



Technische
Universität
Braunschweig

Institut für
Raumfahrtssysteme



Projektarbeit SS 2019 Analyse einer CubeSat-basierten ADR-Mission

Institut für Raumfahrtssysteme

Florian Czorny, Frederik Schäfer, Marc Stempel, Oussama Mouhaya, Valentina Dietrich

26. Mai 2019



Technische Universität Braunschweig | Institut für Raumfahrtssysteme
Hermann-Blenk-Str. 23 | 38108 Braunschweig | Deutschland

Technische Universität
Braunschweig
Institut für Raumfahrtssysteme

Institutsleitung

Hermann-Blenk-Str. 23
38108 Braunschweig
Deutschland

Prof. Dr.-Ing.
Enrico Stoll

Tel. +49 (0) 531 391-9960
Fax +49 (0) 531 391-9966
e.stoll@tu-braunschweig.de
www.space-systems.eu

Aufgabenstellung für die Projektarbeit SS 2019

Title:

Analysis of a CubeSat-based ADR-Mission

Analyse einer ADR-basierten CubeSat-Mission

Datum: 01. Mai 2019

Ihr Zeichen:

Ihre Nachricht vom:

Unser Zeichen: EnS/KBL

Unsere Nachricht vom:

A safe and secure space environment is a requirement for all current and future space activities. Analyses performed by ESA and NASA indicate that the only means of sustaining the orbital environment at a safe level for space operations will be by carrying out active debris removal and end-of-life de-orbiting or re-orbiting of future space assets. While new mitigation standards need to be adopted and reliability to be improved, it is expected that even with strict compliance with mitigation guidelines and high adherence to reliability best practices, considering the number of satellites involved, ADR will remain a vital necessity to stabilize the space debris environment. The needed ADR solution must be affordable and achieve a high technology readiness level.

The key to success in achieving reliable and efficient removal of space debris is to focus on the recent evolution trends in space industry and take advantage from advances in space technology such as CubeSat COTS-parts to develop an adapted solution to the evolving space debris issue. The solution should be thoroughly tested and demonstrated in relevant environments.

To realize this, a series of technological challenges has to be addressed. The Goal of this work is to investigate **CubeSat-based ADR** mission. In particular the **mission design and the CubeSat system design** are to be analyzed. The following detailed tasks must be performed:

1. First of all, a literature research has to be performed based on the supervisor's previous works [1], including the following topics:
 - a. Rendezvous mission and satellite design overview.
 - b. Bio inspired Docking technology.
 - c. CubeSat Hardware overview.

- d. Familiarizing with GMAT and QuSAD software.
2. Subsequently, the **mission and system design are to be defined** for a CubeSat based ADR mission. The work includes the following steps:
 - a. Define relevant mission scenario for CubeSat based ADR using methodical approaches based on previous works [1,2] and the results from task 1. This includes the specification of each mission phase in terms of number of: orbits (time), used sensors, used actuators, etc...
 - b. Select a Bio-inspired docking concept based on the results of supervisor's on-going work and results from task 1.
 - c. Define relevant CubeSat configurations based on basic budgets estimations and the results from [2].
3. Deliver a **proof of concept for mission and CubeSat design**. The Proof focuses on the feasibility of the de-orbit phase based on the selected CubeSat configurations and the constraints dictated by mission design and the CubeSat calculated budgets. The work includes the following steps:
 - a. Update the database of the software tool QuSAD with all relevant subsystems.
 - b. Perform detailed Budget evaluation of identified CubeSat configurations using methodical approaches based on the results from task 1, 2 and the report from [2].
 - c. Perform detailed de-orbit sensitivity analysis of the selected CubeSat configurations using GMAT software.
 - d. Define envelope of target parameters which can be removed using the selected concept
 - e. Evaluate the feasibility of CubeSat-based ADR for prominent announced constellations such as Starlink, OneWeb, etc...
4. The work described in points 1 to 4 shall be elaborated in writing and presented in a final presentation. The results, raw data as well as the created software tools are to be made available to at least one IRAS employee for archiving and further processing.

At the beginning of the work, a definition and description of individual work packages (Work Breakdown Structure, Work Package Description) are to be compiled to a project schedule. The work has to be done according to the guidelines of the Institute of Space Systems and has to be handed over in two copies (original and copy).

The Institute of Space Systems supports the scientific publication of the results of student work with prior approval. However, the results of the work may only be carried out after consultation with the supervising institutions. This work may be provided to third parties only after consultation with the supervising institutions. The work remains the property of the supervising institutions.

Literature:

- [1] M.K. Ben Larbi et. al., *Active Debris Removal for Mega Constellations: CubeSat Possible?*, 9th International Workshop on Satellite Constellations and Formation Flying, 2017
[2] M. Lettau, *Rendezvous Architecture and Validation Process for CubeSat based Active Debris Removal*, Master thesis, TU Braunschweig, 2019

Dipl-Ing. Mohamed Khalil Ben Larbi

Eidesstattliche Erklärung

Wir erklären hiermit an Eides Statt, dass wie die nachfolgende Arbeit selbständig und nur unter Zuhilfenahme der angegebenen Literatur angefertigt haben.

Datum, Unterschrift Florian Czorny

Datum, Unterschrift Frederik Schäfer

Datum, Unterschrift Marc Strempel

Datum, Unterschrift Oussama Mouhaya

Datum, Unterschrift Valentina Dietrich

Inhaltsverzeichnis

1. Einleitung	8
1.1. Motivation	8
1.2. Problemstellung	8
1.3. State of the Art	9
2. Theoretische Grundlagen	10
2.1. Der Cubesat Designstandard	10
2.1.1. Historische Entwicklung	10
2.1.2. Gestaltungsrichtlinien	10
2.2. Cubesat Subsysteme	10
2.2.1. Antrieb - propulsion	10
2.2.2. Energie - EPS	10
2.2.3. Guidance, navigation and control -GNC ADCS	10
2.2.4. Command and data handling	10
2.2.5. Communications	10
2.2.6. Thermal	10
2.2.7. Structure	10
2.3. RDVDO Mechanismen	10
2.3.1. Docking Strategien	11
2.3.2. Bionische Materialien	11
3. Cubesat-und Missionsdesign	12
3.1. QuSAD	12
3.1.1. Was ist QuSAD	12
3.1.2. Anwendungsbereich	12
3.2. Cubesat- Designanalyse	12
3.2.1. Angenommenes Design	12
3.2.2. Triebwerkskonstellation	12
3.2.3. Budgetplanung	12
3.2.4. Konfigurationsvergleich	12
3.3. Ausgewähltes Missionsdesign	12
4. Auswertung des CubeSat-based ADR Konzepts	13
4.1. Bewertungsstrategie	13
4.1.1. Kriterien der Bewertung	13
4.1.2. GMAT	13

4.2. Ergebnisse	13
4.2.1. Generated Data	13
4.2.2. Reachability Envelope	13
5. Zusammenfassung und Ausblick	15
Fazit und Ausblick	16
Literaturverzeichnis	17
Abbildungsverzeichnis	17
Tabellenverzeichnis	19
Symbolverzeichnis	20
A. Projektmanagement	21
A.1. Work Breakdown Structure	21
A.2. Zeitplan	23
A.3. Work Package Description	25

1 Einleitung

1.1. Motivation

Der Weltraum ist vermutlich unendlich, jedoch nicht der Platz in den Erdumlaufbahnen. Seitdem ersten Satelliten Sputnik 1, welcher am 04. Oktober 1957 in die Erdumlaufbahn geschossen wurde, kommen immer mehr Satelliten hinzu. Diese bilden die Grundlage unserer modernen Kommunikation und sind aus dem menschlichen Alltag nicht wegzudenken. Neben den bereits vorhandenen Satelliten werden jedes Jahr neue in den Erdorbit befördert. Beim Start von Satelliten und Sonden bleiben Raketenstufen in der Erdumlaufbahn zurück, welche aufgrund ihrer Manövrierunfähigkeit eine Gefahr für Menschen und Maschinen im Weltall bilden. Moderne Low-Earth-Orbit (LEO)-Satelliten werden so entwickelt, dass diese am Ende ihrer Lebensspanne wieder in die Erdatmosphäre eintreten und verglühen. Sollten diese Objekte eine Funktionsstörung haben oder beschädigt sein, können diese den selbst initiiert Wiedereintritt nicht durchführen. Da diese Objekte unkontrolliert im Weltraum treiben, besteht die Möglichkeit einer Kollision mit anderen Satelliten. Dabei zersplittern die Trümmer in einem Kaskadeneffekt und weitere Kollisionen sind unumgänglich. Die dabei entstehenden Kleinstteile haben ein sehr hohes Gefahrenpotential, da diese mit aktuellen Mitteln nur begrenzt detektiert werden können. Die Gesamtheit aller nicht funktionsfähigen Objekten, dazu zählen defekte Satelliten sowie Trümmer und Kleinstteile, werden als Weltraummüll bezeichnet. Um das Risiko der Kollision von Satelliten mit Weltraummüll zu vermindern, muss dieser aktiv entfernt werden. Dazu wird im Folgenden auf die Entfernung des Weltraummülls mit Nanosatelliten eingegangen.

1.2. Problemstellung

Durch die stetig wachsende Menge an Weltraummüll, steigt die Gefahr erneuter Kollisionen. Dies kann in einer Kaskade an Trümmerteilen enden. Um dieser Entwicklung entgegenzuwirken werden verschiedene ADR Methoden untersucht. Im Folgenden wird darauf eingegangen ob CubeSats eine realisierbare Plattform für ADR Missionen darstellen.. Auf die geeignete Auswahl an Subsystemen muss besonderer Wert gelegt werden. Grund dafür ist die Einschränkung in Masse und Volumen, welche direkten Einfluss auf das Energiebudget haben. Da die Zielobjekte eine angenommene Masse von bis zu 400 kg haben, ist es notwendig eine geeignete Konfiguration auszuwählen. Im Fokus steht die Auswahl des Triebwerks, da die CubeSats nach dem Docking ein Vielfaches des Eigengewichtes bewegen müssen. Um eine bessere Betrachtung der Problematik zu ermöglichen wird angenommen, dass der CubeSat sich mit einem Abstand von 10 km auf der gleichen Umlaufbahn wie das Zielobjekt befindet. Ein essentielles Problem bei einer ADR Mission ist das Docking, da hohe Anforderungen an die Lageregelung, Navigation und Positionsbestimmung gestellt sind.

1.3. State of the Art

Auf Grund der Vielseitigkeit von CubeSat Anwendung ist der Stand der Technik im ständigen Wandel. Dennoch ist das Technologie Readyness Level (TRL) auf einem hohen Niveau. Das liegt daran, dass viele Technologien lediglich herunterskaliert werden müssen. Bisher dienten viele Missionen hauptsächlich zur Demonstration der einzelnen Bauteile.. Ein weiterer Grund für das hohe TRL ist die Tatsache, dass die meisten Subsysteme bereits auf dem kommerziellen Markt erhältlich sind. Im Fall von AVANTI wurde gezeigt, dass es möglich ist ein Rendezvous nur über Kameras zu vollziehen. Ein weiteres Beispiel für Proof of Concept ist der Aoxiang-Sat. Mit diesem 12U CubeSat wurde ein neuartiges EPS für Nanosatelliten erprobt. Zusätzlich wurde zum ersten Mal von einem 12U CubeSat von der Erdatmosphäre polarisiertes Licht gemessen. Neben den vielen Experimenten im LEO gibt es geplante Mond Missionen, wie LunarCube. Auch im interplanetaren Raum sind bereits CubeSats unterwegs. Die Mission Mars Cube One (MarCO) wurde 2018 zusammen mit der InSight Landesonde gestartet und zeigt, dass CubeSats auch für interplanetare Missionen geeignet sind.

2 Theoretische Grundlagen

2.1. Der Cubesat Designstandard

2.1.1. Historische Entwicklung

2.1.2. Gestaltungsrichtlinien

Für die Gestaltung von CubeSats gelten eine Reihe von Gestaltungsrichtlinien. Als kleinste Einheit (1U) wird ein Würfel mit einer Kantenlänge von 10cm vorgegeben, mit einer zulässigen Masse von 1,33 kg. Für größere Volumen und Massen können mehrere Einheiten von CubeSats verbunden werden. Satelliten mit 1U, 1,5U, 2U, oder 3U können von dem einheitlichen Startmechanismus (P-Pod) in die Erdumlaufbahn ausgelassen werden. Die Kosten von CubeSat Missionen können gering gehalten werden, indem diese als sekundäre Nutzlast bei Raketenstarts mitfliegen. Für größere Satelliten (6U, 12U, 27U) werden andere Startmechanismen benötigt. Die zugelassene Masse wird jedoch auf 2 kg/U angehoben. Allgemein gelten noch weitere Vorschriften für die verwendeten Materialien, Kommunikationsfähigkeit, gespeicherte Energie und Aktivierungszeitpunkt der Systeme nach Einsatz in die Umlaufbahn. Falls ein Entwurf nicht den Vorschriften entspricht, kann bei dem Betreiber der Trägerrakete eine Sondergenehmigung angefragt werden. Nach einer Reihe von Tests entscheidet dieser ob er die Abweichungen akzeptiert, Änderungen vorgenommen werden müssen, oder ein anderer Anbieter gefunden werden muss.

2.2. Cubesat Subsysteme

hier hauptsächlich das Fazit von max kompakt darstellen und referenzieren

2.2.1. Antrieb - propulsion

2.2.2. Energie - EPS

2.2.3. Guidance, navigation and control -GNC ADCS

2.2.4. Command and data handling

2.2.5. Communications

2.2.6. Thermal

2.2.7. Structure

2.3. RDVDO Mechanismen

das kann ausführlich sein

2.3.1. Docking Strategien

Roboterarm Fangnetz Adhäsiv Docken Übersichtstabelle/Graphik: sihe die Quellen die ich am 15.05.2019 gezeigt habe

2.3.2. Bionische Materialien

Was sind Geckomaterialen Bisher getestete Gecko-Materialien Bisherige Erfolge State of the Art Problematik

3 Cubesat-und Missionsdesign

3.1. QuSAD

3.1.1. Was ist QuSAD

3.1.2. Anwendungsbereich

3.2. Cubesat- Designanalyse

3.2.1. Angenommenes Design

Hier die Variante von Max nehmen und kurz beschreiben

3.2.2. Triebwerkskonstellation

Hier alternative Triebwerkskonstellationen bzw. Anpassungen des Gesamtdesigns (wenn nötig) vorschlagen **Triebwerkskonstellation 1**

Triebwerkskonstellation 2

Triebwerkskonstellation 3

etc.

3.2.3. Budgetplanung

Leistungsbudget

Massenbudget

Volumenbudget

Preisbudget

3.2.4. Konfigurationsvergleich

Budgets nur Vergleichen (kein GMAT)

Datenbank soll möglichst nicht nur um die einzelnen Komponenten erweitert werden (ruhig auch andere Komponenten aus der Excel Tabelle in die Datenbank aufnehmen)

3.3. Ausgewähltes Missionsdesign

Kurze Beschreibung von Max's Arbeit

4 Auswertung des CubeSat-based ADR Konzepts

4.1. Bewertungsstrategie

Die Strategie besteht draus mehrere Simulationen per GMAT für unterschiedliche Koonfigs durchzuführen. Die Bewertung fokusiertsich auf die Machbarkeit des De-orbiting (seihe TODOS.txt)

4.1.1. Kriterien der Bewertung

4.1.2. GMAT

4.2. Ergebnisse

4.2.1. Generated Data

For every considered satellite design (=mainly thruster configuration, 3-4 different designs), generate following data:

Deorbit time and spent fuel mass for all:

- Masses from 50-500 kg
- Altitudes from 1400-400? km (ggf. semi-major axis)
- Eccentricities from 0 to highest recorded eccentricity of debris in <1400 km orbit

Note: Output EVERY relevant simulation parameter (initial orbit and S/C data, burn start/stop angles, start epoch etc.) at the beginning of every simulation run [discuss with Max]

4.2.2. Reachability Enveloppe

RESULTING DIAGRAMS:

1. Visualize the absolute performance of the main design (Max), $e = 0$

- Axes: $y = \text{mass}$, $x = \text{SMA}$
- Graph: Use color gradients to display deorbit times (same time = same color)

2. Visualize the influence of eccentricity on deorbit times using the main design

- Axes: y = mass, x = SMA
- Select a fixed deorbit time (e.g. 2 years)
- Graph: Use color gradients to display eccentricities (same ecc = same color)

3. Visually compare the performances of the different designs (Max & 2-3 group designs), $e = 0$

- Axes: y = mass, x = SMA
- Select 1-2 fixed deorbit times (e.g. 2 years & 5 years)
- Graph: Draw lines of same deorbit time (selected above) for each of the different designs

Optional for group after 3. (decide if worth it)

4. Repeat 1. with all other chosen designs

NOTES:

For 1. & 4.:

(Deorbit time limited to 10 years (15? 20?))

-> <2 years of deorbiting takes 3-4 mins to simulate, amount of data is immense => limit maximum deorbit time?

-> At which deorbiting time does a feasible solution become unattractive? If 200 kg in 1000 km orbit is

deorbitable in 20 years, is it worth it? Better use chemical deorbiting = different mission in this case?

—> Agree on a meaningful limit on deorbit time

For all graphs/simulations:

Fuel mass limited by design -> if 27U standard is to be kept no matter which thruster configuration is

chosen, then smaller/more lightweight thrusters would result in more available space for fuel

—> Agree on a set percentage of margin for all designs (e.g. 50%) and determine maximum fuel from there?

-> For Max's design, fuel mass limited to 10 kg (thinking about increasing to 15 kg)

5 Zusammenfassung und Ausblick

Fazit und Ausblick

Literaturverzeichnis

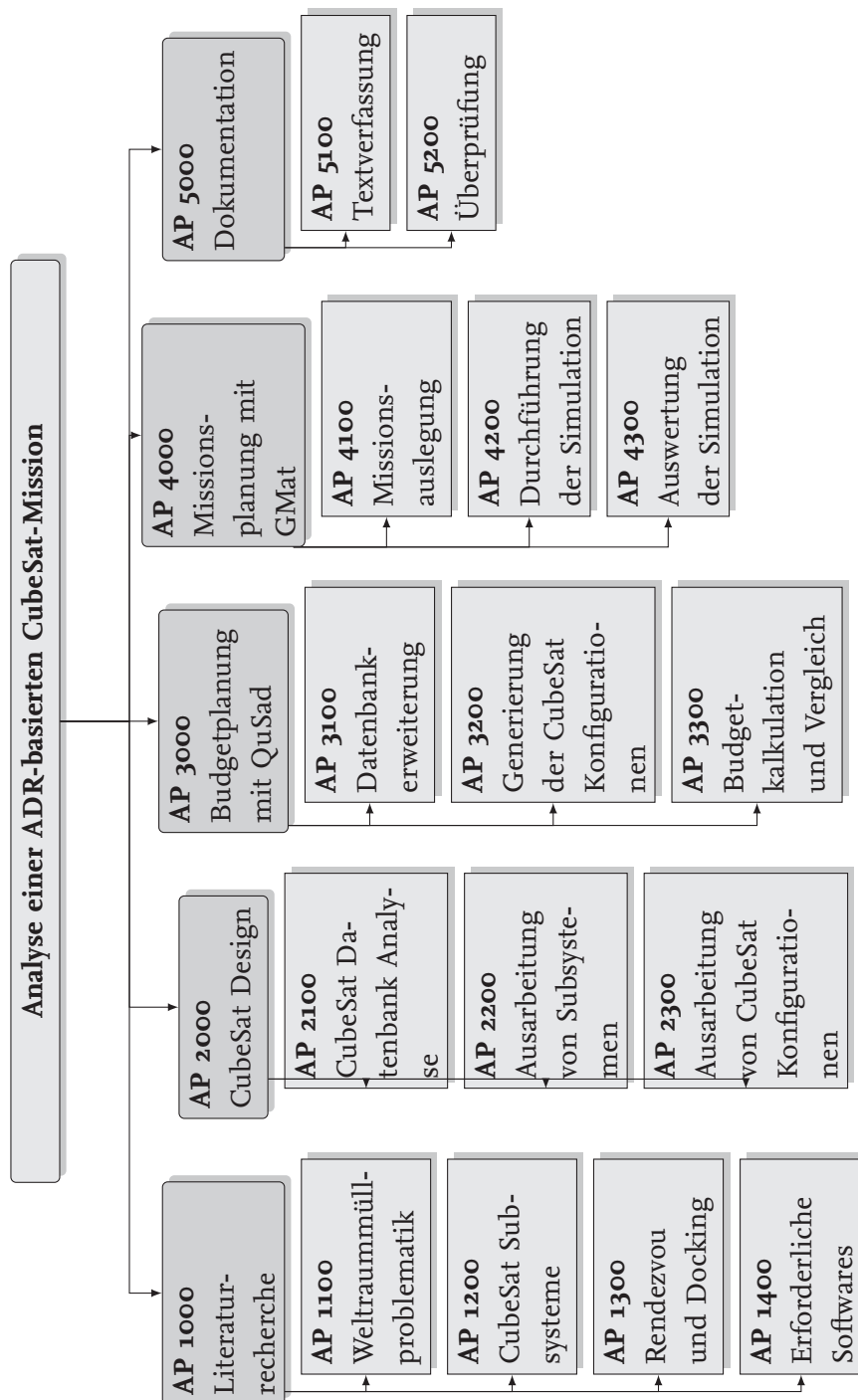
Abbildungsverzeichnis

Tabellenverzeichnis

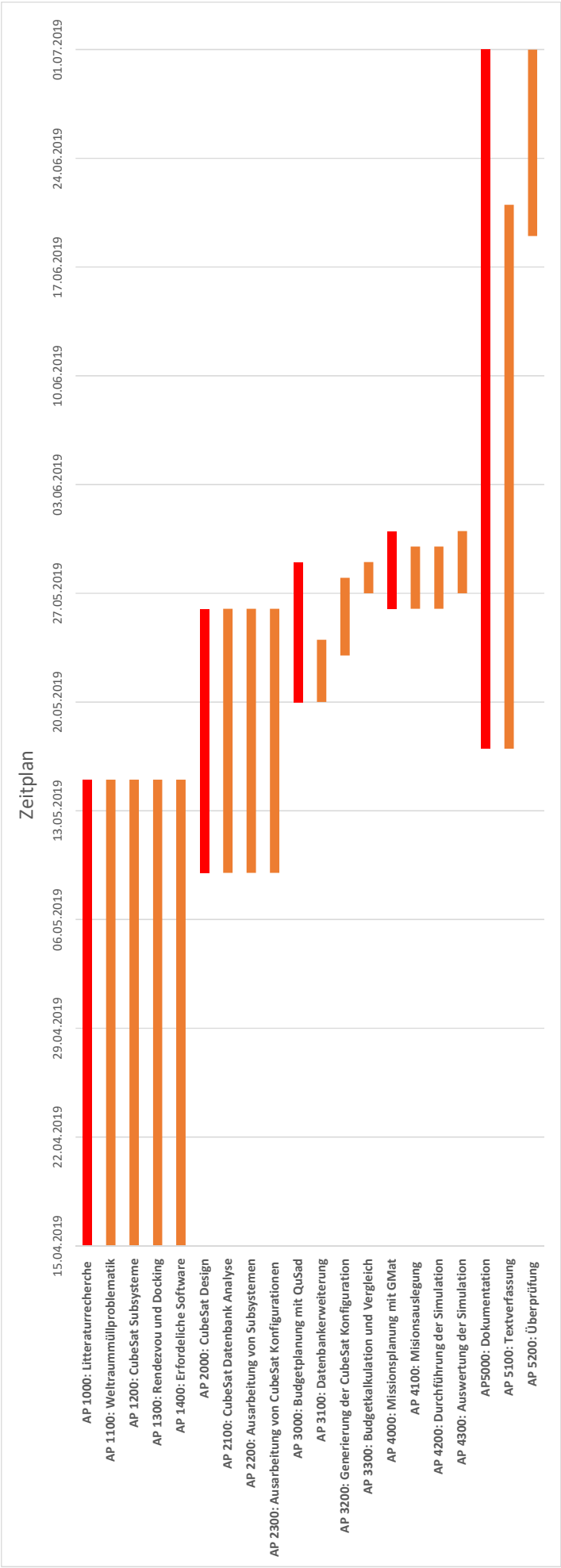
Symbolverzeichnis

A Projektmanagement

A.1. Work Breakdown Structure



A.2. Zeitplan



A.3. Work Package Description

		AP 1100
Titel	Weltraummüllproblematik	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Frederik Schäfer	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	15.04.2019	
Ende	15.05.2019	Dauer: 30 Tage
Bearbeiter	F. Czorny, F. Schäfer, M. Stempel, O. Mouhaya, V. Dietrich	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">• Verstehen von Weltraummüll Entwicklung• Verstehen der resultierenden Risiken		
Input: <ul style="list-style-type: none">• Literatur zu Weltraummüll und Megakonstellationen		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">• Literatur sichten• Ziele des Projekts definieren		

		AP 1200
Titel	CubeSat Subsysteme	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Frederik Schäfer	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	15.04.2019	
Ende	15.05.2019	Dauer: 30 Tage
Bearbeiter	F. Czorny, F. Schäfer, M. Stempel, O. Mouhaya, V. Dietrich	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">• Kennenlernen und Verstehen der CubeSat Subsysteme		
Input: <ul style="list-style-type: none">• Literatur zu CubeSat Subsystemen		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">• Literatur sichten• Informationen über Subsysteme zusammenfassen		

		AP 1300
Titel	Rendezvous und Docking	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Frederik Schäfer	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	15.04.2019	
Ende	15.05.2019	Dauer: 30 Tage
Bearbeiter	F. Czorny, F. Schäfer, M. Stempel, O. Mouhaya, V. Dietrich	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">• Kennenlernen und Verstehen von RDV und Docking Vorgängen mit nichtkooperativen Zielen		
Input: <ul style="list-style-type: none">• Literatur zu RDV und Docking mit nichtkooperativen Zielen		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">• AP 1200 für Verständnis der notwendigen Subsysteme• AP 1100 für Verständnis von Zielteilen		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">• Literatur sichten		

		AP 1400
Titel	Software	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Frederik Schäfer	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	15.04.2019	
Ende	15.05.2019	Dauer: 30 Tage
Bearbeiter	F. Czorny, F. Schäfer, M. Strempel, O. Mouhaya, V. Dietrich	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">• Software ist Einsatzbereit		
Input: <ul style="list-style-type: none">• QuSAD, GMAT, LaTeX• MatLab, Citavi, GitHub		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">• Installieren der Software• Einarbeitung in Programme		

		AP 2100
Titel	CubeSat Datenbank Analyse	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Florian Czorny	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	09.05.2019	
Ende	26.05.2019	Dauer: 17 Tage
Bearbeiter	V. Dietrich, F. Czorny	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">• Auseinandersetzung mit der Datenbank Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">• AP 2200 Überblick über vorhandene Subsysteme• AP 2300 Überblick über vorhandene Subsysteme• AP 3100 Ermitteln fehlender Daten Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">• Kenntnisse über Inhalt der Datenbank erlangen• Überblick über vorhandene Subsysteme erlangen		

		AP 2200
Titel	Ausarbeitung von Subsystemen	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Florian Czorny	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	09.05.2019	
Ende	26.05.2019	Dauer: 17 Tage
Bearbeiter	V. Dietrich, F. Czorny	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">• Auswahl qualifizierter Subsysteme		
Input: <ul style="list-style-type: none">• AP 2100 Vorhandene Subsysteme in der Datenbank		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">• AP 2300 Vorauswahl für die Konfigurationen		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">• Verwendbare Subsysteme identifizieren und vergleichen		

		AP 2300
Titel	Ausarbeitung von CubeSat Konfigurationen	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Florian Czorny	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	09.05.2019	
Ende	26.05.2019	Dauer: 17 Tage
Bearbeiter	V. Dietrich, F. Czorny	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">• Zusammenstellung ausgewählter Konfigurationen		
Input: <ul style="list-style-type: none">• AP 2200 Vorauswahl der Subsysteme		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">• AP 3100 Möglicherweise nicht alle Komponenten in der Datenbank• AP 3200 verfeinert erfasste Konfigurationen		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">• Verschiedene Konfigurationen der ausgewählten Subsysteme erstellen		

		AP 3100
Titel	Datenbankerweiterung	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Valentina Dietrich	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	20.05.2019	
Ende	24.05.2019	Dauer: 4 Tage
Bearbeiter	F. Czorny, V. Dietrich	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">• Erweiterung und Ergänzung der Datenbank		
Input: <ul style="list-style-type: none">• AP2100 liefert die zu erweiternde Datenbank		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">• AP 3200 Verwendbarkeit neuer Technologien		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">• Ergänzen fehlender Datensätze• Datenbank um neue Subsysteme erweitern		

		AP 3200
Titel	Generierung der CubeSat Konfigurationen	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Valentina Dietrich	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	23.05.2019	
Ende	28.05.2019	Dauer: 5 Tage
Bearbeiter	F. Czorny, M. Strempel, V. Dietrich	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">Fertigstellung von ausgewählten CubeSat Konfigurationen		
Input: <ul style="list-style-type: none">AP 3100 liefert Daten für ergänzte Subsysteme		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">AP 3300 Verwendung der CubeSat Konfigurationen für die BudgetplanungAP 4000 Verwendung der CubeSat Konfigurationen für die Simulationen		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">Erweitern ausgewählter Konfigurationen um ergänzte Subsysteme		

		AP 3300
Titel	Budgetkalkulation und Vergleich	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Valentina Dietrich	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	27.05.2019	
Ende	29.05.2019	Dauer: 2 Tage
Bearbeiter	F. Czorny, M.Strempel, V. Dietrich	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">• Erfassung der Vor- und Nachteile der erstellten Designs		
Input: <ul style="list-style-type: none">• AP 3200 liefert Konfigurationen		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">• AP 4100 verwendet die CubeSat Konfigurationen für die Missionsplanung		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">• Erstellung der Budgets für die einzelnen Konfigurationen• Gegenüberstellung der Budgets		

		AP 4100
Titel	Missionsauslegung	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Marc Stempel	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	26.05.2019	
Ende	30.05.2019	Dauer: 4 Tage
Bearbeiter	F. Schäfer, M. Stempel, O. Mouhaya	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">● Auslegung einer Beispielmision für den gegebenen CubeSat Entwurf		
Input: <ul style="list-style-type: none">● AP 3000 liefert ausgewählte CubeSat Konfigurationen		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">● AP 4200 führt die Simulation in GMAT durch		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">● Subsysteme in GMAT einpflegen● Missionsparameter in GMAT einpflegen		

		AP 4200
Titel	Durchführung der Simulation	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Marc Strempel	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	26.05.2019	
Ende	30.05.2019	Dauer: 4 Tage
Bearbeiter	F. Schäfer, M. Strempel, O. Mouhaya	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">• Erstellen von Simulationsdaten für verschiedene Konfigurationen		
Input: <ul style="list-style-type: none">• AP 4100 liefert die notwendigen Ressourcen		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">• AP 4300 wertet die erstellten Daten aus		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">• Durchführen der Simulationen mit GMAT• Bereitstellen der Daten für die Auswertung		

		AP 4300
Titel	Auswertung der Simulation	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Marc Stempel	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	27.05.2019	
Ende	31.05.2019	Dauer: 4 Tage
Bearbeiter	F. Schäfer, M. Stempel, O. Mouhaya	

Ziele:

- Bewertung der Simulationsdaten

Input:

- AP 3000 liefert die CubeSat Konfigurationen
- AP 4200 liefert die Simulationsdaten

Aufgaben:

- Untersuchung der Simulationsdaten auf Durchführbarkeit und Zugänglichkeit

		AP 5100
Titel	Textverfassung	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Oussama Mouhaya	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	17.05.2019	
Ende	21.06.2019	Dauer: 35 Tage
Bearbeiter	F. Czorny, F. Schäfer, M. Stempel, O. Mouhaya, V. Dietrich	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">• Verfassung des Textes		
Input: <ul style="list-style-type: none">• AP 1000• AP 2000• AP 3000• AP 4000		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">• AP 5200 Iterativer Prozess		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">• Zusammenfassung der Ergebnisse in einem Text		

		AP 5200
Titel	Überprüfung	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Oussama Mouhaya	Version: 1.1
		Datum: 15.04.2019
Beginn	19.06.2019	
Ende	01.07.2019	Dauer: 12 Tage
Bearbeiter	F. Czorny, F. Schäfer, M. Stempel, O. Mouhaya, V. Dietrich	
Ziele: <ul style="list-style-type: none">• Endfassung des Textes Erstellen		
Input: <ul style="list-style-type: none">• AP 5100		
Schnittstellen zu anderen APs: <ul style="list-style-type: none">• AP 5100 Rückkopplung zum Text		
Aufgaben: <ul style="list-style-type: none">• Überprüfung des Textes auf Formatierung, Rechtschreibung und Vollständigkeit		

