

AKTIVITÄTEN IM RAHMEN DER DEUTSCHEN CANSAT-HÖHENRAKETE AN DER TECHNISCHEN UNIVERSITÄT BERLIN

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

H. Adirim, Aerospace Institut, Marchstr. 12, PF/F6, 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 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. Anschließend 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 primär im Rahmen der Lehrveranstaltung „Projekt Raumfahrtssysteme“ sowie im Rahmen von Bachelor- und Masterarbeiten, 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 Briß, angesiedelt. Innerhalb der etwa dreijährigen Projektlaufzeit sollen Studenten der Luft- und Raumfahrttechnik der TU Berlin unter professioneller Anleitung eine zweistufige Höhenrakete entwickeln. 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 ca. 7 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, Flugbahnberechnung, Massen- und Schwerpunktberechnung

- Anwendung von professionellen Tools (CAD, FEA, CFD)
- Windkanalexperimente und Strukturtests
- 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 zeigt den aktuellen Zeitplan des Projektes mit den wichtigsten Meilensteinen, von der Entwicklung der Ober- und Unterstufe bis zum Start der zweistufigen Rakete. Im Mai 2014 konnte mit dem erfolgreichen Bestehen des Preliminary Design Reviews (PDR) die Konzeptphase des Projekts abgeschlossen und mit der detaillierten Entwurfsphase begonnen werden.

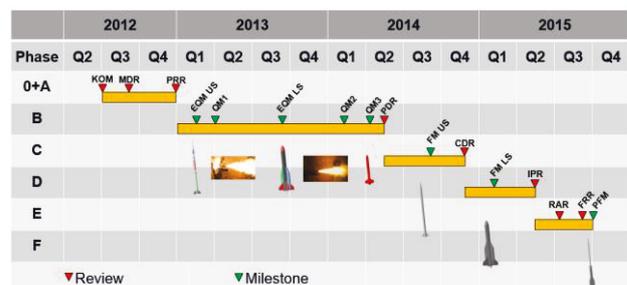


BILD 1. Zeitplan mit wichtigen Meilensteinen

BILD 2 zeigt den Projektstrukturplan, indem alle wesentlichen Arbeitspakete, vom Management bis zur Entwicklung der einzelnen Stufen sowie der Bodenstation veranschaulicht sind.

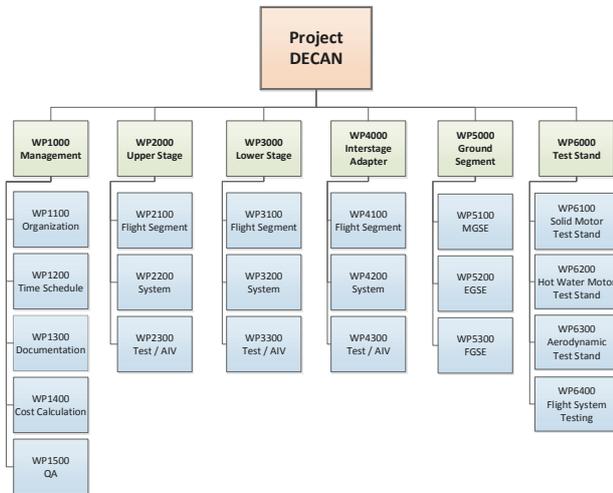


BILD 2. Projektstrukturplan

Das Entwicklungsteam wird von einem Projektmanager, einem wissenschaftlicher Mitarbeiter der TU Berlin geleitet. Dieser wird von studentischen Mitarbeitern unterstützt. Innerhalb der Lehrveranstaltung „Projekt Raumfahrtssysteme“ wird die Rakete von den Studenten unter Anleitung entwickelt, gefertigt, integriert und erprobt. Spezielle Aufgaben werden von Studenten innerhalb von Bachelor- und Masterarbeiten bearbeitet. Das Entwicklungsteam wird zusätzlich von externen Experten unterstützt. Spezielle Fertigungsarbeiten werden in der institutseigenen Werkstatt oder von Spezialherstellern durchgeführt. BILD 3 zeigt das studentische Entwicklungsteam und BILD 4 die Projektstruktur.



BILD 3. Studentisches Entwicklungsteam

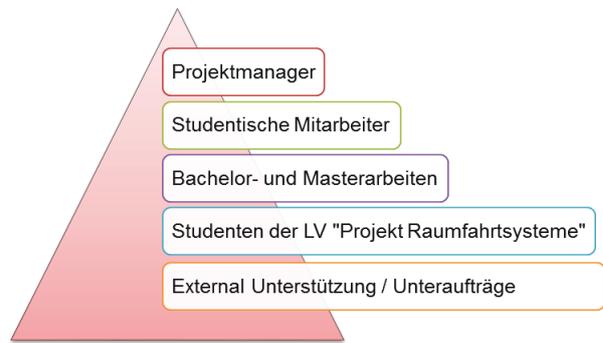


BILD 4. Struktur des DECAN-Entwicklungsteams

Unter der Berücksichtigung des Entwicklungsrisikos sowie der zur Verfügung stehenden finanziellen und personellen Ressourcen wird auf eine hybride Modellphilosophie zurückgegriffen. Unter Berücksichtigung der definierten Anforderungen werden zuerst Engineering Modelle (EM) und spezielle Demonstrationsmodelle (DM) entwickelt, gefertigt und getestet. Diese werden im Laufe des Projekts zu einem Engineering-Qualifikation Modell (EQM) weiterentwickelt. Die einzelnen Stufen stellen die EQMs der zweistufigen DECAN-Rakete dar. Nach erfolgreicher Qualifikation können diese zu einem Prototypmodell weiterentwickelt werden, welches die zweistufige Rakete darstellt.

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 Unter- und einer Oberstufe. Die Unterstufe wird aufgrund der langjährigen Vorarbeiten des AQUARIUS e.V. und des somit vorhandenen Wissens an der TU Berlin von einem umweltfreundlichen Heißwasserantrieb angetrieben. Die Oberstufe wird hingegen in der aktuellen Konfiguration von einem Feststoff-Raketenmotor angetrieben und bietet die Möglichkeit eine kleine Nutzlast, nach dem internationalen CanSat-Standard, unterzubringen. 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 bis zu 10 km zu befördern. Die wichtigsten technischen Daten sind in TAB 1 aufgelistet.

Beschreibung	Wert
Startmasse	112 kg
Trockenmasse	75 kg
Treibstoffmasse	37 kg
Nutzlastmasse	0,35 kg (CanSat Spezifikation)
Gesamthöhe	5,110 m
Treibstoff	Heißwasser / Feststoff

TAB 1. Technische Daten der zweistufigen DECAN-Rakete (Stand 01.09.2014)

BILD 5 zeigt das Konzept der zweistufigen Höhenforschungsrakete.

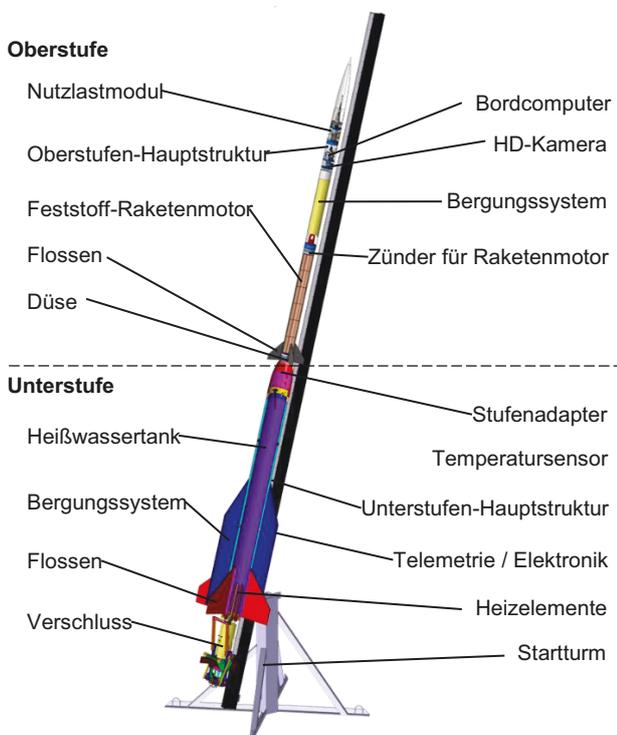


BILD 5. Konzept der zweistufigen DECAN-Rakete

BILD 6 veranschaulicht das Missionskonzept der DECAN-Rakete. Nach der Freigabe der Rakete zündet der Heißwassermotor (1). Das ausströmende heiße Wasser beschleunigt die zweistufige Rakete. Am Ende der Ausstömphase wird die Unterstufe separiert (2) und der Oberstufenmotor gezündet (3). Die Oberstufe transportiert die Nutzlast in eine Höhe von 7 km. Im Gipfelpunkt wird die Nutzlast ausgeworfen (5). Beider Stufen kehren mit Hilfe eines Bergungssystems (4)(6) sicher zur Erde zurück (7) (8).

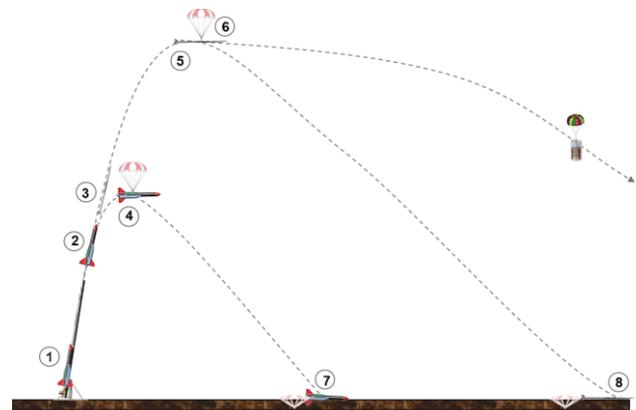


BILD 6. Missionskonzept der DECAN-Rakete

3. ENTWICKLUNG DER HEIßWASSER-UNTERSTUFE

Die Entwicklung der Heißwasser-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 DECAN-Entwicklungsteam und AQUARIUS e.V. ist ein Austausch von bereits vorhandenem Know-how sichergestellt.

3.1. Ziele und Anforderungen

Im Rahmen des DECAN-Projekts soll eine Unterstufe mit einem umweltfreundlichen Heißwasserantrieb 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 Masse der zweistufigen Rakete 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 vom TÜV abgenommen sein, um die Betriebssicherheit zu gewährleisten.

3.2. Aufbau und Beschreibung der Heißwasser-Unterstufe

BILD 7 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 Boden des Tanks sowie im Düsenverschluss befinden sich zu diesem Zweck Temperatursensoren (4), welche die Wassertemperatur während der Aufheizphase in Echtzeit messen und an das Kontrollzentrum übermitteln. Zusätzlich befinden sich ein Drucksensor sowie ein Überdruckventil im Verschluss. Beim Überschreiten des Betriebsdruckes wird automatisch Wasser abgelassen. Als zusätzliche Sicherheit ist im oberen Boden eine Berstscheibe (5) integriert. 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 der Bordcomputer mit der Telemetrieinheit (7) und das Bergungssystem (8) untergebracht sind. Für die Anbindung der Oberstufe wird ein Stufenadapter (9) verwendet. Für den Fall, dass die Unterstufe ohne Oberstufe gestartet wird, ist eine Spitze (10) zur aerodynamischen Verkleidung vorgesehen. Der Heißwassermotor wird mit Hilfe von Halteringen (11) am Mantelrohr der Rakete befestigt.

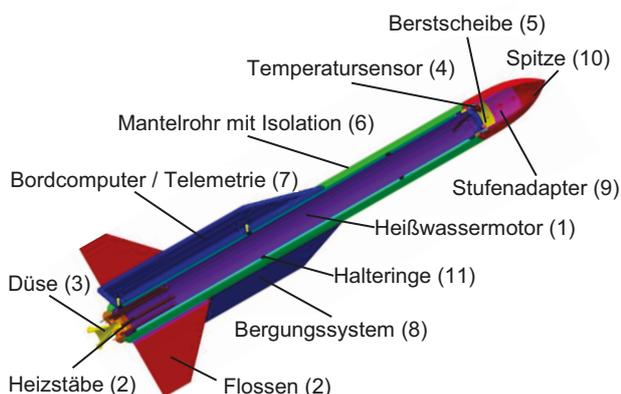


BILD 7. Konzept der Heißwasser Unterstufe

TAB 2 zeigt die wichtigsten Parameter der DECAN-Unterstufe.

Beschreibung	Wert
Startmasse	89 kg
Trockenmasse	60 kg
Wassermasse	29 kg
Höhe	2,5 m
Durchmesser	0,2 m
Mittlerer Schub	3.000 N
Ausströmdauer	3,0 s
Gesamtimpuls	12.300 Ns
Max. Flughöhe	850 m
Steigzeit	12 s

TAB 2. Technische Daten der Heißwasser-Unterstufe (Stand 01.09.2014)

Derzeit befindet sich der Heißwasserantrieb in der Entwicklung. Nach einer detaillierten Modellierung in CAD wurde eine Festigkeitsanalyse mit Hilfe der Finite-Elemente-Methode (FEM) durchgeführt, um den Entwurf weiter zu optimieren. BILD 8 zeigt das Ergebnis dieser Analyse. Es wurde ein Sicherheitsfaktor vom 1,5 berücksichtigt.

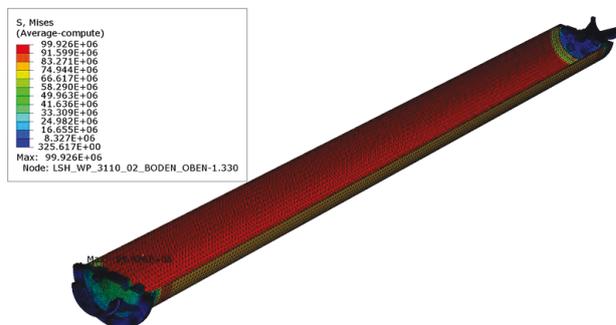


BILD 8. Festigkeitsanalyse des Heißwassertanks

Weiterhin wurden Demonstrationsmodelle der Tankböden mittels 3D-Druck erstellt und entsprechende Integrationstests mit den Heizpatronen sowie dem Temperatursensor durchgeführt, siehe BILD 9.



BILD 9. Integrationstests der Heizstäbe und des Temperatursensors

4. ENTWICKLUNG DER FESTSTOFF-OBERSTUFE

Seit April 2012 wurde die Entwicklung der DECAN-Oberstufe vorangetrieben, welche zunächst als eine eigenständige Rakete gestartet und qualifiziert werden soll.

4.1. 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.

4.2. Aufbau und Beschreibung der Oberstufe

Nach erfolgter Recherche über potentielle kommerzielle Hybrid- und Feststoffmotoren wurde Kontakt mit entsprechenden Herstellern und Vertreibern 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 4 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.

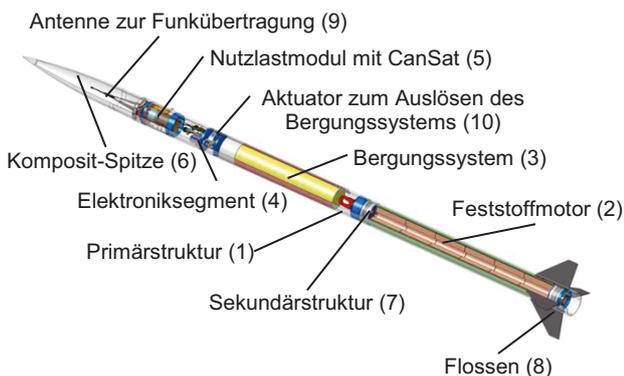


BILD 10. Konzept der DECAN-Oberstufe

TAB 3 zeigt die wichtigsten technischen Daten der DECAN-Oberstufe.

Beschreibung	Wert
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 3. Technische Daten der Feststoff-Oberstufe (Stand 01.09.2014)

5. STUFENTRENNUNG

Während des Projekts wurde ebenfalls ein Mechanismus zur Trennung der beiden Stufen entwickelt.

5.1. Ziele und Anforderungen

Für die Stufentrennung der zweistufigen DECAN-Rakete wurden folgende Ziele und Hauptanforderungen definiert:

- Der Mechanismus zur Stufentrennung muss eine zuverlässige Trennung der beiden Raketenstufen gewährleisten.
- Das System soll wiederverwendbar sein.
- Es muss eine mechanische Schnittstelle zur Unter- und Oberstufe bereitstellen.
- Es muss allen mechanischen Belastungen am Boden und während des Fluges standhalten.
- Die verwendeten Materialien müssen eine Betriebstemperatur von 260°C überstehen.
- Die Masse soll 1 kg nicht überschreiten.

5.2. Aufbau und Beschreibung der Stufentrennung

Die Stufentrennung ist mittels eines Adapters (1) sowie der unteren Verbindungsstruktur (2) mit der Unterstufe verbunden. Auf dem Zwischenboden (3) ist der Aktuator (4) befestigt. Über drei Verbindungsstangen (5) werden die Klemmschalen (6) fest mit dem Aktuator verbunden. Die Klemmschalen sorgen für eine feste Verbindung der unteren und oberen Verbindungsstruktur (7). Nach dem Auslösen des Aktuators, werden die Verbindungsstangen sowie die Klemmschalen frei gegeben, sodass die Verbindung zwischen der unteren und oberen Verbindungsstruktur gelöst ist. Die beiden Raketenstufen sind dadurch voneinander getrennt. BILD 11 zeigt das Konzept des Trennungsmechanismus.

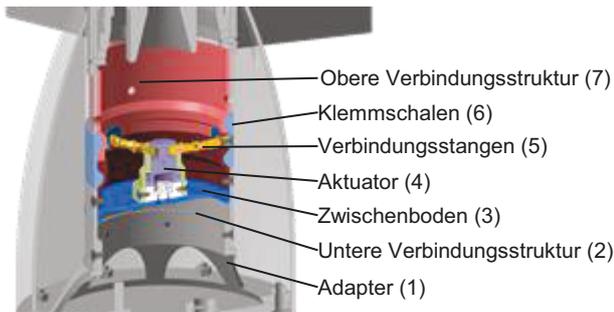


BILD 11. Konzept der Stufentrennung

In BILD 12 ist das Ergebnis der FE-Festigkeitsanalyse sowie das Demonstrationsmodell des Separationsmechanismus dargestellt.

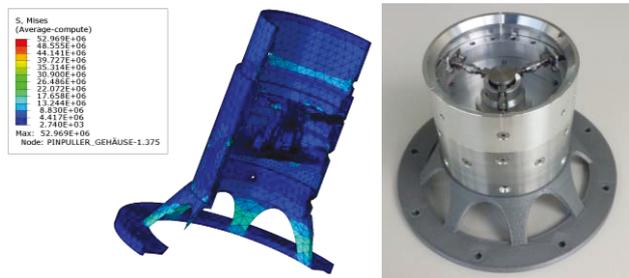


BILD 12. FE-Analyse (links) und DM des Stufenseparationsmechanismus (rechts)

6. DÜSENVERSCHLUSS

Um den Wasserdruck im Tank aufbauen zu können und zur Freigabe der Düse, musste ein Verschluss- und Freigabesystem entwickelt werden.

6.1. Ziele und Anforderungen

- Die Hauptaufgabe des Düsenverschlusses besteht darin, den Heißwassertank während der Aufheizphase fest zu verschließen, sodass sich im Inneren des Tanks ein Ladedruck von bis zu 60 bar aufbauen kann.
- Nach Erreichen des Ladedrucks muss die Düse freigegeben werden, damit die Rakete abheben kann.
- Der Verschluss muss für einen Ladedruck von 60 bar und einer Ladetemperatur von 260°C ausgelegt sein.
- Der Verschluss muss die zweistufige Rakete mit einer Startmasse von 150 kg sicher aufnehmen können.
- Er muss eine elektrische Schnittstelle für das Heizsystem bereitstellen.
- Er muss über eine Sensorik zum Erfassen des Ladedrucks und -temperatur verfügen.
- Er muss über eine Sicherheitseinrichtung verfügen, die ein Überhitzen des Heißwassertanks verhindert.
- Er muss über eine Ablassvorrichtung verfügen, mit der im Falle eines Startabbruchs das heiße Wasser abgelassen werden kann.

6.2. Aufbau und Beschreibung des Düsenverschlusses

Zuerst wurde ein Kontroll- und Sicherheitskonzept erarbeitet, welches schematisch in BILD 13 dargestellt ist. Es zeigt den Tank, bestehend aus dem Mantelrohr sowie

den unteren und oberen Tankböden. Im unteren Boden sind die Düse und das Heizsystem integriert. Im oberen Boden befinden sich ein Temperatursensor und eine Berstscheibe, die einen ungewollten Druckanstieg über den zulässigen Betriebsdruck hinaus verhindert. Die Düse wird von dem Verschlussstopfen verschlossen, in dem ein zweiter Temperatursensor untergebracht ist. Darüber hinaus verfügt er über einen Anschluss für eine Druckleitung, welche mit einem Drucksensor, einem Manometer sowie einem Sicherheits- und Ablassventil ausgestattet ist. Im Kontrollzentrum kann das Heizsystem eingeschaltet werden. Über die Sensorik werden der Druck und die Temperatur in Echtzeit überwacht. Bei Überschreiten des Betriebspunktes schaltet die Heizung automatisch ab. Bei einem Ausfall des Überwachungssystems, wird ein Überhitzen der Anlage durch das Sicherheitssystem, bestehend aus Sicherheitsventil und der Berstscheibe verhindert.

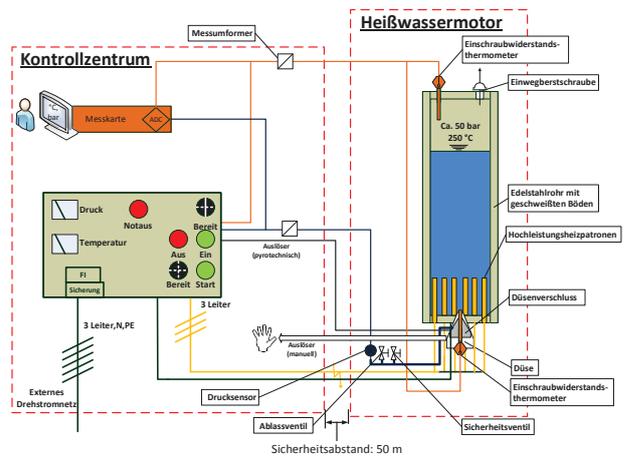


BILD 13. Konzept des Kontroll- und Sicherheitskonzept

BILD 14 (links) zeigt das CAD-Modell der Verschlussystems. Die Düse wird mithilfe eines Haltesystems fest mit dem Verschlussstopfen verbunden. Dieses ist über ein Hebelsystem gesichert. Nach Auslösen eines Aktuators, wird das Haltesystem freigegeben. Das nun ausströmende heiße Wasser verdampft und beschleunigt die Rakete. Es wurde ebenfalls eine Festigkeitsrechnung durchgeführt, siehe BILD 14 (rechts).

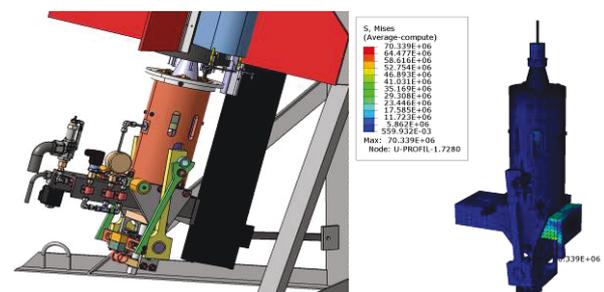


BILD 14. Konzept des Düsenverschlusses (links) und Festigkeitsrechnung (rechts)

7. PRÜFSTAND FÜR OBERSTUFENMOTOR

Der Hersteller des Feststoffmotors stellt bereits wichtige Daten wie Schubverlauf und Gesamtimpuls 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.

7.1. Ziele und Anforderungen

Folgende Ziele und Anforderungen wurden definiert:

- 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.

7.2. Aufbau und Beschreibung des Motorprüfstands

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.

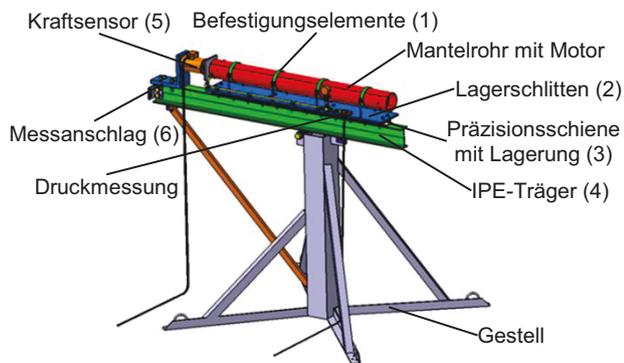


BILD 15. Motorprüfstand in horizontaler Konfiguration

BILD 16 zeigt das Testgelände beim DLR in Trauen mit der Teströhre und dem Testbunker sowie den Heißlauf des Oberstufenmotors.



BILD 16. Motorprüfstand in horizontaler Konfiguration

8. DECAN-X

Die DECAN-X ist eine leichte Rakete, welche von einem kleinen Feststoffmotor angetrieben wird. Sie dient als Erprobungsträger für den Bordcomputer, welcher auf der zweistufigen DECAN-Höhenrakete zum Einsatz kommen soll. Der Bordcomputer erfasst wichtige Bahndaten, wie Geschwindigkeit, Beschleunigung und Flughöhe, welche per Funk (ISM-Band) an eine Bodenstation gesendet werden. Darüber hinaus steuert er die Auslösung des Bergungssystems sowie der Stufentrennung. BILD 17 zeigt den erfolgreichen Start der DECAN-X am 28. April 2014.



BILD 17. Start der DECAN-X

In TAB 4 sind die wichtigsten technischen Daten der DECAN-X dargestellt. BILD 18 zeigt die Integration der DECAN-X am Startplatz.

Beschreibung	Wert
Startmasse	3,67 kg
Trockenmasse	3,17 kg
Treibstoffmasse	0,40 kg
Höhe	1,34 m
Durchmesser	0,10 m
Max. Schub	710 N
Brenndauer	1,5 s
Max. Flughöhe	600 m
Steigzeit	11 s

TAB 4. Technische Daten der DECAN-X (Stand 01.09.2014)

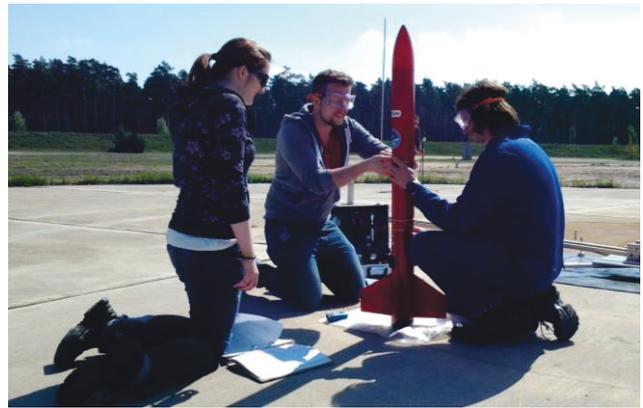


BILD 18. Integration der DECAN-X am Startplatz

Die 1,34 m lange Rakete mit einer Startmasse von 3,6 kg erreichte nach einer Flugdauer von elf Sekunden eine Gipfelhöhe von 603 m. Die weitere Auswertung der während des Fluges erfolgreich aufgezeichneten Messdaten ergab eine maximale Fluggeschwindigkeit von 439 km/h und eine maximale Beschleunigung von 191 m/s². Nach dem Erreichen des Gipfelpunktes wurde das Bergungssystem, bestehend aus einem kleinen Fallschirm erfolgreich ausgeworfen. Nach weiteren 81 Sekunden war die Rakete vollkommen unbeschädigt auf dem Boden gelandet, so dass sie für künftige Testflüge zur Verfügung steht. BILD 19 zeigt die während des Fluges aufgezeichneten Messdaten.

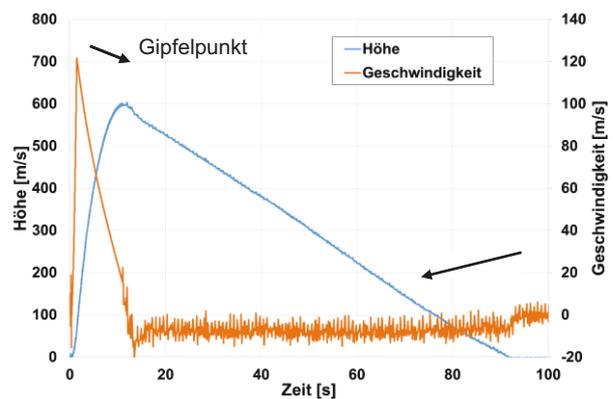


BILD 19. Telemetriedaten des DECAN-X Fluges

BILD 20 zeigt das DECAN-X Testteam nach der erfolgreichen Landung der Testrakete.



BILD 20. DECAN-X Testteam

9. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Im April 2012 wurde das studentische Raketenprojekt DECAN – Deutsche CanSat-Höhenrakete an der Technischen Universität, mit dem Ziel eine zweistufige Rakete zu einwickeln und zu starten, initiiert. In der Definitionsphase wurden die Anforderungen an das Gesamtsystem, bestehend aus der Rakete und der Bodeninfrastruktur, festgelegt. In der ersten Projektphase erfolgte die Entwicklung der Oberstufe. Nach Auswahl eines geeigneten kommerziellen Raketenmotors erfolgte die Entwicklung der Raketenstruktur. Ein erstes Engineering Modell (EM) konnte in der institutseigenen Werkstatt gefertigt werden. Im September 2012 konnte mit der Ausstellung des EMs der Oberstufe auf der Internationalen Luft- und Raumfahrtmesse (ILA) in Berlin ein wichtiger Meilenstein erreicht werden. 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 an der Raketenstruktur 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.

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. Die Entwicklung erfolgte in enger Absprache mit dem TÜV, um alle Aspekte hinsichtlich der Betriebssicherheit des Heißwasserantriebs zu gewährleisten.

Im Juni 2013 und im Januar 2014 erfolgten zwei Heißläufe des Oberstufenmotors. Darüber hinaus sind auch Strukturtests, Windkanalexperimente sowie ausführliche Tests der Elektronik und des Bergungssystems durchgeführt worden. 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 und des Düsenverschlusses vorgesehen. Parallel wurde ein Konzept für einen Trennungsmechanismus für die beiden Raketenstufen entwickelt. Es wurde ein Demonstrationsmodell gefertigt, um alle Funktionen des Systems umfangreich testen zu können.

Ein wichtiger Meilenstein wurde mit dem Start der DECAN-X im April 2014 erfüllt. Bei seinem Flug mit einer kleinen Experimentalrakete konnte die Funktionsweise der Raketenelektronik verifiziert werden. Die DECAN-X Rakete steht für weitere Tests ausgewählter Subsysteme der DECAN-Rakete weiterhin zur Verfügung.

Darüber wurde der Projektfortschritt auf nationalen und internationalen Konferenzen, wie dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2012 [11] und 2013 [12] sowie der EUCASS-Konferenz 2013 [10] präsentiert. Die aktuelle Version der DECAN-Oberstufe wurde auf der ILA 2014 in Berlin ausgestellt. 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] Schmid, M.: Deutsche CanSat-Höhenrakete DECAN an der Technischen Universität Berlin. DLRK2013 301240, Stuttgart, September 2013.
- [13] 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.
- [14] Adirim H., Curwy R., Leppich, J.: "AQUARIUS X-PRO: Entwicklung einer zweistufigen Heißwasserrakete", Berlin University of Technology, ILR-Mitteilungen 312, Berlin, 1996.
- [15] Pilz N.: "DGLR-Nachwuchsgruppe AQUARIUS", Artikel in den Mitteilungen der Deutschen Gesellschaft für Luft und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V., Ausgabe 3/2003.
- [16] 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.
- [17] 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



DLR Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.



AI:
Aerospace Institut

