

# SMART ROCKETS

## DER BEITRAG DER TU DRESDEN AM STERN - PROGRAMM DES DLR

O. Przybilski, TU Dresden, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, 01062 Dresden,  
Deutschland

### Zusammenfassung

Im Rahmen eines bewilligten Antrages zum DLR-Förderprogramm STERN (Fördernummer 50 RL 1256) werden ab August 2012 unter Anleitung vom Projektleiter Przybilski und zwei Doktoranden Studenten verschiedener Semester innerhalb ihrer Ausbildung im Hauptstudium eine kleine flüssigkeitsgetriebene Forschungsrakete entwickeln, bauen und starten. Erklärtes Ziel ist, die Studenten in die Thematik „Kleinrakete“ mit allen Untergliederungen tief einzuarbeiten, da ja die gleichen Systeme vorliegen, wie bei einer Trägerrakete im großen Maßstab. Somit erhält jeder Student einen sehr praxisnahen und systemübergreifenden Gesamtüberblick über ein komplexes technisches Gerät von der Auslegung bis hin zur Qualitätssicherung.

Im Zuge der Entwicklung wird ein transportabler Prüfstand für Brennkammern und Untersysteme entworfen, gebaut und zertifiziert. Am Prüfstand werden die Studenten den Umgang mit den Medien LOX (flüssiger Sauerstoff), LN<sub>2</sub> (flüssiger Stickstoff) sowie Ethanol erlernen und eine koaxiale Mischdüse mit zugehöriger Brennkammer konstruieren und qualifizieren. Die Entwicklungen am Prüfstand wie auch die Auslegung der wiederverwendbaren Rakete sind z.B. unter dem Gesichtspunkt der Werkstoffauswahl oder der konstruktiven Detaillösungen Hauptproblempunkte des Projektes. Das in der Rakete mitzuführende Nutzlastmodul könnte zudem zukünftigen atmosphärischen Forschungsvorhaben der Professur für Raumfahrtssysteme zur Verfügung stehen.

Notwendigerweise sind die angedachten Einzelthemen in einer engen Teamarbeit zu bearbeiten, die im gesamten Projekt einen gegenseitigen, Erkenntnis steigernden Informationsaustausch bewirken werden.

Mit dieser ersten entscheidenden Etappe einer finanziellen Bewilligung von drei Jahren wird die Grundlage für eine Nachwuchsforschergruppe an der TU Dresden gelegt. Es besteht die Vision, neuartige Brennkammern mit höhenanpassbarer, gestufter Expansionsdüse für einstufige Raketen aller Größenklassen zu entwickeln. Diese werden hier „SMART Rockets“ genannt.

### 1. VORBEMERKUNGEN

Die Ausbildung von spezialisierten Nachwuchskräften auf dem Gebiet der Trägerrakete wird durch den deutschlandweit sehr einmaligen Ausbildungsschwerpunkt „Trägersysteme“ seit 1999 an der Technischen Universität Dresden im Sommersemester vom Autor angeboten und von den Studenten sehr erfolgreich angenommen (Gesamthörer bis einschließlich Sommersemester 2012: 255 Studenten). Seit dem Wintersemester 2006/2007 wurden von Studenten vertiefende Beleg- und Diplomarbeiten im Bereich der Flüssigkeitsraketechnik erarbeitet. Diese zweite Ebene der Spezialisierung ging einher mit dem Wunsch der Studenten näher an die Praxis herangeführt zu werden. Die jährlichen „ausgebuchten“ Exkursionen zu Fertigungs- und Teststätten der Raketen und ihrer Motoren unterstreichen dies zusätzlich. Als drittes Level - in Anrechnung des STERN-Vorhabens des DLR - wurde im Wintersemester 2011-12 zusätzlich erstmalig ein wöchentliches „Studentisches Seminar Raumfahrttechnik“ angeboten, das sowohl das komplexe Flüssigkeits-Antriebssystem, wie auch die Nutzlast, die Bahnverfolgung und die Rückführung beinhaltet.

Mit mehreren studentischen Arbeiten, insbesondere hauptsächlich mit Projektarbeiten (400 h-Beleg im siebenten Fachsemester), mit dem „Großen Beleg“ (500 h-Beleg im neunten Fachsemester) und Diplomarbeiten (im

Zeitraum von vier Monaten) soll innerhalb von drei Jahren die Entwicklung einer kleinen Flüssigkeitsrakete (Treibstoffe: Ethanol und flüssiger Sauerstoff) von der Projektierung an selbstständig betrieben werden. Unterstützende Arbeiten werden von studentischen Hilfskräften ausgeführt, die sowohl in der Qualifikation von Bauelementen beteiligt sind, als auch praktische Montagearbeiten ausführen. Die Rakete soll so ausgelegt werden, dass die Möglichkeit besteht, sie mit einer begrenzten Nutzlast zu starten und sie wiederzuverwenden.

Notwendigerweise sind die angedachten Einzelthemen in einer engen Teamarbeit zu bearbeiten, die im gesamten Projektteam einen fruchtbaren Informationsaustausch bewirkt. Gleichzeitig eignen sich die Studenten dieser Gruppe bei der Entwicklung von Raketen Expertisen beispielsweise im Umgang mit flüssigem Sauerstoff an oder können z.B. Werkstoffproblematiken rechtzeitig erkennen. Auch dafür wird im ersten Schritt ein transportabler Prüfstand für kleine Flüssigkeitsraketen und deren Antriebssysteme erstellt, der die grundlegende Möglichkeit bietet, eine 500 N schubstarke Brennkammer und zugehöriges Tanksystem zu testen und zu qualifizieren. Die Bearbeitung des Themas erfordert Einarbeitung in alle Untersysteme einer „Kleinrakete“, die aber die gleichen Systeme beinhaltet, wie eine Trägerrakete im großen Maßstab. Somit erhält jeder Student einen systemübergreifenden Gesamtüberblick in

ein komplexes technisches Gerät, beginnend mit der Kenntnis des grundlegenden Funktionierens bis hin zur Zertifizierung. Besonders die experimentelle Überprüfung der errechneten Daten soll die Studenten in der Durchführung von Versuchen und an die wissenschaftliche Arbeitsweise heranführen. Als erstes Ziel des Projektes steht im ersten Jahr ein funktionierender Prüfstand zur Testung von Brennkammern mit bis zu 500 N Schub. Im zweiten Jahr soll eine qualifizierte Brennkammer mit selbstentwickeltem Injektor reproduzierbare Werte erreichen. Nach der dreijährigen Projektlaufzeit besteht der Höhepunkt in einer flugfähigen Flüssigkeitsrakete mit einer angestrebten Flughöhe von über 3 km.

Vorrangig werden ab Beginn weitere theoretische Vorarbeiten und praktische Detailuntersuchungen angegangen. Pro Aufgabenstellung z.B. von Diplomarbeiten wird es Unteraufgaben geben, die durch unterstützende „Projektarbeiten“ oder „Große Belege“ in der Breite untergliedert sind. Später gehören auswertende ausführliche Experimentalarbeiten am Injektor (Güte der Zerstäubung, Intensität der Vermischung über digitale Aufzeichnungen), an der Brennkammer (Zündverhalten, Werteerfassung für Druck und Temperatur), an den Baugruppen der Rakete (Tankrohre, Ventilblöcke, Armaturen, Druckaufbau, Rückführung, Nutzlast) zu den Schwerpunkten der studentischen Arbeiten.

Als generelle Arbeitsgrundlage für die Entwicklung von Flüssigkeitsraketenmotoren an der TU Dresden wurden folgende Punkte fixiert:

- Verwendung von Ethanol (70 bis 80%ige wässrige Lösung) und flüssiger Sauerstoff LOX,
- Massenverhältnis Brennstoff zu Oxidator von rund 1:1,
- Mediendrücke von maximal 30 bar,
- LOX im unterkritischen Bereich bei ca. 20 bar Brennkammerdruck.

Grundlegendes Element aller angedachten Brennkammerentwürfe wird die 1943 an der damaligen TH Dresden erfundene „Kreiselkraftdüse zur Vermischung von Treibstoffen in der flüssigen Phase“ werden, die heute unter der Bezeichnung „Koaxial-Injektor“ weltweit zu finden ist.

## 2. ZIELSETZUNG

Mittelfristig steht an der Professur für Raumfahrtsysteme der TU Dresden als technologisches Hauptziel die Entwicklung, der Bau und die Testung einer Höhenforschungsrakete mit einem Antriebsschub von 1,5t für 100 km Flughöhe als Demonstrator für eine an der TU Dresden patentierte neuartige Antriebstechnologie. Diese soll in drei aufeinander folgenden, auf sich abgestimmten Technologieetappen realisierbar sein.

In der ersten Etappe wird durch das Projekt „SMART Rockets - Neuartige Raketensysteme“ innerhalb des DLR-Förderprogramms STERN die Arbeitsgrundlage in Form eines transportablen Brennkammertest- und -prüfstandes und einer kleinen wiederverwendbaren Flüssigkeitsrakete geschaffen werden. Dies geschieht unter Einbindung einer studentischen Arbeitsgruppe in Anlehnung an die Entwicklungsphasen in Raumfahrtprojekten und dient der erweiterten, praxisnahen Ausbildung.

Es werden folgende Ziele angestrebt:

Vorarbeiten: Kleiner „Tisch-Teststand“ für erste Analysen und Untersuchungen mit austretenden komprimierten Gasen in Laval- und Plugdüsen als sofort verfügbares Instrumentarium für die Lehrunterstützung aber auch zur Testung der Ansteuerung der Ventile für den Prüfstand (siehe Ziel A1). Darüber hinaus ist angedacht, damit auch die Möglichkeit eines Gaszündsystems (z.B. O<sub>2</sub> und Propan) für die Brennkammer zu entwickeln.

Ziel A1: Erweiterter Ausbau und Modifizierung des vorhandenen Prüfstandes für Brennkammern mit einzelnen Injektoren von bis zu 500 N Schub u.a. für die Treibstoffkombination flüssiger Sauerstoff (LOX) und Ethanol bei einem Brennkammerinnendruck von 20 bar.

Ziel A2: Konstruktion und Testung eines Raketenmotors mit bis zu 500 N für eine wiederverwendbare kleine Forschungsrakete.

Ziel A3: Komplette Neuentwicklung einer kleinen Stabrakete um Expertisen sowohl für den Umgang mit LOX, als auch Startverhalten, Datentelemetrie und Rückführung zu erhalten.

Ziel A4: Entwicklung von Nutzlastexperimenten für die Forschungsrakete.

Die zu entwickelnde Rakete soll in der Lage sein, eine Flughöhe von mindestens 3 km zu erreichen und eine Nutzlast von 200 g mitzuführen. Die Nutzlastexperimente werden im Zuge des Ausbildungskonzepts von Studenten vorgeschlagen, entwickelt, gebaut und durchgeführt. Für die Flugversuche ist der Bau von ca. 10 Raketen (mit unterschiedlichem Werkstoffeinsatz) vorgesehen.

Durchfluss- und Abstimmtests des Prüfstandes und der Rakete mit Hilfe von Ersatzstoffen sind zum einen an der Raumfahrtprofessur (Verwendung von Wasser) und zum anderen an der TUD-Professur für Kälte- und Kryotechnik (Verwendung von Flüssigstickstoff) realisierbar. Zünd- und Brenntests werden möglicherweise auf dem Areal eines Flugplatzes durchgeführt. Flugversuche könnten entweder dort oder auf ehemaligen militärischen Übungsplätzen in Sachsen stattfinden.

## 3. BESCHREIBUNG

### 3.1. Antriebssystem

Das Antriebssystem der zu entwickelnden Rakete besteht aus einem regenerativ gekühlten Raketenmotor zur Verbrennung von Ethanol und LOX. Um die Realisierung dieses Antriebs zu ermöglichen, soll eine möglichst einfache und damit wenig fehleranfällige Systemstruktur gewählt werden, weshalb grundlegende Designelemente von der Achsenstabbrakete „MIRAK“ aus der Anfangszeit der Raketenentwicklung in Deutschland übernommen werden. Der Raketenmotor soll vollständig demontierbar sein, was es beispielsweise ermöglicht, die Brennkammer einzeln am hierfür eingerichteten Prüfstand zu testen und zu optimieren. Des Weiteren kann man auf diese Weise sämtliche Komponenten bei Bedarf austauschen. Um die Brenndauer zu verlängern, wird für die Brennkammer eine Regenerativkühlung mittels Brennstoff, sowie ein moderner, hochtemperaturfester Brennkammerwerkstoff vorgesehen. Für eine optimale Vermischung, sowie Aufbereitung der Treibstoffkomponenten sorgt ein speziell

für diesen Verwendungszweck entwickelter Koaxialinjektor im Brennkammerkopf. Hier ist zu untersuchen, welche Werkstoffe und Oberflächenbehandlungen für einen Injektor möglich sind.

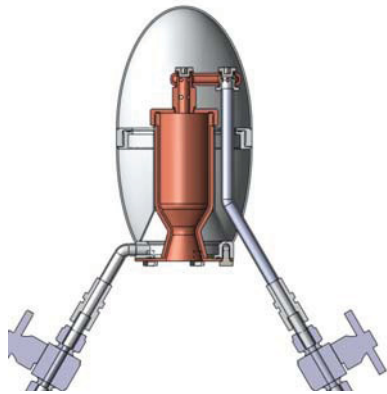


BILD 1. Erster Entwurf des Triebwerks der Achsenstrahlrakete

Die Einspritzdüse, als wichtigstes Teil des Einspritzkopfes, bildet das Verbindungselement zwischen der Treibstoffzuführung und der Brennkammer in einem Flüssigkeitsraketenantrieb. Ihre Aufgaben sind eine optimale Treibstoffaufbereitung in die Brennkammer und die Entkopplung dieser durch den auftretenden Druckgradienten von dem Treibstoffrohrleitungen.

Zur zielgerichteten Optimierung des Injektors müssen Aspekte wie Treibstoffvermischung, Einspritzdruck und Einspritzstrahlgeometrie diskutiert werden. Einziges Mittel zur Variation der Einspritzung ist bei vorgegebenen Einspritzparametern die Düsengeometrie (siehe folgende Abbildung). Sie definiert die Strömungen der beiden Treibstoffkomponenten und den auftretenden Druckverlust zwischen Düseneintritt und -austritt.

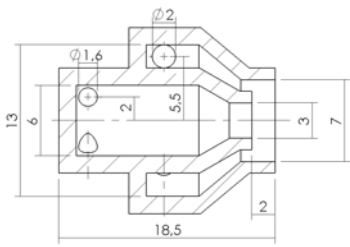


BILD 2. Vorentwurf der Geometrie des Koaxialinjektors

Um nunmehr Erkenntnisse zum Verhalten der Fluide in der Düse zu erhalten, wurde die Strömung mit Hilfe von ANSYS untersucht. Das Simulieren von Strömungen in Raketentriebwerken ist aufgrund der Anzahl an unterschiedlichen, oftmals gleichzeitig stattfindenden, Prozessen, wie Phasenübergänge, Vermischungen, Turbulenzen, Zerstäubung oder Verbrennung, sehr kritisch. Somit müssen von den Studenten bei der Injektorauslegung Schwerpunkte gesetzt werden, um die Strömung in Bereiche aufzuteilen und diese separat zu simulieren. In einem ersten Schritt wurde eine dreidimensionale Simulation gewählt, da aufgrund der tangentialen Geschwindigkeitskomponente der Strömungen keine Symmetrieebene ermittelt werden kann. Die Durchführung beider getrennter Simulationen

(Brennstoff und Oxidator) führte zu folgendem Ergebnis (dargestellt im folgenden Bild), die nun konstruktiv umgesetzt werden könnte.

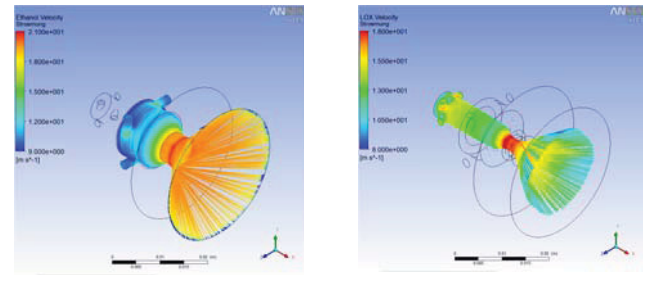


BILD 3. Simulation der Strömungen; links Ethanol, rechts LOX

Eine Fertigung der Düse im Ganzen ist nicht möglich und erfordert eine Modulbauweise. Hierzu wurde die Düse in 3 Einzelteile zerlegt, welche durch Feingewinde miteinander verschraubt werden (siehe Abbildung 3.4). Die Sauerstoff-Düse wurde in der beispielhaften Konstruktion 4 mm in die Ethanol-Düse hinein versetzt. Dies resultiert aus dem Ergebnis der Simulation, die ergab, dass die Sauerstoffströmung vermutlich zu gering expandiert, um frühzeitig auf die Ethanolströmung zu treffen. Genaues müssen die studentischen Experimente erbringen.

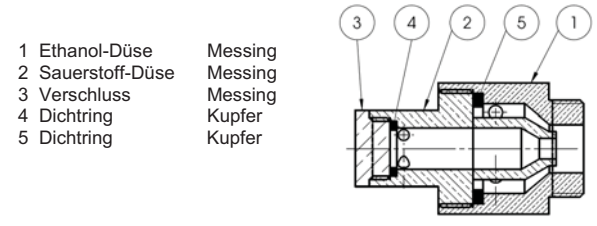


BILD 4. Erste Konstruktion des Injektors

### 3.2. Raketenzelle

Als Endziel des nun begonnenen Projekts „SMART Rockets - Neuartige Raketensysteme“ im Rahmen dieser Förderperiode soll eine kleine, von Studenten erarbeitete, Rakete sein, die sich ebenfalls optisch an der historischen Rakete anlehnt. Diese Nachkonstruktion des historischen „Einstabers“ soll dem ILR der TU Dresden die Möglichkeit eines eigenständigen Flugtestgeräts und Höhenprüfstandes geben.

Dabei soll die aktuelle Raketenkonstruktion ähnliche Leistungsdaten wie die frühere Entwicklung aufweisen, damit die Studenten erkennen, wie sich z.B. der Einsatz moderner Werkstoffen gegenüber dem Vorbild aus den 1930'ern auswirkt.

Die Konstruktion der gesamten Rakete wird auf mehrere separate Themen verteilt: Brennkammer, Tankstruktur, Treibstoffbereitstellung und -überwachung, Rückföhreinrichtungen und die Nutzlastkapsel. Dabei kommt es bei den studentischen Arbeiten besonders darauf an, die Schnittstellen im Team zu definieren und in Iterationsschritten Diskrepanzen anzunähern.

Für die Konstruktion der Rakete und den dazugehörigen Teilen gilt als Leitidee der Austauschbau, was später Modifikationen an der Rakete vereinfacht. Aus dem Austauschbau ergibt sich auch die Teilung der Rakete in möglichst einfache Baugruppen, wie dem Behälter für den Fallschirm mit Leitflächen, dem Flüssigsauerstoff- und Ethanol-tank sowie einem Modul für die Armaturen. Die verschiedenen Baugruppen werden mittels Gewinde verschraubt. Damit können sie mit geringem Aufwand montiert und demontiert werden. Die weiter unten zu sehende Abbildung zeigt einen Vorentwurf der Zellengeometrie.

Um ein möglichst leichtes System zu erhalten, werden einfache Konzepte der Tankbedrückung sowie deren Drucküberwachung verfolgt. Dazu gehört, dass das Ethanol vor dem Start extern mit Stickstoff unter Druck gesetzt wird. Im Falle des flüssigen Sauerstoffes könnte auf eine Vergasung des flüssigen Sauerstoffes über die Zeit und dem damit verbundenen Druckaufbau zurückgegriffen werden. Zur Überwachung werden gut erkennbare analoge Anzeigergeräte verwendet, da vor dem Start nur eine visuelle Datenaufzeichnung nötig ist und so auch das Zusatzgewicht für Elektronik und Stromversorgung gespart werden kann.

Die Konzeption ist nah an der historischen Version. Die aus Dokumenten und Aufzeichnungen bekannten Vorgaben sind allerdings keinesfalls bindend, denn bei der Konstruktion der Tanks sowie aller Verbindungselemente wird bewusst auf moderne Stahl- oder Aluminiumlegierungen zurückgegriffen, da auch hier die Gewichtsminimierung im Vordergrund steht. Die Entscheidungen in der Werkstoffwahl wird in den studentischen Untersuchungen große Beachtung geschenkt werden.

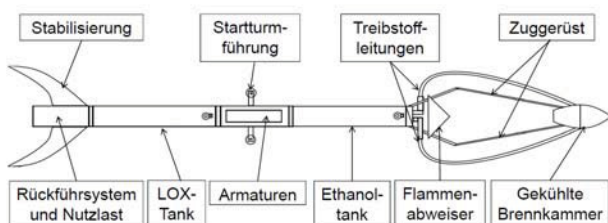


BILD 5. Skizze der Achsenstab-Rakete mit 500 N Schub

### 3.3. Nutzlasten

Die Mitnahme einer Nutzlast für separate Systemtests von Nutzlastmodulen (z.B. für Bahnverfolgung und Signalübermittlung) in der Rakete wird fest eingeplant. Derzeit ist noch nicht absehbar, wie groß die Nutzlastkapazität der Rakete sein wird. Die Studenten werden in einer ersten Vorgabe maximal 200 g zur Verfügung haben. Möglicherweise wird das Modul am/im Fallschirmbehälter integriert. Ob später sogar eine Kamera zum rückblickenden „Filmen“ des Aufstieges im Heck integriert werden kann, hängt vom Bauraum und der Massennutzlastkapazität der Rakete ab und muss evaluiert werden. Auch könnte ein erster Beitrag zur punktuellen Messung der Methan- und Ozonkonzentration in den unteren Luftschichten geleistet werden, indem an der Professur entwickelte Sensoren Messwerte während des vertikalen Aufstieges aufzeichnen.

Zu Beginn sollte aber die wichtigste Möglichkeit untersucht werden, die exakte Lage einer Rakete während ihres Fluges dreidimensional im Raum zu bestimmen. Die so gewonnenen Kenntnisse können zur Verbesserung und Optimierung einer aktiven Lagestabilisierung für zukünftige Kleinraketen der TU Dresden genutzt werden.

Nach bisherigem Erkenntnisstand haben sich MEMS-(Microelectromechanical Systems) Sensoren sowohl in technischer als auch in ökonomischer Hinsicht als geeignetes Mittel zur Lagermittlung erwiesen. Zur Bestimmung der Orientierung des Flugkörpers im Raum ist es ausreichend, den Vektor der Erdbeschleunigung mit einem Dreiaachsenbeschleunigungssensor zu ermitteln. Weiterhin muss der Erfassung einer etwaigen Rotation der Rakete um die Längsachse durch ein Gyroskop Rechnung getragen werden. Dessen Drift soll ein elektronischer Kompass auffangen.

Die Sensoren sollen durch einen Mikrocontroller abgefragt werden. In diesem erfolgt eine erste Verarbeitung der in verschiedenen Datenformaten vorliegenden Messwerte und eine anschließende Weitergabe. Die Daten gelangen nun in den Bordrechner, welcher daraufhin entsprechende Steuerungsbefehle an ein Lageregelungssystem erteilen kann. Weiterhin können die Daten von separaten Systemen zur Speicherung und Telemetrie abgegriffen werden.

Die Teilung von Aufgaben in einzelne Funktionsbaugruppen erhöht die Arbeitssicherheit des Systems. Sie ermöglicht die Trennung von Datenerfassung und sekundären Funktionen wie Datenübertragung und Datenspeicherung um die Kernfunktionalität zu beschleunigen. Auch gerade bei einem „Systemausfall“ bleiben die Grundfunktionen erhalten.

Nach sondierenden Analysen haben sich in einer ersten studentischen Arbeit anfängliche Überlegungen in Entwürfe materialisiert. Die folgende Abbildung zeigt ein Controller Mock-Up für Volumen- und Massenabschätzungen. Das Volumen der Steuerungseinheit inklusive Energieversorgung liegt bei 260 cm<sup>3</sup> mit den Abmessungen 80 x 65 x 50 mm und einer Masse von etwa 82 g inklusive der 9V-Blockbatterie. Zuzüglich der Hilfsplatinen, des Kabelbaums und einem robusten Gehäuse sind 200 g Gesamtmasse in einem ersten Ansatz fixiert.

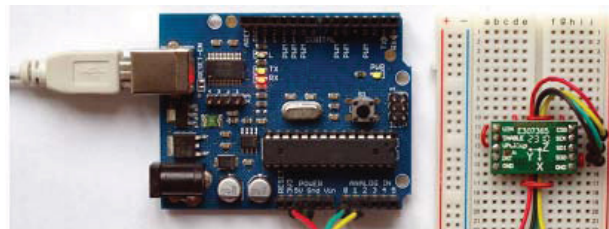


BILD 6. Entwicklungsplattform mit Mikrocontroller

### 3.4. Bergungssystem

Um eine sichere Rückkehr der Rakete nach dem Brennschluss zu gewährleisten, wird die Konstruktion mit einem Fallschirmsystem ausgerüstet. Dieser soll den Fall der „Einstabrakete“ auf maximal 3,5 m/s verzögern.

Das im Heck platzierte Rückführungssystem wird in mehreren Stufen ausgelöst. Grund hierfür ist eine mögliche Verwehung der Rakete durch auftreffende Winde nach dem Brennschluss zu reduzieren. Dabei werden zwei Fallschirme verwendet, die zum Teil unterschiedliche Aufgaben haben. So soll der Vorschirm, der nach dem Erreichen des Scheitelpunktes der Bahn ausgestoßen wird, den Fall der Rakete nur geringfügig bremsen, jedoch eine stabile Lage der Rakete bewirken. Ab einer vorher definierten Höhe wird dann der Hauptschirm freigelassen und vom Vorschirm aus dem Heck gezogen. Somit kann dieser dann die vorgesehene Verzögerung erbringen, um die Rakete sicher zurückzuführen. Da während der Vorschirmphase eine relativ hohe Sinkgeschwindigkeit auftritt, ist die zurückgelegte Strecke über Grund durch Windantrieb unter Verwendung des Zwei-Schirmsystems wesentlich kleiner, als unter Verwendung eines Hauptschirms für die gesamte Strecke zwischen Bahnscheitelpunkt und Boden. Das ist von Vorteil für die Größe des abzusichernden Testareals.

Auslöser für beide Schirme ist ein Höhenmesser mit gekoppelter Zünderansteuerung für zwei Kontakte. Der Höhenmesser detektiert sowohl die aktuelle Höhe über Grund als auch die Gipfelhöhe der Flugbahn. Zum Ausstoßen des ersten Schirms wird eine sehr kleine Schwarzpulverladung verwendet und über den Höhenmesser gezündet. Der durch die Verbrennung entstehende Druck wirkt auf eine Ausstoßplatte, welche den Verschlussdeckel aus der Hülse schiebt und den im Deckel befindlichen Schirm mit sich nimmt.

Nach Erreichen der programmierten Höhe zündet der Kontakt für den zweiten Schirm. Dieser wird dann allerdings nicht aus der Hülse gestoßen, sondern durch den ersten Schirm samt der Fallschirmtasche aus der Hülse gezogen. Dazu wird ein so genannter „Tender Descender“ verwendet. Dieses Bauteil ermöglicht die Trennung einer Verbindung durch Pyrotechnik und ist dabei, abgesehen von der Treibladung, wiederverwendbar. In dieser Konfiguration ist der Hauptschirm parallel zum „Tender Descender“ geschaltet, wobei, bedingt durch die wesentlich längeren Verbindungsleinen des Hauptschirms zum „Tender Descender“, dieser bis zur Trennung seiner inneren Verbindung die Verzögerungskraft des Vorschirms in die Raketenstruktur überträgt. Nach der Trennung wird diese Kraft durch die Tasche des Hauptschirms weitergeleitet, die auf Grund der in ihr locker gepackten Leinen von diesen aus der Hülse gezogen wird. Sind alle Halteleinen aus der Tasche herausgezogen und gestrafft, wird der Hauptschirm aus der Tasche gezogen und kann sich nun frei entfalten.

### 3.5. Startrampe

Gestartet wird die Rakete aus einem senkrecht stehenden Turm von ca. 10 m Höhe heraus, um der Rakete nach ihrer geführten Anfangsbeschleunigung eine Pfeilstabilität zu geben. Für die Führung werden paarige Konstruktionselemente an Kopf und Tanks der Rakete genutzt, die im Turm an Führungsflächen entlanggleiten.

Neben dem Startturm, an den besondere Anforderungen gestellt werden, sind weitere Einrichtungen an dessen Peripherie erforderlich:

Zum Tanken der beiden Triebstoffe müssen Zuführungen vorgesehen werden, die ein gefahrloses Betanken ermöglichen.

Temperatur und Druck in den Tanks könnten über „Abreißkontakte“ für eine Überwachung in die Leitzentrale übermittelt werden. Dafür müssen Vorrichtungen vorgesehen werden.

Für die zeitschnelle Druckerhöhung des Sauerstoffes könnte eine Temperaturerhöhung des LOX-Tankes (Vergasung) über aufgeklebte Wärmefolien realisiert werden. Dann müssten entsprechende Abreißkontakte vorhanden sein. Oder es werden außen eng anliegende (wegschwenkende) Widerstandsheizdrahtflächen entlang geführt. Auch dafür muss eine entsprechende Mimik vorgesehen werden.

Das Öffnen der Ventile beim Erreichen des richtigen Drucks muss mechanisch erfolgen, da ein elektrisches Öffnen sich in der Nähe von einer möglichen sauerstoffangereicherten Atmosphäre sicherheitstechnisch verbietet. Auch hier müssen Vorrichtungen vorgesehen werden.

Das Zünden der Brennkammer und die Bestätigung an die Zentrale müssen ebenfalls über Abreißkontakte gewährleistet sein. Diese in der Brennkammer befindlichen Gerätschaften werden beim Zünden herausgeschleudert. Somit benötigt die Rakete nach unten ausreichend Platz für diesen Vorgang.

Bei einem Startabbruch muss der Druck von den Tanks abgelassen werden. Dabei kann sowohl Ethanol als auch LOX austreten. Beide Stoffe dürfen nicht zusammenfließen. Eine entsprechende Abführ- und Sammeleinrichtung ist ebenfalls vorzusehen.

Innerhalb kommender studentischer Arbeiten wird eine Beantwortung der aufgeworfenen Fragen ermöglicht.

### 3.6. Zusatzeinrichtungen

Zur Lagerung der Betriebsmedien auf dem Prüfgelände werden verschiedene Tanksysteme verwendet. Dazu zählen ein LOX-Transport- und LOX-Lagerbehälter, ein LN<sub>2</sub>-Transportbehälter, stickstoffgefüllte Druckgasflaschen und die Kanister mit Ethanol. Je nach chemischen Eigenschaften und sicherheitsrelevanten Aspekten sind die Behältnisse unterschiedlich untergebracht.

Zwei wesentliche Einrichtungen sind weiterhin für eine flexible Arbeitsweise erforderlich: fertigen und montieren an der Universität und testen im „freien Gelände“. Dazu bedarf es transportabler Module.

#### *Test- und Start-Zentrum*

Ein 20-Fuss-Container mit den Bedienelementen, anfänglich für die Prüfstandssteuerung und später für die Kontrolle und Leitung der Starts der Raketen wird dazu vorgesehen. Dieses Test- und Start-Zentrum (kurz TSZ) wird mit allen Notwendigkeiten dafür ausgestattet sein (Datenerfassung, Datenverarbeitung, digitale Visualisierung, Datenschnittstellen, Klimaanlage).

*Werkstatt- und Transportcontainer*

Weiterhin ist ein Werkstatt- und Transportcontainer (kurz WTC) für die Montage, Prüfung, Reparatur, aber auch den sicheren Transport des Prüfstandes und/oder der jeweiligen späteren Raketen/Raketenbaugruppen an die ausgewählten Test- und Startplätze unabdingbar. Dieser 20-Fuss-Container wird eine komplett eingerichtete einfache Handwerksstatt mit den notwendigen Werkzeugen, Messgeräten, Spezialvorrichtungen, Betankungsanlagen, Ersatzteilen und eine Reinigungs- und Druckluftstation aufnehmen.

**4. AUSBLICK**

Fernziel der Raumfahrttechnikprofessur der TU Dresden ist die Entwicklung und der Bau einer Höhenforschungsrakete als „Demonstrator“ einer neuartigen Technologie (höhenanpassbare Expansionsdüse mit gestufter Brennkammer), mit einem Antriebsschub von 1,5 t für 100 km Flughöhe, für die der TU Dresden ein Patent erteilt wurde (Erfinder: Przybiski; Patent DE 102010010265). Auf dem Weg zu dieser Höhenforschungsrakete (Ziel 3) könnte nach diesem ersten Projekt (Ziel 1) mit einem folgenden Förderantrag (Ziel 2) ein weiterer Expertisenaufbau für Studenten und die Professur beschritten werden:

Ziel 2A: Konstruktion und Testung einer Brennkammer mit 3 kN Schub für Ziel 2C. Diese Brennkammer wird eine höhenanpassbare Expansionsdüse haben und standardisierte Injektoren in einer Ringbrennkammer besitzen (Treibstoffkombination wie beschrieben). Diese „Plug Nozzle“ kann auf dem zu erstellenden Teststand kalt im Durchflusstest kalibriert und Zündkampagnen gefahren werden, bevor die Brenntests im DLR-Areal in Lampoldshausen erfolgen würden.

Ziel 2B: Konstruktion eines komplexen Stickstoff-Lageregelungssystems für die Rakete, das auch für die nächste Raketendimension (Ziel 3) verwendbar sein soll.

Ziel 2C: Bau und Testung der gesamten Rakete mit Nutzlastmodul und Rückführungssystem. In früheren Arbeiten wurden bereits Hauptbaugruppen, wie Tanks und das Gasbedrückungssystem dimensioniert, wie auch eine Aufstiegsbahnberechnung durchgeführt. Demnach könnte die Rakete über Mach 1 und eine Gipfelhöhe von mindestens 10.000 m erreichen.

Für eine folgende Förderperiode könnten folgende Ziele anzustreben sein:

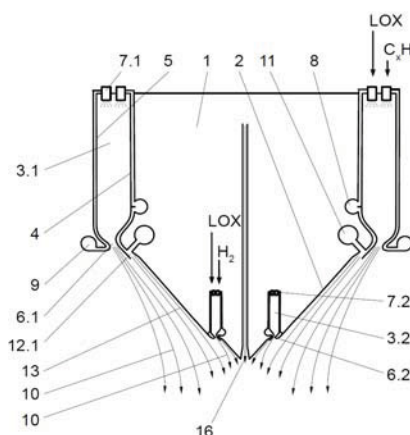
Ziel 3A: Konstruktion und Testung einer 15 kN-Brennkammer neuer Technologie. Sie besitzt eine höhenanpassbare Expansionsdüse mit „gestufter“ Brennkammer mit Bezeichnung „Outer Ring and Head Plug-Nozzle“ (kurz OHP). Dabei fungiert die oben beschriebene 3 kN-Brennkammer als „Marschtriebwerk“ und die darüber gesetzte neue Ringbrennkammer mit rund 12 kN Schub als unterstützendes Boostertriebwerk – siehe folgende Skizze (dort andere Treibstoffe vermerkt). Diese Stufungsgröße ist zwar nicht optimal, soll aber vorrangig der Testung der Triebwerksstufung dienen. Da vom Grundprinzip her ein einfacher und sicherheits-technisch beherrschbarer Aufbau realisiert werden soll, wird auch

hier mit ca. 20 bar Brennkammerinnendruck gearbeitet.

Ziel 3B: Konstruktion der Zelle (Übernahme des Lageregelungsblocks aus 2B und des Nutzlastmoduls aus 2C). Dabei wird auf eine „unübliche“ kegelförmige Tankzelle präferiert, die einen schmalen „Bug“ besitzt, der den gleichen Durchmesser besitzt, wie die 3 kN-Rakete und damit den selben Lageregelungsblock und Nutzlastaufbau nutzen kann. Das breite „Heck“ ist notwendig für den erforderlichen Durchmesser des neuen Triebwerks.

Ziel 3C: (Option) Konstruktion der zugehörigen Turbopumpen.

Diese Rakete ist u.a. für Höhenforschungsflüge des ESA-Testzentrums in Kiruna gedacht (es müssen die Feststoffraketen, die die Umwelt immens schädigen, endlich ersetzt werden!).



**Legende** (Auszug aus Patentschrift)  
 Injektoren Boosterstufe (7.1)  
 Ringbrennkammer Boosterstufe (3.1)  
 Ringbrennkammer Marschtriebwerk (3.2)

BILD 7. Das Prinzip der „OHP“; Patent TU Dresden

Wie bekannt ist, besteht ein ausgesprochener Bedarf an kleinen Höhenforschungsraketen (so genannte Micro Rockets), wie eine angedachte Entwicklungszusammenarbeit zwischen dem DLR und des brasilianischen Luft- und Raumfahrtinstituts (IAE) zeigt (leider wieder auf Grundlage von Festtreibstoffen!). Experten schätzen ein, dass der Bedarf an Höhenforschungsraketen im Bereich von bis zu 1.500 Starts im Jahr liegen kann.

Das sind die Herausforderungen, die an der TU Dresden angegangen werden.

(Ergänzter und überarbeiteter Auszug aus dem Antragspapier)