

# MOVE-II – der zweite Kleinsatellit der Technischen Universität München

M. Langer<sup>1</sup>, N. Appel, M. Dziura, C. Fuchs, P. Günzel, J. Gutmiedl,  
M. Losekamm, D. Meßmann, T. Pöschl, C. Trinitis

Technische Universität München  
Boltzmannstraße 15, 85748 Garching, Deutschland

## Zusammenfassung

Der Lehrstuhl für Raumfahrttechnik (LRT) der Technischen Universität München (TUM) beschäftigt sich seit dem Jahr 2006 mit der Entwicklung von Kleinsatelliten, sogenannten CubeSats. Hauptzweck ist hierbei die studentische Ausbildung. Das Programm, genannt MOVE (Munich Orbital Verification Experiment), ermöglichte bis 2014 etwa 70 Studenten die praxisnahe Ausbildung an einem Satelliten. Den bisherigen Höhepunkt bilden der erfolgreiche Start des ersten Satelliten, First-MOVE, am 21.11.2013 und der anschließende Betrieb desselbigen. Um die Ausbildung der Studenten weiterhin gewährleisten zu können und die Kleinsatellitentechnik am LRT weiterzuentwickeln, wurde MOVE-II ins Leben gerufen. Neben der Ausbildung der beteiligten Studenten soll mit MOVE-II auch ein wissenschaftliches Ziel verfolgt werden: die Messung von niederenergetischen Antiprotonen in einem niederen Erdorbit.

## 1. DAS PROGRAMM MOVE AN DER TECHNISCHEN UNIVERSITÄT MÜNCHEN

Das CubeSat Programm MOVE (Munich Orbital Verification Experiment) wurde im Jahr 2006 am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik (LRT) der Technischen Universität München (TUM) initiiert [1]. Seit Beginn liegt das Hauptziel des Programms in der verbesserten, praxisnahen Ausbildung von Studenten. Der erste Satellit des Programms, First-MOVE, wurde erfolgreich am 21. November 2013 gestartet und betrieben. Mehr als 70 Studenten konnten während dieser Zeit durch praktische Arbeit am Satelliten und auch während des operationellen Betriebs wertvolle Erfahrung für ihre spätere Zukunft gewinnen. Um weiterhin die praxisnahe Ausbildung am LRT gewährleisten zu können und nicht zuletzt aufgrund des positiven Feedbacks der Industrie wurde der zweite Satellit des Programms, MOVE-II, ins Leben gerufen. In MOVE-II sollen neben den wissenschaftlichen Zielen vor allem die Erfahrungen und Ansätze aus First-MOVE genutzt werden, um die Ausbildung aller beteiligten Studenten weiter zu verbessern.

## 2. FIRST-MOVE: ERFOLGE UND LEHREN

Die Ergebnisse und Lehren aus dem Programm First-MOVE wurden bereits ausführlich in [2] diskutiert. Aus diesem Grund werden nachfolgend nur die wichtigsten Erkenntnisse zusammengefasst. Der 1 Unit (1U = 10x10x10cm) große Satellit entfaltet nach Ausstoß aus dem CubeSat Deployer erfolgreich seine Solarpaneele samt UHF- und VHF-Antennen

(vgl. BILD 1) und nahm nachfolgend die automatisierte Aussendung von CW-Morsesignalen und AX.25-Telemetrie-Datenpakete auf.

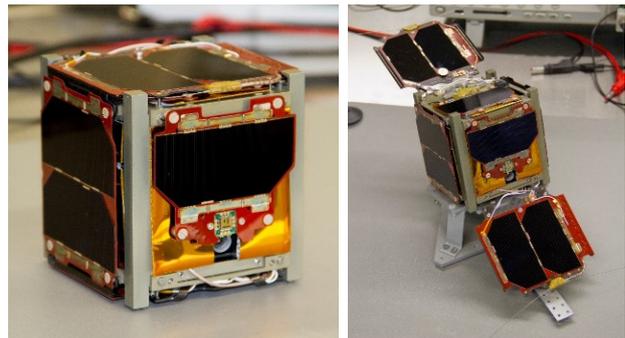


BILD 1. First-MOVE in Startkonfiguration (links) und in entfalteter Konfiguration (rechts).

Die Kommissionierungsphase sowie der anschließende Betrieb im Orbit wurden hauptsächlich durch Studenten durchgeführt. Aus diesem Grund wurde schon vor dem Start des Satelliten ein konservativer Ansatz für die Steigerung der Funktionen des Satelliten während des Betriebs gewählt. Nach etwa einmonatigem Betrieb trat ein schwerwiegender Fehler innerhalb des Bordcomputers des Satelliten auf, der zu der Beendigung der Mission am 15. Januar 2014 führte. Eine anschließende, detaillierte Fehlersuche förderte mehrere Hypothesen für das Versagen zu Tage. Die wahrscheinlichste ist, dass ein Bootsektor innerhalb des magnetoresistiven RAM (MRAM) des Bordcomputers während eines Neustarts überschrieben wurde [2]. Da das Betriebssystem selbst keine

<sup>1</sup> martin.langer@tum.de, Telefon: +49 89 289 15995

Berechtigung für einen solchen Schreibvorgang besitzt, gehen wir von einem transienten Signal in einer Schreibleitung während eines Neustarts des Rechners aus.

Neben der detaillierten Aufarbeitung der Fehlerursache wurden gegen Abschluss des Projektes Zeit und Ressourcen in die gründliche Aufarbeitung der Lehren aus dem Programm gesteckt. Neben technischen Erfahrungen bezüglich der Funktion und des Tests von Satellitenhardware konnten vor allem wertvolle Erfahrungen für die Implementierung von CubeSats in der Ausbildung von Studenten gesammelt werden, die nun in MOVE-II zur Anwendung kommen. Die gesammelten Erfahrungen liegen als „Lessons Learned Report“ [3] vor.

### 3. MOVE-II: FORTSETZUNG DES PROGRAMMS

MOVE-II wird wie der vorangegangene Satellit durch Studenten entwickelt - unterstützt von Mitarbeitern des LRT. Im Gegensatz zum ersten Satelliten wird das Team hierbei bei dem Design des Bordrechners und der Auslegung der Datenverarbeitung des Satelliten durch Mitarbeiter des Lehrstuhls für Rechnerarchitektur (LRR) der TUM unterstützt. Der Satellit wird im Vergleich zu First-MOVE vergrößert, um eine extern gestellte Nutzlast aufnehmen zu können (siehe BILD 2). Der 1U große Satellitenbus soll hierbei eine ebenso große Nutzlast, genannt MAPT (Multi-purpose Active-target Particle Telescope), aufnehmen und alle erforderlichen Ressourcen bereitstellen. Hierbei muss insbesondere in den Bereichen der Stromversorgung, der Datenverarbeitung und der Datenübertragung Richtung Boden eine Weiterentwicklung der Subsysteme aus First-MOVE erfolgen [4].

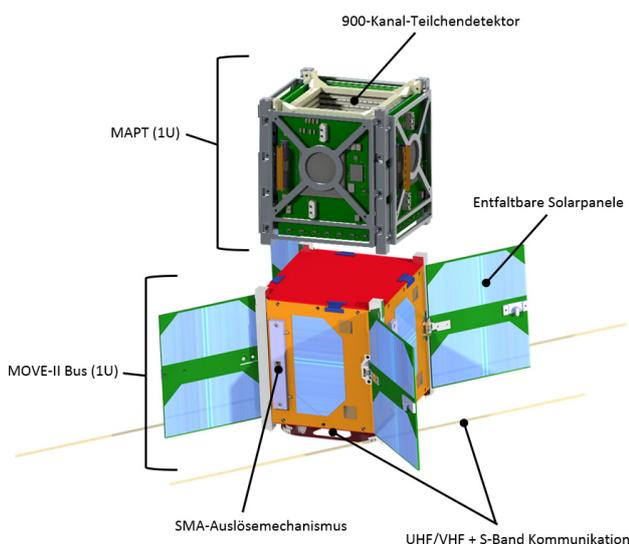


BILD 2. mögliche Konfiguration von MOVE-II

Die Weiterentwicklung der Satellitentechnik konnte hierbei aus technischer Sicht in ersten Schritten bereits erreicht werden: Durch das zentrale Dateisystem des Satelliten, in Kooperation mit dem Lehrstuhl für

Rechnerarchitektur (LRR) der TUM entwickelt, kann ein fehlertoleranter Betrieb mit großen Mengen an Nutzlast auch mit kommerziellen Bauteilen gewährleistet werden. Ein sekundäres Ziel im Programm ist die Verifikation eines zuverlässigen, leistungsfähigen Weltraumrechners für den Betrieb von ressourcenintensiven Nutzlasten. Des Weiteren soll ein neuartiger Solarpaneel-Entfaltungsmechanismus, basierend auf Formgedächtnislegierungen, zur Anwendung kommen. Auch hier erfolgte bereits eine erfolgreiche Verifikation des Mechanismus, genannt SMARD (Shape Memory Alloy Reusable Deployment Mechanism) auf REXUS 18 [5]. Die Lageregelung des Satelliten wird über magnetische Spulen erfolgen. Diese sollen mit den notwendigen Sensoren in Aluminiumkern-PCB-Seitenwände integriert werden. Erste Prototypen wurden hierzu von Studenten hergestellt. Die Testbarkeit aller Komponenten ist ein Hauptaugenmerk aller Entwicklungen innerhalb des MOVE-II Projekts. MOVE-II stellt hierbei nicht nur aus technischer Sicht eine Weiterentwicklung des ersten Satelliten dar - programmatisch konnten ebenso Erfahrungen aus dem ersten Satelliten umgesetzt werden: Der Ansatz des problembasierten Lernens wurde erfolgreich durch die Vergabe von Arbeitspaketen an die Studenten im Team, analog zum Vorgehen in der Industrie, umgesetzt. Besonderheit hierbei ist der bewusste Schritt hin zur freiwilligen Arbeit am Satelliten unter Mithilfe der Wissenschaftlichen Arbeitsgemeinschaft für Raketentechnik und Raumfahrt (WARR), eines studentischen Vereins an der TUM. Hierdurch sollen sowohl sich aus dem Curriculum der Studenten ergebende Fluktuation vermindert als auch der Wissensverlust des Teams durch Abwanderung einzelner Teammitglieder nach Vervollständigung ihrer studentischen Arbeit abgeschwächt werden. Neben dieser freiwilligen Mitarbeit stellt vor allem der gezielte Fokus auf der Interdisziplinarität des Teams einen programmatischen Schwerpunkt dar. Hierbei wird TUM-intern gezielt nach Studenten verschiedenster Fachrichtungen geworben – und auf diesem Weg der großen fachlichen Breite Rechnung getragen, welche ein Satellitenprogramm zur heutigen Zeit verlangt. Kooperationen mit anderen Lehrstühlen der TUM werden ebenso gesucht. Auch die momentane Nutzlast, MAPT, ein Teilchendetektor des Lehrstuhls für Experimentalphysik (E18) der TUM, konnte auf diesem Weg gefunden werden.

#### 3.1. Stand der Subsystementwicklung

In den nachfolgenden Unterkapiteln wird auf den momentanen Stand der Subsystementwicklung eingegangen. In MOVE-II werden, unter Anleitung der Mitarbeiter des LRT, die Subsysteme des Satelliten durch Teams in der Größe zwischen 3-6 Studenten entwickelt. Arbeitspakete dienen den Studenten hierbei als Leitfaden. Die Leitung der Teams erfolgt hierbei durch erfahrene Studenten höheren Semesters. Die Hierarchie im Projekt wird bewusst flach gehalten und der Austausch zwischen den Teams gefördert.

Die Projekterfahrung samt zugehöriger Reviews nach ESA-Standards ergänzt den traditionellen Lehrplan und bereitet die beteiligten Studenten besser auf die Aufgaben in Industrie und Forschung vor.

### 3.1.1. Struktur und Mechanismen

Das Strukturkonzept für MOVE-II basiert teilweise auf Vorarbeiten des Würzburger CubeSat-Teams mit UWE-3 [6]. Es sollen Elektronikplatinen (Printed Circuit Boards, PCBs) als Seitenplatten verwendet werden, die über einen Aluminiumrahmen miteinander verbunden und zueinander positioniert werden. Auf diesen Seitenplatten werden Magnetspulen und Sensoren für die Lageregelung ebenso untergebracht wie Solarzellen (vgl. BILD 3)

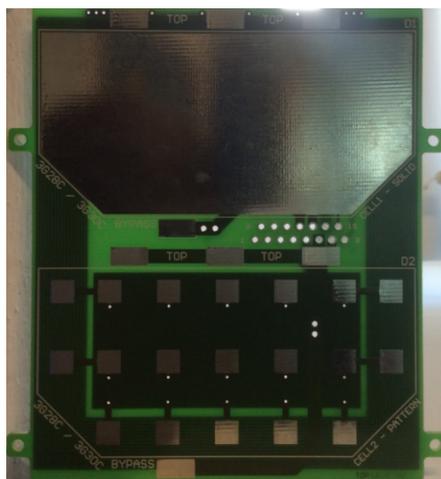


BILD 3. Testexemplar des Seitenwand-PCBs mit integrierten Spulen zur Lageregelung

Aufgrund des großen Energiebedarfs des Partikeldetektors sind für MOVE-II ausfaltbare Solarpaneele nötig. Diese sollen über flexible Leiterbahnen mit den Seitenwänden des Satelliten verbunden werden. Die Ausführung als sogenannte Rigid-Flex-PCBs ermöglicht dabei die Fertigung von Seitenplatte und Solarpaneel mit Leiterbahnen dazwischen als ein Teil, was den Zusammenbau des Satelliten erleichtert. Verschiedene Ausklappstrategien wurden mittels der Orbit-Simulationssoftware STK untersucht [7]. Der Fokus lag hierbei auf der der verfügbaren Leistung in verschiedenen Umlaufbahnen und Lageregelungsszenarien. Eine Bewertung unter Berücksichtigung der verfügbaren Leistung, der Komplexität des Entfaltungsvorgangs und anhand von möglichen Störungen des Partikeldetektors soll nachfolgend die beste Ausklappstrategie zu Tage fördern.



BILD 4. Auswahl an möglichen Ausklappstrategien für MOVE-II

Während die endgültige Anzahl und Anordnung der Solarpaneele im Moment noch untersucht wird, ist die Entwicklung des Ausfaltmechanismus bereits weit fortgeschritten. Auf First-MOVE kam, wie häufig bei Nanosatellitenmissionen, ein Mechanismus auf Basis von Schmelzdraht zum Einsatz. Diese Lösung hat allerdings den großen Nachteil dass der Schmelzdraht nach jedem Test ausgetauscht werden muss. Dies ist einerseits sehr aufwändig, da der Mechanismus hierfür komplett zerlegt werden muss, und führt andererseits zu einem erhöhten Risiko, da die endgültige Flugkonfiguration nicht getestet werden kann [8]. Obwohl mit dem First-MOVE-Mechanismus durchaus gute Erfahrungen gesammelt wurden und die Funktion im Orbit während der Mission nachgewiesen werden konnte wurde aus den genannten Gründen der Entschluss gefasst, einen neuen Mechanismus mit einem zerstörungsfreien Öffnungskonzept zu entwickeln. Formgedächtnislegierungen (FGL), also Werkstoffe, die nach einer Deformation in ihren ursprünglichen Zustand zurückkehren sobald sie über eine bestimmte Temperatur erwärmt werden, wurden als mögliche Entwicklungsbasis vorausgewählt. Die Entwicklung der ersten Mechanismus-Prototypen wurde im Rahmen des REXUS-Programms des DLR durchgeführt [5]. Dabei wurde der Mechanismus unter den realistischen Bedingungen eines Raketenstarts erfolgreich getestet. BILD 4 zeigt das Funktionsprinzip.

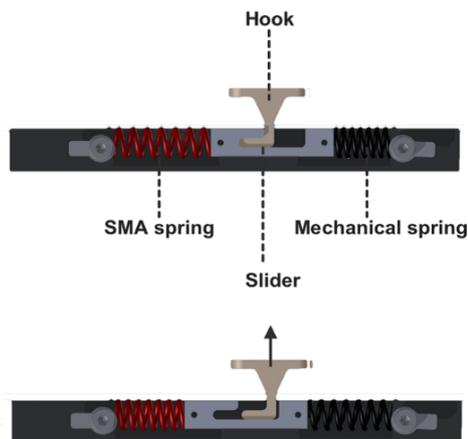


BILD 5. Funktionsprinzip Solarzellenausfaltmechanismus

Das Solarpaneel ist dabei an Federscharnieren befestigt. Ein Haken am Panel wird durch einen Schlitzen festgehalten, welcher wiederum durch eine mechanische Feder positioniert wird, die eine zweite Feder aus FGL dehnt. Sobald Strom durch den Mechanismus fließt erwärmt sich letztere und zieht sich zusammen, da sie sich an diese ursprüngliche Form „erinnert“. Dabei gibt der Schlitten den Haken frei und das Paneel öffnet sich. Nachdem der Strom abgeschaltet wurde zieht sich die mechanische Feder wieder zusammen und setzt den Mechanismus so zurück. Das Zuklappen des Paneels erfolgt im Test per Hand. Dieser Öffnungsvorgang benötigt in etwa eine Leistung von 5 W für 10 s und kann einige hundert

Mal wiederholt werden. Aktuell läuft die Weiterentwicklung des Prototypen zur finalen Flugversion [9]. Dabei sollen die Dimensionen und insbesondere die Bauhöhe deutlich reduziert werden. Geplant ist außerdem, die maximalen Zyklen des finalen Mechanismus im Test zu ermitteln.

Da der Platzbedarf der UHF- und VHF-Antennen des Satelliten zu groß für den standardisierten Auswurfmechanismus ist, müssen sie im Orbit entfaltet werden. In der First-MOVE-Mission wurde dies durch eine Befestigung der Antennen an den Solarpaneelen realisiert, sodass diese gemeinsam ausgeklappt wurden. Dies hat allerdings den Nachteil, dass ein Versagen des Solarflügelentfaltens auch ein Versagen der Kommunikation zur Folge hat, obwohl auch im eingeklappten Zustand genug Energie zur Verfügung stehen würde. Gleichzeitig erhöht ein eigener Mechanismus für die Antennen die Komplexität und somit Fehleranfälligkeit des Gesamtsystems. Um diesem Konflikt zu entgehen wurde ein Konzept erarbeitet, das die Vorteile der beschriebenen Optionen vereinigt [10]. Dabei werden die Antennen auf einer Kassette an der Unterseite des Satelliten aufgerollt und durch die Solarpaneele festgehalten. Beim Öffnen wickeln die Antennen sich ab und sind einsatzbereit. Öffnen die Paneele nicht, so kann die gesamte Kassette wie in BILD 6 gezeigt über Federn nach unten gefahren werden, was die Antennen ebenfalls freigibt. Zum Festhalten der Kassette während des Starts dient ein weiteres Exemplar des bereits diskutierten FGL-Mechanismus.

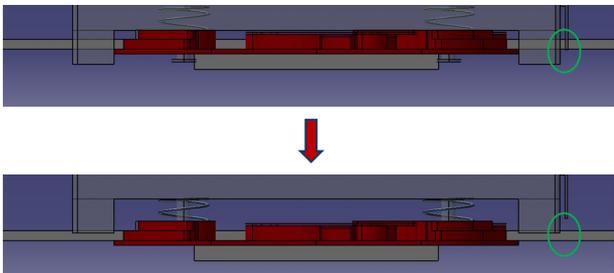


BILD 6. Backup-Lösung für die Antennenentfaltung

### 3.1.2. Lageregelung und Lageerkennung

Eine der derzeitigen Herausforderungen ist die Entwicklung eines funktionsfähigen Lagebestimmungs- und Lageregelungssystems (Attitude Determination and Control System, ADCS), welches innerhalb der gewünschten Genauigkeit zuverlässig arbeiten soll. Für MOVE-II ist eine aktive Lageregelung vorgesehen, da nur so der gewünschte Betrieb des Detektors und des S-Band Transceivers gewährleistet werden kann. Die Aufgabe der Regelung kann in zwei wichtige Aspekte aufgeteilt werden. Nach erfolgreicher Separation von der Trägerrakete muss die hohe Winkelgeschwindigkeit des Satelliten gedämpft werden, damit dieser in seiner Lage stabilisiert wird. Dieses sogenannte Detumbling-Manöver kann durch den B-

dot Algorithmus realisiert werden, der in vielen Missionen Anwendung findet [11]. Als Aktuatoren sollen drei Magnetspulen (Magnetorquer) dienen. Durch die Wechselwirkung des magnetischen Momentes der Spulen mit dem Erdmagnetfeld wird das Kontrollmoment erzeugt. Die Spulen werden in Leiterplatten, die als Seitenwände des Satelliten fungieren, integriert. Durch diese kompakte Bauweise wird sowohl Platz als auch Gewicht eingespart. Trotz der kurzen Dauer des Projekts ist es bereits wichtig, Tests im Bereich der Lageregelung und Lagebestimmung durchzuführen, um so die geeignete Auswahl an Hardware zu treffen und ein zuverlässiges Regelkonzept zu entwickeln. Für die Lagebestimmung wurde eine erste Testumgebung aufgebaut, die aus einem Sonnensimulator und aus einem Drehtisch (vgl. BILD 7), der sich um eine Achse drehen kann, besteht. Der Drehtisch bietet eine Genauigkeit von  $0,016^\circ$ . Mit diesem Aufbau können nicht nur einzelne Sensoren, wie beispielsweise Sonnensensoren getestet und kalibriert werden, sondern auch verschiedene Lageschätzungsverfahren analysiert und verifiziert werden [11][12][13].

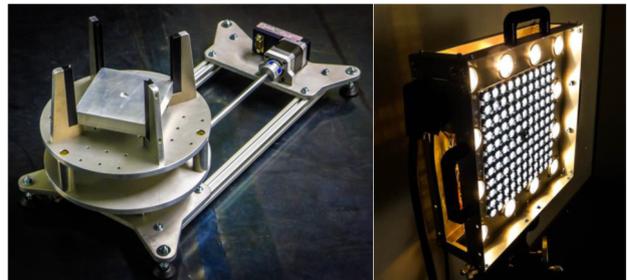


BILD 7. Drehtisch und Sonnensimulator von MOVE-II

Auch für die Lageregelung wurde ein Testaufbau entwickelt. Dieser besteht aus einem luftgelagerten Tisch, auf dem ein Satellitenmodell oder einzelne Bauteile wie Spulen montiert werden können, und aus einem Helmholtz-Spulenpaar zur Nachbildung des Erdmagnetfelds. Das Luftlager (vgl. BILD 8) gewährleistet eine reibungsfreie Bewegungsmöglichkeit des Satelliten um eine Achse. In Kombination mit Helmholtz-Spulen können auf diesem Weg schnelle Tests an Subsystemen, aber auch am Gesamtsystem stattfinden.

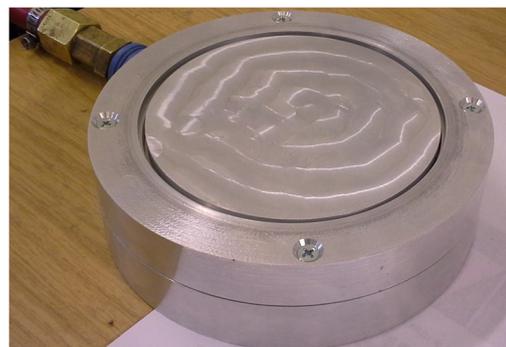


BILD 8. Luftlagertisch zur Verifikation der Lageregelung

Neben der Verifikation durch die beschriebenen Testumgebungen soll auch das gesamte Lageregelungskonzept simuliert werden. Anhand dieser Simulationen können verschiedene Konzepte auf schnellem Weg entworfen, überprüft und miteinander verglichen werden. Es wurde eine Simulationsumgebung entwickelt, die in MATLAB und in STK implementiert ist. Ein bidirektionaler Datenaustausch zwischen den beiden Applikationen wird durch die „mexconnect“-Schnittstelle gewährleistet. Eine komplette Weltraumumgebung soll in sehr einfacher Weise in STK modelliert werden, während alle on-board Komponenten eines Satelliten in MATLAB implementiert werden. Eine vereinfachte Simulationsumgebung wurde bereits erfolgreich programmiert [14], welche jedoch in der Zukunft weiter ausgebaut und optimiert werden muss.

### 3.1.3. Kommunikation

Für die Kommunikation mit der Bodenstation stehen MOVE-II zwei Up- und Downlinks zur Verfügung. Für Telekommandierung und Telemetrie (TT&C) werden wie bei First-MOVE Amateurfunkbänder im UHF/VHF-Band genutzt. Der sekundäre Link im S-Band stellt den breitbandigen Datenübertragungskanal vom und zum Satelliten bereit, der für die wissenschaftliche Nutzlast notwendig ist. Die verwendeten Transceiver sind Neuentwicklungen, die in Kooperation von Industrie und Studenten entwickelt werden. Besonders ist, dass anstelle von amateurfunkspezifischen Übertragungsmodi nun moderne Verfahren und Codierungen eingesetzt werden können und so Effizienz und Zuverlässigkeit der Verbindung gesteigert werden. Dies wird durch den Einsatz von hochintegrierter Schaltungstechnik aus der Automobil- und Mobilfunkbranche erreicht. Mithilfe dieser Bauteile ist es möglich, sehr kleine und leichte, aber vor allem flexible Transceiver zu konstruieren. Für die analoge Verarbeitung des RF-Signals wird keine Mischerkaskade sondern nur noch ein einzelner Direktmischer verwendet. Mithilfe von IQ-Modulation und -demodulation ist das System in der Lage, sämtliche Modulationsarten abzubilden. Ein Großteil der Signalverarbeitung wird digital im Basisband über Software im FPGA des Transceivers abgewickelt. Dieses Prinzip des „Software Defined Radio“ ist ideal um Funkgeräte zu bauen, die unterschiedlichsten Missionsprofilen und Anforderungen entsprechen können. Durch mehrere vorprogrammierte Modems ist es möglich, die Übertragungsart oder Datenrate während der Mission zu ändern.

Ein Vorteil des FPGA ist, dass durch die hohe Rechenleistung auch rechenaufwändigere und dafür leistungsfähigere Codes zur Fehlerkorrektur verwendet werden können. Für die MOVE-II Mission kommen deshalb Gallager-Codes [15], auch bekannt als low-density-parity-check-codes (LDPC) zur Verwendung. Diese Klasse von fehlerkorrigierenden Codes ermöglicht es, sehr dicht an die Kanalkapazität

zu gelangen und ist dabei leistungsfähiger als Faltungscodes oder kombinierte Codes [16]. Des Weiteren kann Coderate und Blocklänge relativ frei gewählt werden, weshalb sie sich für unterschiedliche Szenarien und Anwendungen eignen.

Auf der Bitübertragungsschicht wird ebenfalls an einer Neuentwicklung gearbeitet um das zwar weit verbreitete, jedoch veraltete AX.25 Protokoll zu ersetzen. Dieses hatte sich im Missionsbetrieb von First-MOVE als störungsanfällig und ineffizient herausgestellt. Daher wurde im Rahmen des Projekts das Protokoll Nanolink (für Nanosatellite Link) [17] entwickelt. Das Protokoll wurde für die Anforderungen einer Funkstrecke mit niedrigem Bandbreiten-Verzögerungsprodukt, mittlerer bis hoher Asymmetrie sowie moderater bis schlechter Signalqualität entwickelt. Das Protokoll ist die Schnittstelle zwischen Bodenstation und Satellit. Es verwaltet die physikalische Verbindung und stellt diese für Protokolle aus höheren Schichten zur Verfügung. Zuverlässigkeit und Effizienz werden durch zusätzliche Fehlerkontrollmaßnahmen (ARQ) erreicht, die mit einem Augenmerk auf geringe Bandbreitennutzung entwickelt wurde und robust gegen instabile Verbindungen ist. Kernkonzept ist hierbei Selective Acknowledge, das die wiederholte Übertragung fehlerhafter Daten anfordert. Dadurch, dass Datenintegrität auf dieser Ebene gesichert wird, gestaltet sich der Rest des Protokollstapels einfacher und es können einfache Transportprotokolle wie UDP verwendet werden. Ebenfalls wichtig ist dies für das In-Orbit-Debugging des Bordrechners, was andernfalls ebenso unnötig verkompliziert werden würde. Ferner bietet das Protokoll Quality of Service (QoS) an. Bis zu acht verschiedene virtuelle Datenströme können unterschiedlich priorisiert werden, um so kritischen Daten den Vortritt zu geben. Dies ist wichtig, da bei den Übertragungskanälen grundsätzlich von voller Auslastung auszugehen ist und daher das Best-Effort Prinzip nicht funktioniert. Überdies kann die Fehlerkontrolle des Protokolls für einzelne Datenrahmen deaktiviert werden. Diese Funktionalität ist für Nachrichten mit entbehrlichem Inhalt, wie Telemetrie oder Timingdaten, gedacht, bei denen die rasche Zustellung wichtiger ist.

Durch eine breite Verfügbarkeit von Software-Defined-Radio-Transceivern und Open-Source Lösungen wie GNURadio ist es möglich, einen Großteil der Software in der Bodenstationshardware wieder zu verwenden. Dadurch kann das System auch für andere Missionen verwendet werden und der dafür notwendige Aufwand wird minimiert.

### 3.1.4. Bordcomputer

Im Bereich der Bordcomputer existiert eine Vielzahl von einzigartigen, auf den Bedarf der jeweiligen Mission zugeschnittenen Lösungen. Ziel des Rechnerdesigns innerhalb von MOVE-II ist es, die Erfahrungen all dieser Teams und die eigenen Erfahrungen aus

First-MOVE zu einer zuverlässigen und betriebssicheren Architektur zu verschmelzen. Studentische Entwicklungen und Designs werden momentan in Prototypen umgesetzt. Die entwickelte Rechnerarchitektur samt Peripherie des Satelliten ist in BILD 9 dargestellt.

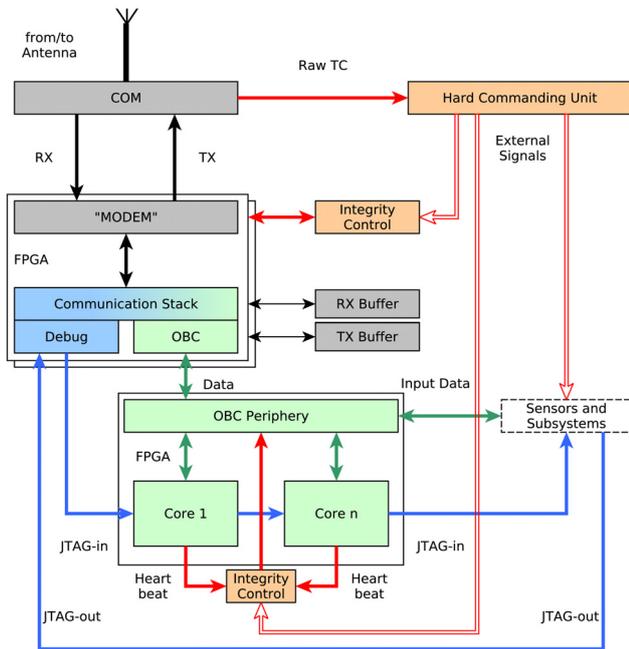


BILD 9. Die Architektur des MOVE-II Bordrechners

Eine wichtige Erfahrung aus First-MOVE war die erhöhte Notwendigkeit von Maßnahmen zur Qualitätssicherung und Softwarekonsistenz in studentischen Satellitenmissionen. Die Qualität der geschriebenen Software stellt jedoch nicht das Hauptproblem dar. Da die Ressourcen zur traditionellen Softwareentwicklung mit professionalisierten Teams an dieser Stelle fehlt, muss vermehrt auf vorhandene Lösungen anstelle von Eigenentwicklungen im Bereich der Software und des Betriebssystems gesetzt werden. MOVE-II wird aus diesem Grund auf ein vorhandenes Betriebssystem zurückgegriffen, wobei dieses, wenn möglich, nur minimal verändert wird. Das Betriebssystem wird mit den notwendigen Treibern ergänzt und um Kommandiersoftware, in kleinstmöglichem Ausmaß, erweitert. Auf diesem Weg kann der nötige Entwicklungsaufwand klein gehalten und damit auch das Entwicklungsrisiko minimiert werden. Aus einer detaillierten Evaluation möglicher Betriebssysteme für MOVE-II ging das Betriebssystem Linux als Sieger hervor [18]. Aus Ressourcensicht realisierbar, erweist sich Linux aufgrund der Stabilität, der Flexibilität bezüglich der Treiber für kommerzielle Komponenten sowie der Benutzbarkeit durch Studenten als geeignetste Lösung.

Traditionelle, hochzuverlässige Lösungen in der Raumfahrt basieren meistens auf redundanter diskreter Logik, bei denen die Zuverlässigkeit durch Mehrheitsentscheid getroffen und Datenkonsistenz durch

Bitfehlerkorrekturverfahren erreicht wird. Prozessorvarianten wie LEON3-FT [19], [20] sowie die PowerPC750 Variante RAD750 [21] werden hierbei in der traditionellen Raumfahrt bevorzugt eingesetzt. Diese Lösungen stellen jedoch aus Masse- und Kostenüberlegungen keine Alternative für CubeSats dar. MOVE-II wird aus diesem Grund hardwareseitig auf kommerziell erhältlichen Bauteilen basieren. Ein wichtiges Ziel innerhalb des Projektes sind daher der frühzeitige Test und die Qualifikation dieser Hardware. Die Nutzung verteilter Mikrokontroller, wie in anderen CubeSat Projekten implementiert, ist aufgrund des begrenzten Entwicklungszeitraums und der dafür notwendigen personellen Ressourcen nicht möglich. Stattdessen wird der Bordrechner auf einem Soft-Core Prozessor basieren, welcher auf einem Xilinx Spartan6 FPGA implementiert wird. Mit diesem Lösungsansatz kann sowohl die notwendige Peripheriehardware minimiert, als auch ein bereits existierendes Betriebssystem genutzt werden. Im Gegensatz zu diskreter Logik ist es mittels einer FPGA-basierten Lösung möglich, Fehler mittels Reprogrammierung schnell und effizient auszugleichen. Somit können sowohl die schnelle Erholung von temporären Fehlern gewährleistet als auch dauerhafte Fehler im System durch Isolierung umgangen werden. Verbunden mit einem Softcore-Prozessor (beispielsweise [22] oder [23]) bietet somit dieses FPGA ausreichend Toleranz gegenüber der hochenergetischen Strahlung im Zielorbit. Darüber hinaus können durch die Nutzung des Softcores Hardwarekomplexität und Ressourceneinsatz minimiert werden. Hierbei ist die Echtzeitfähigkeit des Systems keine Voraussetzung für das Design, da sowohl die momentan verwendeten Sensoren als auch die Nutzlast keine besonderen Anforderungen in diesem Punkt haben. Der Kommunikationspfad, in Kapitel 3.1.3 ausführlich beschrieben, soll neben der Übertragung von Nutzlast- und Telemetriedaten auch Fehlerkorrektur- und Diagnosemaßnahmen ermöglichen. Hierzu wurde ein geskriptetes Debug-System mittels der Joint Test Action Group (JTAG) Schnittstelle [24] implementiert, welches die Modifikation von Rechnerfunktionen erlauben soll [25], [30]. Der Aufbau dieses Systems ist in BILD 10 dargestellt.

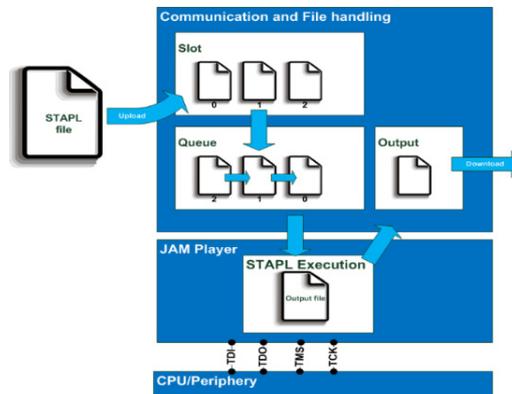


BILD 10. Das automatisierte Debug-System von MOVE-II

Als wichtigsten Grundbaustein für zuverlässige Funktion des Bordrechners muss die Konsistenz aller gespeicherten Daten gewährleistet sein. Um dies zu erreichen, wurden innerhalb des Projekts drei verschiedene, softwarebasierte Konzepte zur Sicherung der Datenkonsistenz entwickelt. Hierdurch kann sowohl volatiler Speicher abgesichert [26], als auch die Funktionsfähigkeit des Betriebssystems sichergestellt werden [27]. Als dauerhafter Speicher soll hierbei MRAM [28] aufgrund der guten Toleranz gegen Effekte hochenergetischer Strahlung zum Einsatz kommen. Die Größenordnung der Speicherbausteine (4-16MB) hat sich hierbei als ausreichend für MOVE-II herausgestellt. Als dritte Maßnahme wurde ein fehlertolerantes Dateisystem für große Speicher entwickelt, durch welches die Integrität der gewonnen Nutzlastdaten erreicht werden soll [29]. Nutzlastdaten sollen hierbei auf NAND-Flash Speicher abgelegt werden.

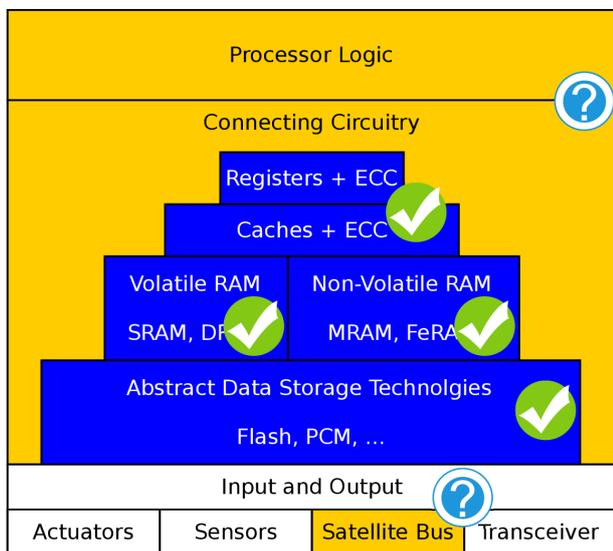


BILD 11: Überblick über die bereits definierten (blau) und noch in Untersuchung befindlichen (gelb) Bereiche des zuverlässigen Bordrechners auf MOVE-II .

Die vorgestellten Maßnahmen sind auf verschiedene Bordcomputer anwendbar und können somit auch auf anderen Kleinsatellitenmissionen eingesetzt werden, bei denen Ressourcenbegrenzung traditionelle Herangehensweisen verhindern.

#### 4. NUTZLAST

MOVE-II ist als vielseitig einsetzbarer 1-Unit Satellitenbus konzipiert und kann daher unterschiedliche Nutzlasten aufnehmen. Eine potentielle Nutzlast für den Flug wird hierbei vom Physik Department der TUM bereitgestellt: Die Gruppe von Prof. Stephan Paul entwickelt seit Anfang 2012 einen neuartigen Teilchendetektor genannt MAPT. Der CubeSat-große Detektor soll an Bord von MOVE-II den Fluss von niederenergetischen Antiprotonen im inneren Strahlungsgürtel der Erde vermessen. Das unter dem Na-

men Antiproton Flux in Space (AFIS) geplante Experiment soll etwa ein halbes Jahr dauern.

#### 4.1. Wissenschaftliches Ziel

Die Erde wird von einem, abgesehen von Effekten durch die solare Modulation, konstanten und gleichförmigen Strom geladener Teilchen bombardiert. Dieser als kosmische Strahlung bezeichnete Fluss besteht hauptsächlich aus Protonen (86%) und Heliumkernen (12%), sowie kleineren Anteilen von Elektronen und Atomkernen höherer Elemente, und weist ein breites Energiespektrum auf. In astrophysikalischen Prozessen produzierte Antimaterie, hauptsächlich Positronen und Antiprotonen, liefert ebenfalls einen geringen Beitrag.

Treffen hochenergetische kosmische Teilchen auf die oberen Schichten der Erdatmosphäre, so können in Interaktionen mit den Luftmolekülen Neutronen produziert werden, die nach einer Lebensdauer von etwas mehr als 880 Sekunden in Protonen, Elektronen und Antineutrinos zerfallen. Haben die entstehenden Neutronen einen Geschwindigkeitsvektor, der von der Erdoberfläche weg weist, bezeichnet man sie als Albedo-Teilchen. Diese können in Regionen der Magnetosphäre zerfallen, in denen das Erdmagnetfeld stark genug ist um die Zerfallsprodukte auf stabilen Bahnen einzufangen. Dieser als CRAND (Cosmic Ray Albedo Neutron Decay) bekannte Prozess liefert einen entscheidenden Beitrag zur Bildung der Van-Allen-Strahlungsgürtel, die die Erde torusförmig umgeben [31].

Analog stellt der CRANbarD-Mechanismus (Cosmic Ray Albedo Antineutron Decay) die Hautquelle des Antiprotonenflusses im inneren Strahlungsgürtel dar. Hierbei entstehen keine Neutronen, sondern Antineutronen, die ihrerseits in Antiprotonen, Positronen und Neutrinos zerfallen. Da die Antiprotonen in den Strahlungsgürteln mit nur sehr geringer Wahrscheinlichkeit auf Annihilationspartner treffen, stellt sich eine stabile Population ein. Das Zusammenspiel dieser Prozesse wurde über einige Jahre hinweg theoretisch vorhergesagt [32]-[34], jedoch erst 2011 mithilfe des PAMELA-Detektors an Bord des russischen Satelliten Resurs-DK No.1 experimentell bestätigt [35]. Ähnlich wie auch für MOVE-II vorgesehen, befindet sich Resurs-DK No.1 in einem nahezu kreisförmigen niedrigen Erdorbit (LEO). Da die innere Grenze der Strahlungsgürtel im Mittel bei etwa 1000 Kilometern liegt, können Messungen des Teilchenflusses im LEO nur beim Durchflug durch die Südatlantische Anomalie (SAA) durchgeführt werden. Die SAA entsteht durch eine Verkipfung und Verschiebung der Erdmagnetachse mit Bezug auf die Rotationsachse [36], wodurch das Magnetfeld über dem Südatlantik geschwächt wird und in ihm gefangene Teilchen bis auf eine Höhe von 200 Kilometern in die Atmosphäre eindringen können. Die AFIS-Mission soll an die von PAMELA gemessenen Daten in der SAA anknüpfen

und die Messungen bei niedrigeren Energien im Bereich von 25 bis 100 MeV erweitern. Um dies zu ermöglichen basiert MAPT auf einem neuartigen Detektionsprinzip, da klassisch aufgebaute Spektrometer-Experimente wie PAMELA oder AMS-02 bei solchen niedrigen Energien nicht sensitiv sind.

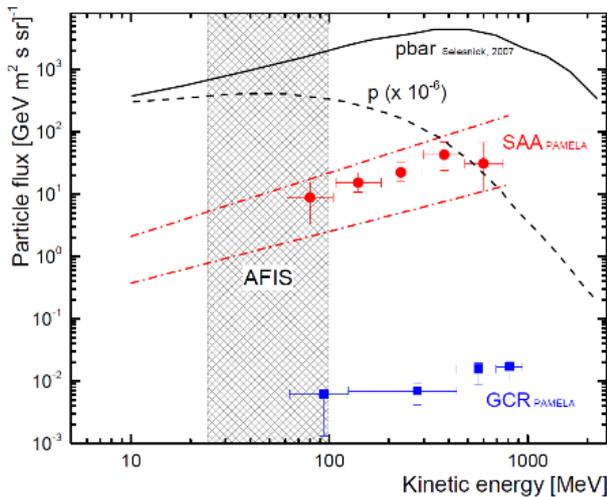


BILD 12. Der Fluss von Antiprotonen in den Van-Allen-Strahlungsgürteln (rot), verglichen mit dem der kosmischen Strahlung (blau) [35]. Die Vorhersage von Selesnick et al. weicht um etwa zwei Größenordnungen ab [32].

#### 4.2. MAPT: Technische Umsetzung

Das Funktionsprinzip der meisten Teilchendetektoren beruht darauf, dass geladene Teilchen beim Durchgang durch Materie Energie verlieren. In klassischen Spektrometer-Anordnungen müssen Teilchen ein im Detektor erzeugtes Magnetfeld durchqueren und geben dabei pro Lage des Detektors meist nur einen vernachlässigbar kleinen Anteil ihrer anfänglichen Energie ab. Anhand der Krümmung der Teilchenspur und dessen Geschwindigkeit kann dieses identifiziert werden. Sind die Teilchen jedoch hinreichend langsam und verlieren daher so viel Energie, dass sie in einer der mittleren Lagen stoppen, so kann diese Information unvollständig sein, da Informationen aus allen Lagen für eine eindeutige Identifikation benötigt werden. In MAPT wird jedoch genau die Informationen des Stoppvorgangs ausgenutzt: Der Verlauf des Energieverlustes bei niedrigen Energien (die sogenannte Bragg-Kurve) ist charakteristisch für eine bestimmte Teilchensorte bei gegebener Energie. Der aktive Kern des Detektors besteht daher aus 900 szintillierenden Plastikfasern, mit denen der spezifische Energieverlust bestimmt werden kann. Da jede zweite Lage der Fasern zusätzlich um 90° verdreht ist, können die Spuren geladener Teilchen rekonstruiert werden.

Zur Identifikation von Antiprotonen werden zudem die Charakteristika der Annihilation ausgenutzt: Die Wahrscheinlichkeit, dass ein Antiproton an einem Atomkern des Szintillatormaterials annihiliert, steigt mit abnehmender Teilchenenergie stark an. Die meisten Antiprotonen stoppen daher fast vollständig ab

bevor sie mit einem Kern wechselwirken. Die dabei entstehenden Sekundärteilchen werden aufgrund der Impulserhaltung isotrop emittiert und bilden zusammen mit der Bragg-Kurve eine eindeutige Signatur [37].

Die szintillierenden Fasern sind direkt an Silizium-Photomultiplier (SiPM) gekoppelt, die das entstehende Licht mit einer Sensitivität bis zu einzelnen Photonen nachweisen können. Strahltests mit einem skalierten Prototypen am Paul Scherrer Institut haben gezeigt, dass die Energie stoppender Protonen (Anfangsenergie: 50 MeV) mit diesem Messprinzip mit einer Auflösung im sub-MeV-Bereich rekonstruiert werden kann [38]. Um eine so hohe Anzahl von Detektorkanälen bei den in einem CubeSat gegebenen Platz- und Gewichtsbeschränkungen, sowie der begrenzten Energieversorgung realisieren zu können wurde ein neues Datenerfassungssystem entwickelt. Basierend auf einer Kombination aus einem eigens für die Auslese von SiPMs entworfenen ASIC (Application Specific Integrated Circuit) und mehreren FPGAs (Field Programmable Gate Arrays) ist das System dazu in der Lage die 900 Detektorkanäle vollständig parallel auszulesen. Damit wird sichergestellt, dass die hohen Teilchenflüsse innerhalb der SAA von der Elektronik zuverlässig verarbeitet werden können.

Ein erster vollständiger Prototyp von MAPT wurde im Oktober 2014 an Bord des Höhenforschungsballons BEXUS 18 im schwedischen Kiruna getestet [39].

#### 5. FAZIT UND AUSBLICK

MOVE-II befindet sich momentan in der Phase B des Projektes. Der Start des Satelliten samt Nutzlast ist für Ende 2017/Anfang 2018 geplant. Derzeit sind etwa 25 Studenten, größtenteils über freiwillige Mitarbeit im Projekt beschäftigt.

#### DANKSAGUNG

MOVE-II wird von der Raumfahrt-Agentur des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages unter dem Förderkennzeichen 50 RM 1509 gefördert.

## REFERENZEN

- [1] M. Czech, A. Fleischner and U. Walter: "A First-MOVE in Satellite Development at the TU-München", in: *Small Satellite Missions for Earth Observation*, R. Sandau, H.-P. Roeser und A. Valenzuela, Springer Berlin Heidelberg, 235-245, 2010.
- [2] M. Langer, C. Olthoff, J. Harder, C. Fuchs, M. Dziura, A. Hoehn, U. Walter: "Results and lessons learned from the CubeSat mission First-MOVE", in: *Small Satellite Missions for Earth Observation*, R. Sandau, H.-P. Roeser und A. Valenzuela, Springer Berlin Heidelberg, 2015
- [3] M. Langer, C. Olthoff, U. Walter: "First-MOVE Lessons Learned Report", *DLR Report, Revision 1*, Technische Universität München, 2015.
- [4] M. Langer et.al.: "The Evolution of the CubeSat Programm MOVE", in: *Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites*, <http://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2015/all2015/116/>
- [5] M. Grulich et al. "SMARD-REXUS-18: Development and Verification of an SMA Based CubeSat Solar Panel Deployment Mechanism", in: *Proc. 22nd ESA Symposium European Rocket & Balloon Programmes and Related Research*, 7–12 June 2015, Tromsø, Norway (ESA SP-730, September 2015).
- [6] P. Bangert, S. Busch, K. Schilling: "Performance Characteristics of the UWE-3 Miniature Attitude Determination and Control system", in: *2nd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems (DYCOSS)*, Rome 2014, IAA-AAS-DyCoSS2-14-05-07
- [7] A. Wiefeld: "Determination and Simulation of a Solar Panel Deployment Strategy for the nanosatellite MOVE-II", *Semesterarbeit*, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, 2015.
- [8] M.Langer, C. Olthoff, L. Datshvili, H. Baier, N. Maghaldadze, U. Walter: "Deployable Structures in the CubeSat Program MOVE", in: *Proceedings of the 2nd International Conference Advanced Lightweight Structures and Reflector Antennas*, pp. 224-233, Tbilisi, Georgia, 1-3 October 2014.
- [9] T. Assmann: "Development of a Solar Panel Deployment System for the Nanosatellite MOVE-II", *Bachelor's Thesis*, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, 2015.
- [10] D. Vogel: "Development of an Antenna Deployment Mechanism for the Nanosatellite MOVE-II", *Bachelor's Thesis*, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, 2015.
- [11] T. W. Flatley ,W. Morgenstern, A. Reth , F. Bauer: "A B-dot acquisition controller for the RADARSAT spacecraft", in: *Flight Mechanics Symposium*, pp.79–89, Stanford, CA, 1997
- [12] M. Burkhart: "Mechanical and Electrical Design and Validation Test of an LED based Solar Simulator for CubeSat Environmental Testings," *Semesterarbeit*, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, 2013.
- [13] M. Burkhart: "Testbed for CubeSat Attitude Determination Systems", *Semesterarbeit*, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, 2015.
- [14] D. Meßmann: "Development of a Simulation Environment with the STK/MATLAB Interface for Attitude Determination and Control of the Nanosatellite MOVE II," *Bachelorarbeit*, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, 2014.
- [15] R. G. Gallager: "Low-Density Parity-Check Codes", M.I.T. Press, Cambridge, Massachusetts, 1963.
- [16] D.J.C. MacKay and R.M. Neal: "Near Shannon limit performance of low density parity check codes", in: *Electronics Letters*, 33(6):457–458, März 1997.
- [17] N.M.E. Appel: "Nanolink: A data link layer protocol for the Cubesat MOVE 2", *Bachelor's Thesis*, Technische Universität München, 2015.
- [18] C.M. Fuchs: "Evaluation of Operating Systems for the Nanosatellite Missions MOVE-II", *Interdisciplinary Project Report*, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, 2014.
- [19] AB Aeroflex Gaisler: Leon3-ft sparv v8 processor, 2012, <http://gaisler.com>.
- [20] A Jordan et al.: "Seu data and fault tolerance analysis of a leon 3ft processor", in: *Radiation and Its Effects on Components and Systems (RADECS), 2009 European Conference on*, pp. 617–619. IEEE, 2009.
- [21] R. W. Berger et al.: "The rad750 tm-a radiation hardened powerpc tm processor for high performance spaceborne applications", in: *Aerospace Conference, 2001, IEEE Proceedings.*, volume 5, pp. 2263–2272. IEEE, 2001.
- [22] F. Anjam et al.: "A vliw softcore processor with dynamically adjustable issueslots", in: *Field-Programmable Technology (FPT), 2010 International Conference on*, pp. 393–398. IEEE, 2010.
- [23] Aeroflex Gaisler: "Leon-3/griib intellectual property cores", *Technical Report*, 2009, <http://gaisler.com>.

- [24] L. Whetsel: "An ieee 1149.1-based test access architecture for ics with embedded cores", in: *ITC*, pp. 69–78, 1997.
- [25] Altera Corporation: "Arria GX device handbook", volume 2: Jam STAPL. 2008.
- [26] C.M. Fuchs, M. Langer, and C. Trinitis: "Enabling Dependable Data Storage for Miniaturized Satellites", in: *Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Student Competition, SSC15-VIII-6. <http://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2015/all2015/59/>
- [27] C. Fuchs, M. Langer, and C. Trinitis: "FTRFS: A Fault-Tolerant Radiation-Robust Filesystem for Space Use," in: *Lecture Notes in Computer Science, Architecture of Computing Systems – ARCS 2015*, Pinho, Luís Miguel Pinho, W. Karl, A. Cohen, and U. Brinkschulte, Eds.: Springer International Publishing, 2015, pp. 96-107.
- [28] R.R. Katti et al.: "High speed magneto-resistive random access memory", US Patent 5,173,873, December 22 1992.
- [29] C. Fuchs, M. Langer, and C. Trinitis: "A Fault-Tolerant Radiation-Robust Mass Storage Concept for Highly Scaled Flash Memory", in: *Data Systems in Aerospace (DASIA) Conference*, Barcelona, 2015.
- [30] Dafinger N.: Designing a JTAG Communication Module for the Nanosatellite Mission MOVE-II, *Interdisciplinary Project Report*, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, 2015.
- [31] J. M. Albert, G. P. Ginet, and M. S. Gussenhoven: "CRRES observations of radiation belt protons: 1. Data overview and steady state radial diffusion," in: *J. Geophys. Res.*, vol. 103, no. A5, p. 9261, 1998.
- [32] R. S. Selesnick, M. D. Looper, R. A. Mewaldt, and A. W. Labrador: "Geomagnetically trapped antiprotons," in: *Geophys. Res. Lett.*, vol. 34, no. 20, pp. 2–5, 2007.
- [33] A. Gusev, G. Pugacheva, V. Pankov, J. Bickford, W. Spjeldvik, U. Jayanthi, and I. Martin: "Antiparticle content in the magnetosphere," in: *Adv. Sp. Res.*, vol. 42, no. 9, pp. 1550–1555, 2008.
- [34] M. Fuki: "Cosmic-Ray Antiproton Spatial Distributions Computed In Magnetosphere," in: *Int. J. Mod. Phys. A*, vol. 20, no. 29, pp. 6739–6741, 2005.
- [35] O. Adriani et.al: "The Discovery of Geomagnetically Trapped Cosmic-Ray Antiprotons," in: *Astrophys. J.*, vol. 737, no. 2, p. L29, 2011.
- [36] S. Maus, S. Macmillan, S. McLean, B. Hamilton, A. Thomson, M. Nair, and C. Rollins: "The US/UK World Magnetic Model for 2010-2015", *NOAA Technical Report*, NESDIS/NGDC, 2010
- [37] M. J. Losekamm, T. Pöschl, M. Langer, and S. Paul: "The AFIS Detector: Measuring Antimatter Fluxes on Nanosatellites," in: *65th International Astronautical Congress*, 2014.
- [38] T. Pöschl, M. J. Losekamm, D. Greenwald, and S. Paul: "A Novel CubeSat-Sized Antiproton Detector for Space Applications," in: *34th International Cosmic Ray Conference*, 2015.
- [39] M. J. Losekamm, T. Pöschl, D. Gaisbauer, D. Greenwald, and S. Paul: "AFIS: A New Instrument for Cosmic Radiation Studies on BEXUS 18 and Future Nanosatellite Missions," in: *22nd ESA Symposium European Rocket & Balloon Programmes and Related Research*, 2015.