

# DEUTSCHE CANSAT-HÖHENRAKETE DECAN AN DER TECHNISCHEN UNIVERSITÄT BERLIN

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

## Zusammenfassung

Im Projekt „DECAN – Deutsche CanSat-Höhenrakete“, welches im Rahmen des DLR-Förderprogramms STERN (Studentische Experimental-RaketeN) durchgeführt wird, entwickeln, bauen und starten Studenten der Luft- und Raumfahrttechnik der TU Berlin innerhalb von drei Jahren eine zweistufige Höhenrakete. Das Ziel des Projekts besteht darin, die Studenten möglichst praxisnah an die Entwicklung von Trägerraketen heranzuführen. Hierfür sollen sie die Auslegung und Entwicklung der Subsysteme einer Höhenrakete und deren anschließende Integration und Erprobung unter professioneller Anleitung durchführen. Das Projekt soll dazu beitragen, dass die Studenten am praktischen Beispiel einer Höhenrakete möglichst früh lernen, ingenieurwissenschaftlich zu arbeiten und ihr fachtechnisches Wissen zu erweitern. Innerhalb von drei Jahren werden zuerst die beiden Stufen einzeln entwickelt und erprobt. Im dritten Jahr soll das Gesamtsystem, bestehend aus Ober- und Unterstufe, vom europäischen Raketenstartplatz Esrange (European Space and Sounding Rocket Range) in der Nähe von Kiruna (Schweden) gestartet werden. Die Arbeiten der Studenten werden schwerpunktmäßig im Rahmen der Lehrveranstaltung „Projekt Raumfahrtssysteme“, die sich mit den verschiedenen Aspekten der Raketentechnik beschäftigt, durchgeführt. Das Ziel dieser projektorientierten Lehrveranstaltung ist es, anhand eines praktischen Beispiels einer zweistufigen Höhenrakete die wesentlichen Entwicklungsphasen eines komplexen Systems von den ersten Konzepten bis zu dessen Qualifikation und Erprobung in Teamarbeit zu bewältigen. Dabei soll das multidisziplinäre Arbeiten dazu führen, dass bei den Teilnehmern trägerraketenseitiges Systemdenken aufgebaut und vertieft wird. Darüber hinaus werden die Grundlagen der Raketentriebwerke im Rahmen der Lehrveranstaltung Raumfahrtantriebe gelehrt.

## 1. DECAN-PROJEKT

„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) [2], unter der Leitung von Prof. Dr.-Ing. Klaus Brieß, angesiedelt. Innerhalb der etwa dreijährigen Projektlaufzeit sollen Studenten der Luft- und Raumfahrttechnik der TU Berlin unter professioneller Anleitung eine zweistufige Höhenrakete entwerfen, fertigen, testen und starten. Die DECAN-Rakete wird eine Masse von ca. 150 kg aufweisen und in der Lage sein, eine kleine Nutzlast, z.B. einen ebenfalls am Fachgebiet Raumfahrttechnik entwickelten 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 Raumfahrtssysteme“ 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, Flugbahnrechnung, Massen- und Schwerpunktrechnung
- Anwendung von professionellen Tools (CAD, FEA, 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 Instituts, dem TÜV sowie der Qualitätssicherung begleitet und unterstützt. BILD 1 skizziert den Zeitplan des Projektes mit den wichtigsten Meilensteinen, von der Entwicklung der Ober- und Unterstufe bis zum Start der zweistufigen Rakete.

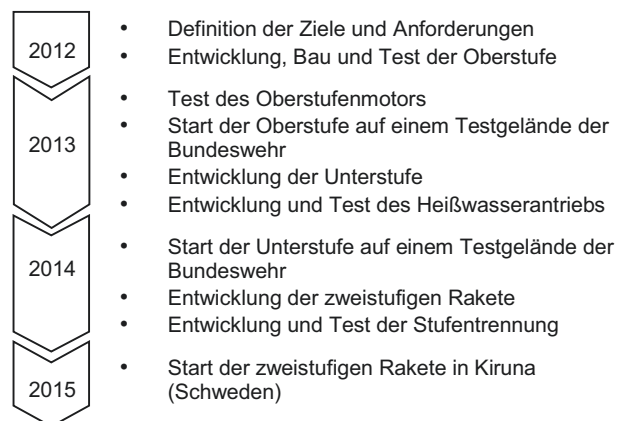


BILD 1. Zeitplan

## 2. ÜBERBLICK ÜBER DIE ZWEISTUFIGE DECAN-HÖHENFORSCHUNGSRAKETE

### 2.1. Missionsanforderungen

Folgende Missionsanforderungen wurden bei der Beantragung des Projekts festgelegt:

- Das Projekt soll die praxisnahe Ausbildung von deutschen Raumfahrtstudenten fördern und die Wettbewerbsfähigkeit der deutschen Raumfahrtindustrie und Forschungszentren durch exzellent ausgebildete Fachkräfte stärken.
- Es soll eine zweistufige Höhenforschungsrakete entwickelt, hergestellt, getestet und gestartet werden.
- Die Rakete soll in der Lage sein, eine kleine Nutzlast in eine Höhe von mindestens 3 km zu transportieren
- Die Rakete soll Überschallgeschwindigkeit erreichen.
- Jede Raketenstufe muss über ein separates Bergungssystem verfügen.
- Die Rakete muss über eine Telemetrieinheit verfügen, welche die wichtigsten Bahndaten in Echtzeit an eine Bodenstation übermittelt.
- Während der gesamten Projektlaufzeit soll eine professionelle Betreuung der Studenten zur Verfügung stehen.
- Im Rahmen des Projektes müssen fünf Reviews (PDR, CDR, IPR, RAR und FAR) durchgeführt und bestanden werden.
- Die Projektfortschritte sind der Öffentlichkeit auf nationalen und internationalen Konferenzen und Raumfahrtausstellungen zu präsentieren.

### 2.2. Beschreibung des Systems

Die DECAN-Höhenforschungsrakete besteht aus einer Ober- und einer Unterstufe. Die Oberstufe wird in der aktuellen Konfiguration von einem Feststoff-Raketenmotor angetrieben und bietet die Möglichkeit eine kleine Nutzlast, nach dem internationalen CanSat-Standard, unterzubringen. Die Unterstufe wird aufgrund der langjährigen Vorarbeiten des AQUARIUS e.V. an der TU Berlin von einem umweltfreundlichen Heißwasserantrieb angetrieben. Beide Stufen verfügen über separate Bergungssysteme zur sicheren Landung der Stufen. Die DECAN-Rakete soll eine Startmasse von ca. 150 kg nicht übersteigen und in der Lage sein, eine kleine Nutzlast, z.B. einen ebenfalls am Fachgebiet Raumfahrttechnik entwickelten Kleinstsatelliten (z.B. CanSat), in eine Höhe von über 10 km zu befördern. Die wichtigsten technischen Daten sind in TAB 1 aufgelistet. BILD 2 zeigt das Konzept der zweistufigen Höhenforschungsrakete.

Parameter	Wert
Stufenanzahl	2
Max. Startmasse	150 kg
Flughöhe	> 10 km
Höhe	5 m
Durchmesser	0,2 m
Nutzlastmasse	0,35 kg

TAB 1. Technische Daten der zweistufigen DECAN-Rakete

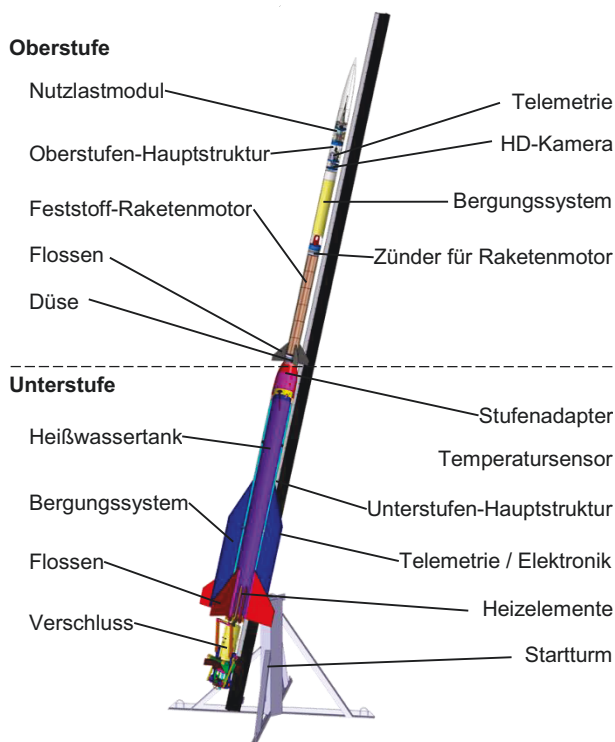


BILD 2. Zweistufiges Raketenkonzept (Unterstufe mit Heißwasserantrieb und Oberstufe mit Feststoff-Raketenmotor)

## 3. ENTWICKLUNG DER OBERSTUFE

In der ersten Phase des Projekts wurde die Entwicklung, Herstellung, Integration und Testen der Oberstufe vorangetrieben, welche zunächst als eine eigenständige Rakete gestartet und qualifiziert werden soll.

### 3.1. Ziele und Anforderungen

Folgende Ziele und Anforderungen wurden definiert:

- Die Oberstufe soll von einem leistungsfähigen kommerziellen Feststoff oder Hybridmotor angetrieben werden.
- Sie soll die Möglichkeit zum Transport einer kleinen Nutzlast (z.B. CanSat) gewährleisten.
- Sie soll alle Anforderungen aus dem STERN-Programm erfüllen.
- Die Transportfähigkeit sowie die Kompatibilität zur vorhandenen Startinfrastruktur müssen gewährleistet sein.

Für den Auswahlprozess eines geeigneten kommerziellen Hybrid- oder Feststoffmotors wurden zuerst folgende Mindestanforderungen festgelegt:

- Die Länge des Motors soll zwischen 1 m bis 2 m liegen.
- Der Durchmesser des Motors soll zwischen 0,05 m bis 0,15 m liegen.
- Die Masse des Motors soll 20 kg nicht überschreiten.
- Der Motor muss verfügbar und kurzfristig lieferbar sein.
- Der Motor soll einfach und sicher handhabbar sein.

### 3.2. Aufbau und Beschreibung der Oberstufe

Nach erfolgter Recherche über potentielle kommerzielle Hybrid- und Feststoffmotoren wurde Kontakt mit entsprechenden Herstellern und Vertriebern aufgenommen. Es wurde ersichtlich, dass für die Verwendung in der DECAN-Oberstufe ein Feststoffmotor,

aufgrund der hohen Treibstoffdichte und der vergleichsweise einfachen Handhabung besser geeignet ist als ein Hybridmotor. Der Oxydator (z.B. Lachgas) muss kurz vor dem Start in den Tank eingefüllt werden. Aus Sicherheitsgründen ist dies bei der zweistufigen Rakete mit einem Heißwasserantrieb nur mit signifikantem Mehraufwand möglich, da während der Aufheizphase von ca. 60 Minuten ein entsprechender Sicherheitsabstand strikt einzuhalten ist. Darüber hinaus stellen eine zuverlässige Zündung des Hybridmotors und Schwankungen des Mischungsverhältnisses weitere Herausforderungen dar. Für die Basiskonfiguration wurde daher ein Feststoffmotor ausgewählt. BILD 3 zeigt die Schnittansicht der Oberstufe mit dem Feststoffmotor. Die Primärstruktur (1) besteht aus einem Aluminiumrohr, in dem der Feststoffmotor (2), das Bergungssystem (3), das Elektroniksegment (4), das Nutzlastmodul (5) sowie die Spitze (6) über die Sekundärstruktur (7) integriert sind. Zur aerodynamischen Stabilisierung der Oberstufe wurden vier Flossen (8) vorgesehen. Zur Funkübertragung ist eine Antenne (9) in der Spitze untergebracht. Das Bergungssystem wird mittels Aktuator (10) ausgelöst.

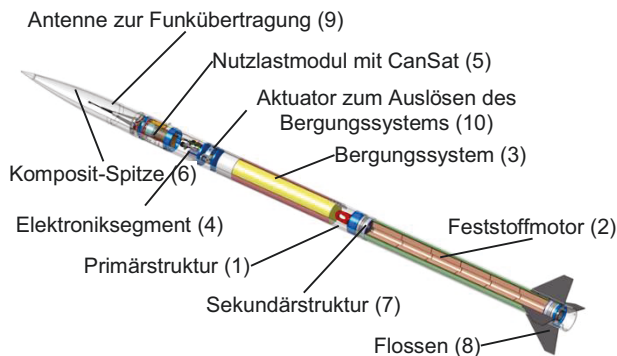


BILD 3. Schnittansicht der DECAN-Oberstufe mit Feststoffmotor

TAB 2 zeigt die wichtigsten technischen Daten der DECAN-Oberstufe.

Beschreibung	Wert	Abbildung
Startmasse	22,6 kg	
Trockenmasse	14,6 kg	
Treibstoffmasse	8,0 kg	
Höhe	2,88 m	
Durchmesser	0,11 m	
Max. Schub	3.000 N	
Brenndauer	7 s	
Max. Flughöhe	6.500 m	
Steigzeit	39 s	

TAB 2. Technische Daten der DECAN-Oberstufe

### 3.3. Antriebssystem

Der Motor besteht aus einem Gehäuse (1), welches aus hochfestem Aluminium gefertigt ist. Im Inneren des Rohrs befinden sich sechs Treibsätze (2), welche mit Abstandsringen (3) gehalten werden. Ein thermischer Isolator aus Phenolharz (4) schützt das Gehäuse vor den hohen

Temperaturen in der Brennkammer. Die Treibsätze werden mit einer Zündladung (5) gezündet. Diese Zündladung hat die Funktion eines kleinen Gasgenerators, der die benötigte Brennkammertemperatur sowie den entsprechenden Brennkammerdruck erzeugt. Am vorderen Ende befindet sich eine Dichtungsscheibe (6) aus hochfestem Aluminium und am unteren Ende die Düse (7), welche aus Graphit hergestellt ist. Das komplette Innenleben des Motors wird durch einen vorderen und einen hinteren Verschluss (8, 9) gegen axiale Verschiebung gesichert. Für die Druckdichtigkeit werden Dichtungsringe (10) verwendet. Der schematische Aufbau des Motors ist in BILD 4 dargestellt.

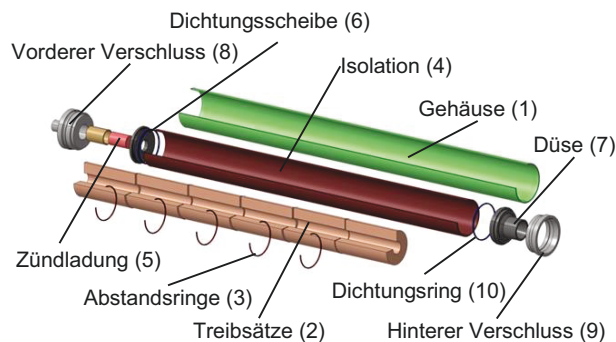


BILD 4. Aufbau des Feststoffmotors

BILD 5 zeigt den Feststoffmotor in zusammengebauter Form, mit einem Freischnitt zur Innenansicht.



BILD 5. Freischnittansicht des Feststoffmotors

### 3.4. Struktur

Im folgenden Abschnitt ist der strukturelle Aufbau der DECAN-Oberstufe näher beschrieben. Diese unterteilt sich in eine Primärstruktur - bestehend aus der Spitze (1), dem Spitzenadapter (2), dem Mantelrohr (3), der Abdeckung für das Bergungssystem (4) und den Flossen (5) - sowie der Sekundärstruktur - bestehend aus den inneren Strukturringen (6), der Motorbefestigung (7), der Antennenhalterung (8) und entsprechende Wärmeschilde (9).

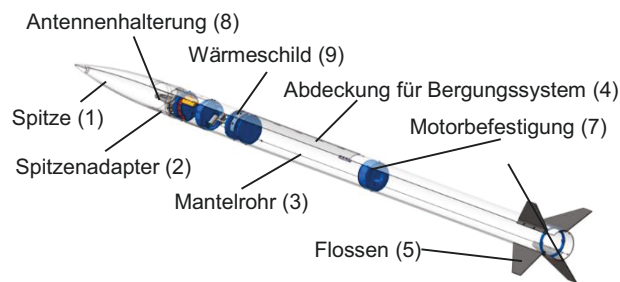


BILD 6. Struktureller Aufbau der DECAN-Oberstufe

Zur Auslegung der Flossen wurde die sog. Barrowman-Methode [1] verwendet. Für eine stabile Fluglage der Rakete sollte eine Kaliberstabilität zwischen 1,5 und 5,0 gewährleistet sein.

Zur Sicherstellung der Festigkeit wurde im ersten Schritt eine Finite-Element-Analyse (FEA) des Motorgehäuses durchgeführt. Als Berechnungstool wurde SIMULIA

ABAQUS/CAE 6.12 verwendet. BILD 7 zeigt das Gehäuse des Feststoffmotors, wie es in ABAQUS modelliert wurde. Es besteht aus dem Mantelrohr, dem vorderen und hinteren Verschluss, der vorderen Dichtungsscheibe und der Düse. Als Brennkammerdruck wurden typische Vergleichswerte von Feststoffmotoren gewählt. Das Modell besteht aus 255.014 Elementen und 472.172 Knoten. Es wurden 3D-Elemente vom Typ C3D10 (10 Knoten, quadratisches Tetraeder-Element) verwendet, welche eine hohe Genauigkeit aufweisen.

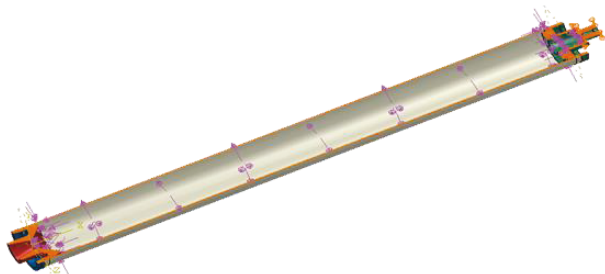


BILD 7. FE-Modell des Motorgehäuses

Bis auf die Düse, welche aus einem Phenolharzgewebe besteht, sind alle Komponenten aus einer hochfesten Aluminiumlegierung gefertigt. In TAB 3 sind die entsprechenden Materialeigenschaften aufgelistet.

Parameter	Einheit	Aluminiumlegierung	Phenolharzgewebe
Dichte	kg/m <sup>3</sup>	2.700	1.420
E-Modul	N/m <sup>2</sup>	72.000	7.500
Querkontraktionszahl	-	0,3	0,3
Festigkeit	N/mm <sup>2</sup>	150	60

TAB 3. Materialeigenschaften

Die Ergebnisse der Berechnung sind in BILD 8 und BILD 9 dargestellt. Zur Festigkeitsanalyse wurde die Mises-Spannung herangezogen und mit den zulässigen Spannungen verglichen.



BILD 8. Ergebnisse der FEA des Motorgehäuses

Das am höchsten belastete Bauteil ist der hintere Verschlussring, welcher einen Sicherheitsfaktor gegen Versagen von  $S > 1,5$  aufweist.

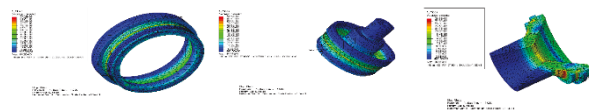


BILD 9. Ergebnisse der FEA des Motorgehäuses (detaillierte Darstellung)

### 3.5. Elektronikmodul

Das Elektronikmodul ist in zwei Abschnitte unterteilt (siehe BILD 10). Der obere Abschnitt (EC-Forward) enthält den Antennenausleger samt Antenne. Der Ausleger kommt zum Einsatz, da die Antenne, bedingt durch den hohen Abschirmungsgrad der Aluminiumstruktur, in der Komposit-Spitze untergebracht werden muss, um den Empfang von Telemetriedaten am Boden zu gewährleisten. Eine weitere Schlüsselkomponente, welche im oberen Abschnitt des Elektronikmoduls untergebracht wurde, ist das Batterie-Pack. Die strukturelle Verbindung zur Oberstufe erfolgt über die Primärstrukturkomponente Spitzenadapter. Ein daraus generierter Vorteil ist der leichte Zugang zum Batterie-Pack, welches so schnell und bequem ausgetauscht werden kann. Die Hauptstromversorgung erfolgt über eine sechspolige Steckverbindung mit Bajonettverschluss zur Erhöhung der Sicherheit gegen ungewolltes Lösen durch starke Vibrationen und Erschütterungen.



BILD 10. Elektronikmodul der Feststoffoberstufe

Der untere Abschnitt (EC-Aft) des Elektronikmoduls beherbergt die Telemetrieinheit, die Kamera und den Aktuator zur Auslösung des Bergungssystems. Um die wichtigsten Bahndaten, wie die Geschwindigkeit, die Beschleunigung und die Flughöhe, an eine Bodenstation übertragen zu können, ist die Verwendung einer Telemetrieinheit vorgesehen. Diese verfügt über einen barometrischen Höhenmesser, einen einachsigen Beschleunigungssensor und einen GPS-Empfänger. Die Telemetriedaten werden intern gespeichert und mittels eines integrierten 70 cm HAM-Band-Transceivers zur Bodenstation gesendet. Das Zündsignal zur Auslösung des Bergungssystems wird ebenfalls von der Telemetrieinheit bereitgestellt.

### 3.6. Nutzlastmodul

Das Nutzlastmodul wurde speziell für den Transport und Auswurf eines Kleinstsatelliten der CanSat-Klasse konzipiert. Die CanSat-Klasse beschreibt sogenannte Radiosonden, welche per Wetterballon oder Rakete in die Luft gebracht werden. Diese haben die Größe einer



handelsüblichen Getränkedose (Höhe: 115 mm, Durchmesser: 66 mm) und ein maximales Gesamtgewicht von 350 g. Im Rahmen der Lehrveranstaltung „Raumfahrtelektronik“ wurde von Studenten der TU Berlin eine erste Version eines CanSats entwickelt. Dieser soll im Bereich des Apogäums der Oberstufe ausgeworfen und mittels Fallschirm geborgen werden. Das Nutzlastmodul ist als autonomes Modul konzipiert. Die Auslösung des Nutzlast-Auswurfes erfolgt über eine eigene Sensorik und kann unabhängig von der implementierten Software der Oberstufentelemetrie verändert werden. Dadurch werden verschiedene Missionsprofile ohne aufwändige Änderungen in der Oberstufen-Software ermöglicht. Der modulare Aufbau gestattet ein kurzfristiges Ein- bzw. Ausbauen des Moduls, welches problemlos durch Lösen der Schraub- und Trennen der Steckverbindungen entfernt werden kann. Die Struktur ist baugleich zur bereits vorgestellten Oberstufe und besteht im Wesentlichen aus einem Aluminiumrohr und zwei Strukturringen, welche die auftretenden Lasten in die Primärstruktur einleiten und zur Aufnahme der Elektronikbaugruppen sowie der Nutzlasten dienen. Diverse Kabeldurchführungen in der Sekundärstruktur ermöglichen beidseitige Anschlüsse für die Hauptstromversorgung und das Antennensignal. BILD 11 zeigt den schematischen Aufbau des Nutzlastmoduls.

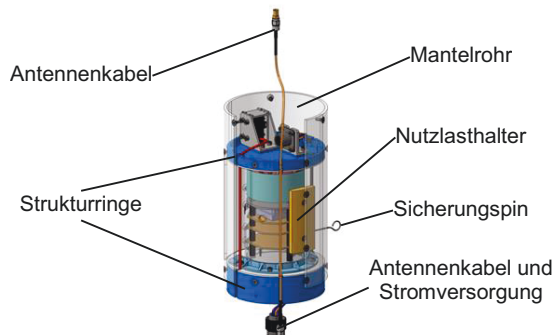


BILD 11. DECAN Nutzlastmodul

Der Auswurf des CanSat erfolgt über einen elektromagnetischen Mechanismus. Ein Elektronikboard, bestückt mit zwei Drucksensoren, ermittelt hierfür den höhenabhängigen Umgebungsdruck. Die Spannungsversorgung erfolgt hierbei über einen im Modul befindlichen Lithium-Ionen-Akku. Der anschließende Auswurf lässt sich in drei Phasen unterteilen, siehe BILD 12. In Phase 1 wird der Aktuator durch das eingehende Spannungssignal ausgelöst und entriegelt dabei die Verschlussklappe des Nutzlastmoduls. In Phase 2 entfernt sich die Verschlussklappe und der mechanisch vorgespannte CanSat wird mit Hilfe von auf Bolzen gelagerten Druckfedern durch die Öffnung befördert. Bis zum Verlassen des Moduls wird der CanSat jeweils an der Ober- und Unterkante geführt, um das Verkanten im Modul zu verhindern. In der anschließenden Phase 3 befindet sich der CanSat im freien Fall, bis sich der integrierte Fallschirm vollständig entfaltet hat und die Nutzlast kontrolliert zum Boden zurückkehrt.

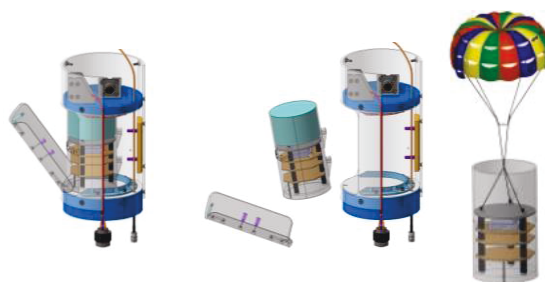


BILD 12. Auswurfprinzip der CanSat-Nutzlast

### 3.7. Bergungssystem

Das Bergungssystem der Oberstufe besteht aus einem Haupt- und einem Vorfallschirm. Der Vorfallschirm ist über eine Leine mit der Abdeckung des Bergungssystems (1) verbunden. Anders als beim Nutzlastmodul wird die Verschlussklappe der Fallschirmkammer durch einen Aktuator entriegelt. Ein mittels Verschlussklappe verriegelter Pin wird durch eine gezielte, kontrollierte Krafteinleitung entlang seiner Längsachse verschoben. Wird die Verschlussklappe 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 sichergestellt werden. BILD 13 zeigt den schematischen Aufbau des Bergungssystems.

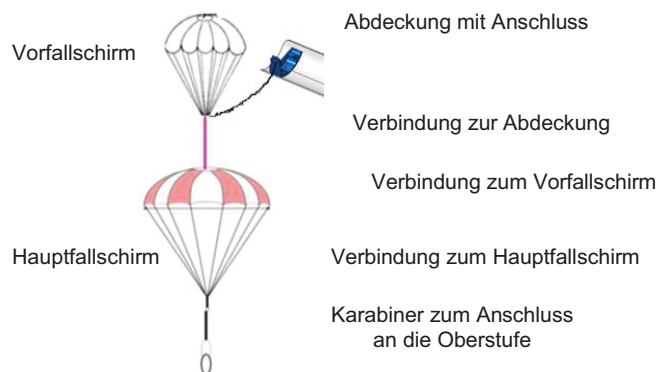


BILD 13. Konzept des Bergungssystems

BILD 14 zeigt weitere Details des Bergungssystems der Oberstufe.



BILD 14. Detailansicht des Bergungssystems

### 3.8. Test des Feststoff-Raketenmotors

Der Hersteller des Feststoffmotors stellt bereits wichtige Daten wie Schubverlauf und Gesamtpuls zur Verfügung. Zur Verifizierung und Ergänzung dieser Daten im Rahmen der Gefährdungsanalyse wurde bereits ein erster Abbrandtest durchgeführt. Eigens dafür wurde ein Motorprüfstand entwickelt, gefertigt und integriert. Folgende Messziele stehen dabei im Vordergrund:

- Sammeln von Erfahrungen im sicheren Umgang mit Feststoffmotoren
- Qualifikation einer zuverlässigen Zündung.
- Messung des Schubverlaufs.
- Ermittlung der Temperaturen an verschiedenen Bereichen des Testmotors.
- Messung des Brennkammerdrucks.
- Ermittlung der Vibrationen und des Schallpegels während des Abbrands.

Der Prüfstand erlaubt neben dem horizontalen auch einen vertikalen Heißlauf des Motors. Der Motor ist mit vier Befestigungselementen (1) auf einem Lagerschlitten (2) montiert. Der Lagerschlitten ist, mit Hilfe von Rollen, axial beweglich auf einer Präzisionsschiene (3) gelagert. Die Präzisionsschiene ist auf einem IPE-Träger (4) montiert. Während des Heißlaufs ermittelt ein Kraftsensor (5) zwischen Motor und Messanschlag (6) den Schub. Mithilfe einer Druckleitung und eines Druckmessumformers (7) wird der Brennkammerdruck gemessen. Der Prüfstand kann sowohl am Boden als auch über eine Wandhalterung fest verschraubt werden. BILD 15 zeigt den schematischen Aufbau des Prüfstands.

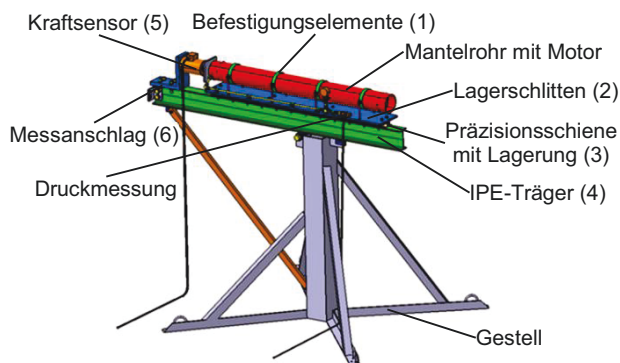


BILD 15. Motorprüfstand in horizontaler Konfiguration

BILD 16 präsentiert eine schematische Übersicht des verwendeten Messequipments, welche alle Sensoren und Messverstärker sowie die Messkarten und Computer zur Datenerfassung veranschaulicht.

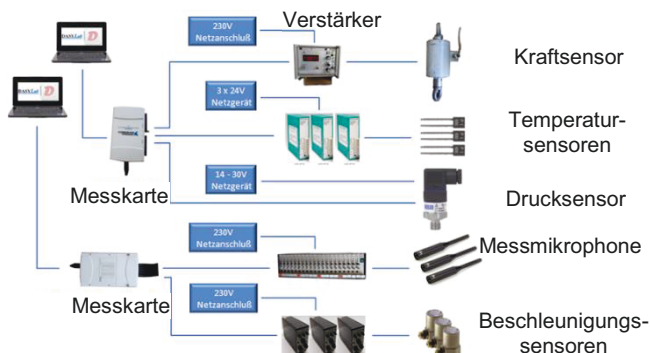


BILD 16. Sensor- und Datenerfassungskonzept

BILD 17 zeigt das Testgelände beim DLR in Trauen mit der Teströhre und dem Testbunker.



BILD 17. Testgelände beim DLR in Trauen

In BILD 18 ist der erste Testlauf des Feststoffmotors dargestellt, der im Sommer 2013 durchgeführt wurde.



BILD 18. Heißlauf des Oberstufenmotors

## 4. ENTWICKLUNG DER UNTERSTUFE

Mit der Entwicklung der Unterstufe wurde im Wintersemester 2012/2013 begonnen. 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 jahrelange Erfahrungen auf diesem Gebiet. Durch eine enge Kooperation zwischen dem ILR und AQUARIUS ist ein Austausch von bereits vorhandenem Know-how sichergestellt. BILD 19 zeigt den Start der B4-1-AQUARIUS-Heißwasserrakete.



BILD 19. Start der B4-1-AQUARIUS-Heißwasserrakete [4]

### 4.1. Ziele und Anforderungen

Im Rahmen des DECAN-Projekts soll eine Unterstufe mit einem Heißwasserantrieb als umweltfreundliche Alternative zu Feststoffmotoren entwickelt werden. Die Ausbildung von Studenten der TU Berlin steht dabei im Vordergrund. Folgende Anforderungen wurden definiert:

- Die Gipfelhöhe des Gesamtsystems soll gesteigert werden.
- Die maximale Gesamtmasse soll 150 kg nicht überschreiten.
- Die maximale Beschleunigung soll 20 g nicht überschreiten.
- Die Transportfähigkeit sowie die Kompatibilität zur vorhandenen Startinfrastruktur müssen gewährleistet sein.
- Der Heißwassertank muss TÜV zertifiziert sein.

**4.2. Aufbau und Beschreibung der Heißwasser-Unterstufe**

BILD 20 zeigt den Aufbau der Heißwasser-Unterstufe. Kernstück der Stufe ist der Wassertank (1), welcher bis zu 75% mit Wasser gefüllt wird. Über in den Tank integrierte Heizstäbe (2) wird das Wasser auf bis zu ca. 250°C erhitzt, so dass das Volumen des Tanks fast vollständig mit überhitztem Wasser gefüllt ist. Nach dem Öffnen der Düse (3) strömt das heiße Wasser aus, wobei es schlagartig verdampft und dabei expandiert. Aus Sicherheitsgründen muss das System über eine entsprechende Sensorik verfügen. Im oberen und unteren Boden des Tanks befinden sich zu diesem Zweck Temperatursensoren, welche die Wassertemperatur während der Aufheizphase in Echtzeit an die Bodenstation übermitteln. Zusätzlich befinden sich ein Drucksensor im Verschluss sowie ein Überdruckventil im oberen Boden des Heißwassertanks. Der Heißwassermotor ist in ein Mantelrohr mit einer Isolation integriert. Am Mantelrohr befinden sich vier Flossen (6) für die aerodynamische Stabilisierung der Rakete sowie zwei Zusatzmodule, in denen die Elektronik/Telemetrie-Einheit (7) und das Bergungssystem (8) untergebracht sind. Für die Anbindung der Oberstufe ist ein Stufenadapter (9) vorgesehen. Für den Fall, dass die Unterstufe ohne Oberstufe gestartet wird, ist eine Spitze (10) zur aerodynamischen Verkleidung vorgesehen. Der Heißwassermotor wird mit Hilfe von zwei Halteringen (11) am Mantelrohr der Rakete befestigt.

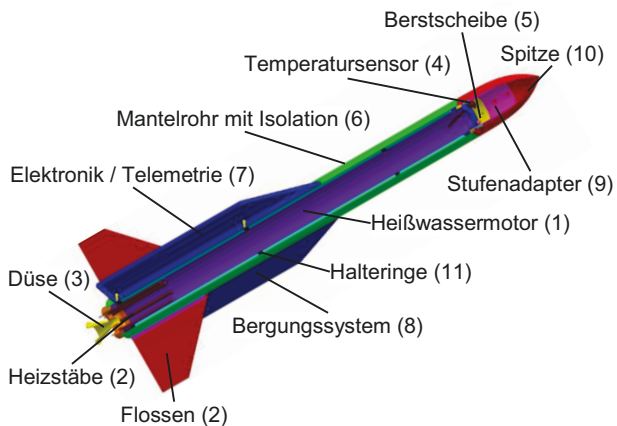


BILD 20. Ausbau der Heißwasser-Unterstufe

TAB 4 zeigt die wichtigsten Parameter der DECAN-Unterstufe.

Beschreibung	Wert	Abbildung
Startmasse	91,2 kg	
Trockenmasse	59,9 kg	
Wassermasse	31,3 kg	
Höhe	2,5 m	
Durchmesser	0,2 m	
Mittlerer Schub	3.000 N	
Gesamtimpuls	17.000 Ns	
Max. Flughöhe	1.200 m	
Steigzeit	19 s	

TAB 4. Technische Daten der DECAN-Unterstufe

**4.3. Struktur**

Anders als bei der DECAN-Oberstufe bildet das Mantelrohr nicht die tragende Struktur der HW-Unterstufe. Vielmehr trägt der Drucktank aus Edelstahl die ihn umgebende Struktur. Mit insgesamt vier über die Tanklänge verteilten Halterungen wird eine Verbindung zum Mantelrohr ermöglicht. Im so entstandenen Hohlraum zwischen Tank und Mantelrohr kann ein Isolations-schaumstoff (siehe BILD 21) untergebracht werden, welcher sich positiv auf das Aufheizverhalten auswirkt. Zusätzlich kommt ein Zellstoff-basierter Werkstoff für das Mantelrohr mit hervorragenden Isolations-eigenschaften zum Einsatz.

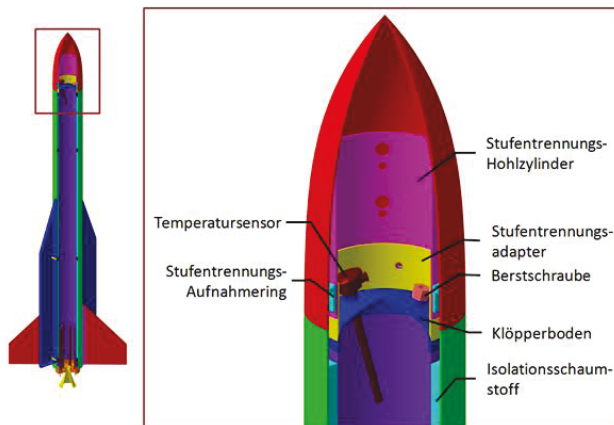


BILD 21. Detailansicht der Heißwasserunterstufe (oben)

Die Halteringe tragen darüber hinaus das auf dem Mantelrohr angebrachte Bergungssystem- und Elektronikmodul mit Hilfe der Behälterklammern, siehe BILD 22. Die strukturelle Verbindung zum späteren Stufentrennungsmechanismus bildet der in BILD 21 dargestellte Stufentrennungsadapter. Dieser wird direkt mit dem Tank verschweißt.



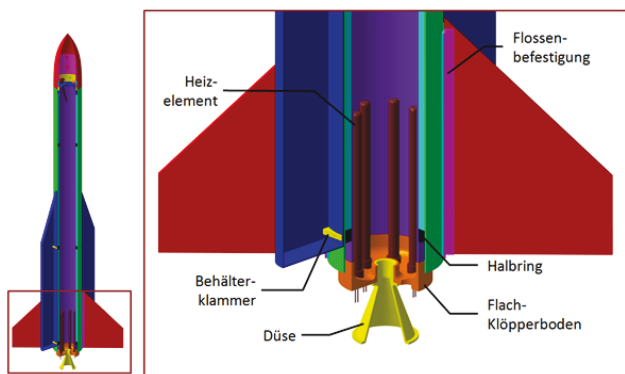


BILD 22. Detailansicht der Heißwasserunterstufe (unten)

Die insgesamt vier Flossen werden direkt auf dem Mantelrohr befestigt. Dazu werden je zwei Schienen verwendet, welche zu beiden Seiten einer Flosse verschraubt werden. Ein Ausgleichsprofil verbindet die Schienen mit dem Mantelrohr, siehe BILD 23.

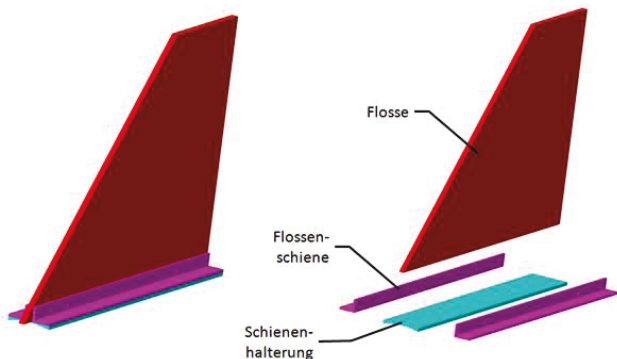


BILD 23. Befestigung der Flossen

Zur Festigkeitsanalyse des Heißwassertanks wurde ebenfalls eine FEA durchgeführt. BILD 24 zeigt das FE-Modell des Heißwassertanks, wie es in ABAQUS modelliert wurde. Es besteht aus einem Rohr und zwei flachen Böden aus warmfestem Edelstahl. Zusätzlich wurde noch die Düse, welche aus Edelstahl besteht, sowie die Einschraubköpfe der Heizpatronen modelliert.

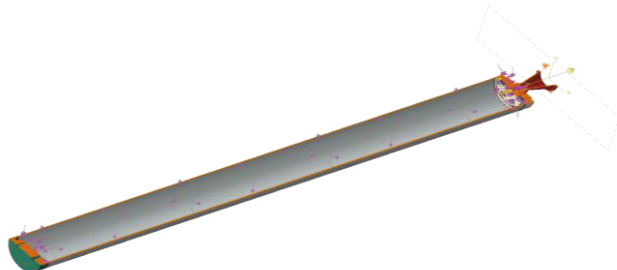


BILD 24. FE-Modell des Heißwassertanks

Der maximale Innendruck wurde auf ca. 50 bar festgelegt. Das FE-Modell besteht aus 188.080 Elementen und 317.344 Knoten. Analog zur Oberstufe wurden 3D-Elemente vom Typ C3D10 (10 Knoten, quadratisches Tetraeder-Element) verwendet, welche eine hohe Genauigkeit aufweisen. In TAB 5 sind die für die Berechnung benötigten Materialeigenschaften aufgelistet.

Parameter	Einheit	Wert
Dichte	kg/m <sup>3</sup>	7.980
E-Modul	N/m <sup>2</sup>	182.000
Querkontraktionszahl	-	0,3
Festigkeit (R <sub>p0,2</sub> bei T = 250°C)	N/mm <sup>2</sup>	150

TAB 5. Materialeigenschaften von Edelstahl (1.4571)

Die Ergebnisse der FEA sind in BILD 25 dargestellt. Zur Ermittlung der Festigkeit wurde die Mises-Spannung herangezogen. Die am höchsten belastete Komponente ist der obere Boden, welcher jedoch eine Sicherheit gegen Versagen von über 1,5 aufweist.

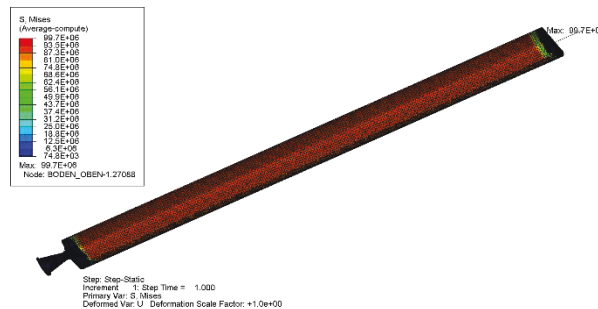


BILD 25. Ergebnisse der FEA des Heißwassermotors

## 5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Im April 2012 wurde mit der Entwicklung der zweistufigen studentischen DECAN-Höhenforschungsrakete begonnen. In der Definitionsphase wurden die Anforderungen an das Gesamtsystem festgelegt. Im Anschluss erfolgte die Entwicklung der Oberstufe, welche von einem leistungsfähigen Feststoffmotor angetrieben wird. Nachdem das Design eingefroren wurde, konnten die benötigten Raketenteile in der institutseigenen Werkstatt gefertigt und die erforderlichen Kaufteile beschafft werden. Alle Teile wurden einer strengen Qualitätssicherung unterzogen und entsprechend inspiziert und dokumentiert. Im September 2012 konnte mit der Ausstellung des Engineering-Modells (EM) der Oberstufe auf der Internationalen Luft- und Raumfahrtmesse (ILA) in Berlin ein wichtiger Meilenstein erreicht werden. Zusätzlich wurden die wichtigsten Ergebnisse und der Projektfortschritt auf dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2012 [11] in Berlin präsentiert.

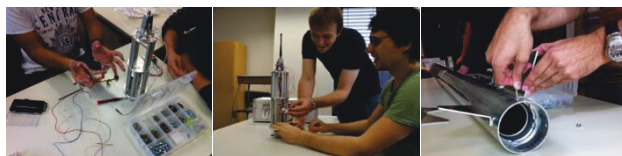


BILD 26. Integration des EM der DECAN-Oberstufe

Im Anschluss konnte mit den Testvorbereitungen zur Oberstufe begonnen werden. Es wurden entsprechende Testpläne erstellt, welche Schritt für Schritt abgearbeitet werden. Ein besonderer Schwerpunkt lag hierbei auf einem Testlauf des Oberstufenmotors. Dafür wurde eigens ein Motorprüfstand entwickelt und aufgebaut, welcher es erlaubt, den Schubverlauf, den Brennkammerdruck sowie verschiedene Temperaturen zu messen. Mit Hilfe des Motortests sollen die Leistungsdaten des Herstellers verifiziert und wichtige Erfahrungen im Umgang mit



Feststoffmotoren gewonnen werden. Für den Test wurden alle notwendigen Dokumente erstellt sowie die Schnittstellen mit dem DLR in Trauen abgesprochen.

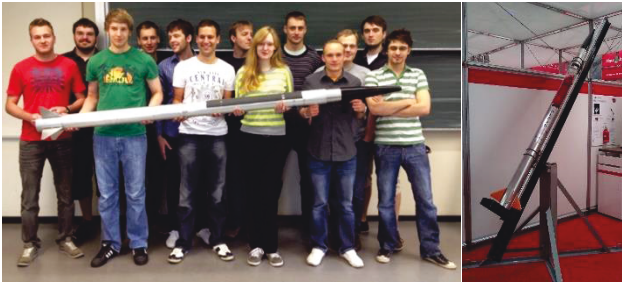


BILD 27. Studentisches Entwicklungsteam mit dem Engineering-Modell der Oberstufe (links) und Ausstellung auf der ILA 2012 (rechts)

Mit Beginn des Wintersemesters 2012/2013 wurde mit der Entwicklung der Unterstufe begonnen. Nach der Definition der Ziele und Anforderungen wurden verschiedene Konzepte für die Unterstufe erarbeitet. Neben unterschiedlich großen Heißwasserantrieben wurden alternativ auch Feststoffantriebe untersucht. Als Baseline wurde ein umweltfreundlicher Heißwassermotor ausgewählt, welcher im weiteren Verlauf detaillierter ausgelegt wurde. Es erfolgte eine erste Kontaktaufnahme mit dem TÜV, um alle Aspekte hinsichtlich der Betriebssicherheit des Heißwasserantriebs zu erörtern.

Im Juni 2013 konnte ein erster Heißlauf des Oberstufenmotors durchgeführt werden. Darüber hinaus sind auch Strukturtests, Windkanalexperimente sowie ausführliche Tests der Elektronik und des Bergungssystems geplant. Nach erfolgreichem Abschluss aller Tests soll die Oberstufe auf einem Gelände der Bundeswehr erfolgen. Parallel ist die Zertifizierung des Heißwassermotors für die Unterstufe fest eingeplant. In enger Absprache mit dem TÜV sind weitere Iterationen hinsichtlich einer Inbetriebnahme des Heißwassermotors vorgesehen. Darüber wurde der Projektfortschritt auf der EUCASS-Konferenz [10] im Juli 2013 in München präsentiert. Durch die Einbindung des DECAN-Projektes in die Lehre am Institut für Luft- und Raumfahrt konnte ein einmaliges Ausbildungskonzept für Studenten der Luft- und Raumfahrttechnik etabliert werden.

## REFERENZEN

- [1] Barrowman J. S., Barrowman J. A., "The Theoretical Prediction of the Centre of Pressure", NARAM-8 R&D Project, 1966.
- [2] Institute of Aeronautics and Astronautics, Space Technology: <http://www.raumfahrttechnik.tu-berlin.de>.
- [3] Aerospace Institute: <http://www.aerospace-institute.com>.
- [4] Aquarius e.V.: <http://www.aquarius-aerospace.de>.
- [5] DLR/Trauen: <http://www.dlr.de/dlr/desktopdefault.aspx/tabid-10262>.
- [6] DLR Raumfahrtmanagement: <http://www.dlr.de/rd/stern>.
- [7] Esrange Space Center: <http://www.sscspace.com/esrange-space-center>.
- [8] TÜV Reinland: <http://www.tuv.com>.
- [9] The European Cooperation for Space Standardization (ECSS): <http://www.ecss.nl>.

- [10] Schmid M., Fleischer P., Sliwowski F., Adirim H., Pilz N., "DECAN (Deutsche CanSat-Höhenrakete) – A Sounding Rocket Project at TU Berlin" EUCASS 2013, München Juli 2013
- [11] Lappöhn K., Regenbrecht D., Bergmann D., Schmid M., Rickmers P., "STERN – Raketenprogramm für Studenten", DLRK2012 281497, Berlin, September 2012.
- [12] Adirim H., Lo R.E., Pilz N., Kreil M.: "Hot Water Propulsion Development Status for Earth and Space Applications", Paper AIAA-2006-4566, 42nd AIAA Joint Propulsion Conference, Sacramento, California, 9 - 12 July 2006.
- [13] Adirim H., Curwy R., Leppich, J.: "AQUARIUS X-PRO: Entwicklung einer zweistufigen Heißwasserrakete", Berlin University of Technology, ILR-Mitteilungen 312, Berlin, 1996.
- [14] Pilz N.: "DGLR-Nachwuchsgruppe AQUARIUS", Artikel in den Mitteilungen der Deutschen Gesellschaft für Luft und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V., Ausgabe 3/2003.
- [15] Pilz N., Adirim H.: "Heißwasserantriebe gestern und heute", Teil 1 & 2, Artikel in dem DGLR-Magazin „Luft- und Raumfahrt“, Ausgaben 3/2004 und 4/2004.
- [16] Thurm A., Pilz N., Görsch M., Wetzel T., Kreil M., Kron M., Özsan M., Adirim H.: "AQUARIUS – Hot Water Propulsion Activities at Berlin University of Technology", STEC 2006, Braunschweig, May 2006.



Gefördert durch:



Bundesministerium  
für Wirtschaft  
und Technologie

aufgrund eines Beschlusses  
des Deutschen Bundestages

FKZ: 50 RL 1251

Projektpartner



Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt e.V.



AI:  
Aerospace Institut