichtern im stationären Betrieb, Universität Stuttgart, 2003
- A. Winkler, Analyse und Konstruktion von Einspritzelementen für Hauptstromtriebwerke, Technische Universität München, 2005
- unter <http://www.bernd-leitenberger.de/grundlagen-der-raumfahrt.shtml> die Artikel chemische Treibstoffe 1-3, Wie funktionieren Raketen und Raketenantriebwerke

auf folgende Bücher wurde über Google Books auszugsweise zugegriffen:

- H. Sigloch, Technische Fluidmechanik, Springer, Berlin; Auflage: 6., neu bearbeitete Auflage. (2. Oktober 2007)
- J. Zierep, Grundzüge der Strömungslehre, Vieweg+Teubner; Auflage: 7., verbesserte Auflage. (Oktober 2007)
- D. Surek, S. Stempin, Angewandte Strömungsmechanik, Vieweg+Teubner; Auflage: 1 (22. Februar 2007)
- W. Krümmel, Technische Strömungsmechanik, Vieweg+Teubner; Auflage: 3., überarbeitete und ergänzte Auflage. (26. Juli 2007)
- E. Hahne, Technische Thermodynamik, Oldenbourg; Auflage: 4., überarb. A. (27. Oktober 2004)

*folgende Wikipedia.org Artikel wurden zum erstellen der Arbeit eingesehen:*

- Ethanol
- Methanol
- Zündtemperatur
- Flammpunkt
- Metrisches ISO-Gewinde
- Düsenströmung
- Luft
- Düse
- Raketentreibstoff
- Flüssigkeitsrakete
- de Laval nozzle / Lavaldüse
- Enthalpie
- spezifischer Impuls

## 7.9 vollständige cpropep Ergebnisse

```

Computing case 1
Frozen equilibrium performance evaluation

Propellant composition
Code Name                               mol   Mass (g)  Composition
352 ETHANOL                             0.0026 0.1200    2C 6H 10
635 NITROGEN (GASEOUS)                   0.0175 0.4900    2N
685 OXYGEN (GAS)                         0.0044 0.1400    2O
117 ARGON                                 0.0003 0.0100    1AR
213 CARBON DIOXIDE                       0.0000 0.0000    1C 2O
Density : 135.477 g/cm^3
5 different elements
C H O N AR
Total mass: 0.760000 g
Enthalpy : -951.95 kJ/kg

149 possible gaseous species
3 possible condensed species

          CHAMBER      THROAT      EXIT
Pressure (atm) :      5.428      2.974      0.987
Temperature (K) :    1628.570    1426.011    1108.212
H (kJ/kg)      :     -951.946    -1260.917    -1729.320
U (kJ/kg)      :    -1500.097    -1740.890    -2102.327
G (kJ/kg)      :   -16712.462   -15061.167   -12454.062
S (kJ/(kg)(K)) :      9.678      9.678      9.678
M (g/mol)      :     24.703     24.703     24.703
(dLnV/dLnP)t   :    -1.00000    -1.00000    -1.00000
(dLnV/dLnT)p   :     1.00000     1.00000     1.00000
Cp (kJ/(kg)(K)) :    1.54217     1.50735     1.43695
Cv (kJ/(kg)(K)) :    1.20559     1.17077     1.10037
Cp/Cv          :    1.27919     1.28749     1.30588
Gamma          :    1.27919     1.28749     1.30588
Vson (m/s)     :    834.68805    786.10441    690.75701

Ae/At         :              1.00000     1.47625
A/dotn (m/s/atm) :          205.32538    303.11201
C* (m/s)      :          1114.52219    1114.52219
Cf            :              0.70533     1.11877
Ivac (m/s)    :          1396.67541    1546.04364
Isp (m/s)     :              786.10441    1246.89534
Isp/g (s)     :              80.16034     127.14794

Molar fractions
Ar      8.1364e-003 8.1364e-003 8.1364e-003
CH4     3.1131e-008 3.1131e-008 3.1131e-008
CO      1.1722e-001 1.1722e-001 1.1722e-001
CO2     5.2107e-002 5.2107e-002 5.2107e-002
H       1.0189e-005 1.0189e-005 1.0189e-005
HCN     2.0431e-007 2.0431e-007 2.0431e-007
HNC0    9.4776e-008 9.4776e-008 9.4776e-008
H2      1.0634e-001 1.0634e-001 1.0634e-001
HCHO,formaldehy 2.9761e-008 2.9761e-008 2.9761e-008
HCOOH   4.3993e-008 4.3993e-008 4.3993e-008
H2O     1.4764e-001 1.4764e-001 1.4764e-001
NH3     6.2717e-006 6.2717e-006 6.2717e-006
NO      2.2089e-008 2.2089e-008 2.2089e-008
N2      5.6853e-001 5.6853e-001 5.6853e-001
OH      6.0071e-007 6.0071e-007 6.0071e-007
    
```

## 7.10 Versuchsprotokolle

### Menoitios Testreihe 1 – 27.8.2008

#### ***Betrieb mit Ethanol und Standard Kompressor Injektor Einspritzung***

##### **Test 1.1 (mehrere Läufe)**

Aufbau: Injektorplatte ohne Brennkammer und Abschlussplatte, Zündung mittels Wunderkerze hinter dem Injektor

Zu testen: Zündbarkeit des Ethanoldampfes allgemein

Ergebnis: Ethanol Dampf erscheint, zündet aber nicht. Gegenteiliger Effekt: Ethanoldampf vermindert Abbrand der Kerze und löscht diese schließlich

Folgerung: Ergebnis nicht erklärbar!!!

##### **Test 1.2 (mehrere Läufe)**

Aufbau: Injektorplatte mit Brennkammer und offener Abschlussplatte zur Fixierung. Wunderkerze hinter der BK

Zu testen: zünden des Ethanol Dampfes

Ergebnis: Ethanol Dampf erscheint, zündet aber nicht, bzw. nur sehr kurz und äußerst schwach nachdem der Versuchsaufbau dahingehend verändert wurde, dass die Wunderkerze in die BK eingeführt wurde (längere Zeit der Flamme im Dampf)

Folgerung: mehr (Druck-)Luftzufuhr durch BK Luftrohr verbessert die Bedingungen

##### **Test 1.2 (mehrere Läufe)**

Aufbau: vollständiger Versuchsaufbau des geschlossenen Triebwerks (ohne Düse), Wunderkerze durch den Düsenhals eingeführt, Abbrand größtenteils innerhalb der BK.

Zu testen: zünden des Ethanol Dampfes im Triebwerk

Ergebnis: Keine dauerhafte Zündung des Triebwerks, vereinzelt kurzes stottern

und schwache Zündung. Schneller Abbrand der Wunderkerze, Funken treten aus dem Triebwerk hinten aus. Starke Beanspruchung des Düsenhalses durch die Magnesiumflamme. Möglicherweise kam es auch nur hier zu Zündung. Leichte Verkohlungen innerhalb der restlichen BK Teile (siehe Bilder). Auch kam es teilweise zu Dampf/Rauchentwicklung (möglicherweise durch Verbrennen des Düsenhalses). Problematisch war die Verstopfung oder beinahe Verstopfung des Düsenhalses durch die Wunderkerze.

**Folgerung:** Stottern ist Beleg für unzureichende Sauerstoffversorgung, möglicherweise durch hohen Sauerstoffverbrauch der Magnesiumflamme. Weiteres mögliches Problem: Magnesium bindet O<sub>2</sub> deutlich stärker als Ethanol, es bleibt in dem Bereich, in dem die nötige Zündtemperatur herrscht, kein O<sub>2</sub> für das Ethanol übrig. Könnte auch Ergebnis von Versuch 1.1 erklären.

### **Abschlussbemerkungen**

Insgesamt war Testreihe 1 nicht von Erfolg gekrönt, jedoch konnte eine wahrscheinliche Fehlerquelle in Form des Zündsystems gefunden werden. Es wird also ein neues Zündsystem benötigt, welches möglichst selbst keinen Sauerstoff verbraucht. In Betracht könnte ein Piezo Zünder oder eine Zündkerze kommen. Auch eine andere Installation als das Einführen durch den Düsenhals ist unbedingt notwendig.

Weitere Beobachtungen sind die starken Schäden im Bereich des Düsenhalses, entweder lediglich durch die Magnesiumflamme oder durch eine kurze Zündung (siehe Bilder). In der Endplatte über dem Kupferrohr ist ein kleiner Spalt zu sehen, welcher unbedingt zu reparieren oder die Platte auszutauschen ist!

Bemerkenswert sind auch noch die Schwärzungen an der großen und kleinen Abschlussplatte, da die Schwärzung hier weder radial oder nach oben sondern schräg nach oben ist. Mögliche Ursache ist der Wind oder ein Leck oder schlechter Abschluss des Kupferrohrs und der Abschlussplatte. Die seitliche Schwärzung ist nur an den Seiten der Platten zu finden, an denen das Kupferrohr anschließt.

## **Menoitios Testreihe 2 – 8.1.2009**

### ***Betrieb mit Ethanol Tröpfchenrohr Einspritzung***

***Tests fanden am Institut für Raumfahrtsysteme (IRS) der Uni Stuttgart statt***

#### **Test 1.1 (mehrere Läufe)**

***Aufbau:*** Einspritzsystem mit Brennkammer aber ohne Düsenendplatte (quasi nach hinten offene Brennkammer), Treibstoff Ethanol, statt Kompressor Druckluftanlage des IRS (ca. 6bar), der Ethanolmassenstrom wurde durch aufbiegen des Treibstoffröhrchens erhöht

***Zu testen:*** Zündbarkeit des Ethanoldampfs allgemein

***Beobachtung:*** Ethanol Nebel erscheint und kann mit Lötbrenner gezündet werden. Nach der Zündung ist ein stottern des Triebwerks zu hören. Stotternder Abbrand hinter dem Triebwerk mit gelber Flamme. Brenner zündet das Ethanol, dieses brennt hinterm Triebwerk ab, zündet dann zurück in die Brennkammer und erlischt dort. Bei Wegnahme des Brenners erlischt die Flamme nach kurzer Zeit (ein Abbrenn-Zyklus).

***Folgerung:*** Instabile Verbrennung. Vermutete Ursachen für das Problem sind:

1. Der Massenstrom insgesamt ist zu gering für die Größe des Triebwerks, die Stoffe verbrennen schneller als sie nachgeliefert werden können.
2. Druckstöße, die das Einspritzsystem beeinflussen (durch zünden des Triebwerks steigt der Druck und der Einstrom verändert sich).
3. Das Mischungsverhältnis ist suboptimal, einer der Stoffe wird schneller „aufgebraucht“ als der Andere.

#### **Test 1.2 (mehrere Läufe)**

***Aufbau:*** Einspritzsystem mit Brennkammer aber ohne Düsenendplatte (quasi nach hinten offene Brennkammer), Treibstoff Ethanol, Standard-Kompressor (ca. 9bar)

***Zu testen:*** Ist eine stabilere Verbrennung durch höhere Massenströme möglich (höherer Druck erhöht den Luftmassenstrom und den Ethanolmassenstrom)

***Beobachtung:*** gleiche Beobachtungen wie bei Test 1.1

***Folgerung:*** Das Problem liegt vermutlich nicht beim Massenstrom da eine



Erhöhung desselben keine Veränderung erbracht hat.

### **Abschlussbemerkungen**

Es scheint dass eine Erhöhung des Ethanolmassenstroms (also eine Veränderung des Mischungsverhältnisses), sowie eine Zündung des Nebels an einer Stelle, an der dieser eine niedrigere Geschwindigkeit besitzt, haben es nun ermöglicht das Triebwerk zumindest kurzzeitig, zu zünden.

Um die instabile Verbrennung nun in den Griff zu bekommen müssten nun wohl sehr fein abstimmbare Ventile eingebaut werden mit denen man den Ethanolmassenstrom während den Testläufen verändern kann, da hier vermutlich das Hauptproblem liegt.

Das Druckstöße, die bei der kurzen Zündung des Triebwerks entstehen, für die instabile Verbrennung verantwortlich sind ist eher zu bezweifeln, da das Einspritzsystem so konzipiert ist, dass es gegen äußere Druckänderungen relativ unempfindlich ist. Jedoch ist es natürlich denkbar das dieser Vorgang mit eine Rolle spielt, jedoch sollte dieses Problem bei sonst optimalen Bedingungen das Triebwerk nicht behindern.

## **Menoitios Testreihe 2 – 8.1.2009**

### ***Betrieb mit Ethanol Tröpfchenrohr Einspritzung***

***Tests fanden am Institut für Raumfahrtssysteme (IRS) der Uni Stuttgart statt***

#### **Test 1.1 (mehrere Läufe)**

***Aufbau:*** Einspritzsystem mit Brennkammer aber ohne Düsenendplatte (quasi nach hinten offene Brennkammer), Treibstoff Ethanol, statt Kompressor Druckluftanlage des IRS (ca. 6bar), der Ethanolmassenstrom wurde durch aufbiegen des Treibstoffröhrchens erhöht

***Zu testen:*** Zündbarkeit des Ethanoldampfs allgemein

***Beobachtung:*** Ethanol Nebel erscheint und kann mit Lötbrenner gezündet werden. Nach der Zündung ist ein stottern des Triebwerks zu hören. Stotternder Abbrand hinter dem Triebwerk mit gelber Flamme. Brenner zündet das Ethanol, dieses brennt hinterm Triebwerk ab, zündet dann zurück in die Brennkammer und erlischt dort. Bei Wegnahme des Brenners erlischt die Flamme nach kurzer Zeit (ein Abbrenn-Zyklus).

***Folgerung:*** Instabile Verbrennung. Vermutete Ursachen für das Problem sind:

1. Der Massenstrom insgesamt ist zu gering für die Größe des Triebwerks, die Stoffe verbrennen schneller als sie nachgeliefert werden können.
2. Druckstöße, die das Einspritzsystem beeinflussen (durch zünden des Triebwerks steigt der Druck und der Einstrom verändert sich).
3. Das Mischungsverhältnis ist suboptimal, einer der Stoffe wird schneller „aufgebraucht“ als der Andere.

#### **Test 1.2 (mehrere Läufe)**

***Aufbau:*** Einspritzsystem mit Brennkammer aber ohne Düsenendplatte (quasi nach hinten offene Brennkammer), Treibstoff Ethanol, Standard-Kompressor (ca. 9bar)

***Zu testen:*** Ist eine stabilere Verbrennung durch höhere Massenströme möglich (höherer Druck erhöht den Luftmassenstrom und den Ethanolmassenstrom)

***Beobachtung:*** gleiche Beobachtungen wie bei Test 1.1

***Folgerung:*** Das Problem liegt vermutlich nicht beim Massenstrom da eine

Erhöhung desselben keine Veränderung erbracht hat.

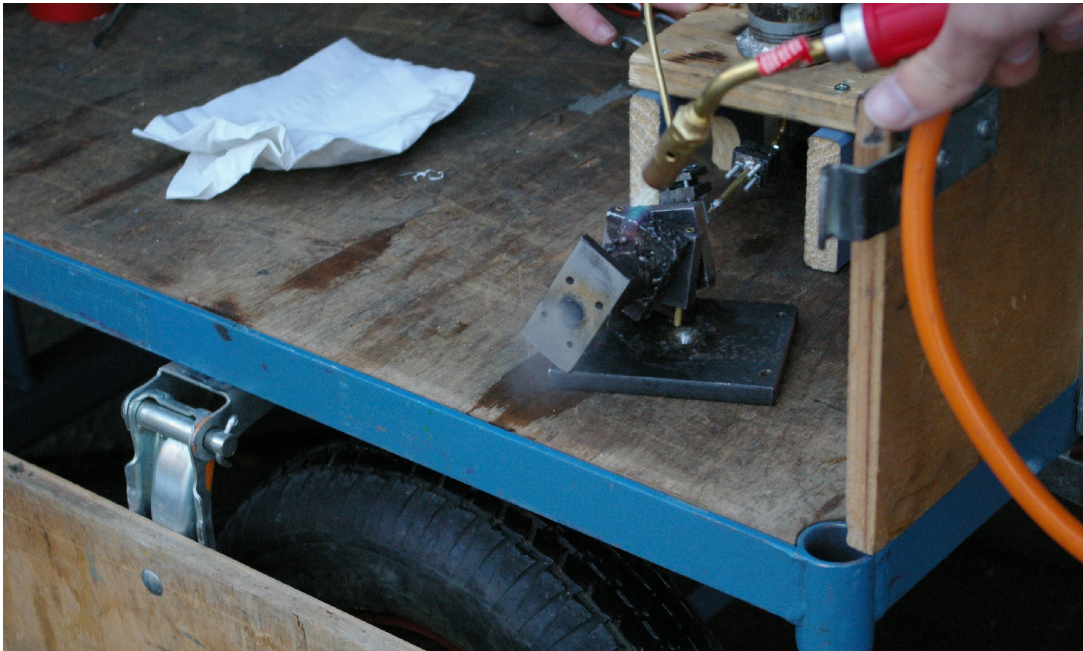
### **Abschlussbemerkungen**

Die Erhöhung des Ethanolmassenstroms (also eine Veränderung des Mischungsverhältnisses), sowie eine Zündung des Nebels an einer Stelle, an der dieser eine niedrigere Geschwindigkeit besitzt, haben es nun ermöglicht das Triebwerk zumindest kurzzeitig zu zünden.

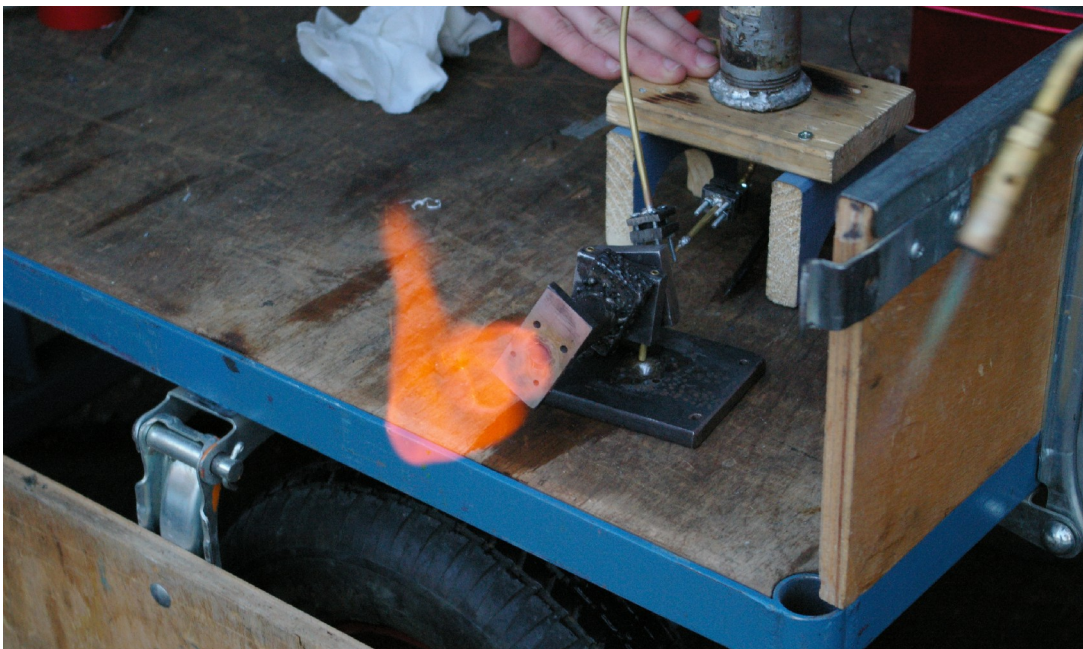
Das Phänomen des stotternden Triebwerks ist mir von meinem ersten Triebwerk her ebenfalls bekannt, dort hat eine feine Abstimmung des Mischverhältnisses ebenfalls zur kontinuierlichen Zündung geführt. Ich vermute deshalb, dass hier dasselbe Problem vorliegt.

Das Druckstöße, die bei der kurzen Zündung des Triebwerks entstehen, für die instabile Verbrennung verantwortlich sind ist eher zu bezweifeln, da das Einspritzsystem so konzipiert ist, dass es gegen äußere Druckänderungen relativ unempfindlich ist. Jedoch ist es natürlich denkbar das dieser Vorgang mit eine Rolle spielt, jedoch sollte dieses Problem bei sonst optimalen Bedingungen das Triebwerk nicht behindern.

Um die instabile Verbrennung nun in den Griff zu bekommen müssten nun wohl sehr fein abstimmbare Ventile eingebaut werden mit denen man den Ethanolmassenstrom während den Testläufen verändern kann, da hier vermutlich das Hauptproblem liegt.



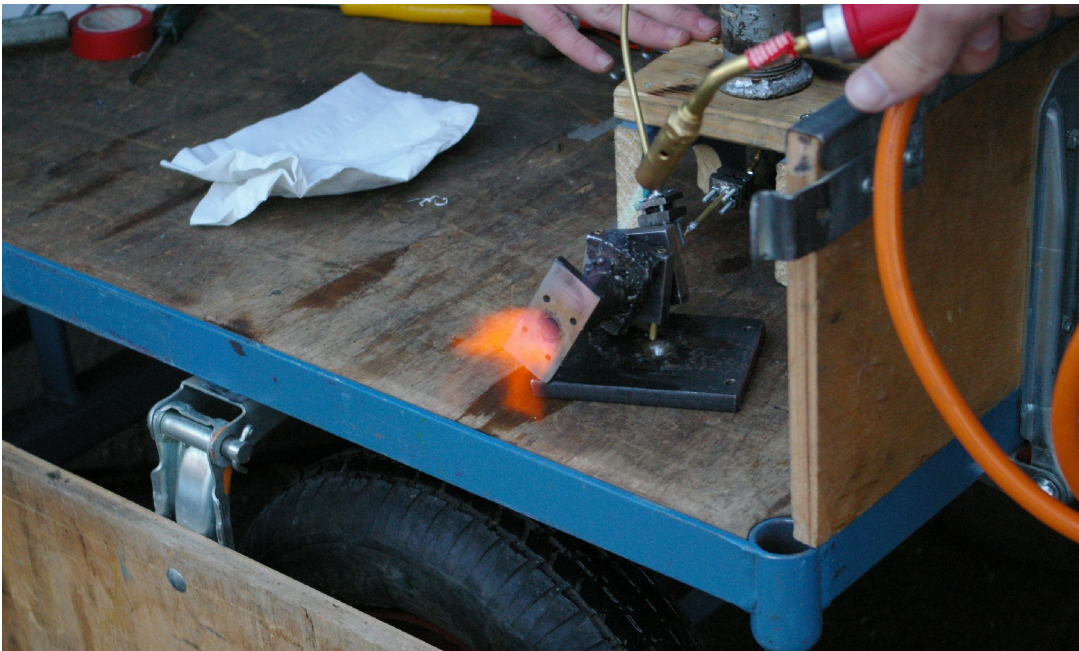
Austritt des Ethanolnebels aus dem Triebwerk



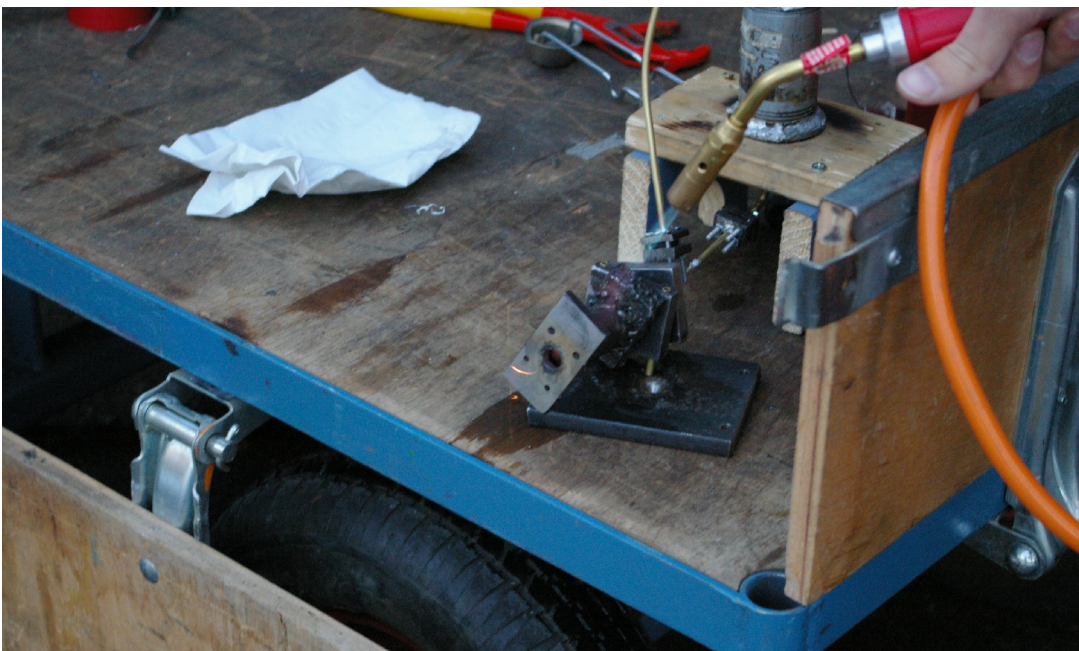
Zündung des Dampfes, zunächst helles abbrennen hinter dem Triebwerk

**Facharbeit am LMG Remseck: Flüssigkeitsraketentriebwerk - Entwicklung, Bau und Test**  
von Daniel Sproll

---



Äußere Flamme wird kleiner, Rückzündung ins Triebwerk beginnt



Abbrand jetzt im Triebwerk (man beachte die orangene Färbung in der Brennkammer und den herausfliegenden Funken) nach der Rückzündung ins Triebwerk