

STERN

Studentische Experimentalraketen

ZEpHyR – ZARM Experimental Hybrid Rocket

Abschlussbericht



AZA 50 RL 1253

Peter Rickmers

Thomas Ganser

ZARM

Zentrum für Angewandte Raumfahrtforschung und Mikrogravitation

Institut der Universität Bremen

Unterschriften

| | | |
|------------------|-------------------------|--|
| Institutsleitung | Prof. Dr. Avila | |
| Erster Autor | Dr.-Ing. Peter Rickmers | |
| Zweiter Autor | Thomas Ganser | |

Revisionshistorie

Dokumentrevisionen

| Version | Datum | Autor | Änderungen |
|------------|------------|--------------------|---|
| 0.5 | 20.06.2017 | Rickmers | Aufbau des Dokuments Zusammenführung aller Informationen aus Teilberichten |
| 0.8 | 06.07.2017 | Ganser Rickmers | Zusammenstellung und Zusammenfassung der Ergebnisse des Projekts |
| 1.0 | 12.07.2017 | Rickmers | Finalisierung und letzte Überarbeitungen |

Auflagen

| Name | Organisation | Kopien |
|-----------------|-----------------------------------|--------|
| Karsten Lappöhn | DLR Raumfahrtmanagement | 4 |
| Jennifer Krüger | Technische Informationsbibliothek | 1 |

Inhaltsverzeichnis

| | | |
|-------|---|----|
| 1 | Einleitung..... | 5 |
| 2 | Randbedingungen | 6 |
| 3 | Projektplanung | 7 |
| 3.1 | Arbeitsplan | 7 |
| 3.2 | Gantt Chart..... | 7 |
| 3.3 | Anpassung des Projekts während der Laufzeit | 9 |
| 3.4 | Startkampagne | 9 |
| 4 | Stand der Technik..... | 10 |
| 4.1 | Wissenschaftliche Zielsetzung..... | 14 |
| 5 | Ergebnisse..... | 16 |
| 5.1 | ZEpHyR..... | 16 |
| 5.2 | Ground Support Equipment | 17 |
| 5.2.1 | Telemetry Station..... | 19 |
| 5.3 | Prüfstand | 20 |
| 5.4 | Triebwerksentwicklung | 21 |
| 5.5 | Startkampagne und Vorbereitung..... | 27 |
| 5.6 | Flug | 30 |
| 5.7 | Nachfluganalyse | 33 |
| 5.8 | Bergung | 36 |
| 5.9 | Erreichte Technische Ziele..... | 38 |
| 5.10 | Erreichte Ziele im Sinne der Nachwuchsförderung..... | 39 |
| 5.11 | Notwendigkeit und Angemessenheit..... | 39 |
| 6 | Nutzen | 40 |
| 6.1 | Liste der Studentischen Arbeiten | 40 |
| 6.2 | Liste der Veröffentlichungen und Konferenzbeiträge..... | 42 |

| | | |
|-----|----------------------------|----|
| 6.3 | Öffentlichkeitsarbeit..... | 42 |
| 7 | Literaturverzeichnis..... | 43 |

1 Einleitung

Im Rahmen des DLR Projektes STERN (**S**tudentische **E**xperimental-**R**aketen) wurde die Entwicklung von kompletten Raketensystemen an den Hochschulen durch die Studierenden gefördert. Dabei sind die Vorgaben für die Rakete selbst sehr frei:

- Antrieb nach Wahl
- Gipfelhöhe nicht vorgegeben
- Erreichen von Überschall sowie einer Höhe von 3000 m
- Vorsehen eines Bergungssystems zur sicheren Bergung der Rakete
- Telemetrie der Flugdaten

Dieses Projekt bot daher die Möglichkeit für Studierende der Universität Bremen an einem Vorhaben teil zu nehmen, das in seiner Strukturierung sehr nah an einem „echten“ Raumfahrtprojekt angelehnt ist. Dabei lernen die Studierenden nicht nur sich mit technischen Fragestellungen auseinander zusetzen, sondern auch wie wichtig Projektmanagement für die erfolgreiche Umsetzung ist.

STERN bietet hier auch die Möglichkeit für das ZARM Angebote zum Thema Raumfahrtantriebe für Studierende zu intensivieren. So wurde in vorangegangenen eigenfinanzierten Forschungsarbeiten bereits mehrere Tests mit kleinen Hybridtriebwerken auf Paraffin und Sauerstoffbasis (gasförmig) durchgeführt. Durch dieses Projekt konnten die Aktivitäten auf diesem Gebiet erheblich ausgebaut werden und auch mit einem übergeordneten Ziel, dem Bau einer Experimental-Rakete, verbunden werden. So entstand in diesem Projekt der in Europa erste flugfähige Hybridantrieb auf Paraffin/LOX (Flüssigsauerstoff) Basis.

Um dieses Projekt erfolgreich durchführen zu können, bedurfte es der Mitarbeit von über 40 Studierenden über einen Zeitraum von vier Jahren. Die Studierenden konnten auf verschiedene Weisen am Projekt teilnehmen, wie z.B. in Abschlussarbeiten (Bachelor & Master), Projektarbeiten, als Studentische Hilfskräfte, sowie auf freiwilliger Basis. Dies bot die Möglichkeit für die Studierenden viel über die Zusammenarbeit von größeren Teams zu lernen und unter Anweisung effektive Strukturen zu schaffen, um die anstehenden Fragestellungen bewältigen zu können und die Rakete erfolgreich in Schweden zu starten.

2 Randbedingungen

In erster Linie dient das angestrebte Projekt der Förderung des wissenschaftlichen Nachwuchses. Dies ist besonders in der aktuellen Zeit von besonderer Bedeutung. Zum einen zeigt sich in vielen Bereichen der Raumfahrt ein akuter Fachkräftemangel und zum anderen ist besonders in den USA durch die Erfolge von privatwirtschaftlichen Firmen wie SpaceX und Blue Origin ein hoher Druck für innovative Raumtransportprogramme entstanden. Um in Europa nicht noch weiter ins Hintertreffen zu geraten, ist unter anderem eine Begeisterung der Jugend für Raumfahrtthemen von großer Wichtigkeit.

Das aktuelle Programm bietet daher eine sehr attraktive Möglichkeit für die Studierenden mit einem „Hands-On“ Projekt viele Aspekte des Themas Raumtransport zu erlernen. Dadurch werden junge Fachkräfte geschaffen, die Ihr theoretisches Wissen aus den Vorlesungen mit praxisnaher Erfahrung echter Flughardware aus jedem Bereich / Subsystem erweitern können – eine besonders wertvolle Fähigkeit für das zukünftige Berufsleben.

Zum anderen bietet dieses Projekt die Möglichkeit einige Fragestellungen im Bereich Raumfahrtantriebe in zunächst kleiner Form zu testen, um so Schlüsse für das Potential größerer Entwicklungen zu ziehen.

Insbesondere sei hier der Hybridantrieb erwähnt. Auch wenn diese Form des Antriebs schon seit langem bekannt ist, so wird dieser nur selten oder nur auf experimenteller Basis angewendet. Dies liegt vor allem daran, dass bestehende Antriebssysteme (Feststoff und Flüssig) bereits das gesamte chemische Anwendungsspektrum abdecken und eine große Flight-heritage haben. Dabei kann der Hybridantrieb das Beste der beiden Welten verbinden. Einerseits wird die Sicherheit erhöht und das Handling des Antriebs gegenüber einem Feststoffantrieb erleichtert, da der Hybridantrieb nicht selbstzündend ist und die Reaktion jederzeit unterbrochen werden kann. Andererseits wird ein hoher spezifischer Impuls erreicht, der über dem von Feststoffantrieben und leicht unter dem von Flüssigantrieben liegt. Die Komplexität der Treibstoffsysteme ist bei einem Hybridantrieb jedoch nur halb so groß, da nur eine Flüssigkeit zur Anwendung kommt (meist der Oxidator). Das STERN Programm eignet sich daher hervorragend für die Forschung an diesen Antrieben, denn die Studierenden können hier Aspekte aller Antriebssysteme (fest und flüssig) lernen und Hybridantriebe können durch die vielen Testkampagnen und Flüge weitere Flugerfahrung aufbauen und das TRL (Technology Readiness Level) erhöhen.

3 Projektplanung

3.1 Arbeitsplan

Im Folgenden ist der Arbeitsplan des ZEpHyR Projekts dargestellt. Das Projekt ist dabei in die klassischen Projektphasen der Raumfahrtindustrie unterteilt (von 0 - Vorstudie bis E - Flug). Dadurch bekommt das Projekt nicht nur eine sinnvolle Struktur und einen Rahmen, sondern zeigt den Studierenden auch den „Klassiker“ der Projektorganisation und wie mit diesem umzugehen ist.

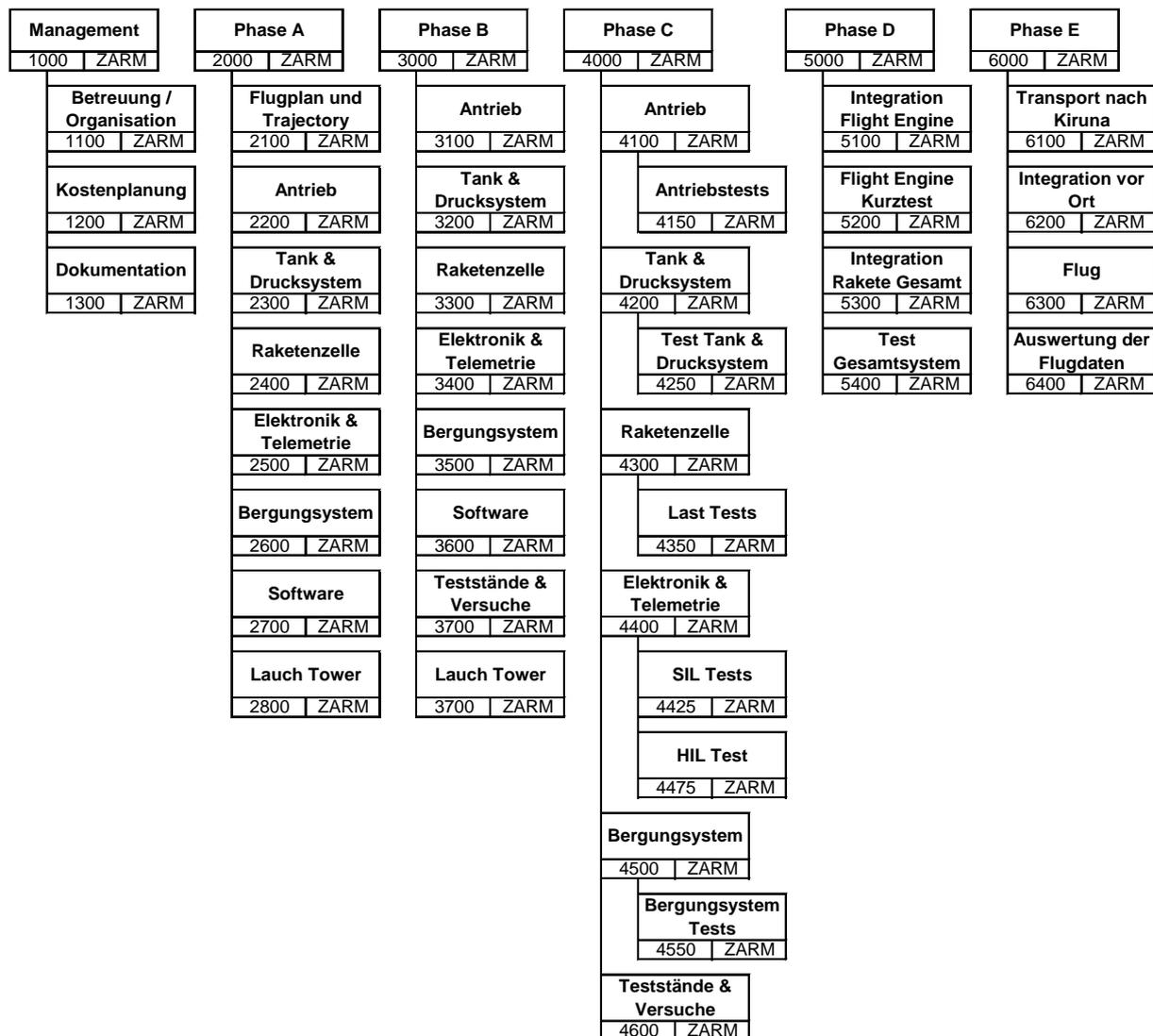


Abbildung 1: ZEpHyR Projekt WBS

3.2 Gantt Chart

Das Gantt Chart des Projekts zeigt den tatsächlichen Ablauf des Projekts und der Entwicklung des Gesamtsystems und der Subsysteme. Aufgrund technischer Herausforderungen musste der Zeitrahmen des Projekts angepasst werden. Mehr dazu findet sich im folgenden Abschnitt. Weiterhin

seien hier noch die Reviews, STERN Stunde und Workshops hervorgehoben. In den formellen Projekt Reviews wurde der Stand des Projekt vom dem studentischen Projektteam vorgestellt und von externen Reviewern bewertet. Dies ermöglichte eine engmaschige Betreuung des Projekts und der Begleitung der Studierenden.

Folgende Reviews wurden bis zum Flug der Rakete durchlaufen:

- Preliminary Design Review (PDR)
- Critical Design Review (CDR)
- Integration Progress Review (IPR)
- Rocket Acceptance Review (RAR)
- Flight Readiness Review (FRR)

Weiterhin wurden mehrere Workshops und sogenannte STERN Stunden organisiert, die einen engen Austausch unter den Studentischen Teams ermöglichten und so den Austausch von Erfahrungen förderten. Dies war insbesondere für neue Mitglieder der Projektteams bereichernd, da diese so schnell einen Überblick gewinnen konnten.

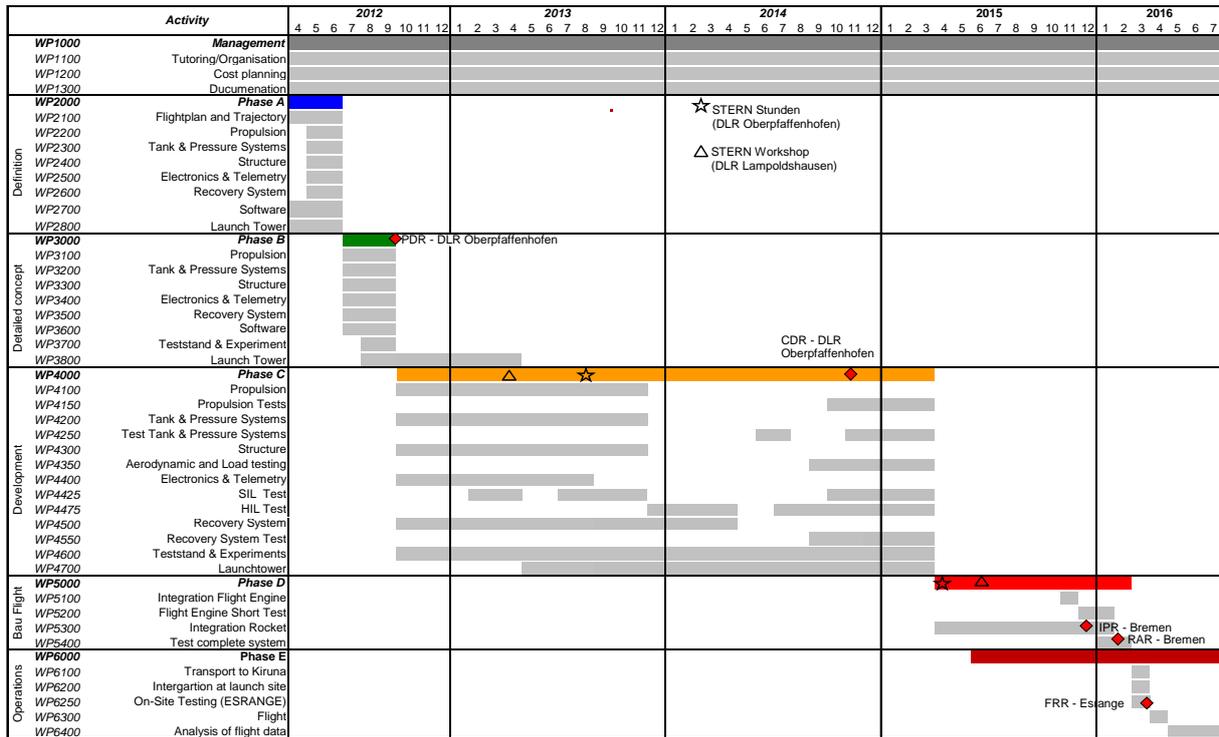


Abbildung 2: ZEPHyR Projekt Gantt Chart

3.3 Anpassung des Projekts während der Laufzeit

Die Projektlaufzeit musste aufgrund von technischen Herausforderungen zwei Mal angepasst werden. Zum einen stellte sich die Entwicklung eines cryogenen Triebwerks als große Herausforderung heraus, zum anderen musste die Startkampagne aufgrund mehrerer wetterbedingter und technischer Abbrüche verlängert werden.

3.4 Startkampagne

Die ZEpHyR wurde am 16. April 2017 beim vierten Startversuch erfolgreich in Esrange gestartet. Die Kampagne war ursprünglich vom 3. – 15. April 2016 geplant. Aufgrund von Wetter und technisch bedingten Verzögerungen wurde die Kampagne um weitere 3 Tage verlängert, um weitere Startmöglichkeiten für die Rakete zu erhalten. Der folgende kurze Überblick gibt den Ablauf der Startkampagne wieder. Die Ergebnisse und Lessons Learned aus den jeweiligen Startabbrüchen und dem Flug der Rakete werden im Abschnitt 5.7 dargestellt.

Nach einer Einweisung in Esrange, einer Aufbauphase sowie einem Test Countdown erfolgte der erste Startversuch am 12. April – neun Tage nach dem Anreisetag. Die Vorbereitungen für diesen Start liefen nominal und es wurden keine technischen Schwierigkeiten gefunden. Allerdings war bereits zu Beginn des Countdowns das Wetter, insbesondere der Wind, am Rand der technischen Möglichkeiten des Bergungssystems. Der Countdown wurde allerdings bis kurz vor dem Betanken weitergeführt, da immer noch eine Aussicht auf Besserung bestand. Aufgrund von weiter zunehmendem Wind im Laufe des Countdowns wurde der Startversuch noch vor dem Betanken beendet. Der bis dahin hergestellte LOX (Flüssigsauerstoff) wurde sicher aus dem Boden-Betankungssystem abgelassen und das System in einen sicheren Zustand versetzt. Die Rakete wurde für einen weiteren Startversuch inspiziert.

Der zweite Startversuch erfolgte am 13. April. Auch hier verliefen die Vorbereitungen normal und wie vorher Trainiert. Zum Zeitpunkt der Betankung der Rakete im Countdown erfolgte jedoch ein Bedienfehler der GSE (Ground Support Equipments), der zum unbeabsichtigten Ablassen des gesamten LOX Vorrats führte. Somit wurde ein Start unmöglich.

Der dritte Startversuch erfolgte am 14. April und musste gegen Ende des Countdowns wegen einer Undichtigkeit im Helium System abgebrochen werden, die ein Bedrücken der Rakete verhinderte. Eine spätere Analyse ergab, dass bei der Wartung des Pyroventils zwischen Helium und

Sauerstofftank ein Fehler entstanden ist, der zu einem offenen Ventil führte, das wiederum einen Start unmöglich machte.

Der vierte und letzte Startversuch erfolgte am 16. April um 8:57 UTC, wobei die Rakete erfolgreich gestartet werden konnte. Die Rakete erreichte eine Dienstgipfelhöhe von ca. 1,5 km ü.N.N. und somit deutlich weniger als vorhergesagt war. Die Telemetriestrecke der Rakete funktionierte einwandfrei und lieferte bis ca. 1-2s vor Einschlag Daten.

4 Stand der Technik

Eine Höhenforschungsrakete in der Größenklasse der ZEPHYR muss im Allgemeinen zwei besondere Anforderungen erfüllen. Zum einen muss die Rakete selbst möglichst leicht handhabbar (leicht und robust) sein und zum anderen sollte das Antriebssystem möglichst leistungsfähig sein, was in diesem Fall besonders ein gutes Schub- zu Masseverhältnis des Gesamtsystems (inkl. Tanks) bedeutet. Während die Entwicklungspotentiale bezüglich Gewichtseinsparung bei der Raketenzelle (besonders bei einer so kleinen) eher gering sind, gibt es beim Antriebssystem (je nach Art) noch Entwicklungspotential, welches sich danach auch auf größere Skalen übertragen lässt.

Das Antriebssystem wiederum hat einen direkten Einfluss auf die Handhabung der Rakete. Ein Feststoffantrieb bietet hier den großen Vorteil sehr geringer Komplexität (=Masse) gegenüber einem Flüssigantrieb. Allerdings hat ein Feststoffantrieb deutliche Defizite im Hinblick auf Sicherheit. Hier sind aufgrund der bereits vorliegenden volatilen Mischung aus Treibstoff und Oxidator erhebliche Vorsichtsmaßnahmen zu treffen, die besonders bei einem studentischen Projekt dieser Art schnell zu Problemen führen können.

Flüssigantriebe auf der anderen Seite sind zwar (meist) sicherer zu handhaben aber deutlich komplexer und daher für eine solch kleine Rakete ungeeignet.

Ein guter Kompromiss zwischen diesen beiden Antriebsformen ist der Hybridantrieb.

Hybridantriebe sind durch das getrennte Vorliegen von Brennstoff und Oxidationsmittel in verschiedenen Aggregatzuständen gekennzeichnet. In der Regel ist der Brennstoff fest, das Oxidationsmittel ist flüssig oder gasförmig [1].

Liegen die erzielbaren spezifischen Impulse von Hybridantrieben zwischen denen cryogener Systeme und denen von Feststoffboostern, so besteht der Vorteil gegenüber beiden in der hohen Betriebssicherheit, der Lagerfähigkeit des Brennstoffes, der Regel- bzw. der Abschalt- und Wiederezündfähigkeit.

Hybridantriebe weisen ein hohes Entwicklungspotenzial auf und wurden in der Raumfahrt bisher kaum eingesetzt. Hier sind sie aber aufgrund ihrer Sicherheit, Einfachheit und wegen des niedrigen apparativen Aufwandes und den damit verbundenen geringen Kosten sehr interessant [2].

Vom Gesichtspunkt der Verbrennung sind Hybridantriebe „nicht vorgemischte Systeme“ wohingegen flüssig-flüssig Systeme oder Feststoffbooster „vorgemischte Systeme“ darstellen. Im Vergleich zu Feststoffboostern erwächst daraus die Aufgabe, nicht nur die über der Abbrandzeit veränderliche Oberfläche zu gestalten, um ein gewünschtes Schub-/ Zeitverhalten zu erhalten, sondern es müssen zusätzlich die mit fortschreitendem Ausbrand zeitlich veränderlichen Mischlängen zwischen verdampftem Brennstoff und Oxidationsmittel berücksichtigt werden. Abbildung 3 zeigt schematisch das Brennstoff-/ Flamme-/ Oxidationsmittel-System beim Abbrand eines festen Brennstoffes.

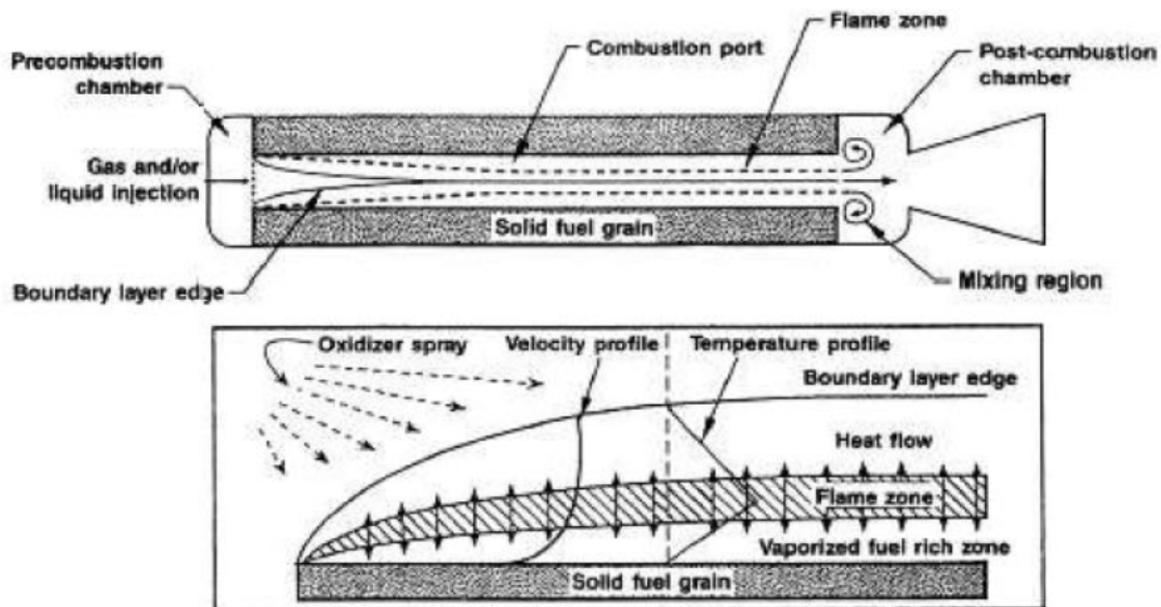


Abbildung 3: Reaktionszone und Funktionsweise eines Hybridtriebwerks [2]

Aus dieser Gegebenheit ergeben sich für den „klassischen“ Hybridantrieb (wie in Abbildung 3 gezeigt) zwei Nachteile, zum einen ist aufgrund der langen Mischlängen und der kurzen Aufenthaltsdauer des Gasmisches im Brennraum eine geringere Verbrennungs-Effizienz zu erwarten. Zum anderen, ist bei den meisten klassischen Hybridantrieben meist die Regressionsrate aufgrund des verwendeten Treibstoffs recht niedrig. Dabei wird der Treibstoff verdampft und durch Diffusion der Flammenfront zugeführt. Dies hat zusätzlich den Nachteil, dass der Wärmetransport von der Flamme zur verdampfenden Oberfläche begrenzt wird („Blocking Effect“) und somit die verdampfte Masse pro Oberfläche stark begrenzt ist [3].



Abbildung 4: Multi-Port Hybridantrieb vor (a) und nach dem Test (b) [4]

Um diese Probleme in den Griff zu bekommen wurden bisher zwei Methoden verwendet. Zur Verbesserung der Verbrennungs-Effizienz wurde den Verbrennungsgasen zur Mischung eine zusätzliche Nach-Brennkammer zur Verfügung gestellt (siehe Abbildung 3) und zur Verbesserung des Treibstoffmassenstroms wurde die brennende Oberfläche erhöht. Dies geschieht durch die Erhöhung der Port Zahl (Abbildung 4).

Beide Methoden haben den erheblichen Nachteil, dass sowohl das Volumen als auch die Masse des Antriebs erhöht wird und so nur ein schlechtes Volumen- und Massen-Schubverhältnis gegenüber Feststoff- und Flüssigantrieben erreicht werden konnte.

In den letzten Jahren haben sich jedoch zwei weitere Technologien entwickelt, die versprechen, diese Nachteile zu beheben. So zum einen die VIHRE (Vortex Injection Hybrid Rocket Engine), die sich durch eine drall behaftete Eindüsung des Oxidators am unteren Ende der Brennkammer auszeichnet. Dies führt zum einen zu einer deutlich besseren Mischung und Verbrennungseffizienz, da die Aufenthaltsdauern in der Brennkammer deutlich erhöht sind [2] [5]. Eine schematische Darstellung eines VIHRE ist in Abbildung 5 zu sehen.

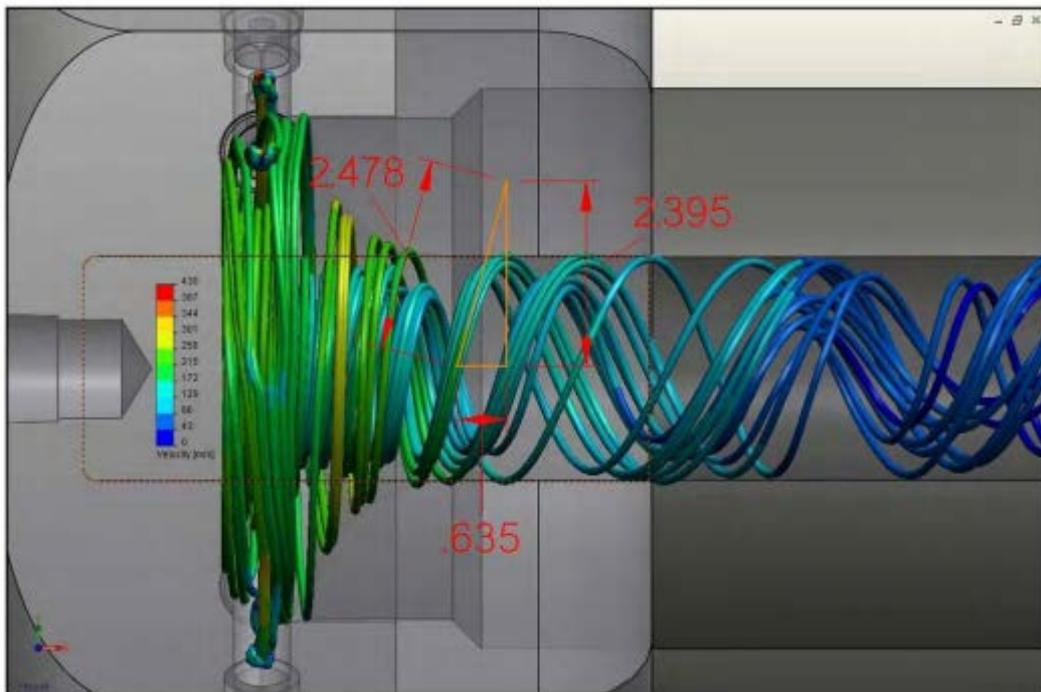


Abbildung 5: Fluiddynamische Darstellung eines VIHRE [6]

Ein weiterer Vorteil dieser Technologie ist, dass die Flamme durch die verdrehte Strömung näher an die Treibstoffoberfläche gebracht wird. Dadurch erhöht sich deutlich der Wärmeeintrag in die Oberfläche und somit auch die Regressionsrate, die sich so bis zum sechsfachen gegenüber einem klassischen Hybridantrieb steigern lässt [2]. Damit lässt sich also mit weniger als der halben Oberfläche (ergo kleinerer Antrieb) die gleiche Leistung erzielen.

Eine weitere Möglichkeit die Regressionsrate zu erhöhen besteht in der Verwendung von speziellen Paraffinen. Klassische Hybridtriebwerke verwenden meist HTPB (Hydroxyl-terminated polybutadiene) oder PMMA (Plexiglas) als Treibstoff. Diese haben jedoch im flüssigen Zustand eine recht hohe Viskosität im Verhältnis zu bestimmten Paraffinen. Die Viskosität hat jedoch einen starken Einfluss auf den Abbrand des Treibstoffs. Wie Karabeyoglu [3] zeigt, führt eine niedrige Viskosität des Treibstoffs zu einer zerwellten Flüssigkeitsoberfläche und damit zum Ablösen von Tropfen die in die Strömung getragen werden. Dadurch wird der Treibstofftransport in die Flamme unabhängig vom Blocking Effect stark gesteigert und so die Regressionsrate deutlich erhöht [7] [8]. Eine schematische Darstellung dieses Effekts ist in Abbildung 6 zu sehen.

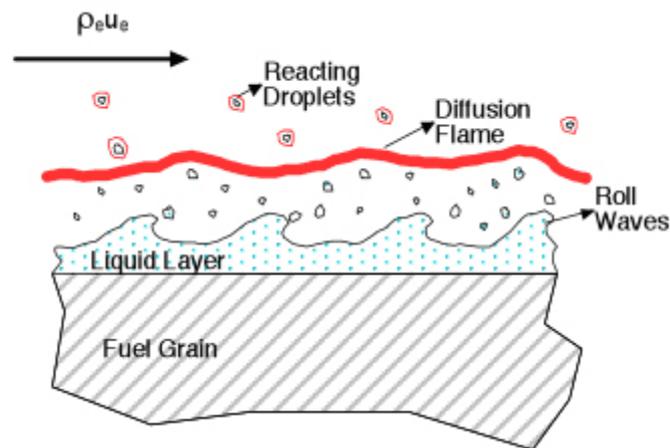


Abbildung 6: Eintrag von Tröpfchen in die Reaktionszone eines Hybridtriebwerks [9]

Ein weiterer Vorteil, der sich durch die Verwendung von Paraffinen und deren Derivaten ergibt, ist die umwelttechnische Unbedenklichkeit. Da Paraffine einfache gesättigte Kohlenwasserstoffe sind, verbrennen diese unter Verwendung von reinem Sauerstoff hauptsächlich zu Wasser und Kohlendioxid. Diese sind im Vergleich zu Feststoff-Brennstoffen deutlich Umweltfreundlicher und daher sehr gut als „green Propellant“ einsetzbar. Besonders wenn das verwendete Paraffin aus Biomasse über die Fischer – Tropsch Synthese hergestellt wird und somit nahezu CO₂ neutral verbrennt.

4.1 Wissenschaftliche Zielsetzung

Aufgrund der oben gezeigten Fülle an technischen und wissenschaftlichen Fragestellungen bei Hybridantrieben, war es neben dem primären Ziel der Ausbildung von jungen Experten für den Raumtransport auch wichtig wissenschaftliche Ziele in das Projekt einzubinden. Hierdurch konnte der Mehrwert deutlich gesteigert werden.

Als Ziel wurde damit die erfolgreiche Flugdemonstration eines cryogenen LOX / Paraffin Hybrids gesetzt. Diese Art des Antriebs wurde (nach Wissen der Autoren) zuvor nicht in Europa geflogen. Damit wurden besonders folgende wissenschaftliche Themen adressiert:

- Verhalten und Verifikation von zerwellenden Treibstoffen (Paraffin)
 - Herstellung von mechanisch stabilen aber performanten Treibstoffmischungen
- Interaktion von cryogenem Oxidator mit der Treibstoffoberfläche
 - Verbrennungsinstabilitäten und deren Vermeidung

Weitere mehr technisch gelagerte Zielsetzungen waren:

- Signifikante Brenndauer von >20 Sekunden
 - Thermisch stabiler Motor
 - Geeignete Materialien für Düse und Brennkammer Thermalschutzsystem
- Handhabung von LOX bei einem mobilen Raketensystem mit minimaler Infrastruktur
- Konstruktion einer robusten Rakete mit cryogenem Oxidator

Zur Erfüllung dieser übergeordneten Ziele waren mehrere technische Schritte notwendig, die sich zum Teil erst während der Projektzeit deutlich gezeigt hatten. Dies machte zum einen die Herausforderung des Projekts aus, erklärt aber auch den großen Reiz den das Projekt bei den Studierenden ausgelöst hat und das nicht zuletzt dank der großen Unterstützung des Zuwendungsgebers erfolgreich abgeschlossen werden konnte.

5 Ergebnisse

Der folgende Abschnitt zeigt die wichtigsten Ergebnisse des Projekts.

5.1 ZEpHyR

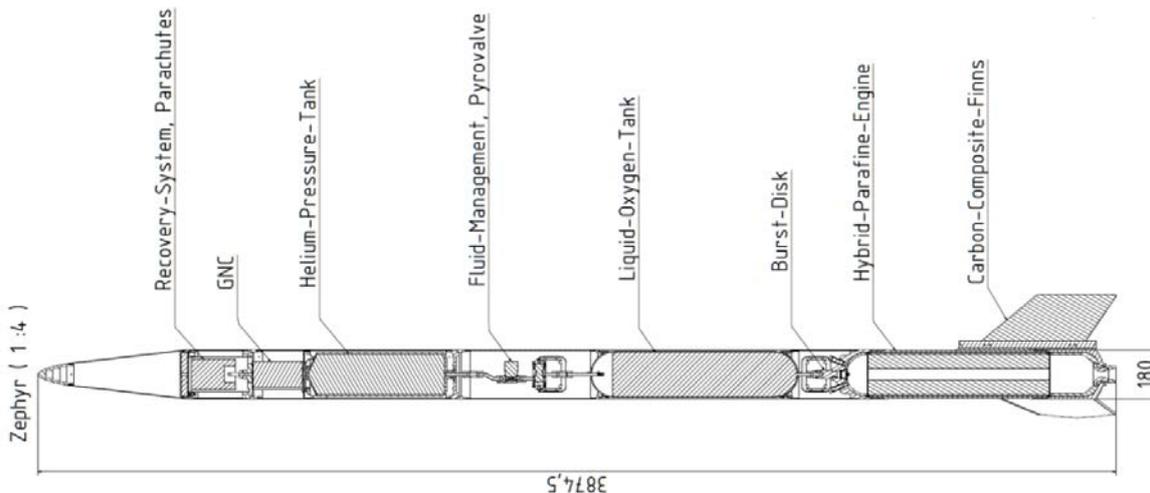


Abbildung 7: Zusammenbau der ZEpHyR

Die ZEpHyR ist eine einzigartige, einstufige Hybridrakete mit knapp vier Metern Länge und 180 Millimetern im Durchmesser, deren Zusammenbau in Abbildung 7 gezeigt ist.

Unter der als ogive geformten Nasenspitze befindet sich das zweistufige Bergungssystem der Rakete, bestehend aus einem Hochgeschwindigkeitsvorfallschirm und dem Hauptschirm. Es folgt als nächstes die Avionik, die den Onboardcomputer der Rakete enthält, sowie mehrere Steuer- und Messsensoren. Weiterhin befindet sich in diesem Abschnitt der Rakete die Kommunikation, die mit einem 886 MHz Analogfunk arbeitet und während des Flugs die Verbindung zur Bodenstation hält.

Der gesamte Rest der Rakete wird vom Antriebssystem und den Tanks eingenommen. Dabei versorgt ein Hochdruck-Helium Tank die Rakete mit Druckgas zum Entleeren des Oxidantentanks. Da dieser einen stabilen Druck benötigt befindet sich zwischen Helium und LOX Tank ein Fluid-Management System, welches den hohen Druck des Heliumtanks aufbereitet und auf gleichbleibendem niedrigerem Niveau dem LOX Tank zuführt. Weiterhin befindet sich hier ein speziell für diesen Zweck angefertigtes Pyroventil. Dieses wird zum Start der Rakete aktiviert und öffnet die Verbindung zwischen dem Helium und LOX Tank. Der LOX Tank ist wie der Helium Tank und die Brennkammer der Rakete gleichzeitig tragende Struktur. Der Tank enthält den für den Flug notwendigen Oxidator bei kryogenen Temperaturen und ist von einer minimalen Isolierung umgeben. Zwischen Oxidantentank und Antriebsinjektorkopf befindet sich eine Berstscheibe. Diese hält den LOX bis zum Auslösen des Pyroventils zurück und öffnet erst bei einem erhöhten Druck im LOX Tank. Zum

Abschluss folgt die Brennkammer, die den Paraffin Treibstoff in Form eines Hohlzylinders enthält. Kurz nach Eintritt des LOX in die Brennkammer zünden die zwei am Injektorkopf angebrachten Zünder und führen zum Hochfahren des Triebwerks in weniger als einer Sekunde. Die Brennkammer Struktur ist gleichzeitig der Haltepunkt für die drei Finnen der Rakete, die sie aerodynamisch stabilisieren, wobei jedoch eine starke Rotation während des Fluges verhindert werden muss, da sonst die einwandfreie Versorgung des Triebwerks mit dem flüssigen Oxidator nicht gewährleistet werden kann. Die folgende Tabelle führt die wichtigsten Grunddaten der Rakete auf.

Tabelle 1: Grundlegende Daten der ZEpHyR

| | ZEpHyR |
|---------------------------------------|---------------------------------------|
| Raketentyp | One stage Hybrid |
| Hersteller | ZARM Bremen |
| Nominaler Durchmesser | 180 mm |
| Länge | 3874.5 mm |
| Masse | 80.05 kg |
| Schub | 1.8 kN |
| Treibstoffkombination | Liquid Oxygen / Paraffin |
| Maximale Beschleunigung | 5.7 g |
| Vorhergesagte Dienstgipfelhöhe | 6.8 km |
| Flugzeit bis zum Apogäum | 50 s |
| Flugzeit bis zur Landung | 550 s |
| Distanz | 9 km |
| Minimale Static Margin | 1.75 |
| Launcher | MAN II + Extension (i.e. light truss) |

5.2 Ground Support Equipment

Der GSE (Ground Support Equipment) Wagen wird für die Betankung und Kommunikation mit der Rakete während des Betankungsvorgangs benötigt. Folgende Hauptfunktionen werden hierbei erfüllt:

- Betanken der Rakete mit Helium und LOX
- Herstellung des flüssigen Sauerstoffs durch Einkondensieren
- Kompression des Helium von 200 bar (Flasche) auf 300 bar (Rakete)
- Drucksystem (Stickstoff) für die pneumatischen Ventile
- Elektronik für die Steuerung der GSE Einheit und der Zündsequenz der Rakete



Abbildung 8: Ground Support Equipment (GSE) Wagen

Die Kernkomponente zur Herstellung des LOX ist der Haupt LOX Tank. Dieser wird in einer Doppelfunktion am Teststand als auch für den GSE Wagen verwendet und besteht aus einem zentralen Druckbehälter und einem äußeren Tank, der den Druckbehälter umschließt. Dieses äußere Gefäß auch Containment genannt, besitzt einen offenen Deckel und wird für die Herstellung des LOX mit Flüssigstickstoff gefüllt. Danach wird gasförmiger Sauerstoff aus Flaschen in den Drucktank geleitet und beginnt sich aufgrund der niedrigen Temperatur des Flüssigstickstoffs zu verflüssigen. Sobald der Tank mit maximal 28 Liter LOX gefüllt ist kann mit dem Betanken der Rakete begonnen werden.

Zu diesem Zweck wird Helium in den LOX Tank geleitet und drückt den Flüssigsauerstoff so von unten in den Tank der Rakete (der oben einen offenen Überlauf besitzt). Die Tanks und auch Leitungen sind dabei mit einer Reihe von Temperatur und Drucksensoren ausgerüstet, um den Füllstand und den Zustand der Gase und des LOX zu jedem Zeitpunkt zu erfassen.

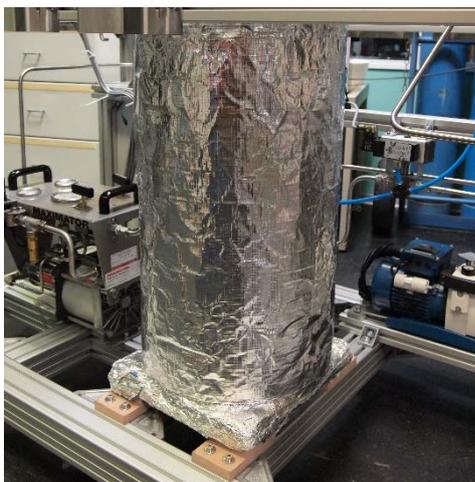


Abbildung 9: LOX tank (links) und Maximator Kompressor (rechts)

Da die Rakete einen Heliumdruck von 300 bar benötigt, das Helium in Flaschen jedoch nur in 200 bar vorliegt, wird ein Kompressor vom Typ Maximator verwendet. Dieser nutzt ein weiteres Arbeitsgas (in diesem Fall Stickstoff Gas) um den Druck des Heliums auf den gewünschten Stand zu erhöhen. Auch hier dienen mehrere Sensoren der Überwachung des Systems. Das folgende Blockdiagramm gibt einen Überblick über das GSE.

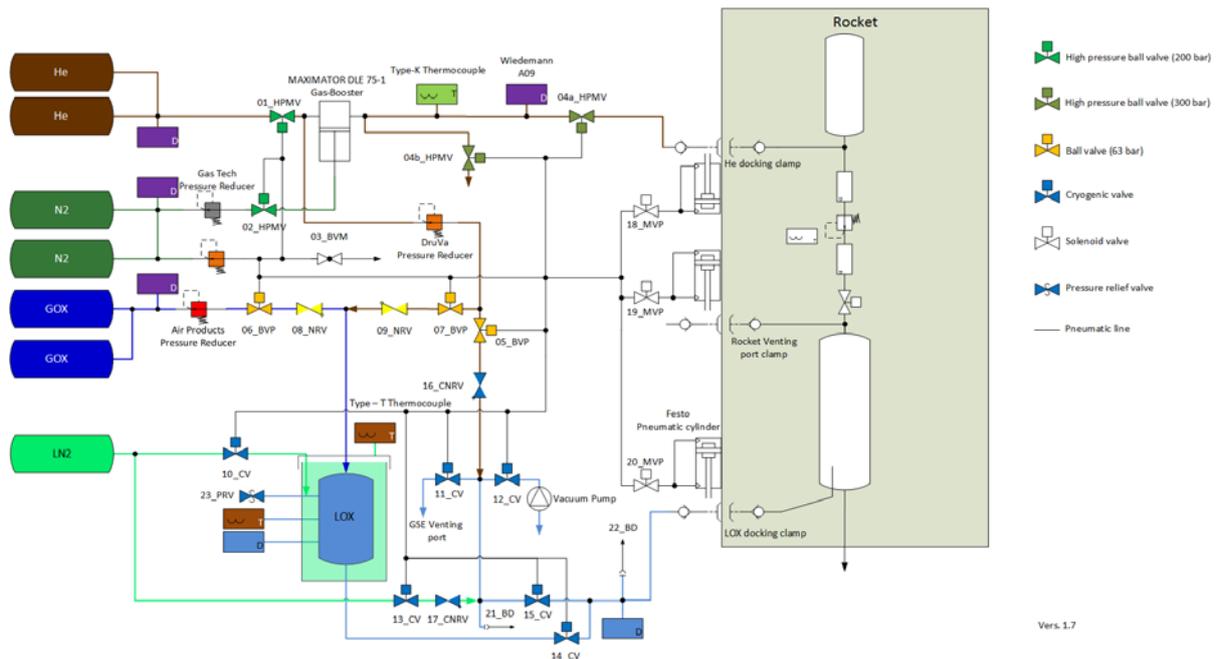


Abbildung 10: Blockdiagramm des Betankungssystems und der Rakete

Weiterhin dient der GSE Wagen als Kontenpunkt für die Überwachung der Startrampe und Rakete. Neben Stromversorgung, Gasversorgung und Sensorik gibt es ebenfalls drei Kameras zur Überwachung des Zustands des GSE Wagens und der Rakete.

5.2.1 Telemetry Station

Die Telemetrie Station besteht aus drei Computern. Einer dieser Computer ist die Kontrolleinheit für den GSE Wagen und stellt seine Verbindung über das örtliche LAN her. Der zweite Computer ist mit der Bodenantenne des Funksystems der Rakete verbunden und empfängt die auf 868 MHz gesendeten Daten der Rakete. Dieser Rechner ist mit einem dritten Rechner in der Bodenstation verbunden (ebenfalls über das örtliche Netzwerk) und wird von diesem aus gesteuert und überwacht. Für die Visualisierung der Daten vor Ort wurde ein eigens entwickeltes Programm verwendet (siehe Abbildung 11).

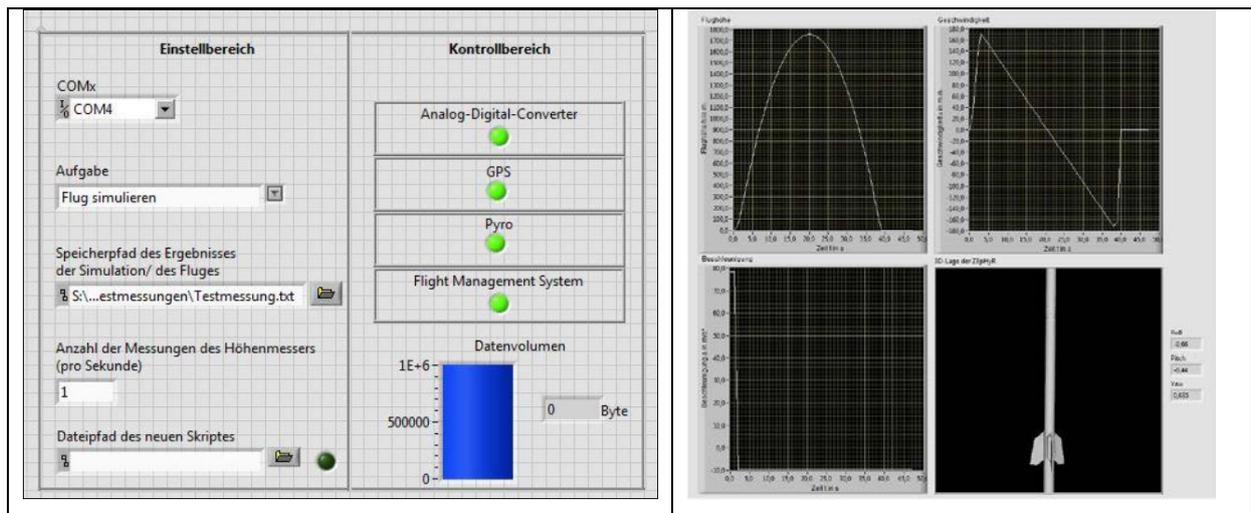


Abbildung 11: Übersicht über das Benutzerinterface für die Telemetrie Station

5.3 Prüfstand

Der Prüfstand wurde in dem Rahmen des Stern-Projektes von einem GOX-Hybrid (gasförmiger Sauerstoff) um eine LOX Versorgung erweitert. Dabei wurden zusätzliche Sensoren integriert und die Steuersoftware erweitert. Insbesondere wurden viele zusätzliche Sicherheitsmaßnahmen und Prozeduren erstellt, um der Handhabung von Flüssigsauerstoff gerecht zu werden. Wie der GSE Wagen auch, ist diese Anlage in der Lage maximal 28 Liter LOX zur Verfügung zu stellen.

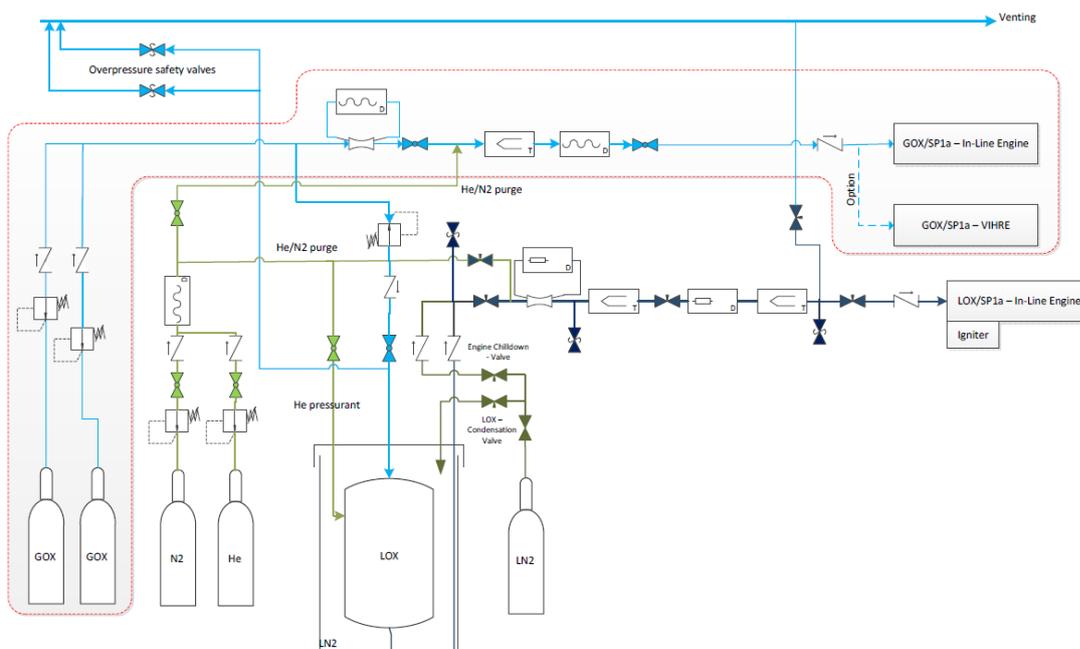


Abbildung 12: Fluidmanagement des Teststandes

Die gesteigerte Komplexität des Teststands für die Treibwerksversuche der ZEpHyR ist in Abbildung 3 zu erkennen.



Abbildung 13: Der Komplett LOX-Teststand

Je nach geplanter Brennzeit konnte so die entsprechende Menge LOX hergestellt werden. Für die volle Brennzeit von 25s wurden dafür 2 Kryostaten mit je 100l LN₂ benötigt, wobei der zweite Kryostat eine Sicherheitsmarge von 50l hatte, um sicherzustellen, dass der einkondensierte Sauerstoff kalt gehalten werden konnte. In der Vorbereitungsphase wurde dann mit dem flüssigen Stickstoff in der Außenwand des doppelwandigen Tanks (Abbildung 13, Blau) der Sauerstoff im inneren Tank bis auf ca. 70K runtergekühlt. Sauerstoff siedet bei 90K. Somit hat das System eine Sicherheit um flüssig durch die Leitung in die Brennkammer zu gelangen.

Im Versuch wurde der LOX mit Helium bedrückt und durch die Oxidatorleitung ins Triebwerk gefördert.

Aufgrund der starken Anforderungen an die Ventile beim Fördern von kryogenen Flüssigkeiten, waren regelmäßige Wartungen sowie eine penibel saubere Arbeitsweise von großer Wichtigkeit.

In späteren Versuchen wurde eine Berstscheibe zwischen Injektor und Oxidatorleitung geschaltet, um das Zündverhalten des Flugtriebwerks zu Testen.

5.4 Triebwerksentwicklung

Eine zentrale Herausforderung Entwicklung der Rakete war der Antrieb. Mit der Wahl der Treibstoffe LOX und Paraffin wurde eine der im Bereich der Hybridantriebe leistungsfähigste Mischung gewählt. Trotz der guten Leistung ist die Handhabung der Treibstoff (Paraffin) sehr sicher und grundsätzlich

gut in einem studentischen Projekt anzuwenden. Die Herausforderung lag hier in der zuverlässigen und qualitativ hochwertigen Herstellung des Treibstoffgrains und war hiermit gut im Fachbereich Produktionstechnik der Universität Bremen verankert. Beim Oxidator lag die Herausforderung dagegen weniger in der Herstellung, welche mit flüssigem Stickstoff und gasförmigen Sauerstoff sehr einfach zu bewerkstelligen ist, sondern in der Handhabung. Dies gilt sowohl für den Teststandbetrieb als auch beim Start der Rakete vor Ort in Esrange. Sauerstoff ist ein starker Oxidator und es sind entsprechende Sicherheitsvorkehrungen notwendig, wie z.B. peinliche Sauberkeit und das meiden von jeglichen Organischen Substanzen sowie die richtige Materialauswahl, die in Kontakt mit LOX kommt. Weiterhin ist LOX eine cryogene Flüssigkeit mit einem Siedepunkt von 90 K bei Normalbedingungen. Dies erweitert die Sicherheitsvorkehrungen im Sinne des Umgangs mit tiefkalten Flüssigkeiten (Schutzausrüstung) und beschränkt die Materialauswahl auf solche Materialien, die nicht Kaltspröde werden.

Für die Entwicklung des Triebwerks wurde daher eine zweistufige Strategie gewählt. Zunächst wurde ein Engineering Model (EM) des Triebwerks gebaut (in Abbildung 13 und Abbildung 14 zu sehen).

Dieses Triebwerk wurde in seinem thermochemischen Aufbau und den fluiddynamischen Gegebenheiten so aufgebaut wie auch das potentielle Flugmodell (FM), des Antriebs sein könnte. Allerdings wurde das EM deutlich stabiler (Sicherheitsfaktor >10) ausgelegt und war so nicht fliegbar. Folgende Gründe führten zu dieser ersten schweren Version:

- Verbrennungsinstabilitäten
 - In jeder Triebwerksentwicklung kann es zu Instabilitäten kommen. Bei Hybridantrieben besteht der große Vorteil, dass diese sich nicht selbst verstärken (wie in flüssig-flüssig Systemen), nichtsdestotrotz könnten starke Druckschwankungen auftreten. Diese gilt es durch eine geeignete Konstruktion abzufangen bis deren Ursache geklärt ist und diese sicher vermieden werden können.
- Instrumentierung
 - Besonders am Anfang treten unbekannte / unerwartete Phänomene in Raketenantrieben auf, die nicht während der theoretischen Auslegung vorhergesagt werden können (siehe oben Verbrennungsinstabilitäten). Diese lassen sich nur durch reichliche und passende Instrumentierung erklären und somit lösen. Daher wurde das EM mit entsprechend vielen Zugängen für Sensorik ausgestattet, um hier alle Möglichkeiten offen zu halten.
- Anpassbarkeit

- Um mit den oben genannten Unwägbarkeiten umgehen zu können und möglichst schnell und unkompliziert Lösungen erarbeiten und einsetzen zu können, ist es von großer Wichtigkeit das Triebwerk anpassbar auszulegen. So konnten verschiedene Konfigurationen von Zündern über Injektor bis hin zu Thermalschutz und Düsen leicht ohne zusätzlichen Konstruktiven Aufwand am Triebwerksdruckbehälter durchgeführt werden.

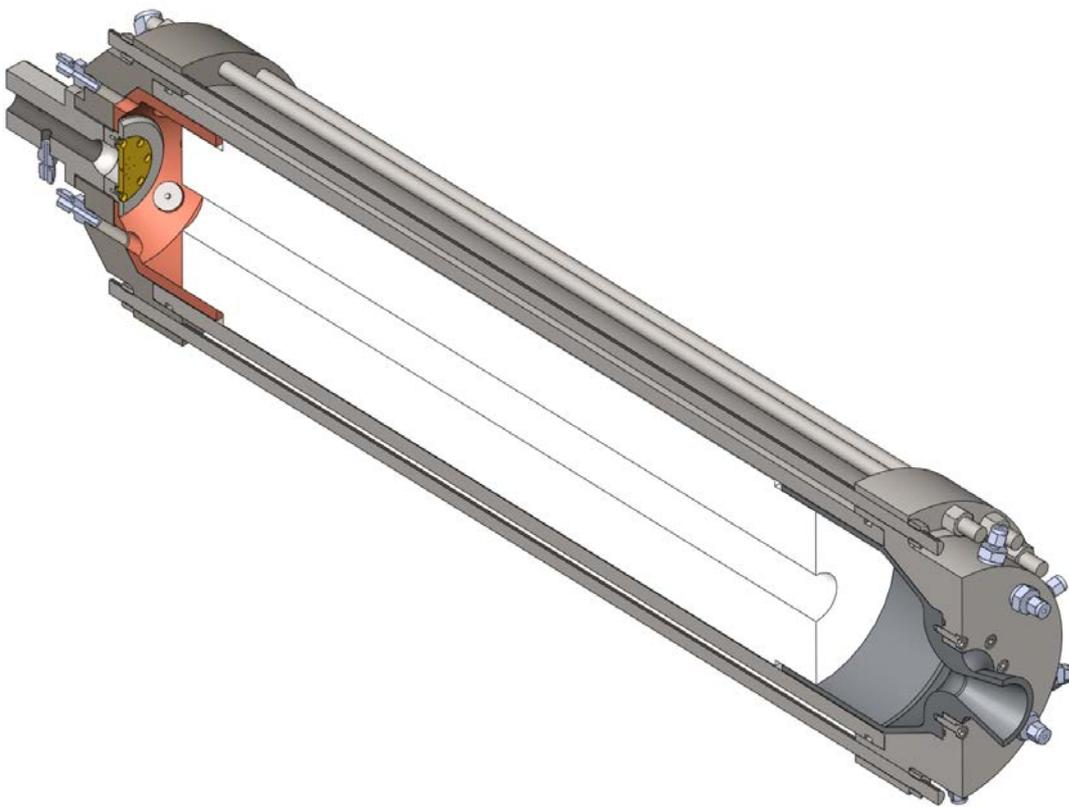


Abbildung 14: EM des ZEpHyR Hauptantriebs

Abbildung 14 zeigt das EM in einer Schnittansicht. Im inneren (weiß) ist das Treibstoffgrain zu sehen, das am Ende mit der Nachbrennkammer und Düse abschließt (dunkel grau). Am vordern Ende schließt die Vorbrennkammer (rot) mit dem Injektor Halter (grau) und dem Injektor (gelb) an. Diese innere Baugruppe ist von einer dickwandigen Druckhülle aus Edelstahl umgeben (grau), welche mehrere Zugänge für Sensorik und Zusatzbauteile wie Zünder enthält.

Die Testkampagnen zum EM begannen Anfang November 2014 mit den folgenden Zielen:

- Unterschiede zwischen Versuch und Auslegung untersuchen
 - Gesamttriebwerk in Hinblick auf Leistung und technischer Auslegung
 - Triebwerkskontrollelektronik für Start, Betrieb und Herunterfahren
- Schrittweise Steigerung der Leistung von kurzen „Burp – Test“ bis zur vollen Brenndauer

- Identifikation und Korrektur von möglichen problematischen Instabilitäten
 - Injektor Design
 - Treibstoff Design
 - Interne Hohlräume (Vor- und Nachbrennkammer) und Blenden
- Feststellen der maximalen Druck Peaks im Nominal- und leicht Off-Nominal Betrieb
 - Für die Feststellung der Konstruktionssicherheitsfaktors für das FM

Der erste Test des EM wurde am 4. November 2014 durchgeführt und diente hauptsächlich der ersten Verifikation der Steuerelektronik und der Startsequenz. Da es sich um den ersten Test handelte wurde sowohl die Brennzeit (5 Sekunden) als auch der Kammerdruck (1 MPa) stark reduziert.

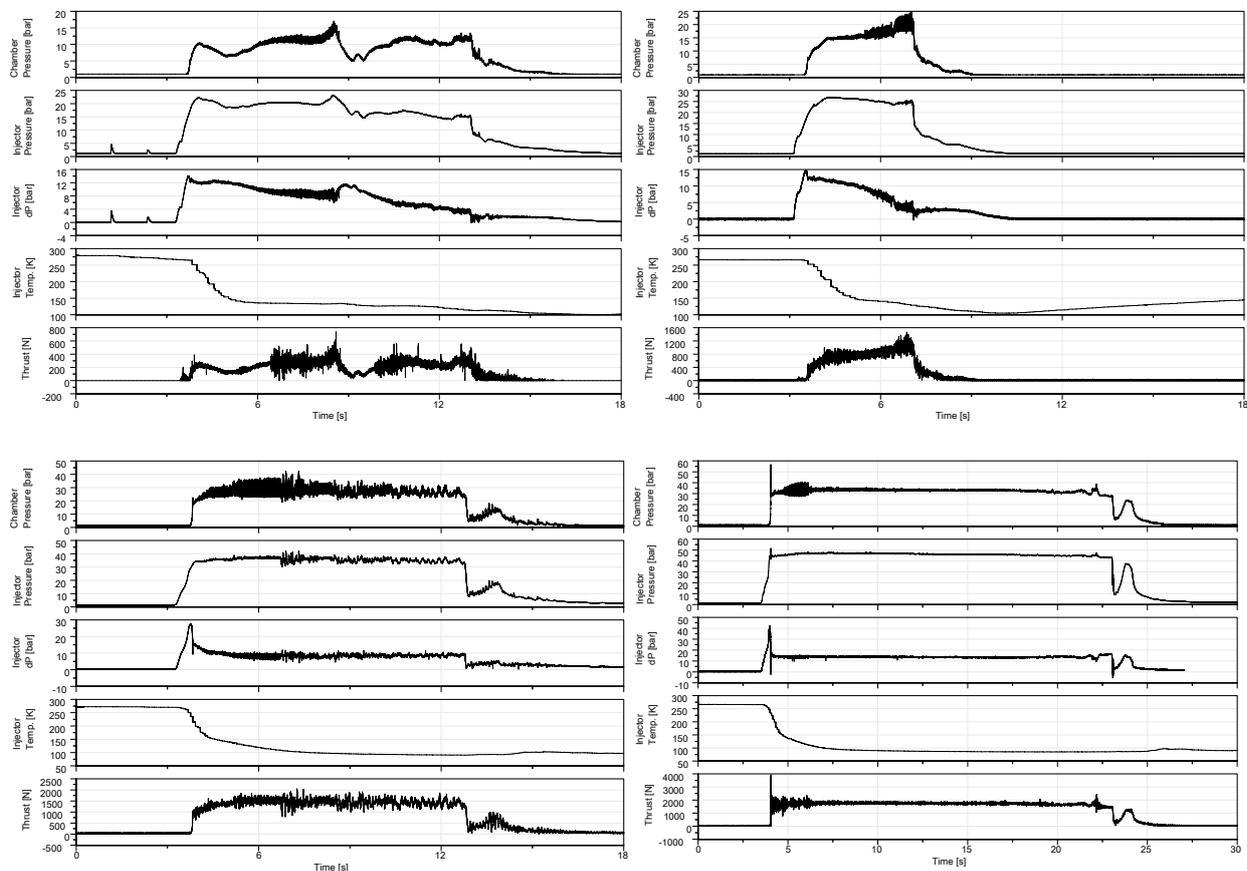


Abbildung 15: ZEPHYR EM test data – 1. burb-test (links oben), 4. Test (oben rechts), 16. Test (links unten), 19. Test (unten rechts) [10]

Das Ergebnis des Test kann in Abbildung 15 gesehen werde. Der Test dauerte deutlich länger als die geplanten 5 Sekunden und brauchte auch eine lange Zeit einen stabilen Kammerdruck aufzubauen. Weiterhin ist eine sich aufbauende Instabilität zu sehen, während der Start des Triebwerks recht zuverlässig funktioniert. Eine Analyse des Tests ergab neben einer unzureichenden Shut-Down Sequenz auch Defizite in der Treibstoffqualität. Als Konsequenz aus dem Test wurde sowohl die Treibstoffherstellung durch Einführung eines Schleudergussverfahrens verbessert, als auch die Start

und Shut-Down Sequenzen bearbeitet und der Brennkammerdruck erhöht. Diese Tests wurden dann über Test Nummer 4 bis hin zu Test 16 immer weitergeführt, um die Verbesserungen am Triebwerk stückweise einzuführen. Bei Test 16 ist deutlich zu sehen, dass der Start und das Herunterfahren des Triebwerks zuverlässig funktionieren, weiterhin sind große zufällige Schwankungen im Kammerdruck verschwunden. Es ist jedoch auch deutlich sichtbar, dass das Triebwerk mit einer starken Instabilität zu kämpfen hat sowie der Injektordruckabfall zu niedrig wird und es zu einer Kopplung zwischen Versorgungssystem und Brennkammer kommt. Da alle andern Faktoren ausgeschöpft waren, musste diese Instabilität vom Injektor herrühren. Daher wurden zwischen Test 16 und 19 einige neue Injektorgeometrien mit Wassersprühtests getestet und dann die vielversprechendsten Kandidaten im Triebwerk getestet. Test Nummer 19 schließlich zeigte das Ergebnis eines Kollisionsinjektors mit einem optimalen Längen- zu Durchmesser Verhältnis von 2. Bis auf eine leichte und schnell abklingende Instabilität zu Beginn ist das Triebwerk sehr stabil und voll funktionsfähig. Mit diesen Testergebnissen konnte nun das Flugmodell des Antriebs in die Produktion gegeben werden (siehe Abbildung 16).



Abbildung 16: Flugmodell des ZEPHYR Hauptantriebs

Im Gegensatz zum EM mit über 112 kg Nassmasse, wog das Flugmodell nur 33 kg Nass inklusive der Finnen, die hier in ein Bauteil vereint wurden. Für die Konstruktion konnten die Daten und Erfahrungen aus der EM Testkampagne genutzt werden und es wurde darauf geachtet, dass die interne Geometrie unverändert bleibt, um eine Übertragbarkeit der Ergebnisse zu garantieren.

Nach der Fertigung des Triebwerks folgte die Test- und Qualifikationskampagne des FM. Diese war darauf ausgelegt, die Funktion zu verifizieren und nicht wie im Falle des EM, die Konstruktion an Ihre Belastungsgrenzen zu bringen. Als solches wurden drei Tests durchgeführt – ein kurzer Start Test von nur 5 s Dauer und zwei volle Brenntests von insgesamt 25 s. Die Ergebnisse dieser Tests sind in den folgenden Graphen zu sehen.

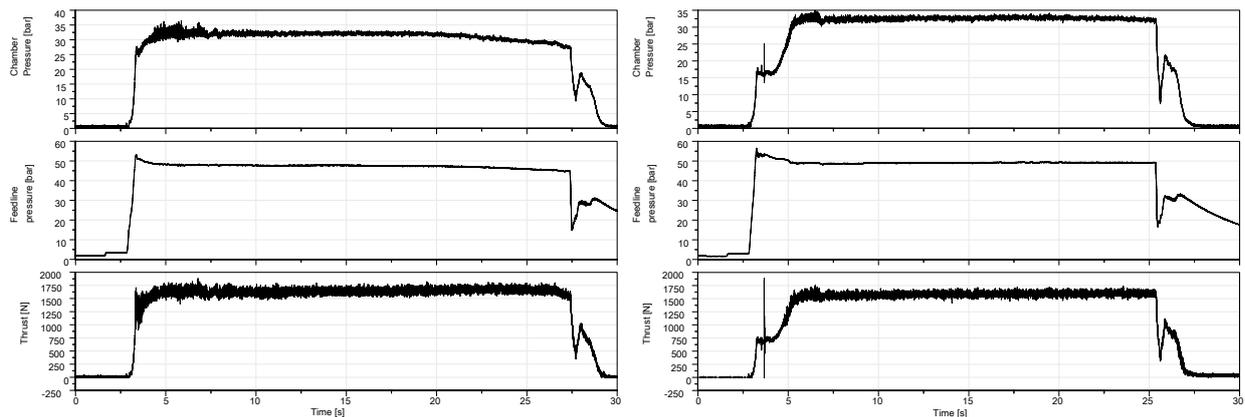


Abbildung 17: ZEPHYR FM Test Daten – 2. qual. Test (links), 3. qual. Test (rechts) [10]

Wie zu sehen ist, funktionierte das Triebwerk wie erwartet. Die schon bei dem EM zu beobachtende Instabilität ist wieder vorhanden. Weiterhin ist eine leichte Degradation der Düse gegen Ende des Tests zu beobachten, die auf eine langsame Reduktion der Treibstoffmenge zurückzuführen ist und somit den Sauerstoffanteil in der Verbrennung erhöht. Beim zweiten Test ist weiterhin ein kleines Plateau während des Hochfahrens des Triebwerks zu erkennen. Dieses entstand durch ein zu geringes Einkühlen des Injektors und damit einem initialen Schubaufbau mit gasförmigen statt flüssigem Sauerstoff.

Zusammenfassend ließ sich nach nunmehr insgesamt dreißig Triebwerkstests die erfolgreiche Entwicklung eines flugfähigen Paraffin / LOX Hybridantriebs feststellen, so dass der Durchführung der Flugkampagne nichts mehr im Weg stand.

5.5 Startkampagne und Vorbereitung

Ein erster Überblick über den Ablauf der Startkampagne wurde bereits in Abschnitt 3.4 gegeben. Dieser Abschnitt dokumentiert in einem kurzen Überblick die Vorbereitung der Rakete während der ersten Tage der Kampagne.

Nach der Ankunft in Esrange und einer Sicherheitseinweisung wurden die zuvor angelieferten Bauteile der Rakete und des GSE gesichtet und sortiert.

Daraufhin wurde mit dem Zusammenbau des GSE sowie der Rakete begonnen. Insgesamt war hierfür ein Team von 10 Personen notwendig.

Die Rakete wurde dabei in vier Hauptsektionen angeliefert:

- Antrieb
- Treibstoffblock
- Oxidatortank mit Fluidmanagement System inkl. Avionik Sektion
- Bergungssystem und Spitze

Als Aufgaben standen hier vor allem die vor-integration der Unterbaugruppen, die Prüfung auf Dichtigkeit, sowie Prüfung aller elektrischen Komponenten auf der Tagesordnung. Da sowohl das Pyroventil als auch das Bergungssystem mit pyrotechnischen Aktuatoren ausgelöst wurden mussten Teile dieser abschließenden Arbeiten in einem ESD (Electro Static Discharge) geschütztem Bereich erfolgen. Hierbei wurde auch auf entsprechende Schutzausrüstung und Messgeräte zurückgegriffen. In diesem Bereich wurden auch die Zünder für den Antrieb integriert, auch wenn eine Zündung durch die Natur des Hybridantriebs ausgeschlossen ist.

Bei der Integration des GSE gab es insgesamt vier Hauptarbeitspakete:

- Vorbereitung und Positionierung des GSE Wagens
- Vorbereitung und Verifikation der Startrampe und Umbilicals
- Aufbau der Telemetrie Bodenstation auf dem Radar-Hill
- Aufbau der Kontrollzentrums mit allen Steuerrechnern im Bunker nahe der Startrampe

Auch hier standen mehrere Prüfungen des Systems sowie einfache Funktionstests an. Sobald diese abgeschlossen waren, wurde das GSE in Kombination mit der Rakete getestet.

Nach der erfolgreichen Vorbereitung der Hardware standen auch mehrere Besprechungen für die weitere Ablaufplanung, sowie ein Test-Countdown an, in dem alle Funktionen und der Ablauf ohne einen tatsächlichen Start der Rakete durchgespielt wurden.

Im Anschluss an diese Arbeiten folgte abschließend das FRR – Flight Readiness Review, welches der letzte Schritt vor dem Eintritt in den Countdown ist.



Abbildung 18: ZEpHyR integriert und Startbereit beim zweiten Startversuch

5.6 Flug

Wie bereits beschrieben wurde die Rakete im vierten versuch am 16. April 2016 erfolgreich gestartet. Die folgende Bildersequenz zeigt den Start der Rakete:

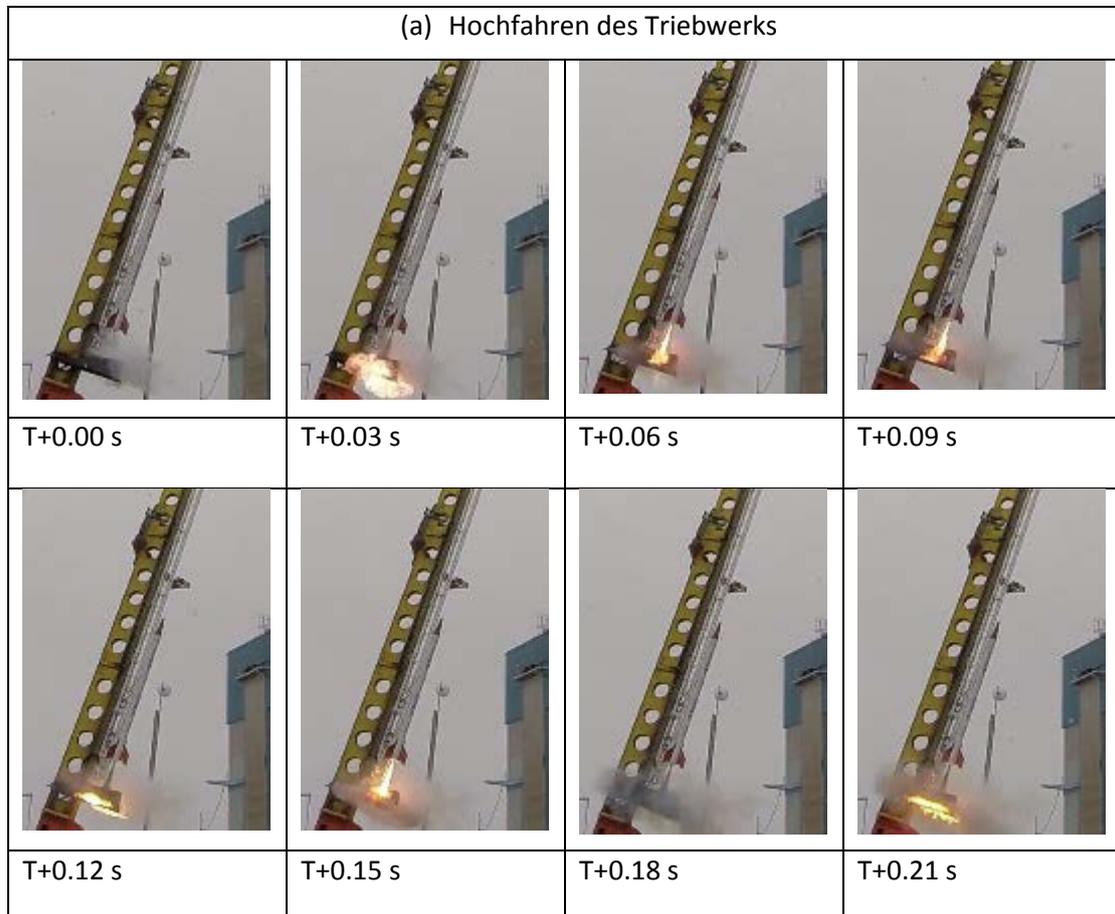


Abbildung 19: Triebwerk Startsequenz



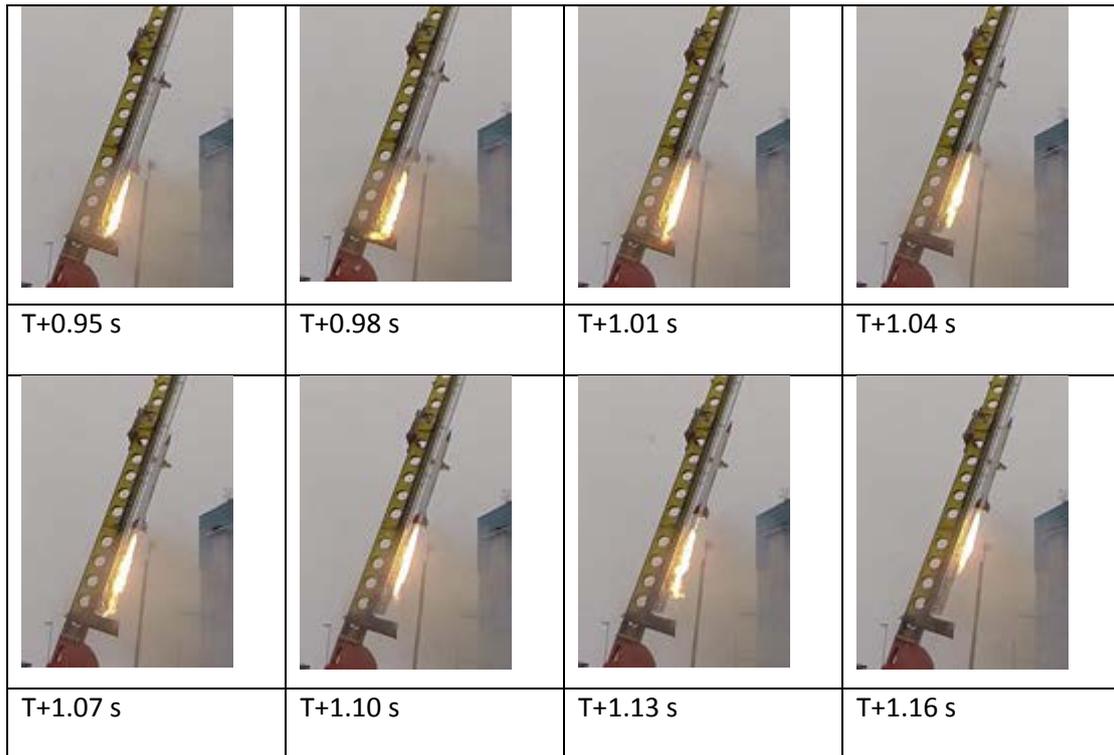


Abbildung 20: Stabile Betriebsphase des Motors und Start der Rakete

Die Telemetriedaten der Rakete lieferten folgende Flugbahn:

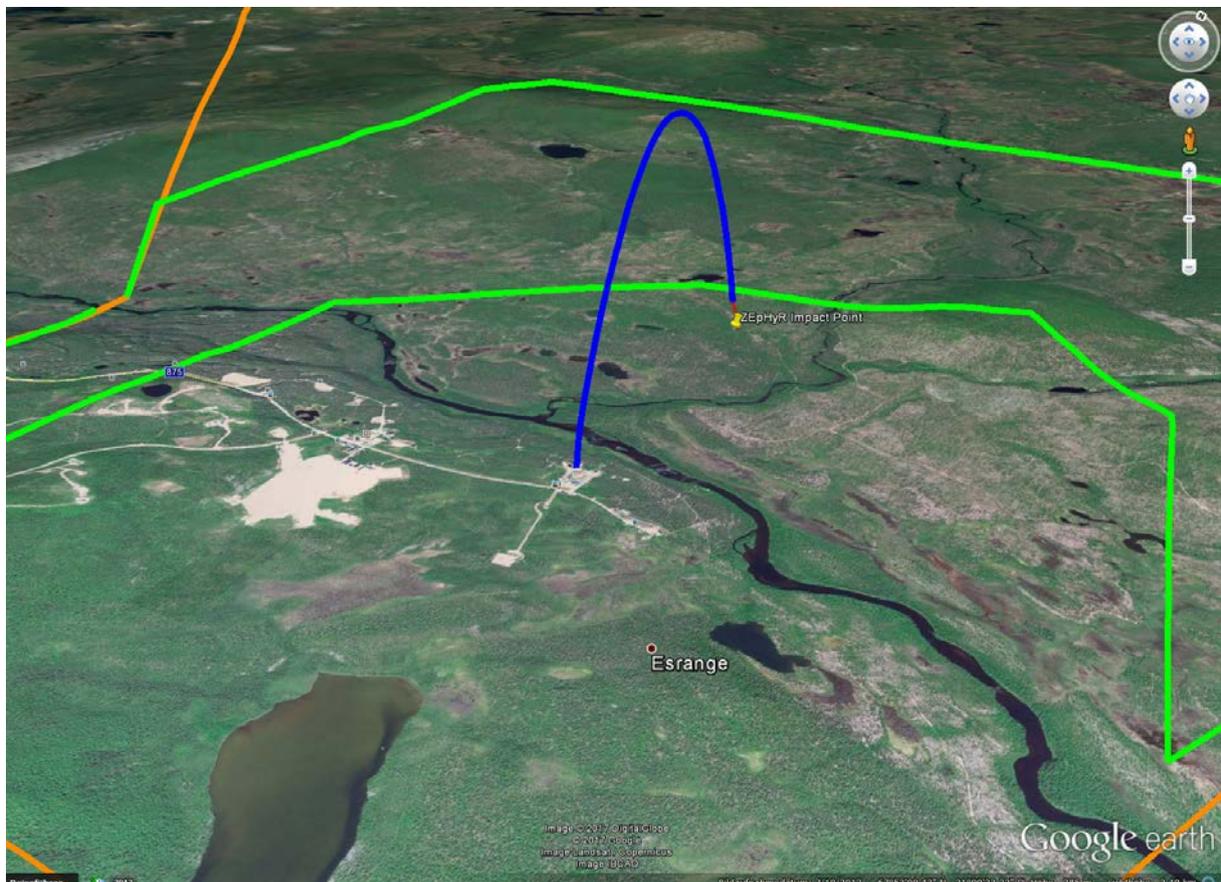


Abbildung 21: Flugbahn der ZEpHyR (mit den Sicherheitszonen von Esrange)

Wie aus den Daten zu sehen ist, war die Flugbahn deutlich niedriger als geplant und folgte auch einer ballistischen Bahn. Letzteres spricht für eine Fehlfunktion des Bergungssystems (mehr zu der Analyse im folgenden Abschnitt).

Die folgende Tabelle fasst die erreichten zu geplanten Leistungsdaten der Rakete zusammen:

Tabelle 2: Leistungsdaten Plan und Flug

| Ereignis | Nominal | Erreicht | Bemerkung |
|------------|---------|----------|---------------------|
| Apogäum | 6.8 km | 1.3 km | LOX Menge zu gering |
| Reichweite | 9.0 km | 1.8 km | |

5.7 Nachfluganalyse

Die Analyse der Flugdaten und der Erfahrungen der Startkampagne haben eine Reihe an wichtigen Lehren und Erkenntnisse gebracht, die in diesem Abschnitt nach den Startversuchen sortiert sind:

Erster Startversuch - Lessons Learned

Abbruchkriterium: Wetter – zu hohe Windgeschwindigkeiten

Im Nachhinein wurde bei diesem Startversuch eine Chance zum vollständigen Testen des Systems ausgelassen. Trotz negativem Wind wäre es technisch problemlos möglich gewesen die Rakete mit dem bis dahin vorhandenen LOX zu betanken (der ohnehin verloren war) und so das System weiter zu testen. Dieses Vorgehen hätte eventuell bereits frühzeitig die in den folgenden Startversuchen auftretenden Probleme (Prozeduren) aufzeigen können und so einige Schwierigkeiten vermeiden können. Für zukünftige Kampagnen wird daher empfohlen bereits im Vorhinein Szenarien für die produktive Nutzung eines Startabbruchs im Falle von Wetter zu prüfen.

Zweiter Startversuch – Lessons Learned

Abbruchkriterium: Verlust des LOX während des Betankungsvorgangs

In der Analyse wurde festgestellt, dass die Software zur Bedienung des GSE nicht genügend Abfragen und Sperren für den Fall einer Fehlbedienung vorsah, da das gegebene Szenario in keiner vorherigen Übung aufgetreten war. Dies führte zu mehreren Maßnahmen, um ein erneutes Auftreten des Fehlers zu verhindern. So wurden nun insgesamt zwei Personen mit der Überwachung des Betankungsvorgangs betreut, um die kritischen Schritte im Vieraugenprinzip zu prüfen. Weiterhin wurden in der Graphischen Oberfläche (nicht im Kern Programmcode) zusätzliche Sperren bzw. Abfragen eingebaut, die eine zusätzliche Bestätigung für das Ablassen des LOX Vorrats notwendig machten. Hier wird für zukünftige Kampagnen empfohlen auch auf den ersten Blick vollkommen

unlogische Szenarien zu prüfen, die z.B. aufgrund von Nervosität im live Countdown entstehen können. Das Gesamtsystem sollte möglichst gutmütig auf diese reagieren und dem Bodenpersonal Mikromanagement von Komponenten abnehmen und kritische Aktionen doppelt hinterfragen.

Dritter Startversuch – Lessons Learned

Abbruchkriterium: Helium Leck in der Rakete – kein Druckaufbau möglich

Der Auslöser für diesen Fehler war eine Verkettung von Umständen aus dem vorher abgebrochenen Start. Durch die Maßnahmen zur Änderung der Prozeduren und des GSE vom vorangegangenen Startabbruch war das Personal für die Wartung des Pyroventils gebunden und die Arbeiten wurden von andern weniger trainierten Personen übernommen und nur visuell inspiziert. Der Fehler wurde so übersehen und tauchte erst wieder im Countdown auf. Die Lesson-Learned aus dieser Situation sind vielfältig, so sollten für jede kritische Komponente mindestens zwei voll ausgebildete Personen bei der Kampagne vor Ort sein. Weiterhin sollte trotz Zeitdruck bei einer Doppelbelastung einer Person immer sequenziell und nicht parallel gearbeitet werden, um Ablenkungen zu vermeiden. Weiterhin sollten so weit wie möglich Testmöglichkeiten für kritische Systeme vor dem Countdown vorliegen und in die Prozeduren aufgenommen werden. Abschließend können klare Bezeichnungen und Markierungen an bewegten Bauteilen (Ventilen, Stellschrauben etc.) helfen durch eine schnelle Visuelle Inspektion die korrekte Funktion sicher zu stellen. Zusätzlich können konstruktive Veränderungen wo möglich eingebracht werden, die keinen ambivalenten Zusammenbau der Bauteile zulassen.

Vierter Startversuch – Lessons Learned

Erfolgreicher Start der Rakete – jedoch verminderte Leistung

Die Rakete konnte erfolgreich gestartet werden, jedoch zeigten die Telemetriedaten Daten schnell, dass die Rakete unter der berechneten Dienstgipfelhöhe geblieben war und dass das Bergungssystem versagt hatte. Die Rakete ist somit einer ballistischen Bahn gefolgt. Trotz sofort eingeleiteter Hubschrauber Bergung und vorhanden GPS Koordinaten bis kurz vor dem Einschlag der Rakete war es aufgrund schlechter Wetterbedingungen (starker Schneefall) nicht möglich die Rakete zu finden. Die Rakete wurde schließlich bei einem weiteren Bergungsversuch Anfang Juni 2016 (ohne

Schneedecke) nur 50 m von den im Nachhinein berechneten Einschlagkoordinaten gefunden. Die erste Auswertung der Telemetriedaten, sowie der Wrackteile der Rakete lassen folgende Schlüsse zu:

- Das Triebwerk funktionierte normal und hatte keine Fehlfunktion.
 - Brennkammer, Düse sowie Thermalschutz waren intakt. Lediglich die vordere Verschraubung von Injektor-Flansch und Brennkammer war durch den Aufprall geweitet und verformt, so dass diese sich im Nachhinein gelöst hat.
- Der LOX Tank wurde beim Betankungsvorgang nur zu ca. 30-40% befüllt. Dadurch schaltete das Triebwerk bereits nach 8-10 s Brenndauer nominal ab.
- Der Betankungsvorgang konnte nur visuell durch beobachten der LOX-Venting Fahne beobachtet werden. Diese war jedoch aufgrund der Kameraposition und des Wetters (von unten gegen den bedeckten Himmel) nur schwer zu erkennen und der Betankungsvorgang wurde dadurch zu früh abgebrochen.
- Das Bergungssystem hatte ausgelöst obwohl nur zwei von drei Pyrotechnischen Ladungen gezündet hatten (ein Ausfall einer Ladung wurde getestet und galt als nicht kritisch). Der Vorfallschirm wurde jedoch durch die starken Kräfte (hohe Apogäumsgeschwindigkeit bei niedriger Flughöhe) abgerissen ohne den Hauptschirm auszulösen.
 - Die Spitze der Rakete sowie der Vorfallschirm wurden nicht gefunden
 - Die Leine (Edelstahl mit Nylon Kern) zwischen Vorfallschirm und Hauptschirm Pyro-Cutter ist gerissen
 - Der Hauptschirm Pyro-Cutter wurde nicht mehr gefunden
 - Der Hauptschirm war noch innerhalb der Rakete beim Aufschlag (kein entfalteter Schirm an der Einschlagstelle)

Abschließend zu dieser Analyse lässt sich sagen, dass die Demonstration der Funktionsfähigkeit eines LOX / Paraffin Hybridantriebs gelungen ist, jedoch nicht mit den erhofften Leistungsdaten und der sicheren Bergung der Rakete. Daraus lassen sich jedoch wichtige Lektionen für die Weiterentwicklung einer solchen Rakete und des notwendigen GSE lernen. Das Ziel der Studentischen Ausbildung an echter Hardware und realen Startkampagnen mit all Ihren Unwägbarkeiten konnte voll erfüllt werden.

5.8 Bergung

Wie im Abschnitt 5.7 genannt konnte die Rakete trotz GPS Daten bis kurz vor Einschlag und sofort eingeleiteter Hubschraubersuche zunächst nicht gefunden werden. Der Grund war starker Schneefall der die Einschlagstelle schon kurz nach dem Flug unsichtbar machte.

Im Nachhinein wurden die empfangenen Telemetriedaten der Rakete gründlich analysiert und der wahrscheinlichste Einschlagpunkt extrapoliert.

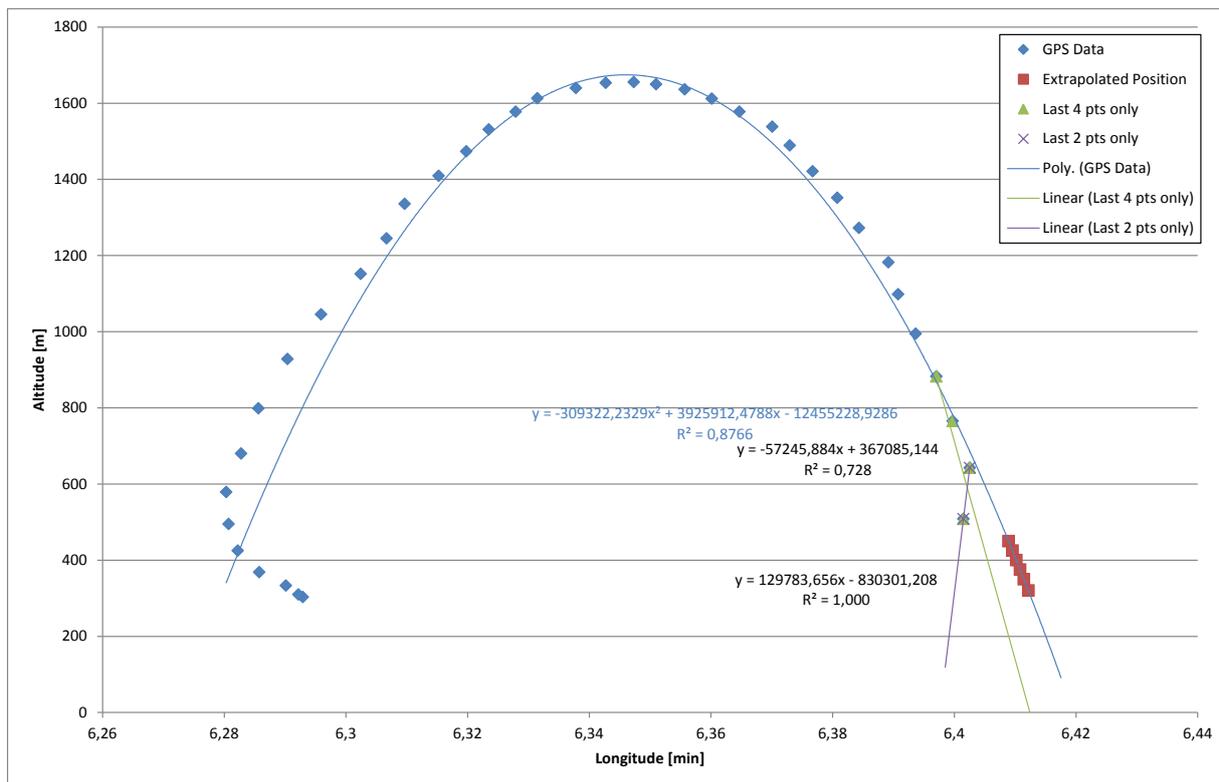


Abbildung 22: Analyse der Längengrad Daten der Rakete

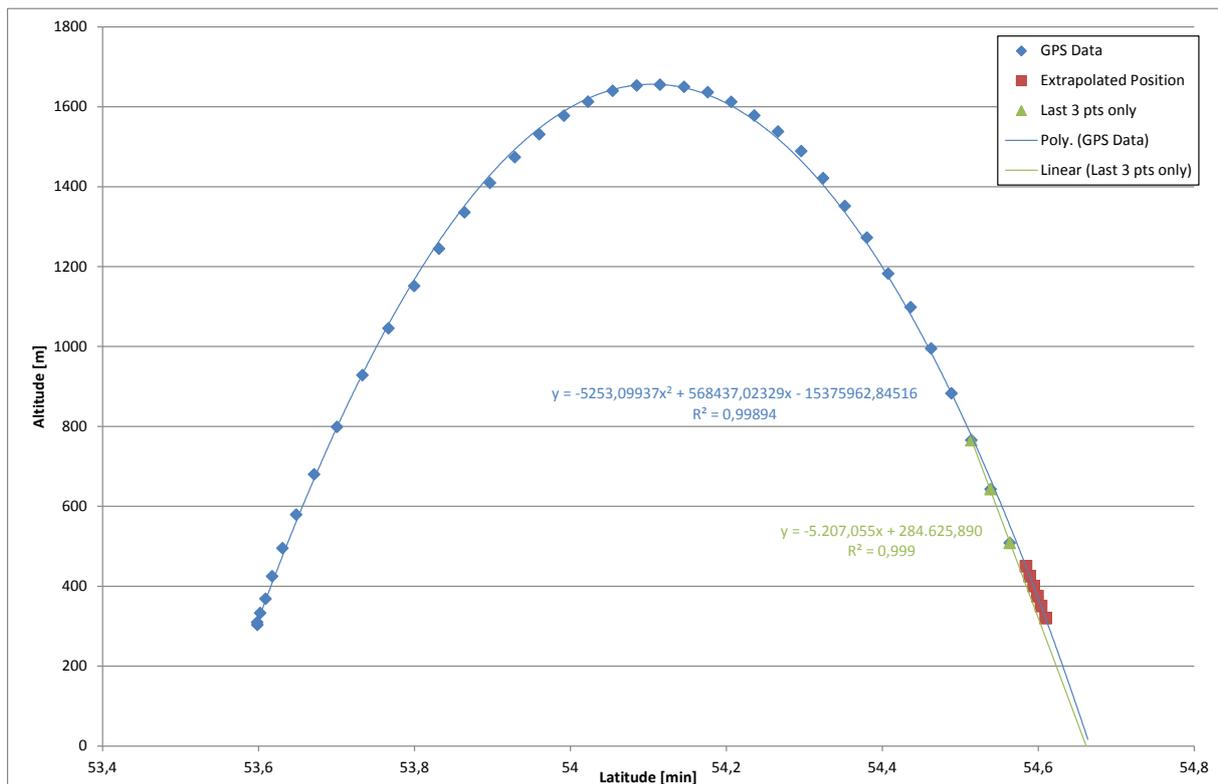


Abbildung 23: Analyse der Breitengrad Daten der Rakete

Die Analyse der Daten ist in Abbildung 22 und Abbildung 23 zu sehen und zeigt eine gute Extrapolation im Breitengrad und etwas mehr Unsicherheit im Längengrad (je nachdem welche Datenpunkte zur Analyse verwendet werden). Aus diesen Daten ließ sich der Wahrscheinlichste Einschlagpunkt auf die Koordinaten auf $67^{\circ}54'36.57''N$ und $21^{\circ} 6'24.73''E$ eingrenzen mit einer geringen Ost-West Abweichung von ca. ± 10 Meter und einer etwas größeren Unsicherheit von ca. ± 60 Meter in Nord – Süd Richtung. ZEPHyR wurde dann 50 Meter südlich der berechneten Einschlagspunktes gefunden.



Abbildung 24: Fundort der ZEpHyR

5.9 Erreichte Technische Ziele

Im Folgenden werden die technischen Anforderungen des STERN Programms und des ZEpHyR Teams den erreichten Daten gegenübergestellt.

| | |
|---|--|
| <p>Flughöhe von 3000 Metern</p> | <p>Die Messdaten zeigen eine erreichte Flughöhe von 1655 Metern ü.N.N. Der Grund für die niedrigere Flughöhe war eine auf 30% Reduzierte Brenndauer des Antriebs wegen zu geringer LOX Ladung.</p> |
| <p>Geschwindigkeit größer Mach 1</p> | <p>Die erreichte Maximalgeschwindigkeit der Rakete war knapp 135 m/s und damit ca. Mach 0,4. Der Grund für die zu niedrige Geschwindigkeit ist ebenfalls die zu geringe Betankung</p> |
| <p>Payload Telemetrie</p> | <p>Alle im Flug gesammelten Daten konnten erfolgreich gesendet und empfangen werden.</p> |
| <p>Aufzeichnung der Flugdaten</p> | <p>Die Datenspeicher der Avionik wurden beim Einschlag unwiederbringlich zerstört, so dass</p> |

| | |
|---|--|
| | diese nicht zur Nachfluganalyse zur Verfügung standen. Die telemetrierten Houskeepingdaten des On-Board Computers zeigen jedoch, dass eine Aufzeichnung erfolgt ist. |
| Bergung mit Fallschirm | Das Fallschirmsystem hat aufgrund der hohen Apogäumsgeschwindigkeit verbunden mit hoher Luftdichte in niedriger Höhe versagt (der Vorfallschirm wurde abgerissen). |
| Demonstration eines cryogenen Hybridantriebs | Auch wenn der Antrieb nur ein knappes Drittel seiner Leistung entfalten konnte, so wurde dieser doch erfolgreich im Flug getestet und ist somit der erste in Europa geflogene LOX / Paraffin Hybrid in dieser Schubklasse. |

5.10 Erreichte Ziele im Sinne der Nachwuchsförderung

Im Rahmen des STERN Programms wurden am ZARM über 40 Studierende direkt in das Projekt involviert. Es gab deutlich mehr Anfragen an dem Projekt zu partizipieren, als es Möglichkeiten dazu gab. Somit ist das Ziel der Begeisterung und Ausbildung von jungen Ingenieuren und Wissenschaftlern für das Thema Raumtransport deutlich erreicht. Die Beteiligung von Studierenden reichte von kleinen freiwillig individuellen Arbeiten über Bachelor und Masterarbeiten bis hin zu großen Projektarbeiten in Teams in denen jeweils mehr als 450 Arbeitsstunden von jedem Teammitglied erbracht werden mussten.

Viele der Studierenden sind in angrenzenden Themen tätig geworden wie z.B. Zulieferern der Luft und Raumfahrt und auch internationalen Institutionen wie der ESA.

5.11 Notwendigkeit und Angemessenheit

Nur durch die geleistete Zuwendung konnte ein so komplexes System wie in diesem Bericht beschrieben entwickelt werden und gleichzeitig eine Großzahl von Studierenden daran ausgebildet werden. Die Zuwendung war damit Notwendig und Angemessen.

6 Nutzen

6.1 Liste der Studentischen Arbeiten

Die folgende Liste zeigt die wichtigsten studentischen Beteiligungen am Projekt. Zusätzlich zu dieser Liste gab es vielfältige und zahlreiche freiwillige Arbeiten, die durch Studierende ausgeführt wurden. Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass das Ziel jungen Nachwuchs für das Thema Raumtransport zu begeistern und neue Fachkräfte auszubilden mit Sicherheit erreicht wurde.

| | <i>Number</i> | <i>WP</i> | <i>Task</i> | <i>Description</i> | <i>Student Worker</i> | <i>Type of task</i> |
|-----------------------------|---------------|-------------------------|---|---|---|---------------------|
| Overall Project Work | Ü1 | 2000 (all) | Preliminary Design of a Hybrid powered sounding rocket | Fist overall routh system design, with all components | Markus Naujoks Kristin Pils Valerie Schröder | Master Project |
| | Ü2 | 2800 / 3800 | Preliminary Design and construction of the launch tower for the ZEpHyR | Complete initial design of the launch tower for the ZEpHyR including all infrastructure (Kiruna Requirements!) | Marvin Warner | HiWi |
| | Ü3 | 4600 | Integration and testing of the LOX teststand for the large ZEpHyR EM engine | Integration of the LOX testand based on work Number A1. Tubing, Floor, LOX Tank, various metal parts | Johannes von Hasseln | HiWi |
| | Ü4 | 3000 (parts of each) | CAD of the entire rocket system | Establishment of a complete CAD model of the ZEpHyR in a parametric top-down model using Solidworks. The model should be as precise as possible for parts FEM studies, center of gravity calculations etc. Based on works S1 & S2 | Thomas Ganser | HiWi |
| | Ü5 | 1300 | Projectdocumentation - PDR | Preparation of the SPD (STERN Projekt Dokumentation) for the PDR. | Malte Drinkewitz, Nicole Korus, Kai Schilling | HiWi |
| | Ü6 | ### | Projectdocumentation - CDR | Preparation of the SPD (STERN Projekt Dokumentation) for the CDR. | Kai Schilling | HiWi |
| | Ü7 | 3800 | Final Design and Construction of the Launcher and GSE for ZEpHyR | Finalisation of the design of the Ground support equipment (GSE) and all Launcher interfaces using the MRL Launcher from Esrange | Tim Schwentek David Wodarczyk Wladimir Ivanytskyy Maximilian Ruhe | Master Project |
| | Ü8 | 3800 | Final Design and Construction of the Electronics and Control Software for the GSE | Finalisation of the design of the Ground support equipment (GSE) and all Launcher interfaces using the MRL Launcher from Esrange | Jan Decker | Master Thesis |
| GNC/ C&DH | G1 | ### | Simulation of the trajectory of a sounding rocket | First simulation of the complete trajectory, taking into account aerodynamic forces, moments etc. | Malte Drinkewitz | Ba Thesis |
| | G2 | 2100 & 3600 | Expansion of the trajectory simulation in a Matlab GUI | Taking work G1 as basis the software is to be expanded into a Matlab GUI. More detailed aerodynamics, forces, google earth trajectory location etc. | Nicole Korus | HiWi |
| | G3 | 3400 & 3600 (some 4400) | Design and inital breadboard design of the ZEpHyR telemetry and computer system | First detailed design of the telemetry system im breadboard form taking work Ü1 as basis. | Sarbeland Yari | Ma Thesis |
| | G4 | 3400 & 3600 (some 4400) | Testing and programming of the Black Magic UFC 3 Flight Computer and ground station | Detailed testing and programming of the acquired hardware from Black Magic | Maren Moschall | Ma Thesis |
| | G5 | 3400 & 3600 (some 4400) | Final testing and integration of all electronic components of the ZEpHyR | Finalisation of all onboard electronic and testing of the entire system under as near as realistic conditions as possible | Patrick Bihn, Carsten Koch, Sarah Lipp | Bachelor Project |

| | | | | | | |
|-------------|------|---------------------------|---|--|--|----------------|
| Propulsion | P1 | 2100 & 3100 & 4100 | Design of a 1kN class hybrid engine for the ZEpHyR | Detailed design of a non-flight version of the ZEpHyR main engine for use in the teststand to verify the propulsion system concept. | Malte Drinkewitz Fabian Orlowski | Master Project |
| | P2 | ### | Simulation of the heat transfer in a rocket nozzle | Software in Ecosim to simulate the heat transfer across a rocket nozzle | Helmuth Behrens | Ma Thesis |
| | P3 | 3100 | Experimental investigation of different fuel grains for use in the ZEpHyR main engine using the current small GOX teststand | Using the current small GOX Teststand different fuel grain combinations and injectors are tested for combustion stability and performance | Malte Drinkewitz | Ma Thesis |
| | P4 | 3100 & 4100 | Building a Matlab Toolbox with all relevant calculation routines for hybrid rockets | Establishment of a complete matlab toolbox for use in the design and verification of the EM and flight model of the ZEpHyR engine | Fabian Orlowski | HiWi |
| | P5 | ### | Integration and expansion of the current low power GOX teststand | Improvement of the small GOX Testand for ease of testing the initial model hybrid engine | Malte Drinkewitz | HiWi |
| | P6 | 3100 & 3700 & 4600 | Design of a Restart Capable Igniter for Hybrid Rocket Engines | Design and construction of a restartable igniter for hybrid engines. To be used both in the teststands and on the launch tower. | Daniel Salden | Ba Thesis |
| | P7 | 3700 & 4600 | Mass-optimised Design of the ZEpHyR Flight Engine on the Basis of the Current Engineering Model | Design and construction of a restartable igniter for hybrid engines. To be used both in the teststands and on the launch tower. | Stephan Schorbahn | Ma Thesis |
| | P8 | 4100 | Preparation of the AIV Procedure of the ZEpHyR (ZARM Experimental Hybrid Rocket) Main Engine Engineering Model | Pereparation of the Test procedures and construction work at the test stand as well as software upgrades necessary for testing | Feriz Gürkan | Ba Thesis |
| | P9 | 3700 & 4600 | Investigation of different LOX injector strategies for the ZEpHyR Main engine | Since the injection of LOX into a paraffin hybrid is one of the main challenges, different injectors are beeing designed and tested to ensure a safe operation of the engine | Florian Ruhammer | Ma Thesis |
| | P10 | 3700 & 4600 | Investigation of a possible Main Oxidiser Valve (MOV) for the Main Engine | As a fallback plan B, should the burst-disk strategy not work, a MOV is preliminarily investigated | Nicole Köster | Ba Thesis |
| Structure | S1 | 2400 & 2600 & 3300 & 3500 | Design and construction of the payload section of the ZEpHyR | First detail design of the payload structure of the ZEpHyR including the first initial design of the recovery system | Mirco Thomas | Ma Thesis |
| | S2 | 2400 & 3300 | Design and construction of the propulsion section of the ZEpHyR | First detail design of the propulsion section structure of the ZEpHyR including all tanks and tubing, based on work P1 | Henning Studt | Ma Thesis |
| | S3 | 2400 & 3300 | Mass optimised design of the entire ZEpHyR Structure including recovery system | Building on S1 & S2 a mass optimised design of the final structure will be implemented. Also results from AE1 will be incorporated. | Florian Ruhammer Marcel Meyer Philip Hasemann | Master Project |
| | S4 | 2400 & 3300 | Mass optimised design LOX tank | The most critical and challenging component from a performance standpoint will be studied in detail (likely in conjunction with Astrium Bremen) | Florian Ruhammer | HiWi |
| AIT | A1 | 3700 & 4600 | Design and construction of a modular rocket teststand | Complete construction including all major parts still to be acquired for the LOX teststand. | Henning Studt Mirco Thomas Wilhelm Raider | Master Project |
| | A2 | 3700 & 4600 | Design and construction of a silencing and exhaust gas system for the modular rocket teststand | This system is designed to cope with the exhaust gases and noise produced by the ZEpHyR flight engine in the teststand from work A1 | Stephan Schorbahn René Neubauer Adrian Struß | Master Project |
| | A3 | 3600 & 3700 & 4600 | Design of an Analysis software using LabView for analysis of the data from the tests of the ZEpHyR main engine | This project is designing a software that is directly connected to the data output from the LabView teststand control software. | Kai Schilling | Ba Thesis |
| Recovery | B1 | ### | Detail design of the recovery system of the ZEpHyR | More in detail design of the works performed in S1 - including possibly some initial hardware testing | Florian Ruhammer | HiWi |
| Aerodynamik | AE 1 | 4350 | CFD of ZEpHyR in all critical flight phases | Establishment of a CFD model of the ZEpHyR outer structure. Simulating all critical flight phases. Verifying simplified aerodynamics calculations of G1 & G2 | Sarah Thein | Ba Thesis |
| | AE 2 | 4350 | Detailed Aerodynamic Design on the ZEpHyR | Building a scale model of the final geometry and verifying the result from AE 1, also tests using CFD and validation of the stability calculations and wing flutter dynamics | Sarah Thein Anton Schneider Alexander Gosler Feriz Gürkan | Ma Projekt |

Abbildung 25: Liste der Studentischen Beiträge (englisch)

6.2 Liste der Veröffentlichungen und Konferenzbeiträge

Folgende Veröffentlichungen wurden in diesem Projekt mit Bezug auf das STERN Programm erreicht:

"STERN - Raketenprogramm für Studenten", K. Lappöhn D. Regenbrecht D. Bergmann M. Schmidt P. Rickmers, 61. Deutscher Luft- und Raumfahrt Kongress 2012, Berlin

"The propulsion system of the ZEpHyR - ZARM Experimental Hybrid Rocket: A contribution to the DLR STERN Project by the University of Bremen", Peter Rickmers, Malte Drinkewitz, Fabian Orłowski, EUCASS 2013, Munich

"ZEpHyR - ZARM Experimental Hybrid Rocket: Results of the Propulsion System Tests and Flight of a Small LOX/Paraffin Powered Sounding Rocket", Peter Rickmers, Florian Ruhammer, Thomas Ganser, EUCASS 2017, Milano

6.3 Öffentlichkeitsarbeit

Besonders in Hinblick auf die Öffentlichkeitsarbeit konnten mit dem ZEpHyR Projekt große Erfolge erzielt werden. Das Thema einer nur mit Wachs betriebenen Rakete hat zu großer positiver Resonanz in der Presse geführt. Nicht zuletzt hierdurch konnte das STERN Programm einem weiteren Publikum bekannt gemacht werden.

Folgende Statistik für die Monate März und April 2016 (der Monat des Starts der Rakete) illustriert die Resonanz:

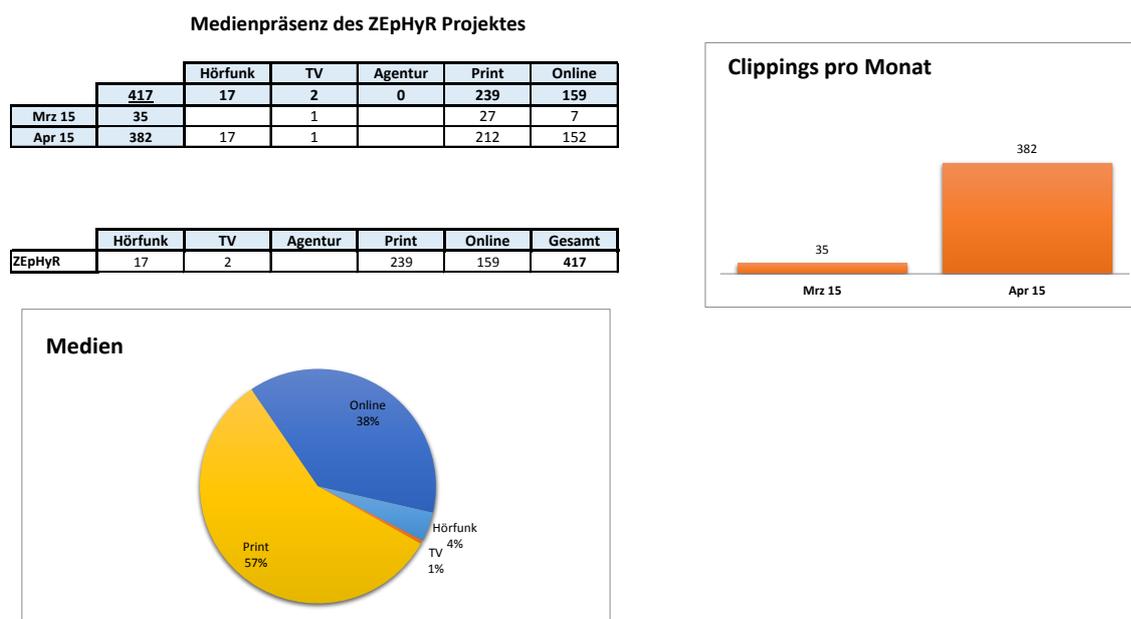


Abbildung 26: Projekt ZEpHyR Presseresonanz. Statistik zusammengestellt von der ZARM Presseabteilung

7 Literaturverzeichnis

- [1] R. W. Humble, G. N. Henry und W. J. Larson, Space Propulsion Analysis and Design 2nd. Edition, The McGraw-Hill Companies Inc., 1995.
- [2] M. J. Cieaverini und K. K. Kuo, Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion, Reston, VA: AIAA, 2007.
- [3] M. A. Karabeyoglu, „Scale-Up Tests of High Regression Rate Liquefying Hybrid Rocket Fuels,“ *AIAA Journal*, pp. 2003-6475, 2003.
- [4] S. Kim, J. Lee, G. Kim, J. Cho, H. Moon, H. Sung und J. Kim, „Combustion Characteristics of the Cylindrical Multi-port Grain for Hybrid Rocket Motor,“ Korea Aerospace University, South Korea.
- [5] C. Lee, „Effect of Induced Swirl Flow on Regression Rate of Hybrid Rocket Fuel by Helical Grain Configuration,“ *Aerospace Science and Technology*, pp. 68-76, 2007.
- [6] C. C. Jones, „Performance and Analysis of Vortex Oxidiser Injection in a Hybrid Rocket,“ United States Naval Academy, Annapolis, Maryland, USA.
- [7] M. A. Karabeyoglu, D. Altman und B. J. Cantwell, „Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 1, General Theory,“ *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 3 May-June 2002.
- [8] M. A. Karabeyoglu und B. J. Cantwell, „Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 2, Stability of Liquid Films,“ *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 3 May-June 2002.
- [9] A. Karabeyoglu, „Space Propulsion Group,“ Baytech, 2012. [Online]. Available: <http://www.spg-corp.com/advanced-hybrid-rocket-fuels.html>. [Zugriff am 10 07 2017].
- [10] P. Rickmers, F. Ruhammer und T. Ganser, „ZEpHyR - ZARM Experimental Hybrid Rocket: Results of the Propulsion System Tests and Flight of a Small LOX/Paraffin Powered Sounding Rocket,“ in *7TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPACE SCIENCES (EUCASS)*, Mailand, Italien, 2017.

Berichtsblatt

| | | |
|---|--|-----------------|
| 1. ISBN oder ISSN | 2. Berichtsart Abschlussbericht | |
| 3a. Titel des Berichts STERN Studentische Experimentalraketen ZEPhyR – ZARM Experimental Hybrid Rocket Abschlussbericht | | |
| 3b. Titel der Publikation | | |
| 4a. Autoren des Berichts (Name, Vorname(n)) Rickmers, Peter Ganser, Thomas | 5. Abschlussdatum des Vorhabens 31.12.2016 | |
| | 6. Veröffentlichungsdatum | |
| 4b. Autoren der Publikation (Name, Vorname(n)) | 7. Form der Publikation | |
| | 8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) ZARM, Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation Universität Bremen Am Fallturm 2 D-28359 Bremen | |
| 13. Fördernde Institution (Name, Adresse) Raumfahrtmanagement des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Königswinterer Str. 522-524 53227 Bonn | 9. Ber.Nr. Durchführende Institution | |
| | 10. Förderkennzeichen AZA 50 RL 1253 | |
| | 11a. Seitenzahl Bericht 43 | |
| | 11b. Seitenzahl Publikation | |
| | 12. Literaturangaben | |
| 14. Tabellen | | 15. Abbildungen |
| 16. Zusätzliche Angaben | | |
| 17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) | | |
| 18. Kurzfassung Im Rahmen des DLR Projektes STERN (Studentische Experimental-Raketen) wurde die Entwicklung von kompletten Raketensystemen an den Hochschulen durch die Studierenden gefördert. Dieses Projekt bot daher die Möglichkeit für Studierende der Universität Bremen an einem Vorhaben teil zu nehmen, das in seiner Strukturierung sehr nah an einem „echten“ Raumfahrtprojekt angelehnt ist. Dabei lernen die Studierenden nicht nur sich mit technischen Fragestellungen auseinanderzusetzen, sondern auch wie wichtig Projektmanagement für die erfolgreiche Umsetzung ist. STERN bietet hier auch die Möglichkeit für das ZARM Angebote zum Thema Raumfahrtantriebe für Studierende zu intensivieren. So wurde in vorangegangenen eigenfinanzierten Forschungsarbeiten bereits mehrere Tests mit kleinen Hybridtriebwerken auf Paraffin und Sauerstoffbasis (gasförmig) durchgeführt. Durch dieses Projekt konnten die Aktivitäten auf diesem Gebiet erheblich ausgebaut werden und auch mit einem übergeordneten Ziel, dem Bau einer Experimental-Rakete, verbunden werden. So entstand in diesem Projekt der in Europa erste flugfähige Hybridantrieb auf Paraffin/LOX (Flüssigsauerstoff) Basis. Um dieses Projekt erfolgreich durchführen zu können, bedurfte es der Mitarbeit von über 40 Studierenden über einen Zeitraum von vier Jahren. Die Studierenden konnten auf verschiedene Weisen am Projekt teilnehmen, wie z.B. in Abschlussarbeiten (Bachelor & Master), Projektarbeiten, als Studentische Hilfskräfte, sowie auf freiwilliger Basis. Dies bot die Möglichkeit für die Studierenden viel über die Zusammenarbeit von größeren Teams zu lernen und unter Anweisung effektive Strukturen zu schaffen, um die anstehenden Fragestellungen bewältigen zu können und die Rakete erfolgreich in Schweden zu starten. | | |
| 19. Schlagwörter Experimentalraketen, Höhenforschungsraketen, Hybridantriebe, Ausbildung | | |
| 20. Verlag | 21. Preis | |

Document Control Sheet

| | | |
|--|-----------------------------------|-------------------------------------|
| 1. ISBN or ISSN | 2. Type of Report Final report | |
| 3a. Report Title STERN Student Experimental Rockets ZEpHyR – ZARM Experimental Hybrid Rocket Final report | | |
| 3b. Title of Publication | | |
| 4a. Author(s) of the Report (Family Name, First Name(s)) Rickmers, Peter Ganser, Thomas | | 5. End of Project 31.12.2016 |
| 4b. Author(s) of the Publication (Family Name, First Name(s)) | | 6. Publication Date |
| 8. Performing Organization(s) (Name, Address) ZARM, Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation Universität Bremen Am Fallturm 2 D-28359 Bremen | | 7. Form of Publication |
| 13. Sponsoring Agency (Name, Address) Raumfahrtmanagement des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Königswinterer Str. 522-524 53227 Bonn | | 9. Originator's Report No. |
| 16. Supplementary Notes | | 10. Reference No. AZA 50 RL 1253 |
| 17. Presented at (Title, Place, Date) | | 11a. No. of Pages Report 43 |
| 18. Abstract The DLR Projektes STERN (Studentische Experimental-Rockets) project support Universities in the development of entire small rocket systems with the goal of fostering young experts intrest in space transportation. As such this project offerd students of the University of Bremen the opportunity to participate in a project that is very closely structured to a "real" space project. The students will not only learn to tackle technical questions but also aspects of project management to successully complete the project. STERN also opened the possibilty to increase the educational offers to students at the ZARM instute in terms of space propulsion systems. Previously self-funded small scale research on small hybrid rockets powered by gaseous oxygen and paraffin could now be expanded significantly, leading to the first flight worthy hybrid sounding rocket powered by liquid oxygen and paraffin in Europe. To successully complete this project more than 40 students worked together for a period of 4 years. The students could participate in many different ways in the project, such as voluntary work, Bachelor and Master thesis as well a group projects. This provided the students with a many different opportunities to work in a team on challenging technical questions and in the end launch a real rocket in a test range in Sweeden. | | 11b. No. of Pages Publication |
| 19. Keywords Experimental rockets, sounding rocket, hybrid rocket engines, education | | 12. No. of References |
| 20. Publisher | | 14. No. of Tables |
| 21. Price | | 15. No. of Figures |