

MISSIONSPLANUNG UND –BETRIEB DER HÖHENFORSCHUNGSRAKETEN SHARK I-II

E. Melan, D. Weber, T. Nitschke, P. Wüstenberg, H. Adirim
Technische Universität Berlin, Marchstraße 12, 10587 Berlin, Deutschland

Zusammenfassung

Die neueste Raketenentwicklung am Fachgebiet Raumfahrttechnik der TU Berlin, die Höhenforschungsraketen SHARK I und II, wurden erfolgreich vom Raketentestgelände ESRANGE gestartet. Die Missionsplanung sowie die Betriebsaspekte einer Höhenforschungsrakete im Vergleich zu einem Raumfahrzeug sollen dargestellt werden. Außerdem wird ein innovatives Konzept zur Leistungsüberwachung von Höhenforschungsraketen demonstriert.

1. PROJEKT STERN

Im Jahr 2012 startete das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) ein Förderprogramm mit der Bezeichnung STERN (STudentische Experimental RaketeN). Zu den Schwerpunkten dieses Programms gehört die Unterstützung von Studenten bei der Entwicklung, beim Bau und beim Start von eigenen Höhenforschungsraketen. Ziel des Programms ist die praktische Ausbildung von Studenten innerhalb eines realen Raumfahrtprojekts. [1]

1.1. DECAN – Ein Teil von STERN

Das DECAN - Projekt (DEutsche CAN-Sat Höhenrakete) erlaubt es den Studenten an der TU Berlin im Rahmen des STERN-Programms eine zweistufige Höhenforschungsrakete zu entwickeln, zu bauen und zu testen. Entsprechend den Zielen von STERN sammeln die Studenten praktische Erfahrungen während der Integration und beim Test des Gesamtsystems sowie bei den Eigenentwicklungen von einzelnen Subsystemen. Sämtliche Arbeitsschritte erfolgen unter Anleitung durch qualifiziertes Personal.

Die zweistufige Rakete soll eine Gesamtmasse von 150 kg nicht überschreiten und in der Lage sein, einen CAN-Sat als Nutzlast in einer Höhe von 7 km abzuwerfen. Die Unterstufe verfügt dabei über einen umweltfreundlichen Heißwasserantrieb, die Oberstufe wird durch einen kommerziellen und von Studenten angepassten Feststoffmotor angetrieben. Die Optimierung und Testprozeduren der Unterstufe werden bis zum jetzigen Zeitpunkt fortgesetzt. Die erfolgreichen Starts von zwei Oberstufen erfolgten am 27. und am 29. Oktober 2015 auf dem ESRANGE (European Space and Sounding Rocket Range) Raketentestgelände.

1.2. ESRANGE

ESRANGE ist ein europäisches Startgelände für Höhenforschungsraketen und Ballone. Es liegt in Kiruna in Nordschweden und wird von der Swedish Space Corporation (SSC) geleitet. Die Basis liegt innerhalb des nördlichen Polarkreises. [3]

2. AUFBAU DES GESAMTSYSTEMS

Der Aufbau sämtlicher Subsysteme der verwendeten Oberstufen sowie einiger Bodenstationseinrichtungen soll in die-

sem Kapitel thematisiert werden. Die gestarteten Oberstufen tragen dabei die Namen SHARK I und SHARK II (Student High Altitude Rocket in Kiruna).

2.1. Verwendetes Raketensystem

Für den Flug in ESRANGE wurde beschlossen, das PFM (Preliminary Flight Model) und das EQM (Engineering Qualification Model) der Oberstufe zu starten. Beide Modelle sind nahezu baugleich und identisch in ihrer Funktion. Die Raketen sind mit einem leistungsfähigen kommerziellen Feststoffmotor ausgestattet. Vier Flossen sind radial an der Unterseite angebracht für die Sicherstellung der aerodynamischen Stabilität und einer ballistischen passiv stabilisierten Flugbahn. Ein integriertes Bergungssystem soll die sichere Rückkehr zum Boden garantieren.

2.2. Raketenmotor

Für beide Modelle wurde jeweils ein Feststoffmotor mit einer Treibstoffmasse von 7,7 kg mit Ammoniumperchlorat als Oxidator und Aluminium / HTPB als Brennstoff verwendet. Der Treibstoff befindet sich in einem Aluminiumgehäuse, welches durch eine innere Isolationsschicht vor den hohen Temperaturen innerhalb der Brennkammer geschützt wird. Das Gehäuse wurde mittels FEM-Analyse auf Festigkeit untersucht. Eine Sicherheit von 3,0 für die Zugfestigkeitsgrenze sowie 1,5 für die Fließgrenze wurden dabei für die gesamte Motorstruktur nachgewiesen. Der Motor wird über das Safe&Arm Device (SAD) mittels eines elektrischen Zünders und eines Gasgenerators aktiviert.

2.3. Struktur

Die Rakete besteht aus einem röhrenförmigen Gehäuse, vier Flossen und einer GFK-Spitze, welche mittels eines Adapters mit dem Gehäuse verbunden ist. Die Flossen enthalten Beacons zur einfacheren Lokalisierung während der Bergung. Außerdem sind die Flossen mit statischen Ableitern ausgestattet, welche das Gehäuse gegen statische Aufladung schützen und ein konstantes Erdungspotenzial für die Bordelektronik aufrechterhalten. Die erwarteten Fluggeschwindigkeiten liegen im transsonischen Bereich sowie im Überschall, aus diesem Grund wird eine aerodynamisch optimierte, konische Spitze verwendet. Der Adapter fungiert als Verbindungsstück zwischen Spitze und Raketengehäuse. Er stellt einen nicht abgeschirmten Bereich für die Unterbringung der Telemetrie- und GPS-Antennen

(Global Positioning System) bereit sowie die Anschlüsse für das SAD. Das Gehäuse bietet Öffnungen, welche zu den im Inneren enthaltenen Fallschirmen des Bergungsmechanismus führen sowie eine Öffnung für eine mitgeführte Kamera. Die Klappen über den Öffnungen zum Bergungsmechanismus sind eigenentwickelte Deckplatten. Die Struktur enthält ein Modul für eine experimentelle Nutzlast sowie eine Kamera als zusätzliche Nutzlast. Die Kameraöffnung wird durch eine Acrylglas-Scheibe geschützt und durch Formschluss innerhalb des Gehäuses gehalten und mit Schrauben gesichert. Nahezu alle weiteren Subsysteme sind innerhalb des röhrenförmigen Aluminiumgehäuses untergebracht. Der grundlegende Aufbau der Rakete wird in Abbildung 1 repräsentiert.

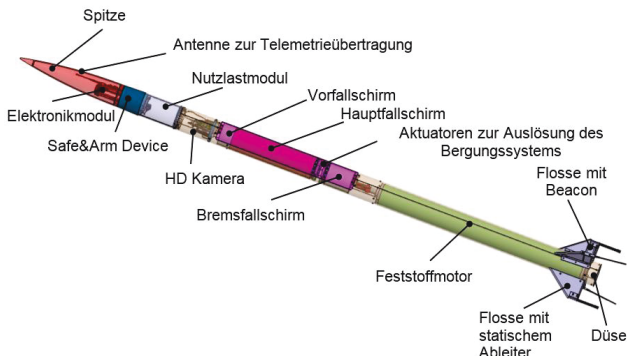


BILD 1. Aufbau der Rakete

2.4. Integration der Rakete

Die Integration der Rakete wird unterteilt in die Vormontage und die Endmontage. Die Integration der Struktur wird im Rahmen der Vormontage in der Universitätswerkstatt durchgeführt. Während der Endmontage werden das Bergungssystem, die Raketenelektronik, die Spitze sowie die Flossen integriert. Die Endmontage findet in ESRANGE statt, hierdurch werden Beschädigungen der sensiblen inneren Subsysteme während des Transports vermieden.

2.5. Elektronikmodul

Das Elektronikmodul ist ein abgeschlossener Raum innerhalb der Rakete, welcher für die Unterbringung der notwendigen Elektronik verwendet wird. Es ist in zwei Teile unterteilt. Ein Teil enthält den Antennenhalter und die Antenne, der andere Teil enthält einen Batteriehalter, welcher leicht austauschbar ist.

Um den Flug der Rakete aufzuzeichnen, beinhaltet es eine Kamera. Diese versteht sich als weitere experimentelle Nutzlast.

2.6. Beacons

Zum Zwecke der Lokalisierung der Rakete während der Bergung wurden zwei voneinander unabhängige Beacons in die Flossen der Rakete eingebaut. Diese können über einen Zeitraum von zwei Tagen betrieben werden. Im Falle der Bergung müssen sämtliche Möglichkeiten in Betracht gezogen werden, wie beispielsweise ein Ausfall des Bergungssystems. Dabei würde die Rakete aufgrund ihrer Form ungebremst mit der Spitze auf dem Boden auftreffen. Eine Beschädigung der Flossen und damit der Beacons ist in diesem Fall am wenigsten wahrscheinlich. Dies wurde

während der Flugversuche der zuvor gestarteten Testrakete DECAN-X nachgewiesen.

2.7. Telemetriesystem

Nach dem Start der Rakete stellt die Telemetrie die einzige Möglichkeit dar, Informationen über den Zustand der Rakete zu erhalten bzw. Leistungsdaten während des Flugs in Erfahrung zu bringen. Aus diesem Grund wurden für SHARK I und II zuverlässige, kommerzielle Telemetriesysteme verwendet. SHARK II wurde überdies durch eine zusätzliche experimentelle Telemetrieinheit überwacht (siehe Kapitel: 3. Experimentelle FPGA-Nutzlast).

Das Board der kommerziellen Telemetrieinheit basiert auf einem Mikrocontroller, welcher alle gängigen Schnittstellen besitzt. Es stellt die optimale Wahl für die Erfüllung der Telemetrieansforderungen an das SHARK-System dar, da es kompakt und sehr leicht ist. Die Auswahl der Messgeräte deckt die fundamentalen Anforderungen an die Raketenmission ab. Im Board enthalten sind ein Accelerometer, ein Barometer und ein GPS-Tracker. Eine Batterie dient als Energieversorgung für das gesamte System. Während der Flüge in ESRANGE sind pro Flug insgesamt zwei Aktuatorevents notwendig: Einmal zur Öffnung der Bremsfallschirmklappe sowie ein zweites Mal für die Öffnung der Klappe des Hauptfallschirms. Die Versorgungsspannung des Boards wird dabei durch zwei MOSFETs für die Auslösung der Aktuatoren verstärkt. Als zusätzliche Sicherheit werden Aktuatorevents während der Aufstiegsphase durch die Software verhindert. Die Informationen über die jeweilige Flugphase bezieht das Board über das Accelerometer und das Barometer. Die Auslösung des ersten Aktuators erfolgt nach einer durch den Nutzer festgelegten Zeit nach Erreichen des Apogäums. Die Auslösung des zweiten Aktuators erfolgt erst nach Erreichen einer vorher festgelegten Höhe während des Sinkflugs. Im Falle von SHARK I und II wird die Klappe für den Bremsfallschirm gleich nach Erreichen des Apogäums ausgelöst. Der Hauptfallschirm wird erst in einer Höhe von ca. 500 m vor der Landung ausgeworfen.

Während des Aufstiegs beträgt die Messrate der Messgeräte 100 Hz, nach dem Apogäum hingegen 10 Hz. Dies ist auf eine optimierte Speicherausnutzung zurückzuführen. Da die erwarteten zeitlichen Veränderungen der Geschwindigkeiten und Beschleunigungen während der Aufstiegsphase wesentlich höher sind, werden diese mit einer höheren Auflösung gemessen. Nach dem Apogäum soll das Bergungssystem moderate Geschwindigkeits- und Beschleunigungsänderungen garantieren, somit wird zugunsten der effizienten Speichernutzung die Aufnahmerate abgesenkt.

2.8. Berechnung der Flugbahn

Zur Berechnung der Flugbahn wurden umfangreiche Untersuchungen der Windgeschwindigkeiten und Windrichtungen in der Umgebung von Kiruna angestellt. Die benötigten Daten wurden dabei von der Swedish Civil Aviation Administration und dem Swedish Met Service bereitgestellt. Die Flugbahn wurde mithilfe der Software ASTOS (AeroSpace Trajectory Optimization Software) berechnet. Abbildung 2 repräsentiert die in Google Earth visualisierte Flugbahn der Raketen. Die gelb dargestellte Bahn wurde berechnet und die schwarz-grüne Bahn aus den Messwerten modelliert.

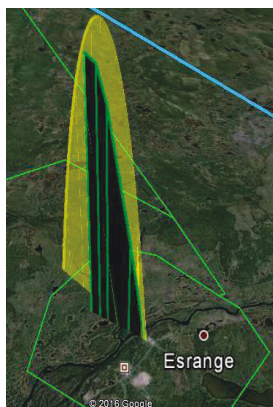


BILD 2. Flugbahn der Raketen (Landsat Image)

Aus operationellen Gründen musste die erwartete Landezone vor dem Flug genau untersucht werden. Abbildung 3 stellt die voraussichtlichen Landezonen der Rakete dar. Wie aus der Abbildung ersichtlich, ist die Landezone im Falle eines nicht funktionsfähigen Bergungssystems wesentlich kleiner. Dies rührt aus der Tatsache, dass die Rakete mit einem ausgeworfenen Fallschirm durch lokale Winde wesentlich weiter abgetrieben werden kann.

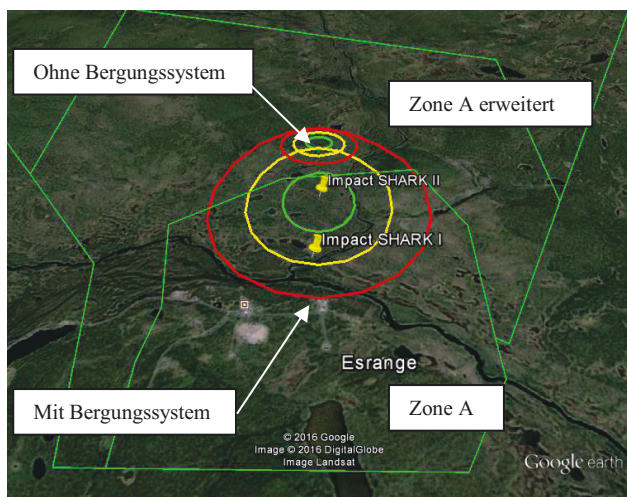


BILD 3. Landezonen von SHARK I und II

2.9. Bergungssystem

Das DECAN-Bergungssystem besteht aus einer Reihe von Subsystemen: der Elektronik, dem Aktuator, dem Freigabemechanismus, dem Federmechanismus, der Fallschirmklappe (siehe Abbildung 4) und dem Fallschirm. Die sichere Rückkehr der Rakete zur Erdoberfläche soll durch zwei Fallschirme sichergestellt werden. Ein Bremsfallschirm wird nach Erreichen des Apogäums ausgeworfen, um einen Abstieg mit einer kontrollierten Sinkrate zu gewährleisten und um die Schockbelastung während des Auswurfs des Hauptfallschirms zu minimieren. Das Bergungssystem wurde unter Laborbedingungen erfolgreich getestet. In einer Höhe von ca. 500 m soll der Hauptfallschirm ausgeworfen werden. Aufgrund seiner Größe wird für den Auswurf und die Entfaltung des Hauptfallschirms ein Hilfsfallschirm benötigt. Der Hauptfallschirm soll eine sichere Landung der Rakete gewährleisten. Das Telemetrieboard sorgt dafür, dass im richtigen Moment eine Spannung am Aktuator anliegt.

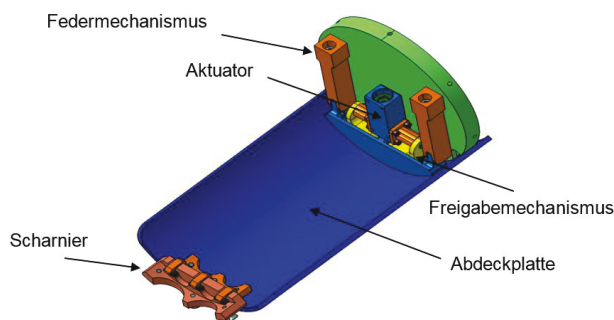


BILD 4. Aufbau des Freigabemechanismus

Mithilfe der eigenentwickelten und zuvor erfolgreich gestarteten und geborgenen Testrakete DECAN-X wurde der Freigabemechanismus unter realen Bedingungen erfolgreich getestet.

3. EXPERIMENTELLE FPGA-NUTZLAST

Die Nutzlast besteht aus einem Telemetriesystem, das im Rahmen einer Bachelorarbeit entwickelt wurde. Ziel der Arbeit war es, die Vorzüge des Einsatzes eines Field Programmable Gate Arrays (FPGA) in einem Telemetriesystem anhand einer praktischen Umsetzung zu analysieren.

3.1. Besonderheiten

FPGAs unterscheiden sich grundsätzlich von den in der Praxis häufig eingesetzten Mikrocontrollern. Letztere haben einen zentralen Prozessor, der einen bestimmten Befehlssatz hat und durch Abarbeiten einer Liste dieser Befehle ein Ergebnis erzielt. Ein FPGA bietet die Möglichkeit, beliebige logische Schaltungen aufzubauen und somit Bauelemente für jede bestimmte Aufgabe zu konstruieren, welche dann parallel arbeiten. Der große Vorteil liegt in der Unabhängigkeit dieser Bausteine. Sobald die Zuverlässigkeit und Geschwindigkeit eines Teilsystems validiert wurde, behält es diese Eigenschaften unabhängig von allen anderen Teilsystemen, die hinzugefügt werden. Die Softwareentwicklung für ein FPGA ist dafür langsamer und entsprechend teurer. Weiterhin sind die Chips teurer, größer und benötigen mehr Leistung, was im Einsatz einer Höhenforschungsrakete jedoch unproblematisch ist.

3.2. Technische Daten

Die Größe des Systems ist an das Nutzlastsegment der Rakete angepasst und verfügt über eine Masse von weniger als 300 g. Ein CAD-Modell der Nutzlast in einer Explosionszeichnung ist in Abbildung 5 zu sehen. Für den Prototyp wurden Entwicklungsplatinen eingesetzt, welche die Entwicklungszeit verkürzen, jedoch die minimalen Abmessungen dabei vergrößern. Das entwickelte System hat einen GPS-Empfänger, einen Temperatursensor und einen 6-achsigen Beschleunigungssensor. Die Sensoren und der Empfänger benötigen zur Ansteuerung unterschiedliche Schnittstellen, wie z.B. I²C, was bei einem FPGA keinen Einfluss auf die möglichen Sensoren hat, da die benötigten Treiber in der Software implementiert werden.

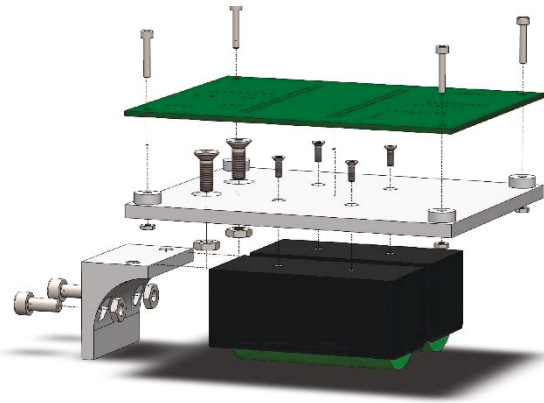


BILD 5. Gehäuse des Flugsegments [4]

Zur Energieversorgung werden Primärzellen eingesetzt, die eine sehr hohe Energiedichte und Resistenz gegen äußere Einwirkungen bieten. Im Falle eines Schadens können sie im Gegensatz zu Akkus nicht explodieren und gefährden somit nicht die gesamte Rakete. Die erwartete Laufzeit liegt unter voller Last bei ca. 8 Stunden.

Für die Datenübertragung wird ein kommerzieller Transceiver verwendet, welcher ein wissenschaftlich nutzbares Frequenzband verwendet. In Verbindung mit der hohen Empfindlichkeit des Transceivers sind mit omnidirektionalen Antennen bereits Reichweiten von über 5 km in der Praxis realisierbar. Um einen größeren Spielraum zu erzielen, wurde auf der Bodenstationsseite eine Richtantenne eingesetzt. Dadurch wird die Übertragung auf der erwarteten maximalen Distanz von 7 km zwischen Bodenstation und Rakete jederzeit mit maximaler Übertragungsrates gewährleistet. Die Übertragungsrates erlaubt es, die Messwerte wie die GPS-Position und Temperaturwerte mit einer Frequenz von 10 Hz und die Beschleunigungswerte mit einer Frequenz von 100 Hz zu übertragen. Wegen der Einschränkung des genutzten Frequenzbandes muss ein Duty Cycle von 10 % eingehalten werden, was in der Praxis kein Problem darstellt, da der essenzielle Teil des Fluges bis zum Öffnen des Fallschirmes weitaus weniger als 6 Minuten dauert.

Wenn die Rakete geborgen wird, können alle gemessenen Daten von einer Speicherkarte gelesen werden. Dabei werden 1000 Beschleunigungswerte pro Sekunde erfasst. Die Daten können mit einem eigenentwickelten Programm in eine CSV-Datei extrahiert werden. Nachfolgend (Abbildung 6) ist der funktionale Aufbau der Nutzlast zu sehen. Die Nutzlast ist dabei unterteilt in das Bodensegment und das Flugsegment. Im Flugsegment sind die Sensoren, der Sender, die Speichereinheit und das FPGA enthalten. Die IMU (Inertial Measurement Unit) enthält den 6-achsigen Beschleunigungssensor. Diese wird über die Schnittstelle IIC (Inter-Integrated Circuit) an das FPGA angeschlossen. Der GPS-Empfänger liefert die Position der Rakete über eine UART-Schnittstelle (Universal Asynchronous Receiver Transmitter) an das FPGA. Dabei ist das FPGA wiederum über eine UART-Schnittstelle mit dem Sender und über eine SPI-Schnittstelle (Serial Peripheral Interface) mit der Speicherkarte verbunden. Der Sender sendet die Daten in Echtzeit an das Bodensegment, wobei diese von einem weiteren Transceiver innerhalb des Bodensegments empfangen werden. Der Transceiver ist über UART mit dem Bodenstationscomputer (PC) verbunden. Im Rahmen der Offline-Analyse können die auf der Speicherkarte gespeicherten Daten über einen Kartenleser mittels eines PCs ausgelesen werden.

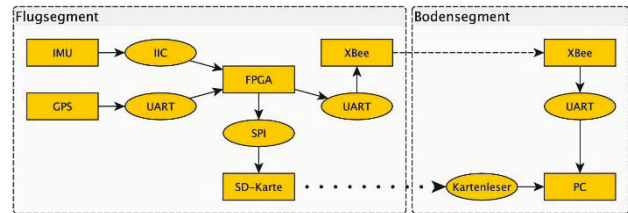


BILD 6. Funktionaler Systemaufbau der Nutzlast [4]

3.3. Potenzielle Einsatzmöglichkeiten

Die größten Stärken besitzt das FPGA bei Regelungs- und Kontrollaufgaben. Unter anderem werden Höhenforschungsraketen oft benutzt, um Experimente unter Mikrogravitationsbedingungen durchzuführen. Dabei muss die Rotation der Rakete minimiert werden, um die Zentrifugalbeschleunigungen zu vermeiden. Die Einhaltung dieser harten Echtzeitanforderung lässt sich bei einem FPGA in der Software, unabhängig von allen anderen Aufgaben, die das System übernimmt, statisch validieren, was die Zuverlässigkeit massiv verbessert.

Dadurch, dass FPGAs über standardisierte Anschlüsse verfügen, können sehr viele Sensoren desselben Typs angeschlossen werden. Es ist denkbar, ein großes Array an Beschleunigungssensoren anzuschließen und somit aus der Korrelation der Daten eine bessere Qualität der Messungen zu erhalten.

4. OPERATIONELLE ASPEKTE DES RAKETENSTARTS

Der Fokus des Raketenbetriebs richtet sich auf die Sicherheit des Personals und der Testeinrichtung. Hieraus ergeben sich die meisten Missionsplanungs- und Betriebsanforderungen. Vielfältige operationelle Sicherheitsmechanismen sorgen für die Erfüllung dieser Anforderungen.

4.1. Radio Silence

Solange sich Personen in der Nähe einer startbereiten Rakete befinden, wird auf ESRANGE über Lautsprecherdurchsagen und Countdown-Monitore „Radio Silence“ ausgerufen. [2] Während dieser Zeit sind jegliche Funkübertragungen auf dem Gelände untersagt. Dazu zählen beispielsweise WLAN, Mobiltelefone aber auch Telemetriesysteme der Rakete. Dies geschieht aus folgendem Grund: Jeglicher elektrischer Leiter, wie beispielsweise das Zündkabel der Rakete, kann aus physikalischer Sicht auch als Hertzscher Dipol fungieren. Treffen Radiowellen auf einen Hertzschen Dipol, so wird eine Spannung darin induziert. Diese physikalische Gesetzmäßigkeit kann unter Umständen dafür sorgen, dass durch die induzierte Spannung eine vorzeitige Zündung auftritt. Zur Vermeidung der vorzeitigen Zündung darf ebenso keinerlei Elektronik, welche mit der Rakete verbunden ist, eingeschaltet sein.

4.2. GO / NOGO-Lichtsignalsystem

Die Statusreports des zuständigen Personals während des Countdowns können sehr zeitkritisch sein. Aus diesem Grund wird ein GO / NOGO-Lichtsignalsystem verwendet. Jede Betriebsstation verfügt dabei über ein Bedienpult, auf welchem alle Signale zu einem einzigen zusammengefasst werden. Ein rotes Lichtsignal korrespondiert dabei mit

einem NOGO und weist auf einen kritischen Systemfehler hin. Im Gegensatz dazu repräsentiert das grüne Licht GO und meldet, dass die Situation unter Kontrolle ist. Auf diese Art und Weise besitzt der Operations Officer stets einen aktuellen Überblick über den momentanen Status aller Gruppen. [3]

4.3. Raketenstartrampe

Als Startrampe für beide Raketen wurde der MRL (Medium Range Launcher) von ESRANGE zur Verfügung gestellt. Der Launcher befindet sich in einem beheizten Schutzhaus mit einem beweglichen Dach. Eine durch das DECAN-Launch-Team (siehe Abbildung 7) vorbereitete Schiene wurde mittels Adapter auf den MRL montiert.



BILD 7. DECAN-Launch-Team

Diese wird als Laufstrecke für die eigenentwickelten beweglichen Startschlitten verwendet. An die Startschlitten wird die Rakete befestigt. Während des Lift-Off wird die Befestigung zwischen der Rakete und den Schlitten durchtrennt. Die abgeworfenen Schlitten gehen in der Nähe des Startplatzes nieder, können geborgen und wiederverwendet werden.

Der elektrische Zugang zu den Raketen systemen wie beispielsweise dem SAD wird über Kabelverbindungen zwischen Kontrollraum und dem MRL gelöst. Aufgrund der großen Entfernung zwischen Kontrollraum und MRL und den damit auftretenden Verlusten wird die elektrische Anbindung nicht für Versorgungsströme verwendet. Lediglich Relais-Schalt signale werden mithilfe der Verbindung übertragen. Kurz vor dem Start wird das bewegliche Dach des Schutzhauses geöffnet. Der MRL ermöglicht es, Azimut und Elevation der Rakete vor dem Start einzustellen. Dabei wird der MRL aus einer geschützten Einrichtung ferngesteuert, sämtliche Einstellungen werden dabei aufgezeichnet.

4.4. Betrieb des Safe&Arm Device

Laut den Sicherheitsanforderungen von ESRANGE wird eine elektrische oder elektromechanische Vorrichtung benötigt, welche in der Lage ist, die Stromversorgung der Rakete jederzeit zu unterbrechen und die EEDs (Electrical Explosive Devices) kurzzuschließen. [2]

Diese Aufgaben übernimmt das SAD, welches im Rahmen des DECAN-Projekts an der TU Berlin entwickelt wurde. In Abbildung 8 ist das eigenentwickelte Bedienfeld des SAD zu sehen.

Sobald die Stromversorgung der Rakete unterbrochen ist und die EEDs kurzgeschlossen sind, befindet sich die Rakete im „Safe Mode“. Hierbei wird der „Safe Mode“ in einem

anderen Kontext gebraucht als im konventionellen Satellitenbetrieb. Ist beim Satellitenbetrieb ein Modus gemeint, welcher das Überleben des Satelliten sichert, so beschreibt der „Safe Mode“ der Rakete, dass die Sicherheit der Starteinrichtung und des Bodenpersonals gewährleistet ist. Um dies zu bewerkstelligen, muss der Operator der Rakete die entsprechenden Kippschalter des Bedienfelds auf „Safe“ umlegen.

Die Aktivierung der Rakete erfolgt in zwei Schritten: Erst werden die elektrischen Subsysteme mit der Spannungsquelle verbunden. Dabei wird der rechte Schalter, welcher mit „ES“ gekennzeichnet ist, auf „ARMED“ umgelegt sowie der linke „ES“-Hauptschalter auf ON. Dieser aktiviert einen mechanischen Aktuator an der Rakete, welcher den Versorgungsstromkreis der Rakete schließt. Dadurch wird die Telemetrieinheit aktiviert, welche Telemetriedaten zur Bodenstation sendet. Sobald der Empfang von Telemetriedaten bestätigt werden kann, werden die EEDs mit der Stromversorgung verbunden. Dies wird analog zu dem oben geschilderten Vorgang mit dem Umlegen des Schalters „EED“ auf „ARMED“ sowie mit dem Umlegen des Hauptschalters bewerkstelligt. Ein zweiter mechanischer Aktuator sorgt hierbei für die Aktivierung der EEDs. Die gestufte Vorgehensweise stellt sicher, dass keine vorzeitige Zündung stattfindet. Nach der Aktivierung der EEDs ist die Rakete zündbereit und befindet sich im „Arm Mode“. Dem Personal ist es nicht mehr gestattet, die Gefahrenzone im Nahbereich der Raketenabschussrampe zu betreten. Sollte der Zugang zur Rakete, wenn die EEDs aktiviert sind, aus operationellen Gründen nötig sein (wie beispielsweise beim Auftreten einer Anomalie), wird die Stromversorgung durch das SAD wieder unterbrochen und die Rakete wird wieder in den „Safe Mode“ zurückversetzt.

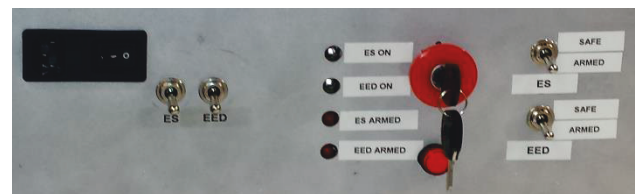


BILD 8. Bedienfeld Safe&Arm Device

Aus den beschriebenen Anwendungsfällen ergibt sich eine Betriebsprozedur zur Erfüllung der Sicherheitsanforderungen, welche in Abbildung 9 zu finden ist.

4.5. Flight Readiness Review

Vor dem Beginn des Countdowns wurde ein Flight Readiness Review (FRR) durchgeführt. Dabei stellten das ESRANGE Personal und die DLR MORABA (Mobile Raketenbasis) sicher, dass alle Vorbereitungen für einen sicheren Flug getroffen wurden. Sämtliche Raketen- und Bodenstationssysteme, welche für den Start essenziell sind, müssen dafür im nominellen Bereich arbeiten. Um diese Überprüfung zu bewerkstelligen, müssen die Verantwortlichen für die jeweiligen Subsysteme aktuelle Statusreports abgeben. Die Countdownprozeduren wurden während dieses Reviews noch ein letztes Mal inspiziert und das zuständige Personal über die Sicherheitsanweisungen unterrichtet. All diese Schritte sorgen für die Überprüfung der operationellen Bereitschaft der Flug- und Bodenstationshardware, der Software, des zuständigen Personals sowie der Countdownprozeduren. Das erfolgreiche Bestehen des Reviews ermöglichte die Autorisierung des Countdowns.

4.6. Countdown-Betrieb von SHARK I und II

Die wichtigsten Betriebsaspekte im Verlauf einer Raketenmission kommen erst während des Countdowns zum Tragen. Dies gilt besonders für studentische Höheforschungsraketen, welche sich durch eine kurze Flugzeit auszeichnen. Vergleichbar mit dem Satellitenbetrieb gibt es Operatoren mit verschiedenen Spezialisierungen. Im Satellitenbetrieb ist eine Aufteilung der Zuständigkeiten der Betriebsingenieure nach den Subsystemen üblich, zudem wird immer ein kommandierender „Spacecraft Controller“ festgelegt. Während des Betriebs der SHARK-Raketen wurde eine ähnliche Aufteilung getroffen, wobei die Teams folgendermaßen aufgeteilt wurden:

- Rocket System
- Operation
- Safety
- Communication
- Rocket Vehicle

Zunächst wird vor dem sog. „heißen Countdown“ ein vorbereitender Testcountdown durchgeführt. Dieser dient der Vorbereitung des Betriebsteams auf den Raketenstart. Dabei werden sämtliche Prozeduren des heißen Countdowns durchgeführt, auf die Zündung und den Lift-Off der Rakete wird verzichtet.

Nach erfolgreicher Durchführung eines vorbereitenden Testcountdowns wird ein Zeitpunkt festgelegt, ab welchem der tatsächliche Countdown startet. Zur näheren Erläuterung des Raketenbetriebs werden nachfolgend die Countdownprozeduren verkürzt beschrieben.

Bereits vor dem Countdown muss nicht autorisiertes Personal aus Sicherheitsgründen das Raketenstartgelände verlassen. Zu Beginn des Countdowns wird das erwähnte GO / NOGO-Lichtsignalssystem aller Teams auf Funktionsfähigkeit überprüft. Als Nächstes folgt ein Check der Bodenstation und der Kameras. Danach wird „Radio Silence“ durch das Team „Operation“ ausgerufen. Daraufhin wird bestätigt, dass sämtliche elektrischen Systeme der Rakete ausgeschaltet sind. Die beiden vorherigen Schritte werden unternommen, um die Sicherheit der Teammitglieder zu gewährleisten, welche sich zur Rakete begeben. Das Team „Rocket System“ schaltet die Kameras in der Nähe der Startrampe sowie die Stromversorgung der Aktuatoren des SAD ein. Das Verbinden des Zündkabels mit der Zündkontrollvorrichtung erfolgt durch das qualifizierte ESRANGE-Personal. Anschließend wird der MRL auf die voreingestellten Azimut- und Elevationswerte ausgerichtet. Danach verlassen alle Personen wieder die nähere Umgebung des MRL. An diesem Punkt kann der Countdown pausiert und wieder aufgenommen werden, falls Anomalien auftreten. Im nominellen Fall hebt das Team „Operation“ nach diesem Schritt die „Radio Silence“ wieder auf, da sich keine Personen in der Nähe der Rakete befinden. Als Nächstes wird das Team „Rocket System“ autorisiert, das Bedienfeld des SAD und anschließend die elektrischen Systeme der Rakete zu aktivieren. Dabei müssen die Bearbeiter von „Rocket System“ die erfolgreiche Ausführung aller Schritte bestätigen. Darauffolgend wird vom „Safety“-Team ein Wetterballon zur Überprüfung der Wetterverhältnisse gestartet. Es findet danach eine letzte Überprüfung der Bodenstationsempfänger für die Telemetrie und Nutzlast statt. Nach diesem Schritt dürfen sich keine Personen mehr außerhalb der geschützten Einrichtungen aufhalten. Das Team „Rocket Vehicle“ bestätigt die korrekte Einstellung des MRL. Es muss nun der korrekte Empfang der Beacon-Signale sowie

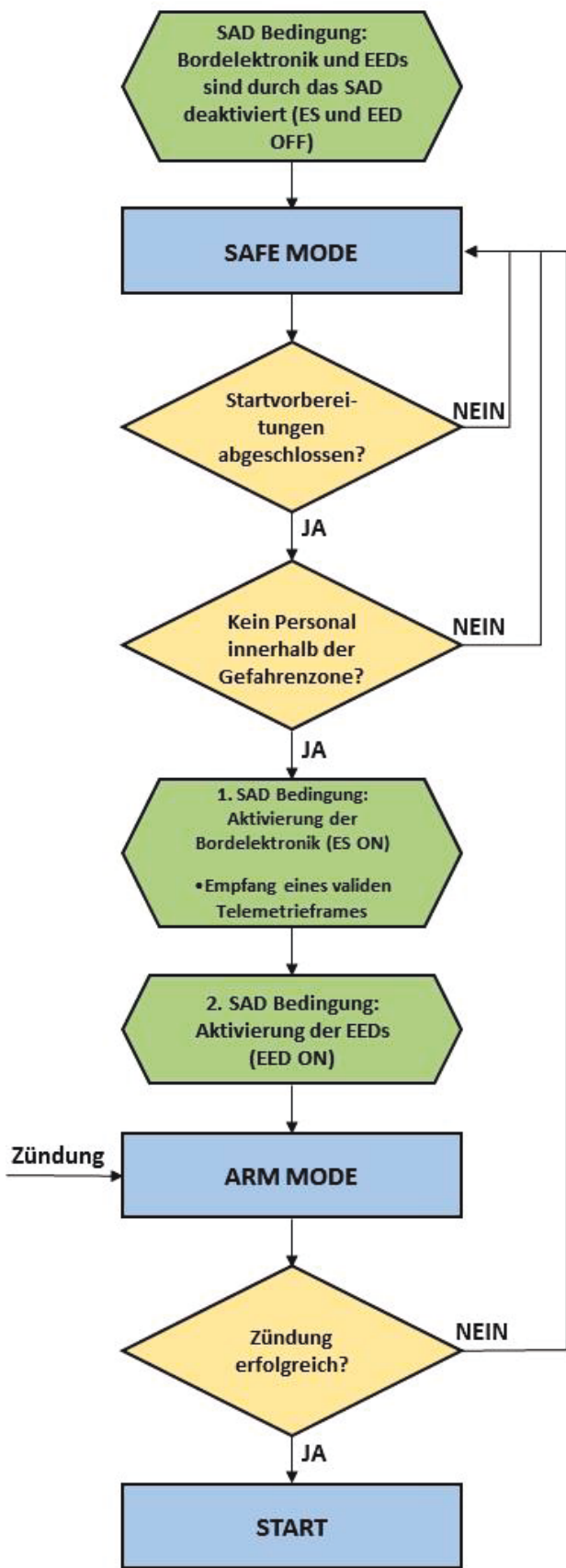


BILD 9. Startprozedur Safe&Arm Device

der Telemetrie- und Nutzlastdaten bestätigt werden. Hier- nach autorisiert das Team „Operation“ die Aktivierung der EEDs der Rakete. Dies wird von der Gruppe „Rocket System“ durchgeführt und bestätigt. Analog wird 30 s vor dem Lift-Off der Start der Rakete autorisiert. Aufgrund einer ein- gebauten Zündverzögerung wird der Startknopf rechtzeitig vor dem Start betätigt. Nachfolgend hebt die Rakete ab und es werden Telemetrie- und Nutzlastdaten bis zum Lande- zeitpunkt der Rakete empfangen und aufgezeichnet. Der erfolgreiche Lift-Off der SHARK II ist zu Anschauungszwe- cken in nachstehender Abbildung 10 dargestellt.



BILD 10. SHARK II Lift-Off

Ab dem Landezeitpunkt folgt ein Kommunikationsabbruch und der Betrieb der Rakete wird beendet. Im Falle eines Startabbruchs wurden ebenfalls Prozeduren definiert, welche eine sichere Deaktivierung und Desin- tegration der Rakete sicherstellen.

4.7. Post-Flight Meeting

Nach den beiden erfolgreichen Starts wird ein Post-Flight Meeting durchgeführt. Alle Teilnehmer (ESRANGE- Personal, DLR MORABA und das DECAN-Team) diskutie- ren die gelungene Vorbereitungsphase, die Arbeitsabläufe in den Integrationseinrichtungen, den Start sowie die Ber- gung der Höhenraketen. Ferner wird das Verhalten aller Subsysteme vor dem Start sowie deren Leistungsfähigkeit während des Flugs erörtert. Die Leistungskennndaten, Inte- grations- und Betriebsprozeduren werden evaluiert und dar- aus Schlussfolgerungen gezogen, welche im Kapitel 5. dar- gelegt werden.

5. GEWONNENE ERKENNTNISSE

Durch den erfolgreichen Start der DECAN Oberstufen in ESRANGE im Oktober 2015 wurde das System validiert. Die gewonnenen Erfahrungen während der Projektphase können nun dazu verwendet werden, die Systeme weiter zu verbessern.

5.1. Flugauswertung

In den nachfolgenden Unterkapiteln sollen die gewonnenen Flugdaten kurz analysiert werden.

5.1.1. Flug - SHARK I

Nach der Zündung des Feststoffmotors am 27.10.2015 um 14:54 Uhr MEZ konnte eine stabile Aufstiegsbahn der Ra- kete beobachtet werden. Die strukturelle Integrität war zu

jedem Zeitpunkt gewährleistet. Außerdem konnten Tele- metriedaten empfangen werden, welche in Tabelle 1 zu- sammengestellt sind. Zu Vergleichszwecken sind ebenfalls die theoretisch berechneten Daten sowie die Flugdaten von SHARK II eingetragen. Das Telemetrieboard löste wie ge- plant den Bremsfallschirm aus. Vor dem Start der nächsten Rakete wurde das Bergungs- system weiter optimiert.

5.1.2. Flug - SHARK II

Am 29.10.2015 um 09:55 Uhr MEZ wurde SHARK II gestar- tet. Es konnte auch während des Flugs von SHARK II eine stabile Flugbahn sowie die Aufrechterhaltung der struktu- rellen Integrität beobachtet werden. Die Auslösung des Bremsfallschirmmechanismus wurde ebenfalls vom Tele- metrieboard bestätigt. Visuell konnte von der Bodenstation der Auswurf des Bremsfallschirms bestätigt werden. Es konnten Telemetriedaten der Rakete während des Flugs von der Bodenstation empfangen werden. Nachfolgend in den Abbildungen 11, 12 und 13 sind die Flugdaten aufge- tragen. „Nominal Trajectory“ beschreibt dabei Flugparame- ter, welche vor den Starts errechnet wurden. In Abbildung 11 ist die Flughöhe in Abhängigkeit von der Zeit dargestellt. Die Gipfelhöhe von 5703 m wurde innerhalb von 32 s durch SHARK II erreicht. Abbildung 12 stellt die Geschwindigkeit über der Zeit dar, die maximale Geschwindigkeit erreichte dabei SHARK II mit 414 m/s (Mach 1,2). Zum Schluss ist in Abbildung 13 die Beschleunigung über die Zeit aufgetra- gen. Beide Raketen konnten Startbelastungen in Höhe von über 10 g aushalten. Ein negativer Peak von SHARK II deut- et auf den erfolgreichen Auswurf des Bremsfallschirms hin.

	SHARK I	SHARK II
Startdatum	27.10.2015	29.10.2015
Startzeit	14:54 (MEZ)	09:55 (MEZ)
Elevation	80°	80°
Gipfelhöhe	5.556 m	5.703 m
Max. Geschwindigkeit	401 m/s	414 m/s
Machzahl	1,2	1,2
Max. Beschleunigung	10,2 g	10,5 g

TAB 1. Wichtigste Flugdaten von SHARK I und II

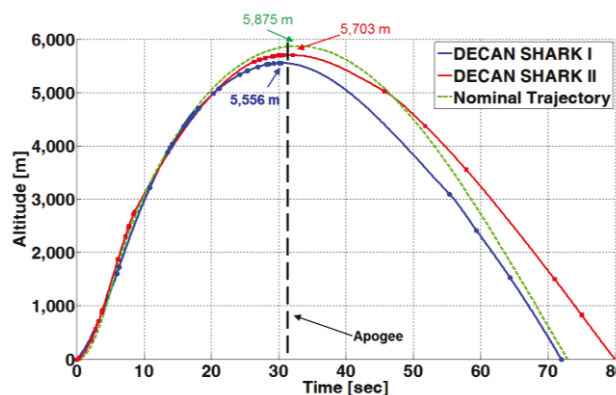


BILD 11. Flughöhe von SHARK I und II

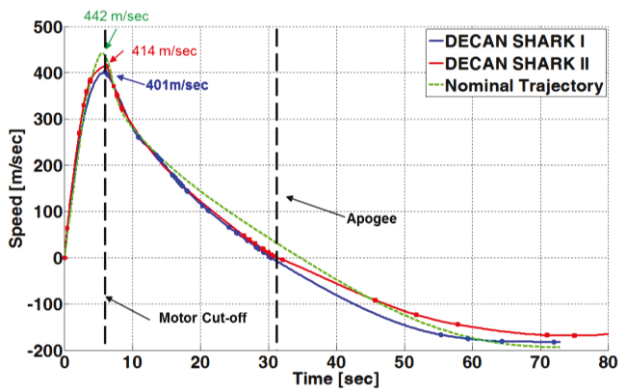


BILD 12. Geschwindigkeit von SHARK I und II

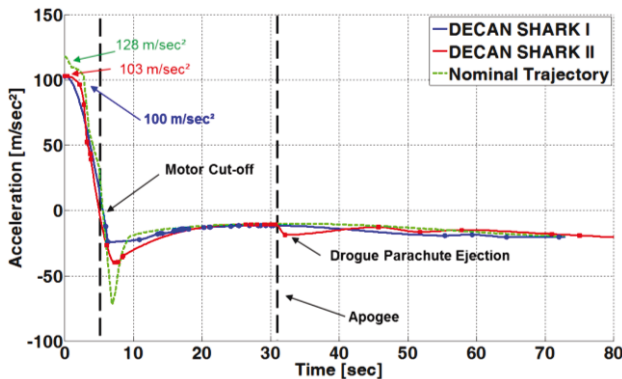


BILD 13. Beschleunigung von SHARK I und II

5.2. Telemetriesysteme

Das experimentelle Telemetriesystem war in der Lage, im Verlaufe des Flugs von SHARK-II Beschleunigungsdaten sowie Temperaturdaten mittels eines FPGA zu sammeln und zur Bodenstation zu übertragen. Das System konnte im Vergleich zum kommerziellen Telemetriesystem die Daten mit einer höheren zeitlichen Auflösung aufzeichnen und übertragen. Das kommerzielle Telemetriesystem erwies sich hingegen als unzuverlässig, da während der Funkübertragung Kontaktabbrüche auftraten und somit Datensätze verloren gingen. Die Verwendung einer Richtantenne mit einem höheren Antennengewinn ist hierbei ratsam. Angelehnt an den Satellitenbetrieb sollte eine automatische Nachverfolgung implementiert werden. Dabei sollen Azimut- und Elevationswerte der Antenne mithilfe von Servomotoren einstellbar sein. Aktuell berechnete Flugbahndaten unter Berücksichtigung des aktuellen Wetters sollen zur Nachverfolgung verwendet werden.

Weitere Bestrebungen werden darauf konzentriert, die Nutzlast (experimentelles Telemetriesystem) weiterzuentwickeln, sodass sie in der Lage ist, Betriebsaufgaben wie beispielsweise die Auslösung des Bergungsmechanismus zu erfüllen. Die Verwendung von zusätzlichen Messinstrumenten innerhalb der Telemetrieinheit ist ebenfalls von besonderem Interesse. Dazu gehört zum Beispiel die Lagebestimmung der Rakete in Bezug auf das geozentrisch-äquatoriale Koordinatensystem mithilfe von Gyroskopen.

5.3. Ergebnisse der SHARK-Flüge

Während des Doppelstarts in ESRANGE konnte eine Vielzahl an Systemen erprobt und getestet werden. Es folgt eine kurze Evaluation der Raketenflüge:

- Erfolgreiche Flugerprobung der DECAN-Oberstufe✓
- Erfolgreiche Flugerprobung des Feststoffmotors✓
- Erfolgreiche Flugerprobung des SAD✓
- Erfolgreiche Flugerprobung des Telemetriesystems✓
- Teilweise erfolgreiche Flugerprobung des Bergungssystems (✓)
- Erfolgreiche Flugerprobung der Telemetrie-Nutzlast✓
- Erfolgreicher Test der Startinfrastruktur✓
- Erfolgreicher Test der Bodenstation✓
- Verifikation der Leistung des Feststoffmotors✓
- Verifikation der Flugbahnberechnung✓
- Verifikation der Integrations- und Betriebsprozeduren✓

6. ZUSAMMENFASSUNG

Einzelne Raketensubsysteme wurden in dieser Arbeit aufgezeigt. Ebenso wurden Betriebsaspekte von zwei Höhenforschungsraketen beschrieben sowie die Startkampagne und Flugdaten ausgewertet. Zusätzlich wurde eine innovative Raketennutzlast vorgestellt und deren Vorteile präsentiert. Weitere Arbeiten werden sich zukünftig auf die Verbesserung der Nutzlast, des SAD und des Bergungssystems konzentrieren.

Literaturverzeichnis

- [1] K. Schüttauf, „Stern Handbook,“ DLR, 2014.
- [2] M. Viertotak, „Esrance Safety Manual,“ Kiruna, 2013.
- [3] ESRANGE, „Esrance User's Handbook,“ Kiruna, 2011.
- [4] D. Weber, Entwicklung eines Telemetriesystems zur Positionserfassung mittels eines FPGAs im Rahmen des DECAN-Projekts, Berlin, 2016.
- [5] T. Nitschke, H. Adirim, A. Balke, J. Légliše, E. Melan, M. Riekes, M. Schmid und P. Wüstenberg, LAUNCH CAMPAIGN OF THE DECAN UPPER & LOWER STAGE AND DEVELOPMENT OF A 3D-PRINTED EXPERIMENTAL ROCKET AT TU BERLIN, Berlin: DLRK, 2016.
- [6] T. Nitschke, J. Kolbeck, R. Wolf, R. A. Court, P. Wüstenberg, E. Melan und M. Schmid, THE DECAN PROJECT AT TU BERLIN, Berlin: DLRK, 2015.
- [7] K. Lappöhn, D. Regenbrecht, D. Bergmann, M. Schmid und P. Rickmers, STERN – RAKETENPROGRAMM FÜR STUDENTEN, Bonn, Berlin, Bremen: DLRK, 2012.
- [8] M. Schmid, DEUTSCHE CANSAT-HÖHENRAKETE DECAN AN DER TECHNISCHEN UNIVERSITÄT BERLIN, Berlin: DLRK, 2013.
- [9] M. Schmid, P. Fleischer und F. Sliwowski, DECAN (Deutsche CanSat-Höhenrakete) – A Sounding Rocket Project at TU Berlin, Berlin: EUCASS, 2013.
- [10] M. Schmid und H. Adirim, AKTIVITÄTEN IM RAHMEN DER DEUTSCHEN CANSAT-HÖHENRAKETE AN DER TECHNISCHEN UNIVERSITÄT BERLIN, Berlin: DLRK, 2014.

Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

FKZ: 50 RL 1251



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt
German Aerospace Center



AI:
Aerospace Institute



Astos
Solutions

