



Schlussbericht für das Vorhaben

MOVE – Munich Orbital Verification Experiment

Förderkennzahl DLR: 50 RU 0801

Zuwendungsempfänger:

Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München

Laufzeit: 01.06.2008 bis 28.02.2015

Vorhabensbezeichnung:

Durchführung einer Satellitenmission basierend auf der Pico-Satelliten Plattform MOVE zur Verifikation neuer Technologien

Projektleiter: Prof. Dr. rer. nat. Ulrich Walter

Projektmanagement: Dipl.-Ing. Manuel Czech, Dipl.-Ing. Claas Olthoff

Erstellung des Schlussberichts: Dipl.-Ing. Martin Langer

Das diesem Bericht zugrunde liegende Vorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie durch die Raumfahrt-Agentur des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR) unter dem Förderkennzeichen 50 RU 0801 gefördert.

Inhalt

1	Kurzdarstellung	7
1.1	Aufgabenstellung	7
1.2	Voraussetzungen	7
1.3	Planung und Ablauf des Vorhabens	8
	Anfangsfinanzierung	12
	Erste Aufstockung	12
	Zweite Aufstockung	12
	Dritte Aufstockung	12
	Vierte Aufstockung	12
	Fünfte Aufstockung	12
	Sechste Aufstockung.....	13
1.4	Wissenschaftlicher und technischer Stand, an den angeknüpft wurde	14
1.5	Zusammenarbeit mit anderen Stellen	15
1.5.1	EADS Astrium	15
1.5.2	IABG	15
1.5.3	Rexlab, C&R Technologies	15
1.5.4	CASE	15
1.5.5	OES (Optisch-Elektrische Systeme).....	15
2	Eingehende Darstellung des Vorhabens	16
2.1	Ergebnisse 2008 [7]	16
2.2	Ergebnisse 2009 [8]	19
2.3	Ergebnisse 2010 [9]	23
2.4	Ergebnisse 2011 [10]	25
2.5	Ergebnisse 2012 [11]	28
2.6	Ergebnisse 2013 [12]	32
2.7	Ergebnisse 2014 [13]	36
2.8	Ergebnisse 2015	38
2.9	Gliederung der Ergebnisse in Arbeitspakete der Projektphasen	39
2.9.1	Phase 1 (August 2006 bis Juni 2007)	40
2.9.2	Phase 2 (Juni 2007 bis Februar 2008).....	46
2.9.3	Phase 3 (März 2008 bis Mai 2009)	52
2.9.4	Zwischenphase (August 2009 bis Oktober 2010).....	55
2.9.5	Personaländerungen ab 2011	56
2.9.6	Phase 4 (Oktober 2010 bis Dezember 2013).....	57
	Personaländerungen ab 2013	68
2.9.7	Phase 5 (Januar 2014 bis Februar 2015).....	69

2.10	Nutzen / Verwertungsplan.....	71
2.11	Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen	71
2.12	Veröffentlichungen	71
	Akademische Arbeiten	72
	Diplomarbeiten	72
	Masterarbeiten.....	72
	Semesterarbeiten	72
	Bachelorarbeiten	73
	Interdisziplinäre Projekte.....	73
	Seminararbeiten	74
3	Referenzen.....	75
	Anhang	76

Abbildungsverzeichnis:

Abbildung 1:	Modellphilosophie des Satelliten	8
Abbildung 2:	Aufgaben im Projekt (WBS).....	9
Abbildung 3:	Balkenplan zu Vorhabensbeginn.....	10
Abbildung 4:	tatsächlicher Verlauf des Vorhabens.....	11
Abbildung 5:	Funktionsweise und Prototyp der Hard Command Unit.....	16
Abbildung 6:	Schematische Absicherung durch Latch-up Sicherung und Master Watchdog	17
Abbildung 7:	Schematische Funktionsweise einer Softwarekorrektur für MOVE....	17
Abbildung 8:	Konzept thermaler Zonen und teilweise Explosionszeichnung von MOVE (MLI gelb dargestellt)	18
Abbildung 9:	Darstellung der wichtigsten Systeme von MOVE	19
Abbildung 10:	Anfertigung von MLI Sheets durch einen MOVE Studenten (links), Lieferung der Solarpanele (rechts)	20
Abbildung 11:	MOVE Elektronikstack (links) und Flat-Satellite Aufbau (rechts)	21
Abbildung 12:	MOVE TV Modell in der TV Kammer und T-Kurven basierend auf Messwerten aus dem Test.....	22
Abbildung 13:	FlatSat Aufbau	24
Abbildung 14:	Ofen zum Glühen Der Hysteresestäbe und fertig geglühte Stäbe	25
Abbildung 15:	SPL Fitcheck.....	25
Abbildung 16:	neues CAD Modell von First-MOVE	26
Abbildung 17:	Simulationsergebnis des First-MOVE Thermalmodells	27
Abbildung 18:	Teilnehmer der CubeSat Summer School 2011	28
Abbildung 19:	First-MOVE beim EMI Test.....	28
Abbildung 20:	First-MOVE beim mechanischen Qualifikationstest	29
Abbildung 21:	First-MOVE mit integrierten Thermoelementen	30
Abbildung 22:	First-MOVE in der Thermal-Vakuum-Kammer bei IABG.....	31
Abbildung 23:	First-MOVE im aktuellen Zustand	32
Abbildung 24:	First-MOVE (ganz rechts) im ISIPod.....	33
Abbildung 25:	Montage der Nutzlaststruktur mit mehreren ISIPods und First-MOVE	34
Abbildung 26:	First-MOVE Startparty.....	34
Abbildung 27:	Start der Dnepr Rakete mit First-MOVE an Bord.	35
Abbildung 28:	Organigramm der Phase 1 im MOVE Projekt	40
Abbildung 29:	Organigramm der Phase 2 im MOVE Projekt	46

Tabellenverzeichnis:

Tabelle 1: Übersicht Finanzposten des Vorhabens 13

Abkürzungen

AIV/AIT	Assembly, Integration & Verification / Assembly, Integration & Test
A/D	Analog/Digital
AP	Arbeitspaket
CAD	Computer aided Design
CDR	Critical Design Review
CFK	carbonfaserverstärkter Kunststoff
COM	Communication Subsystem
COTS	Commercial off-the-shelf
DA	Diplomarbeit
DLR	Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
EPS	Electrical Power System
EQM	Engineering and Qualification Model
ESA	European Space Agency
ESATAN-TMS	European Space Agency Thermal Analysis Network –Thermal Modelling Suit
FDIR	Fault-Detection, Fault-Isolation and Recovery Techniques
FEM	Finite Elemente Methode
FM	Flight Modell
FMEA	Failure Mode and Effect Analysis
GSE	Ground Support Equipment
HCU	Hard-Command Unit
ICD	Interface Control Document
ISIS	Innovative Solutions in Space
I ² C	Inter-Integrated Circuit
LRT	Lehrstuhl für Raumfahrttechnik
LTD	Lehrstuhl für Thermodynamik
LUP	Latch-Up Protection
MEMS	Microelectromechanical Systems
MIT	Massachusetts Institute of Technology
MLI	Multi-Layer Insulation
MOVE	Munich Orbital Verification Experiment
MPPT	Maximum Power Point Tracker
MRAM	magnetoresistiver RAM
NASA	National Aeronautics and Space Administration

OBDAH	On-Board Data Handling
PCB	Printed Circuit Board
PDR	Preliminary Design Review
PR	Public Relations
QA	Quality Assurance
SA	Semesterarbeit
SE	Systems Engineering
SEP	System Entwicklungs Praktika
SPI	Serial Peripheral Interface
STK	Satellite Tool Kit
TBD	To Be Determined
TID	Total Ionizing Dose
TUM	Technische Universität München
TWI	Two-Wire-Interface
UHF	Ultra High Frequency
VHF	Very High Frequency
WARR	Wissenschaftliche Arbeitsgemeinschaft für Raketentechnik und Raumfahrt
WBS	Work Breakdown Structure

1 Kurzdarstellung

1.1 Aufgabenstellung

MOVE war ein Projekt zur Entwicklung eines Picosatelliten am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik (LRT) der Technischen Universität München. Der Name MOVE ist ein Akronym, das für "Munich Orbital Verification Experiment" steht.

Folgende Hauptansprüche wurden zu Vorhabenbeginn formuliert [1]:

- **MOVE ist ein Ausbildungsprojekt**
Studenten sollen an einem praktischen Beispiel das Vorgehen bei der Entwicklung eines komplexen Systems industriennah erlernen. MOVE soll des weiteren Erfahrung in der Systemintegration von Satelliten an den Lehrstuhl bringen. Hauptaugenmerk liegt daher auf einer professionellen Bearbeitung auf Systemlevel unter Nutzung von kommerziellen Komponenten und bestehenden Standards.
- **MOVE ist ein wissenschaftliches Projekt**
Der Name Munich Orbital Verification Experiment bedeutet eine Plattform, die in Kombination mit verschiedenen Nutzlasten verschiedene Missionen erfüllen kann.
- **MOVE soll begeistern**
Als erster Münchner Studentensatellit soll er das Zukunftspotential der Luft- und Raumfahrttechnik an der TU München verdeutlichen und die Allgemeinheit für das Thema begeistern. Die Studenten betreiben deshalb auch Öffentlichkeitsarbeit.

Ein Schwerpunkt des MOVE Projekts lag damit auf der Ausbildung der beteiligten Studenten. Die gewonnenen Erfahrungen sollte durch modellbasierte Entwicklung des Systems in Verbindung mit hardwaretechnischer Integration maximiert werden. Die erste Mission auf Basis der MOVE Plattform wurde First-MOVE genannt, und diente neben der Ausbildung der Studenten schwerpunktmäßig der Verifikation der Plattform MOVE mit allen damit verbundenen Technologien.

1.2 Voraussetzungen

Neuartige Technologien für Raumfahrtanwendungen sind ohne Funktionsnachweis im All nur schlecht vermarktbar. Deshalb müssen viele neue Technologien vor der Marktreife im All getestet werden. Dies kann entweder als primäre oder sekundäre Nutzlast oder optimalerweise auf einer speziellen Verifikationsmission geschehen. Besonders für räumlich sehr kleine Komponenten (MEMS) ist der CubeSat Standard [2] aufgrund des hohen Reifegrades und der Standardisierung für Verifikationsmissionen sehr geeignet. MOVE wurde als eine solche Verifikationsplattform auf CubeSat Basis definiert. Sie sollte dabei sehr flexibel und damit für unterschiedlichste Nutzlasten geeignet sein und daher eine Vielzahl von Schnittstellen bereitstellen. MOVE Missionen sollen von den Randbedingungen her eine Verifikation ermöglichen, welche industriellen Standards genügt [1].

In den vergangenen Jahren sind im internationalen universitären Bereich Strömungen zu erkennen, die eine umfassendere Ausbildung kommender Generationen von Ingenieuren über die reine Theorie der Vorlesungen hinaus propagieren. Moderne Lehrmethoden, wie sie beispielsweise von der CDIO Initiative [3] erarbeitet werden, finden bereits Anwendung an zahlreichen internationalen Spitzenuniversitäten (MIT, Singapore Polytechnic etc.). Ziel solcher Lehrmethoden ist es, den Studenten über reine Papierstudien hinaus den kompletten Produktentwicklungszyklus, angefangen von ersten Studien über die Herstellung bis zum operationellen Betrieb eines Systems in der Praxis näherzubringen. Genau dieser Ansatz wurde für die Entwicklung der First-MOVE Mission gewählt. Besonderheit ist dabei dass die Studenten nicht nur mit frei geschnittenen Einzelaufgaben wie Analysen und Simulationen, sondern auch Systemaufgaben wie beispielsweise SE und AIV/AIT betraut werden. Es wird versucht auch bei spezielleren Aufgaben auf dem Subsystem Level den Studenten stets den Blick für das Gesamtsystem zu vermitteln. Die gewonnenen Erfahrungen sollen durch modellbasierte Entwicklung des Systems in Verbindung mit hardwaretechnischer Integration maximiert werden.

1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

MOVE wurde gemäß der klassischen Projektphasen, wie sie in relevanten ESA [4] und NASA [5] Standards definiert sind, geplant und durchgeführt. Alle Arbeitspakete des Vorhabens wurden definiert und sind in Abbildung 2 ersichtlich. Satellitenseitig war es ursprünglich geplant, eine sogenannte Protoflight-Modell-Philosophie anzuwenden und somit das erste finale Exemplar des Satelliten zu starten. Hierzu sollten die Qualifikationslasten abgemildert werden. Die Motivation hierzu lag sowohl in gedachter Zeitersparnis beim Integrieren der Hardware als auch in reduziertem Bedarf für Anschaffungen. Im Laufe des Vorhabens stellte sich jedoch heraus, dass dieser Ansatz nicht sinnvoll war, da die Hardware auch ohne Qualifikationstests stark beansprucht wird, insbesondere bei den diversen Iterationsschleifen im FlatSat und vor der Deklaration zum EQM. Es wurde daher entschieden das Protoflight-Modell zu einem Qualifikationsmodell zu deklarieren und ein neues Flugmodell zu bauen (Abbildung 1).

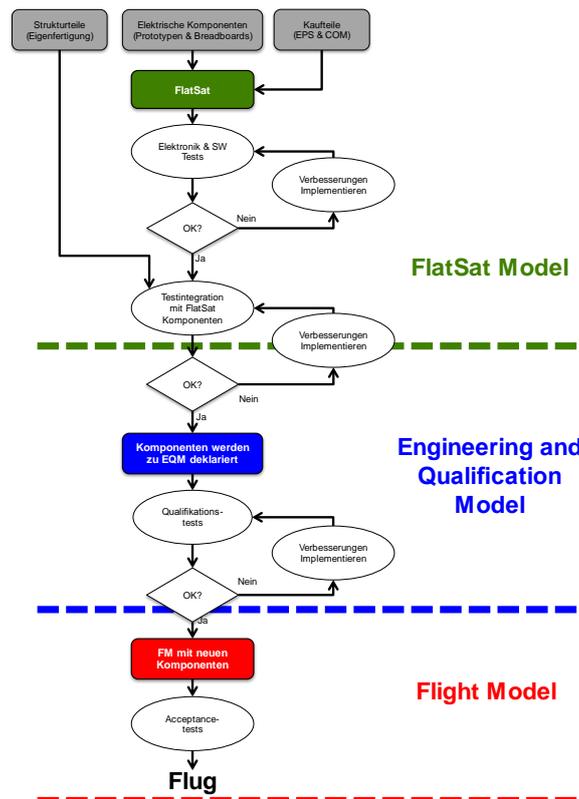


Abbildung 1: Modellphilosophie des Satelliten



Abbildung 2: Aufgaben im Projekt (WBS)

Nachfolgend sind der Balkenplan des Vorhabens zu Beginn des Vorhabens (Abbildung 3) und der tatsächliche Verlauf (Abbildung 4) dargestellt.



Abbildung 3: Balkenplan zu Vorhabensbeginn

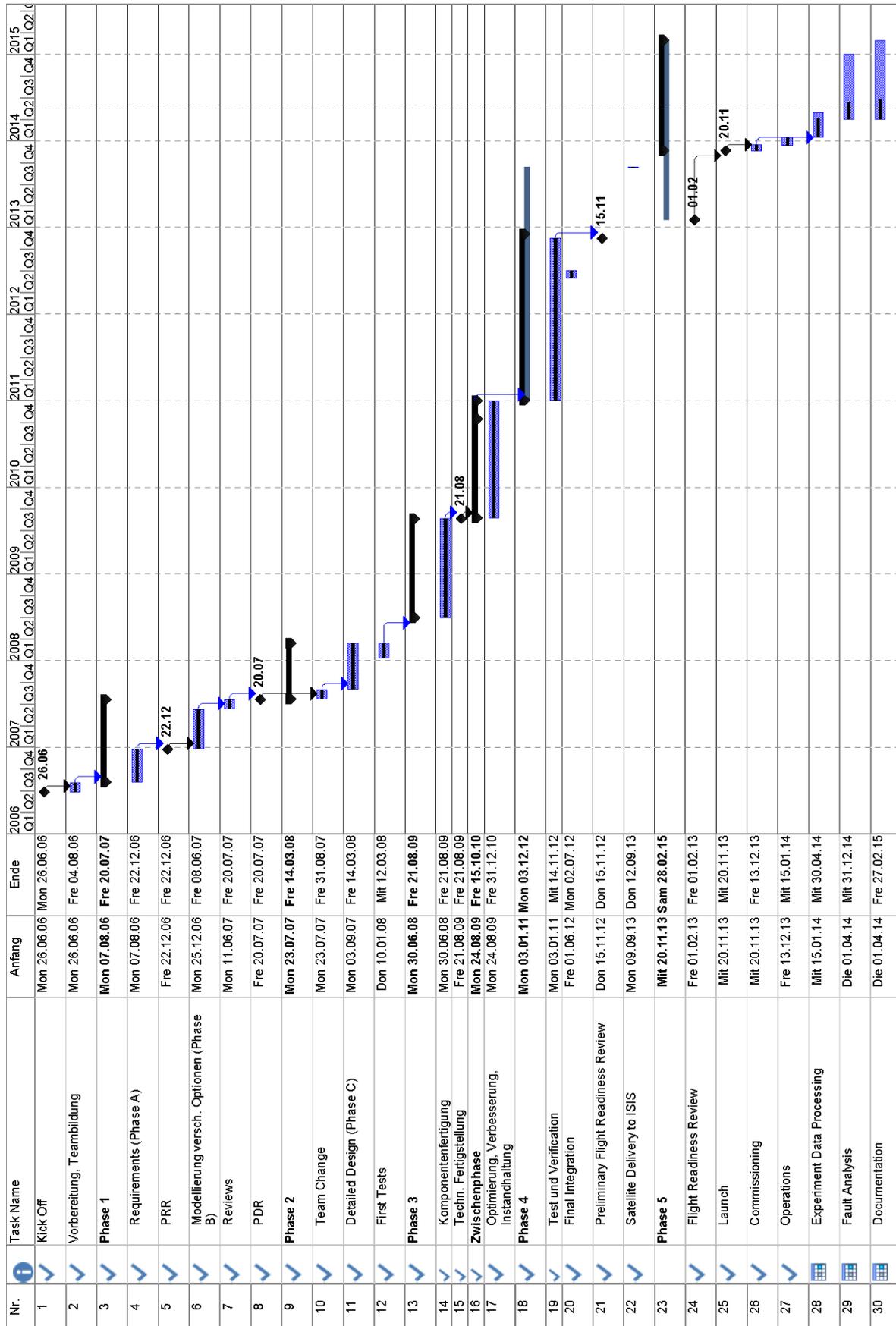


Abbildung 4: tatsächlicher Verlauf des Vorhabens

Wie in den Zwischenberichten dargestellt, ergibt sich die enorme Abweichung vom geplanten Verlauf des Vorhabens durch Startverschiebungen des Startanbieters ISIS. Der ursprünglich für 2009 geplante Start wurde durch ISIS mehrmalig verschoben. Diese Startverschiebungen erforderten insgesamt 6 Aufstockungen des Vorhabens, da aufgrund der langen Laufzeit die Betreuung nicht mehr durch die ursprünglich dafür vorgesehenen Mitarbeiter durchgeführt werden konnte. Im Folgenden sind die Aufstockungen samt Begründung chronologisch dargestellt [6]. Es folgt danach eine abschließende Darstellung der Finanzposten des Vorhabens in Tabelle 1.

Anfangsfinanzierung

Für das Gelingen des Projektes wurden vom DLR im Juni 2008 103.063,-€ als Zuwendung bewilligt. Davon fallen 22.940€ auf das Jahr 2008, 80.123€ auf das Jahr 2009.

Erste Aufstockung

Im April 2009 wurde das Projekt bis zum Jahresende verlängert, und die Förderungssumme um 42.032€ aufgestockt. Die Aufstockung ergab sich aus gestiegenen Startkosten für den Satelliten sowie aufgrund von notwendigen Personalmitteln durch eine Verzögerungen des Starts bis Ende 2009.

Zweite Aufstockung

Aufgrund eines abgesagten Starts von Seiten des Anbieters ISIS konnte der Start von First-MOVE nicht wie geplant im Jahr 2009 erfolgen. Ein alternativer Start wurde für Sommer 2010 angeboten. Die mit der Verlängerung des Vorhabens verbundenen Personalkosten und der leicht verteuerte Startpreis wurden durch eine weitere Aufstockung im Oktober 2009 um 34.807 € abgedeckt.

Der Start wurde zu Beginn Jahres 2010 von ISIS auf das vierte Quartal 2010 verschoben und im Sommer nochmals auf das zweite Quartal 2011.

Dritte Aufstockung

Um die hohe Arbeitslast in den verbleibenden Monaten bis zum Start und den darauf folgenden Betrieb des Satelliten zu bewältigen wurde beschlossen Dipl.-Ing. Jan Harder als Systemingenieur einzustellen, der aus Projektmitteln finanziert wird. Die Stelle des Projektleiters wurde ab 2011 voll vom Lehrstuhl für Raumfahrttechnik finanziert. Um die Kosten für den Systemingenieur zu decken wurde das Projekt um 57.557,00€ aufgestockt.

Vierte Aufstockung

Zu Beginn des Jahres 2011 wurde der Start dann erneut verschoben, dieses Mal auf frühestens Mitte 2012. Aufgrund der langen Lagerzeit einiger Komponenten wurde beschlossen, die Flughardware neu aufzubauen, die entsprechenden Mittel hierfür wurden aufgestockt. Außerdem wurden für dringende Aufgaben und die Zeit während der Startkampagne die Personalmittel und für die Umwelttests die Mittel zur Vergabe von Aufträgen aufgestockt. Der Gesamtbetrag der Aufstockung belief sich auf 50.536,00 EUR.

Fünfte Aufstockung

Ende des Jahres 2012 wurde der Start nochmals verschoben. Endgültig konnte der Start des Satelliten am 21.11.2013 durchgeführt werden.

Aufgrund der mittlerweile sehr langen Laufzeit des Vorhabens war es dem Lehrstuhl im Jahr 2013 nicht möglich, die Position des Projektleiters in vollem Umfang zu stellen. Der Projektleiter konnte aufgrund dringend erforderlicher Arbeit an der Dissertation nicht mehr in Vollzeit eingebunden werden und weitere personelle Ressourcen waren nicht verfügbar. Es wurde daher beantragt, das Vorhaben um Personalmittel aufzustocken um einen Stellvertreter einzustellen der den Projektleiter entlastet. Diese Person soll langfristig am Lehrstuhl bleiben und auch in einem Folgevorhaben angestellt werden. Die

Position wurde ab dem 1.2.2013 besetzt. Die im Finanzplan unter Posten 2.10 geführten Mittel für den Systemingenieur während der Startkampagne wurden in das Jahr 2013 verschoben.

Die Gesamtkosten der fünften Aufstockung beliefen sich auf 18.506,23 EUR.

Sechste Aufstockung

Nach erfolgreichem Start des Satelliten First-MOVE am 21.11.2013 und anschließender einmonatiger Betriebsphase musste der Nominalbetrieb des Satelliten Anfang Januar eingestellt werden.

Durch das Auftreten der Betriebsstörung und dem folgenden Abbruch der Mission haben sich im Rahmen der Fehlersuche und deren Dokumentation zusätzliche, umfangreiche Aufgaben ergeben, die nicht in der ursprünglichen Projektplanung vorgesehen waren und daher nicht bis zum geplanten Ende des Vorhabens am 30.06.2014 durchgeführt werden können. Die notwendigen Aufgaben umfassen insbesondere eine detaillierte Fehlersuche und die Erstellung eines ausführlichen „Lessons Learned“ Dokuments um die aufgetretenen Fehler bei einem möglichen Folgevorhaben zu vermeiden. (Arbeitspakete 8400 und 8500 im Projektplan)

Es war daher notwendig, das Vorhaben um Personalmittel aufzustocken, um die oben genannten Aufgaben mittels einer Personalstelle durchführen zu können. Diese Stelle wurde ab dem 01.07.2014 für 8 Monate besetzt. Zusätzlich wurden 3 Studenten als Hilfwissenschaftler eng in die Fehleranalyse eingebunden und konnten damit auch vom Gesamtwissen des Vorhabens profitieren. Zusätzlich zu den Personalmitteln wurden Reisemittel benötigt um Inlandsdienstreisen zu anderen Universitäten durchzuführen die bei der Fehlersuche behilflich sein können.

Die Gesamtkosten der sechsten Aufstockung beliefen sich auf 51.529,64 EUR.

Tabelle 1: Übersicht Finanzposten des Vorhabens

Gesamtübersicht Finanzplan (tatsächliche Ausgaben)	
Förderkennzeichen:	FKZ 50RU0801

Übersicht Mittelverwendung						
	812	822	835	843	846	850
2008	15.441,62 €	- €	- €	7.331,22 €	1.628,67 €	- €
2009	27.493,49 €	- €	- €	- €	- €	- €
2010	28.638,93 €	3.852,32 €	43.137,50 €	- €	- €	- €
2011	57.855,84 €	1.491,42 €	- €	3.692,98 €	- €	3.518,50 €
2012	68,94 €	3.466,01 €	9.498,73 €	12.800,91 €	734,56 €	- €
2013	27.817,87 €	- €	43.137,50 €	59,59 €	5.127,78 €	- €
2014	21.478,48 €	8.748,43 €	- €	- €	2.135,96 €	- €
2015	24.841,46 €	3.966,87 €	- €	- €	- €	- €
Summe	203.498,75 €	21.525,05 €	95.773,73 €	23.884,70 €	9.626,97 €	3.518,50 €

Gesamtfinanzierungsplan

	Bewilligung	Abfluss
812	200.971,00 €	203.498,75 €
822	18.536,00 €	21.525,05 €
835	95.821,73 €	95.773,73 €
843	26.583,00 €	23.884,70 €
846	12.600,00 €	9.626,97 €
850	3.518,50 €	3.518,50 €
Summe	358.030,23 €	357.827,70 €

1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand, an den angeknüpft wurde

Im universitären Bereich der Satellitentechnik hatte sich bereits vor Beginn des Vorhabens ein Standard zur kostengünstigen Entwicklung von Pico-Satelliten, der so genannte CubeSat Standard durchgesetzt. Dieser Standard umfasst die Abmessungen des Satelliten, aber auch zahlreiche Maßnahmen die die Qualifikation für den Mitflug auf zahlreichen Startmöglichkeiten stark vereinfachen. Es wurden 18 CubeSats in den Orbit befördert, wobei lediglich die Hälfte der CubeSats vom Boden aus voll kontaktiert werden konnte. Dies offenbarte die Schwierigkeiten in der Entwicklung eines funktionierenden Gesamtsystems, besonders wenn wie in den Anfängen der CubeSat Entwicklung aufgrund nicht verfügbarer COTS Komponenten sehr viel Aufwand in die Komponentenentwicklung gesteckt werden muss. Diese Erfahrung beeinflusste die Grundidee der Plattform MOVE, bei welchem ein robustes, funktionierendes Design im Vordergrund stand und somit ein Großteil des Aufwands in Aufgaben auf Systemebene investiert wurde [6].

Zu Vorhabensbeginn waren Pico-Satelliten aufgrund der kleinen Abmessungen nach wie vor in ihrer Leistung stark beschränkt. Es gab Ansätze zur Leistungssteigerung von Satelliten in Form entfaltbarer Solar Panels, wobei diese bisher Einzellösungen für spezielle Satellitenauslegungen, meist doppelte oder dreifache CubeSat Konfigurationen waren (z.B. lange Panels bei QuakeSat, Delfi-C3). Deshalb sollte mit dem LRT-Solar Panel ein Modul speziell für CubeSats in single-Konfiguration entwickelt werden, das zusammen mit erhältlichen COTS Komponenten, aufbauend auf deren Standards (CubeSat Kit Standard) [2] ohne großen Anpassungsaufwand bei Bedarf modular verwendet werden kann [6].

Bezüglich des On-Board Computers existierte seit dem Jahr 2006 ein Commercial off-the-shelf (COTS) On-Board Rechnersystem für CubeSats der US-amerikanischen Firma Pumpkin Inc. Diese, nicht weltraumqualifizierte Lösung, wurde jedoch als nicht professionelles System bewertet und daher nicht erworben. Generell war der Markt an käuflich erwerbbarer CubeSat Komponenten klein und die Dokumentation meist dürftig. Auch wenn wie oben bereits erwähnt mit dem CubeSat Kit das OBDH System als Herzstück eines Pico-Satelliten kommerziell verfügbar war, wurden keine fertigen CubeSat Plattformen angeboten. Aus diesem Grund wurde in Vorstudien Anforderungen an einen on-board Computer aufgestellt, damit mit diesem eine effiziente Verifikation erfolgen kann. Diese vorab aufgestellten Anforderungen an das System waren [6]:

- Geringer Leistungsbedarf (durch sparsame Komponenten, aber auch spezielle Konzepte der Leistungsrosselung)
- Geringe Baugröße und Masse (realisierbar durch Micro-Controller mit vielen Funktionen on-chip)
- Sicherheit trotz Verwendung von COTS Komponenten (umfangreiches Paket von Sicherheitskonzepten, FDIR von Anfang an Hauptaspekt der Planungen)

Dabei kristallisierten sich neben diesen allgemeinen Anforderungen wichtige Hauptaspekte speziell für die Verwendung als Plattform zur Verifikation neuer Technologien heraus, z.B.

- Bereitstellung ausreichend hoher (daher in den meisten Fällen überdimensionierter) Leistungsreserven für eine Vielzahl von Missionen (z.B. optische Verifikation mit Kameras → Bildkomprimierung) und Speicherkapazität
- Standardmäßig umfangreiche Möglichkeit der Messdatenerfassung (mehrere Sensoranschlüsse und A/D Stufen standardmäßig auf dem Board)
- Umgang mit unterschiedlichen Sicherheitsanforderungen der Daten (Datenverlust für Payloaddaten verschmerzbar, aber keine Fehler in Telemetrie- oder Softwaredaten)
- Bereitstellung verschiedener standardisierter und eindeutig spezifizierter Schnittstellen zur Payload (z.B. SPI, RS232, TWI)

Die Entwicklung einer neuartigen Generation von Solarzellen durch die Firma EADS Astrium und die damit verbundene, notwendige Verifikation im Orbit dieser Zellen war aus wissenschaftlich-technischer Sicht ein wichtiger Anknüpfungspunkt. Bei Solarzellen ergeben sich leider öfters minimale Änderungen in der Konfiguration, welche unter Umständen einen neuerlichen Space Proof der Zellen

erfordern. Für das Galileo System sollte eine neue (dritte) Generation der Zellen verwendet werden, welche sich durch die komplette Verwendung von ITAR freien Werkstoffen von den Zellen der zweiten Generation unterscheiden, und somit einen erheblichen strategischen Vorteil bieten. Dazu musste allerdings zunächst trotz erwiesener Eignung im Labor ein Space Proof erbracht werden. Dazu eignete sich First-MOVE besonders, da er mit seiner vergrößerten Oberfläche 16 dieser Zellen (statt wie gewöhnlich ca. 10) im Orbit verwenden kann [6].

1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Die Finanzierung eines Projekts wie MOVE kann nicht komplett aus Mitteln des Lehrstuhls erfolgen, sondern bedarf Unterstützung und Förderungen von Dritten. Jedoch nicht nur aus diesem Grund, sondern auch um das Projekt industrienah zu gestalten, wurden zahlreiche Partner einbezogen.

1.5.1 EADS Astrium

Die Firma Astrium GmbH in Ottobrunn bei München unterstützte den Lehrstuhl schon umfangreich im Projekt BayernSat. Diese Unterstützung konnte auch für das Projekt MOVE wieder gewonnen werden. Konkret sieht diese Unterstützung die Durchführung von Reviews vor, aber auch das Bereitstellen von Hardware wie z.B. die neuartigen, auf First-MOVE zu verifizierenden Solarzellen.

1.5.2 IABG

Zu IABG bestehen ebenfalls aus vergangenen Projekten enge Kontakte. IABG hat dem Lehrstuhl die Möglichkeit angeboten, die für den Satelliten notwendigen Qualifikationstests zum Selbstkostenpreis durchzuführen.

Der für die Bereiche AIV/AIT verantwortliche Student Daniel Zielinski arbeitete bei IABG als Werkstudent, und unterstützte so zum einen die Firma mit seiner Arbeitskraft und eignete sich zum anderen das notwendige Fachwissen zur Vorbereitung der Tests an. IABG ist mit dieser Form der Kooperation sehr zufrieden, es wurde auch schon Bedarf an weiteren studentischen Hilfskräften signalisiert.

1.5.3 Rexlab, C&R Technologies

Die Firma Cullimore and Ring Technologies sowie die deutsche Vertretung Rexlab in Petershausen bei München ermöglichte es dem MOVE Team, die Thermalrechnungssoftware Thermal Desktop für das Projekt zu nutzen. Dabei wurde diese Software, welche einen Wert von ca. 19.900€ (Angebot aus einem anderen Projekt liegt vor) hat, für einen Selbstkostenpreis von ca. 180€ zur Verfügung gestellt.

1.5.4 CASE

Die in München ansässige Firma CASE, welche sich auf Thermalrechnung spezialisiert hat, steht dem Lehrstuhl seit dem Projekt BayernSat beratend in der sehr komplexen Thermalrechnung zur Seite. Von dieser Firma kam auch die Empfehlung zur Verwendung der im vorhergehenden Punkt beschriebenen Thermalsoftware Thermal Desktop, die bei CASE intensiv getestet wurde und nun in verschiedenen Projekten eingesetzt wird. Hervorragender Kontakt besteht vor allem durch den ehemaligen Studenten Sebastian Höfner, der am LRT auf dem Gebiet der Thermalrechnung für BayernSat seine Diplomarbeit abgefasst hat und mittlerweile bei CASE angestellt ist.

1.5.5 OES (Optisch-Elektrische Systeme)

Die in Egloffstein bei Nürnberg ansässige Firma OES ist spezialisiert auf die Herstellung von Kameras für astronomische Einsatzgebiete. Sie besitzt Erfahrung im Bau von Kameras für den Einsatz in Weltraumumgebung. Die Firma OES ist Kooperationspartner im aktuellen Projekt Ervis am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, und hat sich bereit erklärt eine Photokamera für die First-MOVE Mission zum Selbstkostenpreis von ca. 1000€ bereit zu stellen.

2 Eingehende Darstellung des Vorhabens

In den folgenden Kapiteln werden die einzelnen Tätigkeiten innerhalb des Vorhabens erläutert. Zunächst erfolgt die Darstellung chronologisch in Form der wichtigsten Ergebnisse der Zwischenberichte. Anschließend sind die in den Projektphasen definierten Arbeitspakete (Überblick siehe Abbildung 2) angeführt.

2.1 Ergebnisse 2008 [7]

Mit Beginn der Förderung des MOVE Projekts durch das DLR im Juli 2008 konnten in zahlreichen Bereichen Fortschritte gemacht werden:

Während damals die Arbeiten etwa am Übergang von Phase B (Konzepte) zu Phase C (Designarbeiten) einzuordnen waren, finden zum Jahresende 2008 in fast allen Subsystemen Tests an Prototypen statt.

Für das Design wurden strenge Richtlinien vorgegeben. Als höchstes Designkriterium wurde Robustheit definiert. Diese Vorgabe führte zu zusätzlichen Arbeiten an Systemen, welche das Überleben des Satelliten sicherstellen. Diese Systeme basieren auf fünf wesentlichen Strategien, nämlich

- | | | |
|---|---|--|
| <ol style="list-style-type: none"> 1. System Instandhaltung Strategien 2. Robustes Thermal System 3. Tests | } | <ul style="list-style-type: none"> • Hard Command Unit • Latch-up Sicherung • Master Watchdog • Software Fehlerkorrektur |
|---|---|--|

Die Hard Command Unit ist dazu gedacht, dass ein Reset des Satelliten auch im Falle eines kompletten Software Absturzes erfolgen kann. Bestimmte Kommandos können vom Satelliten durch spezielle Hardware erkannt werden, ohne dass dazu Software nötig ist. Wird ein solches Kommando erkannt, kann es Resets auf verschiedenen Levels (komplettes System oder Komponenten) durchführen. Diese Hard Command Unit wurde entwickelt und implementiert, und konnte bereits unter Laborbedingungen intensiv getestet werden.

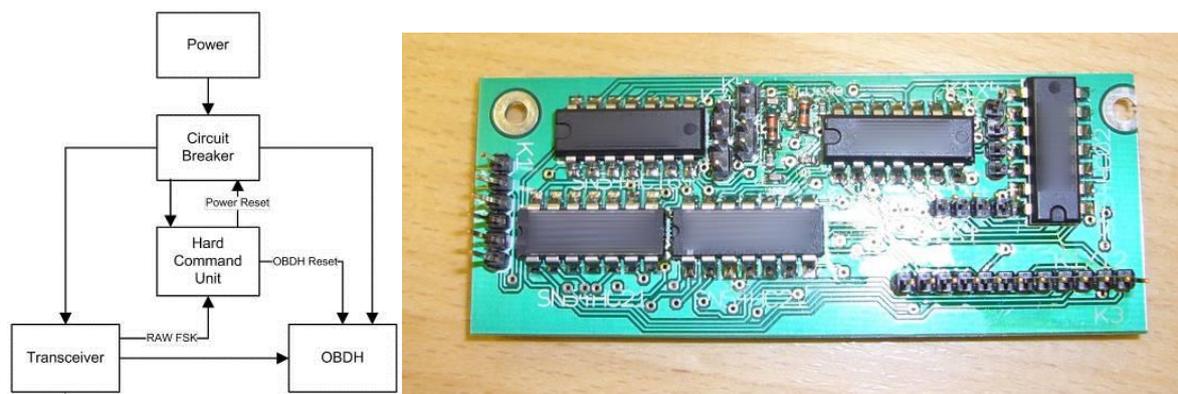


Abbildung 5: Funktionsweise und Prototyp der Hard Command Unit

Latch-up Sicherungen werden standardmäßig in fast allen Satelliten verwendet, um Commercial-off-the-Shelf Komponenten abzusichern. Für MOVE wurde eine spezielle Sicherung entwickelt, die ein Absichern von mehreren Komponenten (Speicherbausteine, Microcontroller) separat zulässt und die optimal in das Gesamtdesign integriert ist. Im Falle eines Latch-ups schaltet die Sicherung den kompletten Strom des Satelliten für einen kurzen Zeitraum ab.

Ein Watch-Dog Timer, der die Möglichkeit besitzt, auf höchstem Level des Satelliten ebenfalls den Strom zu unterbrechen, ist dazu gedacht, dass im Falle fehlender Erreichbarkeit des Satelliten aufgrund einer Verkettung von Fehlern, dieser sich in bestimmten Zeitintervallen selbständig resettet. Beide Systeme wurden als Vormodelle getestet.

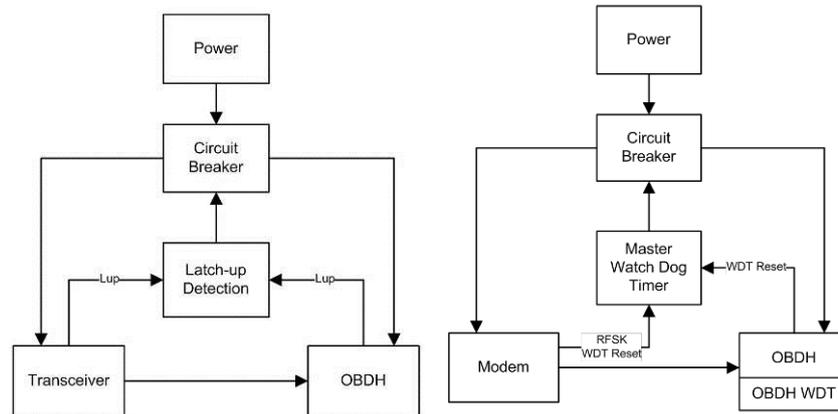


Abbildung 6: Schematische Absicherung durch Latch-up Sicherung und Master Watchdog

Eine weitere Maßnahme zur Absicherung des Satelliten ist eine automatische Korrektur von beschädigtem Programmcode im Speicher. Hardwaretechnisch basiert die Absicherung auf einer Kombination von relativ strahlungssicherem M-RAM Speicher mit einem relativ großen Flash Speicher. Der Softwarecode ist in beiden Speichern redundant abgelegt. Ein System zum Vergleich und zur automatischen Korrektur stellt sicher, dass sich im MRAM zu jedem Zeitpunkt der korrekte Code befindet. Das Korrekturverfahren konnte noch nicht implementiert und getestet werden. Dies war jedoch als Teil der Softwareentwicklung in 2009 geplant.

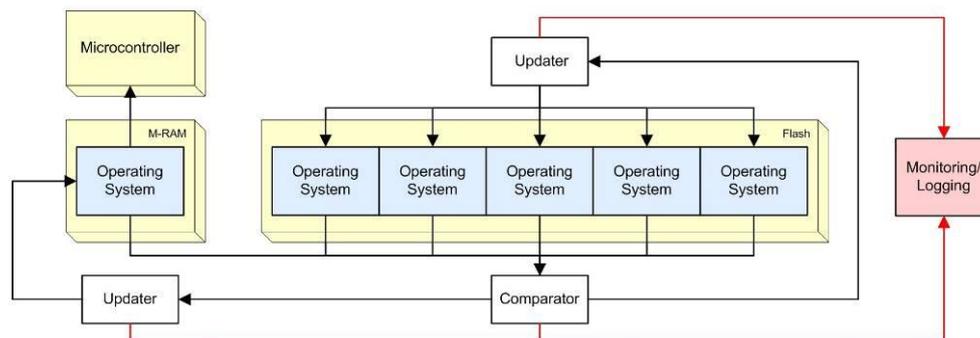


Abbildung 7: Schematische Funktionsweise einer Softwarekorrektur für MOVE

MOVE besitzt ein ausgeklügeltes Thermalkonzept, welches in einer Kombination aus Tests und Analysen entwickelt wird, und auf eine möglichst gleichbleibende Temperatur im Kern des Satelliten abzielt. In diesem Kern befinden sich die sensitiven Komponenten, wie die Batterie, die dort auch aktiv kontrolliert werden. Nach außen nehmen die Schwankungen der Temperatur zu, und erreichen ihren Höhepunkt auf der Oberfläche des Satelliten. Dies wird implementiert durch eine zweistufige Isolierung, welche den Satelliten in drei Thermalzonen unterteilt (siehe Abb. 4 links). Die genaue Anpassung der thermalen Begebenheiten kann durch sehr einfache Maßnahmen am fertigen Flugmodell nach intensiven Thermaltests erfolgen. Für Anfang bis Mitte 2009 sind solche Thermaltests mit Hilfe des Max-Planck Instituts für Sonnensystemforschung in Katlenburg-Lindau geplant. Für diese Tests wird ein thermal repräsentatives Struktur-Thermalmodell gefertigt. Mit den Tests soll das vorliegende Simulationsmodell korreliert werden, um eine bessere Abbildung der Wirklichkeit zu erzielen.

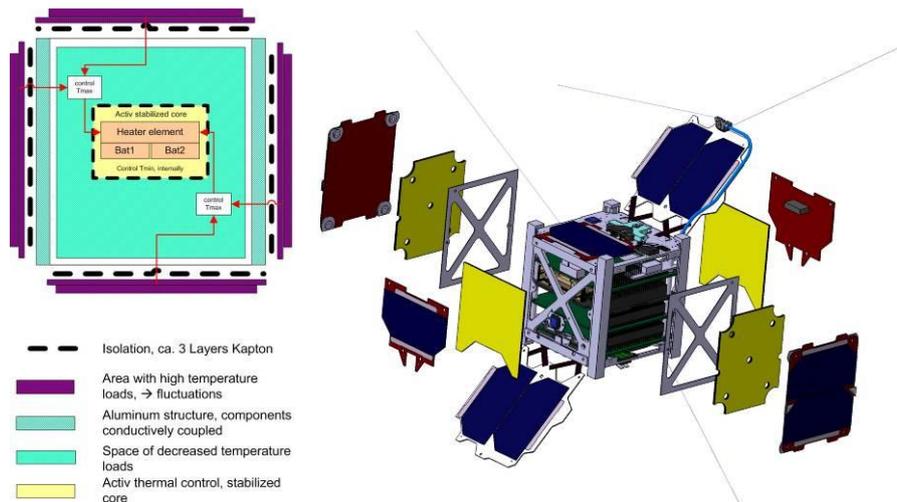


Abbildung 8: Konzept thermaler Zonen und teilweise Explosionszeichnung von MOVE (MLI gelb dargestellt)

Ein weiterer essentieller Bestandteil der Robustheits-Strategie ist die vorab-Qualifikation kritischer Komponenten im Weltraum, so geschehen auf der Rexus-4 Höhenforschungsrakete im Oktober 2008. Ein Team von Studenten entwickelte ein Testbett, in dem ein entfaltbares Solarpanel im Scheitelpunkt der Rakete aktiviert und entfaltet wurde, und zudem missionskritische Mikroschalter mehrfach betätigt wurden. Das Experiment, genannt VERTICAL, lief zur vollen Zufriedenheit ohne Probleme ab, und konnte die Eignung und Zuverlässigkeit der Komponenten für MOVE zeigen. Für die Studenten war der Start der Höhepunkt intensiver Projektarbeit, bei der alle Phasen eines Projekts vom Formulieren der Anforderungen bis zur Auswertung der Daten intensiv kennenlernten.

Die Arbeiten an MOVE fanden nicht nur auf Komponentenlevel statt, sondern vor allem das Zusammenbringen der verschiedenen Technologien zu einem Gesamtsystem war Hauptaufgabe der vergangenen Entwicklungsphase.

Es ergab sich ein sehr hoch integriertes System, dessen Komplexität es zu beherrschen galt. Ziel ist die im Folgenden dargestellte Konfiguration, welche die meisten Teile von MOVE beinhaltet.

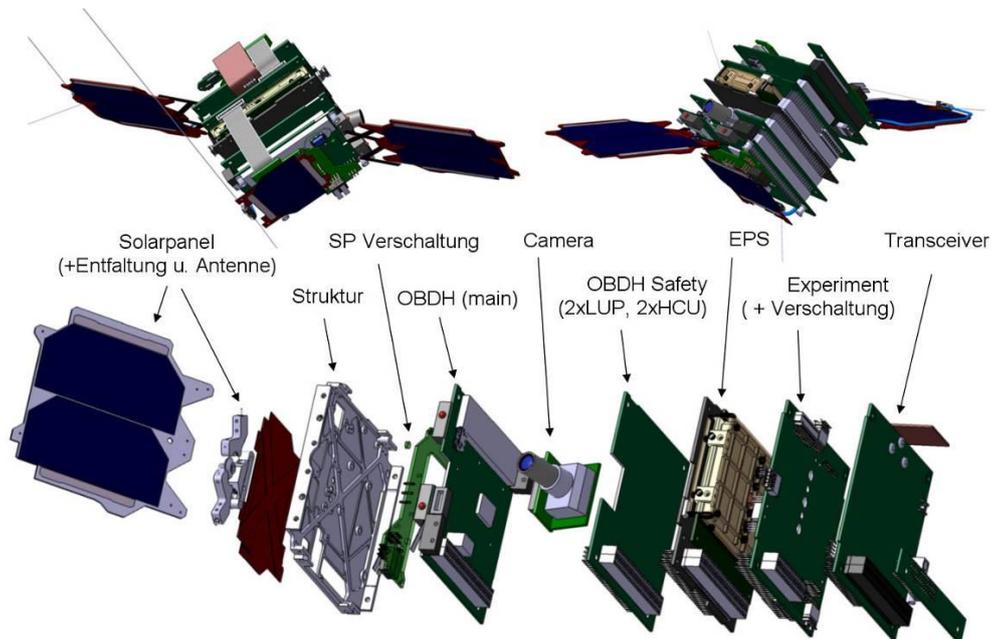


Abbildung 9: Darstellung der wichtigsten Systeme von MOVE

Erst nach Abschluss der Integration am Computer kann nun mit der Fertigung der Strukturteile in Flugkonfiguration begonnen werden. Es wurden jedoch schon zahlreiche Fertigungsversuche, zum Beispiel an Strukturteilen (CNC-Frästechniken) und Elektronik (PCB Layouts) vorgenommen.

Neues ergab sich im dargestellten Zeitraum auch für die zugekauften Komponenten:

Nach der Entscheidung, nicht die vorgesehenen Transceiver der Firma Microhard zu verwenden, konnten mit Hilfe der Firma ISIS Spezifikationen für neue Transceiver erarbeitet werden. Diese wurden bei der Firma ISIS in Auftrag gegeben, und stehen kurz vor der Auslieferung. Es muss jedoch noch die Frequenzbewilligung der Koordinierungsbehörde abgewartet werden, bevor diese mit geeigneten Frequenzgebern ausgestattet werden können.

Das Subsystem Power lag dem LRT bereits vor Beginn der Förderung vor. Es traten jedoch Probleme auf Seiten der verwendeten Batterien auf. Die Firma Clyde-Space wies darauf hin, dass ein Fehler entdeckt wurde, der sich als kritisch für den Einsatz im Weltraum erweisen könnte. Clyde-Space ersetzt die als Flugeinheit deklarierte Batterie kostenfrei. Eine weitere Batterie als Backup wird vom LRT hinzu gekauft. Die Lieferung der neuen Batterien wurde für Mitte April vereinbart.

Auch auf Komponentenebene konnten zahlreiche Teile für die bevorstehende Integration von First MOVE beschafft werden. Die Liste zieht sich von diversen Kleinteilen (Schrauben), über Kabel und Heizfolien bis hin zu raumfahrtqualifiziertem Epoxidharz. Wo möglich wurden raumfahrtqualifizierte Teile verwendet, (z.B. qualifiziertes Isolierband, Harz, Temperatursensoren), deren Beschaffung nur mit großem Aufwand möglich war.

2.2 Ergebnisse 2009 [8]

Abschluss der Beschaffung und Herstellung von Komponenten

Alle extern beschafften Komponenten konnten beschafft und durch Funktionstests überprüft werden. Die im Hause entwickelten und gefertigten Komponenten liegen ebenfalls komplett in zweifacher Ausführung vor.

Tabelle 1: Subsysteme und Komponenten des First-MOVE Satelliten

System	Kurz-Spezifikation	Hersteller
Entfaltbare Solar Paneele	2 Paneele (CFK) mit je 4 GaAs [2] Solarzellen und Nitinol-Federn	LRT
Antennensystem	Je eine UHF/VHF Antenne	LRT
Hold-Down Release Mechanismen	HDRM für jedes Panel	LRT
Struktur	Hoch integrierte Leichtbauteile (Alu) und konturgefräste CFK Teile	LRT
OBDH	Sehr leistungsfähiges Computersystem, basierend auf dem stromsparenden MC Atmel SAM9260 Dazu Speicher Flash, MRAM, SDRAM	LRT
Kamera	1.3MP Kamera, integriert mit OBDH System	LRT
Sicherheitssystem	<ul style="list-style-type: none"> - Latchup Sicherung - Hard Command Unit - Watch-Dog ➔ Integriert mit OBDH System 	LRT
EPS	<ul style="list-style-type: none"> - Insgesamt 12 GaAs Solarzellen zur Energiegewinnung - 3x MPPT - Li-Ion Batteries 2x3,7V/1500mAh 	EADS Astrium Clyde Space
Experiment	4 GaAs Solarzellen + variable Last	EADS Astrium/ LRT
Transceiver	UHF/VHF, 200mW downlink [6]	ISIS
Thermal	Automatische Heizung der Batterien im EPS Zusätzlich 4 Heizfolien auf Batterie Kompletter Satz MLI Blankets für die Außenseiten und die Batterie	LRT



Abbildung 10: Anfertigung von MLI Sheets durch einen MOVE Studenten (links), Lieferung der Solarpaneele (rechts)

Entsprechend der MOVE Philosophie wurden alle gefertigten Komponenten mit reger Beteiligung von Studenten angefertigt.

Verifikation der elektrischen Systeme und Fertigstellung der Betriebssoftware

Die mittlerweile komplett vorhandenen MOVE-Bauteile wurden im Sommer 2009 zunächst aufeinander gestacked und in Betrieb genommen. In dieser Konfiguration konnten grundlegende Funktionen, z.B. Uplink, Downlink oder die Aktivierung der Hold-Down Release Mechanismen verifiziert werden. Auf diese Art konnte auch die Betriebssoftware (Bibliotheken) des Satelliten so weiterentwickelt werden, dass sie alle Subsysteme informationstechnisch mit einbindet.

Da in dieser Konfiguration ein Messen an den verschiedenen Subsystemen nur erschwert möglich war, wurde das komplette System im Herbst flach (Flat-Satellite Konfiguration) aufgebaut. Dazu gibt es ein zentrales Messboard, das die Boards auffächert, und verschiedene Schnittstellen für optionale Spannungsversorgung und Messungen bietet. Diese Konfiguration entspricht elektronisch 1:1 dem Satelliten, so dass damit ein Großteil der Software-Logik programmiert und verifiziert werden konnte, sowie die Ströme gemessen und das Power-Budget mit realistischen Werten korreliert werden konnte.

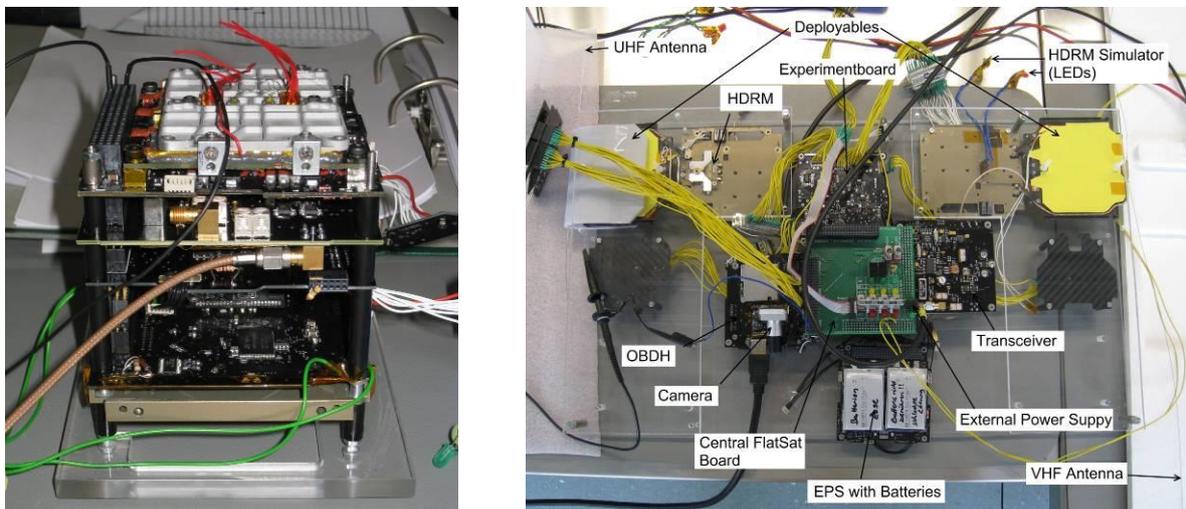


Abbildung 11: MOVE Elektronikstack (links) und Flat-Satellite Aufbau (rechts)

Thermale Verifikation

Ein speziell aufgebautes Thermalmodell des MOVE Satelliten wurde im Juli 2009 am Max-Planck Institut für Sonnensystemforschung in Katlenburg-Lindau verifiziert. Dabei stand eine Thermal-Vakuumkammer für eine Versuchsdauer von vollen zwei Tagen zur Verfügung.

Gemessen wurde die Wärmeausbreitung im ausgekühlten Satelliten nach Aufbringen einer definierten internen Wärmelast. 12 Sensoren im Inneren und auf den Außenflächen konnten jede Veränderung exakt erfassen. Durch diesen Test konnte das Thermal-Simulationsmodell von MOVE mit realen Konduktivitäten und radiativen Kopplungen korreliert werden.

Die anschließende Verifikation des Satelliten gegen reale Orbitlasten zeigte eine sehr träge Reaktion des Satelliten zum Kern hin. Das ausgeklügelte Thermalkonzept von First-MOVE konnte damit verifiziert werden. Die Einhaltung der Temperaturlimits der verschiedenen Satellitenkomponenten gilt damit als gesichert.

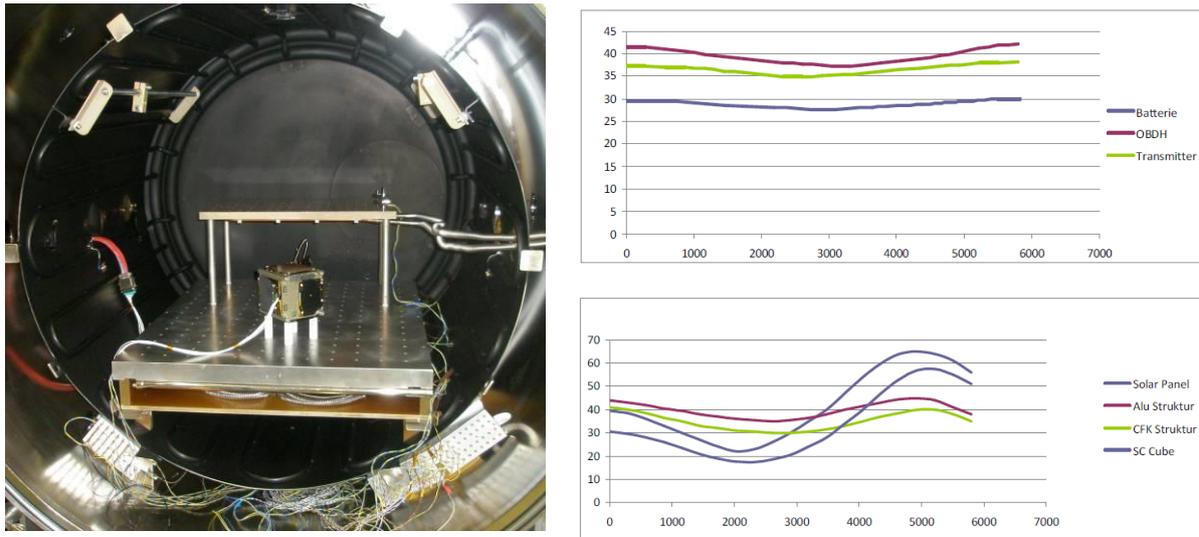


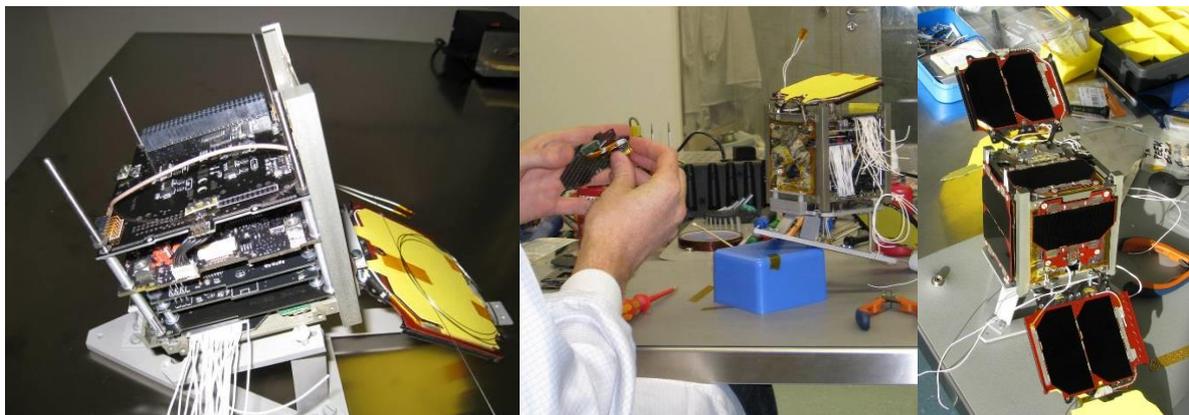
Abbildung 12: MOVE TV Modell in der TV Kammer und T-Kurven basierend auf Messwerten aus dem Test

Integrationstest

Ursprünglich war geplant, Ende August 2009 die Qualifikation des MOVE Satelliten bei IABG durchzuführen. Der Satellit wurde dazu komplett integriert. Leider ergab sich dass der Satellit nach dem Zusammenbau aufgrund eines Fehlers im zugekauften Batterieboard von Clyde Space nicht funktionierte. Die Qualifikation wurde deshalb vorerst verschoben bis der Fehler behoben ist.

Die Integration des Satelliten kann jedoch als erfolgreicher Integrationstest gewertet werden. Er lieferte wichtige Erkenntnisse zu Verbesserungen und zur Fehlervermeidung bei der Integration. Es entstanden in diesem Rahmen zahlreiche Werkzeuge und Integrationsequipment. Die Integration des Satelliten wurde in einer Woche durchgeführt. Basierend auf den Erkenntnissen und den Werkzeugen wird eine neue komplette Integration des Satelliten maximal drei Tage in Anspruch nehmen.

Der Fehler des Batterieboards wurde in einer neuen Revision der Boards von Clyde Space mittlerweile behoben.



Reviews und Meilensteine

Im Berichtszeitraum wurden keine formalen Reviews durchgeführt. Interne Reviews fanden jedoch statt.

Als hauptsächlicher Meilenstein kann die erste vollständige Integration des Satelliten, wie oben beschrieben, genannt werden. Dieser Meilenstein trägt den intern vergebenen Namen „technische Fertigstellung des Flugmodells aus qualifizierten Komponenten“. Weitere (frühere) Meilensteine sind die „Inbetriebnahme des MOVE-Elektronikstacks“, „Erster HF Kontakt zwischen MOVE und der Bodenstation“ etc.

Leider konnte, wie ebenfalls erwähnt, die Qualifikation des Gesamtsystems aufgrund von Problemen noch nicht vorgenommen werden. Die Planung und Vorbereitung der Qualifikation ist jedoch abgeschlossen (z.B. fertiger Shaker-Adapter, Absprachen mit IABG, Qualifikationslasten etc.). Sobald sämtliche Problembhebungen und Nachbesserungen abgeschlossen sind, kann der Satellit somit in kurzer Zeit integriert und qualifiziert werden.

Startvertrag

Im Berichtszeitraum wurde auch der Startvertrag mit der Firma ISIS ausgearbeitet. Sämtliche Punkte des Vertrags wurden mit allen Beteiligten (TUM Verwaltung, DLR etc.) mehrfach überarbeitet, so dass der Vertrag im Dezember 2009 unterzeichnet werden konnte.

Im Startvertrag vorgesehen ist ein Start im November 2010.

2.3 Ergebnisse 2010 [9]

Die im voran gegangenen Berichtszeitraum begonnenen Arbeiten am FlatSat Aufbau der Subsysteme wurden fortgeführt. Die dadurch erreichte Anordnung der einzelnen Platinen ermöglichte ein umfangreicheres und genaueres Testen der Komponenten. Erstmals wurde im FlatSat die Kommunikationsstrecke zwischen dem Satelliten und der Bodenstation aufgebaut. Die Funkverbindung wurde durch HF-Kabel mit Dämpfungsgliedern hergestellt.

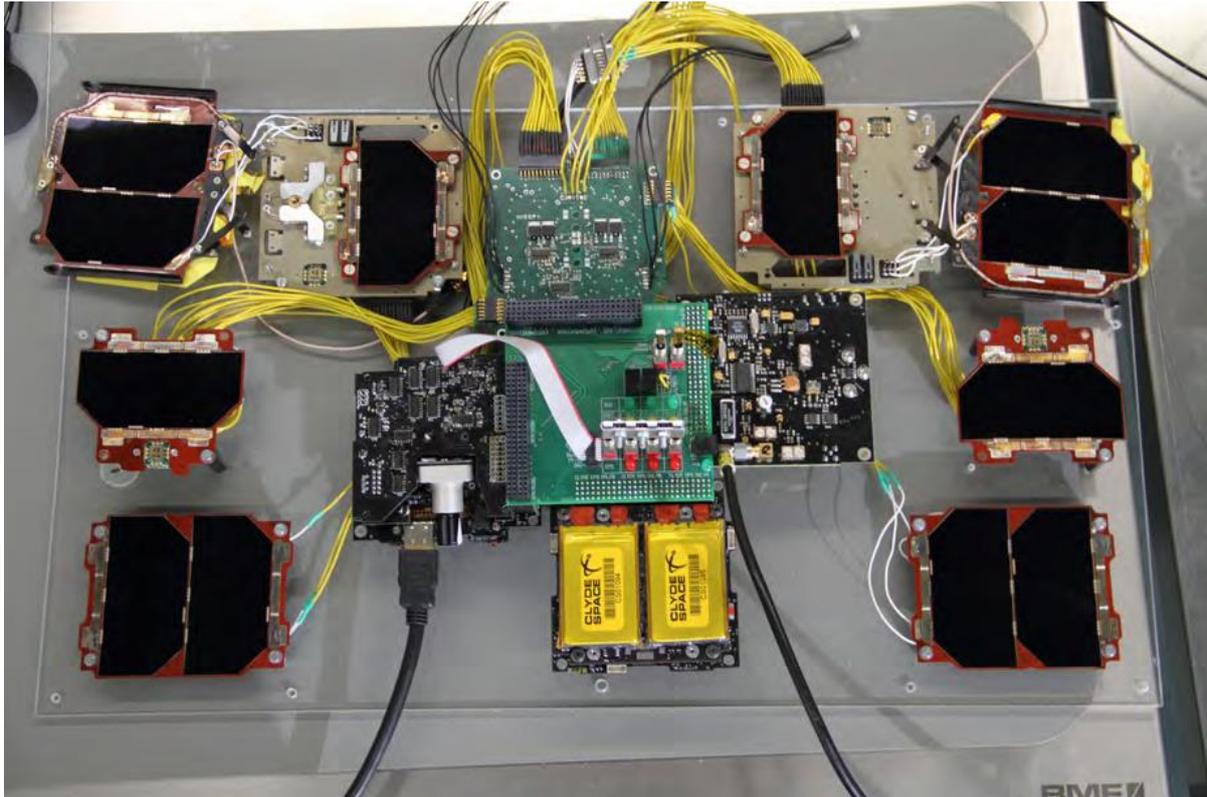


Abbildung 13: FlatSat Aufbau

Dies ermöglichte erstmals den gemeinsamen Betrieb der Bordsoftware und der Bodenstationssoftware. Im Laufe der weiteren Tests ergaben sich viele Änderungswünsche und Verbesserungsvorschläge für beide Softwareteile die sukzessiv implementiert wurden. In einer größeren Umbauphase im Herbst 2010 wurde die Dateiverwaltung auf dem On-Board Speichermedium vollständig überarbeitet und die Funktionalität zum Downlink der Wissenschaftsdaten und Bildern wurde optimiert. Dies wurde nötig da erkannt wurde, dass das bisherige Kommunikationsprotokoll zu langsam war um die entstehenden Datenmengen in angemessener Zeit zum Boden zu funken. Während den Tests wurde ebenfalls festgestellt, dass mehrere Platinen fehlerhaft waren oder ihre Anforderungen nicht vollständig erfüllt haben. Es wurde daher entschieden diese Platinen nochmals zu überarbeiten, ein Prozess der pro Platine etwa zwei Monate in Anspruch nimmt.

Während den wiederholten Tests am FlatSat wurde begonnen formelle Testprozeduren zu erstellen und diese wurden bei jedem Testdurchlauf erweitert und aktualisiert. Ein ähnliches Verfahren wurde auch für die Integration des Satelliten begonnen, da es zeitweilig geplant war im Januar 2011 mechanische Tests auf einem Shaker durchzuführen. Dieser Plan wurde jedoch aufgrund einer Startverschiebung seitens des Launch Service Providers ISIS verworfen. Zu Beginn des Berichtszeitraumes war der Start noch für Ende 2010 angesetzt, dies verschob sich dann erst auf Anfang 2011 und dann auf Mitte 2011.

Diese Startverschiebung verschob auch das Ende des Projekts außerhalb des durch das Fördervorhaben abgedeckten Zeitraums. Daher wurde ein Aufstockungsantrag um die nötigen Personalmittel eingereicht. Das Vorhaben wurde um ein Jahr verlängert und die Mittel für Start- und Reisekosten wurden verschoben.

Im Herbst 2010 wurde eine detaillierte Analyse des passiven Lageregelungssystems durchgeführt um die genaue Positionierung und Größe der Hysteresestäbe und Permanentmagneten im Satelliten zu ermitteln. Dann wurden die Hysteresestäbe in der LRT Werkstatt gefertigt und bei 1000°C sechs Stunden lang geglüht. Dieser Vorgang ist notwendig um eine besonders große Korngröße im Material zu erreichen. Die Korngröße beeinflusst maßgeblich die magnetischen Eigenschaften des Metalls.

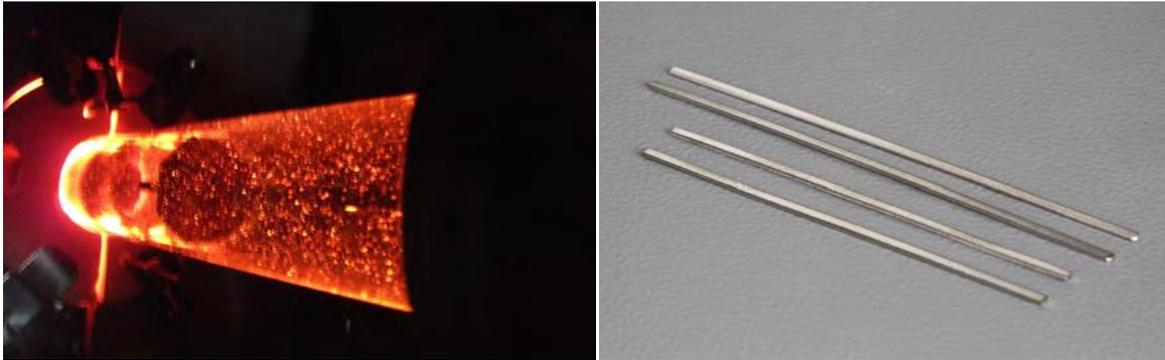


Abbildung 14: Ofen zum Glühen Der Hysteresestäbe und fertig geglühte Stäbe

Im Juli 2010 wurde der Single Picosat Deployer (SPL) von der Firma Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH geliefert. Der SPL wurde auf Funktion geprüft und danach erfolgreich mit einem Strukturmodell des First-MOVE Satelliten beladen

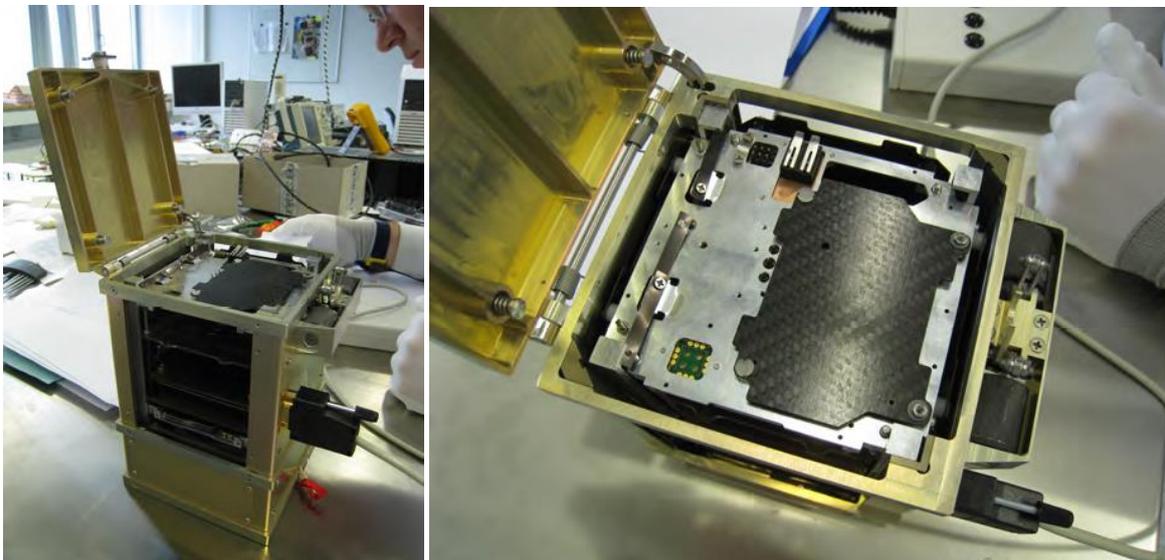


Abbildung 15: SPL Fitcheck

Im Juni 2010 wechselte der Projektleiter des Projekts. Der bisherige Projektleiter, Dipl.-Ing. Manuel Czech, hat bis zum Ende des Berichtszeitraums seine Promotion abgeschlossen und hat in der zweiten Jahreshälfte 2010 Dipl.-Ing. Claas Olthoff in das Projekt eingeführt. Da Herr Olthoff bereits als Student an MOVE mitgearbeitet hatte verlief die Übergabe ohne größere Probleme, sie nahm jedoch einige Zeit in Anspruch. Im November 2010 wurde die Projektleitung intern übergeben, der offizielle Projektleiterwechsel war zum 1.1.2011.

2.4 Ergebnisse 2011 [10]

Zu Beginn des Jahres 2011 wurde der Start des Satelliten seitens des Anbieters ISIS von Mitte 2011 auf Mitte 2012 verschoben. Im Gegensatz zu früheren Startverschiebungen wurde die zusätzliche Zeit nicht dazu genutzt, weitere Funktionen in den Satelliten zu integrieren, sondern um die bestehenden Fehler auszubessern und das Gesamtsystem in allen Bereichen in einen flugfähigen Zustand zu bringen. Dieser Prozess baute auf den im vorangegangenen Jahr ausgearbeiteten Testprozeduren auf die mit Hilfe des zusätzlichen Systemingenieurs sehr oft und mit steigender Erfolgsrate durchgeführt werden konnten. Dies deckte einige grundlegende Fehler im Design der Platinen auf die durch kostspielige und zeitintensive Re-Designs behoben werden mussten.

Nachdem die elektrischen Probleme größtenteils behoben waren wurde mit mechanischen Integrationstests begonnen. Auch hierbei traten unvorhergesehene Schwierigkeiten in Form von Doppelpassungen und anderen mechanischen Inkompatibilitäten auf. Daraufhin wurde das CAD Modell des Satelliten komplett neu aufgebaut, zusätzlich zum alten Modell wurden diesmal auch Schrauben, Muttern, Unterlegscheiben und Steckverbinder exakt modelliert. Dies half die Abstandshülsen zwischen den einzelnen Platinen genau zu dimensionieren und bei späteren Integrationstests traten keinerlei Probleme mehr auf. Dieser Vorgang dauerte etwa 2 Monate.

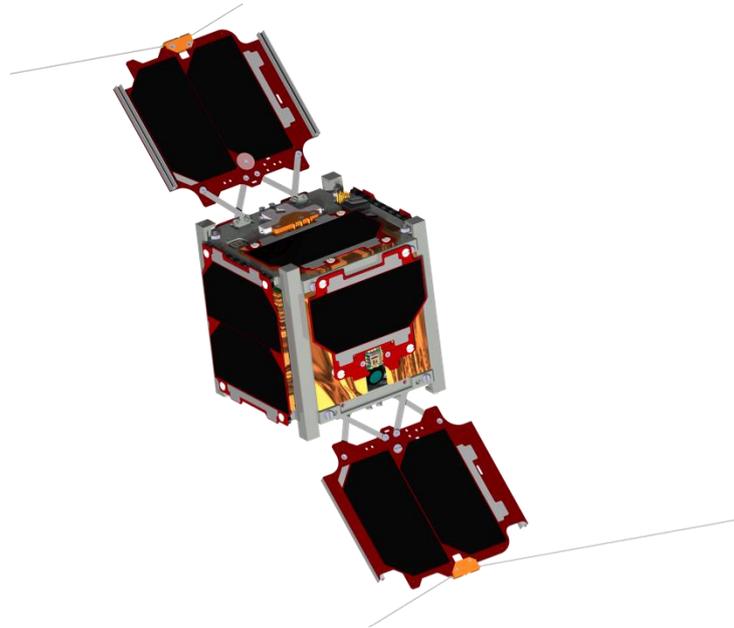


Abbildung 16: neues CAD Modell von First-MOVE

Im Sommer wurde begonnen die Bodenstation des Lehrstuhls für den Betrieb von First-MOVE umzurüsten. Hierzu wurde zeitweise das Boden-Funkgerät vom FlatSat Aufbau getrennt und im Kontrollraum mit der Antennenanlage auf dem Dach des Gebäudes verbunden. So konnten Daten von mehreren Satelliten empfangen werden, auch von anderen CubeSats. Während diesen Tests zeigte sich aber auch, dass die Rechnerinfrastruktur des Lehrstuhls veraltet war und ein zuverlässiger Betrieb von First-MOVE nicht gewährleistet war. In der gegen Ende des Jahres beantragten Aufstockung des Vorhabens waren deshalb Mittel für die Modernisierung dieser Rechner vorgesehen.

Gegen Ende des Jahres war der Starttermin stabil bei Mitte 2012 geblieben, daher wurde begonnen die Qualifikationstests vorzubereiten. Während dieser Vorbereitungen wurden weiterhin Tests im FlatSat durchgeführt um einzelne Komponenten die speziell für Testzwecke ins System integriert wurden zu testen. Dies war insbesondere Testsoftware die über eine serielle Schnittstelle des Satelliten kontinuierlich Daten ausliest. Bei diesen Tests traten einige Fehlfunktionen an der Hardware auf, diese waren zum Teil auf Falschbehandlung durch die Mitarbeiter, größtenteils jedoch auf Alterserscheinungen der Bauteile zurück zu führen. Einige der Bauteile waren bereits seit über 2 Jahren im Testbetrieb im Einsatz. Es wurde daher die Entscheidung gefällt die Modellphilosophie zu wechseln, von einem Protoflight-Modell zurück zum klassischen Engineering- und Qualifikationsmodell (EQM) und einem zusätzlichen Flugmodell (FM). Die Hardware die eigentlich als Flughardware vorgesehen war wurde zum EQM deklariert und das FM sollte komplett neu aufgebaut werden.

Da sich bei den Vorgesprächen mit den jeweiligen Testzentren herausstellte, dass die Tests zum Teil doch nicht kostenlos durchgeführt werden würden wurde noch deutlicher, dass eine Aufstockung des Vorhabens notwendig war. Im vierten Quartal wurde daher ein Aufstockungsantrag erarbeitet und Ende November eingereicht und bewilligt.

Bei den beantragten Mitteln war auch eine studentische Hilfskraft vorgesehen welche ein Thermalmodell des Satelliten erstellen sollte. Dies war bisher noch nicht geschehen, da der Satellit als

thermal unproblematisch erachtet wurde. Durch den Zugang eines erfahrenen Systemingenieurs am Lehrstuhl wurde diese Annahme jedoch in Frage gestellt. Die ersten Simulationen zeigten tatsächlich, dass der Satellitenkern und insbesondere die Batterien auf der Sonnenseite zu heiß wurden. Glücklicherweise konnte dieses Problem durch Weglassen einiger Isolationsschichten behoben werden. Ziel ist es bei den Thermal-Vakuum-Tests in 2012 ein vollständiges Thermalmodell korrelieren zu können um dann auch während dem Betrieb die Genauigkeit der Modellierung einschätzen zu können.

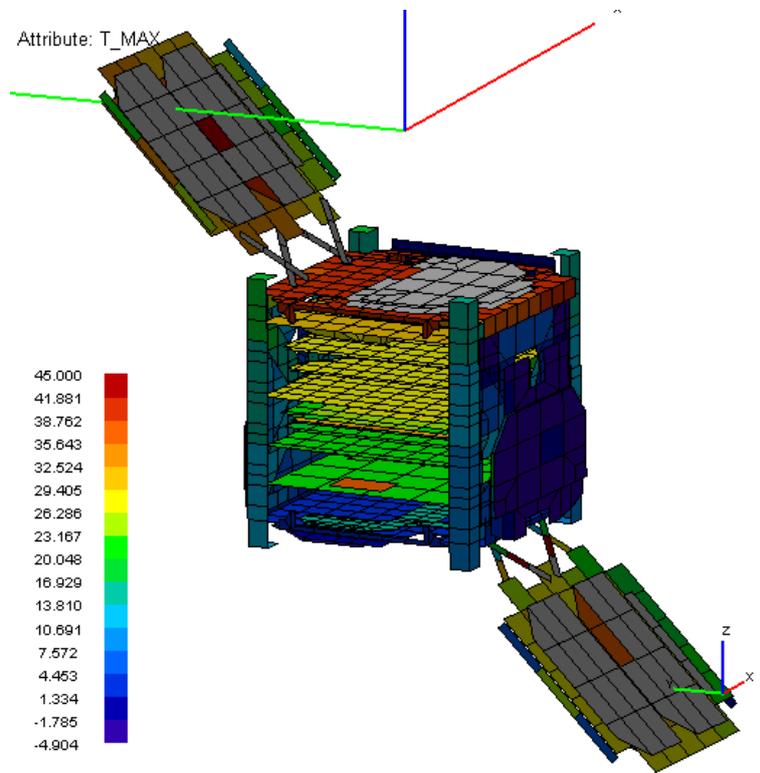


Abbildung 17: Simulationsergebnis des First-MOVE Thermalmodells

Kurz vor dem Jahreswechsel fand eine weitere, diesmal jedoch kleine Startverschiebung statt, die ebenfalls einen Wechsel der Trägerrakete beinhaltet. Bisher waren wir auf einem Sojus Start eingeplant gewesen, nun ist es eine Dnepr Rakete die im September 2012 starten soll.

Anfang Oktober wurde eine Summer School zum Thema CubeSat Design am Lehrstuhl abgehalten. 24 Studenten wurden von Experten aus der Industrie, Mitarbeitern anderer deutscher CubeSat Projekte (BEESAT, TU Berlin und SOMP, TU Dresden) und Mitarbeitern der TU München in allen Bereichen der Satelliten und speziell CubeSat-Entwicklung unterrichtet. Zwei der fünf Tage waren mit Vorträgen gefüllt, danach hatten die Studenten zwei Tage Zeit, unter Anleitung von Lehrstuhlmitarbeitern, das Gelernte in einer Designstudie umzusetzen. Einige Punkte wie z.B. Nutzlast und maximale Größe (2U CubeSat) waren dabei vorgegeben. Am letzten Tag mussten die Studenten, die in zwei Teams aufgeteilt waren, ihr Design vor den Mitarbeitern des Lehrstuhls präsentieren und sich wie bei einem Design Review kritischen Fragen aus dem Publikum stellen. Das Feedback der Studenten zu dieser Veranstaltung war durchweg positiv, sodass die Wiederholung im Oktober 2012 bereits in Planung ist.



Abbildung 18: Teilnehmer der CubeSat Summer School 2011

2.5 Ergebnisse 2012 [11]

Ende des Jahres 2011 wurde der Start des Satelliten seitens des Anbieters ISIS von Mitte 2012 auf Herbst 2012 verschoben. Im Sommer 2012 wurde der Start dann aufgrund von politischen Problemen zwischen Russland, Kasachstan und der Ukraine auf unbestimmte Zeit verschoben. Diese Verschiebung ging vom Raketenbetreiber ISC Kosmotras aus. Bisher (Stand: 15.4.2013) wurde kein neuer Starttermin kommuniziert. Vom First-MOVE Team wurde nach der Verschiebung des Starts auf unbestimmte Zeit beschlossen, den Satelliten trotzdem im vorgesehenen Zeitplan fertig zu testen und dann in einem flugbereiten Zustand zu lagern bis zum tatsächlichen Start. Die Qualifikations- und Akzeptanztests wurden im Zeitraum zwischen März und November durchgeführt. Der erste Test war der sogenannte EMI Test, bei dem die elektromagnetischen Emissionen und gleichzeitig die elektromagnetische Selbstverträglichkeit des Satelliten geprüft wurden. Dieser Test wurde am 2. März 2012 in den Anlagen der Firma SGS in München durchgeführt.

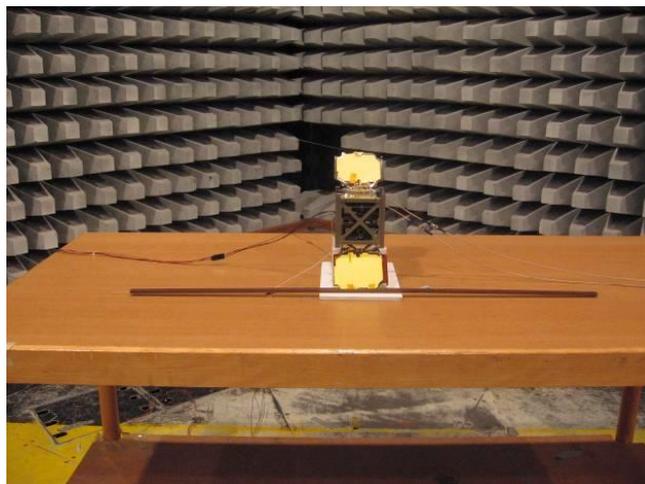


Abbildung 19: First-MOVE beim EMI Test

Um die verschiedenen Emissionsquellen innerhalb des Satelliten isolieren und einzeln vermessen zu können, wurde der Satellit in einer speziellen Konfiguration integriert, die es ermöglichte sowohl über die Flugantennen als auch über in die Messkammer verlegte Kabel zu kommunizieren. Des Weiteren wurden Anschlüsse an die Außenseite des Satelliten verlegt um dem Stromversorgungssystem einen definierten, simulierten Solarzellenstrom zuzuführen.

Bei dem Test traten keine unerwarteten Messspitzen auf und auch die Selbstkompatibilität konnte durch den fehlerlosen Betrieb nachgewiesen werden.

Der nächste durchgeführte Test war der mechanische Qualifikations-Test. Hier werden die mechanischen und akustischen Kräfte die beim Start auf den Satelliten einwirken auf einen elektromechanischen Schütteltisch (engl. Shaker) simuliert. Des Weiteren werden durch eine sinusförmige Anregung die Eigenfrequenzen des Satelliten gemessen. Die Eigenfrequenz muss dabei je nach Rakete unter einem bestimmten Grenzwert bleiben.

Am 4. April 2012 wurden die Tests auf einer Anlage der IABG in Ottobrunn bei München durchgeführt. Wie in Abbildung 2 zu sehen, wurde First-MOVE in einem speziell hergestellten Testadapter auf dem Shakertisch befestigt. In der vorangegangenen Woche war First-MOVE zum ersten Mal vollständig mechanisch integriert worden und befand sich auch elektrisch in einem flugbereiten Zustand.

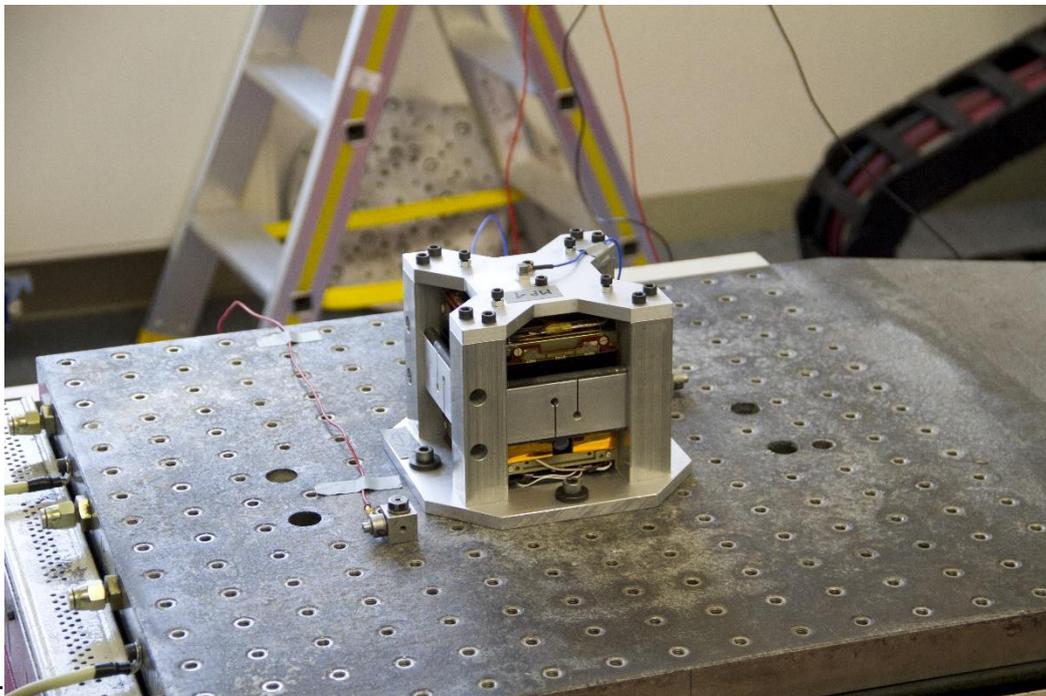


Abbildung 20: First-MOVE beim mechanischen Qualifikationstest

Bei den Tests wurde ein vom Raketenbetreiber vorgegebenes Lastprofil durchgeführt welches ebenso wie Bestimmung der Eigenfrequenzen für alle drei Raumachsen durchgeführt wurde. Die Lastprofile sind deutlich höher als die maximal erwarteten Belastungen die der Satellit beim Start erfährt. First-MOVE überstand die Tests ohne sichtbare Schäden und auch ein vollständiger Funktionstest am nächsten Tag im Labor konnte keine negativen Veränderungen feststellen.

Als nächstes stand die Thermal-Vakuum-Testkampagne auf dem Programm. Hierfür wurden einige vorläufige Tests in einer Vakuumkammer am LRT durchgeführt. Um jedoch den gesamten nötigen Temperaturbereich ansteuern zu können, mussten die Tests extern, wieder in einer Anlage der IABG durchgeführt werden. Ebenfalls wurde im Vorlauf zum Test in der Thermal-Vakuum-Kammer ein detailliertes Thermalmodell des Satelliten erstellt mit dem das thermale Verhalten des Satellitensystems im Orbit simuliert werden konnte. Dieses Modell sollte mit den Ergebnissen des Thermal-Vakuum-Tests korreliert werden. Um die Korrelation mit dem Modell zu ermöglichen mussten

12 Temperatursensoren in den Satelliten eingebaut werden die eine deutlich höhere Genauigkeit haben, als die die fest verbaut sind. Dies erforderte eine erneute De- und Reintegration des Satelliten. Abbildung 3 zeigt First-MOVE im Reinraum des LRT mit den rot-weiß gestreiften Kabeln der Thermoelemente.

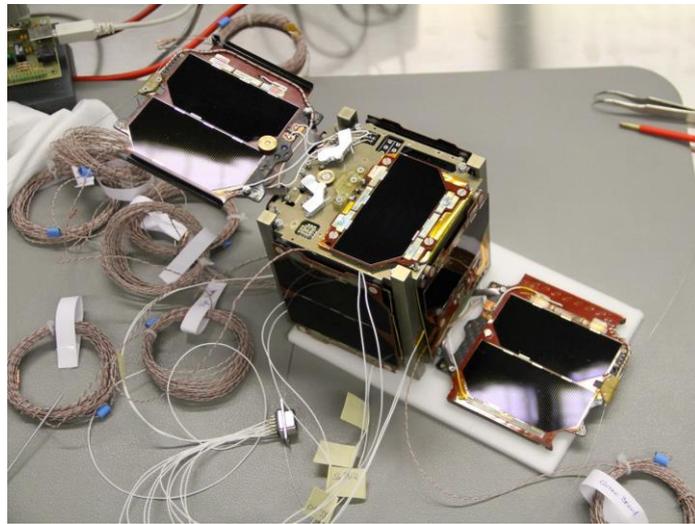


Abbildung 21: First-MOVE mit integrierten Thermoelementen

Am 18. und 19. Juni wurde First-MOVE dann in der Thermal-Vakuumkammer bei IABG installiert und an die Messinstrumente angeschlossen. Für die insgesamt viertägige Testkampagne wurde außerdem fast das gesamte Ground Support Equipment (GSE) zu IABG gebracht. Das GSE beinhaltet den Bodenstationsrechner, einen Messcomputer, Funkgerät und Antennenanlagen sowie diverse Werkzeuge. Während dem gesamten Test wurden eine Vielzahl von Funktions- und Leistungstests durchgeführt bei denen Daten erhoben wurden. Wie schon bei den mechanischen Akzeptanztests waren die angefahrenen Temperaturwerte deutlich höher bzw. niedriger als das was den Satelliten im Erdorbit erwartet.

Am 20. Juni begann der eigentliche Test mit dem Abpumpen der Kammer auf einen Druck von 10^{-6} mBar. Zuerst wurde der sogenannte Thermal Balance Test durchgeführt. Hier wird die Kammer auf einen festen Temperaturwert eingestellt und dann solange gewartet, bis sich alle Temperaturen auf dem Satelliten auf einen festen Wert eingestellt haben und sich damit im Temperaturgleichgewicht befindet. Dies wird mit einer hohen (25°C) und einer tiefen Temperatur (-30°C) durchgeführt um zwei Messpunkte zu haben. Mit den Ergebnissen dieses Tests wurde im Nachlauf des Tests das Thermalmodell korreliert. Nach dem sehr langen Gleichgewichtstest (2 Tage) wurde mit dem Thermal Cycle Test begonnen. Hier werden in schneller Abfolge mehrere Thermalzyklen durchlaufen, also die Temperatur von warm (20°C) nach kalt (-20°C) geändert. Dies wird vor allem dazu genutzt um handwerkliche Mängel am Satelliten aufzudecken.

Während allen Tests ist der Satellit angeschaltet und produziert interne Wärme die dann über Strahlungsaustausch mit der Hülle der Thermalkammer abgeführt wird. Um gleiche Bedingungen für alle Seiten des Satelliten herzustellen, wurde First-MOVE wie in Abbildung 4 zu sehen in die Mitte der Kammer gehängt.

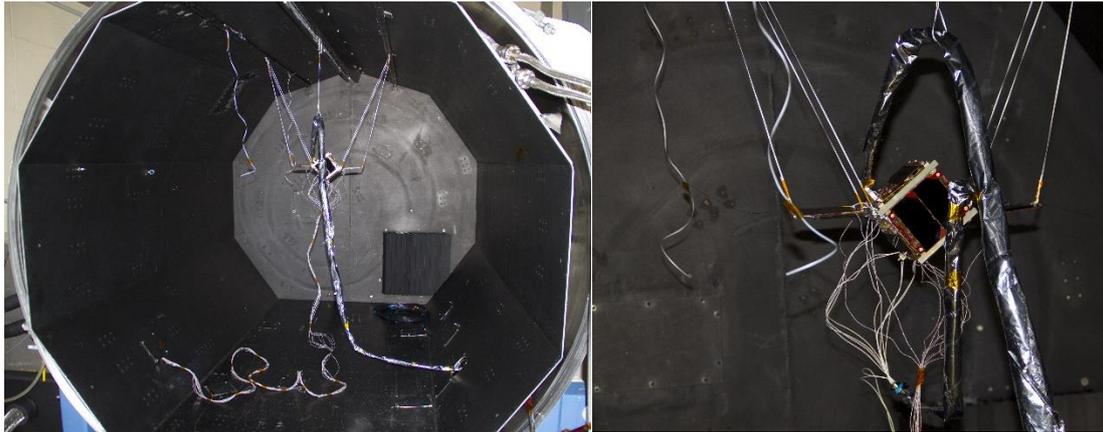


Abbildung 22: First-MOVE in der Thermal-Vakuum-Kammer bei IABG

Das Ergebnis der Testkampagne war durchwachsen. Zwar hatte das System in fast allen Temperaturbereichen einwandfrei funktioniert und auch bei sehr niedrigen Temperaturen wie vorhergesagt angefangen Fehler in der Elektronik zu produzieren, jedoch bei etwas höheren Temperaturen (über 25°C gemessen an der Kameraplatine) begann der Hauptrechner sich direkt nach einem Neustart immer wieder selbst abzuschalten und dann neu zu starten. Diese Endlosschleife konnte auch mit Softwareaktualisierungen die während des Tests aufgespielt wurden nicht behoben werden. Eine sehr aufwendige Analyse nach Ende des Tests konnte den Fehler letztlich auf einen Widerstand innerhalb der Latch-Up Sicherung zurückführen dessen Temperaturstabilität nicht ausreichend war. Das Fehlverhalten konnte in der Vakuumkammer des LRT durch Zufuhr von Wärme reproduziert werden. Der Widerstand wurde ausgetauscht und durch eine Variante ersetzt deren Temperaturstabilität ausreichend ist.

Die gewonnenen Messwerte konnten erfolgreich zur Korrelation des Thermalmodells verwendet werden welches damit den Nachweis liefern konnte, dass First-MOVE im Orbit weder überhitzt noch zu stark auskühlt.

Vor der Deintegration des Satelliten um die temporär installierten Thermoelemente zu entfernen wurde noch ein Kommunikationstest durchgeführt. Hierbei wurde der Satellit auf das Dach eines Nachbargebäudes gebracht von wo aus er über die Flugantennen mit der Bodenstation auf dem Dach des Lehrstuhls kommunizierte. Dieser End-to-End Kommunikationstest zeigte, dass die Kommunikationsstrecke in beide Richtungen und im Zusammenspiel mit der LRT Bodenstation funktioniert.

Nachdem die Thermoelemente entfernt wurden konnte mit der finalen Integration des Satelliten begonnen werden. Hierbei wurden viele Bauteile des Satelliten verlötet oder verklebt, in der Annahme, dass diese Verbindungen nie wieder gelöst werden müssen. Nach Abschluss der finalen Integration war der Satellit bereit für die mechanischen Akzeptanz-Tests. Dabei wurde der gesamte Satellit erneut auf einem Shakertisch der IABG einem Belastungsspektrum ausgesetzt, dieses ist jedoch deutlich geringer als beim Start tatsächlich auftritt. Der Test soll zeigen, dass das Flugmodell was tatsächlich in den Weltraum gebracht wird keine handwerklichen Fehler aufweist die beim Qualifikationsmodell nicht vorhanden waren. First-MOVE bestand auch diesen Test am Freitag den 13. Juli 2012 ohne Beschädigungen und wurde danach gesichert und eingelagert, da zu diesem Zeitpunkt das Startdatum ungewiss war.

Unglücklicherweise wurde beim Sichern des Satelliten eine Schraube welche die Hauptbatterie des Satelliten vom Rest des Systems physikalisch trennt zu weit eingedreht. Dies führte zu einer plastischen Verformung des Schalters der dann mit seinen Kontakten die Struktur des Satelliten berührte. Dies wiederum hatte einen Kurzschluss zur Folge welcher die Batterie zerstörte. Daher musste eine komplette Deintegration des Satelliten vorgenommen werden, ein neuer Satz Batterien angeschafft werden und die finale Integration wiederholt werden. Da es zu diesem Zeitpunkt kein offizielles Startdatum gab waren die Auswirkungen nicht kritisch.

Im Herbst 2012 wurde dann vom Startanbieter ISIS mitgeteilt, dass der Raketenbetreiber ISC Kosmotras entgegen früherer Aussagen doch auf der Durchführung eines Zentrifugentests als auch einer computergestützten Analyse besteht um sicherzustellen, dass der Satellit die statischen Belastungen beim Start aushält. Daher wurde nach der zweiten finalen Integration am 16. November 2012 ein Zentrifugentest auf einer Anlage der IABG durchgeführt. Dabei wurde der Satellit in alle drei Raumrichtungen mit positiven und negativen Beschleunigungen belastet. Auch hier waren die Belastungen wie bei einem Qualifikationstest mit 12g höher als die maximal erwartete Last von 8,5g. Der Satellit überstand auch diesen Test unbeschadet.

Seitdem ist First-MOVE im Reinraum des LRT eingelagert und wartet auf einen Starttermin.

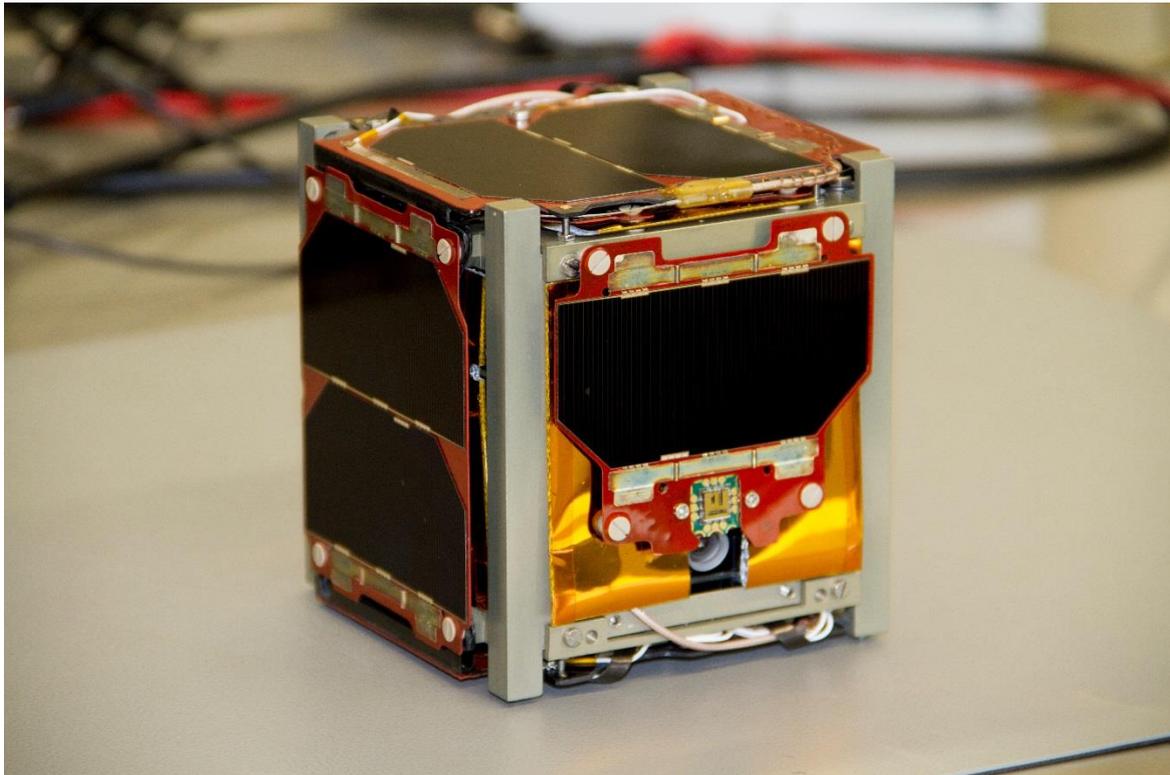


Abbildung 23: First-MOVE im aktuellen Zustand

Parallel zu den oben beschriebenen Aktivitäten wurde weiter an der Flug- und Bodenstationssoftware gearbeitet. Hier wurde auf der Flugseite insbesondere ein neuer Bildkomprimierungsalgorithmus implementiert und getestet. Auf der Bodenstationsseite wurde das System um eine Datenbank erweitert die alle von First-MOVE gesendeten Daten abspeichert und zur Auswertung zur Verfügung gestellt.

Des Weiteren wurde im Zuge der Verschiebung des Startdatums eine Verlängerung des Vorhabens, eine Verschiebung von Mitteln nach 2013, sowie eine weitere Aufstockung für Personalmittel beantragt.

2.6 Ergebnisse 2013 [12]

Zu Beginn des Berichtszeitraums war der Starttermin nicht bekannt. Die Testkampagne für die Flughardware war mit dem Zentrifugentest am 16.11.2012 abgeschlossen worden und der Satellit lagerte seitdem im Reinraum des LRT. Da vom Startanbieter ISIS ein Starttermin im dritten oder vierten Quartal 2013 in Aussicht gestellt wurde, fand im Zeitraum bis Sommer 2013 viel Planungs- und Organisationsarbeit statt. Zum einen mussten die Exportdokumente für den Satelliten und das dazugehörige Ground Support Equipment (GSE) vorbereitet werden, zum anderen wurde die Bodenstation modernisiert.

Im Juni 2013 wurde dann ein Termin Ende November bekannt gegeben und am 29.08.2013 endgültig auf den 21. November 2013 festgelegt. Die Vorbereitungen für die Integrationskampagne des Satelliten in den ISIPod Auswurfmechanismus waren zu diesem Zeitpunkt schon in vollem Gange.

Die Integrationskampagne fand am 9. und 10. September 2013 in Delft (Niederlande) statt. Zwei Mitarbeiter des Lehrstuhls überwachten die Integration von First-MOVE zusammen mit zwei anderen CubeSats in den Auswurfmechanismus.

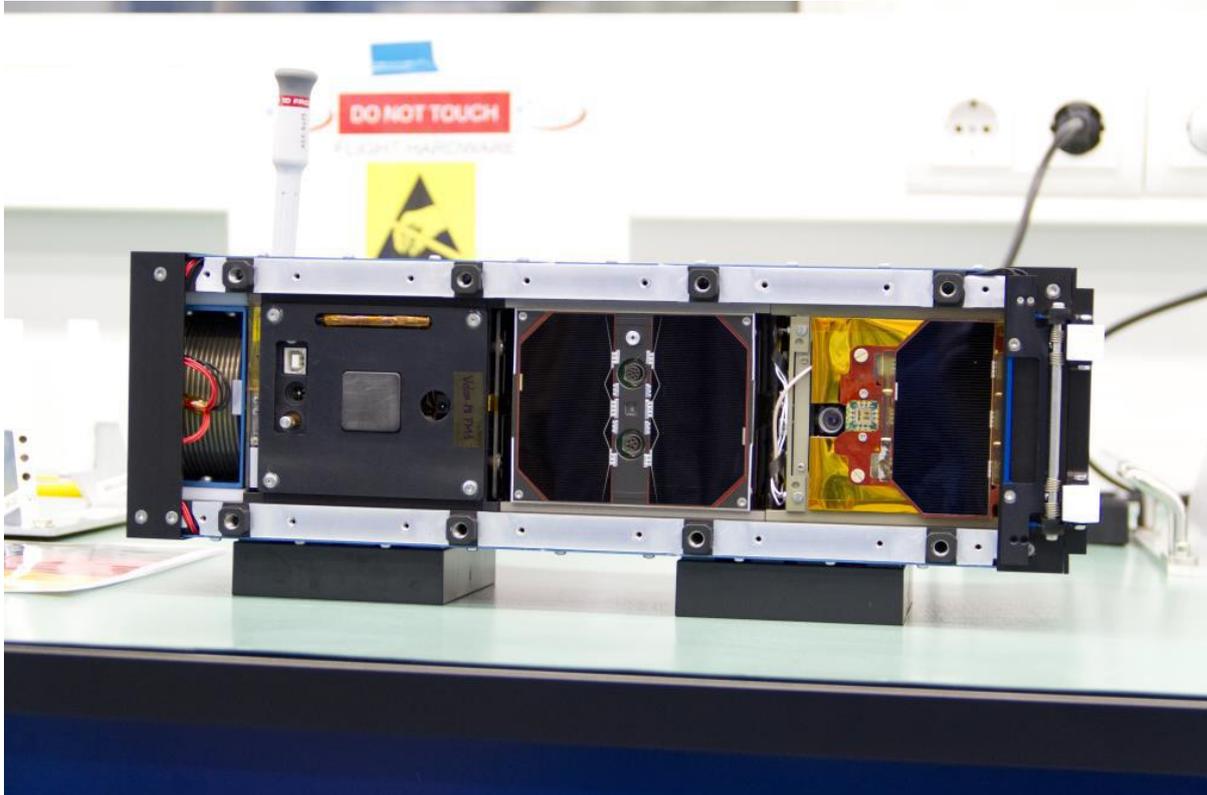


Abbildung 24: First-MOVE (ganz rechts) im ISIPod

Da zu diesem Zeitpunkt noch nicht bekannt war, ob der 21. November als Starttermin eingehalten werden konnte, wurden die Batterien des Satelliten noch nicht vollständig geladen, da die Lithium-Polymer-Zellen bei etwa halber Ladung gelagert werden sollen.

Am 26.10.2013 begann die Integrationskampagne in Yasny, die aufgrund der gründlichen Vorbereitung in Delft reibungslos verlief und nur noch daraus bestand, die Batterien voll zu laden. Nach zwei Tagen waren wiederum zwei Mitarbeiter des Lehrstuhls dabei, wie der ISIPod verschlossen wurde. Einige Tage danach wurde der Auswurfmechanismus an die Nutzlaststruktur der Dnepr Rakete montiert.

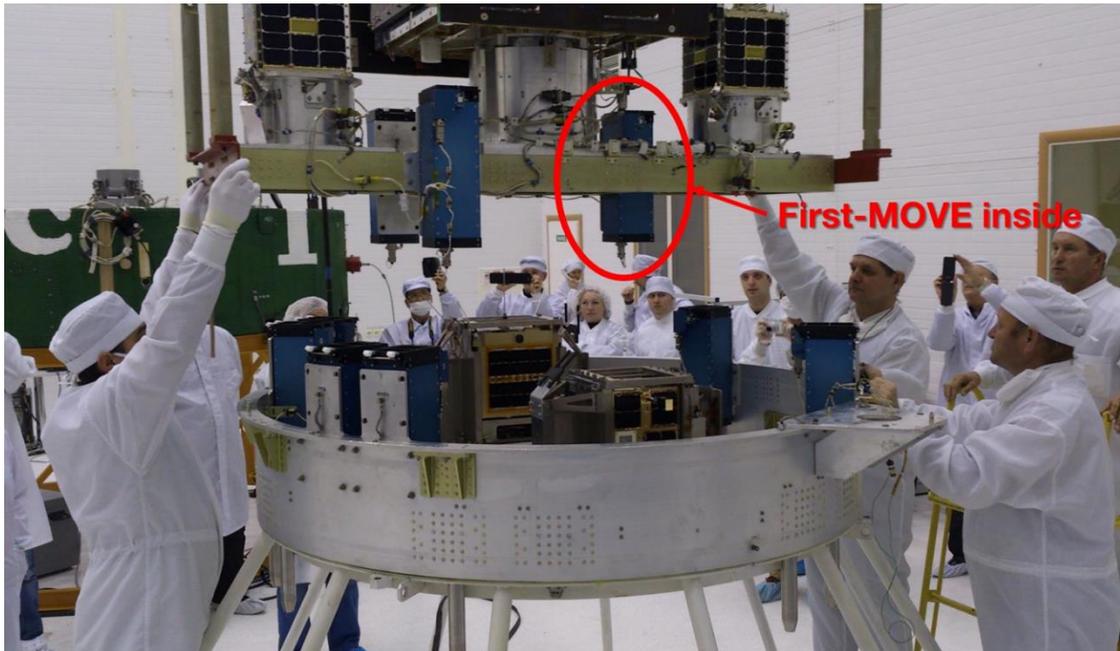


Abbildung 25: Montage der Nutzlaststruktur mit mehreren ISIPods und First-MOVE

Der Start erfolgte dann wie geplant am 21.11.2013 um 7:10:11 Uhr MEZ. Viele ehemalige und aktuelle Studenten und Mitarbeiter hatten sich zusammengefunden um gemeinsam das Ereignis auf Leinwänden zu verfolgen.



Abbildung 26: First-MOVE Startparty



Abbildung 27: Start der Dnepr Rakete mit First-MOVE an Bord.

Der Missionsbetrieb gestaltete sich schwierig. In den ersten Tagen wurden trotz intensiver Test im Vorfeld des Starts einige schwerwiegende Fehler im Bodenstationsaufbau gefunden. Diese waren jedoch einfach zu beheben, sodass nach etwa einer Woche ein stabiler und sicherer Empfang der automatisch versendeten Datenpakete von First-MOVE möglich war. Beim ersten Versuch ein Telekommando an den Satelliten zu senden wurde dann jedoch festgestellt, dass das eingesetzte Funkgerät nicht in der Lage war, zwei Frequenzen gleichzeitig nachzuführen. Dies ist nötig, da die ankommenden und gehenden Signale Doppler-korrigiert werden müssen und First-MOVE auf unterschiedlichen Frequenzen sendet und empfängt. Es folgten zwei Wochen intensiven Troubleshootings bei dem, unter Anderem, auch ein weiteres Funkgerät zum Einsatz kam, welches aus anderen Gründen jedoch mit dem Rest des Bodenstationsaufbaus inkompatibel war. Während dieser Zeit wurde parallel damit begonnen, eine Gruppe von 15 Studenten als Flight Controller auszubilden.

Am 19. Dezember 2013 sendete First-MOVE bei den Überflügen am Vormittag nur noch Morse-Baken und keine Datenpakete mehr aus. Eine weitere, intensive Troubleshooting Phase erstreckte sich über die Feiertage hinaus bis zum 15. Januar 2014. An diesem Tag wurde der Missionsbetrieb offiziell beendet.

Die vorläufige Fehleranalyse deutet auf einen Fehler im Zusammenspiel zwischen Hard- und Software im On-Board Data Handling System hin, bei dem das Betriebssystem des Satelliten bei einem Computerabsturz korrupt wird. Dadurch ist der Satellit in einer Endlosschleife beim Hochfahren gefangen. Das Funkgerät und die Stromversorgung besitzen jeweils eigene Mikrocontroller welche die Funktionen steuern. Dies erklärt das Vorhandensein der Morse-Bake, da sie vom Funkgerät erzeugt wird.

Des Weiteren wurde im Zuge der Verschiebung des Startdatums eine Verlängerung des Vorhabens, eine Verschiebung von Mitteln nach 2014, sowie eine weitere Aufstockung für Personalmittel beantragt.

2.7 Ergebnisse 2014 [13]

Zu Beginn des Berichtszeitraums befand sich das Team in einer intensiven Troubleshooting Phase, um den möglichen Fehler des Satelliten im Orbit zu ermitteln und noch Gegenmaßnahmen einleiten zu können. Nachdem der Fehler auf das Betriebssystem des Satelliten eingegrenzt werden konnte und zahlreicher Versuche, den Satelliten über die Hard-Command-Unit neu zu starten oder stromlos zu schalten nicht erfolgreich waren, musste der Missionsbetrieb am 15. Januar 2014 eingestellt werden. Auch ein erfolgreicher Neustart hätte jedoch nach jetzigem Wissenstand keinerlei Veränderung an dem Verhalten des Satelliten nach sich gezogen, da das Betriebssystem selbst aufgrund eines Fehlers im Bootsektor beschädigt wurde.

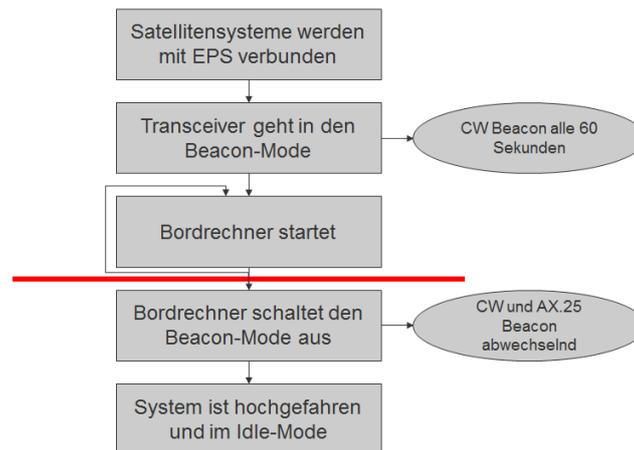


Abbildung 1: Boot-Sequenz des Bordrechners von First-MOVE und Zeitpunkt des Systemabsturzes (in rot).

Durch das Auftreten dieser Betriebsstörung und dem folgenden Abbruch der Mission haben sich im Rahmen der Fehlersuche und deren Dokumentation zusätzliche, umfangreiche Aufgaben ergeben, die nicht in der ursprünglichen Projektplanung vorgesehen waren und daher nicht bis zum geplanten Ende des Vorhabens am 30.06.2014 durchgeführt werden konnten. Es wurde daher in einem Arbeitstreffen mit dem Projektträger am 20.02.2014 in München eine notwendige Aufstockung und Verlängerung des Vorhabens zur intensiven und detaillierten Fehlersuche und Erstellung eines „Lessons Learned“ Dokument besprochen. Diese Aufstockung wurde am 05.06.2014 genehmigt.

In der Folgezeit wurde jedes Subsystem des Satelliten sowohl in internen Reviews untersucht, als auch der Fehlermodus und Projekterfahrungen mit anderen Teams intensiv ausgetauscht. Hierbei stellte vor allem der große Zeitraum seit Projektstart und die damit verbundene Abwanderung zahlreicher Wissensträger das Untersuchungsteam vor einige Herausforderungen. In wöchentlichen, mehrstündigen Treffen mit allen Beteiligten konnte jedoch trotzdem der Satellit Subsystem für Subsystem über einen Zeitraum von 2 Monaten aufgearbeitet werden und so alle Erfahrungen in einem „Lessons Learned“ Dokument gebündelt werden. Insbesondere die Beteiligung dreier Studenten während dieses Prozesses hat sich nachfolgend als äußerst wertvoll sowohl aus wissenschaftlicher Sicht als auch aus Sicht des Folgeprojektes herauskristallisiert. Das „Lessons Learned“ Dokument wurde am 02.10.2014 dem Projektträger übergeben. Im Nachfolgenden werden die wichtigsten Punkte dargestellt:

Lessons Learned:

- Aus akademischer Sicht war das Vorhaben ein voller Erfolg - über 70 Studenten konnten intensiv (d.h. zumeist über akademische Arbeiten im Ausmaß von 6-12 Monaten) am Projekt beteiligt werden und praktische Erfahrung an einem realen Satelliten sammeln. Die Förderung seitens des DLR hat sich als entscheidend für diesen Erfolg erwiesen.

- Der Lehrstuhl für Raumfahrttechnik hat dank des Vorhabens nun die Expertise und Erfahrung, künftig die spezifischen Randbedingungen und Schwierigkeiten eines universitären Kleinsatellitenprojekts zu berücksichtigen.
- Ein Kleinsatellit zur Ausbildung von Studenten kann im Nachhinein betrachtet nicht vollständig durch nur einen Mitarbeiter betreut werden. Finanzieller und personeller Ressourcenmangel sind ein Hauptgrund für zahlreiche Probleme während des Vorhabens.
- Nach einer Betriebsphase von 29 Tagen befindet sich der Satellit seit 19.12.2013 auf Grund einer fehlerhaften Boot-Datei in einer Software-Endlosschleife. Die wahrscheinlichste Hypothese für diese Datenkorruption ist, dass während eines wiederkehrenden Neustart-Vorgangs die interne Startsequenz des Betriebssystems des Satelliten aufgrund eines Transienten in der Schreibleitung des Speicherchips korrumpiert wurde.
- Der Ausbildungsaspekt von Kleinsatellitenmissionen zur Studentenausbildung wird nach Meinung der Autoren zwangsläufig dazu führen, dass Fehler im Projekt passieren werden und diese auch nicht vermieden werden können. Wichtig hierbei ist es, durch in Zukunft noch genauer durchgeführte Reviews und intensive Testkampagnen alle Fehler, soweit möglich, zu entdecken und auszumerzen.
- Experten sollten schon zu Beginn als Berater herangezogen werden. Das akademische Know-how alleine ist nicht ausreichend, Studenten in praktischen Ingenieurarbeiten wie dem Bau eines Satelliten zu unterweisen. Auch der positive gegenseitige Einfluss der universitären Kleinsatellitenteams durch Informationsaustausch sollte weiter forciert werden.
- Alle Subsysteme und das integrierte Gesamtsystem müssen künftig noch stärker auf Testbarkeit ausgelegt werden. Diese Tests dienen nicht nur zur Qualitätssicherung, sondern bieten den beteiligten Studenten ein viel intensiveres Verständnis der Subsysteme und des Satelliten selbst. Für die Bewertung der Zuverlässigkeit des Satelliten wäre ein Langzeittest unter relevanten Thermal-Zyklen optimal.
- Trotz kurzer Betriebsphase war der operationelle Betrieb eine unschätzbare wichtige Erfahrung für den LRT und die mehr als 20 beteiligten Studenten. Da eine operationelle Bodenstation mit festen, eintrainierten Abläufen mindestens genauso wichtig für den Betrieb ist, wie die Funktion des Satelliten im All, sollte in künftigen Projekten schon früher mit dem Training von Überflügen von Kleinsatelliten – möglicherweise auch mit der Möglichkeit der Kommandierung – begonnen werden.
- Nach Meinung der Autoren stellt der tatsächliche Start nicht nur für die technischen Ziele eines Kleinsatelliten, sondern auch für die Ausbildungsziele eine enorm wichtige Randbedingung dar. Ohne Start würden die Motivation und auch die Seriosität des Projekts enorm leiden – es ist auch anzuzweifeln, ob so eine große Anzahl an Studenten für ein rein theoretisches Projekt überhaupt motivierbar wäre. Im Hinblick auf die weltweite Erfolgsrate universitärer Erstsatelliten ist es unter Umständen jedoch sinnvoll oder sogar unumgänglich, dass universitäre Teams zunächst die längerfristige, stabile Funktion ihres Satelliten nachweisen (müssen), bevor ein tatsächlicher Starttermin ausgehandelt wird.
- Obwohl nicht die gesamte Missionsdauer ausgenutzt werden konnte, stellen die Eigenentwicklung und der Flug von am Lehrstuhl entwickelten Komponenten (Bordrechner, Betriebssystem, Lageregelungssystem, Struktur, Latch-Up Board, Hard Command Unit, ausklappbare Paneele) und aller Spin-Offs wichtige Meilenstein für den LRT dar. Auf diesem Weg ist wichtige Kompetenz für künftige Projekte entstanden.

Austausch mit anderen Kleinsatellitenteams:

Neben den internen Untersuchungen stand während der Berichtsphase auch der intensive Austausch mit anderen Kleinsatellitenteams im Vordergrund. Auf diesem Weg konnte ein bidirektionaler Austausch erfolgen, sodass sowohl andere Teams von den Erfahrungen des Vorhabens profitieren konnten als auch Wissen anderer Teams in die Fehleranalyse einfluss. Im Rahmen folgender Veranstaltungen fand ein Austausch statt:

- 19.03.2014: Nanosatellite Workshop OHB Bremen
- 26.05.2014 – 29.05.2014: 4S Conference
- 14.07.2014: Lessons Learned Austausch, Universität Würzburg

- 17.07.2014: Diskussionskreis Strahlungseffekte auf Elektronikkomponenten im Weltraum, Max Planck Institut für Extraterrestrische Physik, München
- 05.08.2014: Besuch der Firma ATMEL am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik
- 15.09.2014: erneutes Treffen zu Lessons Learned in Würzburg
- 22.09.2014: Besuch der Universität Stuttgart zum Erfahrungsaustausch im Kleinsatellitenbau
- 30.10.2014: Workshop „radiation shielding for space applications“, HPS, München

Des Weiteren wurde zum Erfahrungsaustausch ein Treffen aller deutschen, universitären Kleinsatellitenteams in München organisiert. Dieses Treffen fand am 27.11.2014 am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik unter der aktiven Beteiligung der folgenden Personen statt:

Martin Buscher (TU Berlin), Benny Rivers (ZARM Bremen), Paul Roßmann (TU Dresden), Prof. Montenegro (Uni Würzburg), Prof. Gottscheber (Heidelberg), E. Plescher (Aachen), Ulrich Mohr (Stuttgart), R. Witt (Stuttgart), Martin Langer, Christian Fuchs, Martin Losekamm, Martin Dziura, Prof. Walter (alle TUM)

2.8 Ergebnisse 2015

Die letzten beiden Monate des Vorhabens dienten zur Vorbereitung des Projektabschlusses und zum Wissenstransfer auf das Anschlussvorhaben. Die Erkenntnisse aus dem Lessons Learned Report (siehe Anhang) wurden erneut aufgearbeitet und Mitarbeitern und Studenten des Lehrstuhls zur Verfügung gestellt. Auch wurden diese Erkenntnisse im Rahmen des 10. IAA Symposium for Earth Observation in Berlin einem Fachpublikum vorgestellt.

2.9 Gliederung der Ergebnisse in Arbeitspakete der Projektphasen

Im Folgenden werden alle Arbeitspakete des Vorhabens in den jeweiligen Projektphasen dargestellt. Als Quelle wurde hierzu [6] herangezogen, erweitert und ergänzt. Die Durchführung des Projektmanagements (AP 1000) erfolgte phasenunabhängig und über die gesamte Projektdauer. Das Ergebnis ist daher nachfolgend vor der Unterteilung in die einzelnen Projektphasen angeführt.

Projekt:	MOVE
Beinhaltete Arbeitspakete:	AP 1000
Aufgabenbereich:	Project Management
Verantwortlich:	Dipl.-Ing. Manuel Czech, Dipl.-Ing. Claas Olthoff
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Festlegen des Mission Objectives ▪ Rekrutierung der Studenten und Teamplanung ▪ Festlegung von Aufgaben und Arbeitspaketen ▪ Kooperationsvereinbarungen ▪ Finanzierungsmöglichkeiten ▪ Zeitplanung ▪ Optimierung der Daten- und Dokumentationsstruktur ▪ Beschaffung ▪ Planung der Teammeetings ▪ Networking ▪ Planung von Reviews und Festlegung der Deliverables ▪ Beaufsichtigung (Kontrolle) und Anleitung der Studenten ▪ Lehrauftrag (Benotung der Leistungen etc.) ▪ Dokumentationskoordination und Kontrolle
Ergebnis:	Project Management Report (für PDR) und Projektplan. <ul style="list-style-type: none"> ▪ Verbindliche Teammeetings (1/Woche für 6h) ▪ Zahlreiche Kooperationen und Finanzierungshilfen ▪ Verständnis der Studenten für ihren Aufgabenbereich und das Gesamtprojekt ▪ Positives Feedback der Studenten auf das Projekt ▪ Positives Feedback der Industrie

2.9.1 Phase 1 (August 2006 bis Juni 2007)

In Phase 1 des Projekts waren insgesamt 16 Studenten an der Durchführung der Arbeiten beteiligt. Das gesamte Projektteam war in mehrere Zweier- bis Dreier-Teams mit den im Organigramm in Abbildung 28 dargestellten Verantwortlichkeiten unterteilt. Die meisten Arbeiten liefen im Rahmen der so genannten Semesterarbeiten (SA) ab. Es konnten aber auch Informatiker im Rahmen von System Entwicklungs Praktika (SEP) beschäftigt werden. Unterstützung kam auch von Seiten der Studentengruppe WARR (Wissenschaftliche Arbeitsgemeinschaft für Raketentechnik und Raumfahrt), aus der Studenten meist aus niedrigeren Semestern freiwillig ohne anerkannte Studienleistung bei den Aufgaben halfen.

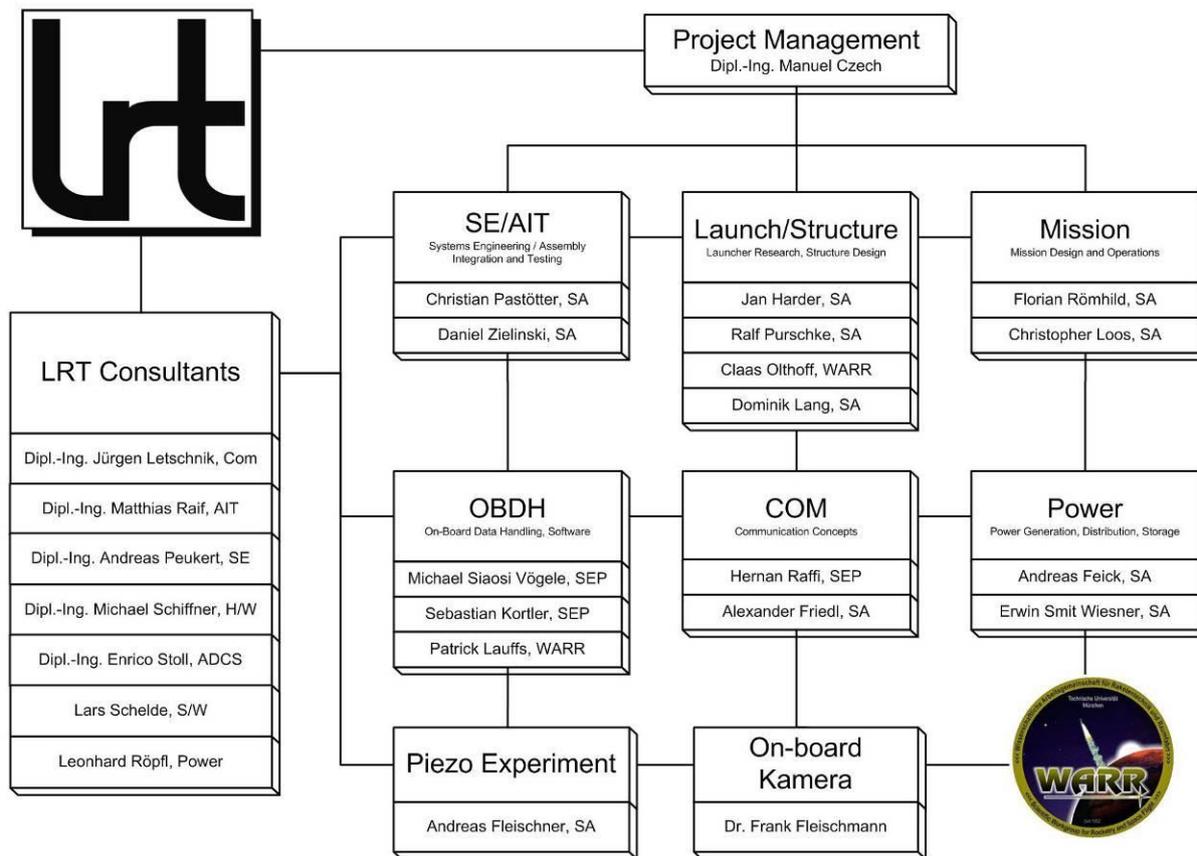


Abbildung 28: Organigramm der Phase 1 im MOVE Projekt

Die Phase 1 wurde im August 2007 mit Zustimmung aller Reviewer abgeschlossen. Die Ergebnisse wurden auf Englisch in einer vorgegebenen Dokumentenstruktur für das Projekt (Reports, Specifications) und in Form der eingereichten Semesterarbeiten festgehalten.

Die Inhalte der Verantwortungsbereiche in der Phase 1 werden im Folgenden kurz dargestellt.

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	SE/AIT
Verantwortlich:	Christian Pastötter (SA) Daniel Zielinski (SA)
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 2000, AP 7050, AP 7100
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Recherche der Vorgehensweise (gemäß ECSS etc.) ▪ Erarbeitung von Requirements mit den Teams ▪ Aufstellen und Verwalten der Budgets (mechanisch, elektrisch, Daten) ▪ Schnittstellendokumentation (ICD) ▪ Produktsicherung (nach ECSS) <ul style="list-style-type: none"> ○ Konfigurationsmanagement ○ Safety Assurance ○ Verifikations- und Testplanung, mit Modellphilosophie ○ Risikomanagement (insbesondere FMEA) ▪ Funktionsanalyse ▪ Konfigurationsmanagement
Ergebnis:	Mehrere Reports und zwei SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten: <ul style="list-style-type: none"> ▪ Phase A Top Level Requirements ▪ Modell des Satelliten in (v)Sys-ed ▪ Budgets (mechanisch, elektrisch, Daten) ▪ vorläufiges Schnittstellendokument ▪ FMEA Analyse ▪ Verifikations- (Verification Matrix) und Testplan (Test Matrix) ▪ Ausgearbeitete Modellphilosophie (Activity Diagram) ▪ Functional Architecture Diagramme und Matrix ▪ Abgeleiteter Produktbaum ▪ vorläufiger QA-Plan

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Launch / Struktur- und Mechanismuskonzepte
Verantwortlich:	Jan Harder , Ralf Purschke (Team SA) Claas Olthoff (WARR)
Anmerkung:	Aufgrund geringer Arbeitsauslastung auf dem Gebiet Struktur zu Beginn des Projekts wurden von diesen Studenten auch PR Aufgaben übernommen
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 3100, AP 4300, AP 5200, AP 9000
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Recherche von Transportsystemen und Adaptern ▪ Anforderungen gängiger Transportsysteme ▪ Entwicklung eines vorläufigen Strukturkonzepts ▪ Strukturmodellierung und vorläufige Struktur(konzept)verifikation ▪ Massenabschätzung ▪ Öffentlichkeitsarbeit (Satellitenname, Logos, Pressemitteilungen etc.) ▪ Festlegung des Satellitennamens und der Corporate Identity ▪ Präsentationsmaterialien (Modelle, Animationen etc.)
Ergebnis:	Mehrere Reports und eine Team SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten: <ul style="list-style-type: none"> ▪ Liste von Transportsystemen mit deren Anforderungen ▪ Vorläufiges Strukturkonzept als Modell in CATIA ▪ Erste Strukturanalysen in CATIA zur Dimensionierung ▪ Strukturmassen Budget ▪ Zahlreiche Vorträge ▪ Artikel in der Süddeutschen Zeitung ▪ Plattformname MOVE bzw. Satellitenname π-MOVE ▪ Zahlreiche Logos, Bilder

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Vorläufige Strukturverifikation
Verantwortlich:	Dominik Lang (SA)
Anmerkung:	Weitgehend selbständige und schnelle Bearbeitung von Februar bis Juni 2007
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 5200
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Ermittlung realistischer Lastfälle und Randbedingungen ▪ Erstellen eines Strukturmodells in Ansys ▪ Verifikation der Struktur auf die Lastfälle (statische und dynamische Analysen) ▪ Strukturoptimierung hinsichtlich Gewicht
Ergebnis:	Mehrere Reports und eine SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten: <ul style="list-style-type: none"> ▪ Aus gängigen Transportsystemen extrahierte Lastfälle ▪ FEM Modell mit Quellcode und ausführlicher Beschreibung ▪ Analyseergebnisse (Spannungen, Verformungen, Eigenfrequenzen etc.) ▪ Empfehlungen für die Strukturoptimierung

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Mission
Verantwortlich:	Christopher Loos, Florian Römhild (Team SA)
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 4100, AP 4200, AP 5100, AP 5300
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Analyse der Anforderungen aus der Umgebung auf dem Orbit ▪ Orbitanalysen ▪ Sonnen-/Schattenbudgets ▪ vorläufige Thermalrechnung ▪ Lageregelungsanforderungen und Konzepte ▪ Mission Architecture
Ergebnis:	Mehrere Reports und eine Team-SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten: <ul style="list-style-type: none"> ▪ Requirements aus den Umgebungsbedingungen auf dem Orbit ▪ Orbitanalysen mit Budgets in STK ▪ Einfaches Thermalmodell in Excel (Gleichgewichtstemperaturen, aber auch erste dynamische Analysen) ▪ Auslegung eines passiven Lageregelungskonzepts mit Permanentmagneten ▪ Missionsarchitektur, dokumentiert in standardisierten Flussdiagrammen

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	OBDAH
Verantwortlich:	Michael Sjaosi Vögele (SEP) Sebastian Kortler (SEP) Patrick Lauffs (WARR)
Anmerkungen:	Leider Probleme aufgrund mangelnder Kommunikation der Informatikstudenten (SEPs), nur geringfügig Dokumentation des WARR Studenten vorhanden. Semesterarbeit von Patrick Lauffs als Anschluss an die freiwilligen Vorarbeiten.
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 3200, AP 3500, AP 4400
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Recherche bestehender OBDAH Systeme ▪ Charakterisierung und Spezifikation der Systeme ▪ Aufbau einer CubeSat Datenbank mit den wichtigsten Parametern aller Systeme ▪ Aufstellen einer funktionalen Architektur des OBDAH Systems ▪ Ableiten von Anforderungen aus der funktionalen Architektur ▪ Spezifikation und Auswahl eines geeigneten Systems ▪ Entwicklung eines vorläufigen Softwaresimulators zur späteren Implementierung auf MOVE
Ergebnis:	Mehrere Reports in engl. Sprache mit folgenden Inhalten: <ul style="list-style-type: none"> ▪ Entscheidung das OBDAH System von UWE-1 zu verwenden ▪ Vorläufige Spezifikation des OBDAH Systems von UWE-1 ▪ Widerruf der Entscheidung für UWE-1 ▪ Entscheidung für eine Eigenentwicklung ▪ Vorläufige Datenbudgets

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Communication
Verantwortlich:	Alexander Friedl, SA Hernan Raffi, SEP
Anmerkungen:	Vorzeitiges Ausscheiden des Studenten Hernan Raffi aufgrund privater Probleme, jedoch sehr gute Arbeit von Alex Friedl alleine
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 3300, AP 4500 (begonnen)
Teilaufgaben:	
<ul style="list-style-type: none"> ▪ Recherche bestehender Com Systeme ▪ Charakterisierung und Spezifikation der Systeme ▪ Aufstellen einer funktionalen Architektur des Com Systems ▪ Ableiten von Anforderungen aus der funktionalen Architektur ▪ Spezifikation und Auswahl eines geeigneten Systems ▪ Berechnung der Linkbudgets ▪ Kontakt zum Hersteller ▪ Frequenzfestlegung 	
Ergebnis: Mehrere Reports in engl. Sprache und eine SA mit folgenden Inhalten:	
<ul style="list-style-type: none"> ▪ Anforderungen an das Com System ▪ Entscheidung das Com System von Microhard zu verwenden ▪ Vorläufige Spezifikation des Com Systems von Microhard ▪ Vorläufige Linkbudgets 	
Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Power
Verantwortlich:	Erwin Smit Wiesner, SA Andreas Feick, SA
Anmerkungen:	Gewisse Hilfestellung notwendig, jedoch letztendlich erfolgreicher Abschluss der Arbeiten mit gut strukturierter Dokumentation
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 3400, AP 4600 (begonnen)
Teilaufgaben:	
<ul style="list-style-type: none"> ▪ Recherche bestehender Power Systeme ▪ Charakterisierung und Spezifikation der Systeme ▪ Aufstellen einer funktionalen Architektur des Power Systems ▪ Ableiten von Anforderungen aus der funktionalen Architektur ▪ Spezifikation und Auswahl eines geeigneten Systems ▪ Berechnung der Powerbudgets ▪ Kontakt zum Hersteller 	
Ergebnis: Mehrere Reports in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	
<ul style="list-style-type: none"> ▪ Anforderungen an das Power System ▪ Entscheidung das Power System von Clyde Space zu verwenden ▪ Vorläufige Spezifikation des Power Systems von Clyde Space 	

- Vorläufige Powerbudgets

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Piezo Payload Entwicklung
Verantwortlich:	Dipl.-Ing. Manuel Czech Andreas Fleischner, 2xSA
Anmerkungen:	Die Arbeit am Piezo Motor wurde weitgehend von Andreas Fleischner durchgeführt. Bei der Hardwarefertigung musste die Projektleitung mangels Werkstattverfügbarkeit und Verantwortungsproblemen helfen
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 3600, AP 6200
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Marktanalyse zu bestehenden Piezo Motoren und deren Raumfahrttauglichkeit ▪ Entwicklung eines Funktionsmodells des neuen Funktionsprinzips ▪ Entwicklung einer programmierbaren Elektronik, mit der die verschiedenen Signalparameter anpassbar und optimierbar sind ▪ Aufbau einer Demonstrationseinheit bestehend aus Controller und Motor am LRT
Ergebnis:	Zwei SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten: <ul style="list-style-type: none"> ▪ Marktanalyse ▪ Entscheidung zur Entwicklung eines Piezo Motors am Lehrstuhl ▪ Voll funktionsfähige, programmierbare Steuerelektronik ▪ Voll funktionsfähiger Piezo Motor

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Kamera Entwicklung
Verantwortlich:	Dr. Frank Fleischmann, OES
Anmerkungen:	Erfahrung mit Kameras für Weltraumeinsatz
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 6700 (auf Phasen 1 und 2 verteilt)
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Entwicklung einer Weltraumgeeigneten Kamera gemäß den Spezifikationen für MOVE
Ergebnis:	Spezifikationsdokument <ul style="list-style-type: none"> ▪ Definierte Spezifikation

2.9.2 Phase 2 (Juni 2007 bis Februar 2008)

In Phase 2 wurden insgesamt 12 Studenten mit Aufgaben betraut. Wie in Phase 1 liefen die meisten Arbeiten im Rahmen der so genannten Semesterarbeiten (SA) ab. Einige Studenten (Daniel Zielinski, Ralf Purschke) konnten dabei ihre Arbeiten im Rahmen der zweiten Semesterarbeit fortsetzen. Die Studenten von der WARR (Roland Winklmeier, Claas Olthoff, Patrick Lauffs) konnten ihre Anfangs ehrenamtlichen Arbeiten mittlerweile aufgrund des weiter fortgeschrittenen Studiums im Rahmen von Semesterarbeiten fortsetzen.

Außerdem war eine Stelle übergangsmäßig in Form eines vom Lehrstuhl bezahlten HiWis besetzt. Andreas Fleischner zeichnete sich in seinen Arbeiten am Lehrstuhl durch sein fundiertes Fachwissen im Bereich Elektrotechnik/Microcontroller-Schaltungen aus. Da er bereits alle studienrelevanten Arbeiten absolviert und am Lehrstuhl bereits als HiWi angestellt war ergab sich diese kurzfristige Übergangslösung bis ein neuer Student für diese Aufgaben gefunden wird.

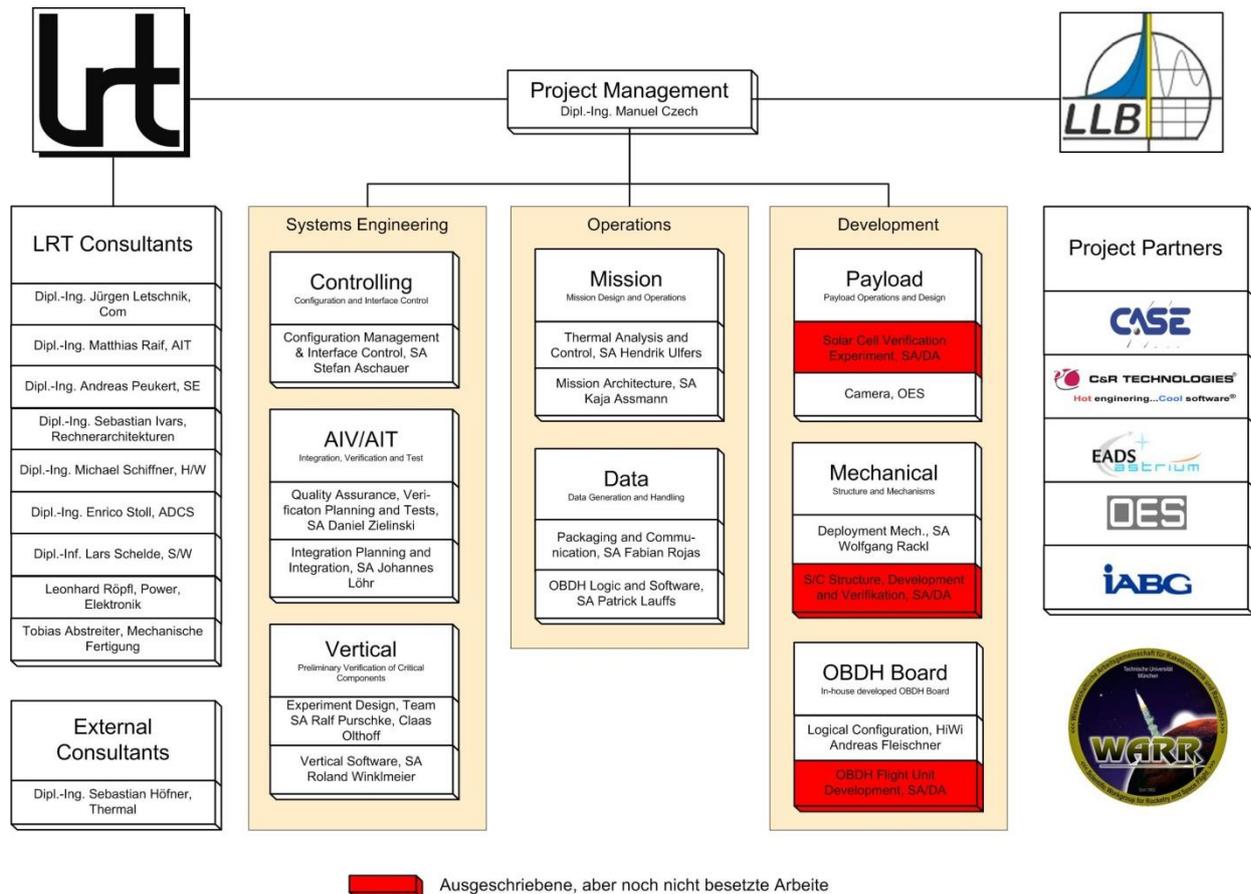


Abbildung 29: Organigramm der Phase 2 im MOVE Projekt

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Configuration Management und Interface Control
Verantwortlich:	Stefan Aschauer (SA)
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 2200, AP 2300, AP 2500
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Optimale Festlegung der Leitungsbelegung im Feedthrough Bus ▪ Definition aller Schnittstellen mit allen Parametern (Ströme, Spannungen, Widerstände, Pegel, Protokolle usw.) ▪ Aufstellen von Kompatibilitätsbedingungen ▪ Darstellung der Interfaces in allen Ansichten (mechanisch, elektrisch, Daten) ▪ Überwachung der Konfigurationen ▪ Anpassung des ICDs bei Konfigurationsänderung ▪ Budget Control
Ergebnis: Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ komplettes Interface Control Document ▪ Konfigurationsänderungsdokument

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Produktsicherung
Verantwortlich:	Daniel Zielinski (SA)
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 2400, AP 7050, AP 7100, AP 7150 (begonnen), AP 7250 (begonnen)
Anmerkungen:	Der Student arbeitete bei IABG als Werksstudent. Dadurch bestand enger Kontakt zu dieser Firma, die auch die Qualifikation durchführen wird.
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Konfigurationsmanagement ▪ Verification Planning ▪ Incoming Inspections ▪ Test Procedures and Reports ▪ Handling, Storage, Preservation ▪ Parts Selection ▪ Qualifikationsplanung und Qualifikation
Ergebnis: Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Ausgearbeitete Modellphilosophie ▪ Testplan ▪ Qualifikationsplan ▪ QA-Formblätter und Protokolle ▪ Formblätter und Protokolle zur Durchführung der Tests ▪ Erste Tests der Hardware

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Integration Planning and Integration
Verantwortlich:	Johannes Löhr (SA)
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 6700, AP 6800, AP 7200
Anmerkungen:	Für die Fertigungen innerhalb AP 6800 und 6900 stand die LRT Werkstatt zur Verfügung
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Planung der Integration ▪ Vorbereitung des Reinraums ▪ Entwicklung und Fertigung (mit Werkstatt) bzw. Unterstützung bei der Fertigung von Modellen ▪ Entwicklung und Fertigung notwendiger Werkzeuge und Hilfsmittel (mit Werkstatt)
Ergebnis:	<p>Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:</p> <ul style="list-style-type: none"> ▪ Integrationsplan ▪ Vorbereiteter Reinraum ▪ Aufgebaute Modelle für Tests im Reinraum ▪ Notwendige Hilfsmittel und Werkzeuge

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	VERTICAL
Verantwortlich:	Ralf Purschke, Claas Olthoff (Team SA) Roland Winklmeier (SA)
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7350
Anmerkungen:	<p>Die beteiligten Studenten konnten in Phase 1 von MOVE schon Erfahrungen für die Herangehensweise an ein solches Projekt machen. Deshalb lief VERTICAL hauptsächlich in Eigenverantwortung dieser Studenten ab</p> <p>Gelungener Start und erfolgreiche Mission im Oktober 2008</p>
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Definition der zu verifizierenden Technologien ▪ Auslegung des Experiments ▪ Entwicklung und Bau des Experiments ▪ Integration des Experiments auf dem Launcher ▪ Teilnahme an der Launch Campaign in Kiruna ▪ Auswertung der Experimentdaten
Film, Reports und 2 SA	<p>in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:</p> <ul style="list-style-type: none"> ▪ Flugfähiges Experiment ▪ Experiment Beschreibung ▪ Mission Architecture ▪ Datenauswertung

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Thermal Analysis and Control
Verantwortlich:	Hendrik Ulfers (SA)
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 5300
Anmerkungen:	Unter Verwendung der vom Sponsor bereitgestellten Software „Thermal Desktop“
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Entwicklung eines Thermalmodells ▪ Dynamische Analyse mit verschiedenen Orbits ▪ Festlegung des Thermalkonzepts ▪ Anpassungsvorschläge
Ergebnis:	Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten: <ul style="list-style-type: none"> ▪ Lauffähiges (noch nicht korreliertes) Thermalmodell ▪ Dynamische Thermalanalysen ▪ Vorschläge für die Strukturanpassung

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Mission Architecture
Verantwortlich:	Kaja Assmann (SA)
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 4200, AP 5100 (fortgesetzt), AP 9100
Anmerkungen:	Aufgrund der Erfahrung auch Überarbeitung und Betreuung der MOVE Homepage
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Entwicklung der Missionslogik (Mission Architecture) ▪ Effizienzberechnung der entfaltbaren Solarpaneele ▪ Analysen zur Verifikation der Solarzellen ▪ Erweiterte Orbitanalysen ▪ Betreuung der MOVE Homepage
Ergebnis:	Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten: <ul style="list-style-type: none"> ▪ Finale Missions Architektur

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Packaging and Communication
Verantwortlich:	Fabian Rojas (SA)
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 4500 (fortgesetzt)
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Festlegen der Kommunikationsstruktur ▪ Festlegen und Anpassung der Protokolle ▪ Unterstützung bei der Programmierung der Softwarepakete ▪ Aufbau einer end-to-end Kommunikationsstrecke für Tests im Labor
Ergebnis:	Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten: <ul style="list-style-type: none"> ▪ Funktionierende Kommunikationsstrecke im Labor

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	OBDR Logic and Software
Verantwortlich:	Patrick Lauffs (SA)
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 4400 (fortgesetzt), AP 5400, AP 6500
Anmerkungen:	Da der Prototyp des On-board Rechners noch nicht verfügbar war, wurde die Missionslogik plattformunabhängig entwickelt (UML) und vorab verifiziert (Simulink)
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Entwicklung einer Plattformunabhängigen Missionslogik in UML und Simulink ▪ Implementierung der Software in C auf den on-board Computer
Ergebnis:	Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten: <ul style="list-style-type: none"> ▪ UML Modell der Missionslogik ▪ Auf dem on-board Rechner funktionierende Software

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Deployment Mechanism
Verantwortlich:	Wolfgang Rackl (SA)
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 6100
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Entwicklung eines Labormodells des Deployment Mechanismus für das Solar Panel mit Antenne ▪ Verifikation des Mechanismus anhand von Tests ▪ Bau der Flugeinheiten
Ergebnis: Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Funktionierendes Labormodell (EM) des Solar Panels mit Deploymentmechanismus ▪ Testdokumentation ▪ Flugeinheit des Solar Panels mit Deployment Mechanismus

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	OBDH Board Logical Configuration
Verantwortlich:	Manuel Czech
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 6500, AP 6600
Anmerkungen:	Erfahrung in Elektronik und MC-Programmierung
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Auswahl geeigneter Hardwarekomponenten ▪ Entwicklung des Sicherheitskonzepts (Fehlerkorrektur, Redundanzen etc.) ▪ Layout eines Prototypen des on-board Rechners ▪ Auswahl der Betriebssoftware
Ergebnis: Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Layout des on-board Rechner Prototyps

2.9.3 Phase 3 (März 2008 bis Mai 2009)

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	OBDH Flight Unit Development
Verantwortlich:	Manuel Czech
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 6500 (fortgesetzt)
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Bau des Prototypen des on-board Rechners ▪ Überführung (Verkleinerung, space harden) des Prototypen in die Flugeinheit
Ergebnis: Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Prototyp des on-board Rechners ▪ EM des on-board Rechners ▪ FU des on-board Rechners

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Solar Cell Verification Experiment
Verantwortlich:	Andreas Hein, Manuel Czech
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 6300
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Entwicklung und Layout des Experiment Boards (Messdatenerfassung, Anbindung an das OBDH System)
Ergebnis: Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ First-MOVE Payload Board(s)

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	First MOVE Structure Development and Verification
Verantwortlich:	Xaver Pascoe, Manuel Czech
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 6400
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none">▪ Überführung des Strukturkonzepts in die Detailkonstruktion▪ Fertigung des Struktur-Thermal Modells▪ Fertigung der Struktur
Ergebnis: Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none">▪ Struktur-Thermal Modell▪ EM der Struktur▪ FM der Struktur

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Software Development and Verification
Verantwortlich:	Stephan Linkel, Stephan Posselt
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7300
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none">▪ Entwicklung der On-board Software, bestehend aus Betriebssystem und Missionssoftware▪ Entwicklung der Bodenstationssoftware▪ Abstimmung und Tests zwischen Ground und Space Segment▪ Entwicklung eines Tools, das verschiedene Szenarien auf der Software durchspielt und diese somit optimal verifiziert
Ergebnis: Reports und IDP in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none">▪ On-board Betriebssoftware▪ Bodenstationssoftware▪ Software Qualifikation

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Thermalmodell Korrelation
Verantwortlich:	Daniel Barfuß
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7400
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Aktualisierung des Thermalmodells ▪ Durchführung von Tests (Max-Planck Institut Lindau) ▪ Korrelation des Software-Thermalmodells mit dem Thermal-Vakuum Test am Struktur-Thermal Modell ▪ Anpassung des passiven Thermalsystems (Coatings etc.)
Ergebnis:	<p>Reports und SA in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:</p> <ul style="list-style-type: none"> ▪ Thermal Korrelation ▪ Finales Struktur-Thermal Design und Modell

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Integrationsplanung/-tests
Verantwortlich:	Johannes Löhr (SA)
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 6700, AP 6800, AP 7200
Anmerkungen:	Für die Fertigungen innerhalb AP 6800 und 6900 stand die LRT Werkstatt zur Verfügung
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Entwicklung und Fertigung (mit Werkstatt) bzw. Unterstützung bei der Fertigung von Modellen ▪ Entwicklung und Fertigung notwendiger Werkzeuge und Hilfsmittel (mit Werkstatt)
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Integrierbarer First-MOVE Satellit ▪ Dokumentation

2.9.4 Zwischenphase (August 2009 bis Oktober 2010)

Die Zeit zwischen den beiden Verschiebungen des Starts wurde dazu genutzt um Verbesserungen in das System einzubauen, die eigentlich erst im Folgeprojekt implementiert werden sollten. Des Weiteren wurden bestehende Komponenten optimiert und in einem flugfähigen Zustand gehalten.

Die noch laufenden Arbeitspakete aus Phase 3 wurden fortgeführt.

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	System Maintenance
Verantwortlich:	Jan Harder, Andreas Fleischner, Claas Olthoff
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7500
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Periodische Inbetriebnahme der Komponenten um einen flugfähigen Zustand bei zu behalten, falls nötig Komponenten ersetzen oder reparieren ▪ Flugbatterien konditionieren
erwartetes Ergebnis:	Reports in engl. Sprache mit folgenden Inhalten: <ul style="list-style-type: none"> ▪ Testergebnisse und Dokumentation von ausgetauschten Komponenten ▪ Batterielogbuch

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	System Optimization
Verantwortlich:	Andreas Fleischner, Stephan Linkel
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7550
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Optimierung des Energiemanagements ▪ Optimierung der Flug- und Bodenstationssoftware ▪ Redesign der Experimentplatine ▪ Redesign der Verschaltungsplatinen
erwartetes Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Leistungssteigerung der Energieverwaltung, Erfüllung der ISIS Anforderungen bezüglich Funkstille nach dem Auswurf ▪ Leistungssteigerung bzw. optimierter Einsatz von Ressourcen der Software (deutlich geringerer Stromverbrauch dank optimiertem Idle-Mode) ▪ Höhere Genauigkeit der Messungen an den Experimentzellen ▪ Erleichterte Integration durch Verwendung von Steckern, statt einzeln zu verlötenden Kabeln

2.9.5 Personaländerungen ab 2011

Mit Beginn des Jahres 2011 konnten Dipl.-Ing. Jan Harder und Dipl.-Ing. Claas Olthoff offiziell zum MOVE-Team hinzustoßen. Beide waren in ihrer Zeit als Studenten von der ersten Phase an der Entwicklung von MOVE beteiligt und besitzen daher bereits großes Wissen über das System.

2.9.5.1 Änderung des Projektleiters

Zum 01.01.2011 wurde die Stelle des Projektleiters durch Dipl.-Ing. Claas Olthoff neu besetzt, da der bisherige Projektleiter Dipl.-Ing. Manuel Czech seine Promotion abgeschlossen hat und den Lehrstuhl verlässt. Herr Olthoff konnte bereits im Juni 2010 mit der Arbeit an MOVE beginnen und in der halbjährigen Überlappung mit Herrn Czech fand ein ausgiebiger Wissenstransfer statt.

2.9.5.2 Einstellung eines Systemingenieurs

Ebenfalls zum 01.01.2011 wird Dipl.-Ing. Jan Harder als Systemingenieur für das Projekt eingestellt. Er konnte den Projektleiter sowohl in technischen Angelegenheiten als auch bei der Betreuung von Studenten entlasten. Einige Aufgaben, wie zum Beispiel die finale Integration des Satelliten, erforderten mehrfache, ganztägige Anwesenheit von erfahrenen Mitarbeitern, auch dies ist mit Studenten schwer zu bewerkstelligen.

Die folgende Tabelle enthält eine Liste aller Arbeitspakete die dem Systemingenieur in Phase 4 zugeordnet waren.

AP 1600	Bewertung und Benotung der studentischen Arbeiten
AP 7150	Tests
AP 7200	Integrationsplanung und Integration
AP 7250	Qualifikation
AP 7450	Final Acceptance
AP 7500	System Maintenance
AP 9100	Homepage
AP 8000	Betrieb des Satelliten (inklusive aller Unterpakete)
AP 10000	Vorbereitungen für MOVE-on (inklusive aller Unterpakete)

2.9.6 Phase 4 (Oktober 2010 bis Dezember 2013)

Projekt:	MOVE
Beinhaltete Arbeitspakete:	AP 1000
Aufgabenbereich:	Project Management (Phase 4 spezifisch)
Verantwortlich:	Dipl.-Ing. Claas Olthoff Stellvertreter
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Festlegung von Aufgaben und Arbeitspaketen ▪ Zeitplanung ▪ Planung der Teammeetings ▪ Planung und Durchführung von Reviews (Delta-DCR, Test Readiness, Shipment Readiness, Flight Readiness) ▪ Networking ▪ Beaufsichtigung (Kontrolle) und Anleitung der Studenten ▪ Lehrauftrag (Benotung der Leistungen etc.) ▪ Dokumentationskoordination und Kontrolle
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Technical Interchange Meeting (TIM) 1 mal pro Woche ▪ Erfolgreiche Verlängerung und Aufstockung des Projekts ▪ Technische Fertigstellung der Flughardware bis Ende 2011

Projekt:	MOVE
Beinhaltete Arbeitspakete:	AP 9100, AP 9300, AP 9400
Aufgabenbereich:	Public Relations (Phase 4 spezifisch)
Verantwortlich:	Claas Olthoff, Stellvertreter
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Instandhaltung der Homepage und Befüllen mit aktuellen Nachrichten ▪ Erstellen und Verteilen von Grafiken und Bildern von MOVE, sowohl für die Homepage als auch für andere PR Zwecke ▪ Halten von Vorträgen über MOVE
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Aktuelle Homepage ▪ MOVE Aufkleber, T-Shirts ▪ Vorträge

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Entwicklung eines verbesserten, intelligenten Bildkomprimierungsalgorithmus
Verantwortlich:	Sean Hannon
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 6600
Anmerkungen:	Eigentlich erst für MOVE-on geplant, wegen Startverschiebung vorgezogen
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Analyse und Auswahl eines Kompressionsverfahrens ▪ Programmierung und Integration in die bestehende Software ▪ Dokumentation
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Verfahren zur Bildkomprimierung an Bord des Satelliten ▪ Dokumentation des Verfahrens als Report in englischer Sprache

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Batterieverifikation
Verantwortlich:	Alexander Höhn, Thomas Schüller
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 10400
Anmerkungen:	Eigentlich erst für MOVE-on geplant, wegen Startverschiebung vorgezogen
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Ausarbeitung einer Verifikationsprozedur für Batterien ▪ Durchführung der Prozedur mit den am LRT verfügbaren Anlagen
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Fertige Prozedur als Report in englischer Sprache (Teil einer Semesterarbeit)

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Internes Review
Verantwortlich:	Claas Olthoff, Stellvertreter
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 1450
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Vorbereitung von Dokumenten und Präsentationen ▪ Bereitstellung von Dokumenten und Präsentationen für die Reviewer ▪ Festlegung und Kommunikation von Ort und Datum des Reviews
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Neue Mitarbeiter mit MOVE vertraut gemacht ▪ Identifikation von Lücken oder Unklarheiten in der Dokumentation ▪ Protokoll des Reviews

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Delta Critical Design Review
Verantwortlich:	Claas Olthoff, Stellvertreter
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 1450
Anmerkungen:	Alle Subsysteme werden einem getrennten Review unterzogen, da es nie ein gesamt CDR gegeben hat.
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Vorbereitung von Dokumenten und Präsentationen ▪ Bereitstellung von Dokumenten und Präsentationen für die Reviewer ▪ Festlegung und Kommunikation von Ort und Datum des Reviews
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Die Subsysteme wurden nachträglich eingehend geprüft um noch etwaige Designfehler aufzudecken (-> Projektexterne Lehrstuhlmitarbeiter sind noch nicht „Betriebsblind“) ▪ Identifikation von Lücken oder Unklarheiten in der Dokumentation ▪ Protokoll des Reviews

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Integrationsvorbereitung
Verantwortlich:	Ralf Purschke, Jan Harder, Simon Bühler
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7200
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Vorbereitung der Komponenten von MOVE zur Integration (Reinigung, Funktionstests, Abbau von Testadaptern) ▪ Vorbereitung der Materialien für die Integration (Schrauben, Klebstoffe, Lötstation, etc.) ▪ Vorbereitung des Integrationsraums für die Integration (Aufräumen, Softwareaktualisierung der Rechner, Sammlung und Organisation der benötigten Materialien und Werkzeuge) ▪ Vorbereitung der Dokumentation (Protokolle, Formulare für Anomalien, Foto und Film)
Ergebnis:	<p>Reports in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:</p> <ul style="list-style-type: none"> ▪ Alle Anlagen im Integrationsraum sind bereit für den Beginn der Integration ▪ Materialien und Werkzeuge für die Integration liegen bereit

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Testintegration
Verantwortlich:	Claas Olthoff, Jan Harder, Ralf Purschke, Simon Bühler
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7200
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Integration des gesamten Satelliten, ohne permanente Verbindungen (Löten, Epoxidharz) zu schaffen ▪ Dokumentation der Integration, insbesondere von Anomalien ▪ Besprechung der Anomalien während eines Meetings ▪ Durchführung eines kompletten Funktionstests im integrierten Zustand
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Bis auf wenige Verbindungen fertig integrierter Satellit ▪ Probleme bei der Integration wurden identifiziert und Vorschläge zur Umgehung wurden erarbeitet ▪ Freigabe zur finalen Integration

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Aufbau der neuen Flughardware
Verantwortlich:	Claas Olthoff, Jan Harder, Studenten aus dem Raumfahrttechnischen Praktikum
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 1450
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Beschaffung der benötigten Kaufteile ▪ Design und Herstellung der Teile aus Eigenfertigung in den Werkstätten des LRT ▪ Test aller neuen Komponenten sowohl einzeln als auch im Verbund im FlatSat
Ergebnis:	Kompletter Satellit (ohne Solarzellen) in integrationsbereitem Zustand

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Finale Integration
Verantwortlich:	Claas Olthoff, Jan Harder, Ralf Purschke
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7200
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Komplette Integration des Satelliten, inclusive aller permanenter Verbindungen ▪ Vorbereitung des Satelliten für die Qualifikations- und Acceptancetests ▪ Durchführung eines kompletten Funktionstests nach der Integration ▪ Dokumentation der Integration, insbesondere von Anomalien
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Fertig integrierter, voll funktionsfähiger Satellit ▪ Dokumentation der aufgetretenen Anomalien

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Test Readiness Review
Verantwortlich:	Claas Olthoff
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 1450
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Festlegen und Ankündigen des Termins ▪ Ernennung und Einladung der Reviewer ▪ Vorbereitung von Dokumenten und Präsentationen ▪ Besprechung der während der finalen Integration aufgetretenen Anomalien ▪ Besprechung des ausgearbeiteten Testplans
Ergebnis:	Test Readiness wird von den Reviewern bestätigt
Reports in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Protokolle der Reviews ▪ Conformity/non-Conformity Reports

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Betreuung von mechanischen Tests
Verantwortlich:	Ralf Purschke
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7100, AP 7150, AP 7250, AP 7450
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Erstellung eines detaillierten Testplans anhand der Anforderungen von ISIS ▪ Kommunikation mit der durchführenden Firma, IABG ▪ Beaufsichtigung und Betreuung der Tests ▪ Dokumentation ▪ Auswertung der gewonnenen Daten
Reports in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Test-/Qualifikationsdokumente

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Betreuung von Thermal Vakuum Tests
Verantwortlich:	Philipp Hager, Bruno Ams, Matthias Pfeiffer
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7100, AP 7150, AP 7250, AP 7450
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Erstellung eines detaillierten Testplans anhand der Anforderungen von ISIS ▪ Selektion einer geeigneten Testanlage und Kommunikation mit dem Betreiber ▪ Beaufsichtigung und Betreuung der Tests ▪ Dokumentation ▪ Auswertung der gewonnenen Daten
Reports in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Test-/Qualifikationsdokumente

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Betreuung von Strahlungstests
Verantwortlich:	Ralf Purschke, Sonja Albrecht, Piotr Kruze
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7100, AP 7150, AP 7250, AP 7450
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Erstellung eines detaillierten Testplans anhand der Anforderungen von ISIS ▪ Selektion einer geeigneten Testanlage und Kommunikation mit dem Betreiber ▪ Beaufsichtigung und Betreuung der Tests ▪ Dokumentation ▪ Auswertung der gewonnenen Daten
Reports in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Test-/Qualifikationsdokumente

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Betreuung der EMI Tests
Verantwortlich:	Alexander Höhn, Tobias Chemnitz
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7100, AP 7150, AP 7250, AP 7450
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Erstellung eines detaillierten Testplans anhand der Anforderungen von ISIS ▪ Selektion einer geeigneten Testanlage und Kommunikation mit dem Betreiber ▪ Beaufsichtigung und Betreuung der Tests ▪ Dokumentation ▪ Auswertung der gewonnenen Daten
Reports in engl. Sprache mit folgenden Inhalten:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Test-/Qualifikationsdokumente

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Vorbereitung der Bodenstation
Verantwortlich:	Claas Olthoff, Stellvertreter, Stephan Linkel, Andreas Fleischner, Christian Look
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 8000
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Vorbereitung der Bodenstationshardware (Umbau S-Band nach UHF/MHF) ▪ Einrichtung der Rechner in der LRT Bodenstation für den Betrieb von MOVE ▪ Vorbereitung der Prozeduren für den sicheren Betrieb des Satelliten ▪ Entwicklung von Arbeitsabläufen für einzelne Überflüge
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Bodenstation bereit für den Betrieb ▪ Prozeduren für das Training von Bodenpersonal ▪ Überflugsprozeduren ▪ Dokumentation der Bodenstationshard- und software

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Simulationen mit der Bodenstation
Verantwortlich:	Claas Olthoff, Martin Langer, Stephan Linkel, Andreas Fleischner
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 7100, AP 8000
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Simulation des Erstkontakts und einzelnen Überflügen mit der Bodenstation und dem Engineering Modell ▪ Simulation der Funkstrecke
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Verifikation der Prozeduren für den Betrieb des Satelliten ▪ Verifikation der Funkstrecke ▪ Studenten und Mitarbeiter sammeln Erfahrung mit dem Betrieb des Satelliten

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Vorbereitung Startkampagne
Verantwortlich:	Claas Olthoff, Martin Langer
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 8100
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Buchung von Flugtickets und Hotel ▪ Koordination der zu transportierenden Komponenten ▪ Übergabe des fertig integrierten und im Deployer untergebrachten Satelliten an ISIS zum Transport nach Indien
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Alle Komponenten bereit für den Beginn der Startkampagne

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Startkampagne
Verantwortlich:	Claas Olthoff, Stephan Linkel, Martin Langer
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 8100
Anmerkungen:	nur von erfahrener Person, u.U. mit Unterstützung eines Studenten durchführbar
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Begleitung und Sicherstellung der richtigen Unterbringung auf dem Launcher

<p>Ergebnis:</p> <ul style="list-style-type: none"> ▪ Auf Launcher Integrierter First-MOVE Satellit ▪ Satellit befindet sich im Orbit

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Commissioning and Operations
Verantwortlich:	Claas Olthoff, Martin Langer
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 8200, AP 8300
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Inbetriebnahme des Satelliten auf dem Orbit ▪ Downlink von Wissenschaftsdaten ▪ Downlink von Housekeepingdaten ▪ Downlink von Langzeitlemetrie und Logbüchern
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Funktionierender Satellit auf dem Orbit ▪ Empfangene Houskeeping-Daten

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Data Evaluation and Interpretation
Verantwortlich:	Martin Langer, Claas Olthoff
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 8400
Anmerkungen:	nur von erfahrener Person, u.U. mit Unterstützung eines Studenten durchführbar
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Interpretation und Auswertung der auf dem Orbit gewonnenen Housekeeping und Nutzlastdaten
Ergebnis mit folgendem Inhalt:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Schlussfolgerungen ▪ Empfehlungen ▪ Verbesserungsvorschläge ▪ Evaluation der Mission in Form der Lessons Learned

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Nachbearbeitung der Dokumentation
Verantwortlich:	Martin Langer, Claas Olthoff
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 8500
Anmerkungen:	nur von erfahrener Person durchführbar
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Anpassung der Berichte auf gemeinsamen Standard ▪ Zusammenfassung aller Berichte und Spezifikationen zu einer Gesamtdokumentation ▪ Nachbearbeitung des entstandenen Filmmaterials
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Lessons Learned Report

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Vorbereitung, Planung und Durchführung von Arbeitstreffen der deutschen CubeSat Entwicklergemeinschaft
Verantwortlich:	Martin Langer, Claas Olthoff
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 1400
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Kontaktaufnahme mit anderen CubeSat Gruppen ▪ Koordination von Treffen an verschiedenen Orten
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Vermeidung von Fehlern die andere schon gemacht haben ▪ Bessere Vernetzung des MOVE Teams

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Betreuung von Studienarbeiten
Verantwortlich:	Claas Olthoff, Stellvertreter, Ralf Purschke, Alexander Höhn
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 1600
Anmerkungen:	nur von LRT Mitarbeiter durchführbar
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Betreuung von Semesterarbeiten ▪ Betreuung von Bachelorarbeiten ▪ Betreuung von Diplomarbeiten ▪ Betreuung von Masterarbeiten ▪ Betreuung von Interdisziplinären Projekten (IDP) ▪ Betreuung von wissenschaftlichen Veröffentlichungen die aus den Studienarbeiten hervorgehen
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Abgeschlossene Arbeiten (Siehe Kapitel 2.12)

Personaländerungen ab 2013

Aufgrund der mittlerweile sehr langen Laufzeit des Vorhabens war es dem Lehrstuhl ab dem Jahr 2013 nicht möglich, die Position des Projektleiters in vollem Umfang zu stellen. Der Projektleiter konnte aufgrund dringend erforderlicher Arbeit an der Dissertation nicht mehr in Vollzeit eingebunden werden und weitere personelle Ressourcen waren nicht verfügbar. Zum Beginn des Jahres 2013 wurde ein Stellvertreter für den Projektleiter eingestellt um den Projektleiter zu entlasten.

Konkret sollte der Stellvertreter besonders zeitintensive Aufgaben übernehmen und Aufgaben die auch ohne eine längere Einarbeitungszeit direkt nach der Einstellung durchgeführt werden können. Dies beinhaltete hauptsächlich Organisatorisches in der Vorbereitung der Startkampagne, aber auch Tests und Simulationen mit der Bodenstation des LRT und das Training von Studenten für den Missionsbetrieb. Auch im Missionsbetrieb selbst und der anschließenden Datenauswertung sollte der Stellvertreter Aufgaben übernehmen.

Die folgende Tabelle enthält eine Liste aller Arbeitspakete die dem Stellvertreter in Phase 4 zugeordnet waren.

1000	Projektmanagement, Unterstützung des Projektleiters und Einarbeitung
8000	Startkampagne und Missionsbetrieb, Vorbereitung, Training und Durchführung
9100	Verwalten der Homepage und Inhaltserstellung
9400	Fachvorträge an Schulen, Tag der offenen Tür, etc.

2.9.7 Phase 5 (Januar 2014 bis Februar 2015)

Projekt:	MOVE
Beinhaltete Arbeitspakete:	AP 1000
Aufgabenbereich:	Project Management (Phase 5 spezifisch)
Verantwortlich:	Dipl.-Ing. Martin Langer Dipl.-Ing. Claas Olthoff (unterstützend)
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Festlegung von Aufgaben und Arbeitspaketen ▪ Zeitplanung ▪ Dokumentationskoordination und Kontrolle
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Projektabschluss

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Data Evaluation and Interpretation
Verantwortlich:	Martin Langer, HiWis
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 8400
Anmerkungen:	nur von erfahrener Person, u.U. mit Unterstützung von Studenten durchführbar
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Interpretation und Auswertung der auf dem Orbit gewonnenen Housekeeping und Nutzlastdaten ▪ Fehleranalyse ▪ Erstellen eines lessons learned Dokuments ▪ Empfehlungen für zukünftige Vorhaben
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Lessons learned Dokument mit <ul style="list-style-type: none"> ○ Schlussfolgerungen ○ Empfehlungen ○ Verbesserungsvorschläge ○ Evaluation der Mission

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Nachbearbeitung der Dokumentation
Verantwortlich:	Martin Langer, HiWis
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 8500
Anmerkungen:	nur von erfahrener Person durchführbar
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Anpassung der Berichte auf gemeinsamen Standard ▪ Zusammenfassung aller Berichte und Spezifikationen zu einer Gesamtdokumentation
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Abschlussbericht

Projekt:	MOVE
Aufgabenbereich:	Vorbereitung, Planung und Durchführung von Arbeitstreffen der deutschen CubeSat Entwicklergemeinschaft
Verantwortlich:	Martin Langer, Claas Olthoff
Assoziierte Arbeitspakete:	AP 1400
Anmerkungen:	
Teilaufgaben:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Kontaktaufnahme mit anderen CubeSat Gruppen ▪ Koordination von Treffen an verschiedenen Orten
Ergebnis:	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Regelmäßige technisches Austauschtreffen mit anderen CubeSat Teams ▪ Vermeidung von Fehlern die andere schon gemacht haben ▪ Bessere Vernetzung des MOVE Teams

2.10 Nutzen / Verwertungsplan

Im Vorhaben wurden unterschiedliche Ergebnisse erzielt aber auch neue Fragen aufgeworfen, die wirtschaftlich und wissenschaftlich/technisch verwertet werden sollen. Konkret ist gegenwärtig die Verwertung von folgenden Ergebnissen geplant:

- Weiterführung der Entwicklung eines robusten On-Board Computersystems für CubeSats
- Ausklappsysteme für Kleinsatelliten-Solarpaneele
- Wissenstransfer zum Vorhaben MOVE-II
- Robuste Kommunikationsarchitekturen für CubeSats (sowohl satelliten- als auch bodenstationsseitig)
- Umweltsimulation für CubeSats

2.11 Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen

Im Verlauf des Vorhabens konnte eine rasante Entwicklung innerhalb des Forschungs- und Marktbereichs der Kleinsatelliten betrachtet werden: Lag zu Beginn der Förderung im Juli 2008 die Gesamtzahl an gestarteten Satelliten noch bei 48, sind bei Erstellung dieses Dokuments (Juni 2015) bereits 348 Satelliten in eine Umlaufbahn gebracht worden [14]. Der Technologiesprung in den Möglichkeiten von kommerziellen Bauteilen für Kleinsatelliten-Anwendungen, analog zu der Weiterentwicklung in kommerzieller Elektronik, ist rasant und beeinflusst auch den Markt an käuflichen CubeSat Subsystemen. Diese Entwicklung ist ebenso bei kommerziellen Startanbietern als auch bei universitären und kommerziellen CubeSat-Entwicklern weltweit zu beobachten.

2.12 Veröffentlichungen

Die aktuellen Ergebnisse des Forschungsvorhabens wurden im Rahmen von folgenden Veröffentlichungen und Präsentationen auf Konferenzen vorgestellt:

- A. Stamminger, M. Czech, H. Griebel, M. Hörschgen, O. Persson, M. Pinzer, J. Riebelmann, A. Shamsavar, „Rexus-4: Vehicle and Subsystem Design, Flight Performance and Experiments“, 19th ESA PAC Symposium, 7 - 11 June 2009, Bad Reichenhall, Germany
- Andreas Stamminger, Manuel Czech, Hannes Griebel, Marcus Hörschgen, Olle Persson, Markus Pinzer, Jens Riebelmann, „REXUS-4 - VEHICLE AND SUBSYSTEM DESIGN, FLIGHT PERFORMANCE AND EXPERIMENTS“, 60th International Astronautical Congress 2009, 12. -16. Oktober, Daejeon, Korea
- Manuel Czech, Thomas Bickel, Patrick Lauffs, Andreas Hein, “The Munich Orbital Verification Experiment” Vortrag, CubeSat Workshop 2009, ESTEC
- Manuel Czech, “We make the First-MOVE” Poster, The QB50 Workshop 2009
- 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
- C. Olthoff, R. Purschke, R. Winklmeier and M. Czech, Testing of Critical Pico-Satellite Systems on the Sounding Rocket Rexus-4. Small Satellite Missions for Earth Observation, R. Sandau, H.-P. Roeser und A. Valenzuela, Springer Berlin Heidelberg, 235-245, 2010.

Anmerkung: Das obige Studentenpaper gewann den “Best Student Paper Award” aus 27 Einsendungen

- 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.

- 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

Akademische Arbeiten

Diplomarbeiten

- *Mechanical Layout of the Picosatellite MOVE*, Xaver Pascoe, RT-DA 2007/10, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2008.
- *Design of the Electrical Prototype Subsystems for the Picosatellite MOVE*, Andreas Hein, RT-DA 2008/12, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2008.
- *Bewertung der Software-Architektur des MOVE CubeSat*, Stephan Linkel, Diplomarbeit in Informatik, TU München, Betreuer: M.Sc. Benedikt Hauptmann, 2012.

Masterarbeiten

- *Dynamic Modelling for CubeSat Project MOVE*, Narayanan Krishnamurthy, Lulea University of Technology / Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Matthias Raif, 2008.

Semesterarbeiten

- *FEM – Analysis of the Picosatellite MOVE*, Dominik Lang, RT-SA-2007/09, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2007.
- *Layout of a Communication Subsystem for the Pico- Satellite MOVE*, Alexander Friedl, RT-SA-2007/26, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2007.
- *MOVE - Development of a preliminary structure design for a CubeSat*, Ralf Purschke & Jan Harder, RT-SA-2007/21, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2007.
- *DESIGN AND ANALYSIS OF THE ELECTRICAL POWER SUBSYSTEM OF THE PICO-SATELLITE MOVE*, Andreas Feick & Erwin Smit Wiesner, RT-SA-2007/24, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2007.
- *Development and integration of a modular high precision piezomotor amplifier with digital interface*, Andreas Fleischner, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2008.
- *VERTICAL - Verification and Test of the Initiation of CubeSats after Launch*, Claas Olthoff & Ralf Purschke, RT-SA 2008/32, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2008.
- *Layout of Thermal and Attitude Control along with Mission and Orbit Analysis for the CubeSat MOVE*, Christopher Loos & Florian Römhild, RT-SA 2007/22, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2008.
- *Implementation of an embedded Piezo positioning control logic in C with LabView interface*, Andreas Fleischner, RT-SA 2008/05, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2008.
- *Systems Engineering for the MOVE mission*, Christian Pastötter & Daniel Zielinski, RT-SA 2008/06, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2008.

- *Thermal Analysis and Control of the Satellite MOVE*, Hendrik Ulfers, TUM-MW65/0736-SA, Lehrstuhl für Leichtbau, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2008.
- *Mission Design and Analysis for the MOVE Satellite*, Kaja Aßmann, RT-SA 2007/18, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2008.
- *Multi-Purpose Deployment Mechanism for the MOVE Satellite*, Wolfgang Rackl, RT-SA 2009/01, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2009.
- *Packaging and Communication Design for the MOVE Satellite*, Fabian Rojas, RT-SA 2009/06, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2009.
- *Quality Assurance and Test of the Satellite MOVE*, Daniel Zielinski, RT-SA 2008/06, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2009.
- *Konzeption und Umsetzung einer automatisierten Methodik zur Verifikation von Satellitenmodellen in der Thermalanalyse*, Johannes Löhr, RT-SA 2009, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2009.
- *Electrical Design and Integration of Sun Sensors for the Picosatellite MOVE*, Thomas Bickel, RT-SA 2009/17, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2009.
- *MOVE – OBDH Logical Configuration*, Patrick J. Lauffs, RT-SA 2010/27, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2010.
- *VERTICAL – Development of a Data Acquisition and Control Unit*, Roland Winkelmeier, RT-SA 2010/35, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2010.
- *Suitability, Qualification and Handling of Electrochemical Cells for Space Flights*, Thomas Schüller, RT-SA 2011/13, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Claas Olthoff, 2011.
- *LRT Ground Station Upgrade for the Operation of the First-MOVE Satellite*, Christian Loock, RT-SA 2011, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Claas Olthoff, 2011.
- *Strahlungstests für den Picosatelliten First-MOVE*, Daniel Faust, RT-SA 2012/12, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Claas Olthoff, 2012.

Bachelorarbeiten

- *Lightweight Construction of an Antenna Box for the CubeSat Satellite “MOVE”*, Katharina Hahn, Fachhochschule Augsburg, Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. André Baeten, 2011.
- *A Power Budget for the First MOVE CubeSat*, Andreas Mimm, RT-BA 2012/1, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Claas Olthoff, 2012.
- *Design and simulation of a power-management system for nanosatellites*, Fabian Info Krüger, TU München, Betreuer: Dipl.-Geophys. Katharina Rumpf, Dipl.-Ing. Maik Naumann, Dipl.-Ing. Claas Olthoff, 2013.

Interdisziplinäre Projekte

- *Software Implementation for the Picosatellite MOVE*, Stephan-Alexander Posselt & Stephan Linkel, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Manuel Czech, 2009.

Seminararbeiten

- *Development and Integration of a Sun Sensor for the Pico-Satellite MOVE*, Dominik von Mengden, Seminararbeit, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München, Betreuer: Dipl.-Ing. Claas Olthoff, 2012.

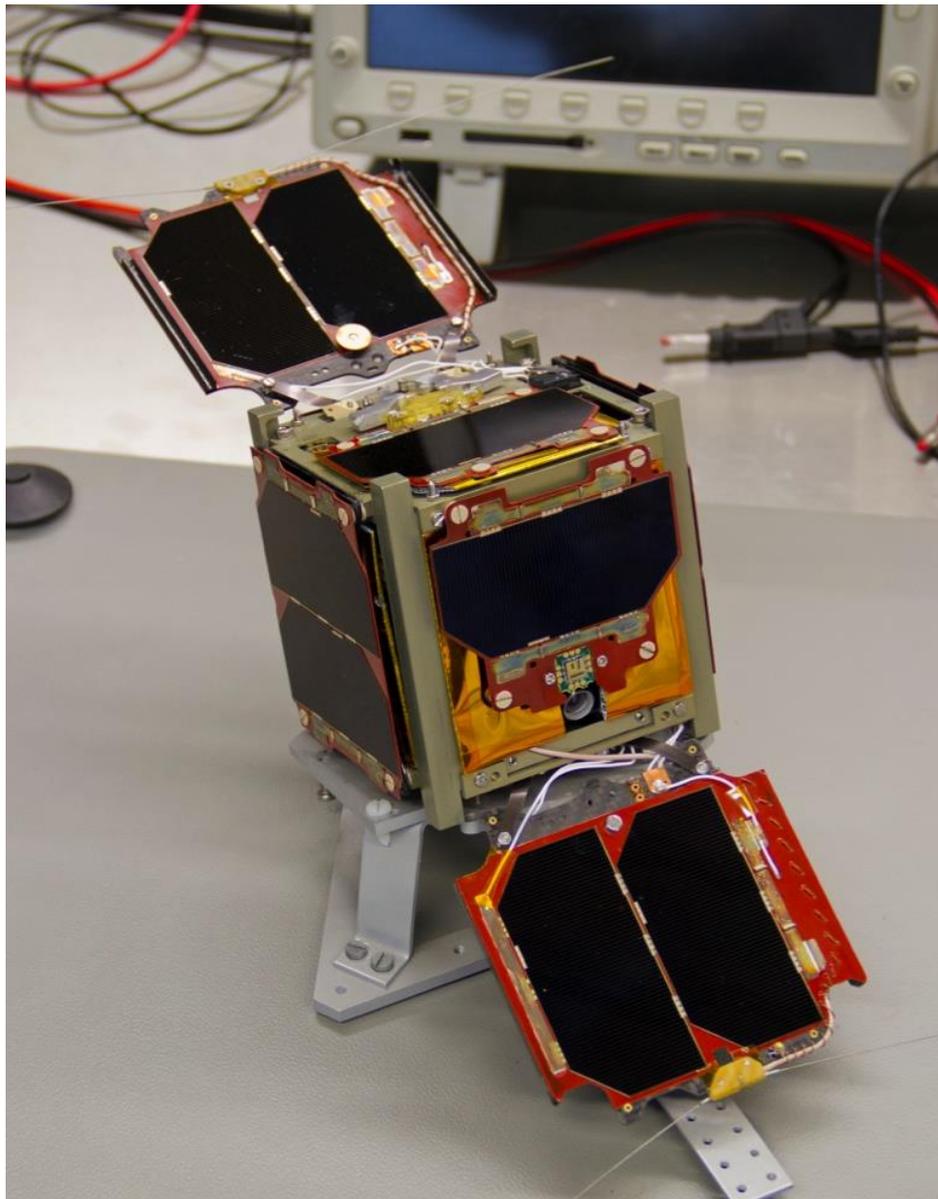
3 Referenzen

- [1]. M. Czech "Vorhabenbeschreibung für das Projekt First-MOVE", Version zum eingereichten Antrag, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München, 2008.
- [2]. The CubeSat Program: CubeSat Standard CubeSat Design Specification Rev. 13, <http://www.cubesat.org/index.php/documents/developers>, Cal Poly, Saint Louis Obispo, USA, 2014.
- [3]. CDIO Initiative, <https://www.cdio.org>, abgerufen am 30.06.2015
- [4]. Project planning and implementation, ECSS-M-10 C Rev. 1, ECSS, 2009
- [5]. NASA Systems Engineering Handbook, NASA/SP-2007-6105 Rev. 1, NASA, 2007
- [6]. C. Olthoff, M. Czech: „Vorhabenbeschreibung für das Projekt First-MOVE“, Version zur 6.Aufstockung, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München, 2008.
- [7]. M. Czech "Zwischenbericht für das Vorhaben First-MOVE", Berichtszeitraum 01.06.2008-31.12.2008, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München, 2009.
- [8]. M. Czech "Zwischenbericht für das Vorhaben First-MOVE", Berichtszeitraum 01.01.2009-31.12.2009, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München, 2010.
- [9]. C. Olthoff "Zwischenbericht für das Vorhaben First-MOVE", Berichtszeitraum 01.01.2010-31.12.2010, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München, 2011.
- [10]. C. Olthoff "Zwischenbericht für das Vorhaben First-MOVE", Berichtszeitraum 01.01.2011-31.12.2011, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München, 2012.
- [11]. C. Olthoff "Zwischenbericht für das Vorhaben First-MOVE", Berichtszeitraum 01.01.2012-31.12.2012, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München, 2013.
- [12]. C. Olthoff "Zwischenbericht für das Vorhaben First-MOVE", Berichtszeitraum 01.01.2013-31.12.2013, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München, 2014.
- [13]. C. Olthoff "Zwischenbericht für das Vorhaben First-MOVE", Berichtszeitraum 01.01.2014-31.12.2014, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München, 2015.
- [14]. M. Swartwout, CubeSat Database, <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database>, abgerufen am 30.06.2015.

Anhang

First-MOVE

Lessons Learned Report



Revision - 1

(02.10.2014)

TUM-LRT - First MOVE Project

SIGNATURE SHEET

Lessons Learned Report

	Name	Unterschrift	Datum
Vorbereitet	Martin Langer MOVE Systemingenieur		21.10.2014
Geprüft	Claas Olthoff MOVE Projektmanager		21.10.2014
Freigegeben	Prof. Prof. h.c. Dr. Dr. h.c. Ulrich Walter Ordinarius Lehrstuhl für Raumfahrttechnik		21.10.14



Inhalt

Einführung.....	82
1 Missionsablauf und vorzeitiges Ende.....	82
2 Programmatische Erkenntnisse.....	84
2.1 Bewertung des Vorhabens.....	84
2.2 Randbedingungen am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik.....	88
3 Projektmanagement.....	90
4 Systems Engineering.....	94
5 Zusammenbau, Integration & Tests.....	96
6 Missionsoperation.....	98
7 Launch Organisation.....	101
8 Lageregelung & Lagebestimmung.....	103
9 Electric Power System.....	103
9.1 Clydespace EPS und Batterie.....	103
9.2 Solarzellen.....	106
10 Struktur und Mechanismen.....	107
11 Communications & Ground Station.....	108
11.1 Flugsegment.....	108
11.2 Linkbudget.....	110
11.3 Bodensegment.....	111
12 Satellitenrechner & Betriebssystem.....	112
12.1 Satellitenrechner.....	113
12.2 Betriebssystem.....	114
13 Thermale Auslegung, Simulation und Tests.....	115
14 Public Relations.....	117
15 Resümee.....	119
16 Referenzen.....	120



Einführung

Dieses Dokument soll möglichst allumfassend die Erkenntnisse des Vorhabens First-MOVE zusammenfassen. Es ist durch Interviews und Gruppendiskussion der beteiligten Lehrstuhlmitarbeiter entstanden. In regelmäßigen Treffen nach Missionsende wurde Subsystem für Subsystem aufgearbeitet. Ein so interdisziplinärer wie komplexer Bereich wie Satellitenbau, macht es beinahe unmöglich, einen Anspruch auf Vollständigkeit zu erheben. Dennoch wurde versucht, in allen Bereichen wichtige Ergebnisse, bewährte Methoden und vor allem Fehler und Verbesserungsmöglichkeiten für die Zukunft festzuhalten. Ein Hauptaspekt wurde durch First-MOVE zur vollen Zufriedenheit erreicht – über 70 Studenten konnten intensiv (d.h. zumeist über akademische Arbeiten im Ausmaß von 6-12 Monaten) am Projekt beteiligt werden und praktische Erfahrung an einem realen Satelliten sammeln. Es ist jedoch nicht das Ziel dieses Dokuments nur positive Aspekte hervorzuheben – während der gesamten Laufzeit traten Fehler und auch Fehleinschätzungen auf – und diese gilt es festzuhalten und in folgenden Kleinsatellitenprojekten nach Möglichkeit zu vermeiden.

Auf eine genaue Beschreibung von First-MOVE als Satellitensystem wurde in diesem Dokument im Interesse der Fokussierung bewusst verzichtet. Für mehr Informationen sei auf die Projektwebsite (<http://www.move2space.de>) verwiesen, wo auch ein Datenblatt des Satelliten zu finden ist. Dieses Lessons Learned Dokument ist folgendermaßen gegliedert: Zunächst wird kurz der Missionsablauf und dessen vorzeitiges Ende beschrieben, da diese Ereignisse in allen folgenden Kapiteln eine wichtige Rolle spielen. Im danach folgenden Kapitel wird auf programmatische Erkenntnisse des gesamten Vorhabens im Kontext des Lehrstuhls für Raumfahrttechnik (LRT) eingegangen. Hierbei spielen sowohl die interne Struktur des Lehrstuhls als auch der Ausbildungsaspekt eine tragende Rolle. Im zweiten bis sechsten Abschnitt werden die Erkenntnisse der projektübergreifenden Aktivitäten wie die des Programmmanagements, des Systems Engineerings, des Zusammenbaus, der Integration & Testaktivitäten, des Operationsbetrieb und des Satellitenstarts beschrieben. Die Abschnitte 7 bis 14 beschreiben Erkenntnisse in den einzelnen Subsystemen des Satelliten. Im letzten Kapitel erfolgt eine Zusammenfassung aller wichtigen Erkenntnisse und Lehren aus dem Vorhaben.

1 Missionsablauf und vorzeitiges Ende

First-MOVE, der erste Satellit des LRT und der Technischen Universität München (TUM) wurde erfolgreich am 21.11.2013 in den Weltraum gestartet. Nach einer Betriebsphase von 29 Tagen ereignete sich vermutlich ein fataler Systemabsturz, welcher den Verlust der Mission nach sich zog. Seit dem 19.12.2013 ist der Satellit vermutlich in einer Software-Endlosschleife gefangen und somit nicht mehr funktionsfähig. Zahlreiche Versuche zur Missionsrettung bis zum 15.01.2014 erwiesen sich schlussendlich als erfolglos. Eine detaillierte Fehleranalyse förderte mehrere Fehlerhypothesen zu Tage. Auf die wahrscheinlichste Hypothese soll nun im Folgenden eingegangen werden. Aufgrund der Art des Systemabsturzes wird es jedoch niemals möglich sein, diese Hypothese zu 100% zu beweisen.

Bereits während des Missionsbetriebs konnte das Missionskontrollteam regelmäßige Neustarts des Satelliten beobachten (vgl. Abb. 1). Diese wurden im Satelliten mittels eines Zählers aufgezeichnet und über das automatisch versendete AX.25 Datenpaket zum Boden kommuniziert. Sporadische Systemneustarts traten zwar auch bereits während der Systemtests auf, konnten aber trotz intensiver Analyse nicht eindeutig einer Fehlerquelle zugeordnet werden. Eine Regelmäßigkeit der Neustarts wie im Missionsbetrieb konnte jedoch niemals während den Tests beobachtet werden.

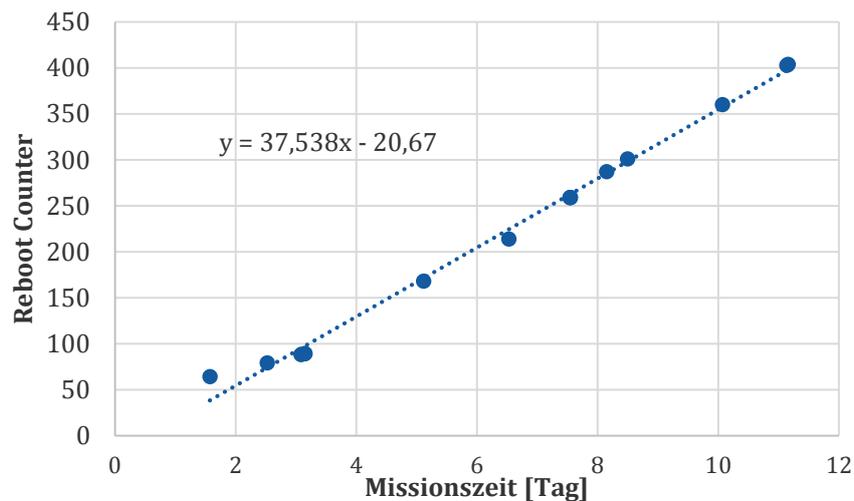


Abb. 1: Anzahl an Systemneustarts über die Missionsdauer in Tagen.

Die Ursache dieser Neustarts kann aus diesem Grund nur vermutet werden: Neustarts könnten normalerweise durch sogenannte watchdog timers oder durch die zum Strahlenschutz implementierte Latch-Up Protection Schaltkreise sporadisch ausgelöst werden - Die Regelmäßigkeit der beobachteten Neustarts im Orbit lässt externe Einflüsse jedoch sehr unwahrscheinlich erscheinen. Eine Hypothese geht daher von einem erst im Orbit aufgetretenen Fehlverhalten der Latch-Up Protection Unit oder der Hard-Command Unit aus. In beiden Subsystemen konnte jedoch trotz sorgfältiger Analyse kein Fehler ausgemacht werden. Für die schon vor der Mission nur sporadisch und unregelmäßig beobachteten Neustarts in beiden Subsystemen konnte trotz sorgfältiger Analyse kein Fehler gefunden werden. Beide Subsysteme zeigten jedoch kein solch regelmäßiges Fehlverhalten im Testbetrieb oder während der Thermaltests des Satelliten, wobei der Satellit bei diesen Betrieben nie länger als einen Tag kontinuierlich betrieben wurde.

Zusammenhängend mit diesen wiederkehrenden Neustarts trat ein weiterer, nicht vorhersehbarer Fehlerfall auf. Dieser führte schlussendlich zum Verlust der Mission. Beim ersten Überflug des 29. Missionstages sendete der Satellit ausschließlich Morsebaken (continuous wave, CW) anstelle der üblich abwechselnden Daten- und Morsesignale (AX.25 und CW). Mittels Ausschlussverfahren konnte relativ zügig auf einen Fehler in der Bootsequenz des On Board Computers geschlossen werden (vgl. Abb. 2). Die wahrscheinlichste Hypothese für diese Datenkorruption ist, dass während eines wiederkehrenden Neustart-Vorgangs die interne Startsequenz des Betriebssystems des Satelliten aufgrund eines Transienten in der Schreibleitung des Speicherchips korrumpiert wurde. Auch dieses Fehlverhalten konnte während der zahlreichen Tests nicht ausgemacht werden.

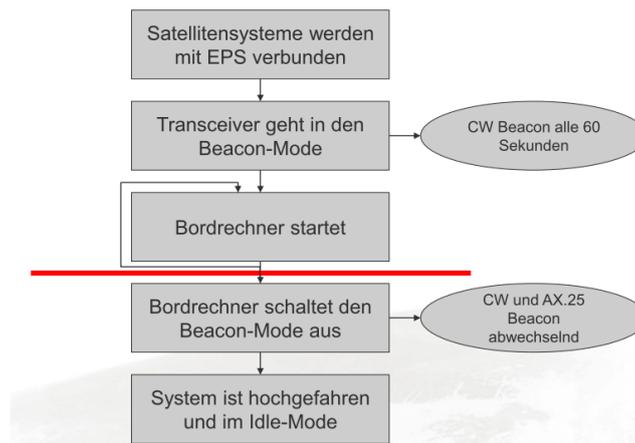


Abb. 2: Ablaufdiagramm des Systemstarts des Satelliten und zeitliche Position des Systemabsturzes.

Die Analyse des Fehlverhaltens zeigte allen beteiligten Mitarbeitern und Studenten einmal mehr, die vielen Facetten und Details eines solch komplexen Systems, die letztendlich auch zum Versagen beitragen können.

2 Programmatische Erkenntnisse

2.1 Bewertung des Vorhabens

Obwohl eine Missionsdauer von weniger als einem Monat für alle Beteiligten ernüchternd ist, muss das Projekt zunächst von verschiedenen Gesichtspunkten beleuchtet werden, um eine abschließende Bewertung zuzulassen. In Abb. 3 sollen zunächst die Gesamtziele des Vorhabens gemäß der Vorhabenbeschreibung aufgegriffen werden.

2.1 Gesamtziel des Vorhabens (aus RD0)

Für MOVE wurden zu Projektbeginn drei Hauptansprüche formuliert:

- **MOVE ist ein Ausbildungsprojekt**
Studenten sollen an einem praktischen Beispiel das Vorgehen bei der Entwicklung eines komplexen Systems industrienah erlernen. MOVE soll des weiteren Erfahrung in der Systemintegration von Satelliten an den Lehrstuhl bringen. Hauptaugenmerk liegt daher auf einer professionellen Bearbeitung auf Systemlevel unter Nutzung von kommerziellen Komponenten und bestehenden Standards.
- **MOVE ist ein wissenschaftliches Projekt**
Der Name Munich Orbital Verification Experiment bedeutet eine Plattform, die in Kombination mit verschiedenen Nutzlasten verschiedene Missionen erfüllen kann.
- **MOVE soll begeistern**
Als erster Münchner Studentensatellit soll er das Zukunftspotential der Luft- und Raumfahrttechnik an der TU München verdeutlichen und die Allgemeinheit für das Thema begeistern. Die Studenten betreiben deshalb auch Öffentlichkeitsarbeit.

Abb. 3: Gesamtziele des Vorhabens gemäß der Vorhabenbeschreibung.

Aus programmatischer Sicht wurden 2 von 3 Zielen der Mission vollständig erfüllt. Anhand mehrerer Parameter lässt sich der Ausbildungserfolg und die Begeisterung, die von First-MOVE ausgegangen ist, messen:

Im Vorhaben First-MOVE konnten über 70 Studenten in Form von studentischen Arbeiten oder auch freiwilliger Mitarbeit beteiligt werden und praktische Erfahrung am Satelliten sammeln. 30 studentische Arbeiten während des Projektverlaufs zeugen von einer akademisch äußerst ergiebigen Thematik. Auch der reguläre Lehrbetrieb innerhalb des LRT wurde maßgeblich durch First-MOVE beeinflusst. Auf das Praktikum Raumfahrttechnik, das Praktikum Thermalsimulation und die LRT Summer School 2011 konnten durch die Thematik „CubeSats“ neue Ansätze und Lehrmöglichkeiten Einfluss finden. First-MOVE konnte auf zahlreichen nationalen und internationalen Konferenzen und Tagungen durch Studenten und Mitarbeiter präsentiert werden (7. IAA Symposium „Small Satellites for Earth Observation“, European CubeSat Symposium, QB50 Workshop, ESA conference on advanced structures and lightweight antennas 2014). Bei der ersten Konferenz im Mai 2009 (7. IAA Symposium) konnten drei beteiligte Studenten mit dem „Best Paper Award“ in der Sektion „Student Papers“ eine akademische Auszeichnung erreichen.

Die Förderung seitens des DLR hat sich als entscheidend für diesen akademischen Erfolg erwiesen – ohne die Fördermittel wäre es aus Eigenmitteln nicht möglich gewesen, Studenten an einem realen Satelliten auszubilden und somit sowohl einen wichtigen Beitrag zur Praxiserfahrung als auch zur Arbeit in der Luft- und Raumfahrt zu liefern. Erfolge zeigen sich hierbei auch durch das positive Feedback der Industrie auf ehemalige Studenten die bei First-MOVE mitgewirkt haben. Die beteiligten Studenten gelten als praktisch erfahren und werden durch die Industrie gerne für Praktika, Werkstudententätigkeiten etc. übernommen.

Aktuelle und ehemalige MOVE Studenten waren und sind bei folgenden Unternehmen und Institutionen beschäftigt.

- Airbus Defense and Space, Ottobrunn
- Airbus Defense and Space, Friedrichshafen
- DLR
- ESA-ESTEC
- IABG
- Kayser-Threde, München
- OHB System AG
- BMW, München
- Siemens, München
- Eurocopter, Ottobrunn
- CASE

Die Einbindung in Form von studentischen Arbeiten (Semesterarbeiten, Diplomarbeiten) war zwar von akademischer Seite sinnvoll, die damit einhergehende Fluktuation der Studenten stellte jedoch das gesamte Vorhaben vor Schwierigkeiten. Dies wird im nächsten Kapitel detaillierter ausgeführt. Einen programmatisch positiven Aspekt, sowohl für den technischen Fortschritt des Projekts als auch zur Studentenausbildung, stellte die sehr gute Infrastruktur des Lehrstuhls dar (Reinraum, Werkstatt, Elektroniklabor, Thermal-Vakuumkammer, Satellitenkontrollraum, Bodenstation). Diese Infrastruktur ermöglichte oft die gleichzeitige praktische Ausbildung mehrerer Studenten in den verschiedenen Aspekten des Satellitenbaus und Satellitenbetriebs.

Der Erfüllungsgrad des dritten Hauptanspruchs des Vorhabens, der Erstellung einer Wissenschaftsplattform, soll im Folgenden detaillierter über die technisch-wissenschaftlichen Ziele des Vorhabens bewertet werden (vgl. Abb. 4)

2.2 Technisch-Wissenschaftliche Ziele (aus RD0)

Die Plattform MOVE ist als leistungsfähige Verifikationsplattform für räumlich kleine neue Technologien angedacht. Hauptsächliche Technisch-Wissenschaftliche Ziele sind:

- Technologieentwicklung in Form eines für On-Orbit Verifikation speziell ausgelegten on-board Rechners als eigenständiges Module zur Verwendung mit CubeSat Kit Komponenten (etablierter Standard → Vermarktungschancen)
- Technologieentwicklung in Form eines entfaltbaren Solar Panels zur Leistungssteigerung zur Verwendung mit CubeSat Kit Komponenten
- Technologieverifikation der am LRT entwickelten Plattform und der Komponenten (on-board Rechner, Solar Panel)
- Technologieverifikation einer Technologie aus der Industrie (neuartige Solarzellen)

Weitere technisch-wissenschaftliche Ziele in Zusammenhang mit der Entwicklung der Plattform sind:

- Verifikation der am LRT entwickelten SE Tools, z.B. (v)Sys-ed in Phase A und (U)CML in späteren Phasen
- Praktische Untermauerung der Forschungsergebnisse auf dem Gebiet der OOV.
- Verifikation der Methoden zur Generierung einer optimal (schnell) auf verschiedene Missionsszenarien anpassbaren Plattform

Abb. 4: Technisch-Wissenschaftliche Ziele des Vorhabens gemäß der Vorhabenbeschreibung.

Beim Ziel der Entwicklung des On-Board Rechners kann aufgrund des vorzeitigen Versagens des Betriebssystems nicht von einem Erfolg gesprochen werden. Dies wird jedoch im Kapitel 11.1 detaillierter erläutert. Die Technologieentwicklung der entfaltbaren Solarpaneele erfolgte zur vollsten Zufriedenheit. Neben der bereits erwähnten studentischen Auszeichnung erfährt das Ausklappsysteem von First-MOVE, auch aufgrund der erfolgreichen Entfaltung im Orbit, immer wieder Interesse anderer CubeSat-Teams. Die Technologieverifikation der verwendeten Solarzellen war aufgrund der nicht ausreichenden Missionsdauer nicht möglich. Demnach muss zumindest für den On-Board Rechner als auch für die experimentellen Solarzellen von einem Misserfolg gesprochen werden.

Die Verifikation der am LRT entwickelten SE-Tools fand im Vorhaben statt – diese Tools haben sich als nur bedingt hilfreich, insbesondere mit dem Kontext der studentischen Ausbildung, herausgestellt. Hierzu erfolgt eine Erläuterung in Kapitel 0. Praktische Forschung des LRT auf dem Gebiet der On-Orbit Verifikation konnten ebenso aufgrund der geringen Missionsdauer nur teilweise untermauert werden. Die Anpassung der Satellitenplattform ist komplexer als zunächst gedacht und muss mit dem Hintergrund der rasanten Entwicklung innerhalb des Forschungs- und Marktbereichs der Kleinsatelliten betrachtet werden: Lag zu Beginn der Förderung im Juli 2008 die Gesamtzahl an gestarteten Satelliten noch bei 48, sind bei Erstellung dieses Dokuments (September 2014) bereits 272 Satelliten in eine Umlaufbahn gebracht worden [1]. Der Technologiesprung in den Möglichkeiten von kommerziellen Bauteilen für Kleinsatelliten-Anwendungen, analog zu der Weiterentwicklung in kommerzieller Elektronik, ist rasant und beeinflusst auch den Markt an käuflichen CubeSat Subsystemen. Des Weiteren muss die Plattform MOVE konsequent weiterentwickelt werden, um tatsächlich eine verlässliche Verifikation im Orbit zu ermöglichen.

Zur Messung des programmatischen Erfolges müssen ebenso die Missionsziele aus der Vorhabenbeschreibung betrachtet werden (vgl. Abb. 5).

5.1 Missionsziele

Für MOVE wurden mehrere Missionsziele stufenweise definiert:

- Ziel 1: Entwicklung und Bau des Satelliten gemäß Spezifikationen, Fertigstellung und Transport auf einen Orbit
- Ziel 2: Positionsbestimmung des frei fliegenden Satelliten und erfolgreiche Kommunikation mit dem Satelliten auf dem Orbit
- Ziel 3: Empfang von Telemetriedaten vom Satelliten und Möglichkeit des Übermittels von Telekommandos
- Ziel 4: Funktionsnachweis einzelner Technologien (z.B. erfolgreiches Entfalten der Solar Panele und der Antenne, hochgefahrterer on-board Rechner)
- Ziel 5: Volle Betriebsbereitschaft des Satelliten auf dem Orbit
- Ziel 6: Durchführung der Experimente
- Ziel 7: Überleben des Satelliten während der definierten Lebensdauer
- Ziel 8: Volle Funktionsfähigkeit des Satelliten während der definierten Lebensdauer

Abb. 5: Missionsziele von First-MOVE gemäß der Vorhabenbeschreibung.

Die Missionsziele 1 bis 5 wurden innerhalb des Vorhabens erreicht. Ein Erreichen der Ziele 6 bis 8 war aufgrund des bereits erläuterten Systemfehlers nicht möglich. Der Ausbildungsaspekt solcher Vorhaben wird nach Meinung der Autoren zwangsläufig dazu führen, dass Fehler im Projekt passieren werden und diese auch nicht vermieden werden können. Wichtig hierbei ist, durch genau durchgeführte Reviews und intensive Testkampagnen alle Fehler, soweit möglich, zu entdecken und auszumerzen. Dies konnte, wie in den Folgekapiteln ersichtlich, über alle Subsysteme in First-MOVE bewerkstelligt werden. Der Wissensgewinn der beteiligten Studenten war hierbei, so wie immer wenn Fehler gemacht und aufgedeckt werden, enorm. Trotzdem muss in künftigen Kleinsatellitenprojekten noch intensiver getestet werden – und dies sowohl auf System- als auch auf Subsystemebene. Aufgrund des trotz zahlreicher Tests aufgetreten Fehlers im Orbit sollen daher in Zukunft noch umfangreichere Tests des Satelliten und der Subsysteme durchgeführt werden - eine zentralen, programmatische Lehre, welche aus First-MOVE gezogen werden muss. Fast das gesamte System First-MOVE war nur auf den Anwendungsfall des Missionsbetriebs im Orbit ausgelegt. Es gab kaum Subsysteme die dedizierte Testschnittstellen hatten oder für die individuelle Testumgebungen angefertigt. Dies führte dazu, dass der Satellit hauptsächlich im integrierten Zustand, unter Verwendung der Funkstrecke zur Kommunikation, getestet wurde. Nach Meinung der Autoren muss in Zukunft noch stärker auf die Testbarkeit aller Subsysteme und des Gesamtsystems geachtet werden. Die Planung und konsequente Durchführung aller Tests auf System- und Subsystemebene muss durch die Projektleitung forciert werden. Die verschiedenen Testbedingungen und die dafür notwendigen Schnittstellen müssen in Zukunft schon bei der Auslegung des Satelliten Einfluss finden.

Nach Meinung der Autoren wäre es, im Hinblick auf die weltweite Erfolgsrate universitärer Erstsatelliten (Abb. 6) unter Umständen sinnvoll oder sogar unumgänglich, dass universitäre Teams zunächst die längerfristige, stabile Funktion ihres Satelliten nachweisen (müssen), bevor ein tatsächlicher Starttermin ausgehandelt wird. Hierzu wäre auch die strikte Einhaltung aller Deadlines hinsichtlich Funktionsüberprüfung unumgänglich. In diesem Punkt ist es auch wichtig, konsequent an Meilensteinen und die Überprüfung dieser, festzuhalten. Realistische Annahmen bezüglich des Zeitbedarfs für alle Phasen, auch von Seiten der Förderstelle, sind unabdingbar und werden im Folgekapitel diskutiert.

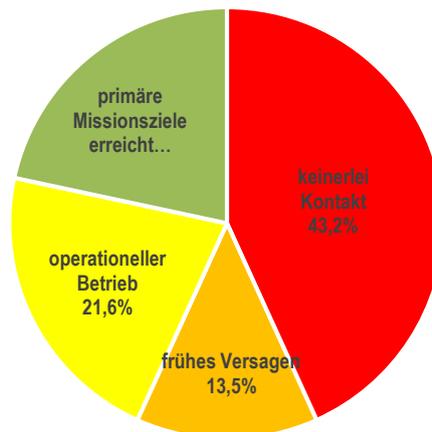


Abb. 6: Erfolgsrate universitärer CubeSats (2000-2014) für den ersten Satelliten – Grafik gemäß [1] (n=74).

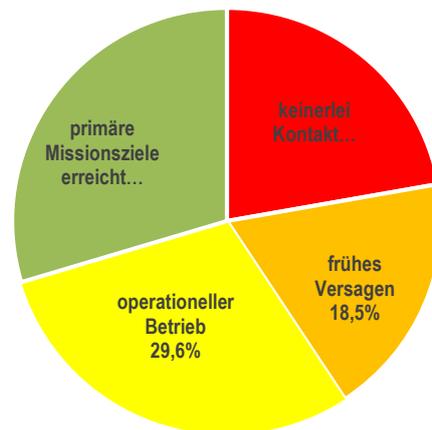


Abb. 7: Erfolgsrate universitärer CubeSats (2000-2014) für den zweiten Satelliten – Grafik gemäß [1] (n=27).

2.2 Randbedingungen am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik

Die Randbedingungen am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik müssen in jeder programmatischen Bewertung Einfluss finden: Die insgesamt geringe Anzahl an Mitarbeitern am Lehrstuhl verbunden mit den verhältnismäßig wenigen Planstellen und einer breiten Aufstellung erlaubten nur wenig Flexibilität und Spielraum seitens des Lehrstuhls zur Unterstützung des Vorhabens in kritischen Phasen. Dies stellt einen wichtigen Unterschied zu anderen Hochschulen dar, an welchen eine stärkere Fokussierung auf Kleinsatelliten oder schlicht größere lehrstuhleigene Ressourcen mehr Flexibilität erlauben. Aus diesem Grund ist ein ressourcenbezogener Vergleich mit anderen Universitäten nur begrenzt zweckdienlich. Ein Kleinsatellit zur Ausbildung von Studenten kann im Nachhinein betrachtet nicht vollständig durch nur einen Mitarbeiter betreut werden. Nur aufgrund der intensiven Unterstützung von bis zu 4 weiteren Mitarbeitern des Lehrstuhls konnten nur teilweise ausreichend personellen Ressourcen in kritischen Phasen bereitgestellt werden. Oft musste jedoch die Arbeitslast auf Wochenenden und Nächte ausgedehnt werden. Vorteilhaft war hierbei, dass das Vorhaben seitens der Lehrstuhlleitung immer vorbehaltlos unterstützt und gefördert wurde. Trotz mehrmaliger Aufstockung musste der Mehranteil der Projektmittel direkt oder indirekt durch

den LRT gestellt werden. Die bereits erwähnte diversifizierte Aufstellung und geringe Personenanzahl des LRT machte jedoch eine breite personelle Unterstützung unmöglich. Abb. 8 gibt hierzu eine Aufstellung, wobei mittels des Differenzanteils in der rechten Aufstellung verdeutlicht werden soll, welche Mittel nach Erachten der Autoren zur erstmaligen Durchführung einer Kleinsatellitenmission zu Ausbildungszwecken – immer unter Berücksichtigung der schon zuvor definierten, speziellen Randbedingungen am LRT – nötig gewesen wären.

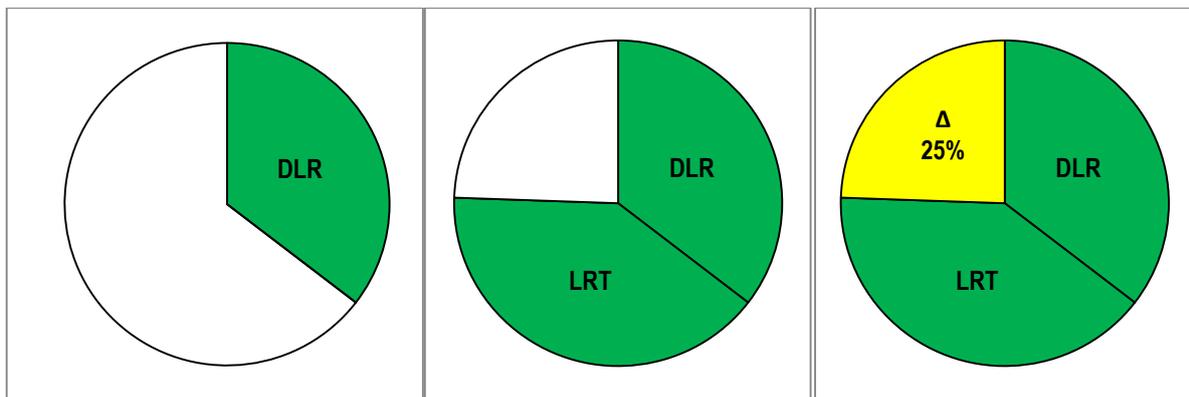


Abb. 8: links: Förderanteil des DLR für First-MOVE; Mitte: Förderanteil des DLR plus Eigenmittel des LRT.; rechts: notwendige Mittel für die ideale Betreuung des Vorhabens

Die dargestellten 25% sind, nach Meinung der Autoren notwendig, um ein erstes Kleinsatellitenprojekt ohne Vorwissen an einem Lehrstuhl gleicher Größe erfolgreich durchzuführen. Für diese Abschätzung spielt insbesondere die Komplexität eines Kleinsatelliten als auch der notwendige Zeitaufwand für adäquate studentische Betreuung und administrative Tätigkeiten eine entscheidende Rolle. Ohne auf künftige mögliche Quellen dieses Fehlbetrages einzugehen muss dies auch in allen Folgevorhaben Berücksichtigung finden.

Als programmatisch wichtige Lehre haben sich die Komplexität und vor allem die Interdisziplinarität eines Kleinsatelliten herausgestellt. Beide Punkte wurden für den Bau und fehlerfreien Betrieb eines Kleinsatelliten weit unterschätzt. Wissen und Interesse aller beteiligten Mitarbeiter konnten in machen Phasen die fehlende, praktische Erfahrung mit Satellitenmissionen nicht ersetzen. Es soll daher in Zukunft vermehrt eine Einbindung von erfahrenen Experten erfolgen. Dies kann sowohl durch Einbeziehung anderer Institute und Lehrstühle der TUM als auch durch die Anwerbung freiwilliger Mentoren aus dem Umfeld der Universität, der Industrie oder auch anderer Kleinsatellitenteams erfolgen. Dies stellt auch aus dem Aspekt der Ausbildung eine entscheidende Verbesserungsmöglichkeit dar – externes Fachwissen aus der Praxis kann und muss die für solch ein Projekt teilweise unzulängliche universitäre Ausbildung ergänzen. In Ansätzen wird dies in MOVE II bereits jetzt durchgeführt, das grundlegende Problem kann jedoch nach Meinung der Autoren nur durch eine noch intensivere Vernetzung und eine Bereiterklärung der Experten zur Mitarbeit endgültig gelöst werden.

In diesem Bereich stellen die Verbindung und der Kontakt zu anderen Kleinsatelliten-Teams einen weiteren, entscheidenden Aspekt dar. Auch dieser soll in Zukunft intensiviert werden und so eine gegenseitige Unterstützung stattfinden. In Ansätzen wurde dies bereits durch Besuche in Würzburg und Stuttgart und durch eine geplante Kooperation der Bodenstationen in Würzburg und München durchgeführt. Bei der Vernetzung mit anderen Universitäten muss jedoch immer die Konkurrenzsituation berücksichtigt werden, in der sich manche

Hochschulen aufgrund eines gemeinsamen Fördertopfes befinden. Trotz dieser Konkurrenzsituation kann von einem positiven gegenseitigen Einfluss der universitären Teams durch Informationsaustausch über die Teams hinweg gesprochen werden. Um dieser Vernetzung der unterschiedlichsten Interessengruppen in Zukunft gerecht zu werden, ist seitens des Lehrstuhls die Erstellung einer Alumni- und Expertenplattform geplant. Eine Idealvorstellung wäre hierbei eine internetbasierte Lösung: nach Vorbild von sozialen Netzwerken soll der schnelle Zugang zu Fachmeinungen von Experten ermöglicht und der Austausch der beteiligten Studenten der deutschen Kleinsatellitenteams, aber auch Projektmanager über aktuelle Probleme und Themen gefördert werden. Hierzu finden bereits vorbereitende Arbeiten am LRT statt.

Somit kann nach Meinung der Autoren überwiegend von einem programmatischen Erfolg von First-MOVE gesprochen werden. Die Ausbildung von mehr als 70 Studenten steht im Mittelpunkt des Erfolges, und trotz des Verlusts der Mission nach nur 29 Tagen wurden auch einige Missionsziele umgesetzt. Der Lehrstuhl für Raumfahrttechnik hat dank des Vorhabens nun die Expertise und Erfahrung, künftig die spezifischen Randbedingungen und Schwierigkeiten eines universitären Kleinsatellitenprojekts zu berücksichtigen. Dies soll im Folgevorhaben MOVE II umgesetzt werden, und nicht nur zu einem verbesserten Satelliten führen, sondern vor allem für einen verbesserten Wissenstransfer an die nächste Generation Studenten.

3 Projektmanagement

In der Aufarbeitung der Lehren, welche aus Managementsicht gezogen werden müssen, kamen zwei wesentliche Themenbereiche zu Tage. Einerseits führten zahlreiche Verschiebungen zu einer immensen Streckung des Projektes, was wiederum Folgen für die Ressourcenzuteilung innerhalb des Vorhabens hatte und auch den Wissenstransfer negativ beeinflusste. Andererseits konnte eine gewisse Naivität zu Beginn nur mühsam im Laufe des Vorhabens in eine reale Einschätzung der Komplexität von Kleinsatellitenprojekten umgewandelt werden. Die tatsächliche Komplexität und der Zeitbedarf zum Design, Bau und Test eines Kleinsatelliten wurden zu Beginn des Projektes aufgrund mangelnder Erfahrung extrem unterschätzt (vgl. Abb. 9, Startdatum 15 Monate nach Projektbeginn).



Abb. 9: Erste Planung zu First-MOVE.

Aus heutiger Sicht der Autoren ist es nicht möglich, einen Kleinsatelliten in den zunächst geplanten Zeiträumen möglichst fehlerfrei auszulegen, zu bauen, zu testen und zu betreiben. Die Erfahrung, wie lange gewisse Prozesse beim Bau eines Kleinsatelliten dauern, wurde erst mühsam während des Vorhabens gewonnen. Durchaus bestand zu manchen Zeiten im Projekt eine gewisse (Selbst-) Überschätzung des Machbaren statt. Wichtig ist in diesem Punkt auch das Wissen, dass es nie ein gänzlich lineares Vorgehen beim Bau eines Satelliten geben wird. Es werden immer Fehler und Probleme auftreten, welche nach Lösung verlangen – mitunter ein wichtiger Punkt für den Lernerfolg der beteiligten Studenten mittels sogenanntem problembasierten Lernen (PBL) [2]. Nach diesem Ansatz sollen Gruppen von Studenten echte, fachspezifische Probleme in Projektarbeit lösen und damit die Relevanz der Ausbildung der Studenten für reale Aufgabenstellung im späteren Berufsleben sichergestellt werden. Aus diesem Grund ist es wichtig, das Projekt mit dem Wissen des zwangsläufigen Auftretens von Fehlern durchzuführen. Auch in diesem Punkt herrschte bei First-MOVE mangels Erfahrung eine gewisse Naivität. Um diesen Punkt jedoch ausreichend diskutieren zu können, muss das eigentliche Ziel der Förderung definiert werden: Es soll unter Beteiligung von Studenten ein Satellitenprojekt durchgeführt werden. Doch liegt dabei der Schwerpunkt auf der Ausbildung der noch unerfahrenen Studenten, die Fehler machen können und vielleicht auch sollen? Oder liegt der Schwerpunkt darauf, einen möglichst fehlerfreien und langlebigen Satelliten zu entwickeln, etwas was nur unter starker Beteiligung von erfahrenen Ingenieuren machbar ist? Nicht nur der LRT bewegt sich in diesem Spannungsfeld – auch von anderen Universitäten ist dies bekannt. Im Falle von First-MOVE ist nach Meinung der Autoren ersteres zur vollen Zufriedenheit erfüllt worden – und dies mitunter auch auf Kosten des zweiten Zieles.

Das Bewusstsein, dass das notwendige, fächerübergreifende Wissen zur Machbarkeit von hochverlässlichen Kleinsatellitenprojekten nicht in einer Person gebündelt werden kann, erwies sich aus Sicht des Projektressourcenmanagements als wichtige Erfahrung. Verbunden mit der Komplexität der Systemtechnologie wird seitens der Autoren mittlerweile für eine erfolgreiche Durchführung eines vergleichbaren Vorhabens sowohl von einer Mitarbeit von mindestens 2 Personen als auch von einem Zeitbedarf von 3 Jahren ausgegangen. Nur mit

diesen Minimalressourcen kann sowohl von Seiten der Ausbildung als auch von Seiten der Zuverlässigkeit des Systems eine zufriedenstellende Lösung nach Meinung der Autoren sichergestellt werden. Wiederum spielt die bereits zuvor erwähnte Strukturierung des Lehrstuhls für Raumfahrttechnik, bei dem, anders als beispielsweise an der TU Berlin, nicht auf gesammeltes Wissen zahlreicher Satellitenprojekte aus der Vergangenheit zurückgegriffen werden kann, in diesem Punkt eine wichtige Rolle. Dies stellt aber gleichzeitig einen wichtigen Gewinn des Vorhabens dar: Mittlerweile ist das Wissen eines durchgeführten Kleinsatellitenprojekts am LRT vorhanden, es wurde durch die Förderung des DLR ermöglicht und kann so auch an Studenten weitergegeben werden. Wie bereits erwähnt halten es die Autoren für wichtig, auch Wissen von außen an den Universitäten einzubringen – über externe Mentoren (Anwendungsingenieure aus der Industrie, Mitarbeiter anderer Lehrstühle) oder auch andere Kleinsatellitenteams. Mit dem Hintergrund des zentralen Ziels der verbesserten Ausbildung von Studenten, insbesondere in praktischen Bereichen, stellt dieser Punkt einen unserer Meinung nach unverzichtbaren Aspekt für künftige Vorhaben dar.

Der sehr stark phasenabhängige Bedarf an Mitarbeitern verbunden mit dem Zeitdruck durch harte Deadlines ist ein aus Projektmanagementsicht gesehen schwieriges Problem. Studenten sollen über alle Phasen beschäftigt werden und gleichzeitig müssen, auch in vorlesungsfreien Zeiten, alle Aufgaben erledigt werden. Verbunden mit der natürlichen Fluktuation der Studenten durch den Studienfortschritt und der halbjährlichen Variation durch die vorlesungsfreie Zeit und Prüfungsphasen entstanden so in First-MOVE Phasen mit sehr geringer Einbindung von Studenten.

Beim Engagement und der Bindung der Studenten an das Projekt konnten während des Vorhabens potentielle Verbesserungsmöglichkeiten identifiziert werden: es hat sich herausgestellt, dass die Aufstellung eines Kernteams in allen Subsystemen zur Entschärfung dieser Problematik beitragen kann. Die an der TUM angesiedelte „Wissenschaftliche Arbeitsgemeinschaft für Raketentechnik und Raumfahrt“ (WARR) stellt einen weiteren wichtigen Baustein für die zukünftige Beteiligung von Studenten an Satellitenprojekten des LRTs dar. Als studentische Organisation kann durch die WARR sowohl eine Verbesserung der Mitgliederwerbung und Mitgliederbindung als auch eine Verringerung der Fluktuation erzielt werden. Die Mitglieder der WARR arbeiten größtenteils freiwillig an den verschiedenen Projekten, dadurch können Fluktuationen vermindert und die Bindung an das Vorhaben erhöht werden. Studienarbeiten können aber dennoch im Rahmen des Projektes angefertigt werden. Zusätzlich werden durch die interne Strukturierung der WARR die administrativen Aufgaben des Projektmanagers reduziert. Die Kombination aus Studentenfluktuation und harten Deadlines ist ein Punkt, der zu Beginn des Vorhabens in dieser Form nicht berücksichtigt wurde (aber auch nur begrenzt berücksichtigt werden konnte). Zusätzlich wurde, wie eingangs erwähnt, die Studentenfluktuation durch die zahlreichen Startverschiebungen noch weiter verstärkt.

Die Verschiebungen hatten auch einen entscheidenden Einfluss auf die Verteilung und den Transfer des Wissens innerhalb des Vorhabens. Dieser Wissenstransfer, vor allem unter den beteiligten Studenten, ist ein unverzichtbarer Punkt für die erfolgreiche Durchführung über die lange Projektzeit. In diesem Bereich wurde im Vorhaben sehr viel gelernt und verbessert. Die sorgfältige, und auf Wissenstransfer optimierte Dokumentation sollte dennoch noch mehr in den Mittelpunkt künftiger Projekte rücken. Insbesondere in Phasen harter Deadlines und in Phasen des Zeitverzuges wurde keine vollständige Dokumentation zu Beginn des Vorhabens erstellt. Dies verbesserte sich im Verlauf des Projektes, was unter anderem auf die Beteiligung mehrerer Mitarbeiter aber auch auf den Wechsel im Projektmanagement zurückzuführen ist.

Die Vorgehensweise der wiederkehrenden Reviews wurde nicht strikt genug eingehalten. Generell sollten Reviews sehr viel besser angepeilt und eingehalten werden. Nach dem

Critical Design Review (CDR) erfuhr das Vorhaben einen starken Schwund an Studenten, was dann bei der Designimplementierung zu fehlendem Wissen führte. Dies war mehreren Faktoren geschuldet: Einerseits mussten trotz vorlesungsfreier Zeit harte Deadlines aufgrund des nahen Starttermins eingehalten werden. Andererseits erwies sich der studienarbeitsbasierte Ansatz als nur wenig geeignet, Studenten auf längere Dauer an das Projekt zu binden. Nur wenige, äußerst motivierte Studenten verblieben für einen längeren Zeitraum im Projekt. Die Verknüpfung der Projektmeilensteine (Reviews) und der Dokumentation (mittels Semesterarbeiten) mit den Vorlesungszeiten der beteiligten Studenten wurde in First-MOVE zunächst als notwendiger Schritt erachtet. Dies stellt im Nachhinein jedoch aus mehreren Punkten eine schlechte Lösung dar: Einerseits liegt dann in den Semesterferien das Projekt durch die Abwesenheit der Studenten brach, andererseits ergibt sich eine starke Studentenfluktuation, da für diese der stärkste Motivationsgrund das Erfüllen und der Abschluss ihrer studentischen Arbeiten ist. So wurde einiges Wissen zwischen der 1. (Sommer 2006 – Sommer 2007) und der 2. Generation (Sommer 2007 – Sommer 2008) von Studenten verloren. Es hat sich dabei als sehr schwierig herausgestellt, den Wissenstransfer über die Dokumentation in den studentischen Arbeiten oder über eine einzelne Person in Form des Projektmanagers sicherzustellen. Ein freiwilliger, teambasierter Ansatz, unter Einbindung der WARR, wie er nun bereits mit Erfolg in MOVE II durchgeführt wird, könnte zur Lösung dieses Problems beitragen. Gänzlich werden sich Studentenfluktuation nie vermeiden lassen – das liegt in der Natur einer Universität – es muss jedoch ein noch stärkeres Bewusstsein für Wissenstransfer geschaffen werden. Auch müssen Abgänge von Studenten frühzeitig seitens des Projektmanagements erkannt und das Wissen auf andere Teammitglieder verteilt werden. Es wird nach Meinung der Autoren nie eine einzelne Person geben, welche den Überblick über das Gesamtprojekt und das tiefe, technische Verständnis über das Gesamtsystem während der gesamten Projektdauer haben wird.

Aus Sicht des Ausbildungsaspekts kann First-MOVE trotzdem als voller Erfolg bezeichnet werden: Auch der Lehrstuhl für Raumfahrttechnik profitierte von dieser praxisnahen Ausbildung. Aktuell sind fünf ehemalige MOVE Studenten als wissenschaftliche Mitarbeiter am Lehrstuhl beschäftigt, unter ihnen auch die aktuellen Projektmanager von First-MOVE und MOVE II.

Im Umfeld der studentischen Ausbildung muss auch davon ausgegangen werden, dass manche studentischen Arbeiten nicht oder nur teilweise korrekte Ergebnisse liefern. In diesem Punkt existierte zu Beginn des Vorhabens auch eine gewisse Naivität. Im Laufe des Vorhabens mussten aus diesem Grund manche Annahmen überdacht und durch zusätzliche Mitarbeiter des LRT korrigiert werden. Künftig sollte daher eine gesteigerte Aufmerksamkeit der kritischen Überprüfung aller studentischen Ergebnisse geschenkt werden – auch wenn diese Aufgaben sich bereits als sehr zeitintensiv herausgestellt haben. Die Variabilität des Wissens der Studenten ist ein weiterer Unsicherheitsfaktor, mit welchem jedoch ein solches Projekt leben muss. Sie sollte sorgfältig durch den Projektmanager bewertet werden und wurde in First-MOVE durch einen teambasierten Ansatz teilweise entschärft. Dennoch muss mehr Augenmerk auf die Verteilung des Wissens innerhalb der studentischen Teams und die Einbindung aller Studenten gelegt werden. Dieser ressourcenintensive Bereich kann nur durch einen Projektmanager abgedeckt werden, der genaues Wissen über die Stärken und Schwächen aller beteiligten Studenten besitzt und dieses Wissen auch laufend ergänzt. Bei momentanen Studententeams von 40 Studenten und mehr im Falle des Nachfolgeprojektes stellt dies keine einfache Aufgabe dar. Es hat sich in First-MOVE gezeigt, dass die Kommunikation von auftretenden Problemen durch die Ebenen des Teams für den Projektleiter und alle beteiligten Studenten herausfordernd sein kann. Auch die oft notwendige, genaue Aufgabenbeschreibung für die Studenten hat sich als wichtig erwiesen.

Wie schon im letzten Kapitel erwähnt, muss im Zeitplan muss die gesamte Testkampagne mehr Berücksichtigung finden – hierbei müssen sowohl Subsystemtests (auch von gekauften Komponenten) als auch Gesamtsystemtests und Langzeittests eingeplant werden.

Vor allem aufgrund des starken, mehrfachen Zeitverzugs durch Startverschiebungen, und durch die teilweise mühsamen Fehlersuchen im fertigen Satelliten wurde seitens des Projektmanagements mehrfach diskutiert, das gesamte First-MOVE Vorhaben ohne Satellitenstart abzuschließen. Letztendlich hat es sich aber für den Lehrstuhl und alle beteiligten Studenten und Mitarbeiter als sehr wertvoll herausgestellt, einen tatsächlich funktionierenden Satelliten im All zu betreiben, wenn auch kürzer als ursprünglich geplant. Tatsächlich kann ein Mehrwert durch einen nachfolgenden Satelliten nach Meinung der Autoren nur entstehen, wenn dieser tatsächlich alle primären Missionsziele erfüllt und die Lebensdauer eingehalten wird. Wie schon in vorherigen Abschnitten angedeutet, wird empfohlen, die Entwicklung, Bau und Verifizierung des Satelliten vom Start zu entkoppeln, und eine Startkampagne erst dann durchzuführen, wenn die Funktionsfähigkeit des Satelliten über länger Zeiträume in relevanten Testszenarien verifiziert wurde. Man darf aber den psychologisch motivierenden Aspekt eines Startdatums, vor allem für die Studenten, nicht unterschätzen.

4 Systems Engineering

Die langjährige Erfahrung des Lehrstuhls für Raumfahrttechnik im Bereich Systems Engineering bildete eine gute Grundlage für diesen wichtigen Bestandteil der Systementwicklung. Während des Vorhabens hat es sich jedoch gezeigt, dass Forschung in Systems Engineering nicht zwangsläufig mit angewandtem Systems Engineering gleichzusetzen ist. Dies führte in mehreren Aspekten zu mangelhafter Durchsetzung von grundlegenden Aufgaben des Systems Engineering.

Reviews, zunächst über den gesamten Vorhabenszeitraum geplant wurden unter Zeitdruck vernachlässigt oder nur in kleinen Schritten durchgeführt. Der anfangs gute Impuls des durchgeführten Preliminary Design Reviews (PDR) konnte nicht mitgenommen werden – bereits beim Critical Design Review (CDR) wurden Kompromisse eingegangen. Spätere Reviews fanden im Projekt aufgrund des Zeitdrucks und der fließenden Starttermine nicht mehr statt. In Zukunft muss daher akribisch auf die Durchführung und Vorbereitung aller Reviews geachtet werden. Diese sollten seitens der Projektleitung mit allem Nachdruck gefordert werden. Wie bereits in vorangegangenen Kapiteln erläutert, sollten für diese Reviews wenn möglich externe Experten herangezogen werden. Wie bereits in vorangegangenen Kapiteln erläutert, sollten für diese Reviews wenn möglich verstärkt externe Experten herangezogen werden, um den Lehreffekt drastisch zu erhöhen.

Der Ansatz über Meilensteine und die Überprüfung dieser Meilensteine Experten zu Bewertung heranzuziehen funktioniert nach Meinung der Autoren nur unter folgenden Randbedingungen:

- Experten sollten schon zu Beginn als Berater zur Verfügung stehen. Das akademische Know-how alleine ist unzureichend, Studenten in praktischen Ingenieurarbeiten wie dem Bau eines Satelliten zu unterweisen.
- Es sollte separat externe Experten als Reviewer für jedes Subsystem herangezogen werden, welche von Anfang an das Subsystem betreuen, und nicht nur das Review selbst, sondern vor allem auch die Dokumentation desselben kritisch hinterfragen.
- Ein Netzwerk an Experten ist für diesen Punkt genauso unverzichtbar wie ein gewisser budgetärer Rahmen.

Generell sollte jedoch schon vor einem Review eine intensivere, kritischere interne Vollständigkeitsuntersuchung und Fehlersuche in allen Review-dokumenten durchgeführt werden. In First-MOVE stellte sich das Fachwissen der Reviewer in manchen Bereichen als nicht ausreichend heraus und auch die Studenten konnten in manchen Fällen die termingerechte Abgabe der Review-Dokumente nicht sicherstellen. Es bestand und besteht zum Teil auch innerhalb der Studenten und Mitarbeiter die falsche Hoffnung, dass die externen Experten alle potentielle Fehler finden können – und dies führt zu einer unzulänglichen Überprüfung der eigenen Arbeiten.

Die genaue Dokumentation innerhalb der ersten Phase des Vorhabens muss auch als verbesserungswürdig bezeichnet werden. Dies ist wahrscheinlich der Tatsache zu schulden, dass vom damaligen Projektmanager viele Entscheidungen unter Zeitdruck und alleine getroffen wurden und mangels Ressourcen auch in dieser Art getroffen werden mussten. Auch wurde davon ausgegangen, dass die entstehenden Studienarbeiten als technischen Dokumentation ausreichen sein würden. Dies kann aufgrund der Struktur von Studienarbeiten selbst und der Vorgabe, dass diese in sich geschlossene Dokumente sein müssen, nicht funktionieren. Mit dem Wechsel der Projektbetreuung verbesserte sich dieser Punkt, es muss in Zukunft jedoch noch mehr auf eine einheitliche und genaue Dokumentation, vor allem durch die beteiligten Studenten, geachtet werden.

Des Weiteren wurde die Erstellung einer sogenannten Design-Baseline auf Basis der Top-Level Requirements als Punkt für Verbesserungen identifiziert. Es muss durch genaue Formulierung im Projekt festgehalten werden, welche Funktionen die Subsysteme und der Satellit selbst minimal erfüllen muss. In den teilweise sehr langen Phasen zwischen Startverschiebungen und erneutem Beginn der Startvorbereitungen wurden an mehreren Subsystemen Veränderungen und Funktionserweiterungen durchgeführt, die letztendlich weitere Fehler in das System eingeführt haben, anstelle bestehende zu beheben. Es sollte seitens der Projektleitung darauf geachtet werden, dass die Funktionalität des Satelliten an einem geeigneten Zeitpunkt „eingefroren“ wird. Ab diesem Zeitpunkt werden keine Funktionserweiterungen mehr zugelassen. Dies steht in einem gewissen Interessenkonflikt zur Beteiligung von Studenten, welche naturgemäß sehr viele neue Ideen und Vorschläge einbringen. Auch die akademische Neugierde und Kreativität des Lehrstuhls führte daher gerne zur Vernachlässigung der in der Raumfahrttechnik üblichen und etablierten Qualitätsgewährleistungsprotokolle. Aus diesem Grund müssen sich in erster Linie alle Beteiligten zunächst auf die sogenannten „must have“ Requirements konzentrieren.

Auch in Folgeprojekten sollte eine offene und direkte Kommunikation beim Auftreten von Problemen gegenüber der Förderstelle und der Lehrstuhlleitung stattfinden. Kleinsatellitenprojekte, insbesondere zum Zweck der Ausbildung, können und werden nicht reibungsfrei verlaufen – und diese Punkte sollten auch angesprochen werden. Hierbei muss beachtet werden, dass die Fördersituation nach Meinung der Autoren zu einer Konkurrenzsituation zwischen den Universitäten führen kann, und damit in manchen Fällen auch zu einer potentiellen Verschönerung des tatsächlichen Entwicklungsstandes. Die offene Kommunikation der Probleme im Projekt und der Austausch zwischen den einzelnen Kleinsatellitenteams finden im Spannungsfeld dieser Konkurrenzsituation statt. Trotzdem sollte in Zukunft noch offener mit auftretenden Problemen und lessons learned umgegangen werden – nur auf diesem Weg kann sowohl der Ausbildungsaspekt berücksichtigt als auch der technische Fortschritt auf Kleinsatelliten stattfinden.

5 Zusammenbau, Integration & Tests

Die größte Lehre aus First-MOVE im Bereich der Tests und damit ein Grundpfeiler zukünftiger Satellitenprojekte ist, dass alle Subsysteme und das integrierte Gesamtsystem noch stärker auf Testbarkeit ausgelegt werden müssen. Die Komplexität der Satellitenintegration und das dafür notwendige Verständnis aller Subsysteme (auch der gekauften) muss in Folgevorhaben verbessert werden. In First-MOVE konnte beispielsweise nach erfolgloser Erstintegration nur auf mühsamen Weg ein Fehler in einem Kaufteil als Fehlerquelle identifiziert werden – dies kann durch frühzeitige, konsequente Tests aller Subsysteme vermieden werden. Zum Entwicklungszeitpunkt der Satellitenkomponenten wurden keine systematischen Tests durchgeführt, sondern Tests von einzelnen Projektbeteiligten in Eigeninitiative geplant. Wiederum war ein Manko, dass die Erfahrung mit weltraumtauglicher Hardware oder mit der Entwicklung technischer Komponenten für die Raumfahrt lange Zeit nur begrenzt vorhanden war. Ideal wäre, wenn in Zukunft jedem Subsystem eigene Testpläne, Schnittstellen für Testequipment und das nötige Testequipment selbst bereits im Auslegungsprozess zugeordnet werden könnte. Diese Tests dienen nicht nur zur Qualitätssicherung, sondern bieten den beteiligten Studenten ein viel intensiveres Verständnis der Satellitensubsysteme.

Auf Subsystemebene wurden nur das EPS- und das OBDH-Board getestet. Spezifische Testfälle für einzelne Subsysteme existierten bis zum Projektende nicht, die Funktion im Orbit stand immer bei allen Tests im Mittelpunkt. Als ein entscheidender Nachteil hat sich herausgestellt, dass die einzelnen Subsystemkomponenten nicht unabhängig betrieben werden konnten. Eine Ausnahme bildete hier das OBDH Board, welches für sich gesehen autark existierte. Getestet werden konnte somit nur mit Unterstützung des OBDH Boards und der Software. Diagnosemöglichkeiten die nicht auf die Unterstützung des Satellitenbetriebssystems angewiesen waren bestanden über die Programmierschnittstelle des OBDH-Chips. Zugriff auf den Satelliten war per Kabel über das am Satelliten angebrachten Interface oder die Funkverbindung möglich. Eine auf HDMI basierte Steckverbindung wurde entwickelt um diverse Interfaces per Kabel zugänglich zu machen. Eine potentielle Verbesserung in diesem Bereich wäre, in Zukunft zusätzlich eine unabhängige Kommunikationsschnittstelle anzudenken. Dies würde sogenanntes Remote-Testing erleichtern. Auch könnte die Nutzung von Standard-Testschnittstellen möglicherweise die Anbindung an und die Kommunikation mit dem Satelliten unterstützen.

Erst bei späteren Tests wurde erkannt, dass der Stromverbrauch des OBDH Subsystems das Powerbudget des Satelliten überschreiten würde. Daher musste erst spät im Projekt eine entsprechende Energiesparfunktion im Betriebssystem und der Software implementiert werden. Ein formales Powerbudget wurde erst zu spät nach dem CDR errechnet, hätte diese Anforderung jedoch vorab aufgezeigt. Die Durchführung aller Tests an einem Proto-Flugmodell, ein Standardvorgehen im Satellitenbau, hat sich sowohl für die Softwaretests als auch die hardwareseitigen Tests und die Integration als nicht optimal herausgestellt. Die Verwendung eines Qualifikationsmodells, wie später im Vorhaben implementiert, bietet nach Meinung der Autoren für erweiterte Tests Verbesserungen in diesem Bereich. Personeller Ressourcenmangel führte in First-MOVE zur teilweisen Vernachlässigung der detaillierten Anfertigung von Testberichten. Wie bereits in den ersten beiden Kapiteln erwähnt, muss künftig daher eine weitere Verbesserung der Dokumentation stattfinden. Aus Projektmanagementsicht wurden Fehler direkt an die jeweils Beteiligten oder Verantwortlichen eskaliert und behoben. Zwar erlaubte dies sehr kurze Reaktionszeiten, machte jedoch eine vollständige Aufarbeitung und Rekonstruktion der Testergebnisse und eventueller Probleme während der Testsequenz sehr kompliziert.

Es hat sich als sehr schwierig herausgestellt, in studentischen Projekten ein Qualitätssicherungsteam aufzustellen, welches Test-Hardware oder Szenarien entwickeln könnte. Externe Tester und Experten könnten für diese Aufgaben hinzugezogen werden. Die zumeist interne Durchführung von Subsystemtests hat sich aufgrund der vorhandenen Infrastruktur am LRT und der Einbindung von Studenten als zweckdienlich herausgestellt. Dennoch sollten künftig Reviews unter Einbindung externer Experten hinsichtlich Vollständigkeit stattfinden. Hierdurch könnte sowohl das Wissen für die in der Raumfahrt notwendigen Zertifizierungen und Gutachten eingebracht als auch die Erfüllung der Voraussetzungen des Launch-Partnern überprüft werden. Obwohl der Wunsch im Team vorhanden war Langzeittests durchzuführen, konnten diese aufgrund von Zeit- und Ressourcenmangel nicht durchgeführt werden. Auch muss in diesem Punkt berücksichtigt werden, dass sich aus heutiger Sicht die Satellitenkomponenten durch Tests abgenutzt hätten oder möglicherweise beschädigt worden werden – wiederum ein Nachteil der durchgeführten Protoflight-Modellphilosophie. Geringer finanzieller Spielraum, hohe Kosten und lange Wartezeiten beim Einkauf von Ersatzkomponenten verstärkten diesen Randbedingungen.

Ein funktionaler Gesamtsystemtest, wie bei First-MOVE durchgeführt, sollte erst am Ende einer detaillierten Testkampagne aller Subsysteme (functional test, performance test, environmental test) stehen. Die Zugänglichkeit aller Subsysteme muss im integrierten Zustand verbessert werden, und auch ein Logbuch für jede Komponente wäre äußerst sinnvoll. Dennoch muss bei Vorbereitung der Subsystemtests der ebenso große Zeitaufwand berücksichtigt werden. Der Thermaltest des integrierten Satelliten wurde akribisch vorbereitet und verlief daher auch unter wenigen Problemen. Dies ist in Kapitel 12 genauer beschrieben. First-MOVE konnte im integrierten Zustand aufgrund von Zeit- und Ressourcenmangel nie erweiterten Langzeit-Funktionstests unterzogen werden. Weitere Tests wurden in den Anlagen der IABG durchgeführt, sie waren für das Projekt als sehr wertvoller und schlussendlich auch unabdingbarer Bestandteil der Startvorbereitungen. Herauszustreichen ist hierbei, dass diese Tests im Umfang von ca. 50.000€ ohne Kosten für das Vorhaben stattfanden, da IABG dies als Spende für die Ausbildung von Studenten zur Verfügung stellte. Das Latch-Up Board zeigte während eines Tests in der Thermal/Vakuumkammer Anomalien und musste daher überarbeitet werden. Latente, lokale Fehler durch Überhitzung war in seltenen Ausnahmen durch die Verwendung von nicht militärisch spezifizierten Bauteilen möglich, wurden jedoch durch genaue Thermalsimulation sowie Korrelation dieser Simulation mittels Tests ausgeschlossen (siehe Kap. 13). Im Bereich des Operationsbetriebs wurde der Sendepfad der Bodenstation nicht vollständig getestet. Aus diesem Grund wurde ein Fehlverhalten des Funkgerätes bei der gleichzeitigen Dopplerkorrektur der Up- und Downlinkfrequenz nicht rechtzeitig, sondern erst während des Flugbetriebs, entdeckt. Im Kapitel 11 ist dies detaillierter geschildert.

Aus Integrationsicht hat sich der im Sommer 2010 implementierte Flat-Sat Aufbau voll und ganz bewährt. Der Test- und Entwicklungsaufwand konnte hierdurch reduziert werden. In Zukunft soll schon in früheren Phasen ein Flat-Sat Aufbau forciert werden und es ist auch angedacht, den Flat-Sat um Funktionen zur besseren Testbarkeit zu erweitern. First-MOVE wurde anfangs ohne entsprechende Tests integriert, diese wurden erst später im Projekt durchgeführt.

Der Zusammenbau des Satelliten erfolgte mit Hilfe einer Integrationsprozedur. Dieses Dokument wuchs von der Erstintegration im September 2009 bis zur finalen Integration 2013 zu einem detaillierten Ablaufplan samt Fotodokumentation. Künftige Projekte sollten diese Prozedur als Maßstab für den Zusammenbau eines Satelliten und die damit verbundenen

Abläufe heranziehen. Das HDMI-Interface war per Design von außerhalb des Satelliten gut erreichbar, was Interaktionen mit der Satellitensoftware am Boden erleichterte.

Zu Beginn des Vorhabens wurde nicht vorhergesehen, dass der Satellit oft zwecks Fehlersuche und für Modifikationen zerlegt und wiederholt integriert werden muss. Die Abnutzung diverser Steckverbindungen muss aus diesem Grund berücksichtigt werden. Außerdem führte die Verklebung mit einem zu festen Klebstoff zur Beschädigung einiger Gewinde der Struktur und zum lokalen Angriff des PEEK-Werkstoffes. Der Schutz vor elektrostatischen Entladungen (Electrostatic Discharge, ESD) wurde erst während des Vorhabens durch die Beteiligung eines erfahrenen Mitarbeiters voll implementiert. Die Integration im Reinraum hat sich als zielführend erwiesen – in Zukunft soll auch schon in früheren Phasen dieser Raum als Rein-/Integrationsraum dienen, um vor allem ESD-Schutz über alle Phasen zu gewährleisten. Des Weiteren hat sich die Arbeit im Raum als wichtige psychologische Barriere erwiesen, welche die nötige Genauigkeit und Sauberkeit der Arbeit am Satelliten fördert.

Für Routinetests nach der Integration wurde eine Testprozedur entwickelt die im Verlauf des Projekts verfeinert wurde. Die finale Testprozedur wurde von den Teammitgliedern insgesamt als recht effizient eingeschätzt. Gleiches gilt für die Integrationsprozedur, diese wurde im Projekt von Grund auf neu entwickelt und kann als sehr ausgereift betrachtet werden.

Letztendlich muss künftig vermehrt vor allem auf Testbarkeit aller Subsysteme geachtet werden und sehr viel mehr Subsystem Charakterisierungstests und quantitative Tests, auch Langzeittests am integrierten System, durchgeführt werden. Ob der im Satellit im Orbit aufgetretene Fehler auf diesem Weg entdeckt worden wäre, ist fraglich, da auch die Reproduktion des Fehlers nicht gelang.

6 Missionsoperation

In den ersten Tagen nach dem Start gestaltete sich der Betrieb sehr schwierig, da trotz einer Optimierung der Bodenstation für den Funkbetrieb im Sommer 2013 und den intensiven Startvorbereitungen einige grundlegende Fehler im Stationsaufbau zunächst nicht entdeckt wurden. Als äußerst schlecht hat sich hierbei die Tatsache erwiesen, dass aufgrund von mangelnder personeller Ressourcen erst ab dem Zeitpunkt der Abgabe des Satelliten für den Start im September 2013 mit den tatsächlichen operationellen Vorbereitungen für den Missionsbetrieb begonnen werden konnte. Im Betrieb wurde zwar eine Temperaturdrift des Transceivers erwartet (und schon während des Thermal-Vakuumtests charakterisiert), dennoch führte dieser Drift in Kombination mit zunächst schlechten Orbitdaten zu einer Komplikation des Operationsbetriebs in den ersten Tagen. Erst mit der Erfahrung einiger Überflüge konnte das tatsächliche Driftverhalten im Orbit routinemäßig einkalkuliert werden. Da die Temperaturdrift aber sehr stark abhängig von den verwendeten Bauteilen in der Kommunikationshardware ist und der Temperaturübergang vom Erdschatten in die volle Sonne auf der Erde nicht simuliert werden kann, schätzen die Autoren das Vorgehen als nominell ein und erwarten, dass es auch bei einem Folgeprojekt so erfolgen wird. Aus der Kommunikation mit anderen Satellitenteams ist bekannt, dass dies eine übliche Vorgehensweise ist.

Der Operationsbetrieb unter Einbindung zahlreicher Studenten zu gestalten erwies sich in der Form der Durchführung (Zertifikate und unterschiedliche Qualifikationsstufen für Studenten) als hervorragende Möglichkeit, sowohl Studenten die Möglichkeit einer Mitarbeit zu geben als auch die nötigen Personalressourcen für einen kontinuierlichen Betrieb bereitzustellen. Insgesamt konnten auf diesem Weg mehr als 20 Studenten im Operationsbetrieb des Satelliten mitwirken.

Viele operationelle Aspekte wurden zunächst im Reinraum mit dem Satelliten geübt und getestet (die operationelle Kommunikationskette wurde hierbei möglichst real eingehalten). Dies führte zu guter Einschätzung des Satellitenverhaltens (mit Einschränkung bezüglich Thermal- und Dopplershift-verhalten) und Erfahrung der beteiligten Studenten und Mitarbeiter und soll auch so im Folgevorhaben durchgeführt werden. Für die zeitliche Beschränkung der Überflüge muss jedoch eine realistischere Simulation stattfinden – sie konnte bei First-MOVE nicht in allen späteren operationellen Aspekten simuliert werden. Auch die Frühphase des Betriebs des Satelliten (LEOP), bei welcher Randbedingungen wie ungenaue Orbitdaten eine wichtige Rolle spielen, wurde massiv unterschätzt. Operationelle Testbetriebe mit NOAA-Wettersatelliten stellten sich als unzureichend heraus, da diese unter besonderen Bedingungen operieren (temperaturstabilisierter Transceiver, fertige Empfangssoftware). Aus diesem Grund ist der operationelle Übungsbetrieb mit diesen Satelliten nur begrenzt zur Erlernung operationeller Grundlagen sinnvoll, ein Betrieb mit schon im Orbit befindlichen CubeSats sollte so oft wie möglich als Trainingsszenario durchgeführt werden. Aus historischer Sicht gelangte die erste Generation an Studenten im Operationsteam sehr schnell zur Bodenstationssoftware der Firma ISIS, welche im späteren Verlauf jedoch noch mal geändert werden musste.

Bei der Entwicklung des Satelliten muss nach Meinung der Autoren in Zukunft noch mehr auf eine Automatisierung des Betriebs und einen erweiterten Satz an möglichen Kommandierbefehlen des Satelliten geachtet werden. Ebenso erwies sich die Annahme bei Beginn des Vorhabens, dass der Missionsbetrieb immer vom Kontrollraum am LRT stattfinden würde, als nur eingeschränkt sinnvoll. Es zeigte sich relativ schnell die Notwendigkeit der Fernsteuerung der Bodenstation zum Empfang des Satelliten, um so auch am Wochenende, an Feiertagen und zu späten Uhrzeiten keine Überflüge zu versäumen. Eine Internet-basierte Fernsteuerung konnte bei einigen Überflügen zur vollständigen Zufriedenheit getestet werden - Ziel in einem nachfolgenden Vorhaben sollte sein, dass mit dem Satelliten zumindest teilautonom und vermehrt über diese fernsteuerbare Variante kommuniziert werden soll. Für diesen Punkt soll vermehrt mit anderen Universitäten zusammengearbeitet werden (Würzburg, Berlin) und somit auch ein Netzwerk an studentischen Bodenstationen geschaffen werden. Da sich die Kauflösung der Ansteuerungs- und Trackingsoftware (HamRadio Deluxe) zwar als gut, aber in beispielsweise für den autonomen Betrieb unter der Planung desselben nicht als optimal erwiesen hat, soll in diesem Punkt eine Evaluation der Lösung der Universität Würzburg stattfinden.

Des Weiteren stellt sich nach Meinung der Autoren die grundlegende Frage, wie realistisch der operationelle Test von Kleinsatelliten nachgestellt werden kann. In einem Testlauf von First-MOVE im Fernfeld der Hochfrequenzanlage (durch Platzierung am etwa 500m entfernten Nachbargebäude) konnten zwar die gesamte Operationskette und die Funktion des Satelliten verifiziert werden, der reale Operationsbetrieb inklusiver aller speziellen Randbedingungen (Temperaturdrift des Transceivers, ungenaue Orbitdaten, Dämpfung) nur äußerst schwer nachgebildet werden. Auch der für den Start von Kleinsatelliten spezifische Fall des Auftretens mehrerer Objekte mit annähernd gleichen Orbitdaten (aufgrund des Auswurfs mehrerer Satelliten aus einem Deployer) in den ersten Tagen nach dem Start konnte so in allen Konsequenzen nicht berücksichtigt werden. Die überraschend schnelle Degradation der anfänglichen Orbitdaten ist als weiterer Punkt zu nennen, welcher den Operationsbetrieb in den ersten Tagen einschränkte oder erschwerte (aber sehr lehrreich war). Es wird momentan angedacht, zur Verbesserung der Ausbildung in weitere Folge am LRT ein realistisches Trainingsmodul zu erstellen, welche unter den oben genannten Gesichtspunkten allen interessierten Studenten den realistischen Operationsbetrieb von Kleinsatelliten vermitteln soll.

Die Verwendung von Microsoft OneNote als Software-Tool zur Aufzeichnung aller relevanten Stationsdaten zur Vorbereitung des Betriebs und auch während des Operationsbetriebs hat sich im Projekt bewährt. Ausschlaggebend für die Nutzung war hierbei die leichte Zugänglichkeit sowie die ständige Synchronisation aller Daten in OneNote, sowie die gute Vorbereitung der Überflüge durch vorbereitende Checklisten und Abläufe und die damit verbundene Dokumentation und Kontrolle.

Beide angeschafften Funkgeräte erwiesen sich für den Betrieb des Satelliten als nicht optimal. Beim zunächst im Testbetrieb verwendeten Gerät (ICOM) konnten erst während des Operationsbetriebs Probleme im gleichzeitigen Nachführen der Up- und Downlinkfrequenz (Dopplerverschiebung) entdeckt werden, welche ein Kommandieren des Satelliten unmöglich machte. Als mögliche Lösung wurde intensiv am Stationsumbau auf ein alternatives Funkgerät gearbeitet (Kenwood), welches sich jedoch wegen eines schlechten technischen Designs als ungeeignet für den Sendepfad des Satelliten erwies (Probleme mit dem eingebauten TNC). Letztendlich wurde eine Lösung mit dem gleichzeitigen Betrieb beider Funkgeräte ausgearbeitet – leider aus anderen Gründen zu spät aus Sicht des Missionsbetriebs. Schlussendlich muss in Zukunft vermehrt auf die genauen Spezifikationen bei der Anschaffung des Funkgerätes geachtet werden. Hier sollten verstärkt auch externe Experten als Begutachter eingebunden werden.

Die Einbindung von Funkamateuren in den operationellen Betrieb hat sich als wegweisend für zukünftige Kleinsatellitenprojekte am LRT erwiesen. Sinnbildlich dafür wurde die erste empfangene Morsebake von einem Amateur aus Dänemark bereitgestellt. Während der einmonatigen Betriebsphase konnten dank einer einfachen Bereitstellung der Empfangssoftware auf der Projekthomepage, Datenpakete von Funkamateuren aus der ganzen Welt empfangen werden – diese Bereitschaft der freiwilligen Mitarbeit stellt für zukünftige Vorhaben aus operationellen, wie aus PR-Aspekten eine äußerst wichtige Erkenntnis dar. Aus diesem Grund soll an einem verbesserten Web-Interface und einer verbesserten Kommunikation zu Funkamateuren in der ganzen Welt gearbeitet werden.

Der Umbau der Bodenstation während des Frühjahrs/Sommers 2013 erwies sich im Nachhinein als zu spät um alle Tests erfolgreich durchzuführen. Der Grund des Umbaus lag in den zu schlechten Empfangs- und Schwenkdaten der verwendeten Antennen. Grundlegende Entscheidungen sollten in Zukunft jedoch nicht in der Testphase des Satelliten durchgeführt werden, da jeder Umbau wiederum Quelle von neuen Fehlern sein kann. Zusätzlich hat sich die jetzt vorhandene Lösung der Unterbringung aller Funkgeräte im Container des LRT auf dem Dach des Gebäudes als sehr umständlich in der frühen Betriebsphase des Satelliten erwiesen. Alle notwendigen Änderungen und Einstellungen mussten immer durch eine Person auf dem Dach verifiziert werden und auch die Fernsteuerung aller Geräte über einen VNC (Virtual Network Computing) erwies sich als mühsam und langsam.

Resümierend konnte trotz kurzer Betriebsphase unschätzbar wichtige Erfahrung für den LRT erarbeitet und auch mehr als 20 Studenten am operationellen Betrieb beteiligt werden. Da eine operationelle Bodenstation mit festen, eintrainierten Abläufen mindestens genauso wichtig für den Betrieb ist, wie die Funktion des Satelliten im All, sollte in künftigen Projekten schon früher mit dem Training von Überflügen von Kleinsatelliten – möglicherweise auch mit der Möglichkeit der Kommandierung – begonnen werden. Ein weiterer Aspekt der zwar geplant, aber aufgrund von Zeit- und Personalmangel immer wieder verschoben wurde. Auch die Vernetzung mit anderen Universitäten und Funkamateuren muss noch weiter verbessert werden – Ziel sollte hierbei ein Netz an Bodenstationen für den Empfang von Daten des Satelliten sein.

7 Launch Organisation

Die Startkosten sind die größten technischen Ausgaben, die bei einem Satellitenprojekt in dieser Größenordnung auftreten. Universitäten können nur selten eine solche Summe aus Eigenmitteln decken, insbesondere da die Zahlung in wenigen, ebenfalls großen Raten erfolgt. Zu Beginn der Förderung im Jahr 2008 bestand der verfügbare Markt an europäischen Startanbietern aus einem Unternehmen, der Firma ISIS aus den Niederlanden. Mangels Alternative wurde daher sehr bald nach Förderungsbeginn mit den Startverhandlungen begonnen. Zu dem damaligen Zeitpunkt exotisch anmutende Lösungen (Auswurf aus der Raumstation) wurden schnell verworfen. Der fertige Startvertrag wurde im Herbst 2008 aufgesetzt und ein erster Starttermin für September 2009 angesetzt. In dieser frühen Phase erforderte ein Preisanstieg des Starts mit der indischen Trägerrakete eine erste Aufstockung des Vorhabens.

Die Organisation des Starts wurde beinahe während des gesamten Vorhabens von Startverschiebungen und der schwierigen Kommunikation mit ISIS dominiert. Unglücklicherweise fanden großen Teile des Vorhabens während einer weltweiten Einengung des Marktes für Kleinsatellitenstarts statt: Probleme der indischen Trägerrakete in den Jahren 2009, 2010 und 2011 sowie der russischen Trägerraketen (zunächst Sojus, später Dnepr) im Jahr 2012 führten letztendlich zu einer Gesamtverschiebung um mehr als 4 Jahre bis Ende 2013. Startverschiebungen aus technischen oder politischen Gründen erschwerten sowohl jede Planung, als auch die dauernde Beschäftigung von Studenten und den Wissenstransfer. Die Kommunikationspolitik von ISIS verbesserte sich erst im Laufe des Projekts nach Androhung eines Startanbieterwechsels. Abb. 10 soll die gesamte Chronologie aller Startverschiebungen verdeutlichen.

- Geplanter Start bei Projektbeginn: Herbst 2007
- Erster kommunizierter Starttermin nach Vertragsabschluss: Herbst 2009, PSLV
- Herbst 2009 -> Mitte 2010, PSLV
- Anfang 2010 -> Ende 2010, PSLV
- 15. April 2010: GSLV Fehlschlag
- August 2010 -> Mitte 2011, PSLV
- 25. Dezember 2010: GSLV Fehlschlag
- Februar 2011 -> Mitte 2012, PSLV
- Mitte 2011 -> Erwägung eines Anbieterwechsels
- August 2011 -> ISIS hat gar keinen Start für uns... (Sojus, Vega, Antares, Dragon, ISS im Gespräch)
- November 2011 -> Mitte 2012, Sojus
- Januar 2012 -> Herbst 2012, Vielleicht Dnepr
- April 2012 -> November 2012, Dnepr
- September 2012 -> „Anfang 2013“, Dnepr
- November 2012 -> April 2013, Dnepr
- Mai 2013 -> „Etwa September 2013“, Dnepr
- Juni 2013 -> November 2013, Dnepr
- 29. August 2013 -> 21. November 2013, Dnepr

Abb. 10: Chronologie der Startverschiebungen innerhalb des Vorhabens durch ISIS.

Generell stellte die geringe Diversifizierung des Marktes an Startanbietern durchaus ein Problem dar – die Situation hat sich jedoch gegenüber der Lage in 2008 merklich durch die gewonnene Erfahrung der Unternehmen verbessert. Dies entspricht der schon im ersten Kapitel beschriebenen generellen Entwicklung im Kleinsatellitensegment, der auch am Startanbietermarkt Auswirkungen hinterlässt. Die Firma ISIS, zu Beginn der Förderung noch

ein kleines Unternehmen hat sich im Laufe des Vorhabens zu einem spezialisierten Unternehmen mit mehr als 50 Mitarbeitern entwickelt.

Bei der Organisation und Durchführung der Integrationskampagne in Delft und der Startkampagne in Jasnij samt aller Rahmenaufgaben (Zoll, Transport) hat sich die gewachsene Erfahrung des Startanbieters gezeigt. Beide Kampagnen liefen problemlos und zur vollsten Zufriedenheit aller Beteiligten. Auch die Abwicklung des Exports über das Bundesamt für Wirtschaft und Ausfuhrkontrolle (BAFA) verlief problemlos über das bereitgestellte Webportal. Zu hinterfragen bleibt, ob Universitäten für den Satellitenstart die beste Verhandlungsposition aller beteiligten Parteien besitzen. Möglicherweise können durch gezielte Verhandlungen seitens des DLR oder der ESA bessere Möglichkeiten für Starts von universitären Kleinsatellitenmissionen geschaffen werden. Wünschenswert und auch zielführend wäre eine Variante der Startförderung ähnlich zum amerikanischen ELaNa (Educational Launch of Nanosatellites) Programm. In diesem Programm können sich universitäre Teams aus den ganzen USA jährlich um die Möglichkeit eines Starts bewerben und werden so auch in einem Auswahlprozess bewertet und überprüft.

Offen muss in Zukunft diskutiert werden, ob eine verringerte Lebensdauer für erste universitäre Satelliten nicht zielführender ist, als einen sehr hohen Orbit mit längerer Lebensdauer anzufliegen. Die hohe Rate an Fehlschlägen von universitären Erstsatelliten würde einen niedrigen Orbit, und damit eine von außen vorgegebene Lebensdauer von etwa 3 Monaten, bevorzugen. Der geringe Unterschied in den Kosten und der hohe technische und edukative Nutzen des Operationsbetriebs sprechen jedoch für höhere Umlaufbahnen, in welchen der Satellit länger genutzt werden kann. Nach Meinung der Autoren muss in dieser Entscheidung insbesondere die Erfahrung im Kleinsatellitenbau der jeweiligen Institution Einfluss finden, um so auch der Problematik des Weltraummülls Rechnung zu tragen.

Aus Sicht des Projektmanagements ist es unabdingbar, in Zukunft der Vorlaufzeit des Starts noch früher Rechnung zu tragen und dies auch in den Projektplan miteinzubeziehen. Ausgehend von der Information des Startanbieters kann so im Projektplan rückwärts auf den notwendigen, verpflichtenden Abschluss der einzelnen Phasen, inklusive eines Pufferzeitraums, geschlossen werden. Dies wurde teilweise bereits bei First-MOVE berücksichtigt, jedoch lange Zeit ohne dem Bewusstsein der großen Vorlaufzeit und des potentiellen Auftretens der zahlreichen Startverschiebungen.

Nach Meinung der Autoren stellt der tatsächliche Start nicht nur für die technischen Ziele eines Kleinsatelliten, sondern auch für die Ausbildungsziele eine enorm wichtige Randbedingung dar. Ohne Start würden die Motivation und auch die Seriosität des Projekts enorm leiden – es ist auch anzuzweifeln, ob so eine große Anzahl an Studenten für ein rein theoretisches Projekt überhaupt motivierbar wäre. Ebenso stellt die Relevanz eines tatsächlichen Satellitenprojektes für alle späteren beruflichen Abschnitte der beteiligten Studenten ein entscheidendes Kriterium dar. Fehler und Probleme, welche unter realen Bedingungen in einer Universität während der Ausbildung auftreten, können so später in der Industrie abgerufen werden (wiederum eine Teilaspekt des problembasierten Lernen). Für die Zukunft ist im Bereich der Startorganisation eine weitere Zusammenarbeit mit ISIS eine realistische Option. Die weltweite Vernetzung von ISIS, welche sich mittlerweile auch auf amerikanische Startmöglichkeiten ausdehnt, ist das wichtigste Argument dieser Entscheidung. Zuvor soll jedoch die Erfahrung anderer universitärer Kleinsatellitenteams mit den weiteren Startanbietern am Markt eingeholt werden.

8 Lageregelung & Lagebestimmung

First-MOVE wurde mit einer passiven Lageregelung, bestehen aus einem Permanentmagneten zur Ausrichtung und μ -Metall-Hysterese-Stäben zur Dämpfung ausgelegt. Diese Entscheidung entstand einerseits aus den geringen Anforderungen an eine genaue Lageregelung seitens der Nutzlast, andererseits aufgrund der bei Projektbeginn zu geringen Expertise am LRT im Bereich der aktiven Lageregelung (mittels aktiver Spulen oder Drallrädern). Die Auslegung dieses passiven Kontrollsystems erfolgte nicht ohne Probleme. Die anfängliche Anordnung der Hysterese-Stäbe und des Permanentmagneten mussten ebenso wie die eigentliche Größe und Form des Magneten nach weiteren Analysen überarbeitet werden. Eine detaillierte Nachrechnung führte zu einer Neuauslegung des passiven Lageregelungssystems im Jahr 2011. Die zunächst verbauten Permanentmagnete hätten aufgrund ihrer zu großen Stärke zu einer Magnetisierung der Hysterese-Stäbe geführt und damit ein Enttaumeln am Erdmagnetfeld unmöglich gemacht. Das Fertigen und Glühen der Hysterese-Stäbe fand in der LRT-Werkstatt statt – auch hier zeigten sich die Vorteile einer lehrstuhleigenen Werkstatt in einem Vorhaben. Kauflösungen zur aktiven Lageregelung sind erst seit wenigen Jahren nun ab einem Preis von circa 10.000 Euro zu erwerben.

Sensorseitig dienten die im Satelliten verbauten Sonnensensoren ausschließlich zur Lieferung von zusätzlichen Messwerten für die experimentellen Solarzellen. Die Sonnensensoren basieren auf einem Design der Dänischen Technischen Universität (DTU), das von einem TUM-Studenten für First-MOVE angepasst wurde. Technologiebedingte Nachteile wie der brüchige Aufbau der verwendeten elektrischen Verbindungen (wirebonds) konnten dabei nicht verbessert werden, sodass für die Zukunft neue Lösungen evaluiert werden sollen. Generell kann an die großen Bestrebungen der beteiligten Studenten, das ADCS-System weiterzuentwickeln, im Nachfolgevorhaben angeknüpft werden. Zusätzlich stellt die Expertise des Kleinsatellitenteams aus Würzburg eine wichtige Wissensquelle für zukünftige kooperative Arbeiten dar. Dieses Wissen konnte bei ersten Treffen beider studentischen Kleinsatellitenteams schon ansatzweise genutzt werden.

9 Electric Power System

9.1 Clydespace EPS und Batterie

Da im Projekt zu Beginn keinerlei Fachwissen über Stromversorgungssystem existierte, wurde bereits beim PDR im Jahr 2007 eine kommerziell erhältliche Komplettlösung präsentiert, welche die Anforderungen des aufgestellten Power-Budgets erfüllte. Ausgewählt wurde das damals einzige Produkt der Firma Clyde Space, das speziell für CubeSats entwickelt war und mit einem optionalen Batterieboard angeboten wurde.

Während des ersten Reviews blieben noch viele Fragen unbeantwortet und das EPS blieb lange zu großen Teilen ungenutzt und unverstanden. Hauptgrund hierfür war die damals noch sehr knappe Hersteller-Dokumentation, aber auch die Tatsache, dass die Entwicklungsarbeiten an First-MOVE auch mit einem GSE Stromversorgungsgerät durchgeführt werden konnte. Die Auslegung des EPS-Subsystems wurde von zwei Studenten in einer Team-Semesterarbeit dokumentiert, welche jedoch ebenfalls sehr oberflächlich war. Die Studenten verließen das Projekt nach Abschluss der Studienarbeit. Da die Komplexität des Subsystems als sehr gering eingestuft wurde, fanden zunächst keine weiteren Arbeiten statt, und das Entwicklerteam konzentrierte sich auf die Entwicklung anderer Subsysteme.

Dennoch wurde das ausgewählte EPS schlussendlich zur ersten Integration im Jahr 2009 angeschafft. Nachdem in verschiedenen Tests wiederholt Batterien und auch ein EPS-Board durch unsachgemäße Behandlung, Lagerung und Nutzung zerstört wurden, wurden im Laufe

des Projektes verschiedene weitere, neuere Versionen angeschafft. Diese Fehlschläge sind auf die mangelnde Erfahrung der Studenten und Mitarbeiter im Umgang mit elektrischen Systemen im Allgemeinen, und den verwendeten Lithium-Polymer Batterien im Besonderen zurück zu führen. Der Mangel an Erfahrung nicht überraschend, da der LRT an der Fakultät für Maschinenbau angesiedelt ist und daher die meisten Studenten und Mitarbeiter nur wenig mit der Elektrotechnik in Berührung kommen. Zur letzten Integration waren insgesamt drei Generationen des EPS vorhanden. Final getestet und geflogen wurde die neuste Generation des EPS mit einer Batterie aus der Vorgänger-Version. Ebenso wie beim Zukaufteil des Funkgerätes wurde im Nachhinein betrachtet zu wenig Zeit investiert, die kommerziellen Bauteile voll zu verstehen und auszutesten. Sehr viele verfügbare Ressourcen wurden auf die Eigenentwicklung anderer Subsystem eingesetzt. Damit wurde aber auch leider versäumt, sich mit den Systemen vertraut zu machen, und deren Eigenschaften und Schnittstellen zu verifizieren

Mit den neueren Versionen des EPS hat Clyde Space die Qualität der Dokumentation deutlich verbessert. In den aktuellen Handbüchern sind die Funktionen des Subsystems detailliert beschrieben und die Schnittstellen eindeutig definiert. Dennoch – und das ist eine der wichtigsten Erfahrungen in Bezug auf zugekaufte Subsysteme – erhält man eine Black-Box und nicht alle Eigenschaften des Produktes werden einem sofort klar. Es bedarf daher ausreichend Zeit und Personal, um sich in das Subsystem einzuarbeiten, dieses zu verstehen und gegen die Spezifikationen und den geplanten Anwendungszweck zu testen.

So ist für das in First-MOVE verwendete System beispielsweise noch unbekannt, was passiert, wenn die Batterie das Ende der Lebensdauer erreicht und ob es ohne weiteres möglich ist, das EPS ohne Batterie zu betreiben. Das Batterie-Board ist über vier Schraubverbinder auch elektrisch mit dem EPS verbunden. Über einen zusätzlichen Daten-Steckverbinder werden auch die Batterie-Sensorwerte übertragen und der Heizer betrieben. Genaues Verhalten des Systems unter Fehlverhalten oder Schäden am Lebensende sind, wie auch bei den eigenentwickelten Systemen, wegen fehlender Erfahrung nicht verfügbar. Allerdings steht mit der Firma ClydeSpace ein erfahrener Partner zur Verfügung, deren Know-how jedoch noch wenig genutzt wurde.

Ausgiebig getestet wurde die I²C-Kommunikationsschnittstelle des EPS. Über die Schnittstelle kann die Telemetrie ausgelesen und verschiedene funktionale und Performance-Tests durchgeführt werden. Für den Test wurde auch eine Testumgebung mit einem I²C-Adapter und einer Labview-Steuerung entwickelt.

Im Rahmen aller Tests ist es für zukünftige Vorhaben sinnvoll, während der Vorbereitungen eigene Definitionen und Prüfprozeduren für die Schnittstellen zu entwickeln. Mit Hilfe solcher „Safe-to-mate“-Tests, kann dann während der Integration sichergestellt werden, dass das Subsystem beim Herstellen einer mechanischen oder elektrischen Verbindung nicht beschädigt wird. Typischerweise werden hier z.B. Eingangswiderstände, elektrische Verbindungen und Isolierung und Spannungen gemessen. Durch diese dann noch spät durchgeführten Tests wurde auch festgestellt, dass eines der EPS Boards beschädigt war, vermutlich durch unsachgemäße Nutzung oder ESD Schäden.

Besondere Aufmerksamkeit sollte in Zukunft der Handhabung und Lagerung von Batterien gewidmet werden. Durch verschiedene Fehler, hauptsächlich bezüglich der notwendigen periodischen Batterieladezustandskontrolle, wurden während des Projektes mehrere Sätze an teuren Flugbatterien zerstört. Die Hinweise und Anweisungen im Datenblatt sollten hier sehr gründlich gelesen und befolgt werden. Im Speziellen sind insbesondere folgende Punkte erwähnenswert:

- 1) Lithium-Polymer-Batterien (LiPos) können aufgrund ihrer hohen Selbstentladung nicht unbegrenzt gelagert werden, sondern müssen regelmäßig während der Lagerung geprüft und entsprechend nachgeladen werden. Fällt die Batteriespannung einmal unterhalb die Minimalspannung (typischerweise etwa 3 Volt), ist die Batterie tiefentladen, also zerstört, und kann und darf nicht mehr aufgeladen werden.
- 2) Viele LiPos verfügen über eine integrierte Schutzschaltung, die eine Tiefentladung während der Nutzung oder Überladung verhindert. Batterien ohne eine solche Schutzschaltung dürfen nur unter ständiger Aufsicht genutzt und geladen werden, da bei Überschreiten der Spezifikationen die Gefahr einer Ausgasung und Selbstentzündung besteht.
- 3) LiPos ohne integrierte Schutzschaltung werden von zertifizierten Herstellern mit speziellen Schweiß-Verfahren integriert. Es ist nur mit hohem Aufwand möglich diese LiPos selbst elektrisch zu verbinden. Beim einfachen Lötten werden die Anschlüsse sehr heiß und können dadurch die Schutzhülle der Batteriezelle aufschmelzen. Wenn das Innere der Zelle mit der Luftfeuchtigkeit in Kontakt kommt, können sie die Batterien selbst entzünden. Eine Zerstörung einer Batterie trat im Vorhaben auf, als während der Entwicklungsphase auf ein selbstständiges Lötten versucht wurde (aus Kostengründen).
- 4) LiPos haben eine begrenzte Lebensdauer. Teure Flugakkus sollten daher so spät und so selten wie möglich verwendet werden. Für diese Akkus empfiehlt es sich dringend, ein detailliertes Logbuch über Entlade- und Ladevorgänge zu führen, um den Zustand der Batterien zu protokollieren.

In den von Clyde Space verwendeten Batterie-Boards wurden die Batterie zudem sehr unkonventionell und laut Auskunft des Batterieherstellers Varta eventuell entgegen der Varta-Spezifikation eingesetzt. Üblicherweise sollte beim Laden eines LiPo-Paars über einen sogenannten *Balancer* die Spannung der einzelnen Zellen überwacht werden, um alle Zellen gleichmäßig aufzuladen. Ungleichmäßig und in Serie geladene Zellen belasten den Akku übermäßig und verkürzen die Lebensdauer stark. Das EPS in MOVE scheint die sorgfältig ausgewählten Zellen des Akkus lediglich seriell aufzuladen und kein individuelles *Balancing* durchgeführt. Dieses wurde mehrmals durch manuelles Nachmessen der Zellenspannungen ermittelt. Ob aktuellere Versionen des Produktes diese Vereinfachung korrigiert haben, muss künftig evaluiert werden.

Darüber hinaus sollten die an das EPS angeschlossenen Batterien nur über Solarzellen oder einen geeigneten Simulator geladen werden. Der Grund hierfür ist, dass an den Eingängen des EPS ein *Maximum-Powerpoint-Tracker* versucht, den Ladestrom optimal auf die Kennlinie der Solarzelle anzupassen und so die maximal mögliche Energieausbeute zu erzielen. Schließt man hier eine fest geregelte Netzspannung an, umgeht man diese Einheit und zerstört im schlechtesten Fall das EPS, zumindest aber, wie im Falle von First-MOVE, die Batterien durch Überladen.

Auf dem EPS sind Sicherungen gegen Überlast verbaut. In den ersten Versionen waren dies zurücksetzbare Sicherungen, die erst mit einer kleinen Verzögerung auslösen. In den neueren Versionen wurden diese durch eine aktive Strommessung und schnelle MOSFETs ausgetauscht, um so deutlich schneller reagieren zu können. Diese Veränderung führte jedoch auch zu einem Problem: der Ausklappmechanismus wird über einen Schmelzdraht ausgelöst, der zum Schmelzen kurzzeitig hohe Ströme benötigt. In Kombination mit den restlichen Subsystemen brachte der Mechanismus die MOSFET-Sicherung in einigen Tests dazu,

auszulösen, und damit den Computer zurückzusetzen. Die einfache Lösung war es, im Falle von First-MOVE, die Schmelzdrähte an einem eigenen Kanal zu betreiben und vom Rest des Satelliten zu trennen (eine bessere Lösung wäre natürlich, das Schmelzdrahtsystem professionell so aufzubauen, dass Stromstöße während der Aktivierung erst gar nicht auftreten).

Im Testaufbau diente zunächst oft ein Netzteil als Spannungsquelle für die anderen Subsysteme. Eine Idee für Nachfolgeprojekte wäre es, wie auch bei kommerziell entwickelten Satelliten, hier frühzeitig das EPS (evtl. ohne Batterie wenn möglich) zu verwenden, um den Subsystemen eine Energieversorgung in realistischer Qualität (Rauschen, Spitzen, Belastbarkeit, usw.) zu liefern. Dafür müsste das EPS frühzeitig getestet und vorbereitet werden. Für die Subsystemtests könnte, um keine teure Flugbatterie zu verwenden, das System ohne eine Batterie oder mit einer günstigen Batterie aus dem Modellbau betrieben werden.

Weiterhin können an das EPS einige Temperatursensoren für die Batterie und die Solarzellen angeschlossen werden. Hierbei muss der im Datenblatt angegebene Sensor-Typ verwendet werden. Eine Erkenntnis aus den Tests von First-MOVE ist, dass es sehr viele verschiedene Sensor-Typen gibt. Ein genaues Detailwissen der Einzelheiten aller Datenblätter und die Befolgung aller Anweisungen ist eine Lehre die nicht nur aus den verwendeten Thermistoren, sondern aus dem gesamten EPS-System gezogen werden kann.

9.2 Solarzellen

In First-MOVE wurden hochwertige Triple-Junction-Solarzellen der Firma AzurSpace verwendet. Diese wurden kostenlos von Airbus Defense and Space (vormals EADS Astrium) zur Verfügung gestellt. Auch die Montage auf den Solarpanelen des Satelliten erfolgte dort im industriellen Fertigungsprozess. Die Besichtigung der Produktion blieb allen Beteiligten als sehr interessant und lehrreich in Erinnerung.

Mit der Verwendung der Solarzellen von AzurSpace wich man jedoch von der Empfehlung des EPS-Herstellers Clydespace ab. Anders als die von Clydespace angebotenen Zellen waren in den Zellen von AzurSpace keine Sperrdioden verbaut. Diese verhindern, dass ein Strom von der Batterie in die Solarzellen fließt, wenn die Ladespannung höher ist, als die Batteriespannung. Mangels besserer Kenntnis wurde dieses Bauteil zu Beginn mit der Bypassdiode verwechselt, welche zur Überbrückung abgeschatteter oder defekter Zellen in einem Strang dient. Letztere war in beiden Solarzellen verbaut und man ging davon aus, dass die Zellen kompatibel waren. Erst in einem der finalen Thermal-Vakuum-Tests am Lehrstuhl fiel das Fehlen der Sperrdiode auf, als hier der Ladestrom in die Solarzellen zurückfloss und die Zellen unerwartet unter dem Strom rötlich leuchteten.

Im Flat-Sat-Aufbau während der Subsystemtests wurden die Solarzellen selten als Stromquelle verwendet und getestet. Auch bei größeren Satelliten geschieht dies in der Regel nur teilweise, da eine realistische Simulation der Lichtverhältnisse im Orbit nur schwer zu realisieren ist. Stattdessen wurde zur Versorgung des EPS während der Tests meistens ein Solarzellensimulator verwendet. Für First-MOVE bestand dieser aus einer festen Netzspannung und einer variablen Anzahl in Serie verschalteter Widerstände, um verschiedene Lichtverhältnisse zu simulieren. Für zukünftige Projekte wäre ein intelligenter Simulator, der die tatsächliche Kennlinie einer Solarzelle abbildet, sinnvoll. Im besten Fall verfügt dieser Simulator über eine Daten-Schnittstelle, über die mit der Orbit-Simulationssoftware STK ein komplettes Missionsprofil abgefahren werden kann. Auf diese Weise könnte für das Gesamtsystem das bisher nur auf Rechnungen und Abschätzungen gestützte Powerbudget validiert werden.

Solarzellen sind mechanisch sehr empfindlich. In der Integration von First-MOVE wurden einige Zellen durch den Kontakt mit anderen Komponenten oder mechanische Belastung der Panels beschädigt. Die Zellen sollten daher mit besonderer Vorsicht behandelt werden.

Trotz guter zwischenzeitlicher Dokumentation des EPS durch Clydespace traten bei der Integration Fehler auf, von denen das Team viel gelernt hat. Insbesondere bei Kaufteilen sollte trotz zahlreicher Tests der Hersteller das Nutzerhandbuch detailliert studiert und geprüft werden. Auch alle Anweisungen müssen befolgt und alle Schnittstellen zu Subsystem modelliert und wirklich verstanden werden. Versuchen. Durch Tests kann eigene Expertise und Systemverständnis aufgebaut werden. ESD Schutzmaßnahmen müssen künftig bei allen elektrischen Systemen von der ersten Handhabung der Teile beachtet werden. Dieses Verständnis wuchs erst im Laufe des Vorhabens und ist nicht unbedingt an einer Maschinenbau-Fakultät als selbstverständlich anzusehen oder vorauszusetzen.

10 Struktur und Mechanismen

Mit einem Gesamtgewicht von 912 Gramm ist First-MOVE ein Leichtgewicht unter den bisher gestarteten CubeSats. Dies ist unter anderem der großen Expertise des LRT in Auslegung und Fertigung von Strukturen für die Satellitentechnik geschuldet. Neben dieser Expertise konnten dank der Eingliederung des Lehrstuhls in die Fakultät für Maschinenwesen der TUM, und die damit grundlegende Auslegung in Richtung des Maschinenbaus, während des gesamten Projekts immer zahlreiche Studenten zur Übernahme von Aufgaben in diesem Bereich zur Mitarbeit motiviert werden. Letztendlich stellt auch die Verfügbarkeit einer mechanischen Werkstatt einen wichtigen Punkt dar, welcher immer eine schnelle Fertigung und Änderung von Bauteilen erlaubte.

Dank der Expertise des Lehrstuhls konnte die Basisstruktur des Satelliten im Design um zwei ausklappbare Solarpanele erweitert werden, welche als innovative Lösung in der Kleinsatelliten-Szene durchaus Anklang finden. Mit Hilfe dieser sogenannten Flap-Panels, welche erfolgreich im Orbit geöffnet werden konnten, kann die verfügbare Leistung des Satelliten um bis zu 60% im Vergleich zu anderen 1U CubeSats gesteigert werden.

Einige Bereiche des Subsystems „Struktur“ des Satelliten wurden bereits thematisch im Kapitel „Assembly, Integration & Testing abgedeckt“. Für künftige Projekte wäre es wichtig, eine genaue Checkliste für alle im Satelliten auftretenden Toleranzen zu führen. Unter anderem lassen sich auf diesem Weg Doppelpassungen und Integrationsprobleme, welche beide in First-MOVE aufgetreten sind, künftig vermeiden. Obwohl das Endergebnis von First-MOVE wie oben beschrieben gute Strukturelemente beinhaltet, war der Weg zu dieser Designlösung schwer. Unerfahrene junge Studenten, ohne entsprechende anfängliche Erfahrung, kannten sich zunächst nicht mit Toleranzen aus und konnten erst durch praktische Arbeiten am Satelliten ihr Wissen steigern und sich so auch in praktischen Aspekten des Satellitenbaus verbessern. Theoretisch zwar mögliche Konstruktionsvarianten haben sich als nicht zweckdienlich für den Zusammenbau des Satelliten herausgestellt. Beispielsweise können 4 Gewindestangen, welche durch den gesamten Satelliten verlaufen, zwangsläufig nicht 100%ig parallel ausgeführt werden, sind weder nutzerfreundlich, noch resultiert solch ein Design in die notwendige Genauigkeit.

Das iterative Vorgehen bei der Fertigung von Satellitenstrukturen muss in Zukunft in den Projektplan Einzug finden. Anfängliche Schwierigkeiten durch mangelnde Qualität der studentischen Fertigungszeichnungen aber auch durchaus komplexe Geometrien können nicht auf schnellstem Weg hergestellt werden. Auch die Produktion von Prototypen sollte weiterhin forciert werden, da bereits bei First-MOVE anhand dieser Prototypen gute Erfahrungswerte gesammelt werden konnten. Es ist zu beobachten, dass viele Studenten

heute unzureichende praktische Fertigungserfahrung haben. Diese können an Satellitenprojekten wie First-MOVE lehrreiche Erfahrungen sammeln, indem frühzeitig erfahrene Mitarbeiter des Lehrstuhls (Werkstattheister und erfahrene Designingenieure) unerfahrene Studenten begleiten.

Als wichtig hat sich im Projekt, vor allem für die beteiligten Studenten, herausgestellt, dass es mitunter schwierig ist, CAD-Konstruktionen 1:1 in die Realität zu übertragen. Insbesondere die Berücksichtigung von Kabeln, die Passungsauslegung und das Toleranzsystem muss in Zukunft verbessert, und so Fertigungs- und Integrationsprobleme vermieden werden. Unter anderem auf dem Weg der Prototypenfertigung kann Studenten das Wissen vermittelt werden, dass für die echte Fertigung mitunter andere Aspekte als in 3D-CAD Systemen Berücksichtigung finden müssen. Dies stellt einen Aspekt des für die Industrie entscheidenden Praxiswissens dar. Vor allem Aspekte der Zusammenbaubarkeit und Nutzbarkeit fehlte zunächst in vielen Designlösungen.

Des Weiteren muss in Zukunft genau mit dem Subsystem der Elektronik des Satelliten abgestimmt werden, welche Oberflächenbehandlungen der Struktur notwendig und/oder sinnvoll sind. Die Fülle an Möglichkeiten (chromieren, anodisieren,...) muss hinsichtlich der durchaus notwendigen Isolationsfähigkeit überprüft werden. Auch die FEM-Analyse der Struktur soll noch weiter verbessert und mit detaillierteren und feingliedrigeren Modellen erweitert werden.

Der CubeSat Formfaktor muss als Höchstmaß akzeptiert, und am besten noch durch einen Schwellenwert nach unten ergänzt werden. Probleme der Steifigkeit der ausklappbaren Paneele führten zu einer maximalen Ausreizung des Formfaktors und auch zu einer lokalen Überschreitung im Bereich eines Schraubenkopfes. Konsequente Prototypenfertigung führte bei First-MOVE zu einer Neuauslegung der Ausklappfedern, da sich diese erst im Test als zu stark für das CFK-Panel erwiesen. Aufgrund der Unterschreitung der Maximalgrenze durch den Nachbarsatelliten im Deployer, UWE-3, stellte dies jedoch glücklicherweise kein Problem dar. Ohne diesen Glücksfall wäre ISIS berechtigt gewesen den fertigen Satelliten nicht zum Start zuzulassen.

Letztendlich kann im Bereich der Struktur sowohl von einem technischen als auch einem edukativen Erfolg des Vorhabens gesprochen werden. Studentische Arbeiten zur Struktur und zum Ausklappmechanismus konnten um eine REXUS-Kampagne zur Erprobung dieses Mechanismus in einer REXUS-Kampagne zur Nutzung ergänzt werden. Auch der Anschluss wurde bereits innerhalb des geplanten Nachfolgevorhabens gefunden. Ein verbesserter, auf Formgedächtnislegierungen basierender Mechanismus, wird im Frühjahr 2015 auf einer Höhenforschungsrakete getestet werden.

11 Communications & Ground Station

11.1 Flugsegment

Eine erste Auswahl der Flughardware erfolgte bereits während der frühen Definitionsphase durch einen Studenten mit Amateurfunkfahrung. Das im Rahmen einer Studienarbeit vorgeschlagene Kommunikationsmodul wurde jedoch recht bald gegen die bis zum Ende verwendete Kauflösung von ISIS getauscht. Der Grund hierfür waren neben der besseren Zuverlässigkeit auch die besseren Spezifikationen bezüglich eines bis dahin fertiggestellten Energie- und Kommunikationsbudgets. Der bearbeitende Student verließ das Projekt relativ bald, wodurch viel Erfahrung verloren ging. Die Verwendung eines Kaufteils hat sich jedoch bis zum Ende als sehr gute Entscheidung herausgestellt. Das verwendete Produkt

funktionierte in den Tests stets sehr zuverlässig und sendet auch nach der Beendigung des regulären Missionsbetriebs noch kontinuierlich sein Erkennungszeichen, die Morsebake.

Selbst entwickelt und gebaut wurde dagegen die Antenne des CubeSats. Allerdings war, wie im Nachhinein bekannt wurde, das finale Antennendesign fehlerhaft. Anstelle von jeweils zwei korrekt angeschlossenen $\lambda/4$ -Antennen, die gemeinsam eine $\lambda/2$ -Antenne bilden, wurde jeweils eine Antenne an die Seele eines Coaxialverbinders und die jeweils andere an dessen Schirmung angeschlossen. Letztere war somit mit der Masse des Satelliten verbunden und ohne Funktion. Die Ursachen waren nach abschließender Beurteilung die fehlende Zeit zur Einarbeitung in das komplexe Thema der Hochfrequenztechnik sowie Missverständnisse zwischen den erfahrenen Kommunikationsmitarbeitern am Lehrstuhl.

Ein Verbesserungspotential existiert in den Tests des Subsystems und der Einbindung der Funkstrecke in komplexere Gesamtsystemtests. Die Erfahrung zeigt hier, dass realistische Testbedingungen nur geschaffen werden können, wenn jeder relevante Test über die gesamte Funkstrecke durchgeführt wird. Dieses lässt sich einfach realisieren, indem der Sender über ein Dämpfungsglied mit der Antenne des Satelliten verbunden wird. Im Projekt First-MOVE wurden viele reguläre Systemtests ohne die Funkstrecke durchgeführt, wodurch Fehler zu spät oder womöglich gar nicht entdeckt wurden.

Lediglich in den finalen Tests wurde mit dem Satelliten direkt über einen eigens entwickelten schwachen Sender im Reinraum (Nahfeld) kommuniziert. Derartige Tests in geschlossenen Räumen durchzuführen, ist jedoch sehr gefährlich für die Hardware und mit großem Aufwand verbunden. Vollständig integriert, also mit eingeklappten Antennen, waren Tests über die Funkstrecke nicht möglich.

Ein erfolgreicher Test im Fernfeld wurde bei minimaler Sendeleistung der Bodenstation auf dem Dach des LRT mit dem Flugmodell auf dem gegenüberliegenden Dach der Fakultät für Chemie durchgeführt. Dieser Test diente der Verifikation von Auslegungsparametern und erscheint für zukünftige Projekte sinnvoll. Ein Test über größere Distanzen, beispielsweise von Berg zu Berg bringt nach aktueller Einschätzung keinen Zusatznutzen.

Weiterhin stellte sich im Missionsbetrieb heraus, dass die in der Flughardware vorgenommene Konfiguration schlecht gewählt war. Das Funkgerät von First-MOVE sendete im Abstand von jeweils 60 Sekunden abwechselnd einen Morsecode zur Identifizierung (CW-Beacon) und ein etwa zehn Datenpunkte umfassendes Datenpaket mit Telemetriedaten (AX.25-Beacon). Der Abstand von 60 Sekunden war ein Standardwert, der nie verändert wurde, um das Power- und Thermal-Budget nicht weiter zu belasten. Die Telemetriedaten wurden aus über 100 verfügbaren Datenpunkten so ausgewählt, dass von jedem Subsystem eine Information übermittelt wurde: Spannung und Strom der Batterie vom EPS, Temperatursensoren am OBDH, Temperatursensoren am Experimentboard, ein Sonnensensor, sowie obligatorisch die Systemzeit und ein Reboot-Counter. Das Missionskonzept sah vor, nach der Inbetriebnahme in einen Operations-Modus zu wechseln und alle restlichen Messwerte per Kommando aktiv abzufragen.

Im Betrieb wurde zunächst deutlich, dass ein großer Abstand zwischen den Beacons den Missionsbetrieb erheblich erschwert. Zum einen war der Satellit nur selten zu hören und dadurch in Kombination mit den anfangs sehr ungenauen Bahndaten und der unbekanntem Temperatur des Funkgerätes sehr schwer nachzuverfolgen. Zum anderen wurden selbst während eines guten Überfluges nicht mehr als drei Datenpakete empfangen. Mit dem ohnehin sehr kleinen Datenpaket wurden schlussendlich zu wenige Informationen übertragen, um eine sinnvolle Zustandsanalyse durchzuführen. Der geplante Datenabruf per Kommando wurde aufgrund der im Abschnitt zur Bodenstation beschriebenen Probleme bis zum Missionsende des Satelliten nicht realisiert.

In zukünftigen Missionen sollten die Beacons daher öfter gesendet werden. Das CW-Beacon hilft in der ersten Missionsphase beim Auffinden des Satelliten. Das Telemetriebeacon sollte deutlich mehr Datenpunkte enthalten, um den Zustand des Satelliten besser zu kennen und auf unvorhergesehene Ereignisse besser reagieren zu können. Mit dem AX.25-Protokoll und dem verwendeten Funkmodul wären bis zu 100 Datenpunkte möglich gewesen. Für First-MOVE wären im Nachhinein mehr Spannungen, sowie die Daten aller Temperatursensoren und Sonnensensoren wünschenswert gewesen.

Viele Funktionalitäten des Satelliten hätten zudem gar nicht genutzt werden können, da diese in der On-Board-Software nicht implementiert wurden. Gründe hierfür waren die Designphilosophie, nur so viele Funktionen zu implementieren wie nötig, sowie knappe personelle Ressourcen. So war es beispielsweise nicht möglich die komplette Telemetrie aller Subsysteme abzufragen. Aufgrund der gesammelten Erfahrung, dass im Fehlerfall jede Information wertvoll sein kann, erscheint es in Zukunft sinnvoll, die von Subsystemen zur Verfügung gestellte Funktionalität auch dann in der Software zu implementieren, wenn diese nicht im nominellen Betrieb genutzt wird. Allerdings muss jede implementierte Funktionalität auch gründlich getestet werden. Der Aufwand hierfür ist im Einzelfall abzuwägen. In jedem Fall sollte jedoch die komplette Telemetrie aller Subsysteme ausgelesen und übertragen werden. Sofern die Schnittstellen bereits implementiert sind, bleibt der zusätzliche Aufwand hierfür vergleichbar gering.

Eine weitere Möglichkeit deutlich mehr Telemetriedaten zu übertragen, ist die Einbindung mehrerer Bodenstationen und der Amateurfunk-Gemeinschaft. Diese Möglichkeit wurde in der Mission von First-MOVE zu wenig genutzt. Zwar stammten die ersten empfangenen Daten von einem dänischen Amateurfunker, der per Email eine Audioaufnahme von einem Überflug sendete, jedoch blieb diese Art der Datensammlung die Ausnahme und war im Konzept nur als zusätzliche Datenquelle vorgesehen. Es hat sich jedoch gezeigt, dass speziell in den ersten Tagen der Mission eine Unterstützung durch Funkamateure sehr wertvoll ist. Daher soll für zukünftige Missionen eine definierte Schnittstelle mit der Amateurfunk-Gemeinschaft entwickelt und bereitgestellt werden, sofern die personellen Ressourcen zur Betreuung vorhanden sind.

Als zusätzliche Sicherheitsebene wurde in First-MOVE eine Hard Commanding Unit (HCU) verbaut. Diese wurde selbst entwickelt. Unabhängig von der Software konnte die HCU als Reaktion auf fest definierte Bitfolgen jeweils einen Software- oder Hardware-Reset, also eine kurze Stromunterbrechung auslösen. Diese Funktionalität hat sich in den Tests als sehr hilfreich und wertvoll herausgestellt und wurde dort mehrmals erfolgreich getestet. Im Betrieb konnte die Funktion nicht erfolgreich verwendet werden. Unklar ist, ob und inwiefern sogar der Fehler, der zum Missionsende des Satelliten führte, letztendlich auf einen Designfehler in der HCU zurückzuführen ist.

Insgesamt wurde das Sicherheitskonzept abschließend als ausreichend bewertet. Neben der HCU wurden Sicherungen gegen Latch-Ups (Kurzschlüsse) und ein autonomer Watch-Dog-Reset genutzt. Mehr autonome Sicherheitsfunktionen, wie beispielsweise ein intelligenteres Funkmodul mit einem eigenen Computer, wären prinzipiell denkbar, führen allerdings schnell zu einer größeren Systemkomplexität und erscheinen daher weiterhin nicht sinnvoll für einen Satelliten in dieser Größenordnung.

11.2 Linkbudget

Ein erstes rudimentäres Linkbudget wurde in einer frühen Phase für die Auswahl der Flughardware erstellt. Heute bezweifeln die Experten des Lehrstuhls die Aussagekraft eines solchen Linkbudgets. Viele Parameter mit großem Einfluss auf die Berechnungen sind zu

diesem Zeitpunkt nicht bekannt, insbesondere Antennenparameter des Satelliten können schwer oder nur mit sehr viel HF-Erfahrung abgeschätzt werden. Die Möglichkeit einer Vermessung existiert zwar prinzipiell, doch auch hier sind ausreichende Erfahrung und Ressourcen notwendig. Zwar waren die ersten Projektmitglieder des Teams in der Amateurfunk-Gemeinschaft tätig, jedoch wurde ein möglicherweise an dieser Stelle hilfreicher Kontakt zu der Amateurfunk-Gemeinschaft nicht gepflegt. Dieses sollte bei zukünftigen Missionen eine höhere Priorität erhalten.

In der Designphase wurde dem Linkbudget keine weitere Aufmerksamkeit gewidmet. Die Einfluss-Parameter, wie die Sendeleistung, so dachte man, wären durch die Auswahl des Funkgerätes ohnehin nicht variabel. Eine genauere Vermessung der Antennen zur Verifikation der berechneten Parameter fand aufgrund der knappen personellen und somit zeitlichen Ressourcen nicht statt. Bekannt war bereits, dass die Leistung zum Senden der Telemetrie ausreicht und das die von der Kamera aufgenommenen Bilder zu groß sind, um sie komplett zu übertragen und daher komprimiert werden mussten.

Eine detaillierte Nachrechnung des Link-Budgets erfolgte vor dem Start im Rahmen der Einrichtung der Bodenstation. Hierbei stellte sich heraus, dass der Downlink der vorhandenen Konfiguration ausreichend Reserven bot, der Uplink jedoch am Limit war. Zeitgleich wurde die Bodenstation weiter ausgebaut. Ob die Sendeleistung am Ende ausreichend war ist unklar und konnte nie validiert werden, da im Betrieb kein erfolgreicher Kontakt zu Stande kam.

Letztendlich erscheint es für Folgeprojekte weiterhin sinnvoll – auch zunächst auf Basis von Abschätzungen – früh ein ausführliches Linkbudget zu erstellen. Dieses sollte jedoch besser gepflegt werden und zum Ziel haben, zunehmend mehr Parameter zu bestimmen. Der Antennengewinn könnte in Testumgebungen von Projektpartnern ermittelt werden. Weiterhin sollten offene Parameter der Bodenstation durch Messungen fixiert werden. Durch gezielte Leistungsmessungen mit der eingerichteten Bodenstation und dem immer noch sendenden First-MOVE könnte das Team zudem Vertrauen in die angestellten Berechnungen gewinnen.

11.3 Bodensegment

Mit dem eigentlichen Auf- bzw. Ausbau der Bodenstationshardware wurde erst einige Monate vor dem Start im Rahmen eines Hochschulpraktikums begonnen. Zu diesem Zeitpunkt war die Flughardware fertig und die Projektmitglieder konnten Zeit für die Arbeiten an der Bodenstation aufbringen. Diese Philosophie, das Bodensegment erst zu aufzubauen, wenn der Satellit abgeliefert ist, wurde später zu einem Kernproblem des Missionsbetriebs.

Verändert wurde während des Umbaus insbesondere die Antennenkonfiguration. Die bestehende Konfiguration aus jeweils einer einzelnen Helix-Antenne für UHF und einer Yagi-Antenne für VHF wurde aufgrund des knappen Link-Budgets durch sogenannte „Stockung“ auf zwei Helix- und zwei Yagi-Antennen erweitert. Bis dahin war die UHF/VHF seitlich auf dem Drehstand eines S-Band-Reflektors angebracht. Dies wurde zu Beginn des Projekts so eingerichtet um die Infrastruktur des Drehstandes gemeinsam zu nutzen. Dies stellte sich jedoch als unpraktisch heraus, da es zu Ressourcenkonflikten kam. Daher wurde bei dieser Gelegenheit ein komplett neuer Drehstand für die UHF/VHF Anlage aufgebaut. Die gesamte Verkabelung wurde erneuert und gegen eine höherwertige ausgetauscht, um auch hier die Signalübertragung zu verbessern. Nach Einschätzung der Kommunikations-Experten am Lehrstuhl war und ist die Bodenstation damit technisch auf einem ausreichend guten Stand. Weitere Verbesserungen wären durchaus möglich, jedoch nur mit überproportional großem Aufwand. Im Vergleich mit anderen CubeSat-Projekten erscheint die Konfiguration in jedem Fall ausreichend für einen stabilen Betrieb. Der vermeintlich nachteilige Standort auf dem Dach eines stark strahlenden und somit störenden Gebäudes, wurde als unkritisch und kontrollierbar eingestuft.

Mit dem Start des Satelliten und dem Beginn des Betriebs war die endgültige Konfiguration am Boden nur teilweise unter unrealistischen Bedingungen oder gar nicht getestet, da weder die Flughardware, noch ein geeignetes Modell für Tests verfügbar waren. Komplett getestet wurde die Funkstrecke erst wieder im Betrieb, zu einem Zeitpunkt an dem viele Parameter der gerade gestarteten Flughardware noch unbekannt waren. Ungenaue Bahndaten und die noch unbekannt tatsächliche Transmitter-Temperatur der Flughardware erschwerten die Inbetriebnahme und die Diagnose und Behebung von Fehlern des Bodensegments.

In den ersten zwei Wochen wurden dabei grundlegende Fehler im Bodensegment aufgedeckt:

1. Ein Low-Noise-Amplifier (LNA) war durch einen Kurzschluss überbrückt, weshalb ein nicht verstärktes, bzw. stark verrauschtes Signal am Funkgerät zu sehen war. Nach der Behebung des Fehlers wurde das Signal klar und deutlich empfangen.
2. Das Netzteil einer Überwachungskamera einer anderen Antenne sendete ein starkes Störsignal aus, welches Zufällig in der Nähe der Empfangsfrequenz lag. Die Software hatte hierdurch Schwierigkeiten die Mittenfrequenz des Satellitensignals einzustellen. Nach der Beseitigung des Störsenders funktionierte dieses problemlos.
3. Das von ISIS empfohlene und daher verwendete Funkgerät ICOM IC-910H war nicht in der Lage gleichzeitig den VHF-Downlink und den UHF-Uplink nachzustellen, um die Dopplerverschiebung zu korrigieren. Die Lösung war ein zweites Funkgerät von Kenwood. Da das zusätzliche Gerät jedoch im Uplink nicht funktionierte, wurde dieses für den Downlink eingesetzt und das IC-910H für den Uplink.

Die zwei Wochen Fehlerbehebung in der Kommunikationsstrecke fehlten schließlich im eigentlichen Missionsbetrieb. Ein Betrieb nach Plan war lediglich wenige Tage möglich, bis der Satellit seinen Dienst einstellte. Für eine maximale Ausnutzung der Missionszeit sollte die Bodenstation daher im Nachfolgeprojekt bereits mit der Auslieferung des Satelliten voll einsatzbereit und getestet sein. Die verbleibende Zeit kann und sollte für die Schulung von Mitarbeitern für den Missionsbetrieb genutzt werden.

Für realistische Tests der Bodenstation sollten in Zukunft weitere Testszenarien diskutiert werden. Das Ziel sollte es sein, in dem vollständigen Aufbau bereits vor dem Start eine Zwei-Wege-Kommunikation mit einem bewegten Objekt, wie einem Relay-Satelliten oder einem Privatflugzeug, zu realisieren. Eine Alternative kann die Simulation der Dopplerverschiebung in den regulären Kommunikationstests mit dem Entwicklungs- und Flugmodell sein.

Ein formeller Fehler war die fehlende Anmeldung der Bodenstation als UHF-Sender bei den Behörden; es wurde lediglich der Satellit angemeldet. Da aufgrund der technischen Probleme schlussendlich nur empfangen und sehr wenig gesendet wurde, entstanden hierdurch keine weiteren Probleme. Für eine Nachfolgemission sollte die Anmeldung in jedem Fall frühzeitig erfolgen. Dies ist insbesondere aufgrund der *extrem* langsamen Kommunikation mit der Bundesnetzagentur höchst empfehlenswert.

12 Satellitenrechner & Betriebssystem

Das First-MOVE Projektteam verfügte zu Beginn über wenig Erfahrung in der Entwicklung von Elektronik, Software und Raumfahrthardware. Obwohl der Satellit zu einem Großteil auf Studentenarbeit basiert, konnten aufgrund administrativer Gründe und der räumlichen Trennung des Lehrstuhls für Raumfahrttechnik von der Elektrotechnik und Informatik Fakultät der TU-München auch im späteren Projektverlauf kaum erfahrene Mitarbeiter und Informatik- bzw. Elektrotechnikstudenten ins Projekt involviert werden. Dies stellt ein Kernproblem des

Vorhabens dar und soll in Zukunft durch engere Vernetzung mit Lehrstühlen anderer Fakultäten gelöst werden.

12.1 Satellitenrechner

Zu Beginn des Vorhabens existierte eine Kauflösung in Form eines CubeSat-Rechners des amerikanischen Unternehmens Pumpkin Inc. Dieser wurde jedoch in der damaligen Version als nicht weltraumqualifiziert eingestuft, und folglich eine Eigenentwicklung beschlossen. Das erste OBDH Systemboard Konzept ging aus Studienarbeiten hervor. Nach einem internen Review wurde festgestellt, dass das erste eignen Design in dieser Form nicht funktionieren konnte. Es wurde früh aufgegeben und die durchgeführte Arbeit verworfen. Anschließend wurde durch den damaligen Projektmanager ein neues Konzept begonnen, da dieser über etwas Erfahrung und starkes Interesse in Elektronik und dem Design von Platinen verfügte. Im Gegensatz zum ersten Versuch, war dies jedoch durchwegs ressourcen- und organisationsbedingt ein Ein-Mann-Projekt, das anfangs auch ohne Einbeziehung erfahrener Elektrotechniker.

Für First-MOVE wurde zunächst ein ATMEL-Referenzboard gekauft um die anfängliche Softwareentwicklung zu ermöglichen. Das eigene OBDH-Computer-Design wurde parallel dazu erweitert und angepasst. Dabei mussten nicht-standard Komponenten wie MRAM angebunden, sowie die verschiedenen Interfaces angepasst und ausgeführt werden. Durch diesen Ansatz war es möglich mit minimalen Entwicklungskosten und geringer Erfahrung eine grundsätzlich funktionierende Hardwareplattform zu erreichen. Da konkrete funktionale Anforderungen für das OBDH-Board fehlten, versuchte man so viele Optionen offen zu halten wie möglich, bei der Hardware- als auch der Softwareentwicklung. Da beispielsweise die Anzahl der I2C Kanäle der CPU stark begrenzt war und bis zur Mitte der Entwicklung nicht klar war, wie viele Kanäle benötigt werden wurden, behielt man sich die Möglichkeit vor, I2C auch in Software umzusetzen. Mehr hierzu im Abschnitt Software.

Das Hardwaredesign wurde direkt auf eine Platine übertragen und nicht zuerst auf einem Breadboard schrittweise aufgebaut, getestet und erweitert. Die Platinen wurden extern gefertigt und teils selbst von Hand, teils extern maschinell bestückt. Obwohl die Bestückung von Hand als sehr Zeitaufwendig empfunden wurde, wirkte sich dies rückblickend sehr positiv bei der Fehlerdiagnose sowie auf die Fertigungsqualität aus. Da die Entwicklung von CubeSat-Hardware außergewöhnliche Anforderungen an Fertigung und Design stellte, musste das OBDH Layout regelmäßig handschriftlich ergänzt werden. Auch wenn dies zu Beginn des Projekts eine Notwendigkeit darstellte, sollten derlei Ergänzungen routinemäßig in das jeweilige Layout eingepflegt werden. Da hier ein bestehendes Layout von dritten übernommen wurde, wurde dies unterlassen.

Zeitdruck und die besagte Durchführung der Arbeit durch den Projektmanager verhinderten eine genaue Dokumentation der Designs. Aus diesem Grund sind die damaligen Änderungen heute nur schwer nachvollziehbar. Das Platinenlayout wurde komplett von Hand erstellt, sodass vorgefertigte Logikmodule nicht genutzt werden konnten. Änderungen am Design erforderten somit umfangreiche (und fehleranfällige) Nacharbeiten von Hand. Aufgrund der langen Projektzeit, basierte das ursprüngliche Referenzdesign auf zahlreichen später nicht mehr erhältlichen Bauteilen. Diese überraschend schnelle Nicht-Verfügbarkeit sollte in kommenden Vorhaben berücksichtigt werden. Im Vorhaben musste das Projektteam in manchen Fällen auf alternative Bauteile und Chiptypen oder veränderte Revisionen zurückgreifen. Problematisch war auch die Integration von MRAM, da kaum Referenzlogik verfügbar, die Dokumentation kaum vorhanden und MRAM allgemein relativ wenig verbreitet war. Des Weiteren waren die genutzten MRAM Chips kaum verfügbar, was sich auf das Gesamtdesign auswirkte.

Fehler in der Fertigung und menschliches Versagen (Lötfehler, Kommunikationsprobleme beim Bestücken, ...) passierten nur selten und wurden durch die direkte Kommunikationsmöglichkeit am Lehrstuhl, schnell erkannt und rasch behoben. Checklisten und Dokumentation zu Fertigung, Bestückung und Tests wurden durch den zuständigen Elektrotechniker in Eigeninitiative geführt. Diese Schritte sollten in Zukunft weiterhin durchgeführt und generell in den gesamten Entwicklungsprozess fest integriert werden. Komponenten- und bauteilweise Tests auf Temperaturabhängigkeit wurden zur Entwicklungszeit nicht immer durchgeführt. Durch eine künftige, standardmäßige Durchführung der Tests könnte Temperaturverhalten und –empfindlichkeit von Bauteilen besser charakterisiert werden. Beim Design des OBDH-Subsystems konnten nur rudimentäre Debugmöglichkeiten mit eingeplant werden, die auch nur ansatzweise genutzt werden konnten. Die Nutzung einer Debug-Schnittstelle wie JTAG stellt eine mögliche Weiterentwicklung des OBDH-Boards für künftige Satelliten dar. Auch im Bereich der Systemstatusinformationen, welche ausschließlich manuell an den jeweiligen Subsystemen oder indirekt über die laufende Software ausgelesen werden konnten, sehen die Autoren ein gewisses Entwicklungspotential

Die größte Lehre, die aus der eigenständigen Hardware-Entwicklung des OBDH-Subsystems gezogen werden kann, ist, dass es wichtig ist ein Subsystem, auch bei starkem Entwicklungsinteresse aller Beteiligten, zu einem gewissen Zeitpunkt im Projekt als „abgeschlossen“ zu kennzeichnen. Wie schon in Kapitel 3 beschrieben, werden ohne die Einfrierung des Designs oft Systeme weiterentwickelt und zusätzliche Funktionen hinzugefügt, welche im ursprünglichen Design nicht vorgesehen waren. Unter Berücksichtigung der Randbedingungen, unter welchen die Hardware-Entwicklung des OBDH-Subsystems stattfand (einzelner Mitarbeiter, erste Entwicklung eines Satellitencomputers) kann die durchgeführte Arbeit trotz einiger notwendiger Design-Iterationen als erfolgreich bezeichnet werden.

12.2 Betriebssystem

Der Entwicklungsaufwand zur Herstellung der notwendigen Flugsoftware wurde anfangs auf zwei Jahre geschätzt. Wiederum unter Berücksichtigung der Randbedingungen des LRT, erfolgte diese Einschätzung unter wenig Erfahrung und Wissen über Softwareentwicklung, Komplexität und Zeitaufwand bei der Entwicklung von Flugsoftware von Satelliten. Die Entwicklung wurde als Semesterprojekt mit zwei Diplomanden begonnen, wovon ein Student nach circa einem Jahr aus dem Projekt ausschied. Weitere Entwickler aus der Studentenschaft konnten, ebenso wie Vollzeitkräfte oder externe Experten, nicht gewonnen werden.

Zwei große Themen konnten als Lehre bei der Softwareentwicklung gezogen werden, und beide führten im Vorhaben zu weiteren Schwierigkeiten:

- Mangel an studentischen oder freiwilligen Mitarbeitern und hoher Zeitdruck
- Mangel an finalen Anforderungen an die Software

Letzteres stellte vor allem in der frühen Phase des Projekts ein Problem für die beteiligten Studenten dar, sodass diese erst später im Projekt mit ihrer Arbeit beginnen konnten. Außerdem wurde, aufgrund des damals verfügbaren Speichermarktes und Bedenken hinsichtlich hochenergetischer Strahlung, ein auf MRAM basiertes System beschlossen. Die zum Entwicklungszeitpunkt verfügbaren MRAM-Speicher führten zu einem sehr kleinen Speicher, sodass keine bestehenden Betriebssysteme, RTOS- oder Software-Frameworks genutzt werden konnten. Aus diesem Grund wurde mit der Entwicklung eines eigenständigen Betriebssystems in den Programmiersprachen C++, C und ARM-Assembly begonnen.

Ein Jahr nach Entwicklungsbeginn an der Software, also schon nach Ende des Semesterprojekts der Autoren, stand die erste Hardware zur Verfügung. Nur dem außerordentlichen Einsatz der beteiligten Studenten und des Projektmanagers, auch während späterer Phasen, ist es zu verdanken, dass das Betriebssystem und die Hardware als Eigenentwicklung während des Vorhabens unter den vorhandenen Randbedingungen fertiggestellt werden konnte. Trotz dieses kontinuierlichen Personalmangels konnte noch relativ spät im Vorhaben eine Energiesparfunktion in die Software inkludiert werden. Hierzu wurde dem bestehenden Betriebssystemkern ein Ruhemodus für den Prozessor hinzugefügt. Nach Meinung der Autoren sind noch Verbesserungen möglich: Debugging wurde vom Betriebssystem nur rudimentär über die verbaute serielle Schnittstelle unterstützt und könnte in Zukunft wertvolle Möglichkeiten der Fehlerkorrektur bieten. Des Weiteren könnte der relativ hohe Anteil an inaktivem Code welcher aus historischen Gründen im Betriebssystem verblieben ist, in Zukunft reduziert werden. Betriebssystem- und Softwarefunktionen wie eine zeitgesteuerte, verzögerte Ausführung von Operationen, Konfigurierbarkeit der Software, Updatebarkeit, Statistiksammlung und grundlegende Fehleranalyse wären ebenfalls wertvolle Erweiterungen. Eine In-Orbit Fehlerdiagnose und ein Debug-Modus würden am Ende dieser Entwicklung stehen. Letztendlich hätte eine Updatebarkeit oder ein Debug-Modus des Satelliten möglicherweise zu einer Rettung der Mission beitragen können. Diese Optionen konnten jedoch aus Zeit- und Ressourcenmangel nicht im System implementiert werden.

Die kontinuierliche Verschiebung der Starttermine hatte auch auf dieses Subsystem entscheidende Auswirkung. Das Betriebssystem musste seit Bekanntwerden des ersten Starttermins konstant in einem (semi-) lauffähigen Zustand gehalten werden. Dies schloss fundamentale Änderungen am Betriebssystem aus, selbst wenn diese langfristig Zeit erspart hätten. Die Unterschätzung des Zeitbedarfs und der nötigen personellen Ressourcen zur Erstellung eines eignen Betriebssystems ist zurückblickend nach Meinung der Autoren eine zentrale Lehre aus First-MOVE. Dennoch stellt, trotz aller Umwege, die Eigenentwicklung und der Flug des Bordcomputers samt Betriebssystem einen wichtigen Meilenstein für den LRT dar. Obwohl nicht die gesamte Missionsdauer ausgenutzt werden konnte, ist auf diesem Weg wichtige Kompetenz für künftige Vorhaben entstanden.

13 Thermale Auslegung, Simulation und Tests

Die thermale Auslegung und Simulation des Satelliten zählt rückblickend zu den erfolgreichsten Bereichen des Vorhabens. Die in ESATAN ermittelten Temperaturlasten konnten zunächst über Tests verifiziert und ihr Auftreten beinahe exakt im Orbit nachgewiesen werden. Der Weg zu diesen Detailmodellen führte jedoch erst über einige Umwege zum Ziel. Das in der ersten Phase des Vorhabens erstellte Thermalmodell und Informationen von anderen Satelliten führten zur Vermutung, dass der Satellit eher vor dem kalten als dem heißen Fall geschützt werden müsse. Zusätzliche Heizer an der Batterie und eine Einhüllung der Batterien in MLI-Folie sollten ausreichenden Schutz vor zu tiefen Temperaturen bieten. Das thermale Design des Satelliten wurde in dieser Zeit hauptsächlich in studentischen Arbeiten abgedeckt.

Der intensive Einsatz zweier Lehrstuhlmitarbeiter und einer Studentin zur Überarbeitung des Thermalmodells brachten jedoch ein anderes Ergebnis zu Tage. Zunächst mussten die detaillierten CATIA-Modelle in FEMAP vernetzt und danach in ESATAN übertragen werden. In einer detaillierteren Simulation konnte unter anderem nachgewiesen werden, dass die in MLI eingewickelte Batterie im Satelliten zu hohe Thermallasten erfahren hätte. Durch Entfernung der MLI und des zusätzlichen Heizers konnte dieses Problem gelöst werden. Der Pflege des Thermalmodells sollte in Zukunft schon in früheren Phasen Bedeutung zugemessen werden. In Korrespondenz mit dem 3D-CAD Modell sollten große Änderungen

eingepflegt werden und so die spätere Korrelation zwischen Simulation und echter Hardware erleichtert werden.

Als Kernpunkt einer guten Thermalauslegung hat sich die Korrelation von Thermalmodellen mit mechanischen Testmodellen herausgestellt. Hierbei bot die LRT-Thermal-Vakuumkammer eine hervorragende Plattform, um beispielsweise Änderungen im Design zu analysieren. Dennoch muss beim Folgevorhaben noch intensiver an thermalen Subsystemtests gearbeitet werden – Ziel sollte eine thermische Aufnahme (beispielsweise mittels einer Infrarotkamera) jedes Boards sein, um somit eine möglichst exakte Korrelation zwischen Modell und Realität bilden zu können. Strukturmechanisch von Bedeutung ist dabei auch die damit verbundene thermische Verformung der Platinen. Ungleiche Kupferverteilung in den sogenannten Ground Planes kann hierbei zu unterschiedlicher thermischer Ausdehnung und damit zu einer Durchbiegung führen. Wenn möglich sollte daher eine räumlich annähernd gleiche Kupferverteilung angestrebt werden. Es soll in Zukunft überprüft werden, ob diese Ausdehnungsprobleme durch Verwendung eines speziellen Platinensubstrats gelöst werden können. Zu diesem Thema soll ein Kontakt zur TU-Berlin hergestellt werden.

Der Thermal-Vakuumtest sollte in zukünftigen Satellitenprojekten noch stärkere Beachtung finden – ausschließlich in diesem Test operiert der Satellit unter beinahe realen Langzeitbedingungen. Ziel sollte sein, konsequent im Thermal-Vakuum alle Funktionen des Satelliten nachzuweisen. Des Weiteren wäre ein Langzeittest unter thermalen Zyklen (environmental stress screening) zur Fehlstellenidentifizierung (Verarbeitung, Klebe- und Lötstellen, etc.) äußerst zweckdienlich, auch für die Bewertung der Zuverlässigkeit des Satelliten unter relevanten Thermal-Vakuum-Zyklen.

Der sogenannte Thermal-Balance Test, bei welchem das Simulationsmodell des Satelliten mit realen Messergebnissen korreliert wird, verlief zur vollsten Zufriedenheit. Neben der tatsächlichen Korrelation konnten auf diesem Weg auch zahlreiche Wärmepfade des Modells optimiert werden. Der Thermal-Balance Test könnte nach Meinung der Autoren in Zukunft auch im LRT anstelle von IABG durchgeführt werden. Der Grund hierfür ist die mittlerweile über Drittmittel finanzierte gute Ausstattung der LRT-Thermal-Vakuum-Kammer. Die anfängliche Annahme, dass die Platinen aufgrund thermischer Lasten schwarz gefärbt sein sollten, hat sich als nicht korrekt erwiesen. Es hat sich gezeigt, dass Kleinsatelliten aufgrund ihrer starken Integration und begrenzter technischer Möglichkeiten eher zu kalt als zu warm ausgelegt werden sollten. Es ist technisch einfacher auf eine Temperatur hin zu heizen als das System kühlen zu müssen.

Thermaltests stellten sich nicht nur aus Gründen der Korrelation als äußerst wertvoll heraus. Ein temperaturabhängiges Fehlverhalten eines MOSFETs auf der Safety-Platine konnte im Thermaltest entdeckt und beseitigt werden. Auch für diese Fehlerfälle sollte in Zukunft die Anzahl an Qualifikations-Subsystemtests erhöht werden. Erweiterte thermische Tests aller Subsysteme, wenn möglich im Betrieb, wären eine ausgezeichnete Möglichkeit, schon frühzeitig temperaturabhängiges Verhalten zu quantifizieren, und eventuelles Fehlverhalten zu entdecken. Weiterhin sollten Bauteile auch nach thermischen Gesichtspunkten ausgewählt und zusätzlich auch einem Umwelttest bei Kauf unterzogen werden, um fehlerhafte Teile wo möglich zu identifizieren und aussortieren zu können. In Eingangstests von Bauteilen und Platinen sollten diese auf das Verhalten bei minimaler und maximaler Temperatur in Performance Tests charakterisiert werden.

Der integrierte Gesamttest, im Fall von First-MOVE bei IABG in München durchgeführt, sollte erst nach detaillierter Analyse aller Subsysteme und nach längerem Funktionsnachweis des integrierten Gesamtsystems in Flugkonfiguration durchgeführt werden, da sonst wertvolle

Testzeit verloren geht. Es muss beachtet werden, dass dieser oft sehr kostspielige Test mindestens einen Monat an Vorbereitungszeit erfordert (so auch bei First-MOVE). Als wichtiger Input hat sich die Bestimmung des α - ε -Verhältnisses der verwendeten Aluminiumstruktur am ZAE in Erlangen erwiesen. Erst nach dieser Vermessung war eine genaue thermische Korrelation zwischen mechanischem Modell und Simulation möglich.

Sensorseitig müssen die mangelnden Anforderungen und Vorgaben hinsichtlich der Platzierung der Temperatursensoren als negativer Punkt erwähnt werden. Teilweise wurden Sensoren in die ausgebohrte Seitenwandstruktur eingeklebt. Des Weiteren stellt sich die Frage, ob die großzügige Aufbringung von MLI am ganzen Satelliten in dieser Form nötig gewesen ist. Neben der umständlichen Herstellung aus Restbeständen der Herschel-Mission könnte unter Umständen die elektrische Leitfähigkeit ein Problem für künftige Satelliten darstellen. Es soll daher in Zukunft evaluiert werden, ob und in welchem Ausmaß MLI-Folie genutzt werden sollte. Anzudenken wäre auch, in Zukunft die Leitfähigkeit zwischen den einzelnen Bauteilen durch Aufbringung von Thermalpaste zur Verbesserung der Wärmedissipation zu erhöhen.

Die exakte Modellierung von Wärmepfaden in Pico- und Nanosatelliten hat sich aufgrund der komplexen Integration des Systems und der unklaren Kontaktverhältnisse als sehr schwierig herausgestellt. Nach Meinung der Autoren ist es auch aus diesem Grund sinnvoll, schon frühzeitig auf Subsystemebene mit Thermaltests zu beginnen. Neben den offensichtlichen Modellierungsvorteilen hat sich gezeigt, dass diese Tests auch sehr wertvoll für die Ausbildung von Studenten sein können. Aus diesem Grund wird bereits mit großem Erfolg ein Satellitendummy im Thermalsimulationspraktikum des LRT als Testmodell genutzt. Des Weiteren ist die so gewonnene Erfahrung entscheidend für die Vorbereitung des relativ aufwendigen und kostspieligen Qualifikations- und Acceptance Tests am Ende der Testserie.

14 Public Relations

Die Kommunikation nach außen, sei es über Konferenzbeiträge, Zeitungsartikel oder die neuen Medien (Homepage, Facebook, Twitter) wurde stets mit großem Erfolg während des Vorhabens durchgeführt. Es wurde stets versucht, Neuigkeiten oder Probleme auch nach außen ehrlich zu kommunizieren – ein Punkt, in welchem sich First-MOVE von anderen Kleinsatelliten unterscheidet. Auch die öffentliche Veranstaltung zum Start von First-MOVE kann als Erfolg bezeichnet werden. Interessierte Besucher, Mitarbeiter und Studenten konnten nicht nur am Tag selbst, sondern auch über die Wochen des Missionsbetriebs für Satellitentechnik begeistert werden. Als wertvoll hat sich hierbei die Aufbereitung aller Daten in einem Datenblatt herausgestellt, in welchem Informationen über First-MOVE in einer kondensierten Form aufgeführt sind. Dies soll in dieser Form auch in MOVE II weitergeführt werden. Wie bereits in Kapitel 1 erwähnt, konnte auch auf akademischen Weg hervorragend nach außen kommuniziert werden.



Abb. 11: Interessierte Studenten, Mitarbeiter und Besucher beim Start von First-MOVE

15 Resümee

- Aus akademischer Sicht war das Vorhaben ein voller Erfolg - über 70 Studenten konnten intensiv (d.h. zumeist über akademische Arbeiten im Ausmaß von 6-12 Monaten) am Projekt beteiligt werden und praktische Erfahrung an einem realen Satelliten sammeln. Die Förderung seitens des DLR hat sich als entscheidend für diesen Erfolg erwiesen.
- Der Lehrstuhl für Raumfahrttechnik hat dank des Vorhabens nun die Expertise und Erfahrung, künftig die spezifischen Randbedingungen und Schwierigkeiten eines universitären Kleinsatellitenprojekts zu berücksichtigen.
- Ein Kleinsatellit zur Ausbildung von Studenten kann im Nachhinein betrachtet nicht vollständig durch nur einen Mitarbeiter betreut werden. Finanzieller und personeller Ressourcenmangel sind ein Hauptgrund für zahlreiche Probleme während des Vorhabens.
- Nach einer Betriebsphase von 29 Tagen befindet sich der Satellit seit 19.12.2013 in einer Software-Endlosschleife. Die wahrscheinlichste Hypothese für diese Datenkorruption ist, dass während eines wiederkehrenden Neustart-Vorgangs die interne Startsequenz des Betriebssystems des Satelliten aufgrund eines Transienten in der Schreibleitung des Speicherchips korrumpiert wurde.
- Der Ausbildungsaspekt von Kleinsatellitenmissionen zur Studentenausbildung wird nach Meinung der Autoren zwangsläufig dazu führen, dass Fehler im Projekt passieren werden und diese auch nicht vermieden werden können. Wichtig hierbei ist es, durch in Zukunft noch genauer durchgeführte Reviews und intensive Testkampagnen alle Fehler, soweit möglich, zu entdecken und auszumerzen.
- Experten sollten schon zu Beginn als Berater herangezogen werden. Das akademische Know-how alleine ist nicht ausreichend, Studenten in praktischen Ingenieurarbeiten wie dem Bau eines Satelliten zu unterweisen. Auch der positive gegenseitige Einfluss der universitären Kleinsatellitenteams durch Informationsaustausch sollte weiter forciert werden.
- Alle Subsysteme und das integrierte Gesamtsystem müssen künftig noch stärker auf Testbarkeit ausgelegt werden. Diese Tests dienen nicht nur zur Qualitätssicherung, sondern bieten den beteiligten Studenten ein viel intensiveres Verständnis der Subsysteme und des Satelliten selbst. Für die Bewertung der Zuverlässigkeit des Satelliten wäre ein Langzeittest unter relevanten Thermal- Zyklen optimal.
- Trotz kurzer Betriebsphase war der operationelle Betrieb eine unschätzbar wichtige Erfahrung für den LRT und die mehr als 20 beteiligten Studenten. Da eine operationelle Bodenstation mit festen, eintrainierten Abläufen mindestens genauso wichtig für den Betrieb ist, wie die Funktion des Satelliten im All, sollte in künftigen Projekten schon früher mit dem Training von Überflügen von Kleinsatelliten – möglicherweise auch mit der Möglichkeit der Kommandierung – begonnen werden.
- Nach Meinung der Autoren stellt der tatsächliche Start nicht nur für die technischen Ziele eines Kleinsatelliten, sondern auch für die Ausbildungsziele eine enorm wichtige Randbedingung dar. Ohne Start würden die Motivation und auch die Seriosität des Projekts enorm leiden – es ist auch anzuzweifeln, ob so eine große Anzahl an Studenten für ein rein theoretisches Projekt überhaupt motivierbar wäre. Im Hinblick auf die weltweite Erfolgsrate universitärer Erstsatelliten ist es unter Umständen jedoch sinnvoll oder sogar unumgänglich, dass universitäre Teams zunächst die längerfristige, stabile Funktion ihres Satelliten nachweisen (müssen), bevor ein tatsächlicher Starttermin ausgehandelt wird.
- Obwohl nicht die gesamte Missionsdauer ausgenutzt werden konnte, stellen die Eigenentwicklung und der Flug von am Lehrstuhl entwickelten Komponenten

(Bordrechner, Betriebssystem, Lageregelungssystem, Struktur, Latch-Up Board, Hard Command Unit, ausklappbare Paneele) und aller Spin-Offs wichtige Meilenstein für den LRT dar. Auf diesem Weg ist wichtige Kompetenz für künftige Projekte entstanden.

16 Referenzen

- [1] M. Swartwout, CubeSat Database,
<https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database>, abgerufen am 24.09.2013.
- [2] Larsen, J.A; Nielsen, J.F.D.; Chunfang Zhou, "On student motivation in a problem and project-based satellite development and learning environment," *Recent Advances in Space Technologies (RAST), 2013 6th International Conference on* , vol., no., pp.923, 928, 12-14 June 2013; doi: 10.1109/RAST.2013.6581346

Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN	2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung)
3. Titel Durchführung einer Satellitenmission basierend auf der Pico-Satelliten Plattform MOVE zur Verifikation neuer Technologien	
4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)] (alphabetische Reihenfolge) Langer, Martin Olthoff, Claas	5. Abschlussdatum des Vorhabens 28.02.2015
	6. Veröffentlichungsdatum 06.10.2015
	7. Form der Publikation
8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München Boltzmannstr. 15, D-85748, Garching / München	9. Ber. Nr. Durchführende Institution
	10. Förderkennzeichen 50 RU 0801
	11. Seitenzahl -122-
12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) Raumfahrtmanagement Königswinterer Straße 522-524 53227 Bonn	13. Literaturangaben -54-
	14. Tabellen -1-
	15. Abbildungen -40-
16. Zusätzliche Angaben	
17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum)	
18. Kurzfassung MOVE war ein Projekt zur Entwicklung eines Picosatelliten am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik (LRT) der Technischen Universität München (TUM). Der Name MOVE ist ein Akronym, das für "Munich Orbital Verification Experiment" steht. Folgende Hauptansprüche wurden zu Vorhabenbeginn formuliert: MOVE ist ein Ausbildungsprojekt - Studenten sollen an einem praktischen Beispiel das Vorgehen bei der Entwicklung eines komplexen Systems industrienah erlernen. MOVE soll des weiteren Erfahrung in der Systemintegration von Satelliten an den Lehrstuhl bringen. Hauptaugenmerk liegt daher auf einer professionellen Bearbeitung auf Systemlevel unter Nutzung von kommerziellen Komponenten und bestehenden Standards. MOVE ist ein wissenschaftliches Projekt - Der Name Munich Orbital Verification Experiment bedeutet eine Plattform, die in Kombination mit verschiedenen Nutzlasten verschiedene Missionen erfüllen kann. MOVE soll begeistern - Als erster Münchner Studentensatellit soll er das Zukunftspotential der Luft- und Raumfahrttechnik an der TU München verdeutlichen und die Allgemeinheit für das Thema begeistern. First-MOVE, der erste Satellit des LRT und der TUM wurde erfolgreich am 21.11.2013 in den Weltraum gestartet. Nach einer Betriebsphase von 29 Tagen ereignete sich ein fataler Systemabsturz, welcher den Verlust der Mission nach sich zog. Aus programmatischer Sicht wurden 2 von 3 Zielen der Mission vollständig erfüllt. Anhand mehrerer Parameter lässt sich der Ausbildungserfolg und die Begeisterung, die von First-MOVE ausgegangen ist, messen: Im Vorhaben First-MOVE konnten über 70 Studenten in Form von studentischen Arbeiten oder auch freiwilliger Mitarbeit beteiligt werden und praktische Erfahrung am Satelliten sammeln. 8 Publikationen sowie 30 studentische Arbeiten während des Projektverlaufs zeugen auch von einer wissenschaftlich äußerst ergiebigen Thematik.	
19. Schlagwörter: Satellit, CubeSat, Technologieverifikation, Kleinsatellit, Nanosatellit	
20. Verlag	21. Preis

Document Control Sheet

1. ISBN oder ISSN	2. Type of Report: Final report (Schlussbericht)
3a. Report Titel: Durchführung einer Satellitenmission basierend auf der Pico-Satelliten Plattform MOVE zur Verifikation neuer Technologien	
3b. Titel of Publication:	
4a. Author(s) of the Report (Family Name, First Name(s)): Langer, Martin Olthoff, Claas	5. End of Project: 28.02.2015
4b. Author(s) of the Publication (Family Name, First Name(s)):	6. Publication Date: 06.10.2015
	7. Form of Publication:
8. Performing Organization(s) (Name, Address): Institute of Astronautics, Technische Universität München Boltzmannstrasse 15, D-85748, Garching / München	9. Originator's Report No.:
	10. Reference No.: 50 RU 0801
	11 a. No. of Pages Report: -122-
	11 b. No. of Pages Publication:
13. Sponsoring Agency (Name, Address) Raumfahrt-Agentur des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Königswinterer Str. 522-524 53227 Bonn	12. No. of References: -54-
	14. No. of Tabela: -1-
	15. No. of Figures: -40-
16. Supplementary Notes:	
17. Presented at (Title, Place, Date):	
18. Abstract: The CubeSat program MOVE (Munich Orbital Verification Experiment) was initiated at the Institute of Astronautics (LRT) at the Technische Universität München (TUM), Germany. At the beginning of the project, three main goals were defined: MOVE is an educational project - the hands-on education of undergraduate and graduate students shall be a main goal of the program. MOVE is a scientific project - a single-unit CubeSat verification platform, called First-MOVE, shall be designed and built. MOVE shall motivate and fascinate – as the first CubeSat of TUM, First-MOVE shall be used to show the future potential of aerospace engineering at TUM and thereby, inspire the general society. First-MOVE was launched on the 21st of November 2013. Unfortunately it was not possible to retrieve data from the satellite after December 19th 2013, presumably due to a malfunction in the OBDH system, which left the satellite in a mode where it is only transmitting CW beacons. Although the short mission duration seems somewhat discouraging, the overall MOVE program with more than 70 students involved and major in-house technology development and validation outweighs the fact that several secondary mission goals were not achieved. 8 publications and 30 theses from the involved students were created during the First-MOVE project.	
19. Keywords: Satellite, CubeSat, on-orbit verification, SmallSat, Nanosatellite, hands-on education	
20. Publisher:	21. Price: