



## Swiss Propulsion Laboratory SPL

H.U. Ammann; B. Berger  
Weststr. 69, CH-4900 Langenthal, Schweiz  
<http://www.spl.ch>, [info@spl.ch](mailto:info@spl.ch)

### SPL Raketentriebwerke aus der Schweiz

*"Die Träume von gestern sind die Hoffnungen von heute und die Realitäten von morgen."*

Robert H. Goddard, Raumfahrtpionier

Die Raumfahrt ist zur teuer, selbst eiserne Befürworter der Raumfahrt sind heute dieser Meinung. In den sechziger Jahren wurden mit Beträgen mit denen heute gerade einmal eine Oberstufe entwickelt wird, ganze Flotten von zuverlässigen Trägerraketen entwickelt. Technologisch gesehen ist nicht einzusehen, weshalb ein kleines Raketentriebwerk 1000x teurer sein soll, als der Motor eines Mittelklassewagens. Ein preisgünstiger Zugang zum Weltraum für Wissenschaft und Wirtschaft sehen wir als Schlüsselement für den Fortbestand einer innovativen, wettbewerbsfähigen Gesellschaft.

### Das „Swiss Propulsion Laboratory SPL“

*„Nichts sieht hinterher so einfach aus wie eine verwirklichte Utopie“*

Wernher von Braun

In der Schweiz gab es bis dato praktisch keinerlei Aktivitäten auf dem Gebiet der zivilen Raketenantriebe. Dies war einer der vielen Gründe, weshalb 1998 3 Ingenieure das *Swiss Propulsion Laboratory SPL* gründeten. Heute umfasst das Kernteam mehr als doppelt so viele Mitarbeiter, zudem arbeiten permanent 2-4 Studenten an, von SPL initiierten und betreuten, Projekten. SPL hat sich zum Ziel gesetzt, kostengünstige und zuverlässige Antriebskomponenten für kleinere und mittlere Raketen zu entwickeln und zu testen. Dazu gehören Brennkammern, Einspritzsysteme, Zündsysteme, kryogene Ventile, Tanks, Gasbedrückungssysteme usw. sowie komplexe Testeinrichtungen für Raketentriebwerke. Dieses Ziel wird in enger Zusammenarbeit mit anderen Firmen, Hochschulen und Universitäten verfolgt.

Das Programm gipfelt in der Entwicklung von Raketen der **X-Bow** Familie.

### Projekte

*"Real rockets have tanks"*

Sue McMurray

SPL's längerfristige Projekte sind die Trägerraketen der **X-Bow** Familie:

#### Die Familie der X-Bow Trägerraketen

##### **X-Bow I**

**X-Bow** ist abgeleitet von "crossbow (dt. Armbrust), früher ein weitverbreitetes Symbol auf Schweizer Qualitätsprodukten.

In diesem ersten Projekt wird die Technologie, welche für den Transport von Nutzlasten in eine erdnahe Umlaufbahn (LEO) notwendig ist, erarbeitet und getestet. Es handelt sich dabei um eine einstufige Rakete, welche Nutzlasten von 25kg in eine Höhe von > 100km transportieren kann (suborbital). Angetrieben wird sie von einem Kerosin/Flüssigsauerstoff (LOX) Triebwerk mit ca. 8-10 kN Schub. Die gewonnenen Erfahrungen bei der Entwicklung dieses Systems sind Grundvoraussetzungen für die folgenden Projektschritte. Die Förderung des Treibstoffes erfolgt mit Druckgas (Tridyne-Gasgemisch). Das Kerosin/LOX Triebwerk ist schwenkbar gelagert (Schubvektorsteuerung).

##### **X-Bow II**

Entwicklung und Bau einer zweistufigen, suborbitalen Rakete mit einem Startgewicht von ~1'500 kg. Beide Stufen werden von steuerbaren Kerosin/LOX Triebwerken angetrieben. X-BOW II ist zusätzlich rollstabilisiert. Die Förderung des Treibstoffes erfolgt ebenfalls mit einem Druckgassystem.

##### **X-Bow III**

Entwicklung und Bau einer dreistufigen Rakete mit einem Startgewicht von ~10'000 kg welche kleinere Nutzlasten ~20 kg in einen erdnahen Orbit befördern kann. Die Treibstoffzufuhr der ersten

Stufe erfolgt mit einer Turbopumpe. Die oberen Stufen basieren im Wesentlichen auf **X-BOW I & II**.

Ein paar Details zur **X-Bow I** Rakete:



Die **X-Bow I** ist eine einstufige Höhenforschungsrakete, konstruiert um kleinere Nutzlasten von 25 kg in Höhen bis zu 100 km zu transportieren (suborbital). Ihre Startmasse beträgt ca. 250 kg, angetrieben durch ein LOX/Kerosin Triebwerk mit 8 kN Schub. Die Brennstoffzufuhr erfolgt über ein Druckgas System. Die Länge beträgt 4 m, der Durchmesser ist 0.36 m. Das Triebwerk ist schwenkbar (Schubvektorsteuerung). Die Rollstabilisierung (Drehung um die Längsachse) erfolgt aerodynamisch. Klicken Sie auf das Bild um mehr über das Innenleben der X-Bow I zu erfahren ([PDF Dokument](#)).

Die **X-Bow** Raketen sind erklärtes Ziel von SPL, stellen jedoch die längerfristigen Bemühungen dar. Zur Zeit konzentriert sich SPL vor allem auf die Erarbeitung des Know-Hows und der Entwicklung einzelner Antriebskomponenten. Im Folgenden wird auf einige ausgewählte Projekte der letzten Jahre eingegangen.

## Raketenantriebe mit flüssigen Treibstoffen

*"There's no such thing as too much thrust"*  
Dick Rutan

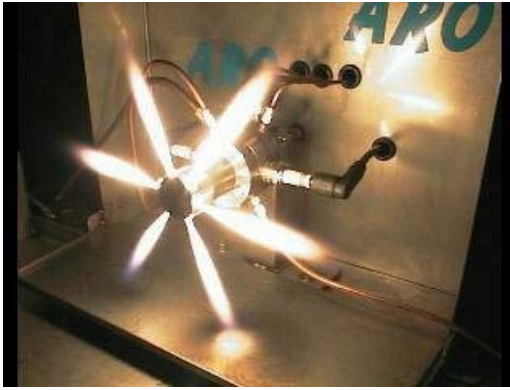
### Warum flüssige Treibstoffe?

Obwohl SPL auch Versuche mit sog. Feststoffmotoren unternommen hat, besteht die Kernaktivität in der Entwicklung von Antriebssystemen mit flüssigen Treibstoffen. Flüssige Treibstoffe wie Kerosin, Alkohol und flüssiger Sauerstoff sind nicht nur preiswert, sie sind zudem auch umweltfreundlich. Was bei den meisten festen Treibstoffen nicht der Fall ist. So produzieren beispielsweise die Feststoffbooster des Space Shuttle und der Ariane 5 bei jedem Start viele Tonnen von Salzsäure. Flüssigraketentriebwerke sind wesentlich einfacher zu regeln und erlauben eine wiederholte Zündung, was eine wichtige Voraussetzung für das Einbringen von Nutzlasten in eine definierte Umlaufbahn ist. Raketen mit flüssigen Treibstoffen sind zudem einfach zu transportieren, da sie vom Prinzip her Maschinen mit leeren Tanks darstellen. Dieser Aspekt ist wichtig, wenn die Transporte grenzüberschreitend erfolgen sollen. Dies ist in Europa der Regelfall, da so gut wie keine Startanlagen für Raketen existieren. Feststoffmotoren gelten als extreme Gefahrgüter, ein Transport eines fertigen grossen Motors über öffentlichem Grund scheitert daher schon zu Beginn an der Bürokratie und den Bewilligungsverfahren. Flüssigraketen werden bequem am Startplatz betankt (oder enttankt). Flüssigtriebwerke erlauben vorgängige Tests bevor die Montage in die Rakete erfolgt. Feststoff- und Hybridantriebe sind demgegenüber Unikate und nach einem Test verbraucht. Hier sind nur noch statistische Aussagen zur Zuverlässigkeit möglich. Betrachtet man Raketen als komplette Systeme (Handling ect...) so sind die an sich in der Herstellung aufwändigeren Flüssigraketen nicht teurer im Vergleich zu Feststoffraketen.

SPL plant keine Versuche mit hybriden (ein Teil des Treibstoffes fest, der Andere flüssig) Motoren. SPL ist der Ansicht, dass hybride Raketenmotoren vor allem die Nachteile der Flüssigtriebwerke und der Feststoffmotoren miteinander kombinieren.

### Zündsysteme

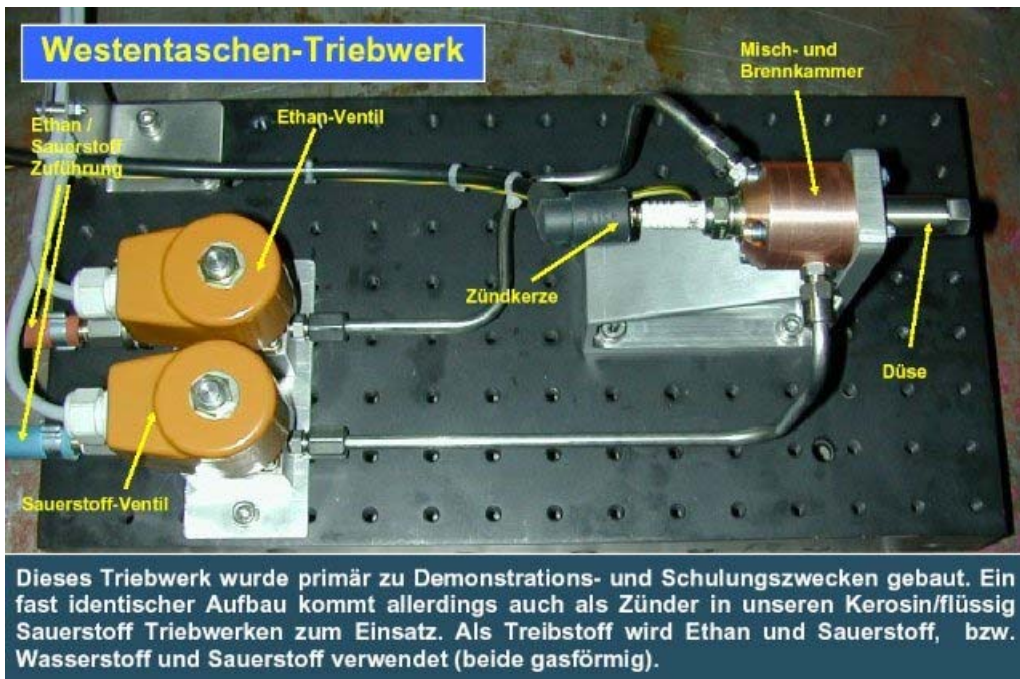
Die Entwicklung von Raketentriebwerken beginnt in der Regel bei den Zündeinrichtungen der Antriebe. Erratisches Zündverhalten kann unter Umständen zur Zerstörung des Triebwerkes und dessen Umgebung führen. SPL hat deshalb viel Zeit in die Entwicklung zuverlässiger Zündsysteme investiert. Die Zünder sind an sich kleine Raketentriebwerke und werden in unserem Fall meistens mit gasförmigen Komponenten betrieben und mittels Hochspannung gezündet.



Ein Zündsystem betrieben mit Kerosin und gasförmigem Sauerstoff. Die sechs radialen Flammen sorgen für eine sofortige gleichförmige Zündung in der Raketenbrennkammer (welche man hier nicht sieht)



Aktuelles Zündsystem welches mit Ethan/Sauerstoff bzw. Wasserstoff/Sauerstoff betrieben werden kann. Auf dem Bild sieht man wie die Flamme aus dem Einspritzkopf eines Triebwerkes mit 4 kN austritt. Der eigentliche Zünder befindet sich links und besteht aus einer Kupferlegierung.



### Regenerativ gekühltes 2.5 kN Ethanol/LOX Triebwerk

In Zusammenarbeit der der Fachhochschule beider Basel FHBB wurde ein regenerativ gekühltes Raketentriebwerk mit 2.5 kN Schub entwickelt. Treibstoff ist LOX/Ethanol (Alkohol). Die Brennkammer wird mit dem Alkohol gekühlt. Bei diesem Konzept wurde bewusst ein low-cost Ansatz gewählt. So ist die Brennkammer vollständig aus Aluminium gefertigt und nicht aus teuren Kupferlegierungen.

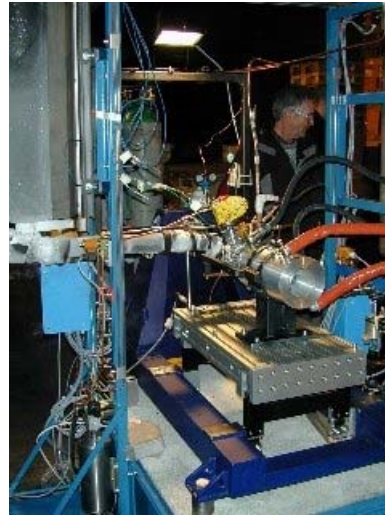
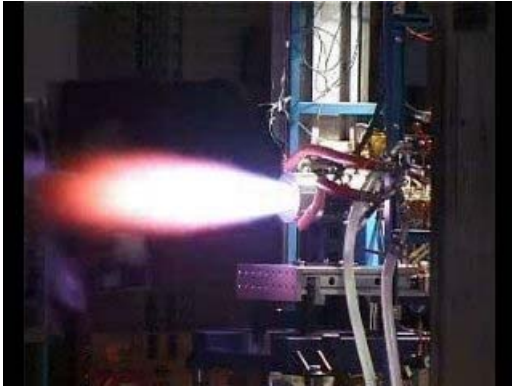


Die Einzelteile des Triebwerkes. Es ist komplett zerlegbar und kann somit nach jedem Einsatz inspiziert werden. Besonders wichtig ist die Inspektion der Kühlkanäle welche bei anderen Konstruktionen nicht zugänglich sind. Klicken Sie auf das Bild um eine grössere Version zu sehen.



Der innere Liner der Brennkammer mit den gefrästen Kühlkanälen. Der Düsenhals ist mit einem genaustens bearbeiteten Sattelstück umschlossen. Die Temperatur der Flüssigkeit in den Kühlkanälen kann mit kleinen Thermoelementen gemessen werden. Klicken Sie auf das Bild um eine grössere Version zu sehen.





3,2,1.. Zündung!

Testlauf der Brennkammer mit reduziertem Kammerdruck.

Hier wurde der Einspritzkopf nur teilweise mit Einspritzdüsen bestückt. Klicken Sie aufs Bild um einen Film des Testlaufes zu sehen (7.3 MB, Realmedia)

4 min [hires Realmedia Film](#) (7.3 Mb) .

4 min [lowres Realmedia Film](#) (2.6 Mb) .

Eine Übersicht des Testaufbaus. Man sieht links die gefrorene LOX Leitung. Das Triebwerk ist auf einem Messtisch montiert mit welchem der Schub gemessen werden kann. Klicken Sie auf das Bild um eine grössere Version zu sehen.

### X-Bow I Triebwerk

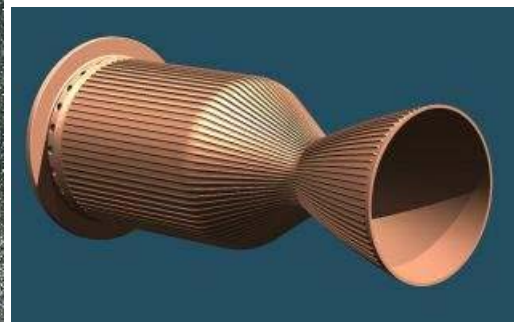
Dieses Triebwerk kommt im **X-Bow I** zum Einsatz. Es liefert einen Schub von über 8kN und wird mit LOX/Kerosin betrieben. Es ist mit dem oben beschriebenen Zündsystem beliebig oft wieder startbar. Die schwenkbare Treibstoffzufuhr erlaubt ein Auslenken des Triebwerkes um +/- 10° (Schubvektorsteuerung). Die Flugbahn des **X-Bow I** kann also genau gesteuert werden. Dies kann für wissenschaftliche Experimente wichtig sein. Das Triebwerk weist eine thermische Leistung von 43 MW auf, also die Leistung eines mittleren Flusskraftwerkes!

Eckdaten des Triebwerkes:

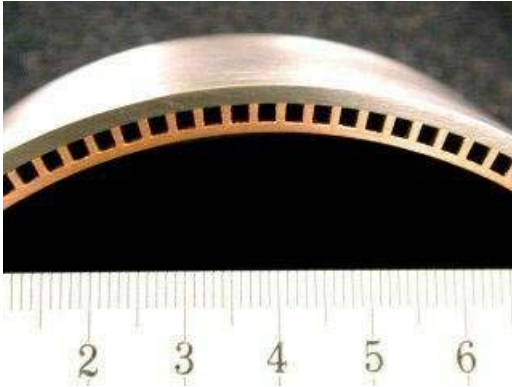
<b>Kammerdruck</b>	2 MPa (20 bar)
<b>Schub</b>	8 kN (Meereshöhe)
<b>Kammerdurchmesser</b>	140 mm
<b>Düsenhals</b>	56 mm
<b>Glockendüse, Expansionsverhältnis</b>	1:5.8
<b>Massenstrom</b>	3.5 Kg/sec LOX/Kerosin
<b>Schubvektorsteuerung</b>	2 Achsen +/- 10°



Ein Ansichtsmodell des Triebwerkes. Der Einspritzkopf (Injektor) auf der rechten Seite ist schon voll einsatzbereit. Bei der rechtwinklig abgekröpften Leitung handelt es sich um die Kerosinzufuhr. Das LOX wird zentral zugeführt.



Vom X-Bow I Triebwerk sind 2 Varianten geplant. Die erste kostengünstigere Variante verwendet eine ablativ gekühlte Brennkammer, die zweite Variante arbeitet mit einer regenerativ gekühlten Brennkammer. Auf dem Bild ist der innere Kupferliner einer solchen regenerativ gekühlten Variante sichtbar.



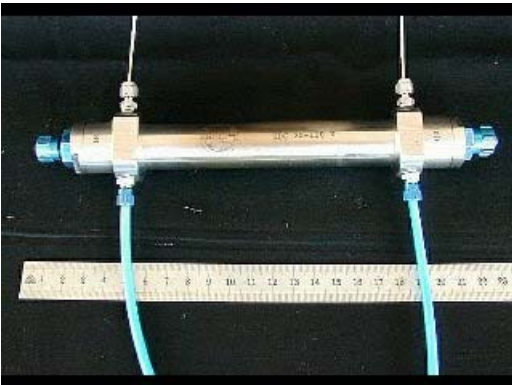
Die Kühlkanäle im Kupferliner werden mit einem elektrisch leitenden Wachs ausgegossen. Danach wird galvanisch eine dicke Schicht Nickel aufgetragen. Diese ist es auch, welche die mechanischen Belastungen aufzunehmen hat. Nach erfolgter Beschichtung wird das Wachs wieder ausgeschmolzen. Dies ist im Moment die am höchsten entwickelte Art Leichtgewicht-Brennkammern herzustellen. Die Triebwerke des Space-Shuttle und der Ariane 5 werden nach dem gleichen Verfahren hergestellt.



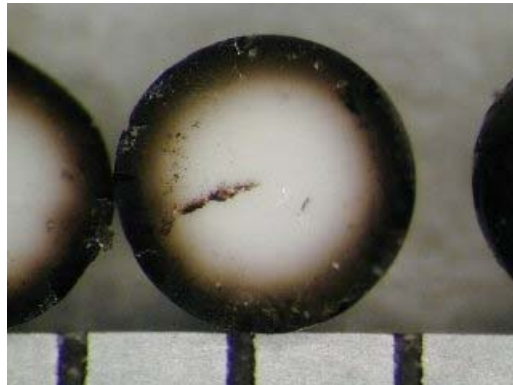
Die ersten Tests wurden mit einer nicht gekühlten dickwandigen Brennkammer durchgeführt. Diese übersteht selbst heftigste Verpuffungen und ist somit perfekt geeignet Zündsequenzen zu testen. Da die Kammer nicht gekühlt ist, sind nur kurze Brennzeiten von bis zu 3 Sekunden möglich.

### Tridyne Gasbedrückungssystem

Bei Raketen mit flüssigen Treibstoffen muss dieser unter hohem Druck in die Brennkammer eingespritzt werden. Dies kann mittels Pumpen (zum Beispiel Turbopumpen) oder mittels Druckgasförderung geschehen. Bei letzterer werden die Treibstofftanks mit einem Gas (in der Regel Helium oder Stickstoff) bedrückt und der Treibstoff so in die Brennkammer eingespritzt. Dieses Gas muss also in speziellen Hochdruckbehältern in der Rakete mitgeführt werden. Während der Gasentnahme kühlt sich das Gas im Hochdruckbehälter ab, es verliert an spezifischem Volumen. Somit steigt der Gasverbrauch, was sowohl die Kosten wie auch das Gewicht erhöht. Mit Tridyne kann man diesem Effekt entgegenwirken indem das Gas nach der Expansion wieder erwärmt wird. Bei Tridyne wird dem Arbeitsgas ein kleiner Prozentsatz Wasserstoff/Sauerstoff beigemischt welches dann in einem Katalysator zur Reaktion gebracht wird und somit das Gas erhitzt. Der H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> Anteil ist so gering, dass er unter der Zündgrenze liegt, es benötigt den Katalysator um die Reaktion zu starten. Das Gasgemisch kann so vorgemischt sicher im Tank gelagert werden. Der Katalysator besteht aus porösen Pellets von ca. 2mm Durchmesser die eine extrem grosse spezifische Oberfläche von ca. 200 m<sup>2</sup>/Gramm besitzen. Diese ist mit einem Edelmetall beschichtet, an dessen Oberfläche die Reaktion stattfindet. SPL hat ein Patent angemeldet, welches von diesem Prinzip gebrauch macht.



Katalysatorgehäuse gefüllt mit beschichteten Pellets. Das Gehäuse wurde in der Mitte von der Hitze bräunlich verfärbt (sog. Anlaufarbe). Die Eintritts- und Austrittstemperatur wird mit Thermoelemente gemessen.



Ein Blick durch ein Mikroskop auf ein gespaltenes Pellet. An der Peripherie sieht man die Beschichtung mit dem aktiven Edelmetall. Unten befindet sich eine Millimeterskala

### Turbopumpen

Gasgeförderte Raketenantriebe sind eine gute Lösung für kleine und mittlere Raketen. Bei grösseren Systemen werden die Treibstofftanks zu schwer (sie müssen ja den ganzen Einspritzdruck aushalten). Hier können Turbopumpen ihre Vorteile ausspielen. Es handelt sich hier um Zentrifugalpumpen die durch Gasturbinen angetrieben werden. Speziell das Pumpen von kryogenen Flüssigkeiten stellt eine besondere Herausforderung dar. Turbopumpen sind daher wohl die anspruchvollsten Komponenten die heute in Raketen eingesetzt werden und können das Gesamtsystem wesentlich verteuern. Auch hier möchte SPL aber das Gegenteil beweisen und entwickelt in einem längerfristigen Projekt low-cost Turbopumpen. Hierzu wird an der Fachhochschule Beider Basel FHBB eine Testanlage für Gasturbinen entwickelt.

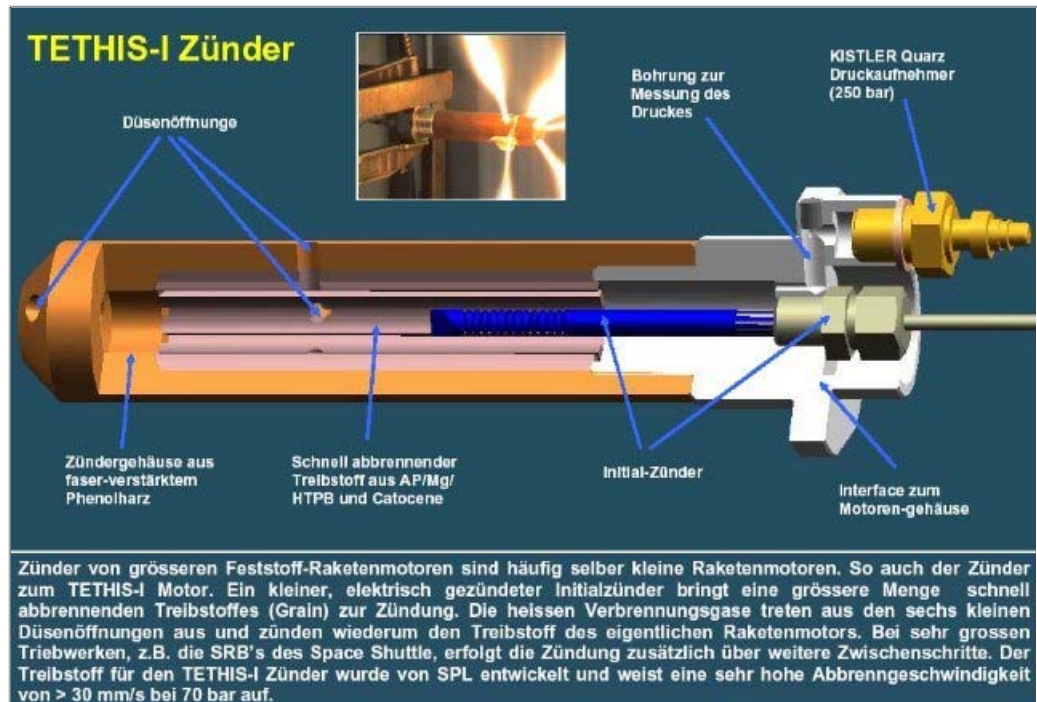
### Raketenantriebe mit festen Treibstoffen



Bei festen Treibstoffen sind Oxidator und Brennstoff nicht getrennt sondern zusammen in einem Kunststoffbinder eingeschlossen. Das ganze Gehäuse fungiert als Brennkammer und muss daher entsprechend isoliert werden und die Brennkammerdrücke aushalten. Daher weisen Feststoffmotoren in der Regel ein schlechteres Voll- / Leermasse Verhältnis auf. Auch ist ihr spezifischer Impuls tiefer als bei Flüssigtriebwerken. Einmal hergestellt sind sie aber fast beliebig lange lagerbar, was sie vor allem für den militärischen Bereich ideal macht. SPL hat diverse Versuche mit festen Treibstoffen durchgeführt, welche mit dem Test des 12 kN "Tethis I" Motor abgeschlossen wurden. SPL konzentriert sich nun auf die Entwicklung von Flüssigtrieben und deren Komponenten. Das erarbeitete Know-How war aber sehr wichtig und hat SPL schon manche Türen zu industriellen und staatlichen Partnern geöffnet.

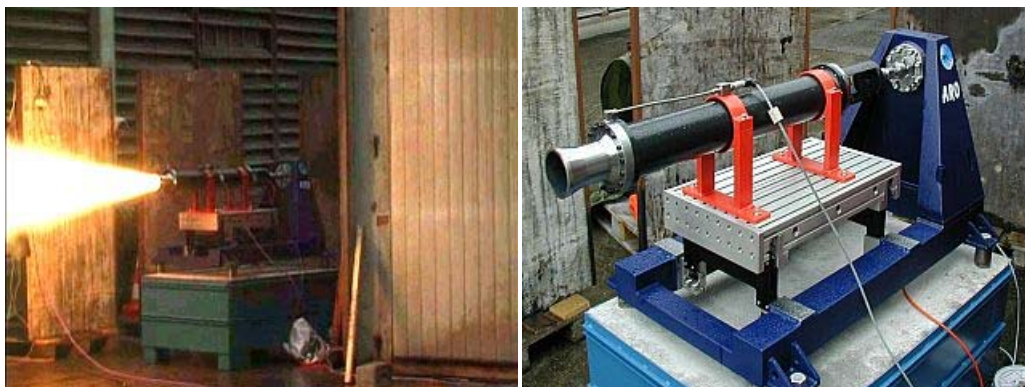
## Zünder

Zünder für Feststoffmotoren müssen den Treibstoff innert Bruchteilen von Sekunden an der ganzen Oberfläche entzünden können. Sie müssen daher innert kürzester Zeit grosse Energie- und Gasmengen freisetzen können. SPL hat zwei Typen von Zündern entwickelt, ein sog. pyrogener Zünder (siehe Beschreibung "Tethis-I Zünder") und einen neuartigen Zünder aus gesintertem Magnesium/Teflon-Pulver (siehe Beschreibung Tethis Motor).



## 12 kN Feststoffmotor "Tethis I"

Der "TETHIS-I" Raketenmotor ist ausgelegt für einen Gesamtimpuls von 17'000 Ns und einen maximalen Schub von 12 kN. Die Düse hat eine leichte Glockenform und ist an seiner engsten Stelle mit einem Graphit-Einsatz ausgestattet. Der Treibstoff ist aufgeteilt in vier Sektionen und hat eine Gesamtmasse von ca. 8 kg. In dieser Konfiguration kam eine Mischung aus Ammoniumperchlorat, Alu-Pulver, HTPB Binder usw. zum Einsatz.



Der Motor unter vollem Schub von 12 kN (1.2 Tonnen). Der maximale Schub war etwas grösser als erwartet und so kann man auf dem Video erkennen wie der 2.5 Tonnen schwere Sockel sich leicht hebt. [Klicken](#) Sie auf das Bild um einen Film zu starten (800 kB, benötigt [Real-Player](#))

Schubmessbank mit montiertem Tethis I Motor nach dem Testlauf. Die Einrichtung wird heute auch im Flüssigprogramm eingesetzt.



Eines der vier Treibstoffsegmente. Das Segment welches dem Zünder am nächsten war, enthielt zusätzlich CATOCENE, ein Katalysator welcher die Abbrandgeschwindigkeit erhöht.



Bild des eingesetzten Zünders bestehend aus gesintertem Magnesium- und Teflonpulver. Gemischt mit reaktiven Metallen wie Magnesium oder Aluminium verhält sich Teflon als leistungsfähiger Oxidator und ist alles andere als inert! Der Zünder brachte den Motor innert 30 ms auf den vollen Schub von 12 kN.

## Infrastruktur

*"Rocket science is rocket science, but rocket finance is by far the hardest part of the equation."*

Geoffrey V. Hughes, Rotary Rocket Co.

## Allgemeines

Der Schubprüfstand und die weiteren Räumlichkeiten der SPL sind auf dem Gelände und in den Gebäulichkeiten der ARO TECHNOLOGIES angesiedelt. Dadurch hat SPL Zugriff auf eine breite Palette an technischer Infrastruktur. Das fängt an bei modernsten CNC Fräs- und Drehmaschinen, umfasst auch sämtliche gängigen Einrichtungen und Schweißverfahren für die Metallbearbeitung und geht über Pneumatik und Hydraulik bis zu Elektrik und Elektronik. Das Ganze wird ergänzt durch ein umfangreiches Arsenal an Mess- Prüf- und Testeinrichtungen.

## Teststand für Triebwerke

Der Schubprüfstand verfügt über eine spezielle Schalldämpf-Einrichtung, die es erlaubt die extreme Geräuschentwicklung der Testläufe auf einen industrieüblichen Wert zu reduzieren. Ein Triebwerk mit 10 kN Schub erzeugt ca. 140 dB Schalldruck in einem Abstand von 50 m. Der Abgasstrahl wird in einem Rohr von 1.75 m Durchmesser und 10 m Länge aufgefangen. Die heißen Gase werden durch Einspritzen von Wasser abgekühlt und gelangen nach dem Durchströmen von Schikanen ins Freie. Das Schalldämpferrohr steckt in einem 12 m Stahlcontainer wobei die Zwischenräume mit 40 Tonen Sand gefüllt sind.





Das zu prüfende Triebwerk wird auf dem Tisch der Prüfbank aufgebaut und überträgt seinen Schub auf eine elektronische Kraftmesseinrichtung. Durch die besonders konstruierte Prüfbankmechanik wird eine praktisch reibungs- und hysteresefreie und damit äusserst präzise Erfassung der Schubkräfte ermöglicht. Eine eingebaute Kalibriervorrichtung sorgt für die dauernde Verlässlichkeit der Messresultate. Das Triebwerk feuert dabei in einen ausziehbaren Tubus der wiederum im eigentlichen Schalldämpferrohr mündet. Die Prüfbank sitzt auf einem massiven Sockel aus Stahl und Beton der seinerseits fest mit der 30 Tonen schweren Fundamentplatte der Prüfstandszone verbunden ist. Die Gesamtmasse der Prüfstandszone und der Schalldämpfeinrichtung beträgt gegen 100 Tonen.

Die momentane Ausbaustufe erlaubt das Messen von Triebwerken bis 30 kN. Durch Verlängerung des Schalldämpfsystems und Anpassungen an der Prüfbank kann der Testbereich bis auf ca. 120 kN erweitert werden.



Im orangen Container befindet sich die Schalldämpfeinrichtung. Der graue Container mit vorgelagertem Ventilator ist die eigentliche Testzelle. Im Hintergrund die Räumlichkeiten mit der Messdatenerfassung.

Während der eigentlichen Testphase dürfen sich keine Personen in der Testzelle aufhalten weshalb die Testanlage ferngesteuert wird. Die ganze Steuerung, Überwachung sowie die Messdatenerfassung befindet sich in einem für diesen Zweck ausgerüsteten Bürocontainer der in einem gewissen Abstand neben der Testzelle steht.

## Partner

- Ohne die Unterstützung von ARO Technologies wäre das Unternehmen SPL wohl nicht möglich. ARO Technologies gewährt SPL vollen Zugang zu ihren Werkstätten. Sämtliche Lokalitäten von SPL sind auf dem Gelände von ARO angesiedelt.
- Australian Space Reserach Institute ASRI. SPL ist am Projekt Ausroc 2.5 als Berater und Lieferant diverser Komponenten beteiligt. ASRI stellt SPL seine Startanlagen in Woomera zur Verfügung.
- Fachhochschule Beider Basel FHBB. Mit FHBB wurden bereits diverse Facharbeiten durchgeführt. Die zerlegbare regenerativ gekühlte Brennkammer ist ein Beispiel. Im laufenden Semester entwickeln zwei Gruppen einen Teststand für Turbopumpen bzw. einen Stufentrennmechanismus für den **X-Bow I**.
- TALIS-Institut. Mit TALIS ist eine Partnerschaft im Projekt "Enterprise" geplant.
- Diverse andere industrielle und staatliche Partner.

## Kontakt

**WWW:** [www.spl.ch](http://www.spl.ch)  
**allg. E-Mail:** [info@spl.ch](mailto:info@spl.ch)



**Adresse:** Swiss Propulsion Laboratory  
Weststr. 69  
CH-4900 Langenthal  
Schweiz  
**Telefon:** +41 62 916 1030  
**Fax:** +41 62 916 1035  
**Autoren:** Hansulrich Ammann, huammann@aro.ch  
Bruno Berger, bruno.berger@spl.ch

© SPL, 1.9.2004

### Helium Tank

Der kugelförmige Helium Tank besteht aus einer metallischen Innenhülle welche mit Kevlarfasern umwickelt ist um der Belastung von 30 MPa Innendruck zu widerstehen. Zwei Gewindeanschlüsse sind an den inneren metallischen Teil des Tankes geschweisst. Das Helium wird durch die Tridyne-Heizung aufgeheizt um der Abkühlung während der Expansion des Gases entgegenzuwirken.

### Tridyne Heizung

Durch die Expansion wird das Helium stark abgekühlt und verliert so an spezifischem Volumen. D. h. man benötigt zusätzliches Gas welches das Gewichtsbudget belastet. Tridyne verwendet ein Gasgemisch aus wenigen Prozenten Wasserstoff und Sauerstoff welches dem Helium beigefügt ist. Dieses wird dann in einem Katalysator verbrannt und somit das Helium erhitzt. Der Prozentsatz von O<sub>2</sub>/H<sub>2</sub> verglichen mit dem Anteil des Heliums ist so gering, dass es unter normalen Bedingungen nicht reagieren kann, es benötigt dazu zwingend den Katalysator. Dadurch ist es nun möglich das gesamte Gemisch gefahrlos in einem Tank unterzubringen. Nicht nur das ausströmende Gas wird aufgeheizt, sondern auch das im Tank verbleibende Gas. Der Katalysator besteht aus Keramikugeln welche mit Edelmetallen beschichtet sind.

### LOX-Kerosin Triebwerk

X-Bow I wird von einem LOX/Kerosin Triebwerk mit 8 kN Schub angetrieben. Die Brennkammer hat einen Durchmesser von 140 mm, der Düsenhals ist 56 mm weit. Der Brennkammerdruck beträgt ~2 MPa. Die Düse ist eine 80% Glockendüse mit einem Expansionsverhältnis von 1:5.6. Sein Gewicht beträgt ungefähr 7 Kg. Brennzeit ~50 Sek. (Gesamtimpuls: 400 kN Sek). Die Brennkammer besteht aus Silica/Phenol, ist ablativ gekühlt und das einzige Bestandteil welches nach einem Flug ersetzt werden muss. Mittelfristig ist der Einsatz von CC-Composites geplant. Das Triebwerk ist schwenkbar gelagert (Schubvektor Steuerung). Es wird durch ein elektrisches Zündsystem gezündet, welches es erlaubt mehrere Neustarts durchzuführen.



### Nutzlastverkleidung

Die Nutzlastverkleidung enthält die eigentliche Nutzlast (z.B. Experimente) und das Bergungssystem. Das Bergungssystem erlaubt mehrere Konfigurationen:

- Bergen der Nutzlast alleine
- Bergen der Nutzlast und Navionik
- Bergen der ganzen Rakete

### Navionik

Die Navionik enthält alle Systeme die zur Steuerung der Rakete nötig sind: Telemetrie, GPS, Trägheitsnavigation, Batterien usw. Ein Bordcomputer mit einem Echtzeit-Betriebssystem (Vx-Works) steuert alle Subsysteme wie Schubvektorsteuerung, Ventile, Fluglageregelung usw.

### LOX Tank

Der LOX-Tank besteht aus einer metallischen Innenhülle welche mit Kohlefasern umwickelt ist um der Belastung durch die Druckbeaufschlagung zu widerstehen. Schwallbleche verhindern das herumschwappen des flüssigen Sauerstoffes im Tank. Der Tank ist integrierter Bestandteil der Aussenhülle.

### Kerosin Tank

Der Kerosintank ist aus Kohlefaser-Composite hergestellt. Er ist ein integrales Bestandteil der Aussenhülle. Durch einen zentralen Tunnel wird die LOX-Leitung zum Triebwerk geführt. Schwallbleche verhindern das Herumschwappen des Treibstoffes im Tank

### LOX Ventil

Das LOX Ventil ist ein pneumatisch betätigtes Kugelventil. Die Steuerventile und Positionssensoren sind integrierter Bestandteil des Gehäuses. Ventil und Antrieb sind thermisch voneinander isoliert.



# X-Bow I