

# **Der Lorentz Thruster**

**von**

**Yunyi Pan**

**WEIRD SCIENCE CLUB**

**DARMSTADT**

**an der**

**Europaschule  
Lichtenbergschule**

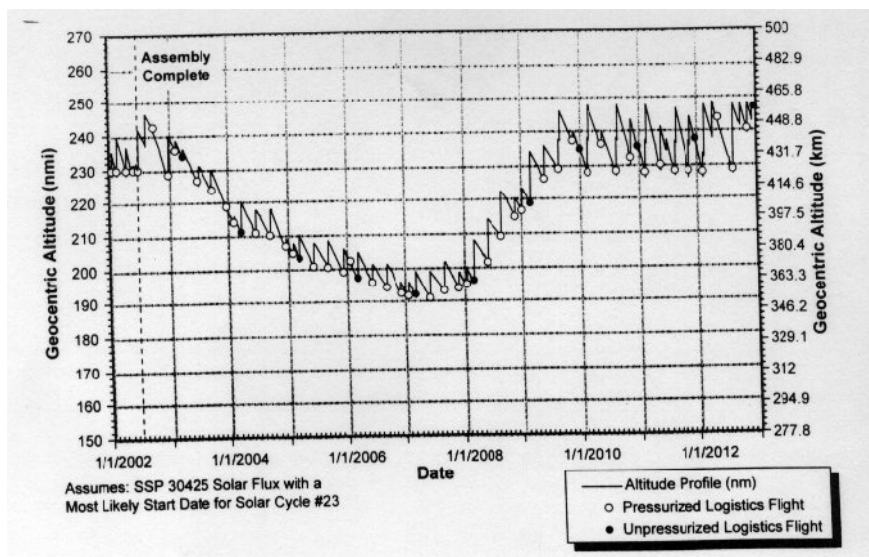
**Ludwigshöhstr. 105  
64285 Darmstadt**

# Inhaltsverzeichnis

- Einleitung
- Hypothese 1
  - Experimente
    - **Herstellung von Plasma**
    - **Kombination eines E-Feldes mit einem B-Feld**
    - **Herstellung eines Propellers**
    - **Messung**
  - Ergebnisse
  - Diskussion
- Hypothese 2
  - Experimente
    - **Herstellung von Plasma**
    - **Das Triebwerk**
    - **Schubmessung**
    - **Fehleranalyse**
  - Ergebnisse
  - Diskussion
- Hypothese 3
  - Konzeption eines AAT für die ISS
    - **Bahngeschwindigkeit**
    - **Scoop**
    - **LASER-Ionisierung**
    - **Reibung kontra Schub**
    - **Elektrisches Layout**
    - **Positionierung und Manöver**
  - Ergebnisse
  - Diskussion
- Danksagungen
- Literatur

## Einleitung

Zurzeit steht die globale Erwärmung im Zentrum unserer Umweltpolitik, aber nicht nur dort: Was kaum jemand weiß – auch die Raumfahrtforschung beschäftigt sich intensiv mit diesem Problem. Dort wo sich die Internationale Raumstation und andere LEO Satelliten (low earth orbiting) bewegen wird üblicherweise von „Weltraum“ gesprochen. Tatsächlich sind dort (obere Ionosphäre) aber Teilchen vorhanden, die die künstlichen Erdtrabanten abbremsen. Diese Reibungskräfte sind der Hauptgrund für die begrenzte Lebensdauer solcher Satelliten. Mit anderen Worten: LEO's müssen entweder einen Antrieb besitzen und deshalb auch Treibstoff an Bord haben, um in periodischen Abständen eine Bahnkorrektur vornehmen zu können oder müssen eine recht kurze Operationszeit in Kauf nehmen. Dies kann man sehr schön an der Bahnveränderung der ISS durch Reibung und die periodischen Boost-Manöver sehen:



**Abbildung 1: Veränderung der ISS mit periodischen Reboosts alle 90 Tage;**  
<http://www.esa.int/esapub/sp/sp1201/images/hand3.gif>

Wenn die Atmosphäre in Erdnähe wärmer wird, wird die Ionosphäre kälter werden, wodurch die Teilchendichte steigt. In Zukunft wird sich die Reibung auf LEO-Satelliten deutlich erhöhen und man sucht intensiv nach einfachen Triebwerken, die diesen Effekt ausgleichen können. Es wäre natürlich am besten, wenn man die vorhandenen Teilchen als Treibstoff für ein Triebwerk verwenden könnte...

## Hypothese 1

**Wenn man ein atmosphärisches Gas zu einem quasineutralen Plasma ionisiert, könnte man dieses Plasma in kombinierten elektrischen und magnetischen Feldern beschleunigen, so dass ein Schub entsteht. Damit wäre es vielleicht möglich einen Antrieb für tieffliegende Satelliten zu konzipieren.**

## Experiment

### Herstellung von Plasma

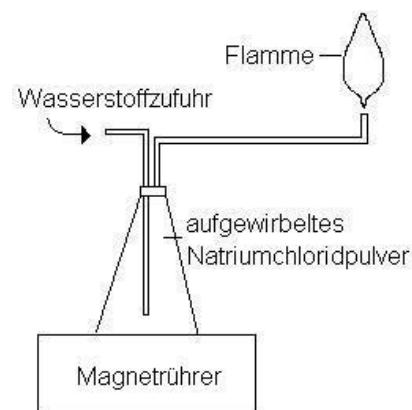
Um Experimente zur Beschleunigung eines Plasmas durchzuführen benötigte ich zunächst einmal ein Plasma. Die einfachste Art ein Plasma zu erzeugen ist mit Hilfe einer Flamme. Überlegungen über Hochspannungsentladungen oder Teslatransformatoren waren zu kompliziert und versprachen nicht die Menge an Plasma zu produzieren, die ich für die Experimente benötigte.

Zunächst entschied ich mich für eine Wasserstoffflamme, weil Wasserstoff sehr heiß verbrennt und in der Schule vorrätig ist. Dann versuchte ich die Flamme mit Ionen aus einer Lithiumchloridlösung anzureichern. Die Flamme wurde zwar sehr schön rot aber zu instabil (pulsierend). Darum ließ ich einen Wasserstoffstrom in einen Erlenmeyerkolben strömen, in dem von einem Magnetrührer fein pulverisiertes Kochsalz



Abbildung 4: Natriumflamme

herumgewirbelt wurde. Dadurch erhielt ich eine leuchtend gelbe und sehr stabile Flamme. Das Problem bei der Nutzung von Natriumchloridpulver war, dass ich keine Stahlwolle in die Glasspitze bringen konnte, da das Pulver sofort Klumpen bildet indem es sich verfängt. Darum durfte ich nur noch mit vielen Vorsichtsmaßnahmen unter Aufsicht experimentieren.



Schema der Ionenanreicherung



Abbildung 3: Kochsalzrauch

### Kombination eines Magnetfeldes mit einem elektrischen Feld

Um ein Magnetfeld zu erzeugen, befestigte ich 2 Spulen mit jeweils 1000 Windungen und einen Widerstand von 1 Ohm auf einem Eisenkern und brachte darauf 2 Eisenplatten parallel zueinander an. Danach befestigte ich 2 zueinander parallele Kupferplatten senkrecht zu den vorigen 2 Eisenplatten. Die Kupferplatten wurden an ein Hochspannungsgerät und ein Hochspannungsvoltmeter angeschlossen. Ich konnte Spannungen von 0V bis 10 kV anlegen. Die Spulen wurden über ein Labornetzteil angeschlossen, das über ein eingebautes Amperemeter verfügte. Das war wichtig, um die Stromstärke in den Spulen zu kontrollieren, damit die Spule nicht zu heiß wird. Die maximale Stromstärke in den Spulen betrug 1.5 A.

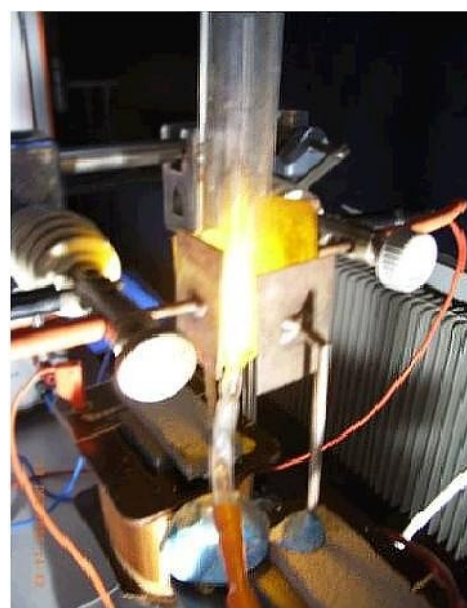


Abbildung 5: E- und B-Feld

## Herstellung eines Propellers

Um die Geschwindigkeit des aufsteigenden Luftstromes messen zu können, bastelte ich mehrere Propeller aus Aluminium, da die Rotation des Propellers proportional zu dem Luftfluss der aufsteigenden Luft ist. Ich bohrte ein Loch in die Mitte und steckte eine Stecknadel aus Eisen durch, die an einem Magneten hängt. Nach einigen Versuchen, nahm ich den Propeller mit 8 Flügeln, da dieser sich am gleichmäßigsten drehte.



Abbildung 6: Ein magnetisch aufgehängter Aluminiumpropeller

Durch die turbulente Luftströmung im Glasrohr, stieß oder streifte der Propeller manchmal das Rohr, sodass ich bei den Messungen oftmals abwarten musste, bis der Propeller wieder seine ursprüngliche Geschwindigkeit angenommen hatte, bevor ich die Spannung erhöhen konnte.

## Werte messen

Um die Geschwindigkeit des Luftstromes zu messen, benutzte ich ein Stroboskop, das die Frequenz des Propellers einfrore. Das Stroboskop besaß eine Anzeige in Hertz, sodass ein präzises Ablesen der Frequenz möglich war.

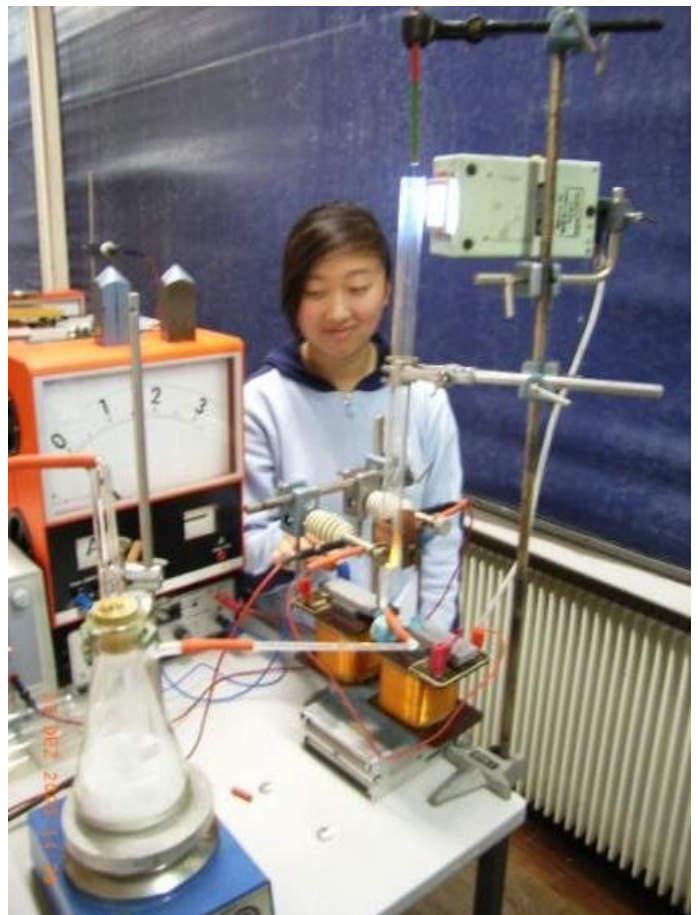
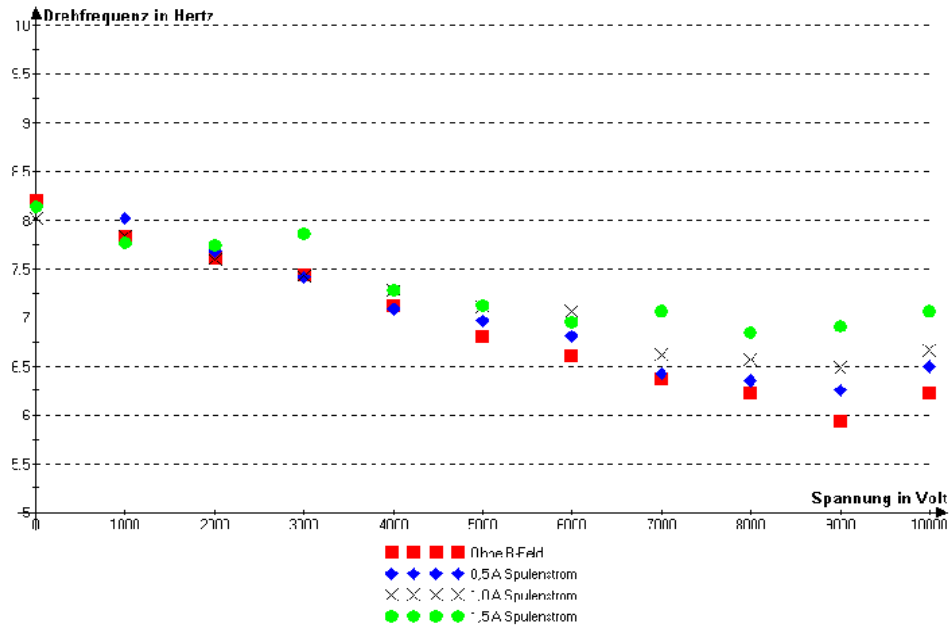


Abbildung 7: Ich mit der Messapparatur

## Ergebnis

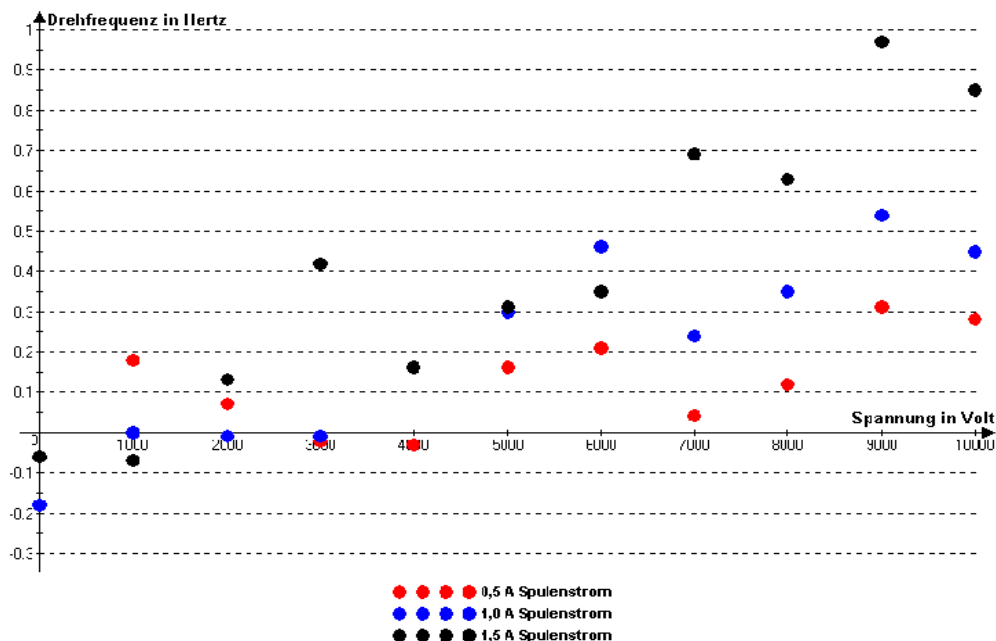
Durch das Erhöhen der Spannung des elektrischen Feldes nimmt die Frequenz des Propellers ab – er dreht sich langsamer. Man kann teilweise eine Teilung der Flamme beobachten. Die zwei Flammenhälften werden mit zunehmender Spannung zu den Kupferplatten gezogen. Durch das Einschalten des Magnetfeldes nimmt die Geschwindigkeit des Propellers wieder zu. Anhand der folgenden Tabelle kann man die Mittelwerte meiner Messungen sehen (ich habe jede E/B-Feld-Kombination dreimal gemessen):

**Geschwindigkeit der Luftströmung**



**Abbildung 8: Drehfrequenzabhängigkeit des Impellers in Abhängigkeit von der Beschleunigungsspannung und dem Magnetfeld**

**Geschwindigkeitszuwachs der Luftströmung im B-Feld**



**Abbildung 9: Abhängigkeit des Geschwindigkeitszuwachses des Impellers in Abhängigkeit vom Magnetfeld**

## Diskussion

Wenn man ein quasineutrales Plasma zwischen zwei elektrisch geladene Platten bringt, bewegen sich die positiven Teilchen zu der negativ geladenen Platte und die negativ geladenen zu der positiven Platte. Wenn man ein starkes, homogenes Magnetfeld senkrecht zu der Bewegungsrichtung der Teilchen einrichtet, wirkt nach der *linken Hand Regel* eine Lorentzkraft. Daraus folgt, dass die positiven Teilchen und die negativen Teilchen sich alle in die selbe Richtung bewegen, sodass ein Antrieb entsteht. Ich konnte die Richtigkeit dieser Überlegung an einer mit Ionen angereicherten Flamme zeigen.

Meine Messungen waren relativ ungenau, was an der Ablesegenauigkeit und dem sehr einfachen Aufbau liegt. Prinzipiell dürfte es möglich sein, mit dieser Methode einen Thruster zu bauen, der ein Plasma als Antrieb benutzt.

Ich habe dieses Problem nach meinen Messungen mit vielen Experten diskutiert. Ich war auf Einladung der ESOC am ESTEC in Amsterdam und habe mir am Institut für Raumantriebe an der Universität Stuttgart Schubmessungen an elektrischen Thrustern angeschaut.

## Hypothese 2

**Wenn man in einer Unterdruckkammer ein stabiles Plasma erzeugt, das in einem starken elektrischen Feld driftet und dieses senkrecht mit einem sehr starken Magnetfeld durchsetzt, sollte es möglich sein in einer Strömungsröhre durch eine hochempfindliche Geschwindigkeitsmessung des Restgases die Schubkraft abzuschätzen.**

## Experimente

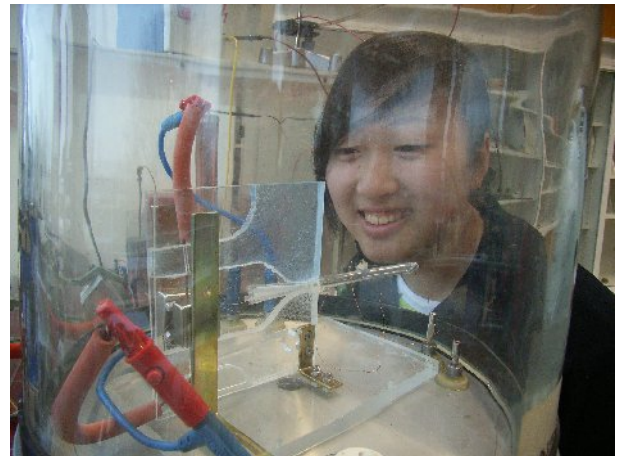
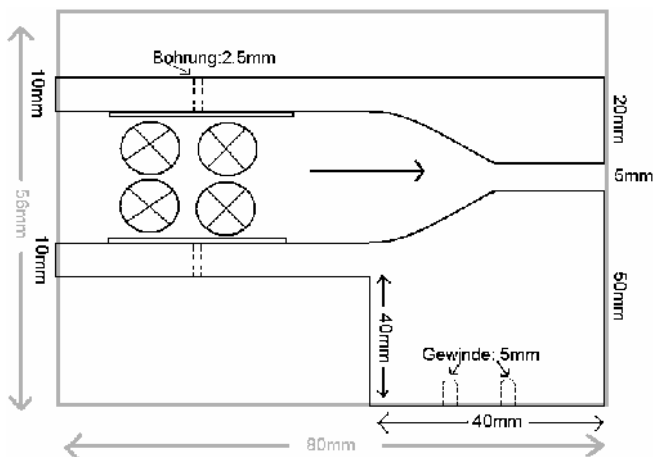
### **Herstellung von Plasma**

Um ein beständiges Plasma zu erzeugen benutze ich einen Teslagenerator, da ich diesmal auch unter niedrigem Luftdruck messen möchte. Der Teslatransformator besteht zunächst aus einem Hochspannungstrafo, der primärseitig mit 220V Wechselspannung von 50 Hertz gespeist wird. Das Windungszahlverhältnis ist 500/20000. Über eine parallele Funkenstrecke wird die Primärspule des Teslatrafos gespeist, die mit einer Leidener Flasche einen Schwingkreis bildet. In der langen Sekundärspule entsteht dadurch eine sehr hochfrequente Wechselspannung. Diese Hochspannung liegt an zwei Elektroden an, die sich im Abstand von 1cm in meinem Triebwerk in der Unterdruckkammer befinden. Aus Sicherheitsgründen und da durch die Funkenstrecke sehr viel Ozon produziert wird, habe ich den Teslatrafo unter einem Plexiglastkasten aufgebaut und eine Pumpe eingebaut, die das Ozon aus dem Labor pumpt.



**Abbildung 10: Teslagenerator und ich**

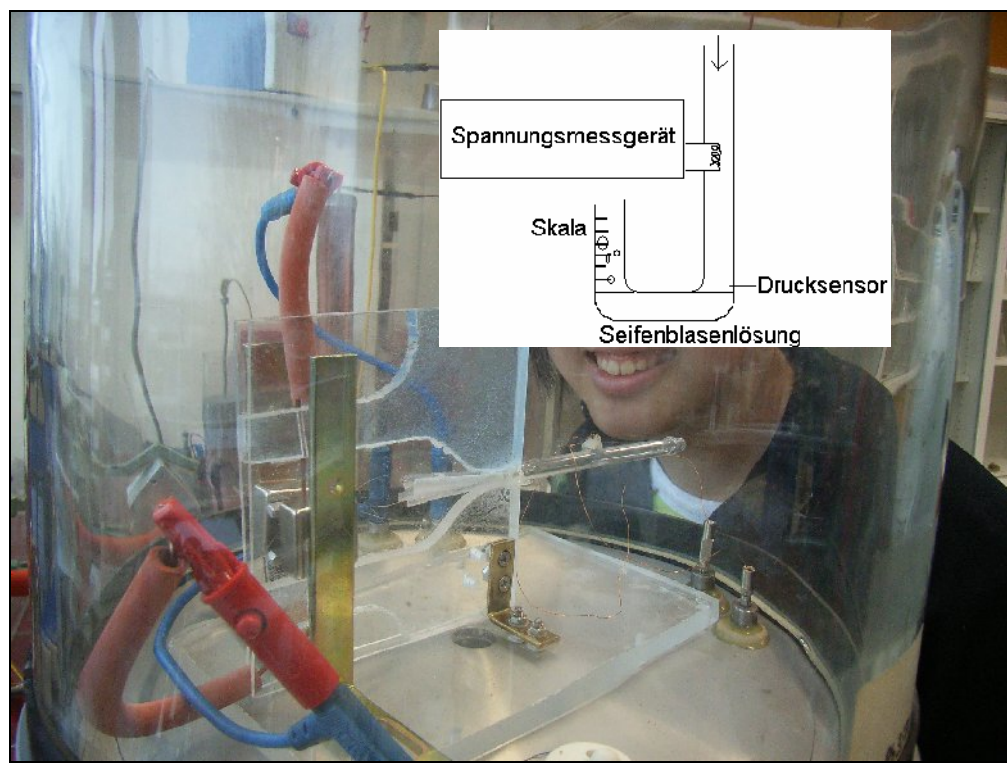
## Das Triebwerk



Abbildungen 11 und 12: Konzeption des Triebwerks und das fertige Exemplar

Die Beschleunigung der geladenen Teilchen findet in einer kleinen Rechteckröhre von 30mm Breite und 5mm Höhe statt. Dafür habe ich zwischen zwei je 80mmx56mmx2mm große Plexiglasscheiben zwei weitere 5mm starke Plexiglasscheiben befestigt. Die dickeren Scheiben sind bogenförmig geschnitten, so dass sie ein zulaufendes Rohr bilden, das hinten auf 6mm Durchmesser aufgebohrt wird. Dort wird das Messrohr mit der Geschwindigkeitsmessung eingesetzt. Um das Magnetfeld steuern zu können habe ich eine Zahnradkonstruktion ausgedacht, die mit einem Motor die Hochleistungspermanentmagnete an das Triebwerk heranfährt. In den ersten Experimenten habe ich einfach die Magnete auf zwei Winkeln an das Triebwerk gesetzt. Da die Haltekraft sehr hoch ist, halten sich die Magnete selbst fest. Ich habe mit einer Hallsonde aus der Physiksammlung die magnetische Flussdichte im Triebwerksraum zu **0,91 Tesla** bestimmt. Das passt zu den Herstellerangaben, wonach die Magnete auf der Oberfläche eine Flussdichte von 1,25T haben sollen.

## Schubmessungen





Die Schubmessung ist ein sehr großes Problem. Ich habe mich Monate damit beschäftigt. Ein Torsionspendel habe ich ebenso verworfen (Eichung), wie Laser (Brechungsindex) oder Ultraschall (Vakuu). Alle Experten in Stuttgart und bei ESTEC waren sich einig, dass die Schubkraft sehr klein sein würde und man wahrscheinlich ein sehr empfindliches Messsystem bräuchte. Ich wollte ein Messsystem haben, das eine Geschwindigkeit von 1mm/s noch auflösen konnte. Als wir im Weird Science Club die Probleme des Gaschromatographen der Shisha-Gruppe diskutierten, kam ich auf die Idee, bei meinem Triebwerk das gleiche System zu probieren: Ich habe in ein 6mm T-Rohr den Glühfaden einer 6V-Glühbirne mit Silikon eingeklebt. Das stellt im Prinzip ein Hitzdrahtanemometer dar. Wenn eine Luftströmung den mit konstantem Strom durchflossenen Heizdraht umströmt, ändert sich die Leitfähigkeit. Das System kann mit einer Pumpe geeicht werden, indem man einen Blasenähler einbaut. Die Wanderungsgeschwindigkeit der Blasen lässt Rückschlüsse auf den Volumenstrom zu und daraus kann man die Geschwindigkeit des Gases im Messrohr ableiten. Der Vorteil dieses Systems ist neben der sehr hohen Empfindlichkeit die Tatsache, dass das im Prinzip auch bei Unterdruck funktioniert. Ich habe also in eine Unterdruckkammer eine regelbare Aquarienpumpe eingebaut und bei verschiedenen Strömungsgeschwindigkeiten und bei verschiedenen Drucken den Spannungsabfall am Sensor gemessen.

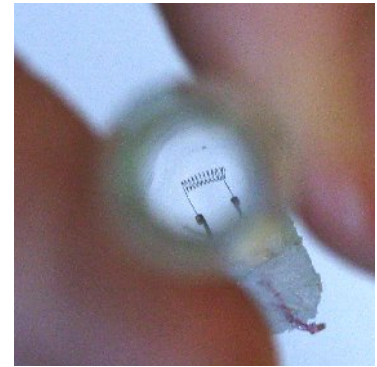
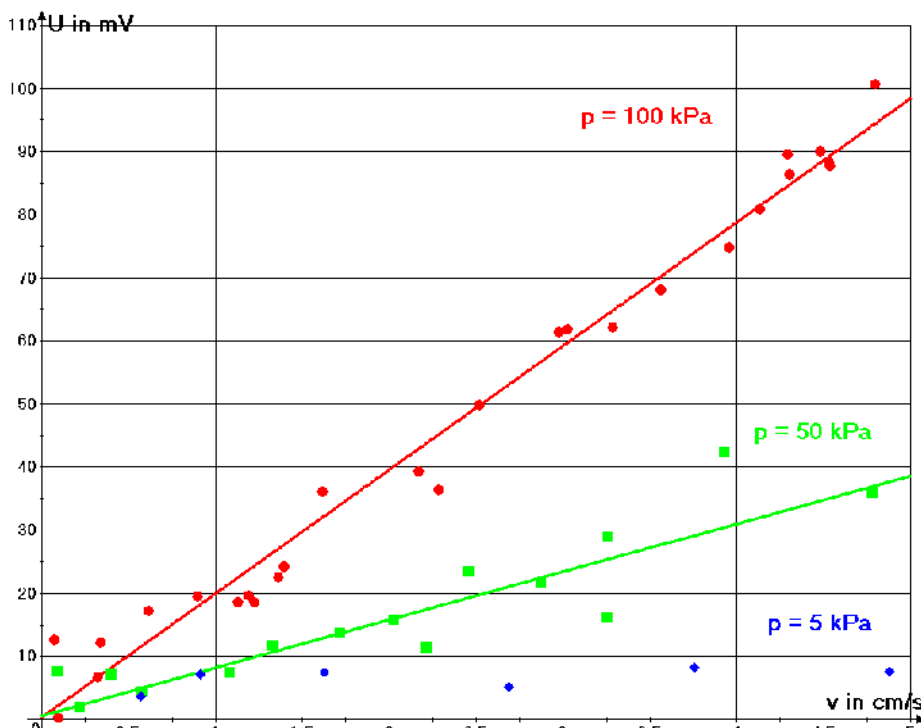


Abbildung 14: Glühfaden



Laufzeit (s)	Spannung (V)	Eichstärke (A)	Druck (kPa)
1	1,433	0,034	100,00
2	0,431	0,038	100,00
3	0,694	0,039	100,00
4	2,174	-0,030	0,2070
5	0,690	-0,032	0,2070
6	0,463	-0,036	0,2070
7	0,433	0,031	100,00
8	0,431	0,038	100,00
9	1,795	-0,019	0,2070
10	0,407	-0,031	0,2070
11	0,635	-0,032	0,2070
12	0,655	0,031	0,2070
13	0,114	0,030	100,00
14	1,708	0,036	0,2070
15	0,435	-0,030	0,2070
16	0,457	-0,030	0,2070
17	0,491	-0,035	0,2070
18	3,184	0,037	100,00
19	1,411	0,034	100,00
20	0,775	-0,030	0,2070
21	0,637	-0,030	0,2070
22	5,711	-0,012	0,2070
23	61,33	-0,037	0,2070
24	1,494	0,039	100,00
25	1,639	-0,030	0,2070
26	0,650	-0,035	0,2070
27	36,220	-0,013	0,2070

Abbildung 16: Screenshot der Eichmessungen

Oberhalb von 5cm/s Strömungsgeschwindigkeit platzten die Blasen bevor sie die Messstrecke durchlaufen hatten oder waren mit der Handstoppuhr nicht mehr verlässlich zu stoppen. Mit den Eichmessungen war ich eigentlich sehr zufrieden, denn der abgedeckte Bereich sollte die vom Thruster erzeugte Strömungsgeschwindigkeit abdecken.

In der Folge habe ich dann meinen Sensor in die aufgebohrte Thrusteröffnung eingesetzt und das Ganze in der Vakuumkammer verkabelt. In die Bodenplatte des Rezipienten wurden isolierte Buchsen eingebaut und ein Loch für die Druckmessung gebohrt.

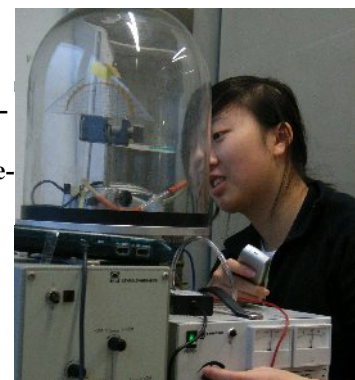


Abbildung 17: Eine Messung bei Unterdruck. Die Pumpenspannung regelt die Strömungsgeschwindigkeit. Laufzeit der Blase wird gemessen.



Abbildung 18: Versuchsaufbau

Nachdem die Eichmessungen sehr zufriedenstellend ausgefallen sind, habe ich das Triebwerk mit dem Messrohr auf die Platte des Rezipienten gebaut. Nachdem die Spannungsversorgung angeschlossen war konnte ich zum ersten Mal den Schub messen. Entgegen allen Erwartungen fiel die Spannung am Anemometer sehr stark ab. Daraus folgen theoretische Geschwindigkeiten, die um ein vielfaches höher liegen, als der Messbereich:

Schuommessung am Lorentzthrustrer						
p in kPa	Messwerte		Eichgeradengleichung	v in cm/s	S in l/s	F in $\mu$ N
	I in A	U in V				
99,7	0,2075	7,30669	$U = 19,6141541 \cdot v + 0,3310856$	372,5042	0,046563	9,299222
99,7	0,2075	6,08200		310,0652	0,038759	6,443032
99,7	0,2075	7,22203		368,1863	0,046024	9,084987
99,7	0,2075	6,29856		321,1572	0,040145	6,912254
99,7	0,2075	5,85884		298,7437	0,037343	5,981108
99,7	0,2075	6,94631		354,1312	0,044266	8,404513
99,7	0,2075	5,10422		260,2148	0,032527	4,53783
99,7	0,2075	5,73933		292,5946	0,036574	5,737422
99,7	0,2075	5,09108		259,5447	0,032443	4,514487
99,7	0,2075	6,24998		267,646	0,033466	4,800713
				Durchschnitt:		6,571557
50,0	0,2075	1,34333	$U = 7,6064924 \cdot v + 0,57375$	176,5271	0,022066	2,088368
50,0	0,2075	1,94482		255,6034	0,03195	4,378421
50,0	0,2075	2,16912		285,0921	0,035637	5,446966
50,0	0,2075	2,65999		349,6247	0,043703	8,191974
50,0	0,2075	2,82998		371,9732	0,046497	9,272728
50,0	0,2075	2,57642		338,639	0,04233	7,68521
50,0	0,2075	3,05365		401,3782	0,050172	10,79672
50,0	0,2075	2,09889		275,9887	0,034498	5,104698
50,0	0,2075	1,71411		225,2725	0,028159	3,400954
50,0	0,2075	3,46483		455,4479	0,056931	13,9015
				Durchschnitt:		7,026754
5,0	0,2075	0,45306	$U = 2,5 \cdot v$	181,2228	0,022853	2,200948
5,0	0,2075	0,15404		61,61766	0,007702	0,254446
5,0	0,2075	0,09565		38,26039	0,004783	0,098103
5,0	0,2075	0,22800		90,71066	0,01134	0,551543
5,0	0,2075	0,32800		130,7168	0,01634	1,145145
5,0	0,2075	0,16934		67,73422	0,008467	0,307460
5,0	0,2075	0,24666		98,66489	0,012333	0,652395
5,0	0,2075	0,34080		136,318	0,01704	1,245348
5,0	0,2075	0,06765		27,05831	0,003382	0,049067
5,0	0,2075	0,17457		69,82871	0,008729	0,326778
				Durchschnitt:		0,683124
Beschleunigungsspannung:			5000V			
Elektrodenabstand:			0,01m			
magn. Flussdichte (B) gemessen mit Hallsonde:			0,91T			
Plasmashubfläche (0,01m * 0,005m):			5E-5m <sup>2</sup>			
Sensorrohrfläche (4mm Durchmesser):			0,125cm <sup>2</sup>			

Abb. 19: EXCEL Auswertung der Messergebnisse

Ich konnte das Triebwerk immer nur für ca. 5 Sekunden einschalten, weil nach etwa 7 Sekunden das Plexiglas schmilzt. Nach etwa 2 Sekunden war der Spannungswert stabil. Um den Schub auszurechnen benutze ich die Tatsache, dass die Schubkraft ja gleich der Impulsrate ist, mit der das driftende Plasma Druck an die quasi ruhenden Luftmoleküle abgibt.

$$F = \rho A v^2$$

Mit den Eichgeraden aus der Eichmessung erhält man eine Geschwindigkeit von durchschnittlich ca. 3m/s und damit eine Schubkraft von etwa 6,5  $\mu$ N.

## Fehleranalyse

Um die Spannungswerte in Geschwindigkeiten umzurechnen kann ich nur von den Eichgeraden ausgehen. Meine Messwerte liegen aber in einem Bereich, von dem ich nicht weis, ob die Linearität noch gewährleistet ist. Bei einer um den Faktor 100-fachen Überschreitung des Messbereichs ist das eher unwahrscheinlich. Das bedeutet leider, dass die reproduzierbaren Spannungswerte bei eingeschaltetem Thruster nicht notwendigerweise von einer hohen Geschwindigkeit im Messrohr her stammen und deshalb die Schubkraft auch nicht annähernd im „gemessenen“ Bereich liegen muss. Da ich die Geschwindigkeit mit einem Hitzdrahtanemometer messe, bedeutet mein Messergebnis immerhin eine deutliche Erhöhung der Leitfähigkeit. Dies ist wahrscheinlich nicht ein Temperatureffekt durch das heiße Plasma, denn das hätte den gegenteiligen Effekt. Ionen könnten in einer Strömung mitgerissen werden und so zur Leitfähigkeit beitragen. Das impliziert aber immerhin eine Strömung. Ich muss mit Sicherheit davon ausgehen, dass auch schon bei niedrigeren Temperaturen sehr schnell nach dem Einschalten Spaltprodukte von Plexiglas mitgerissen werden und damit die Luftzusammensetzung verändert wird. Wenn diese Verbrennungsprodukte Ionen enthalten, sinkt meine Spannung. Als Fazit kann ich eigentlich nur angeben, dass der Thruster vielleicht erheblichen Schub produziert, ich ihn aber mit meiner von langer Hand geplanten Geschwindigkeitsmessung nicht messen kann.

Immerhin haben die Experimente gezeigt, dass der Thruster vielleicht eine sehr deutliche Strömung produziert. Um dies zu überprüfen, habe ich eine Kerzenflamme so ausgerichtet, dass die Schubströmung des Thrusters exakt auf den Docht gerichtet ist. Wenn der Thruster Schub produziert, sollte die Flamme dies anzeigen und bei 3m/s sollte sie ausgehen. Nach den Enttäuschungen der Geschwindigkeitsmessungen war ich sehr überrascht, das genau das passiert ist. Ich habe es immer wieder ausprobiert und dann auf Video aufgenommen:



**Abb. 20, 21, 22: Das Plasma hat gezündet und der Plasmazylinder bewegt sich durch die Lorentzkraft zum rechten Rand der Elektroden. Im nächsten Bild trifft die in der Düse beschleunigte Strömung die Flamme und bläst den unteren Teil weg. Im dritten Bild erzeugt das Plasma eine Flamme aus verbrennendem Plaxiglas und die Kerzenflamme ist deutlich zur Seite verblasen. (Ich werde dieses Video beim Wettbewerb vorführen).**

## Diskussion

Der Lorentzthruster produziert erheblich höhere Strömungsgeschwindigkeiten, als ich erwartet hatte. Mein Messsystem ist für solche Geschwindigkeiten überhaupt nicht geeignet, da ich meinen Eichbereich um das hundertfache überschritten habe. Dennoch scheinen die Werte im Rahmen der Messbedingungen reproduzierbar zu sein. Leider konnte ich meine Hypothese 2 nicht verifizieren. Immerhin scheint der Thruster doch mehr Schub zu entwickeln, als man hoffen konnte und ich konnte mit meinen Untersuchungen die Experimente mit der beschleunigten Flamme untermauern.

Um das System genauer zu untersuchen, benötige ich eine andere Geschwindigkeitsmessung. Lasermessungen sind in Luft schwierig, weil das Plasma wahrscheinlich zu viel Licht absorbiert; Ultraschallmessungen sind vielleicht möglich. Ich werde mir darüber Gedanken machen und eine neue Apparatur bauen. Da ich offensichtlich nicht unbedingt bei Unterdruckbedingungen messen muss, kann ich die Apparatur in den Schrank mit dem Teslatransformator einbauen. Durch die neuen Erkenntnisse hat sich so immerhin das Prinzip vereinfacht.

Obwohl der Lorentz Thruster offensichtlich signifikanten Schub entwickeln kann ist ein Einsatz im Weltraum zweifelhaft. Wenn man das natürliche Plasma der Ionosphäre verwendet hat man fast ausschließlich feie Elektronen und Sauerstoffionen als Treibstoff zur Verfügung. Elektronen sind gänzlich ungeeignet und Sauerstoffionen sind chemisch recht reaktiv. Das Hauptproblem ist aber ein anderes:

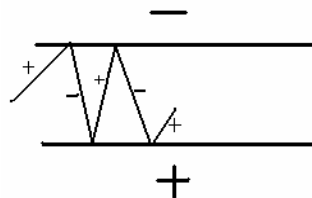
Wenn man Teilchen (Sauerstoffionen oder Stickstoffionen) unter den Ionosphärenbedingungen mit großer freier Weglänge in einem Lorentzthruster beschleunigt, werden sie zwar durch die Lorentzkraft einigen tangentialen Impuls aufnehmen, aber auch sehr schnell gegen die Elektrode stoßen. Da das Elektrodenmaterial für die Ionen rau ist, werden diese an der Oberfläche diffus gestreut und geben dabei den gerade gewonnenen Impuls wieder an die Wand ab. Der Nettoschub ist dann Null. An der Wand werden sich die Ionen zudem entladen.

Durch einen Laser kann man die Teilchen zwar wieder ionisieren, doch Schub entsteht eher nicht:



**Abbildung 23: Szenario im Lorentz-Rohr: Entladung, diffuse Streuung, Laserionisierung**

Eine weitere Möglichkeit wäre, dass die Teilchen umgeladen werden und nun zur anderen Elektrode beschleunigen, sich dort wieder umladen usw. Diese Möglichkeit wäre ideal, wenn eine elastische Reflektion ohne Tangentialimpulsabgabe möglich wäre:



**Abbildung 24: Elastische Streuung mit Umladung an einer ideal reflektierenden Elektrodenwand**

Ich habe Experten an der GSI gefragt, was wohl wann unter welchen Bedingungen passiert und sie wissen es leider nicht... Falls mein Thrusterkonzept signifikanten Schub entwickelt müsste man untersuchen, was mit Sauerstoffionen unter den Bedingungen der Ionosphäre in einem verdichteten Strahl an den Elektroden passiert. Insbesondere müsste man untersuchen, unter welchen Bedingungen diese Ionen reflektiert werden können. Aber das ist eine andere Arbeit...

## Hypothese 3

In der Hypothese 1 habe ich vermutet, dass man einen Antrieb für z.B. die ISS durch Beschleunigung von Ionosphäregasen erreichen könnte. Dies wird vielleicht nicht mit einem Lorentz-Thruster möglich sein. Dennoch sollte man auf Grund theoretischer Überlegungen solch einen Antrieb konzipieren können. Das will ich im Folgenden versuchen

## Konzeption eines AAT (Ambient Air Thruster) für die ISS

Ich habe auf der Basis bereits bestehender Technologien und meinen Erkenntnissen aus der Konzeption des Lorentz-Thrusters einen neuartigen elektrischen Antrieb für die ISS oder auch für LEO's entworfen, die die natürlich vorkommenden Ionen zum Antrieb nutzt. Indem man die Teilchen mit Hilfe eines Scoops magnetisch einfängt und sie elektrisch beschleunigt, sollte eine Schubkraft entstehen, die die Reibungskraft ausgleicht.

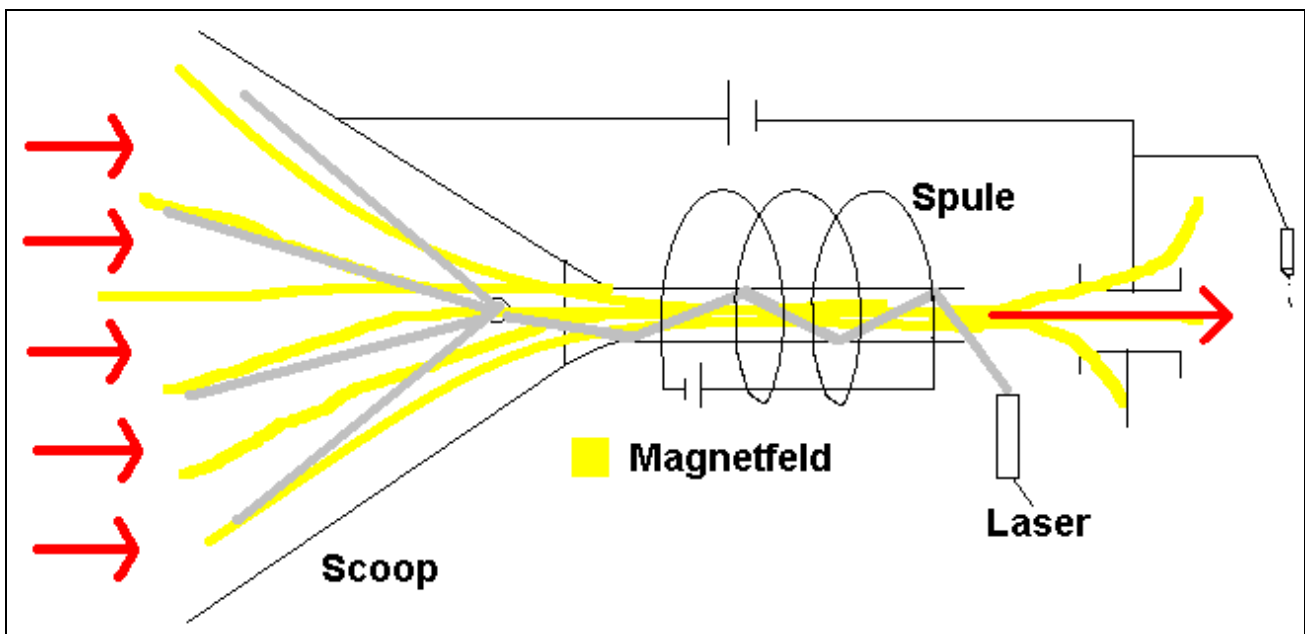


Abbildung 25: Grundidee des AAT, bestehend aus Scoop, Bussard-Kollektor, Laser, Beschleunigungsstrecke und Elektronen-Düse

## Bahngeschwindigkeit

Sowohl für die Abschätzung der Reibungskraft auf Satellit und Antriebssystem, als auch für die Berechnung des Schub-Szenarios ist die Bahngeschwindigkeit der ISS wichtig. Es handelt sich um eine Bewegung auf einer Kreisbahn im Schwerfeld der Erde:

$$\frac{m v^2}{r} = G \frac{M m}{r^2}$$

Die zum Bahnmittelpunkt zeigende Zentripetalkraft wird hier von der Gravitationskraft aufgebracht. Damit ergibt sich die Bahngeschwindigkeit zu:

$$v = \sqrt{\frac{G M}{r}}$$

Damit errechnet man z.B. für eine Höhe von 400 km über der Erdoberfläche eine Bahngeschwindigkeit von 7,67 km/s; dies ist die von der ISS angepeilte Flughöhe.

Wenn man die Temperatur der Gasteilchen in 400 km Höhe mit 1400K annimmt, kann man die „Schallgeschwindigkeit“ als mittlere thermische Geschwindigkeit ausrechnen (es gibt natürlich keinen Schall, weil es wegen der großen freien Weglänge keine Druckfortpflanzung gibt):

$$\bar{v} = \sqrt{\frac{3 R T}{M}}; R \text{ ist die Gaskonstante und } M_o = 0,016 \text{ kg/mol}$$

Damit wird die thermische Geschwindigkeit 1,48 km/s und das bedeutet, dass die ISS sich mit deutlicher Überschallgeschwindigkeit bewegt.

## Scoop

Der Teilcheneinfang ist das Herzstück des Thrusters, denn er sammelt ja den Treibstoff. Ist der Scoop sehr groß, kann man viele Ionen einfangen, hat aber auch sehr viel Reibung und mechanische Probleme. Ist der Scoop zu klein, ist der Schub vielleicht nicht ausreichend. Doch bevor man sich mit solchen Dimensionierungsproblemen beschäftigt muss man erst einmal verstehen, was in einem Trichter, der mit Überschallgeschwindigkeit durch ein sehr dünnes Plasma fliegt so alles passiert. Dies ist leider gar nicht bekannt. Darum muss man Szenarien entwerfen, die Grenzfälle abschätzen:

### 1. Grenzfall: Überschallflug mit Schockwelle

Wenn die Teilchen in den Trichter fliegen, kommt es zu einer Anhäufung von Teilchen und es bildet sich eine Bugwelle aus, die weiteren Teilcheneintritt verhindert. Dies würde nach einer Weile passieren, wenn die Teilchen nicht abgeführt werden können (Abb.26).

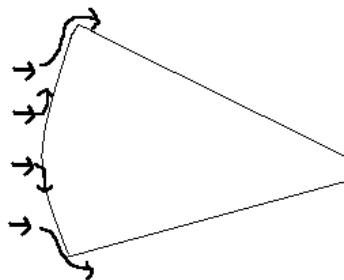


Abbildung 26: Überschallflug mit Schockwelle

### 2. Grenzfall: Überschallflug mit schwacher Druckkopplung

Wenn die Teilchen in den Trichter fliegen, werden sie gebremst und thermisch reflektiert. Entlang der Trichterwand ergibt sich eine schwache Strömung durch eine Druckwelle. Dazu müsste die Teilchenzahldichte deutlich höher sein (Abb.27).

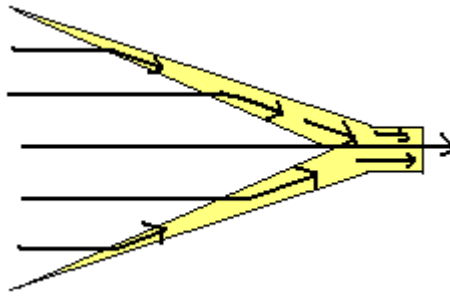


Abbildung 27: Überschallflug mit schwacher Druckkopplung

### 3. Grenzfall: Überschallflug ohne Druckkopplung mit elastischer Reflektion

Teilchen würden im Trichter reflektiert werden und in Fahrtrichtung wieder emittiert. Dies ist mit Tennisbällen wahrscheinlich, mit Ionen aber nicht (Abb.28).

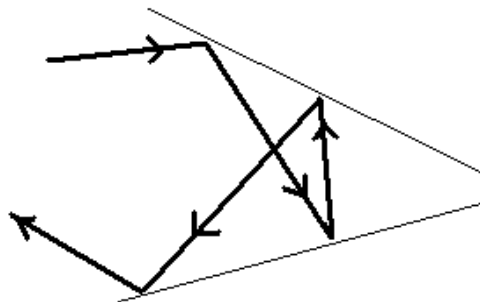


Abbildung 2811: Überschallflug ohne Druckkopplung mit elastischer Reflektion

### 4. Grenzfall: Überschallflug ohne Druckkopplung mit diffuser Streuung

Da die Ionen die aus Molekülen aufgebaute Wand des Scoops als „rau“ empfinden werden, werden sie diffus gestreut. Die rückgestreuten Ionen werden kaum mit einfallenden Teilchen zusammenstoßen, weil sie sehr klein sind und die mittlere freie Weglänge sehr groß ist. Der vierte Grenzfall ist der wahrscheinlichste und leider ungünstig, weil ein sehr hoher Prozentsatz der Teilchen diffus aus dem Trichter wieder herausgestreut wird (Abb. 29).

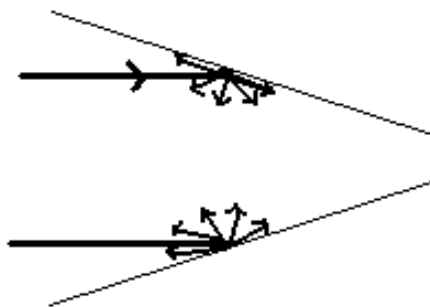


Abbildung 29: Überschallflug ohne Druckkopplung mit diffuser Streuung

Der 4. Grenzfall sollte unter den Bedingungen der sehr dünnen Atmosphäre der Realität am nächsten kommen. Um den Einfang zu optimieren und nicht zu viel Reibung zu haben, hatte ich die Idee den mechanischen Scoop mit einem Bussard-Kollektor zu kombinieren.

Der Bussard-Kollektor wurde von Dr. Bussard als interstellarer Ramjet entworfen, eignet sich meines Erachtens aber besser für den Ioneneinfang. Ein hoher Prozentsatz an einströmenden Ionen wird durch das Magnetfeld der Bussard-Spule nicht mit dem Scoop kollidieren und auf einer Spiralbahn in die Düse fliegen. Die thermisch gestreuten Ionen werden auf Kreis oder Spiralbahnen im Scoop gehalten und können dadurch allmählich mit einströmenden Teilchen über eine schwache Druckwechselwirkung tangentialen Impuls aufnehmen. Die magnetische Flussdichte der Bussardspule kann man abschätzen, wenn man die einfach geladenen Ionen mit Lorentzkraft auf eine Kreisbahn ablenket, die kleiner als der Radius der Beschleunigungsröhre ist. Für thermische Sauerstoffionen gilt dann:

$$B_{\text{Bussard}} > \frac{m \sqrt{\frac{3 R T}{M}}}{q r}$$

; Mit  $r=0,005\text{m}$ ,  $T=100\text{K}$  und  $M_{\text{O}}=0,016\text{Kg/mol}$  müsste die magneti-

sche Flussdichte  $B$  größer als  $0,015$  Tesla betragen. Ein zehnfaches dieses Wertes kann man leicht mit Permanentmagneten erreichen.

## LASER-Ionisierung

Falls die vorhandenen Ionen (hauptsächlich  $\text{O}^+$ -Ionen) nicht für einen effektiven Schub ausreichen, könnte man die restlichen Gasteilchen ionisieren. Die Ionisierungsenergie von Sauerstoffatomen liegt bei  $13,61$  eV, die von Stickstoff bei  $14,53$  eV. Man könnte im Prinzip einen Laser verwenden, weil man das Laserlicht gut einkoppeln kann:

Die benötigte Laserwellenlänge lässt sich ausrechnen:

$$E = h \frac{c}{\lambda}$$

Damit erhält man für  $\lambda_{\text{O}} = 90,9$  nm und  $\lambda_{\text{N}} = 85,1$  nm. Beide Wellenlängen liegen im UV-Bereich. Da die ausgelösten Elektronen nach dem Stoß noch kinetische Energie haben sollen, sollte die Wellenlänge etwas kürzer sein. Mit Plasmalasern ist dieser Wellenlängenbereich zugänglich.

## Reibung kontra Schub

Die Reibungskraft ergibt sich aus den Stößen der Teilchen mit dem Scoop und wird durch Impulserhaltung und Energieerhaltung beschrieben. Hierbei beschreibt der Anteil  $(g)$  die Abgabe des tangentialen Impulses an die Wand. Experimente der NASA ergaben, dass man  $(g)$  für Flüge in der oberen Atmosphäre mit  $1$  annähern kann – der tangential Impuls wird vollständig an die Triebwerksstrukturen abgegeben.

Die Energieerhaltung wird durch den Quotienten  $\alpha$  abgeschätzt:

$$\alpha = \frac{E_0 - E_r}{E_0 - E_w}$$

Dabei ist  $E_0$  die kinetische Energie des Teilches vor dem Stoß,  $E_r$  ist die Energie des reflektierten Teilchen und  $E_w$  ist die thermische Energie der Wand. Da  $\alpha$  auch im Bereich von  $1$  liegt, bedeutet das, dass die einfallenden Teilchen sich nach dem Stoß von der Oberfläche mit der thermischen Geschwindigkeit der Wand in eine beliebige Richtung bewegen:



$$\alpha = \frac{\frac{1}{2} m v_0^2 - \frac{1}{2} m v^2}{\frac{1}{2} m v_0^2 - 2 k T_w} = 1 \Leftrightarrow v = \sqrt{\frac{4 k T_w}{m_0}} = \sqrt{\frac{4 R T_w}{M_0}}$$

In diesem Zusammenhang ist es interessant, die Wandtemperatur abzuschätzen. Zwei Faktoren beeinflussen diesen Wert: 1. die Reibungswärme durch das auftreffende Gas und 2. die Wärme durch Sonneneinstrahlung. Die Reibungswärme kann man annähernd vernachlässigen, wie Untersuchungen an der ISS zeigen: die Temperaturen liegen im Bereich weniger 10 K. Die Sonneneinstrahlung liegt im Weltraum bei etwa 1,358 W/m<sup>2</sup>. Damit ergibt sich für die maximale Gleichgewichtstemperatur:

$$T = \sqrt[4]{\frac{P}{A \sigma}} \approx \mathbf{69,8K}; \quad \sigma \text{ ist die Stefan-Boltzmann-Konstante } (5,67 \cdot 10^{-8} \text{ W/m}^2/\text{K}^4)$$

Dies bedeutet, dass selbst bei senkrechter direkter Sonneneinstrahlung und maximaler Reibungswärme 100K kaum überschritten werden. Die abgebremsten Teilchen sind also ausgesprochen langsam, was den Einfang im Scoop sehr wahrscheinlich macht.

Ich gehe also davon aus, dass alle Teilchen, die sich durch die Einfangfläche A bewegen auch eingefangen werden und ihren tangentialen Impuls abgeben. Die Teilchen treffen dabei auf eine Fläche auf, die mit dem Öffnungswinkel des Trichters und der Auffangfläche A über A/sin $\alpha$  zusammenhängt. Die Reibungskraft (Drag) lässt sich beschreiben, wenn man die Situation mit einer newtonschen Strömung annähert, was hier durch das fehlende Kontinuum nicht ganz richtig ist – man hat ja eher einzelne Teilchen:

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 \frac{A}{\sin \alpha} c_d$$

Der Drag-Koeffizient  $c_d$  lässt sich mit dem Reibungskoeffizienten einer im Winkel  $\alpha$  angeordneten Platte unter Überschallbedingungen nach oben abschätzen:

$$c_d = 2 \sin^3 \alpha$$

$$\text{Damit wird die Reibung: } D = \rho v^2 A \sin^2 \alpha .$$

Mit 45° für den Öffnungswinkel  $\alpha$ , einer Geschwindigkeit von 7,67 km/s in 400 km Höhe und einer Atmosphärendichte von 10<sup>-11</sup> kg/qm erhält man eine Bremskraft von **2,94 10<sup>-4</sup> N/m<sup>2</sup>**!

Dies ist allerdings ein oberer Grenzwert, da ich oben durch die Überschall-Kontinuums-Annahme mit newtonscher Reibung die Kraftwirkung recht großzügig abgeschätzt habe – weil ich es aber auch nicht anders rechnen kann.

Um effektiv zu sein, muss mein Thruster-Design eine Schubkraft erzeugen, die höher ist, als die durch das Triebwerk zusätzliche Bremskraft.

Für die Schubberechnung gehe ich von einer Einfangfläche von 1m<sup>2</sup> aus. Die Gasdichte liegt wesentlich höher als die Ionendichte, da nur ein Teil ionisiert ist. In 400 km Höhe findet man an einem normalen Sonnenaktivitätstag etwa 10<sup>5</sup> Sauerstoffionen pro cm<sup>3</sup> und genauso viele freie Elektronen. Ich gehe für die Berechnung einmal davon aus, dass sich die Ionen mit der Bahngeschwindigkeit in den Thruster bewegen und 90% eingefangen werden.

$$\frac{N}{t} = 0,9 \rho A v$$

Pro Sekunde werden also  $N = 6,9 \cdot 10^{14}$  Teilchen im Thruster beschleunigt. Die Schubkraft ergibt sich aus der Summe der Beschleunigungskräfte aus allen Teilchen, die sich gerade innerhalb der Beschleunigungsstrecke befinden. Ich gehe davon aus, dass aus oben angeführten Gründen die Teilchen mit geringer Geschwindigkeit in die Beschleunigungsstrecke eintreten, weshalb ich diese Geschwindigkeit hier vernachlässige. Dann gilt:

$$F = qE = q \frac{U}{d} = m a ; \quad d = \frac{1}{2} a t^2 ; \quad t = \sqrt{\frac{2 m d^2}{q U}}$$

Die Zeit „t“ ist die Beschleunigungszeit der Ionen. Damit ist die Kraft auf die Anzahl der gerade beschleunigten Ionen:

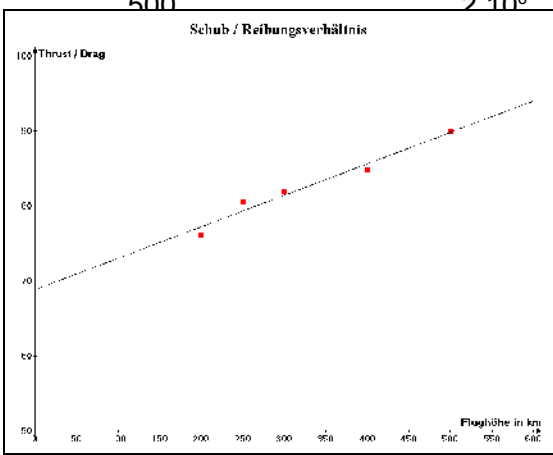
$$F = 0,9 \rho A v \sqrt{\frac{2 m d^2}{q U}} \frac{q U}{d} = 6,9 \cdot 10^{14} \sqrt{2 m q U}$$

Dies ergibt eine Schubkraft von  $6,36 \cdot 10^{-6}$  N, wenn 10KV Beschleunigungsspannung angelegt werden. Hier sieht man, dass bei dieser Art von Antrieb die vorhandenen Ionen nicht ausreichen, die Reibungsverluste zu kompensieren. Das ändert sich aber, wenn man die vorhandenen Sauerstoffatome und Stickstoffmoleküle ionisiert und beschleunigt.

Die Ionosphäre in 400 km Höhe enthält neben den Ionen etwa  $10^7$  Sauerstoffatome und etwa  $5 \cdot 10^6$  Stickstoffmoleküle also  $1,5 \cdot 10^7$  ionisierbare Teilchen pro  $\text{cm}^3$ . Alle diese Teilchen treffen auf den Scoop und da sie nicht geladen sind, stoßen sie auf die Wand, werden dort auf thermische Geschwindigkeit gebremst und durch die Ladung der Wand teilweise geladen. Ein weiterer Teil wird durch das in Fahrtrichtung gestreute Laserlicht ionisiert. Ich gehe im ungünstigsten Fall davon aus, dass 50% der Teilchen in die Düse gelangen und dann spätestens durch die Laserstrahlung einfach ionisiert werden. Die ausgeschlagenen Elektronen werden zum allergrößten Teil in der Wand absorbiert. Rekombinationen sind wegen der freien Weglänge unwahrscheinlich und in den 50% bereits integriert. Damit ergibt sich analog zu den obigen Berechnungen mit einer Teilchenzahldichte von 0,5 mal  $1,5 \cdot 10^{13}$  Ionen eine Schubkraft von  $5,3 \cdot 10^{-4} \text{ N/m}^2$  bei 10KV Beschleunigungsspannung.

Um zu untersuchen, ob es unter diesen Bedingungen eine optimale Flughöhe gibt, habe ich das Schub zu Drag-Verhältnis für verschiedene Flughöhen abgeschätzt. Dabei benutze ich folgende Teilchenzahldichten (nach Dressler):

Flughöhe in km	Sauerstoffatome pro $\text{cm}^3$	$\text{N}_2$ -Moleküle pro $\text{cm}^3$	Mittlere molare Masse M
500	$2 \cdot 10^6$	$10^5$	$1,66 \cdot 10^2$
		$2,5 \cdot 10^6$	$1,84 \cdot 10^2$
		$4 \cdot 10^7$	$1,94 \cdot 10^2$
		$10^8$	$2,00 \cdot 10^2$
		$1,05 \cdot 10^9$	$2,21 \cdot 10^2$



Bei 100% Effektivität gilt für das Schub / Reibungsverhältnis:

$$\frac{T}{D} = \sqrt{\frac{8 q U r N_A}{M G m_{\text{Erde}}}}$$

Man sieht, dass im LEO Flugbereich eine höhere Effektivität bei höheren Flughöhen wahrscheinlich ist.

Abbildung 12: Effektivitätsabschätzung

## Elektrisches Layout

Laserleistung: Der Laser soll pro Sekunde  $N = \rho A v t$  Teilchen ionisieren, wobei er z.B. die Wellenlänge von 50nm verwenden soll. Für eine Flughöhe von 400km und eine Teilchendichte (O + N<sub>2</sub>) von  $1,25 \cdot 10^{13}$  Teilchen pro m<sup>3</sup>,  $v = 7670$  m/s folgt:

Die Leistung ist:  $P = \frac{E}{t} = \frac{\rho A v h c}{\lambda}$ ; also 382 mW.

Die Bussardspule sollte man aus Permanentmagneten aufbauen, was zwar deutlich schwerer würde, aber keine Energie benötigt. Die Beschleunigung erfordert auch nicht viel Leistung und der Laser fällt kaum ins Gewicht. Die elektrische Leistung des Antriebs kann sehr leicht von Solarpanels zur Verfügung gestellt werden.

## Positionierung und Manöver

Mit einer Mindestkonfiguration von 3 Thrustern in 120° Stellung könnte man beliebige Manöver ausführen und damit die Lage der Station im Raum drehen.

## Danksagung

Ich möchte Herrn Dr. Dlabal danken, mit dessen Unterstützung mir das Projekt ermöglicht wurde.

Dem Physik LK von Herrn Dr. Dlabal danke ich für die vielen Tipps und für das Werkzeug und die Hilfen beim Sägen, Bohren und Feilen.

Herrn Walter, dem Physiksammlungsleiter der LuO, danke ich für die Erlaubnis Löcher in die Bodenplatte des Rezipienten bohren zu dürfen.

Bei Frau Dr. Nawaz aus der Abteilung Raumtransporttechnologie – Pulsed Plasma Thruster des Instituts für Raumfahrtssysteme bei Prof. Röser in Stuttgart bedanke ich mich für die Gespräche und Anregungen und dafür, dass ich Thruster in Aktion erleben konnte.

Bei Frau Dr. Sterken vom ESTEC in Amsterdam bedanke ich mich für die Einladung nach Amsterdam und die vielen Tipps.

Frau Dr. Pacros von der französischen Firma Snecma Ionenantriebssysteme möchte ich für ihre Expertise danken und für die ausführlichen Mails über den SMART-1-Thruster.

Bei den Physikern der GSI möchte ich mich bedanken, dass sie ihre Zeit für meine kuriosen Anfragen geopfert haben.

## Literatur

MASSACHUSETTS INSTITUTE OF TECHNOLOGY, UNCOLN LABORATORY, CALCULATION OF SATELLITE DRAG COEFFICIENTS, *E.M. GAPOSCHKIN*

*Group 91*, TECHNICAL REPORT 998, 18 JULY 1994

Spacecraft Propulsive Device Using Ambient Upper, Atmospheric Constituents for Reaction Mass, G.A. Dressler \*, *Northrop Grumman Corporation, Space Technology Sector, Redondo Beach, CA*

J. Laštovička, R. A. Akmaev, G. Beig, J. Bremer, J. T. Emmert: Global Change in the Upper Atmosphere, *Science* 314: 1253-1254 (2006)