STERN – RAKETENPROGRAMM FÜR STUDENTEN

Dipl.-Ing. K. Lappöhn, Dipl.-Ing. D. Regenbrecht, Dipl.-Ing. D. Bergmann, DLR-Deutsches Zentrum für Luft- u. Raumfahrt / Raumfahrtmanagement Königswinterer-Str. 522-524, 53227 Bonn, Deutschland

Dipl.-Ing. M. Schmid, Technische Universität Berlin / Institut für Luft- und Raumfahrt, Marchstraße 12-14, 10587 Berlin

Dr.-Ing. P. Rickmers, ZARM - Universität Bremen, Am Fallturm, 28359 Bremen, Deutschland

Zusammenfassung

Das STERN-Programm dient der Nachwuchsförderung im Bereich Raumtransport/Trägersysteme und wurde über das DLR-Raumfahrtmanagement initiiert. STERN ist an alle Hochschulen der Fachrichtung Luft- u. Raumfahrttechnik adressiert. Studenten sollen dabei im Rahmen einer dreijährigen Projektlaufzeit eine eigene Rakete entwickeln, bauen und auch starten. Es gibt keine Beschränkung hinsichtlich der Höhe oder des verwendeten Antriebs. Als Mindestvoraussetzung zählen jedoch eine Flughöhe von drei Kilometern und das Erreichen der Schallgeschwindigkeit. Aufgrund der zu erwartenden Flughöhen von derzeit 10 - 15 km bei einigen Hochschulen, werden die Starts in der Regel auf dem Esrange-Startgelände in Kiruna (Nordschweden) erfolgen. Bis zur endgültigen Startfreigabe müssen die Studenten wie bei einem regulären Entwicklungsprogramm mehrere Reviews erfolgreich durchlaufen. Begleitet werden die Hochschulen von DLR-MORABA (Mobile Raketenbasis) sowie dem DLR-Institut für Raumfahrtantriebe in Lampoldshausen.

1. STERN-NACHWUCHSFÖRDERUNG IM BEREICH TRÄGERSYTEME

Der autonome Weltraumzugang Europas ist von wirtschaftlicher als auch strategischer Bedeutung für Europa und ein wesentlicher Bestandteil deutscher Raumfahrtpolitik. Ein erfolgreiches Beispiel hierfür ist das Ariane-Programm, in dem Deutschland eine technologische Schlüsselstellung einnimmt und als Zulieferer von Flüssigkeitstriebwerk-Schubkammern, Tankstrukturen und der Ariane 5-Oberstufe sowie mit dem DLR-Testgelände für Raketentriebwerke in Lampoldshausen und vielen Forschungseinrichtungen ein unverzichtbarer Partner ist. Damit Deutschland bei der Entwicklung neuer Trägersysteme auch in Zukunft eine entscheidende Rolle spielt und die Wettbewerbsfähigkeit der deutschen Raumfahrtindustrie im Ariane-Programm langfristig erhalten bleibt, werden gut ausgebildete Fachkräfte benötigt. An dieser Stelle setzt das DLR-Raumfahrtmanagement an. Um einem drohenden Verlust Entwicklungskompetenz von durch fehlende Nachwuchskräfte vorzubeugen, wurde auf nationaler Ebene das Förderprogramm STERN (Studentische Experimental-Raketen) initiiert. Jede Hochschule der Fachrichtung Luft- u. Raumfahrttechnik hat dabei die eine Möglichkeit eine finanzielle Förderung für Projektlaufzeit von zunächst drei Jahren zu beantragen.

STERN soll den Studenten einen Anreiz liefern, sich verstärkt für das Thema Raumtransport zu begeistern. Neben der fachlicher Kompetenz stehen dabei durch praxisnahe Projektarbeit, Eigenschaften wie Teamfähigkeit und "systemübergreifendes Denken" im Vordergrund. Letzteres geht durch die zunehmende Spezialisierung immer mehr verloren, ist aber gerade bei der Entwicklung eines Trägersystems von besonderer Bedeutung.

1.1. Planung, Bau u. Start einer eigenen Rakete

Um den gewünschten Effekt zu erzielen, wurde es den Hochschulen der o.g. Fachrichtung zur Aufgabe gemacht, im Rahmen ihrer Ausbildung eine eigene Rakete einschließlich des Antriebssystems zu planen, zu bauen und zum Schluss auch zu starten. Bezüglich der Flughöhe und des verwendeten Antriebs (Feststoff-, Flüssig- oder Hybridantrieb) gibt es keine Beschränkungen. Als Mindestvoraussetzung zählen jedoch eine Flughöhe von drei Kilometern und das Erreichen der Schallgeschwindigkeit. Mit an Bord muss auch eine Telemetrie-Einheit sein, mit der die wichtigsten Bahndaten wie Beschleunigung, Geschwindigkeit und Flughöhe zur Erde gefunkt werden. Eine weitere Voraussetzung ist die sichere Bergung der Rakete, beispielsweise an einem Fallschirm. Aufgrund der zu erwartenden Flughöhen von 10 - 15 km werden die Starts in der Regel auf dem Startplatz Esrange bei Kiruna in Nordschweden erfolgen. Hier startet DLR-MORABA (Mobile Raketenbasis) u. a. auch im Rahmen anderer studentischer Aktivitäten Experimente auf Höhenforschungsraketen (REXUS Raketen-Experimente für Universitäts-Studenten) und Ballonen (BEXUS - Ballon-Experimente für Universitäts-Studenten). Die Möglichkeit eine Startkampagne in Kiruna durchzuführen, stellt einen zusätzlichen Anreiz für die Studenten dar und soll auch die Attraktivität des Programms erhöhen.

Aufgrund der Komplexität müssen die Studenten bei ihren Raketenprojekten in Gruppen arbeiten und die einzelnen

Fachgebiete wie Bahnberechnung, Flugstabilität, Struktur, Triebwerk, Tests, Telemetrie, etc. untereinander aufteilen. Hierbei bestehen viele Möglichkeiten die einzelnen Themen auch zu einem festen Bestandteil von Lehrveranstaltungen zu machen.

So kann beispielsweise die Flugstabilität mit Hilfe moderner CFD-Verfahren (Computational Fluid Dynamics) am Computer ermittelt und durch Windkanaltests überprüft werden. Ähnliche Möglichkeiten gibt es auch bei der Auslegung von Druckbehältern (Tanks, Motorgehäuse), der Düse oder bei der Festigkeitsberechnung (Finite Elemente Methode) von einzelnen Elementen der Rakete. Aber auch funktionale Aspekte wie gegebenenfalls Betankung, Druckversorgung, Zündung des Triebwerks, Trennung von Stufen, Auslösung des Bergungssystems, Empfang der Telemetrie-Daten unter Berücksichtigung von Reichweite und Kompatibilität sowie Redundanz betrachtet werden. Insbesondere müssen bei druckbeaufschlagten Teilen (z. B. Tank, Brennkammer) ist auch die Zusammenarbeit mit dem TÜV vorgesehen. Ferner müssen die Studenten Verfahrensanweisungen in Form von Checklisten erarbeiten. Damit soll sichergestellt werden, dass bei den Vorbereitungen von Motorentests oder beim Start der Rakete alle Arbeitsschritte genau eingehalten werden. Nur so lassen sich Bedienfehler vermeiden, die sowohl die Sicherheit als auch den Missionserfolg gefährden können.

Wie bei einem "echten" Entwicklungsprogramm müssen die Studenten mehrere "Reviews" zu unterschiedlichen Projektphasen durchlaufen. So sind ein PDR (Preliminary Design Review), CDR (Critical Design Review), IPR (Integration Progress Review), RAR (Rocket Acceptance Review) und ein FRR (Flight Readiness Review) für jede teilnehmende Hochschule ein fester Bestandteil des STERN-Programms. Das sogenannte "Review-Board" besteht aus unabhängigen Experten der Hochschule sowie Vertretern von DLR MORABA, des DLR-Instituts für Raumfahrtantriebe in Lampoldshausen und des DLR-Raumfahrtmanagements in Bonn aus der Abteilung Trägersysteme. Gegebenenfalls können auch weitere Experten aus der Industrie hinzugezogen werden. Aufgabe der Studenten ist es, ihr Raketendesign gegenüber dem Review-Board zu präsentieren und zu Review-Board wird schließlich verteidigen. Das Empfehlungen aussprechen, um sowohl die Sicherheit als auch die Wahrscheinlichkeit eines Missionserfolges zu erhöhen. Eine Besonderheit stellt das FRR dar. Dieses findet unmittelbar am Startplatz statt und betrachtet die aktuelle Konfiguration der Rakete einschließlich der benötigten Startinfrastruktur sowie durchgeführter Tests und der zu erwartenden Flugleistung. Erst wenn auch dieser Review erfolgreich abschlossen wurde, kann für den Start "grünes" Licht gegeben werden.

1.2. Kompetente Begleitung

Mit DLR MORABA sowie dem DLR-Institut für Raumfahrtantriebe in Lampoldshausen stehen den Hochschulen zwei sehr kompetente Partner zur Seite. So besitzt das DLR-Testzentrum jahrzehntelange Erfahrung beim Test von Raketentriebwerken insbesondere für das schon seit den 1970'er Jahre laufende, europäische Ariane-Programm. Darüber hinaus werden im Forschungsbereich anwendungsorientierte und auch grundlagennahe Arbeiten auf dem Gebiet der Raketenantriebe durchgeführt. Aufgrund dieser Erfahrung in Forschung und Testbetrieb steht den Hochschulen bei der Beurteilung ihrer Antriebe ein sehr starker Partner zur Seite. Um das Angebot abzurunden haben die Hochschulen zudem die Möglichkeit auf dem dortigen Testfeld 11.5 ihre Antriebe unter fachkundiger Begleitung zu testen.

Mit vielen Starts von Höhenforschungsraketen besitzt die DLR MORABA ausgiebige Gesamtsystemkompetenz wenn es darum geht, die Rakete hinsichtlich der strukturellen Integrität, des Flugverhaltens bzw. der Flugleistung zu beurteilen. Hierzu zählen u. a. die statische u. dynamische Flugstabilität im Unter- und Überschall sowie die Flugbahn bzw. der Flugkorridor unter Berücksichtigung des Landepunktes. Aber auch funktionale Aspekte wie beispielsweise Stufentrennung und Auswurf des Bergungssystems können von DLR MORABA betrachtet werden. Darüber hinaus eröffnet DLR MORABA aufgrund seiner langjährigen Zusammenarbeit mit dem Esrange-Personal in Kiruna den Hochschulen die Möglichkeit, ihre Raketen auf dem dortigen Gelände zu starten. Die endgültige Entscheidung über die Startfreigabe erfolgt jedoch durch das Esrange-Personal in Kiruna.

1.3. Rolle des DLR-Raumfahrtmanagements

Im Vergleich zu den Instituten des DLR deren Schwerpunkt im Bereich der Forschung und Entwicklung liegt, hat das DLR-Raumfahrtmanagement in Bonn auf Raumfahrt-Aufgaben-Übertragungs-Grundlage des gesetzes (RAÜG) eine andere Funktion: Es arbeitet im Auftrag der Bundesregierung (bzw. des BMWi) und ist zuständia für die Erstellung der deutschen Raumfahrtplanung sowie die Organisation der deutschen Beteiligung an den europäischen Raumfahrtprogrammen. Es vertritt dabei die deutschen Raumfahrtinteressen im internationalen Rahmen und gegenüber der ESA. So spiegeln sich z. B. die einzelnen Bereiche wie Erdbeobachtung, Navigation, Raumstation, Trägersysteme etc. in unterschiedlichen Programmen der ESA wieder, wobei der deutsche Beitrag an die ESA durch das BMWi finanziert wird. Hierbei gilt das Prinzip des "Georeturns", was bedeutet, dass das von den ESA-Mitgliedsstaaten eingezahlte Geld in Form von Aufträgen an die heimische Industrie im Verhältnis 1 zu 1 wieder zurückfließt.

Damit die deutschen Interessen in den ESA-Programmen ausreichend berücksichtigt werden können, sind häufig auch flankierende Maßnahmen im Raumfahrtsektor notwendig. Durch gezielte, finanzielle Förderung aus dem Nationalen Programm wird dabei der Forschungs- und Entwicklungsbereich besonders gestärkt. Die Bewertung einer solchen Notwendigkeit als auch die Vergabe von Fördermitteln zum Erreichen der raumfahrtpolitischen Interessen ist dabei eine wichtige Funktion des DLR-Raumfahrtmanagements.

1.4. Zusätzliche Veranstaltungen

Im Rahmen des STERN-Programms werden darüber hinaus zusätzliche Aktivitäten angeboten. Unter der Bezeichnung "STERN-Stunden" wird DLR MORABA innerhalb der dreijährigen Projektlaufzeit der Hochschulen zweimal eine dreitägige Veranstaltung in Oberpfaffenhofen anbieten. Als Themen sind u. a. Flugdynamik, Telemetrie, TÜV, etc. geplant.

Ebenfalls von dreitägiger Dauer ist der vom DLR Institut für Raumfahrtantriebe in Lampoldshausen angebotene Workshop "Raumfahrtantriebe". Hier haben die Studenten einmal im Jahr die Gelegenheit sich aktiv mit systemrelevanten Arbeiten an Antrieben und Prüfständen zu beschäftigen.

1.5. Erste STERN-Projekte begonnen

Im April 2012 konnten die ersten Projektförderungen für die TU-Berlin sowie das ZARM-Institut der Universität Bremen bewilligt werden (s. a. Kap. 2 und 3).

Mit der TU-Braunschweig sowie der TU-Dresden und Universität Stuttgart folgten kurz darauf weitere STERN-Teilnehmer. Bis Ende des Jahres werden noch die TU-München, FH-Augsburg, FH-Aachen und die Hochschule Bremen erwartet.

2. DECAN-PROJEKT AN DER TU-BERLIN

2.1. Einleitung

"DECAN – Deutsche CanSat-Höhenrakete" ist der Beitrag der TU Berlin zum DLR-Förderprogramm STERN, welches im April 2012 gestartet wurde. Das Vorhaben ist am Fachgebiet Raumfahrttechnik am Institut für Luft- und Raumfahrt (ILR), unter der Leitung von Prof. Dr.-Ing. Klaus Brieß, angesiedelt. Innerhalb der etwa dreijährigen Projektlaufzeit sollen Studenten der Luftund Raumfahrttechnik der TU Berlin unter professioneller Anleitung eine zweistufige Höhenrakete entwerfen, fertigen, testen und starten. Das Gesamtsystem wird eine Masse von ca. 150 kg aufweisen und in der Lage sein, eine kleine Nutzlast, z.B. einen ebenfalls am Fachgebiet Raumfahrttechnik zu entwickelnden Kleinstsatelliten der internationalen CanSat-Klasse, in eine Höhe von mehr als 10 km zu befördern. Das Projekt ist in die Lehre am ILR eingebunden und eröffnet den Masterstudenten innerhalb der Lehrveranstaltung "Projekt Raumfahrtsysteme" eine praxisorientierte Ausbildung im Bereich der Raketentechnik. Die Studenten können dabei die im Verlauf ihres bisherigen Studiums erlernten Kenntnisse auf folgenden Gebieten anwenden und vertiefen:

- Raketentechnik und Raumfahrzeugtechnik
- Raketenantriebe und Raumfahrtantriebe
- Aerodynamik, Strukturmechanik, Leichtbau
- Leistungsrechnung, Flugbahnberechnung, Massenund Schwerpunktberechnung
- Anwendung von professionellen Tools (CAD, FEM, CFD)
- Windkanalexperimente
- Fertigung und Integration von Bauteilen
- Testen der Rakete und der Subsysteme
- Start der einstufigen und zweistufigen Raketen

Das Vorhaben wird darüber hinaus von externen Experten des DLR, des an der TU Berlin angesiedelten Aerospace Institut, dem TÜV sowie der Qualitätssicherung begleitet und unterstützt. TAB 1 skizziert den Zeitplan des Projektes mit den wichtigsten Meilensteinen, von der Entwicklung der Ober- und Unterstufe bis zum Start des Gesamtsystems.



TAB 1. Zeitplan des DECAN-Projekts

Die Ober- und Unterstufe werden auf einem geeigneten Testgelände der Bundeswehr gestartet. Der Start der zweistufigen Rakete wird auf dem ESRANGE-Gelände (European Space and Sounding Rocket Range) in der Nähe von Kiruna in Schweden stattfinden.

2.2. Gesamtsystem

Das Gesamtsystem wird aus einer Ober- und einer Unterstufe bestehen. Die Oberstufe wird von einem leistungsfähigen Feststoff- oder Hybridmotor angetrieben und bietet die Möglichkeit zur Unterbringung der Nutzlast. Die Unterstufe wird aufgrund der langjährigen Vorarbeiten der AQUARIUS e.V. an der TU Berlin von einem umweltfreundlichen Heißwasserantrieb angetrieben. Beide Stufen verfügen über ein separates Bergungssystem, zur sicheren Landung der Stufen sowie über eine Telemetrieeinheit, zur Aufzeichnung und Funkübertragung wichtiger Bahndaten. BILD 1 zeigt eine Prinzipskizze der zweistufigen Rakete.



BILD 1. Prinzipskizze der zweistufigen Höhenrakete

Anzahl der Stufen	2	
Max. Startmasse	150 kg	
Flughöhe	>10 km	
Höhe	5 m	
Durchmesser	0,2 m	
Nutzlast	0,35 kg (CanSat-Spezifikation)	

In TAB 2 sind die wichtigsten technischen Daten des zweistufigen Raketensystems zusammengefasst:

TAB 2. Technische Daten des Gesamtsystems

2.3. Entwicklung der Oberstufe

In der ersten Phase des Projekts steht die Realisierung der Oberstufe im Mittelpunkt, welche zunächst als eine eigenständige Rakete entwickelt, gefertigt, getestet und gestartet wird. Als Antrieb ist ein leistungsfähiger chemischer Feststoff- oder Hybridmotor vorgesehen. Dieser ist relativ einfach aufgebaut und besitzt einen hohen spezifischen Impuls. Die Struktur der Rakete besteht hauptsächlich aus einem Mantelrohr aus Aluminium, in dem der Motor, die Stabilisierungsflossen, das Bergungssystem sowie das so genannte Upper Compartment integriert sind. Das Upper Compartment ist das "Herzstück" der Stufe und beinhaltet die Aufnahme der Nutzlast, die Elektronik, den pyrotechnischen Auslöser für das Bergungssystem sowie die Raketenspitze. BILD 2 zeigt den Aufbau der Oberstufe.



BILD 2. Aufbau des Engineering Modells der Oberstufe

Die mit Überschallgeschwindigkeit fliegende Oberstufe hat eine Startmasse von 25 kg und wird in der Lage sein, die Nutzlast in eine Höhe von 7 km zu befördern. Die wichtigsten technischen Daten der Oberstufe sind in TAB 3 zusammengefasst.

Startmasse	25 kg
Trockenmasse	17 kg
Treibstoffmasse	8 kg
Höhe	2,7 m
Durchmesser	0,1 m
Startschub	3 kN
Brenndauer	7 s
Spez. Impulse	200 s
Max. Flughöhe	7 km
Steigzeit	35 s
Machzahl	1,5

TAB 3. Daten des Engineering Modells der Oberstufe

BILD 3 zeigt den Aufbau des Upper Compartments. Es beinhaltet neben der Nutzlast alle notwendigen Elektronikbauteile, wie eine Telemetrieeinheit mit Antenne, eine Kamera sowie die Energieversorgung und den pyrotechnischen Auslöser für das Bergungssystem. Die Struktur besteht aus drei Zwischenböden, welche über acht kleine Träger miteinander verbunden sind. Die Teile sind aus einer festen Aluminiumlegierung hergestellt.



BILD 3. Aufbau des Upper Compartment

Die Rakete soll die wichtigsten Bahndaten, wie die Geschwindigkeit, die Beschleunigung und die Flughöhe, an eine Bodenstation senden. Derzeit ist die Verwendung einer AltusMetrum / TeleMetrum-Telemetrieeinheit vorgesehen, welche alle o.g. Anforderungen erfüllt. Das Modul verfügt über einen barometrischen Höhenmesser und einen GPS-Empfänger. Die Telemetriedaten werden nicht nur in einen internen Speicher geschrieben, sondern können auch mittels eines integrierten 70 cm HAM-Band-Transceiver zur Bodenstation übertragen werden. Das Modul ist ebenfalls in der Lage, das Bergungssystem auszulösen.



BILD 4. AltusMetrum/TeleMetrum-Telemetrieeinheit [1] Die wichtigsten technischen Daten sind in TAB 4 aufgelistet.

Abmessungen	25,4 mm / 69,8 mm / 15,7 mm
Gewicht	20,1 g
Batterie	Lithium-Ionen-Polymer
Batteriemasse	19,4 g
Funktionen	GPS-Tracking, barometrischer Höhenmesser, HAM-Band-Transceiver

TAB 4. Technische Daten der Telemetrieeinheit [1]

Zur Aufzeichnung von Videos ist eine kleine Kamera in die Rakete integriert. Die Videodaten werden auf eine Speicherkarte gesichert und können nach der Bergung der Rakete ausgelesen werden.



- Abmessung: 28 x 24 x 22 mm
- Gewicht: 17 g
 Spannung: 3,7 oder 4,5 6 V
- Spannung: 3,7 oder 4,5 6
 Auflösung: 720 x 480
- 28 Bilder pro Sekunde
- USB-Schnittstelle
- Micro SD (bis 8 GB)

BILD 5. Kamera "FlyCam" [2]

Das Bergungssystem der Oberstufe besteht aus einem Haupt und einem Vorfallschirm. Der Vorfallschirm ist über eine dünne Leine mit der Abdeckung des Bergungssystems verbunden. Wird die Abdeckung entriegelt, öffnet sich diese über einen Federmechanismus und zieht den Vorfallschirm aus der Fallschirmkammer. Der Vorfallschirm zieht den Hauptfallschirm, welcher über eine Leine und einen Schäkel fest mit der Raketenstruktur verbunden ist, aus der Kammer und der Verpackung. Mit diesem Konzept soll eine zuverlässige Funktion des Bergungssystems sicher gestellt werden.



BILD 6. Engineering Modell des Bergungssystems der Oberstufe

Für die Oberstufe der zweistufigen Höhenrakete ist der Einsatz eines kommerziell verfügbaren chemischen Antriebs auf der Basis von Festtreibstoffen oder alternativ hybriden Treibstoffkombination vorgesehen. einer Feststoffmotoren in der benötigten Größenordnung sind in der Regel mit einem Treibsatz ausgestattet, der über einen zentralen Brennkanal verfügt. Die zumeist eingeschraubte Düse ist während der Zündung durch einen geeigneten Zündmechanismus verschlossen, damit sich der Druck im Motor zum Zwecke der Entzündung der Treibsatzoberfläche schnell aufbauen kann. Im Unterschied zum Feststoffmotor, bei dem der Oxydator bereits in der Treibstoffmischung enthalten ist, befindet sich beim Hybridraketenmotor lediglich der Brennstoff in fester Form, während der flüssige oder gasförmige Oxydator aus einem separaten Drucktank eingespritzt und in der Brennkammer gezündet wird. Im Falle der kommerziell angebotenen Hybridraketenmotoren wird in der Regel der relativ ungefährliche Oxydator Distickstoffoxyd (N₂O) in Kombination mit einem festen Polymerbrennstoff beispielsweise wie Polyethylen eingesetzt. Gegenwärtig laufen Untersuchungen zu Feststoff- und Hybridraketenmotoren, die auf dem internationalen Markt kommerziell verfügbar sind. BILD 7 und BILD 8 zeigen beispielhaft verfügbare Feststoff- und Hybridraketenmotoren im geforderten Leistungsbereich.

Antriebsart	Feststoff
Modellbezeichnung	N 1000W
Hersteller	Aerotech Consumer Aerospace
Gesamtmasse	12,6 kg
Abmessungen	1103 x 98 mm
Gesamtimpulse	14.583 Ns

BILD 7. Beispiel für einen verfügbaren Feststoffmotor

Antriebsart	Hybrid
Modellbezeichnung	O6300BS
	00
Hersteller	Contrail Rockets
Gesamtmasse	28,6 kg
Abmessungen	1829 x 152 mm
Gesamtimpulse	27.244 Ns

BILD 8. Beispiel für einen verfügbaren Hybridmotor

Für die Bewältigung der unterschiedlichen Engineering-Aufgaben wurden die Studenten in kleine Teams eingeteilt, welche entweder für die Konstruktion, die Berechnung, die Beschaffung oder die Qualitätssicherung verantwortlich sind. Neben den technischen Disziplinen ist die Qualitätssicherung ebenfalls ein bedeutender Bestandteil bei der Entwicklung der Rakete. Jede Änderung im Design wird innerhalb des Entwicklungsteams vorgetragen und diskutiert und entsprechend dokumentiert. Anschließend werden neue Zeichnungen erstellt, die von einer weiteren Person überprüft werden müssen, bevor mit der Fertigung der Teile begonnen werden kann. Weiterhin wird jedes gefertigte oder gekaufte Bauteil zunächst einer Eingangskontrolle (Incomming Inspection) unterzogen, bevor es für die weitere Integration freigegeben wird.

Innerhalb des Projektes führen die Studenten alle notwenigen Berechnungen zur Festigkeit der Struktur, der Aerodynamik sowie entsprechende Leistungsrechnungen durch. BILD 9 zeigt beispielhaft erste durchgeführte nummerische Berechnungen (oben: FEM-Analyse, unten: CFD-Analyse).



BILD 9. Beispiele für nummerische Analysen

Zur Verifizieruna der Berechnungen werden entsprechende experimentelle Untersuchungen durchgeführt. Beispielsweise verfügt das ILR über eine Vielzahl von Windkanälen, welche für die Überprüfung der Raketenaerodynamik verwendet werden können. Dies fördert darüber hinaus die Vernetzung zwischen den unterschiedlichen Fachgebieten der Luft- und Raumfahrt. Alle Experimente sowie spezielle Hardwaretests müssen gründlich vorbereitet werden. Zuerst müssen die Ziele definiert werden und entsprechende Testpläne erstellt werden. Im Anschluss an die Testkampagne muss überprüft werden, ob die gesetzten Ziele erreicht wurden. Dazu gehört ebenfalls, dass alle notwendigen Dokumente, wie Checklisten, Ablaufpläne und Protokolle erstellt werden.



BILD 10. Integration Engineering Modell der Rakete

2.4. Vorstudie zur Unterstufe

Da die Entwicklung der Unterstufe in der zweiten Projektphase beginnen soll, wurden hierzu bisher lediglich erste Voruntersuchungen durchgeführt. Als Antrieb soll ein umweltfreundlicher Heißwasserantrieb zur Anwendung kommen. Aufgrund der zahlreichen Vorarbeiten des AQUARIUS e.V. an der TU Berlin, verfügt das ILR über eine jahrelange Erfahrung auf diesem Gebiet. Durch eine enge Kooperation zwischen dem ILR und AQUARIUS ist ein Austausch von bereits vorhandenem Know-How sichergestellt. Darüber hinaus kann ein Teil der bereits Bodeninfrastruktur, vorhandenen wie z.B. die Startschiene, von den Studenten des DECAN-Projektes verwendet werden.



BILD 11. Start der B4-1-AQUARIUS-Heißwasserrakete

BILD 12 zeigt den Aufbau der Heißwasser-Unterstufe. Kernstück ist der Wassertank, welcher bis zu dreiviertel mit Wasser gefüllt wird. Über in den Tank integrierte Heizstäbe wird das Wasser auf bis zu 300°C erhitzt, sodass das Volumen des Tanks fast vollständig mit überhitztem Wasser gefüllt ist. Nach dem Öffnen der Düse strömt das heiße Wasser hinaus, wobei es schlagartig verdampft und dabei expandiert.



BILD 12. Aufbau der Unterstufe

In TAB 5 sind die wichtigsten technischen Daten der Unterstufe zusammengetragen.

Startmasse	125 kg
Trockenmasse	75 kg
Wassermasse	50 kg
Höhe	2,5 m
Durchmesser	0,2 m
Startschub	7 kN

TAB 5. Technische Daten der Unterstufe

2.5. Entwicklung des Motorprüfstands

Der Hersteller des Feststoffmotors stellt bereits wichtige Daten, wie Schubverlauf und Gesamtimpuls zur Verfügung. Zur Verifizierung und Ergänzung dieser Daten ist ein Abbrandtest geplant. Eigens dafür wird von den Studenten ein Motorprüfstand entwickelt, gefertigt und integriert. Der Prüfstand erlaubt neben dem horizontalen auch einen vertikalen Heißlauf des Motors. Über Kraft-, Druck- und Temperatursensoren sollen die wichtigsten Parameter, wie Schub, Massenstrom, Brennkammerdruck und Temperaturen an relevanten Stellen bestimmt werden. Dieser Test gibt den Studenten einen umfangreichen Einblick in moderne Messund Datenerfassungstechnik. BILD 13 zeiat den schematischen Aufbau des Prüfstands.



BILD 13. Aufbau des Motorprüfstands

2.6. Zusammenfassung und Ausblick

Aufgrund der langjährigen Vorarbeiten auf dem Gebiet der Entwicklung von Höhenraketen gehört die TU Berlin zusammen mit dem ZARM zu den ersten Universitäten im STERN-Programm. Durch die Einbindung des Projekts in der Lehre am Institut für Luft- und Raumfahrt, konnte ein einzigartiges Ausbildungskonzept etabliert werden.



BILD 14. Studentisches Entwicklungsteam mit dem Engineering Modell der Oberstufe

3. ZEPHYR ZARM-UNI. BREMEN

ZARM Experimental Hybrid Rocket kurz ZEpHyR ist der Beitrag des ZARM (Zentrum für Angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrograviation) - Universität Bremen, zum STERN Programm des DLR. Das Projekt ist dabei bei der Arbeitsgruppe "Space Propulsion and Energy Systems" angesiedelt und ist in Form von Abschlussarbeiten sowie Projektarbeiten und Studentischen Hilfskräften in die Lehre eingebunden. Weiterhin wird in Vorlesungen, wie "Antriebe der Luft und Raumfahrt", "Höhere Aerodynamik" und auch "Raumfahrt II - Orbitalsysteme" aktiv auf das Projekt hingewiesen und Teilaspekte in die jeweiligen Kurrikula integriert. Der Zuspruch zu dem Projekt ist sehr groß, so dass seit Start der Bearbeitung des Antrags bis zum jetzigen Zeitpunkt (Ende Phase A bzw. 4 Monate nach Projektstart) bereits 5 Abschluss- und Projektarbeiten abgeschlossen werden

konnten. Zusätzlich laufen aktuell 6 weitere Arbeiten und drei Studentische Hilfskräfte arbeiten auf dem Projekt. Dies zeigt das große Interesse des wissenschaftlichen Nachwuchses am Thema Raumtransport und stellt eine sehr eindrucksvolle Bestätigung des zentralen Ziels des STERN-Programms dar. Schon jetzt wurde unabhängig von Erfolg oder Misserfolg des tatsächlichen Raketenstarts eine große Begeisterung für das Thema erreicht.

3.1. Vorhabenorganisation

Da das Ziel des Vorhabens besonders die Förderung des wissenschaftlichen Nachwuchses ist, wurde das Projekt wie bereits erwähnt in mehrere Vorlesungen indirekt eingebunden, so dass einige aufkommende Fragen und Themen sich hier wiederfinden. Das bezieht sich sowohl auf technische Fragestellungen, als auch auf Fragen des Projektmanagement.

den Studierenden das Standardverfahren bei Um größeren Raumfahrtprojekten näher zu bringen, wurde auch dieses Vorhaben in die klassischen Phasen A-F eines Raumfahrtprojekts aufgeteilt. Hierbei musste jedoch darauf geachtet werden, dass die einzelnen Arbeitspakete zwar voneinander abhängig sind, dies jedoch mehr in einem sequenziellen als parallelen Sinne. Der Grund hierfür ist die besonders durch die neuen Bachelor- und Master-Studiengänge gestiegene zeitliche Belastung der Studierenden. Es ist hier kaum mehr möglich, Studierende über sehr lange Zeiträume in einem spezifischen Thema einzubinden. Daher muss in dem Vorhaben mit hoher Fluktuation an Personal gerechnet werden. Die Arbeitspakete mussten also entsprechend angepasst werden. Eine Übersicht über den Plan des Vorhabens vermittelt BILD 15.



BILD 15. Gantt Chart für das ZEpHyR Vorhaben

Eine Möglichkeit die Studierenden längerfristig in das Vorhaben einzubinden, ist diese als Hilfskräfte einzustellen. Dieser zentrale kleine Kern an Studierenden kann intensiv betreut werden. Weiterhin besteht die Möglichkeit, sich einerseits während des gesamten Studiums weiter mit dem Projekt zu befassen und andererseits ein sicheres Einkommen für die Finanzierung des Studiums zu erarbeiten. Wie in BILD 16 zu sehen ist, wird daher (trotz der Hardware-intensiven Natur des Vorhabens) fast ein Viertel der Mittel hierfür zur Verfügung gestellt.



Mittelaufteilung



3.2. Technischer Überblick

ZEpHyR ist eine einstufige Höhenforschungsrakete, die von einem neuentwickelten Hybridantrieb angetrieben wird. Als Vorbild für den ersten Entwurf diente die ARCAS-Rakete (All-Purpose Rocket for Collecting Atmospheric Soundings), die mit einem Startgewicht von 43 kg und einem Feststoffmotor eine Flughöhe von knapp 70 km erreichte [11]. Da die ZEpHyR mit einem Hybridmotor angetrieben wird, ist im Vergleich zur ARCAS das Trockenmasseverhältnis deutlich schlechter, so dass nach einer ersten Analyse von einer Dienstgipfelhöhe von 20 km ausgegangen wird. Der Hybridmotor wird mit Paraffin und LOX (Liquid Oxygen) betrieben werden und soll dabei einem Schub von 1-2 kN bei ca. 30 Sekunden Brenndauer erreichen. Die Rakete soll in der Lage sein, 5 kg Nutzlast zu befördern und wird mit einem zweistufigen Bergungssystem ausgestattet sein.

3.2.1. Flugbahn

Die Berechnung der Flugbahn, war bereits für den Antrag von zentraler Wichtigkeit. Da eine maximale Flughöhe von 20 km angepeilt ist und ein Hybridantrieb mit einem Schub von 1-2 kN verwendet werden sollte, ergaben sich aus der Flugbahnberechnung wichtige Parameter für die weitere Auslegung der Rakete. Durch diese Zielsetzung ist auch die Erfüllung der Anforderungen des STERN- Programms, das die Rakete mindestens Mach 1 und 3 km Höhe erreicht, sichergestellt. Ein weiteres internes Ziel ist es, bei der gegebenen Flughöhe ein Strukturmassenverhältnis von 0,5 zu erreichen. Folgende Parameter wurden in der ersten Analyse der Flugbahn berücksichtigt [12]:

- Stabilität (statisch und dynamisch 5DOF)
- Static Margin (Position CG und CP)
- Wind in bis zu 8 Schichten aus verschiedenen Richtungen sowie mit verschiedenen Stärken und sich daraus ergebendes Lande-Ellipse
- Ausrichtung der Rakete beim Start
- Möglichkeit der späteren Integration von realen Schubkurven und Windverläufen

Zur Berechnung der Flugbahn wurde ein Standard-Kraftansatz gewählt und dieser dann über die gesamte Flugzeit integriert. Für die erste Bestimmung des Druckpunktes und der aerodynamischen Kräfte wurden die Arbeiten von Barrowman [7][8] als Ausgangspunkt verwendet. Das Ergebnis dieser ersten Simulationen ist in BILD 17 zu sehen. Hier wird das Verhältnis zwischen Länge und Durchmesser der Rakete (fb), sowie das Verhältnis zwischen Länge und Durchmesser der Nasenspitze (fn) variiert und der Einfluss auf die Flughöhe dargestellt. Grundsätzlich zeigt sich, wie auch zu erwarten war, dass eine lange schmale Rakete eine höhere Flughöhe erreicht, als eine kurze breite.

BILD 18 zeigt beispielhaft ein mögliches Windprofil, das in die Simulation eingebunden ist. In diesem Beispiel weht der Wind in einer Höhe von 1000 m bis 3000 m mit 40 m/s und aus Richtung 50° (ONO, Ost-Nord-Ost). Die Windgeschwindigkeit kann weiterhin mit einer Schwankung um den oben angegebenen Mittelwert versehen werden. Führt man die Simulation mehrmals hintereinander aus, wird innerhalb dieser Schwankung zufällig variiert. Dadurch ergibt sich bei der Durchführung sehr vieler Simulationen ein wahrscheinliches Gebiet in dem die Rakete landen wird.



BILD 17. Flugbahnen mit Verschiedenen Raketengeometrien im Vergleich [12]

Die Simulation ist dabei so kompakt und schnell gehalten, dass diese auf einem Laptop mit zum Startort (Kiruna) genommen werden kann. So kann direkt vor dem Start eine wahrscheinliche Landezone mit realen Windprofilen abgeschätzt werden.



BILD 18. Windmodell in der Simulation [12]

Als weiterer Schritt wird die Simulation zurzeit sowohl graphisch im Bereich Visualisierung aufgearbeitet (siehe BILD 19), als auch im Bereich der Berechnung verbessert. Hier sollen die Effekte von Spin-Stabilisierung und verbesserte aerodynamische Berechnung mit Hilfe der Software Aerolab von Hans Olaf Toft eingebunden werden. Damit soll eine größere Nutzerfreundlichkeit und eine genauere Vorhersage der Flugbahn ermöglicht werden.



BILD 19. Verbesserte Visualisierung der Flugbahnen mit Google Earth

3.2.2. Struktur

Die Struktur der ZEpHyR soll laut Projektzielsetzung mindestens ein Strukturmasseverhältnis von 0,5 aufweisen. Da die Rakete auf dem Design der ARCAS basiert, die jedoch mit einem Feststoffmotor betrieben wird, stellt dies eine große Herausforderung dar.



BILD 20. Erstes parametrisches CAD Model von ZEpHyR [11]

Um trotzdem dieses Ziel zu erreichen, sollen unter anderem die Tanks der Rakete die tragende Struktur bilden, so dass hier Masse eingespart werden kann. In der ersten parametrischen Auslegung der Rakete wurden für den Antrag alle wesentlichen Komponenten betrachtet. Zusätzlich wurde eine erste Abschätzung zur Größe und zu den Festigkeiten der Tanks durchgeführt. Die Ergebnisse sind in BILD 20 und BILD 21 zu sehen. Hier zeigt sich, dass die Strukturmasseverhältnis nur knapp einzuhalten ist. Da diese erste Auslegung noch mit vielen Unsicherheiten belegt ist, sind hier noch weitere Iterationen nötig.

System	Komponente	Menge	Gewicht/Stk. [kg]
Troibotoff	Paraffin-Grain	1	5,35
Treibstom	LOX-Tankfüllung	1	15,15
Brennkammer	Tauchrohr	1	0,15
	Zyklon-Einleitung	1	2,65
	Mantel	1	0,9
	Druckgas	1	0,3
	Oxidator-Tank	1	1,95
	Druckgas-Tank	1	3,7
	Druckregler	1	1,2
Zuleitungssystem	Magnetventil	1	0,48
	Rückschlagventil	1	0,08
	Berstscheiben-Einheit	1	0,1
	Rohre	1	0,2
	Umlenkung für Druckregler	2	0,02
Schubdüse	Düsenmantel	1	0,11
Rumof	CFK-Mantel	1	3,35
Kumpi	CFK-Spitze	1	0,43
	Fallschirm	1	1,0
Bergungssystem	Entfaltungstasche	1	0,4
	Auslöser	1	0,2
Nutzlast	Telemetriesystem	1	0,18
	Stromversorgung	1	2,16
	Experiment*	1	1,14
		Gesamt	41,2

BILD 21. Massenbudget aus erstem parametrischen Model von ZEpHyR [11]

Diese weitere Verfeinerung der Struktur hat bereits begonnen. In zwei Masterarbeiten werden zurzeit die Antriebssektion mit Tanks und die Payload-Sektion mit Bergungssystem ausgelegt. Hierbei wird jede Komponente im Detail ausgelegt (Festigkeit, Materialien, Medienkompatibilität) und deren Positionierung innerhalb der Rakete festgelegt (BILD 22).



BILD 22. Detaillierte Auslegung der Struktur

3.2.3. Antrieb

Der Antrieb der ZEpHyR ist ein Hybridantrieb mit Paraffin als Treibstoff und LOX als Oxidator. Durch die Verwendung von Paraffin, das in seiner flüssigen Phase sehr niedrigviskos ist, bilden sich Wellen auf der geschmolzenen Flüssigphase, die durch die Grenzschicht und Turbulenz in Tropfen zerstäubt werden und so den Massenstrom an Treibstoff erhöhen. Hierdurch wird die Regressionsrate signifikant (bis zu Faktor 4) erhöht und so die volumetrische Effizienz des Antriebs gesteigert, welche bisher immer ein Nachteil gegenüber anderen Antrieben darstellte [6–9].

Ein zentraler Bestandteil jeder Auslegung eines Hybridtriebwerks ist wie oben gezeigt die Regressionsrate.

$$\dot{r} = a_0 G_0^n$$

Wobei r die Regressionrate (mm/s), G_o die Oxidatormassenstromdichte (kg/m²s) und a_0 und n empirische Konstanten darstellen.

Besonders in Bezug auf die Kombination von Paraffin und Sauerstoff besteht aufgrund der Vielfalt der Paraffine und der Neuheit der Technologie noch einige Unsicherheit bezüglich der empirischen Konstanten. Daher und zum weiteren Sammeln an Erfahrungen mit Leitungssystemen, Materialen. Sicherheitsvorkehrungen und Fertigungstechniken wird der bereits vorhandene Teststand am ZARM momentan erweitert. Es wurden bereits einige Tests mit Paraffin/GOX durchgeführt (siehe BILD 23).



BILD 23. Test eines kleinskaligen Paraffin/GOX Antriebs

Auf Basis dieser ersten Tests wurde nun das erste Engineering Model (EM) des Triebwerks für die Rakete ausgelegt. Dieses verfügt über ausreichende Leistungsdaten, ist jedoch noch als Testtriebwerk konzipiert und daher für einen Flug zu schwer [12].

Mit diesem Triebwerk werden zunächst die Auslegungsdaten für Kammerdruck, Brenndauer und Düsenmaterialien überprüft, bevor eine leichtere Flugversion des Triebwerks ausgelegt wird. Das EM verfügt über folgende Leistungsdaten [12]:

Antrieb Kennwerte			
Treibstoff	Paraffin		
Oxidator	LOX		
I _{sp, vak}	290s		
Schub (Mittelwert)	1800N		
Brenndauer	30s		
Gesamtimpuls	54,5 kNs		

TAB 6. Wichtigste Kennwerte des Antriebs

3.2.4. Telemetrie

Das Telemetriesystem befindet sich zurzeit noch in einem frühen Entwicklungsstadium und wird auf Basis eines CompactRIO-Systems von National Instruments aufgebaut. Dieses verfügt über einen FPGA, sowie ein RT (Real Time) Computersystem mit mehreren analogen und digitalen Ein- und Ausgängen. Dadurch können alle Sensoren in der Rakete ausgelesen und alle Steuerelemente angesprochen werden. Zur Kommunikation mit dem Boden wird zurzeit eine Trade-Off-Studie mit einem S-Band Video- und Datentransmitter einem deutlich einfacheren System und für Amateurraketen aus den USA (Telemetrum System) durchgeführt. Ziel ist hier, die für den Anwendungsfall optimale Konfiguration zu finden.

3.2.5. Bergungssystem

Eine erste Version des Bergungssystems wird zurzeit parametrisch für die Nutzlastsektion der Rakete ausgelegt (siehe 3.2.2). Das System wird aufgrund der großen Flughöhe zweistufig sein: Zuerst eine Stabilisierung der Rakete mit einem ersten kleineren Schirm (oder nur der ausgeworfenen Raketenspitze) und dann die Auslösung des Hauptschirms in niedriger Höhe. So wird ein Abdriften der Rakete bei windigen Bedingungen verringert. Ziel ist eine Landung mit einer Geschwindigkeit <8 m/s.

3.3. Ausblick und Zusammenfassung

Das Vorhaben zum Bau der ZEpHyR ist im April 2012 gestartet und hat seitdem bereits einige wichtige Meilensteine erreicht. Alle zentralen Systeme für die Rakete sind mittlerweile ausgelegt und eine grundlegende Konfiguration ist festgelegt. Es beginnen nun die ersten Hardware-Tests in Bezug auf Antrieb und Struktur (EMs), sowie detaillierte Designarbeiten für diese Komponenten (CFD, FEM) und der Aufbau der nötigen Testprozeduren. Für alle elektronischen Systeme werden bereits erste SIL (**S**oftware in the Loop) und HIL (Hardware in the Loop) Tests ausgelegt.

Für die Studierenden hat das Vorhaben viele Erfolge erzielt, so dass bereits 5 Abschlussarbeiten fertiggestellt wurden und weitere 6 Arbeiten aktuell laufen.

- [1] Altus Metrum,
- http://www.altusmetrum.org/TeleMetrum
- [2] ACME, http://www.flycamone.com
- [3] M. Wade, "Encyclopedia Astronautica", 2010.
 [Online]. Available: http://www.astronautix.com/lvs/arcas.htm.
- [4] M. Drinkewitz, "Simulation der Flugbahn einer Höhenforschungsrakete", ZARM Universität Bremen, 21-Apr-2011.
- [5] J. S. Barrowman, "The Practical Calulation of the Aerodynamic Characteristics of Slender Finned Vehicles", The Catholic University of America, Washingtion, D.C., 1967.
- [6] J. S. Barrowman und Barrowman, Judith A., "The Theoretical Prediction of the Center of Pressure", NARAM-8, 1966.
- [7] M. Naujoks, K. Pils, und V. Schröder, "Vorentwurf einer Hybrid getriebenen Höhenforschungsrakete", ZARM Universität Bremen, 22-Juni-2011.
- [8] M. A. Karabeyoglo, David Altman, und Brian J. Cantwell, "High Regression Rate Hybrid Rocket Propellants", U.S. Patent US668462403-Feb-2004.
- [9] A. Karabeyaglu, G. Zilliac, B. P. Cantwell, Z. De Shane, und P. Castelluci, "Scale-Up Tests of High Regression Rate Liquefying Hybrid Rocket Fuels", *AIAA Journal*, Bd. 2003–6475, 2003.
- [10] J. Dyer, K. Lohner, E. Doran, Z. Dunn, A. Sadhwani, A. Chemistruck, C. Bayart, P. Nesline, C. Cheung, G. Zilliac, A. Karabeyaglu, und B. P. Cantwell, "Design and Development of a 100km Nitrous Oxide/Paraffin Hybrid Rocket Vehicle", Stanford University, Stanford, 2007.
- [11] E. Doran, J. Dyer, K. Lohner, Z. Dunn, M. Marzona, E. Karlik, B. P. Cantwell, und G. Zilliac, "Peregrine Sounding Rocket", Stanford University, 2007.
- [12] M. Drinkewitz und F. Orlowski, "Auslegung eines Hybridtriebwerks in der 1kN Schubklasse für eine Höhenforschnungsrakete", ZARM Universität Bremen, 07-Juni-2012.