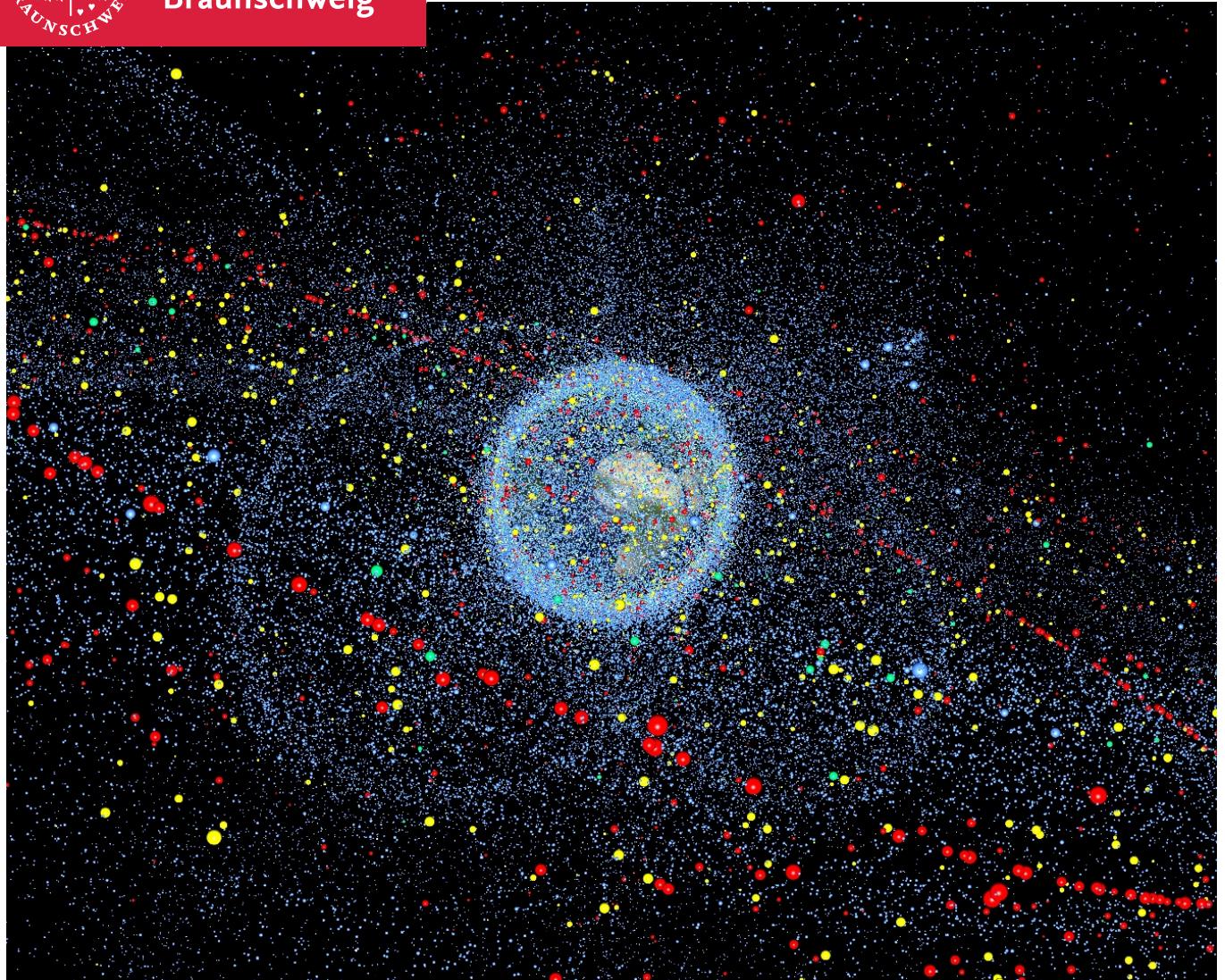




Technische
Universität
Braunschweig

Institut für
Raumfahrtsysteme



Projektarbeit SS 2019

Analyse einer CubeSat-basierten ADR-Mission

Institut für Raumfahrtsysteme

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

7. Juli 2019



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

Technische Universität
Braunschweig
Institut für Raumfahrtsysteme

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

Datum: 01. Mai 2019

Ihr Zeichen:
Ihre Nachricht vom:
Unser Zeichen: EnS/KBL
Unsere Nachricht vom:

Aufgabenstellung für die Projektarbeit SS 2019

Title: **Analysis of a CubeSat-based ADR-Mission**

Analyse einer ADR-basierten CubeSat-Mission

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	7
1.1. Motivation	7
1.2. Problemstellung	7
1.3. Stand der Technik	8
1.4. Methodik und Aufbau der Arbeit	8
2. Theoretische Grundlagen	9
2.1. Der Cubesat Designstandard	9
2.1.1. Historische Entwicklung	9
2.1.2. Gestaltungsrichtlinien	10
2.2. Cubesat Subsysteme	10
2.2.1. Antrieb	10
2.2.2. Stromversorgungssystem	11
2.2.3. Guidance, Navigation and Control	11
2.2.4. Command und Data Handling	13
2.2.5. Kommunikation	13
2.2.6. Thermisches Management	13
2.2.7. Struktur	14
2.3. ADR Mission	14
2.3.1. ADR Methoden	14
2.3.2. Rendezvous	18
2.3.3. Docking Strategien	19
2.3.4. Bionische Materialien	21
3. CubeSat Design	27
3.1. QuSAD	27
3.1.1. Einführung in die Software	27
3.1.2. Datenbankerweiterung	27
3.2. CubeSat Designanalyse	28
3.2.1. Angenommenes Design	28
3.2.2. Budgetplanung	31
3.3. Auswertung und Optimierung des Designs	37
4. Missionsdesign und Simulation	38
4.1. Missionsbeschreibung	38
4.2. GMAT	38
4.2.1. Beschreibung der Software	38

4.2.2. Missionsskript 1	39
4.2.3. Missionsskript 2	41
4.3. Ergebnisse	43
4.3.1. Mission 1	43
4.3.2. Mission 2	45
5. Fazit und Ausblick	48
Literaturverzeichnis	49
Abbildungsverzeichnis	50
Tabellenverzeichnis	53
A. Projektmanagement	54
A.1. Work Breakdown Structure	54
A.2. Zeitplan	56
A.3. Work Package Description	58
B. Anhang	73

1 Einleitung

1.1. Motivation

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. Jedoch ist der Platz in den von Menschen nutzbaren Umlaufbahnen um die Erde begrenzt. 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 Manövrierverunfähigkeit 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

(Florian Czorny)

Ohne zuverlässige ADR Maßnahmen steigt die Wahrscheinlichkeit erneuter Kollisionen, die in einer Kaskade an Trümmer Teilen enden können. 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 500 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. Stand der Technik

Auf Grund der Vielseitigkeit von CubeSat Anwendung ist der Stand der Technik im ständigen Wandel. Dennoch sind die einzelnen Subsysteme durch ein hohen Technology Readyness Level (TRL) ausgezeichnet, was daran liegt, dass viele bereits etablierte 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. Einige Subsysteme werden zuerst auf größeren Satelliten auf die Probe gestellt. Zum Beispiel zeigte die AVANTI Mission, dass es möglich ist Rendezvous nur über Kameras zu vollziehen, die auch für einen CubeSat nutzbar sind [1; 2].

Ein weiteres Beispiel für Proof of Concept, in diesem Fall von einem Electrical Power System (EPS), ist der Aoxiang-Sat [3]. 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 [4]. 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 [5].

1.4. Methodik und Aufbau der Arbeit

Im Rahmen dieser Arbeit soll eine CubeSat basierte ADR-Mission untersucht werden. Insbesondere werden das CubeSat- und Missionsdesign analysiert und ausgewertet. Zunächst werden in Kapitel 2 die einzelnen Subsysteme von Satelliten aufgeführt und beschrieben. Zusätzlich werden der Rendezvous- und Docking Vorgang näher erklärt. Im darauffolgenden Kapitel wird eine Designanalyse mittels Budgetplanung für ein bestehendes CubeSat Design durchgeführt. Das vierte Kapitel beschäftigt sich mit der Missionsplanung und unter Zuhilfenahme des General Mission Analysis Tool (GMAT) werden Missionsabläufe simuliert. Abschließend werden die Simulationsergebnisse ausgewertet um die Eignung des vorher bestimmten Satellitenentwurfes zu ermitteln.

2 Theoretische Grundlagen

2.1. Der Cubesat Designstandard

2.1.1. Historische Entwicklung

(Valentina Dietrich)

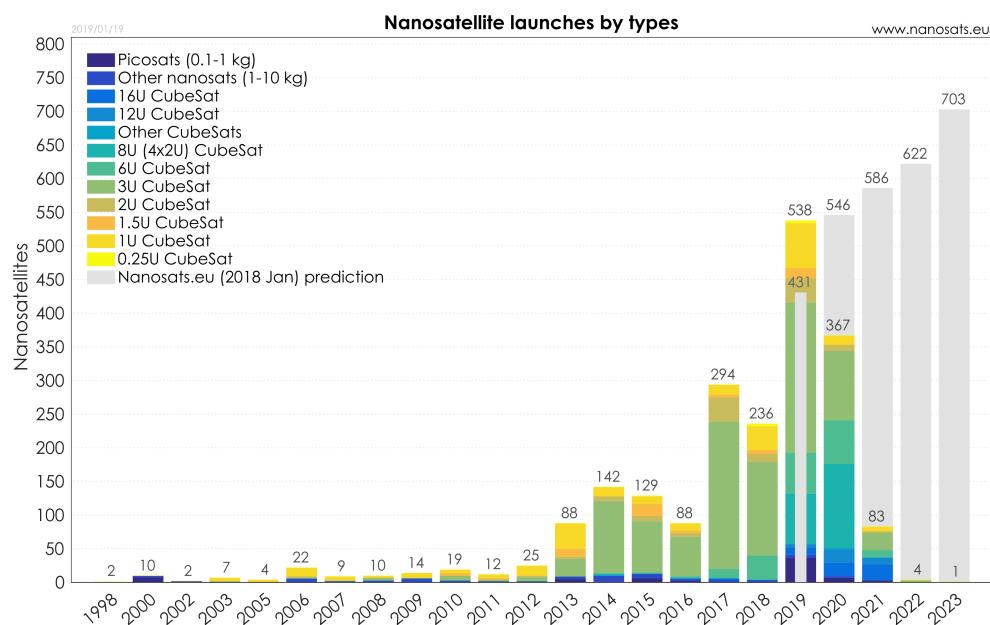


Abbildung 2.1.: Überblick über Nanosatelliten Missionen von 1998 bis 2023 [6]

Die Fortschritte in der modernen Technologie unterstützen die Entwicklung der miniaturisierten Satelliten. Durch den Fokus der wissenschaftlichen Gemeinschaft auf Nano- und Picosatelliten sind die CubeSats zu einem wichtigen Teil der Kategorie geworden. Mit der Einführung des CubeSat-Konzepts 1998, mit der die Standardisierung von Masse und Größe von Satelliten einher ging, stieg die Zugänglichkeit des Weltraumes. Des Weiteren zeichnen sie sich durch ihre Modularität, leistungsstarken und kommerziell erhältlichen Satellitenkomponenten (commercial off-the-shelf) und ihren schnellen Entwicklungszyklen aus. Infolge der Standardisierung des CubeSats wurde das Startsystem Poly-Picosatellit Orbit Deployer (P-POD) entwickelt um eine kostengünstige Lösung für die Entwicklung und den sicheren Start bereitzustellen [7, S. 1 - 4]. 2003 wurde die erste CubeSat Mission durchgeführt. Seitdem werden sie mit stark zunehmender Häufigkeit eingesetzt. Dies wird in Abbildung 2.1 veranschaulicht [8, S. 1]. Hier werden die durchgeföhrten, geplanten und vorhergesagten Nanosatelliten Missionen von 1998 bis 2023 in einem Säulendiagramm dargestellt. Aus dem Schaubild geht ab 2013 ein stetige Zunahme an CubeSat Missionen hervor. Auffallend ist

der Zuwachs in dem Zeitraum 2018 bis 2019 mit einem Anstieg von 236 Missionen auf 538 bei einer Vorhersage von 431 Missionen. Aus dem Diagramm lässt sich die Tendenz eines kontinuierliche Zunahme von CubeSat Missionen ab der ersten Mission erkennen. Dies liegt vor allem daran, dass eine große Zahl neuer Gruppen in die Weltraum-Erforschung eingestiegen ist, die Entwicklungszeit und Kosten einer Satelliten-Mission haben sich durch CubeSats enorm gesenkt [7, S. 1 - 4].

2.1.2. Gestaltungsrichtlinien

(Frederik Schäfer)

Für die Gestaltung von CubeSats gelten eine Reihe von Richtlinien. Als kleinste Einheit (1 U) wird ein Würfel mit einer Kantenlänge von 10 cm und einer zulässigen Masse von maximal 1,33 kg vorgegeben. Für größere Volumen und Massen können mehrere Einheiten von CubeSats verbunden werden. Satelliten mit 1 U, 1,5 U, 2 U, oder 3 U 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 (6 U, 12 U, 27 U) werden andere Startmechanismen benötigt [9]. Die zugelassene Masse wird auf 2 kg/U angehoben. Weitere Vorschriften gelten für die Folgenden Kriterien:

- **Materialien:**

Alle bei der Konstruktion verwendeten Materialien müssen den Richtlinien der Air Force Space Command Manual entsprechen. Außerdem darf der Masseverlust des Satelliten durch verflüchtigende Materialien maximal 1% betragen.[10; 11]

- **Energiespeicher:**

Der chemische Energiespeicher darf eine Größe von 100 Wh nicht überschreiten.[11]

- **Aktivierungszeitpunkt:**

Während der CubeSat im P-POD verstaut ist müssen alle Systeme ausgeschaltet bleiben. Beim Verlassen der Trägerrakete wird der Satellit aktiviert. Erst 30 Minuten später dürfen Bauteile (z.B. Solarpanele, Antennen, etc...) ausgefahren werden. Bevor die ersten Signale generiert oder gesendet werden müssen mindestens 45 Minuten vergangen sein.[9]

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. [11]

2.2. Cubesat Subsysteme

2.2.1. Antrieb

(Florian Czorny)

Eines der wichtigsten Subsysteme für Active Debris Removal (ADR) Missionen mit einem CubeSat ist der Antrieb. Er wird für Lageregelung und das Deorbiting des Zielobjekts benötigt. Für CubeSats stehen nur wenige ausgereifte und erprobte Triebwerke zur Verfügung. Die Miniaturisierung bestehender Technologien stellt eine große Herausforderung dar. Ein hoher TRL ist für die

Auswahl besonders entscheidend, da nur bereits erprobte Technologien für diese Mission genutzt werden sollten. Im Wesentlichen lassen sich die Antriebsarten in chemische und elektrische Antriebe unterteilen. Chemische Antriebe generieren im allgemeinen einen höheren Schub und werden für impulsive Manöver verwendet. Für den Betrieb muss ein großer Gewichtsanteil an Treibstoff einkalkuliert werden. Der spezifische Impuls ist jedoch deutlich niedriger als bei elektrischen Antrieben. Diese bieten auch ein besseres Schub-Leistungs-Verhältnis. Elektrische Antriebe sind jedoch auf eine ausreichende externe Energiequelle angewiesen. Diese wird zwangsläufig benötigt, um die getankte Masse zu beschleunigen. Für genaue Untersuchung und den Vergleich der verschiedenen Triebwerkstypen wird auf die Literatur [12] verwiesen. Miniaturisierte Versionen von erprobten Triebwerken werden stetig weiterentwickelt und getestet. Es wurden bereits mehrere Miniaturisierte Triebwerke in CubeSat-Missionen erfolgreich eingesetzt.

2.2.2. Stromversorgungssystem - Electrical Power System (EPS)

(Frederik Schäfer)

Das EPS ist für die Erzeugung-, Speicherung- und Verteilung von elektrischer Energie verantwortlich. Für die Stromerzeugung werden in der Raumfahrt hauptsächlich Solarpanele verwendet, welche auch für CubeSats die sinnvollste Lösung darstellen. Für die meisten Anwendungen können Produkte verschiedener COTS-Anbieter erworben werden. CubeSats mit geringem Leistungsbedarf nutzen oft nur ihre eigene Oberfläche um mit Solarzellen Strom zu generieren. Wenn mehr Leistung benötigt wird werden faltbare Solarmodule eingesetzt. So kann die nutzbare Oberfläche zwei bis vier mal größer sein, als die benötigte Fläche auf dem Satelliten.[12]

Während der Satellit sich im Schatten der Erde befindet wird Energie aus einem internen Speicher genutzt. Dieser besteht in der Regel aus Lithium basierten Akkus, welche eine hohe Energiedichte von bis zu 240 Wh/kg aufweisen. Sie können sowohl als einzelne Zellen, als auch in vorgefertigten Paketen von COTS-Anbietern erworben werden.[12; 13]

Für die Verteilung des Stroms an die Subsysteme gibt es zwei unterschiedliche Ansätze. Zum Einen sind es dezentralisierte Verteilungssysteme [Abb. 2.2], die ein modulares und flexibles Design erlauben. Dieses kann für verschiedene Satelliten angepasst werden. Es arbeitet mit nur einer Ausgangsspannung, die dann für jedes angeschlossene Subsystem einzeln umgewandelt wird.

Die zweite Variante sind zentralisierte Verteilungssysteme [Abb. 2.3]. Diese werden häufiger verwendet, da sie den Vorteil eines geringen Volumens bieten und weniger Spannungsregler benötigen. Das wird erreicht, indem alle Subsysteme mit gleicher Spannung am selben Regler angeschlossen werden. Nachteilig ist, dass dieser Regler auf die maximale Gesamtlast aller Subsysteme ausgelegt werden muss. Das führt dazu, dass zentralisierte Systeme zwar im Aufbau einfacher ausfallen, jedoch aufgrund der Maximallastauslegung weniger effizient sind.[13]

2.2.3. Guidance, Navigation and Control

Guidance, Navigation and Control (GNC) Subsysteme sind neben den in Kapitel [2.2] genannten Systemen unabdingbar für ADR Missionen, da diese die Positionsbestimmung als auch die Lagebestimmung und Regelung beinhaltet. Dieses System kann in zwei Hauptbereiche unterteilt werden: der Lage- und Positionsbestimmung, sowie der Lageregelung. Bei der Lage und Positionsbestimmung kann auf verschiedene Sensoren zurückgegriffen werden. Die absolute Positionsbestimmung erfolgt über eine Bodenstation, welche auch zur Kommunikation mit dem Satelliten verwendet

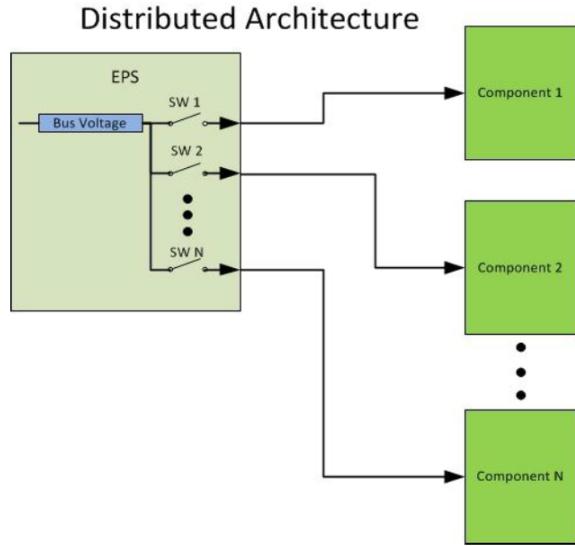


Abbildung 2.2.: Dezentralisiertes EPS [14]

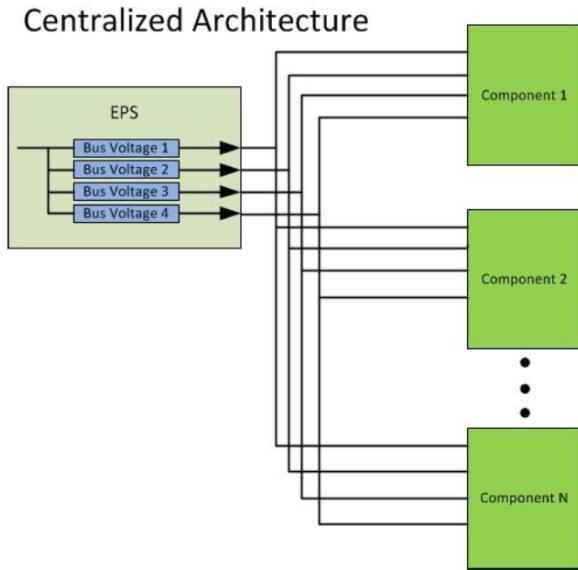


Abbildung 2.3.: Zentralisiertes EPS [14]

wird. Bei dieser Art der Positionsbestimmung ist es notwendig zu wissen, welchen geplanten Erdumlaufbahn der Satellit hat. Diese Methode bezieht sich auf die Zeitdifferenz zwischen Sende- und Empfangszeitpunkt. Deswegen ist die Positionsbestimmung via Bodenradar nicht sehr genau [15]. Seit der erfolgreichen Miniaturisierung von GPS Empfängern werden auch diese zur Positionsbestimmung verwendet. Dies funktioniert solange die GPS-Satelliten die Einsatzhöhe von CubeSats überschreiten. Die Lagebestimmung über Startracker erfolgt in dem ein Bild des Himmels mit einem Katalog abgeglichen wird. Dadurch kann die Lage bei bekannter Position bestimmt werden. Weitere Möglichkeiten sind Sonnen-, Erd- und Magnetfeldsensoren, sowie Kreiselinsturzinstrumente. Bei Kreiseln wird die Verdrehung im Vergleich zu einem aufgeprägten Inertialsystem gemessen, wo-

durch die Lage genau bestimmt werden kann. Die Regelung der Lage kann über unterschiedliche Methoden erfolgen. Die einfachste ist eine Drehbewegung um eine der Hauptachsen. Dies führt zu einer Stabilisierung des Satelliten, ist jedoch für eine CubeSat, dessen Aufgabe das Docking und deorbiting beinhaltet, nicht sinnvoll. Dementsprechend kann eine 3 achs-Stabilisierung durchgeführt werden, welche durch Triebwerke und Reaktionsräder durchgeführt werden kann. Diese Art der Lageregelung benötigt ein Reaction Control System (RCS) um unkontrollierte bewegungen zu vermeiden. Die Regelung mittels RCS-Triebwerken geschieht indem Schubimpulse in die jeweilige Richtung gegeben werden. An allen drei Hauptachsen sind Schwungräder montiert. Durch den Antrieb der Räder wird ein Moment erzeugt welches den Satelliten in die gewünschte Lage bringt. Da ein 3-achs System nicht nur Stabilisiert, sondern auch die gewünschte Lage herbeiführen kann, ist dieses System für den viele Fälle optimal.[12]

2.2.4. Command und Data Handling

(Marc Stempel)

Das Command- und Data-handling Subsystem (CDHS) ist die Prozessoreinheit, die sich um alles kümmert was mit Software gesteuert wird. Hier werden Daten zu allen Subsystemen und Nutzlasten gesammelt. Das CDHS stellt die Daten bereit, die übertragen werden sollen und führt Befehle aus, die an das Kommunikations Subsystem gesendet werden. Es sorgt für die korrekte Einstellung der Solarzellen und Ladung der Batterien. Alle Berechnungen zur Position in der Erdumlaufbahn und der aktuellen Zeit finden hier statt. Neben dem aktiven Ausführen von Befehlen beobachtet und löst der Prozessor eine Reihe an Problemen, die während der Mission auftreten können. Die Bestandteile des CDHS sind der Raumflugrechner, die Flugsoftware und ein Speichermedium.[12]

2.2.5. Kommunikation

(Marc Stempel)

Das Kommunikations Subsystem sorgt bestenfalls für eine dauerhafte Verbindung zur Bodenstation. Aufgezeichnete Daten und eingehende Befehle werden hier von, und an den Cubesat übertragen. Das Subsystem besteht aus den Telemetrie- und Befehlsystemen. Das Telemetriesystem besteht aus einem oder mehreren Transmittern, welche die vom Prozessor kommenden Daten als Signal an die Bodenstation über die Antennen an Bord des Cubesats aussenden. Die Signale werden als Mikrowelle übertragen und empfangen. Je nach verwendetem System handelt es sich dabei um S-Band-, oder X-Band Wellen. Wellen im X-Band Spektrum können zwar, aufgrund der höheren Frequenz, höhere Bandbreiten erreichen, aber die Technologie ist noch nicht so etabliert wie S-Band Transmitter.[12]

2.2.6. Thermisches Management

(Valentina Dietrich)

Wärme wird im Vakuum durch Strahlungen und Wärmeleitungen übertragen. Das Wärmemanagement regelt den Bereich der zulässigen Temperaturen für die Sicherstellung einer optimalen Funktionalität und das Überleben des Satelliten. Durch die Massen-, Volumen- und Leistungsbeschränkungen bei miniaturisierten Satelliten, wie dem CubeSat, liegt der Fokus auf den passiven Wärmeregelungstechnologien, da die Fortschritte bei der Entwicklung von miniaturisierten aktiven Wärmeregelungsmethoden begrenzt sind. Passive Technologien sind mit geringen Kosten, Volu-

men, Gewicht und Risiko verbunden und erfordern keine interne Eingangsleistung für die Wärme-regulierung. Thermische Beschichtungen, Wärmerohre, Sonnenschirme, Wärmebänder und Multi-Layer Insulation (MLI) sind passive Methoden für die Regulierung des thermischen Gleichgewichtes. Die aktiven Methoden, wie elektrische Widerstandsheizungen, Kühler oder kryogene Materialien, sind mit höherer Präzision und interner Eigenleistung verbunden. Die Verwendung von aktiven Systemen ist bei temperaturempfindlichen Geräten und nicht ausreichender passiver Systeme für eine Aufrechterhaltung der Betriebstemperatur vielversprechender. [16, S. 109 - 120]

2.2.7. Struktur

(Valentina Dietrich)

Die Strukturen werden in Primär- und Sekundärstrukturen unterteilt. Die Primärstruktur ist thermischen und dynamischen Einflüssen ausgesetzt, denen sie standhalten muss. Des Weiteren dient sie der Lastübertragung während des Starts und des Einsatzes. Elektromagnetische Strahlung, Druck und innere Wärmeleitung sind weitere Faktoren, die einen großen Einfluss auf das Gehäuse haben und deshalb mit einbezogen werden müssen. Die Begrenzungen bei der Oberfläche und bei dem Volumen sorgen für Einschränkungen. Infolgedessen sollte sie effizient ausgelegt werden. Komponenten, die nur sich selbst tragen müssen, wie Sonnenkollektoren, zählen zu den Sekundärstrukturen auf die nicht näher eingegangen wird, da sie bei einem Ausfall die Integrität des Raumfahrzeugs nicht beeinträchtigt. Die Primärstrukturen werden als COTS-Strukturen und kundenspezifisch bearbeitet oder gedruckte Komponenten auf dem Markt angeboten. Generell besteht das Gehäuse aus metallischen und nichtmetallischen Materialien und wird von der Betriebsumgebung des Satelliten bestimmt. [16, S. 96 - 108]

2.3. ADR Mission

Eine ADR Mission setzt sich aus verschiedenen Abschnitten zusammen. In diesem Kapitel werden einige verwendbare Methoden aufgelistet und eingegangen. Anschließend wird der kritische Punkt des Rendezvous Betracht und einzelnen Phasen näher betrachtet. Anschließend wird auf das Docking näher erleuchtet und auf das adhäsive Docking mittels Geckomaterialen eingegangen.

2.3.1. ADR Methoden

Für eine ADR Mission gibt es verschiedene Methoden um diese durchzuführen. Die Grafik 2.4 zeigt unterschiedliche Cluster von ADR Methoden, welche unterschiedliche Vor- und Nachteile, sowie TRL haben. Im Folgenden wird auf jedes Cluster eingegangen, beschrieben und den aktuellen Status erläutert.

Es gibt einige Herausforderungen, welche unabhängig von der Removal Methode sind und für jede Mission individuell gelöst werden müssen. Dazu gehört die Klassifizierung der zu entfernenden Objekte, sowie dessen genaue Positionsanalyse. Sollen während einer Mission mehrere Objekte entfernt werden, so muss zu Beginn definiert werden in welcher Reihenfolge dies geschehen soll.

Collective Method

Die Abbildung 2.5 zeigt den grundlegenden Aufbau einer ADR Mission welche auf ein Sammelverfahren beruht. Dabei wird ein Satellit mit Deorbiting Kits ausgestattet, welcher die verschiedenen Ziele anfliegt und diese anbringt. Ein großer Vorteil ist, dass nur ein Trägersatellit mit anspruchsvoller

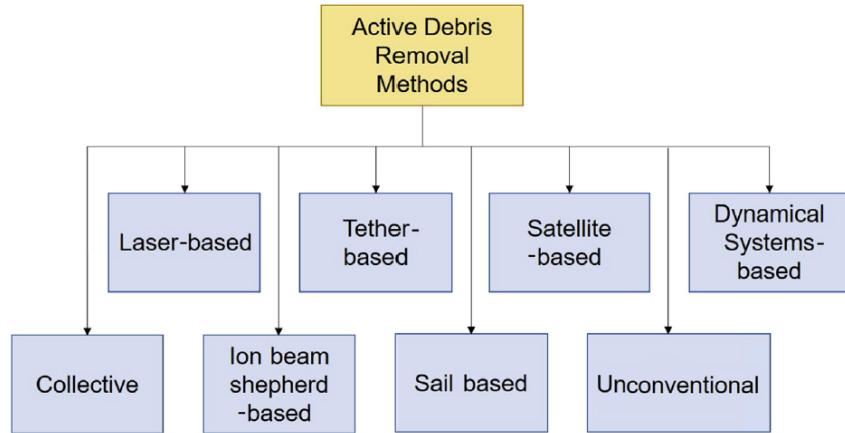


Abbildung 2.4.: Überblick über die ADR Methoden [17]

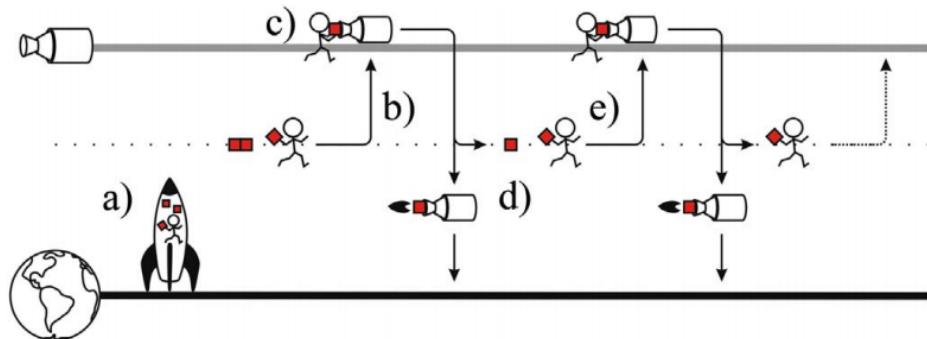


Abbildung 2.5.: Missionsaufbau für Collective Method [18]

Technik für die Navigation, Positionsbestimmung, Dockingmechanismen und Energieversorgung ausgestattet werden muss. Da der Trägersatellit mehrere Ziele anfliegt, muss dieser über ein sehr großes Tankvolumen verfügen, da möglicherweise mehrere Orbithöhenanpassungen durchgeführt werden müssen. Neben der Orbithöhe muss vermutlich auch eine Änderung der Inklination und Exzentrizität durchgeführt werden. Dies kann auch bei kleinen Unterschieden der Variablen zu einem sehr hohen Treibstoffverbrauch führen. Außerdem wird bei jedem Zielobjekt ein Rendezvous Manöver sowie Docking durchgeführt, welche das Potential haben durch eine Kollision weiter Trümmer zu erzeugen [18; 17].

Laser-based Method

Wie der Name es bereit sagt beruht diese Methode auf Laser, welcher sich auf der Erde befindet. Es wird ein hochenergetischer Laser benötigt, welcher in einer geringen Zeit das Objekt befeuert. dadurch entsteht ein Plasmastrahl, welcher den Satelliten bremst und dadurch eine Verringerung der Orbithöhe resultiert. Dieses System kann dazu verwendet werden um sowohl große als auch kleine Objekte zu entfernen, sowie dessen kosteneffizient. Das größte Problem bei dieser Methode, ist die Zielfindung und Verfolgung. Damit das deorbiting funktioniert muss der Laser für ein be-

stimmtes Zeitinkrement auf das Ziel gerichtet sein, was eine genau Berechnung der Zielposition in Abhängigkeit der Dauer von Start des Laserstrahls und erreichen des Ziels.[19; 17]

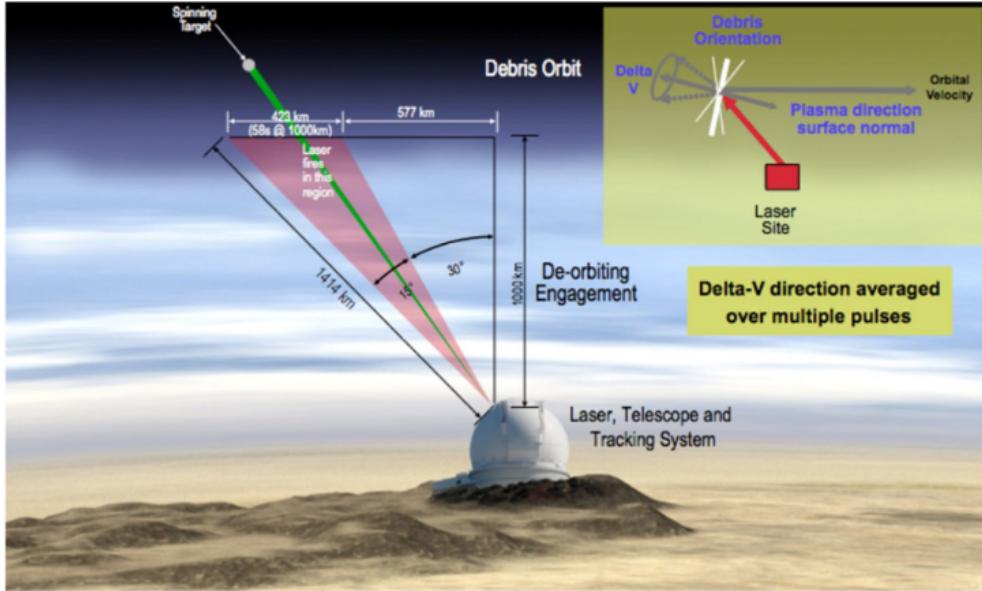


Abbildung 2.6.: Funktionsweise des ADR mittels Laser [19]

Ion beam shepherd-based Method

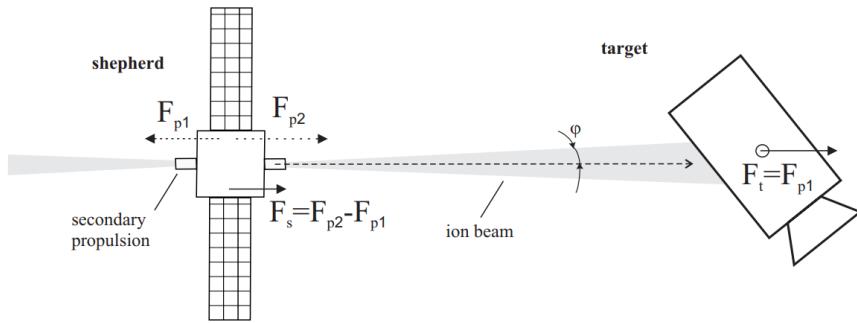


Abbildung 2.7.: Funktionsweise des ADR mittels Laser [20]

Die Abbildung 2.7 zeigt den schematischen Aufbau einer ADR Mission nach Ion Based Shepherd Methode. Der Chaser Fliegt vor dem Zielobjekt und bremst diesen durch ein Ionenstrahl aus dem zum Objekt gerichteten Triebwerk. Besonders zu beachten ist die Streuung des Ionenstrahl und die genaue Positionierung des Chasers vor dem Zielobjekt [17].

Tether Based Methode

Diese Methode des deorbiting beruht auf dem fangen/ festhalten von Objekten. Betrachtet werden dabei primär Fangnetze und Harpunen. Problematisch ist bei beiden Systemen die Simulation der dynamischen Bewegungen im Orbit. Es wurden bereits Experimente diesbezüglich durchgeführt.

Die Kontrolle des Fangmechnismusses und des Zielobjekts sind aktuelle Themen der Forschung. Bei Harpunen ist ein weiterer Risikofaktor der Einschlag. Es besteht die Möglichkeit der Beschädigung des Satelliten und dadurch resultierend eine Zerstörung [17].

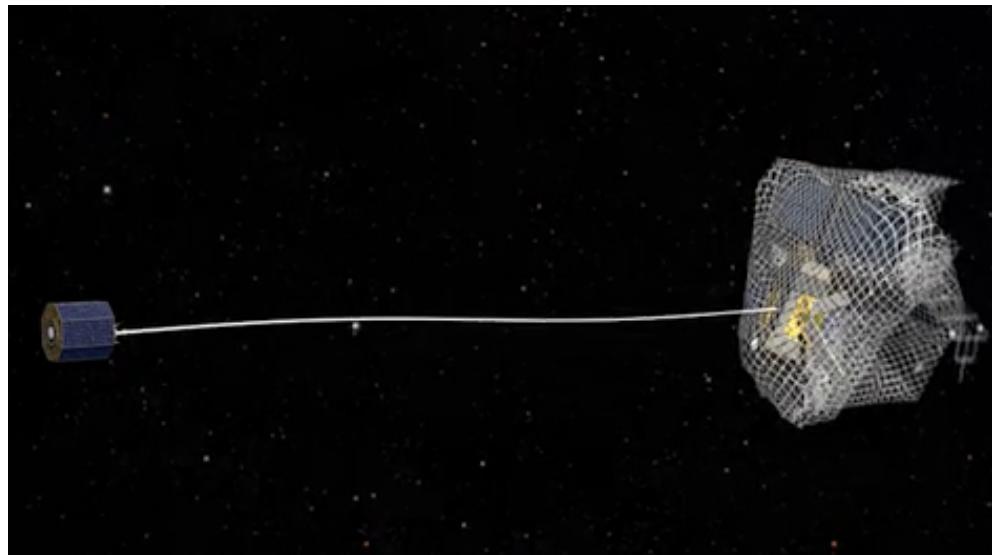


Abbildung 2.8.: Satellit mit Fangnetz [21]

Sail based Method



Abbildung 2.9.: Satellit mit Sonnensegel [22]

Wie in der Abbildung 2.9 zu erkennen, wird ein Sonnensegel verwendet um den Nötigen Schub zu erzeugen. Unschwer zu erkennen, ist das ein Sonnensegel im Verhältnis zu dem Satelliten sehr groß ist. Diese Fläche ist Notwendig, um einen Solarenstrahlungsdruck zu generieren welcher eine Veränderung der Geschwindigkeit herbeiführt. Eine Hauptaufgabe beim Entwickeln dieses Sys-

tems ist die Größe und die Auslegung des Segels, und damit zusammenhängend der komplexe Faltmechanismus. Des weiteren ist diese Art des Deorbiting langsam und Unkontrolliert. Da die Geschwindigkeitsänderung über den Strahlungsdruck der Sonne generiert wird, muss kein weiteres Gewicht inform von einem Antrieb oder Zusatztreibstoff für das deorbiting mitgenommen werden [22; 17].

Satellite based Method

Die bereits genannten Methoden beruhen teilweise auf Satelliten. Ziel bei dieser Methode ist nicht die Entwicklung eines neuen ADR- Systems, sondern die Optimierung und Miniaturisierung der bereits angesprochen Methoden. Dies ist ein großer Vorteil, da auf basis eines Satelliten verschiedene Methoden getestet und durchgeführt werden können. Die Spanne der Einsatzmöglichkeiten geht hierbei von der Collective Methode mit dem Warehouse-system bis hin zu einmal Satelliten. Jedoch ist ein Satellit im Vergleich zu anderen Systemen komplex und die Leistung muss gesteigert werden. Obwohl diese Art von Satelliten nicht mit einer eigenen Rakete gestartet werden ist es sehr kostspielig einen Satelliten in den Orbit zu befördern. Diese Art des Deorbiting erfordert ein hohen Autonomiegrad, da sowohl das Rendezvous als auch das Docking Autonom erfolgen muss [17].

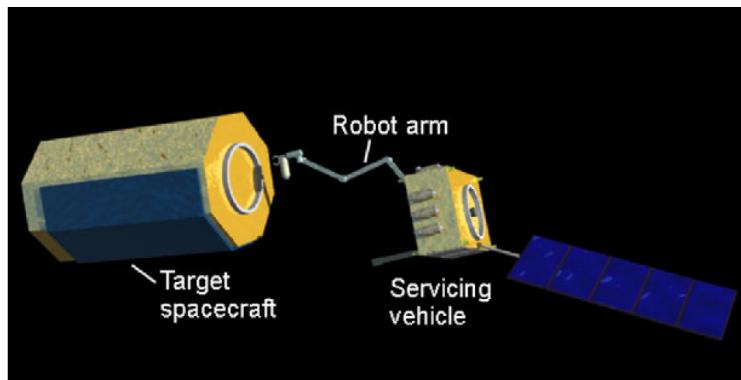


Abbildung 2.10.: Satellit mit Roboterarm [23]

Unconventional Method

Diese Methoden sind von Grundlegenden Konzept keine der Kategorien zuzuordnen sind. Beispielhaft zu nennen ist die Erzeugung eines Magnetfeldes welches von dem Objekt generiert wird und durch die Interaktion mit dem Erdmagnetfeld eine Reduzierung der Orbithöhe zufolge hat. Diese Methoden sind unkonventionell und liefern neue Ideen für ADR-Missionen. In der Theorie sind diese sehr effektiv, aber nicht Umsetzbar [17].

2.3.2. Rendezvous

Rendezvous ist ein kritischer Missionsabschnitt bei einer ADR Mission. Wie in der Abbildung 2.12 zu erkennen, ist dieser Missonsabschnitt wiederum in verschiedene Phasen unterteilt. In der ersten Phase, dem Free Flight, wird wenn notwendig ein Orbittransfer durchgeführt. Dabei nähert sich der Chaser dem Zielorbit und synchronisiert sich mit dessen Inklination. Die Orbithöhe des Chasers ist unterhalb der Zielhöhe, um eine Annäherung zu gewährleisten, da Satelliten mit einer niedrigeren Orbithöhe eine höhere Geschwindigkeit haben. Bei der Orbit Phase wird die Höhendifferenz reduziert, bis der Chaser ca. 5 km hinter und 1 km unterhalb des Ziels ist. Ab diesem Punkt beginnt

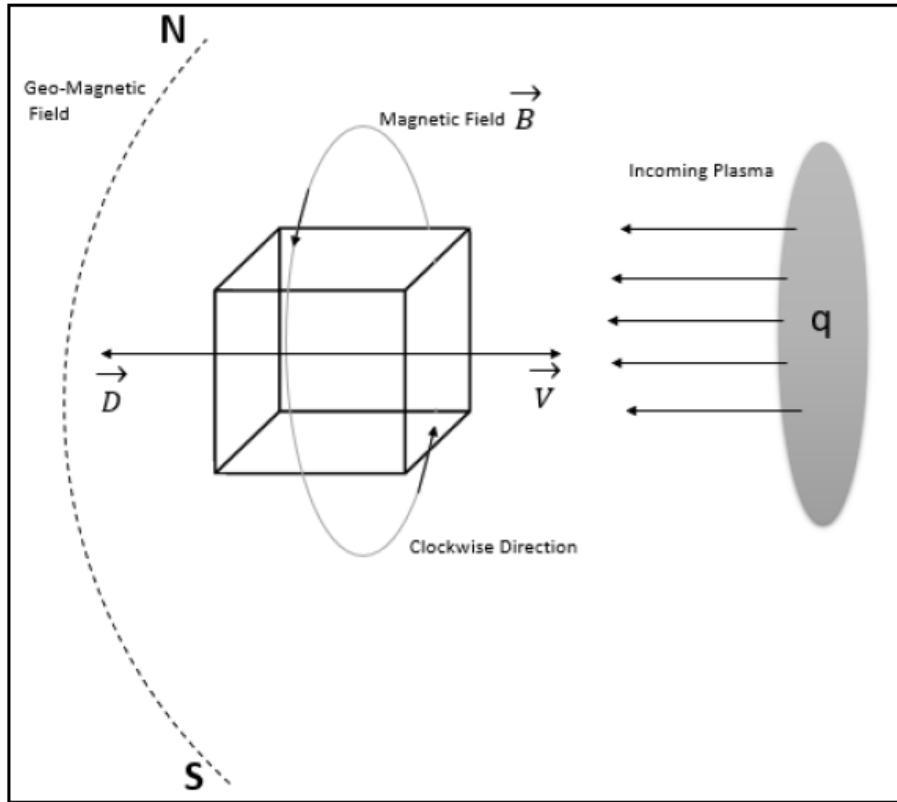


Abbildung 2.11.: Aufbau deorbiting mit dem Magnetfeld [24]

die Far Range Rendezvous Phase. In dieser Phase wird die relative Navigation verwendet, welche auf Sensoren und Aktuatoren zurückgreift die in Kapitel 2.2 beschrieben worden sind. Besonders LIDAR und Kamera-Systeme werden in dieser Phase benötigt, da die absolute Navigationssysteme nicht die nötige Genauigkeit liefert und eine Kollision dem Ziel der Mission widerspricht und zu einer Verschlimmerung der Problematik führt. Diese Phase endet bei ca. 100 m Entfernung zwischen Ziel und Chaser. Nun beginnt das Close Range Rendezvous, welches die Closing Phase und den Final Approach beinhaltet. Vor der Closing Phase wird das Objekt genau betrachtet, es werden alle relevanten Informationen über das Ziel gesammelt und verglichen, dies beinhaltet auch die genaue Taumelbewegung und deren Beschreibung. Dabei wird darauf geachtet ob eine Rotationsachse vorhanden ist und wie die Beschaffenheit der Oberfläche ist. Sollte eine Taumelbewegung vorhanden sein, wird der Chaser mit dieser synchronisiert. Nach der Synchronisierung findet das Closing und der Final Approach statt, in dem die Distanz weiter reduziert wird und schlussendlich das Docking durchgeführt wird [25].

2.3.3. Docking Strategien

Roboterarm

Die Docking Strategien sind meist die Grundlage für die bereits beschriebenen ADR Konzepte. Da ein Dockingmanöver nur bei Missionen durchgeführt wird, bei denen das Satellitenbasierte ADR Konzept verwendet wird notwendig ist, wird hier nur auf spezielle Systeme eingegangen. Eines der

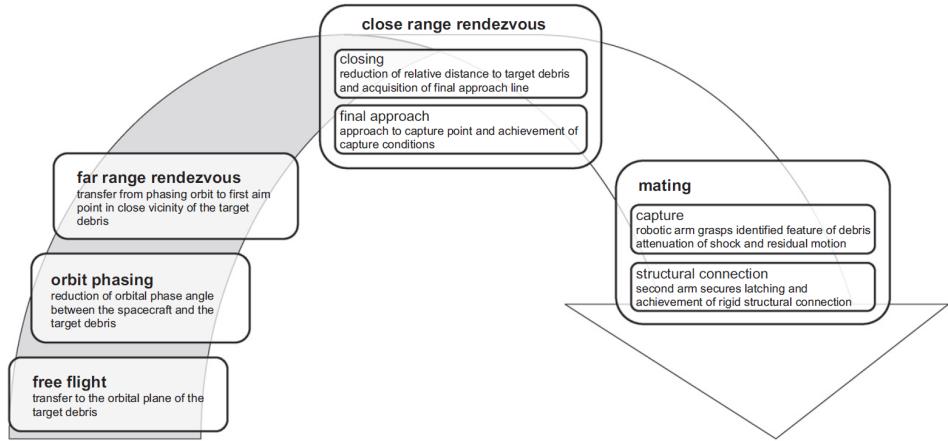


Abbildung 2.12.: Rendezvous Phasen[25]

ersten Strategien ist der Roboterarm, dabei wird wie erwähnt ein Roboterarm an einen Satelliten montiert. Dieses System ist nicht nur auf einen beschränkt, sondern kann mit beliebig vielen weiten Modulen versehen werden. Limitieren sind hierbei nur das Volumen und die benötigte Energie. Zu beachten ist, dass mit steigender Anzahl an Modulen auch die Anforderungen an das RCS-System sowie des Messsensorik. Das Docking erfolgt wie in 2.10 gezeigt. Der Roboterarm wird nach dem Final Approach an dem Zielobjekt befestigt, wodurch eine Verbindung zwischen Zielobjekt und Chaser hergestellt wird. Diese Form des Docking ist etwas weniger Risikoreich als es beim Adhäsivem Docking ist, da kein direkter Kontakt zwischen beiden Satelliten besteht. Jedoch macht dies auch eine aufwendige Steuerung für den Roboterarm notwendig [25].

Fangnetz

Ein Docking mit Fangnetzen ist technisch aufwendig, da die Bewegung nicht mit absoluter Sicherheit berechnet werden kann und es besteht die Gefahr des Verknotens. Des Weiteren ist die Regelung eines so dynamischen Systems sehr komplex und die Manövriertfähigkeit ist eingeschränkt. Da das System keine feste Verbindung hat, sind unkontrollierte Bewegungen möglich welche die Struktur des Netzes, des Zielobjekts und des Sattelirens beschädigen können. Auch wenn bereits Konzepte mit Netzen bei Parabelflügen getestet wurden, sind weiterführende Forschungen notwendig, um das Potential dieser Methode zu erhöhen.

Adhäsiv Docken

Das adhäsive Docking beruht auf dem System einer Klebverbindung. Dafür unerlässlich ist der Kontakt zwischen zwei Flächen sowie ein Phänomen welches diese Verbindung aufrecht erhält. Eines dieser Phänomene wird im Kapitel Bionische Materialien beschrieben. Durch diese Verbindung wird die Regelung eines solchen Systems nicht viel komplexer als zuvor, da nur eine Verschiebung des Messeschwerpunkts zu betrachten ist. Durch die Betrachtung als einheitliches System vereinfacht sich die Simulation dessen Bewegungen, sowie die Planung von Manövern.

2.3.4. Bionische Materialien

(Florian Czorny)

In der Natur gibt es zahlreiche Beispiele Haftung aufzubauen. Mittels trockener Adhäsion können beispielsweise Geckos an Oberflächen haften. Durch die hierarchische Struktur ihrer Füße entstehen Van-der-Waals-Wechselwirkungen. Die kleinsten Fasern haben einen Durchmesser und eine Länge von einigen Nanometern. Insgesamt besitzt ein Gecko über 500 000 Hafthaare an einem Fuß. Sie bilden eine flexible Struktur, die problemlos an glatten oder rauen Oberflächen haftet. Van-der-Waals-Wechselwirkungen sind grundlegend molekulare Wechselwirkungen. Indem temporäre Umverteilungen von Elektronen in einem Molekül stattfinden entstehen Bereiche die unterschiedlich geladen sind (Dipole). Diese haben Auswirkungen auf benachbarte Moleküle. Es entsteht eine Kettenreaktion von Dipolbildung, die zu Anziehungskräften zwischen Positiv und Negativ geladenen Bereichen naher Moleküle führt. Jedes Kleinsthaar baut dabei eine Haftkraft auf. Mit einer steigenden Anzahl an Bindungsstellen erhöht sich auch die gesamte Haftkraft. Außerdem wird die Ablösekraft größer, desto kleiner die Strukturdurchmesser sind, da auf einer kleinen Fläche eine Vielzahl an Kontakten entstehen. [26]

Mit dem heutigen Stand der Technik ist es möglich diese Mikrostrukturen kostengünstig und schnell mit bestimmten Verfahren reproduzierbar herzustellen. Diese synthetisch hergestellten Mikrostrukturen erreichen bereits ähnliche Haftkräfte wie ihre natürlichen Vorbilder. Mit den Strukturen aus Abbildung 2.13 wurden Haftkräfte von 10 N mm^{-2} und Scherbeanspruchungen (Ablösekräfte) von 2 N mm^{-2} gemessen.

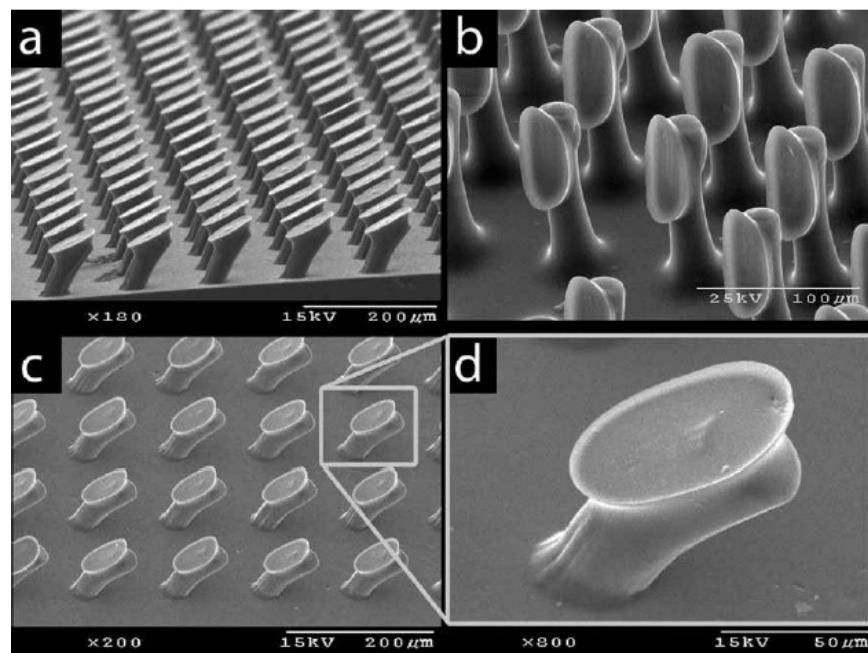


Abbildung 2.13.: Aufnahme einer Mikrostruktur mit $35 \mu\text{m}$ Durchmesser. Strukturen weisen unterschiedliche Winkel auf: a) 34° b) 90° c/d) 23° [26]

Bei der technischen Anwendung ist zu beachten, dass es eine Haftrichtung und eine Ablöserichtung in der Struktur gibt. Die haltbaren Scherkräfte in Ablöserichtung sind somit um bis zu Faktor 10 geringer als in Haftrichtung [26]. In der Simulation (Abbildung 2.14) ist gut zu erkennen, dass die Mikrosäulen mit dem Haftprofil in eine vorbestimmte Richtung belastet werden sollen. Andernfalls können sie nicht die maximale Haftfläche nutzen und es geht Haftkraft verloren [26].

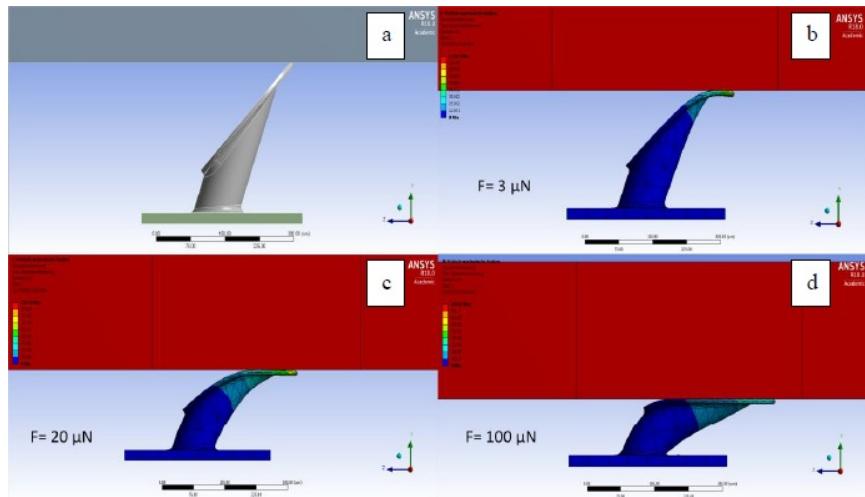


Abbildung 2.14.: Simulation des Verformungsverhaltens der Mikrostruktur bei Haftberührungen [26, Abbildung 19, Seite43]

Allgemein wird eine Steigerung der Normalkraft und der Scherkräfte durch Erhöhung der Anpresskraft festgestellt. Optimaler Halt sollte also mit einer Vorspannkraft, die beim anbringen der Mikrostruktur ausgeübt wird erreicht werden [26]. Die genaue Funktion und die entstehenden Kräfte sind bei den verschiedenen Geometrien und eingesetzten Materialien unterschiedlich. Eine genaue Auflistung der erreichten Haftkräfte für die verschiedenen Ausführungen der Mikrostruktur und Belastungsfälle ist in [26, Tabelle 1] zu finden.

Polydimethylsiloxan (PDMS) Strukturen erreichen maximale Scherkräfte in Haftrichtung von $34,8 \text{ N mm}^{-2}$ und einer Normalkraft von $10,8 \text{ N mm}^{-2}$. Es wurde durch mehrere Versuchsreihen nachgewiesen, dass Temperatur und Vakuum kaum einen Einfluss auf die Leistungsdaten haben. Verschiedene Mikrostrukturen wurden einer thermischen Wechselbeanspruchung zwischen 125 und -125 ° C unterzogen und daraufhin in Vakuum und Normalbedingungen getestet. Durch die Temperatur ist kein Einfluss zu verzeichnen. Das Vakuum ruft nur vernachlässigbare Änderungen in Vorspannung und Haftung hervor [27, Bild 11]. Durch Tests mit verschiedenen Materialien konnte festgestellt werden, dass die Oberfläche, an der die Struktur haften soll einen relativ geringen Einfluss auf die Haftung hat [27, Bild 16].

Gecko-inspirierte mikrostrukturierte Oberflächen scheinen eine vielversprechende Lösung für das Dockingproblem bei ADR Missionen zu sein. Für das Docking muss etwas genutzt werden, das den Bedingungen im Weltraum wie Vakuum, Strahlung und Kälte standhält. Besonders vorteilhaft ist das zerstörungsfreie Andocken mittels der Geckostruktur, was das Risiko neu entstehender Trümmerenteile verringert. Für diese Anwendung sollen Geckomaterialien näher untersucht werden. Es existiert bereits ein Andockmechanismus (Abbildung 2.15) dessen Gecko-Mikrostruktur

nach European Cooperation for Space Standardization (ECSS) Standards getestet wurde [28, Seite 10]. Durch einen Versteifungsmodus und die aktive Lastverteilung wird eine möglichst gute Verteilung der herrschenden Kräfte erzielt [28]. Außerdem wurden PDMS Strukturen bereits erfolgreich in der Schwerelosigkeit getestet. Diese konnten an einem Greifer verschiedene Objekte einfangen und bewegen [26].

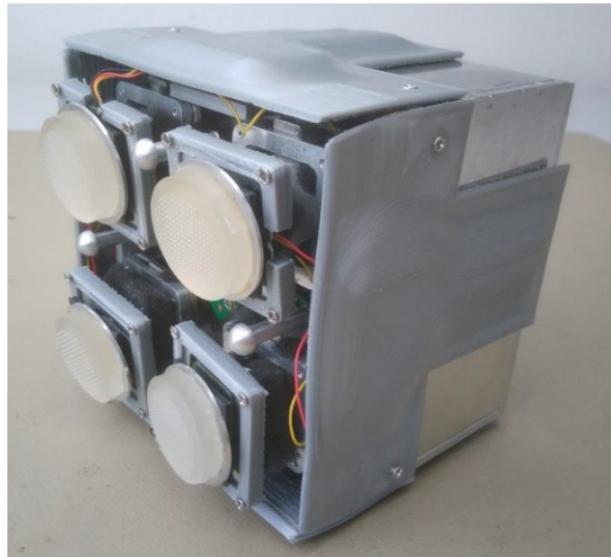


Abbildung 2.15.: Prototyp Gecko Dockingmechanismus [27, Figure 18, Seite 10]

Für die folgende Abschätzung der maximal wirkenden Kräfte auf die Mikrohaftstruktur wurde der Aufbau des Prototypen (Abbildung 2.16) vorausgesetzt. Bei den Berechnungen wird von den ungünstigsten Lastfällen ausgegangen. In den Abbildungen 2.16, 2.17 und 2.18 werden die der Berechnung zugrundeliegenden Annahmen gezeigt. Die belasteten Verbindungen der Mikrohaftstrukturen zum Zielobjekt werden als feste Lager A und B angenommen. Es wird davon ausgegangen, dass die Vorspannkraft beim Andocken ideal aufgebracht wurde. Außerdem bleibt die Kombination aus kritischen Normal- und Scherkräften unberücksichtigt. Der zusätzliche Anpressdruck des Haupttriebwerks wurde ebenfalls nicht berücksichtigt.

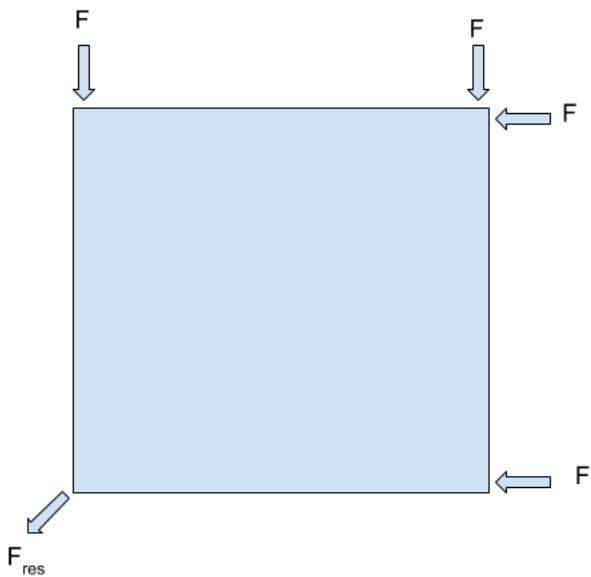


Abbildung 2.16.: Kräftebetrachtung Ansicht von oben

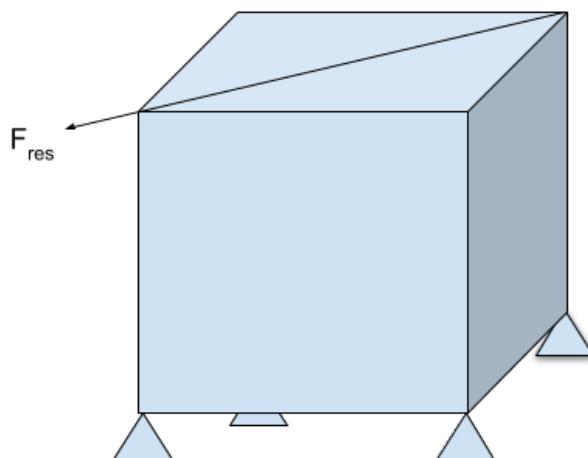


Abbildung 2.17.: Kräftebetrachtung 3D

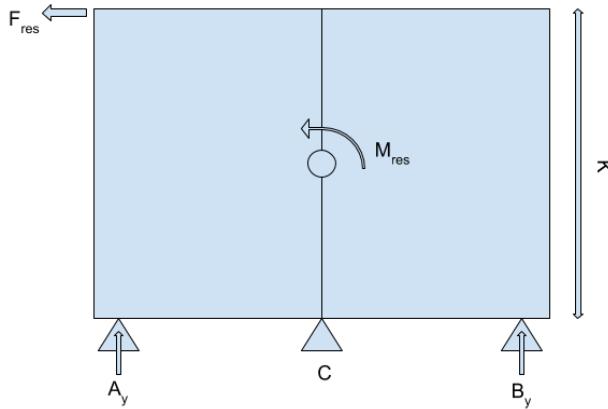


Abbildung 2.18.: Kräftebetrachtung Momentengleichgewicht

Wie in Abbildung 2.16 und Abbildung 2.17 zu erkennen ist Wirken bei der Maximalen Belastung durch Normalspannung vier Düsen des RCS-Systems mit einem Schub von jeweils 0,23 newton Kapitel 3.2.1. Die auftretenden Kräfte werden zur resultierenden Kraft F_{res} zusammengefasst:

$$F_{res} = \sqrt{2} * 2F \quad (2.1)$$

Über das Momentengleichgewicht lässt sich die wirkende Kraft in y-Richtung des Festlagers B_y bestimmen (Abbildung 2.18).

$$\sum M_{(C)} = 0 = -B_y * CB + AC * A_y + F_{res} * K \quad (2.2)$$

B_y entspricht der maximalen Normalkraft, die einen Haftpunkt belasten kann. Mit einer Sicherheit von 5 ergibt sich eine maximale Normalkraft N_{max} von 3,25 newton. Um die maximal auftretende Scherkraft zu bestimmen wird der Schub von allen vier RCS-Triebwerken einer Seite angenommen. Demzufolge ergibt sich mit einer Sicherheit $S = 5$ eine maximale Scherkraft von $F_{S,max} = 4,6$ newton, die sich auf jeden der vier Haftpunkte verteilt. Zur Berechnung der nötigen Fläche der Mikrohaftstruktur werden die Werte für PDMS Material mit Säulengeometrie aus [26, Tabelle1, Seite 23] verwendet. Die Dimensionierung wird über N_{max} des Belastungsfalles bestimmt. Da diese Kraft einen einzelnen Haftfuß belastet ist sie ausschlaggebend zur Dimensionierung. Es ergibt sich mit einer Gesamtsicherheit von 5 eine minimale Haftfläche von $4,9 \text{ cm}^2$ für jeden Haftpunkt. Der ermittelte Wert beruht auf der Annahme einer ideal aufgebrachten Vorspannkraft durch das Andocken. Durch die Berücksichtigung der Sicherheit sollten alle zuvor bestimmten Annahmen ausreichend ausgeglichen werden.

3 CubeSat Design

Für die Realisierung einer ADR-Mission liegt der Fokus zunächst bei dem Entwurf eines geeigneten CubeSats. Infolgedessen wird in diesem Kapitel ein bestehendes Konzept [12] anhand der Software QuSAD (SQL-Based CubeSat Analyse and Design Tool QuSAD) analysiert und gegebenenfalls optimiert. Zuvor wird ein Einblick in das Programm gegeben und durch eine anschließende Beschreibung des angenommenen Entwurfs erfolgt abschließend die Budgetplanung. Letztlich wird mittels der Budgets eine Auswertung des Designs bezüglich seiner Effizienz durchgeführt. Bei Bedarf werden Verbesserungen in Erwägung gezogen. Demnach kann ein zielführendes Missionsdesign bestimmt und bewertet werden.

3.1. QuSAD

3.1.1. Einführung in die Software

(*Valentina Dietrich*)

Die Software QuSAD (SQL-Based CubeSat Analyse and Design Tool) besteht aus einem SQL-Segment und einem MatLab Segment. Die SQL-Datenbank ist die Haupteingabekquelle für das Entwerfen eines CubeSats und kategorisiert die CubeSat-Komponenten. Durch die wissenschaftliche Version können die COTS-Komponenten mit vordefinierten Parametern eingepflegt werden. Zusätzlich können auch individuelle Komponenten mit veränderbaren Parametern mittels der praxis Version hinzugefügt werden. Für das Abrufen der Komponententabelle aus der SQL-Datenbank wird MatLab verwendet. Dies wird durch mehrere grafische Benutzeroberflächen (GUI) realisiert und ermöglicht dem Benutzer eigene Satellitenzusammenstellungen. Neben dem CubeSat Design können Budget-Analysen von Masse, Volumen, Energie, Preis und Verlinkung durch zur Verfügung stehenden Werkzeuge erstellt werden, um folglich eine Optimierung des Entwurfs zu ermöglichen. Für ein vertieftes Verständnis der Software wird auf das QuSAD-Handbuch [29] verwiesen. Das Anwendungsspektrum von QuSAD umfasst das erstellen eines Satelliten, sowie eine Bereitstellung einer Datenbank von Subsystemen für wissenschaftliche und auch lehrende Aspekte. Lehrende Aspekte umfassen den Einsatz der praktischen Version an Universitäten zur Unterstützung und Visualisierung [30].

3.1.2. Datenbankerweiterung

(*Florian Czorny und Valentina Dietrich*)

Zur Erweiterung der Datenbank wird anfänglich die Auswahl der CubeSat-Komponenten einer ausgewählten Systemzusammenstellung verwendet (siehe Tabelle B.1). Zu den besagten Komponenten werden alle bekannten Werte der Datenbank hinzugefügt. Zudem müssen Recherchen bezüglich weiterer Herstellerangaben durchgeführt werden. Im Fokus liegen dabei alle Parameter die für

die Budgetplanungen benötigt werden. Nach der Budgetanalyse des zusammengestellten Satelliten wird gegebenenfalls eine Optimierung einiger Komponenten vorgenommen und infolgedessen wird die Datenbank um diese Systeme zusätzlich erweitert. Zur Unterstützung der Ergänzungen wird eine Datenbank, die von Mitarbeitern des Institutes Raumfahrtsysteme der Technischen Universität Braunschweig erstellt worden ist, verwendet. Überwiegend sind die aufgelisteten Systeme mit einem TRL Wert hinterlegt. Da in vielen Fällen nur erprobte Systeme zum Einsatz kommen, werden Komponenten mit einem TRL Wert von 9 mit in die Datenbank hinzugefügt. Zusätzlich sind Internet-Quellenverweise (URL - Uniform Resource Locator) zu den meisten Einträgen vorhanden, über die man häufig direkt oder indirekt auf Datenblätter weitergeleitet wird und an weitere Informationen bezüglich des Subsystems gelangt.

3.2. CubeSat Designanalyse

3.2.1. Angenommenes Design

(Valentina Dietrich)

Diese CubeSat Konfiguration orientiert sich an einem entwickelten Design [12]. Hier wird ein ausführlicher Vergleich und anschließend eine Auswertung der in Betracht gezogenen Subsysteme durchgeführt. Durch den Schwerpunkt auf das GNC-Design erfolgt eine vertiefte Ausarbeitung der Subsysteme Antriebe, Leistung und relative Navigation. Die weiteren Systeme werden stark vereinfacht und nur in Bezug auf ihren Beitrag zum Gesamtbudget weitgehend abgedeckt [12].

Daran angeknüpft wird vorweg auf die betrachteten Anforderungen, die beim Entwicklungsprozess entscheidend sind, eingegangen. Anschließend wird ein Ausblick auf die Struktur, den Antrieb, das Power Management and Distribution System (PMAD-System) und das Solarpanel gegeben. Für einen vertieften Einblick in die weiteren Subsysteme wird auf die Masterarbeit von Max Lettau verwiesen [12].

Bei den Anforderungen an die Mission knüpft die Konzeptplanung an der SpaceX-Starlink Konstellation an. Davon abgeleitet wird für die Umlaufbahnpараметры wie folgt ausgegangen. Es wird der für die Mission ungünstigste Fall betrachtet, der bei einem Beta-Winkel β von 0° , einer Bahn Höhe von 1150 km und einer Missionsdauer von 10 Jahren liegt. Darauf aufbauend wurde das CubeSat Design entwickelt [12].

Bei der Primärstruktur wird von einem 27 U CubeSat mit einer zugelassen maximalen Masse von 50 kg und einer Gesamtabmessung von $34 \text{ cm} \times 35 \text{ cm} \times 36 \text{ cm}$ ausgegangen (siehe Abbildung 3.1) [12].

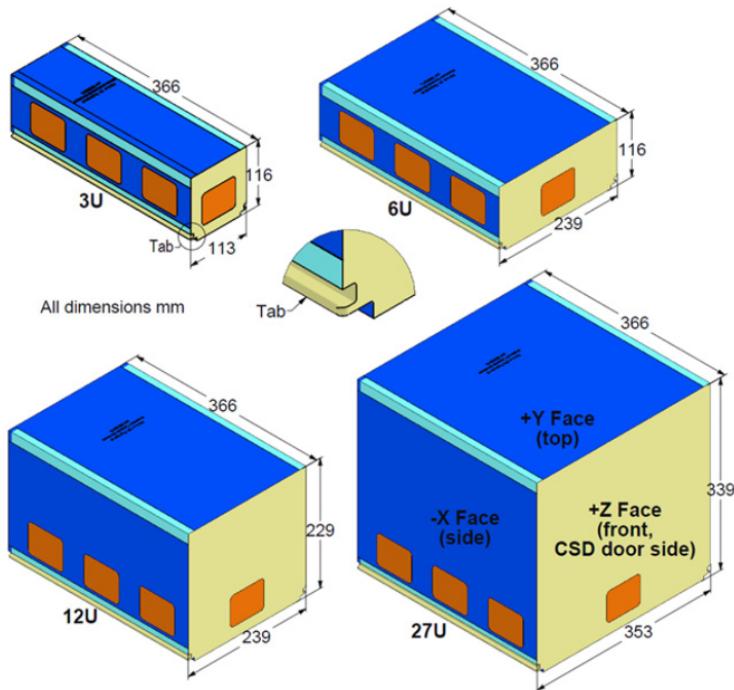


Abbildung 3.1.: CubeSat-Größen gemäß der Planetary Systems Corporation [12]

Das Hauptantriebssystem ist der BHT-200 und wird mit dem Treibstoff Iod betrieben. Hier handelt es sich um einen elektrischen Antrieb mit einem TRL-Wert von 8 und einem guten leistungspezifischen Schub von $65 \mu\text{N W}$. Durch das geringe Volumen von 3 U und der Verwendung von leichten Materialien für die Tankwände bewährt sich Iod als Treibstoff.

Als weiteres Triebwerk wird das chemische Triebwerk Marotta verwendet. Dies dient zur Ausführung von Rendevouz und Docking. Durch die Auslegung der Kaltgaspakete für sehr kleine Satelliten (< 6 U) weisen sie sehr geringe Schübe auf und erreichen nicht die 0,23 N. Desto Trotz werden 24 Marotta Triebwerke verwendet, um eine 6-DoF-Manövriertfähigkeit zu ermöglichen. Sie weisen im Vergleich zu anderen Kaltgastriebwerken einen hohen I_{sp} Wert von 65 auf. Eine Anordnung der 24 Marotta Triebwerken befindet sich in der Abbildung 3.2. Dieses Triebwerk wird mit Stickstoff betrieben und benötigt zuzüglich von 40 % Sicherheit und der Annahme einer Stabilisierung von einer Sekunde alle 10 Orbits eine Gesamttreibstoffmasse von 2,12 kg [12].

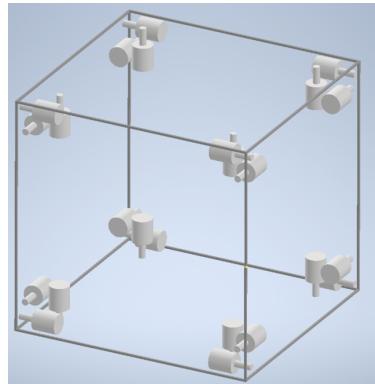


Abbildung 3.2.: Anordnung der RCS-Triebwerke [12]

Viele Unternehmen bieten kundenspezifische Lösungen an. Dies wird auch von dem Unternehmen Blue Canyon Technologies für das Solarmodul 6 U-H triple deployable solar array angeboten. Da es sich um eine zweiflügelige Konfiguration mit einer Grundfläche von 6 U pro Flügel handelt, wird sie auf eine Grundfläche von 9 U hoch skaliert, sodass sie auf den 27 U CubeSat angewendet werden kann. Des Weiteren wird von einer dreiflügeligen Konstellation ausgegangen. Die Vergrößerung der Solaranlage sorgt für eine Steigerung der Nennleistung um 50 %. Weiterhin wird ein Solarpanel auf die obere Grundfläche des CubeSats platziert. Mit allen sieben Solarpanelen erreicht der CubeSat eine Nennleistung von 202 W. In der Abbildung 3.3 ist eine vereinfachte CAD Darstellung von der Solaranlage zu sehen [12].

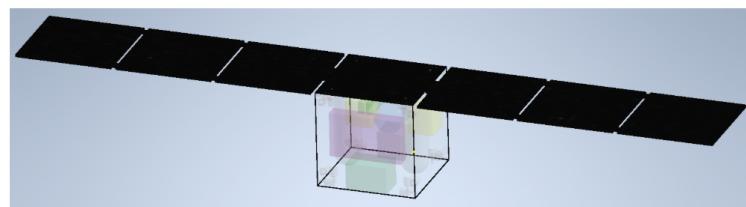


Abbildung 3.3.: CAD Darstellung von der Solarkonfiguration [12]

Bei dem Power Management and Distribution System (PMAD-System) ist das NanoAvionics EPS, mit einem TRL von 9, dass geeignetste PMAD-System. Bei dieser Variante ist das besondere, dass ein externes Batteriepack mitgeliefert wird. Die EPS Variante liefert eine Leistung von 175 W und eine Kapazität von 161 Wh. Des Weiteren kann die Batterie skaliert werden, um die Leistungsabgabe zu erhöhen. Unter der Annahme, dass eine relative Navigation von ca. 5 km bis zum Andocken erforderlich ist und ein einziger Sensor dies nicht abdecken kann, sind mehrere miteinander kompatible Sensoren notwendig. Als Referenz wird die Mission e.Deorbit-Mission aufgrund von Ähnlichkeiten des Missionsprofils gewählt [12].

Einen Übersicht über die Komponenten des angenommenen Designs ist in der Tabelle 3.1 zusehen. Hier werden die Subsysteme mit den dazugehörigen Produkten und deren Mengenangabe aufgelistet. Dies Einordnung orientiert sich an der Struktur der QuSAD Datenbank.

Subsystem	Produkt	Anzahl
Antenne	IQW S-Band Dual Patch Antenna	2
	SkyFox Labs piPATCH-MAX (GNSS)	2
Kontroll Board	SSTL OBC750 LEO Flight Computer	1
EPS	NanoAvionics EPS	1
Nutzlast & Verschiedenes	Vision-based LiDAR Sensor	1
	Crystalspace CAM1U 5 MP (RNS)	2
	Gecko based	1
Antrieb	Iodine tank	1
	Nitrogen tank	1
	Busek BHT-200 Thruster (electric)	1
	Marotta Micro-Thruster (chemical)	24
Solar Panel	Top/Bottom BCT 9U	1
	BCT 9U Tripple Wing Solar Array Custom (Side)	1
	BCT SADA Gimbal System	1
Transceiver	IQW Slink-Phy S-Band Transceiver	1
Struktur	27U NanoAvionics Standard Structure (s)	1
Tracker und Sensor	TY-Space PST3	2
	NSS Fine Sun Sensor NFSS-411	4
	Sensoror STIM300	1
	SSTL SGR-Ligo	1

Tabelle 3.1.: Angenommenes Design [12]

3.2.2. Budgetplanung

(Florian Czorny)

Im folgenden Kapitel wird auf die mittels QuSAD erstellten Budgets für Masse, Volumen und Leistung eingegangen. In QuSAD werden Komponenten in Kategorien eingeteilt. Die Budgets werden mit diesen Kategorien erstellt. Eine Tabelle mit allen Kategorien und den dazugehörigen Komponenten ist in der Tabelle 3.1 zu finden. Die Batterie ist im EPS Board integriert und taucht deshalb im Massen- und Volumenbudget nicht auf. Da QuSAD in der Kategorie EPS keinen Eintrag über speicherbare Energie zulässt, wurde die Batterie nur für das Leistungsbudget hinzugefügt. Des weiteren ist zu beachten, dass die Komponenten in den unterschiedlichen Budgets keine einheitliche Farbgebung aufweisen. Einbauvorrichtungen wurden in QuSAD nicht berücksichtigt. Die Abweichungen in den Budgets durch das zusätzliche Gewicht und Volumen sind davon abhängig, inwiefern die Herstellerangaben den Einbau berücksichtigen.

Massenbudget

Das Massenbudget Abbildung 3.4 zeigt die aktuelle Massenverteilung des Designs an. Die maximal verfügbare Masse ist über eine Angabe in der Strukturkomponente begrenzt. Diese beinhaltet einen Wert für die maximale Gesamtmasse. Die maximale Gesamtmasse des CubeSats wurde mit 50 kg angenommen. Das aktuelle Design beansprucht circa 57 % der möglichen Gesamtmasse (28,5 kg). Den größten Teil macht dabei die Antriebsanlage aus. Es gilt zu beachten, dass dieses Budget die

Startmasse des CubeSats widerspiegelt. Nach Beginn der Mission ändert sich die Massenverteilung aufgrund des Treibstoffverbrauchs.

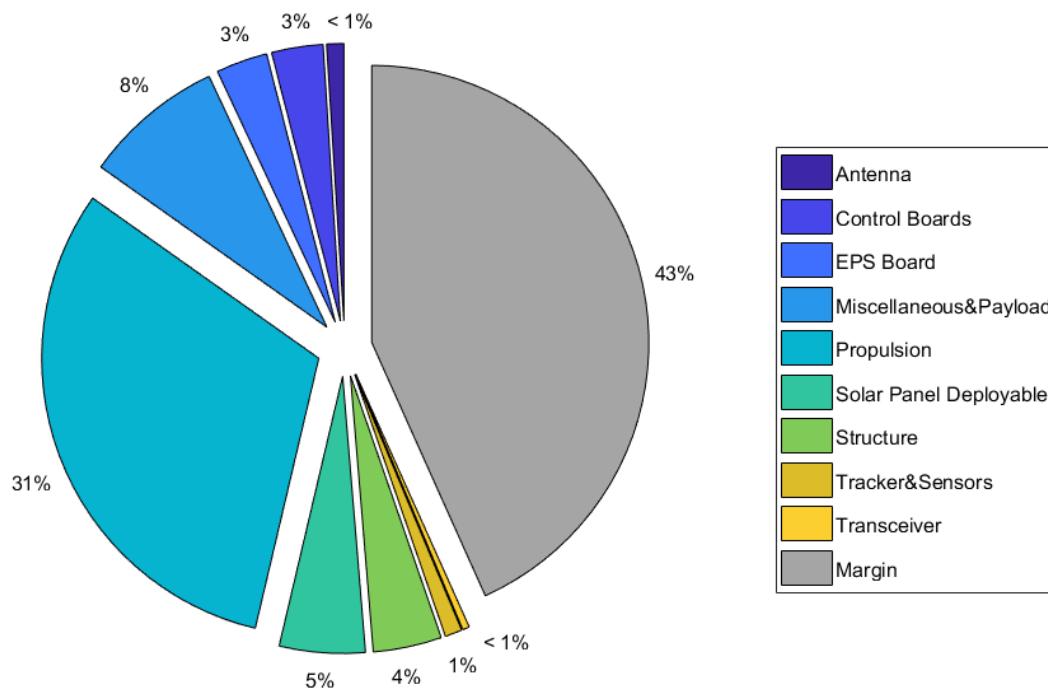


Abbildung 3.4.: Massenbudget für das angenommene Design

Volumenbudget

Das Volumenbudget Abbildung 3.5 gibt einen strukturierten Überblick über die aktuelle Volumenverteilung der ausgewählten Konfiguration, beziehungsweise des Profils in QuSAD. Das maximale verfügbare Volumen bemisst sich an der im Profil befindlichen Strukturkomponente, die über eine Volumenangabe verfügt. Es wurde von einem 27 U CubeSat mit den Kantenlängen $30\text{ cm} \times 30\text{ cm} \times 30\text{ cm}$ ausgegangen. Das verfügbare Gesamtvolume ist bei dieser Annahme im Gegensatz zur Masse jedoch zu circa 97 % ausgelastet. Es fällt auf, dass nahezu alle Kategorien einen größeren Volumenannteil als Massenanteil aufweisen. Das größte Volumen nimmt, ähnlich wie beim Massenbudget die Antriebsanlage ein. Sie macht jedoch der Treibstofftanks über die Hälfte des Gesamtvolume aus. Es sollte beachtet werden, dass aufgrund des geringen Freiraums kaum Sicherheiten möglich sind.

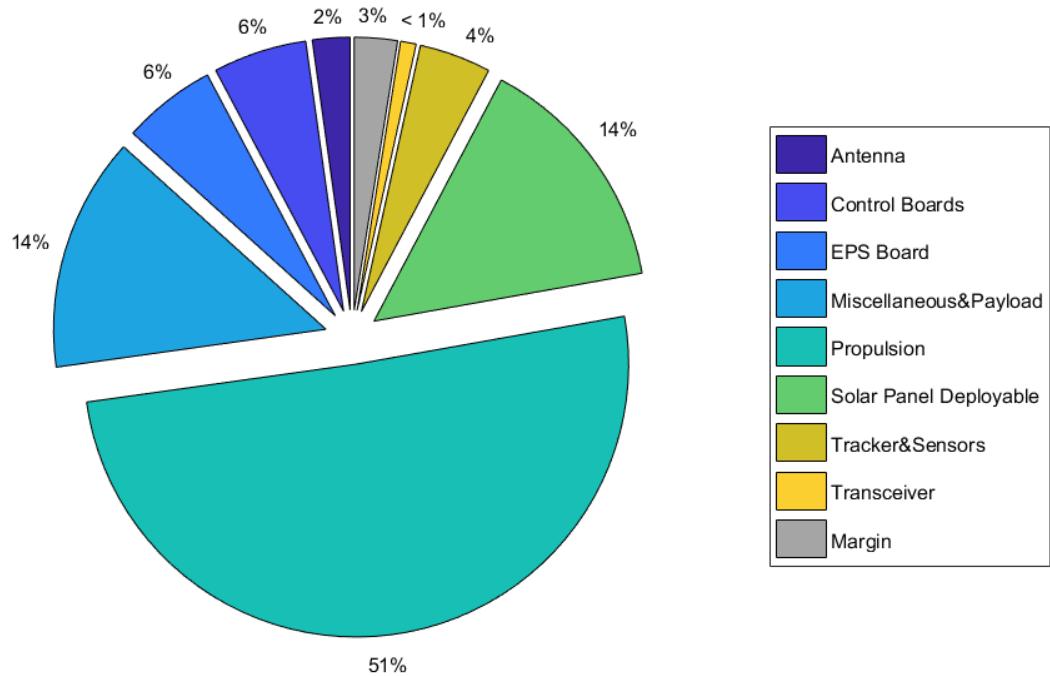


Abbildung 3.5.: Volumenbudget für das angenommene Design

Leistungsbudget

Das Leistungsbudget Abbildung 3.6 gibt einen Überblick über den Verbrauch der verschiedenen Komponenten. Es gibt die Entladung der Batterie auf der Schattenseite der Erde wieder (Req. Battery Power) und wie in den anderen Budgets die Spanne zur Systemtauglichkeit (Margin). Der Antrieb nimmt mit 32 % insgesamt den größten Anteil des Energieverbrauchs ein.

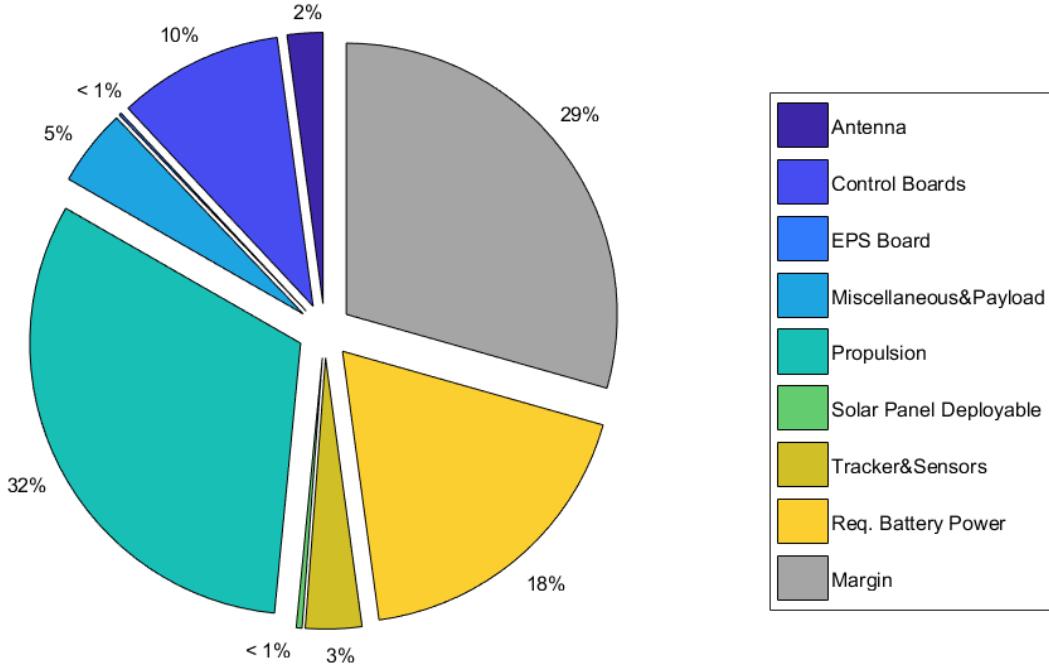


Abbildung 3.6.: Energiebudget für das angenommene Design

Um das Leistungsbudget zu erstellen, muss die Höhe der Umlaufbahn und der Brennwinkel β angegeben werden (Abbildung 3.7). Diese wurden mit 1150 km und 0° angenommen (Tabelle 3.1). Das Programm ermittelt für diese Parameter direkt die Zeit einer Orbitperiode und die dazugehörige Licht- und Schattenzeit. Mit den Angenommenen Parametern ergibt sich eine Umlaufdauer von 108,34 Minuten bei einer Sonnenzeit von 73,48 Minuten. Die im Designe enthaltenen Solarpanele müssen einer Position am CubeSat zugeordnet werden. Nachdem die maximale Missionsdauer angegeben wurde kann die Energieerzeugung während einer Erdumrundung berechnet werden (Abbildung 3.9 und Abbildung 3.10). Dabei wird mit einer Verschlechterung der Energieerzeugung von 3 % pro Missionssjahr gerechnet. Diese spiegelt sich dann in der angepassten Leistung der Solarpanele wieder. Das Programm bezieht außerdem die verschiedenen Beläuchtungsfälle der Solarzellen bei verschiedenen Sonnenwinkeln α ein. Um eine Gesamtenergie berechnen zu können, werden Wahrscheinlichkeiten für die verschiedenen Beläuchtungsfälle angenommen. Die endgültige Leistung der Konfiguration beläuft sich auf 143,144 W. Bei einer Sonnenzeit von 73,48 Minuten ergeben sich 175,27 Wh pro Erdumrundung.

Satellite's power generation capabilities during an orbit				
Parameters	Notes	Panels: 1 (top/bot)	Panels: 1 (side)	Panels: 2 (side+side)
Num. of panels illuminated	n	1	1	2
Sun angle [°]	alpha	0	0	45
Generated power BOL [...] sum of (correspondi...	25	177	250.3158	
Adjusted power EOL [W] 3% degradation / yr	18.4356	130.5241	184.5889	
Scenario probability	x	2/26	4/26	4/26
Avr. scenario power [W] Adj. power*x	1.4181	20.0806	28.3983	

Satellite's power generation capabilities during sunlight		
Overall scenario power [W]	Sunlight duration [min]	Available orbit power @ sunlight [Wh]
143.114	73.4815	175.2706

Abbildung 3.7.: QuSAD: Energieerzeugung pro Orbit 1

Satellite's power generation capabilities during an orbit					
	Panels: 1 (top/bot)	Panels: 1 (side)	Panels: 2 (side+side)	Panels: 2 (side+top/bot)	Panels: 3
1	1	2	2	3	
0	0	45	45	45	
ondi... 25	177	250.3158	142.8356	267.9935	
/ yr 18.4356	130.5241	184.5889	105.3304	197.6249	
2/26	4/26	4/26	8/26	8/26	
1.4181	20.0806	28.3983	32.4094	60.8076	

Abbildung 3.8.: QuSAD: Energieerzeugung pro Orbit 2

Da das Haupttriebwerk und das RCS-System nicht dauerhaft betrieben werden, muss für diese Komponenten eine Prozentuale Brenndauer angegeben werden. Die mit den getroffenen Annahmen über die Brenndauer veränderten Werte (Tabelle 3.1) können manuell in QuSAD geändert werden. Für das Haupttriebwerk wurden 16,1 % und Das RCS-System 0,001 % Nutzungszeit angenommen. Bei den anderen Komponenten wird von einem dauerhaften Betrieb ausgegangen. Der Energieverbrauch jeder Komponente pro Orbit wird direkt angezeigt. (Abbildung 3.11)

Satellite's power consumption during an orbit						
	Category	Name	max. Power Consumption [W]	On-Time [%]	On-Time [h]	Consumption
1	Antenna	IQW S-Band ... 2	100	1.8056	3.6113	
2	Antenna	SkyFox Labs... 0.15	100	1.8056	0.27084	
3	Battery	NanoAvionic... -	100	1.8056	0	
4	Control Boards	SSTL OBC75... 10	100	1.8056	18.0563	
5	EPS Board	NanoAvionic... 0.15	100	1.8056	0.27084	
6	Miscellaneous	Vision-base... 3.8	100	1.8056	6.8614	
7	Miscellaneous	Crystalspac... 0.85	100	1.8056	1.5348	
8	Miscellaneous	Gecko based -	100	1.8056	0	
9	Propulsion	Iodine tank -	100	1.8056	0	
10	Propulsion	Nitrogen tank -	100	1.8056	0	
11	Propulsion	Marotta Micr... 5	0.001	1.8056e-05	9.0281e-05	
12	Propulsion	Busek BHT-2... 200	16.1	0.29071	58.1412	

Abbildung 3.9.: QuSAD: Energieverbrauch pro Orbit

Die von QuSAD angenommenen Werte zur Bestimmung des Energieüberschusses sind in Abbildung 3.12 zusammengefasst. Es kann genau bestimmt werden wie viel Energie die Konfiguration während der Sonnen- und Schattenperiode zur Verfügung hat und wie viel davon verbraucht wird. Aus dem Budget ist dann der Anteilige Verbrauch der einzelnen Komponenten ersichtlich.

Power budget	
Power margin overview	
Parameter	value
power consumption @ sunlight[Wh]	74.5042
power consumption @ eclipse[Wh]	35.3412
Total battery capacity [Wh]	161
Battery transmission efficiency [%]	90
Req. battery power [Wh]	38.8753
Battery DOD [%]	24.1462
Req. power generation @ sunlight [Wh]	113.3795
Avr. orbit power generation @ sunlight [Wh]	175.2706
Power Margin [Wh]	61.8911
Power Margin [%]	35.3117

Power margin [Wh]: **61.8911**

Abbildung 3.10.: QuSAD: Überblick Energieüberschuss

Zur Berechnung des Budgets wird eine Batterieeffizienz von 90 % angenommen. Der Wert "Power margin" gibt den Energieüberschuss eines Orbits in Wh an (Abbildung 3.12). Das Budget in Abbildung 3.6 stellt den Zustand des CubeSats nach der angegebenen Missionsdauer in Abbildung 3.8 dar. Die Energieproduktion pro Orbit sinkt mit dem Fortlaufen der Mission. Somit ist der Energieüberschuss bei Missionsstart deutlich höher.

3.3. Auswertung und Optimierung des Designs

Die Auswertung der Ergebnisse zeigt, dass bei der Masse eine Steigerung von 21,5 kg (43 %) und bei dem Volumen hingegen lediglich eine Steigerung von 815 cm³ (3 %) gemäß QuSAD zulässig ist. Hier lässt sich feststellen, dass das Programm von dem Gesamtvolumen 27 000 cm³ ausgeht, wobei das maximal verfügbare Volumen bei einem 34 cm × 35 cm × 36 cm großen Satelliten mit 42 840 cm³ festgelegt ist [12]. Dies weist eine Differenz von 38,88 % auf. Demzufolge muss bei der Konfiguration ein verfügbares Volumen von 41,88 % vorhanden sein. Rückwirkend lässt sich feststellen, dass beim einpflegen der Daten ein zulässiges Gesamtvolumen manuell eingetragen werden muss, andernfalls orientiert sich das Programm an der Dimension, die in diesem Fall mit 27 U ein Volumen von 27 000 cm³ aufweist. An dieser Stelle muss beachtet werden, dass bei vielen Komponenten keine genauen Angaben bezüglich der Masse und des Volumens gegeben waren und dementsprechend durch Vergleich mit näherungsweise ähnlichen Systemen oder Aufwärtsskalierung die Werte bestimmt wurden. Zusätzlich kommt bei dem Massen Budget hinzu, dass die Software keine Einbauvorrichtungen berücksichtigt. Demnach würde sich die verfügbare Spanne für Masse als auch Volumen senken. Bei dem Leistungsbudget muss beachtet werden, dass der erhöhte Verbrauch während des RDVDO nicht berücksichtigt wird. An dieser Stellen empfiehlt sich eine weitere Untersuchung. Den Ergebnissen zufolge lässt sich die betrachtete Mission mit dem aktuellen Stand des Designs durchführen und demzufolge ist bislang keine Optimierung erforderlich. Da in dem aktuellen Entwurf viele Unsicherheiten vorhanden sind und einige Aspekte durch das Leistungsbudget nicht beachtet worden sind, wie die Tankmasse, könnte eine Optimierung nach der Missionsanalyse notwendig sein.

4 Missionsdesign und Simulation

4.1. Missionsbeschreibung

(Frederik Schäfer)

Ziel der Mission ist es defekte, nicht kooperative Satelliten von Megakonstellationen (z.B. Starlink) abzubremsen, sodass sie in der Erdatmosphäre verglühen und das Kollisionsrisiko minimiert wird. Das Höhen- und Gewichtsintervall wurden auf 400-1400 km, bzw. 50-5000 kg festgelegt, da alle Satelliten bisher geplanter Megakonstellationen innerhalb dieser Intervalle befinden. Es wird angenommen, dass sich der CubeSat und das Ziel zu Beginn in derselben Umlaufbahn befinden und nur wenige Kilometer voneinander entfernt sind. Das Haupttriebwerk wird für RDV und Docking nicht verwendet, sodass für den Wiedereintrittsvorgang die gesamte Kraftstoffmenge zur Verfügung steht. Sobald beide Satelliten miteinander verbunden sind richten sie sich so aus, dass das Haupttriebwerk des CubeSats entgegen der Bewegungsrichtung wirkt. Als nächstes beginnt der eigentliche Deorbit Vorgang. Hier fängt auch die jeweilige Simulation an. Da die Solarzellen den Antrieb nicht dauerhaft versorgen können, wird ein Brennwinkel von 58° um die wahre Anomalie von 180° festgelegt. Jeder Brennvorgang verringert die Geschwindigkeit und senkt somit das Perigäum ab. Die Mission ist erfolgreich, wenn das Perigäum eine Höhe von 180 km erreicht hat. Die Simulation wird nach zehn Jahren abgebrochen, wenn die Mission bis dahin nicht erfolgreich war. Zuerst wird eine **erste Mission** simuliert, die eine kreisförmige Umlaufbahn annimmt und das Höhenintervall in 50 km Schritten erhöht. Die Masse wird von 50 bis 550 kg in 25 kg und von 600 bis 5000 kg in 100 kg Schritten erhöht. Mit der **zweiten Mission** wird betrachtet, wie sich die Deorbitzeit für ausgewählte Massen verhält, wenn die Exzentrizität verändert wird. Das Höhenintervall beschreibt hierbei die Höhe des Perigäums und die Exzentrizität wird von 0,025 bis 0,3 betrachtet.

4.2. GMAT

4.2.1. Beschreibung der Software

(Marc Stempel)

Der GMAT Mission Planner ist ein Open Source Programm, welches von der NASA entwickelt wird [31]. Das Programm ist dazu da um Trajektorien von Satelliten zu berechnen und optimieren. Der Missionsraum umfasst das gesamte Sonnensystem und erlaubt es die Gravitationseinflüsse von allen größeren Himmelskörpern in die Berechnungen mit einzufügen. Die Eingabe der gewünschten Parameter erfolgt über ein GUI oder ein benutzerdefiniertes Skript. Die Skriptsprache von GMAT lehnt an der von MathWorks MATLAB® an. Das GUI beinhaltet einen 3D Plot und einen 2D Plot. Der 3D Plot zeigt die Position und Trajektorie des Satellitens im dreidimensiona-

len Raum während der 2D Plot eine Projektion der Trajektorie auf die Oberfläche eines gewählten Himmelskörpers zeigt.

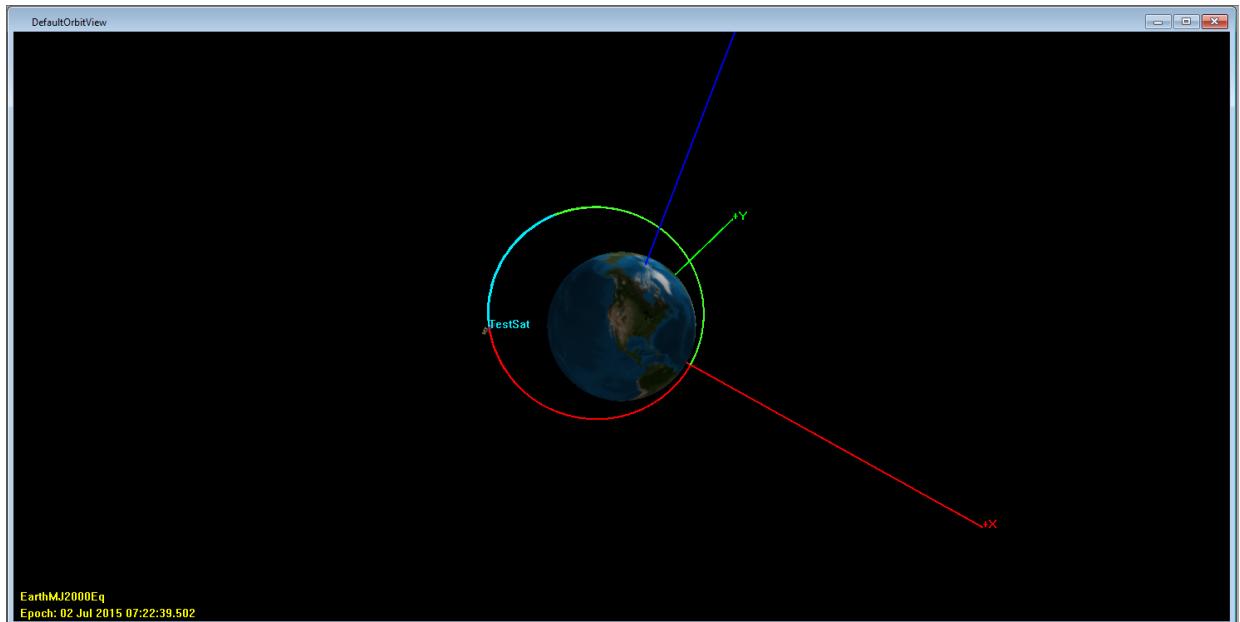


Abbildung 4.1.: 3D Plot eines Satelliten in einer exzentrischen Umlaufbahn um die Erde

Im GUI finden sich drei Reiter: 'Resources', 'Mission' und 'Output'.

In dem Resources Reiter werden alle Ressourcen die für die Mission benötigt werden eingestellt. Dazu gehören die Schubdüsen, Tanks, Startumlaufbahn des Satelliten und andere Dinge, die während der Mission im Hintergrund wichtig sind.

Im Missions Reiter werden nacheinander die auszuführenden Befehle aufgelistet. Diese können auch mit Logikoperatoren wie While- oder Forschleifen wiederholt werden.

Im Output Reiter finden sich nach dem Missionsdurchlauf die Ausgaben die im Laufe der Mission erfasst worden sind wieder.

4.2.2. Missionsskript 1

(Marc Stempel)

Im Folgenden ist das Skript für die erste Simulation beschrieben. Die Wahl viel auf eine while-Schleife. Der Grund dafür ist, dass for-Schleifen in GMAT nicht abbrechen, wenn der Laufwert innerhalb der Schleife verändert wird. Das ist für dieses Skript jedoch benötigt, da die beiden letzten if-Abfragen dafür sorgen, dass die benötigte Simulationszeit minimiert wird. Die erste if-Abfrage ist notwendig, da bei einigen Simulationen die Treibstoffmasse negative Werte angenommen hat. Der Wert 6558 ergibt sich aus dem Erdradius 6378 km und der Höhe 180 km. Die zweite und dritte if-Abfrage könnten in einer if - else if -Abfrage kombiniert werden, aber diese Logik ist in GMAT nicht enthalten. Alle if-Abfragen, die den Abbruchwert verändern sind dazu da ermitteln zu können warum die innere while-Schleife beendet worden ist.

Setze die aktuelle Kreisbahnhöhe auf die erwünschte Starthöhe

while Aktuelle Kreisbahnhöhe <= Gewählte Endhöhe **do**

- Setze aktuelle Zielmasse auf die erwünschte Startmasse
- while** Aktuelle Zielmasse <= Gewählte Endmasse **do**

 - Setze Abbruch auf 0
 - Setze Start Orbitparameter zurück
 - Setze Tankmasse zurück
 - return** Report bei Start neuer Höhen- und Massekombination
 - while** Abbruch == 0 **do**

 - if** Treibstoffmasse > 0.001 **then**

 - Fortbewegen zu einer wahren Anomalie von 151°
 - Triebwerk einschalten
 - Fortbewegen bis zu einer wahren Anomalie von 209° oder Treibstoffmasse von 0.00095
 - Triebwerk ausschalten

 - end if**
 - if** Aktuelle Höhe des Perigäums > 6558 **then**

 - Fortbewegen zum Perigäum

 - end if**
 - if** Aktuelle Höhe des Perigäums <= 6558 **then**

 - Setze Abbruch auf 1

 - end if**
 - if** Aktuelle Exzentrizität < 0.0025 **then**

 - Setze Abbruch auf 2

 - end if**
 - if** Vergangene Zeit in Tage >= 3700 **then**

 - Setze Abbruch auf 3

 - end if**
 - return** Report am Ende von jedem Durchlauf der Whileschleife

end while

return Report nach Abschluss jeder Whileschleife

if Abbruch == 3 **then**

 - if** Aktuelle Zielmasse == gewählte Startmasse **then**

 - Setze aktuelle Kreisbahnhöhe auf Wert größer als Endhöhe

 - end if**
 - Setze aktuelle Zielmasse auf Wert größer als Endmasse

end if

Inkrementiere Masse um gewählten Wert

end while

Inkrementiere Höhe um gewählten Wert

end while

Abbruchwert	Erklärung
1	Bricht die while-Schleife ab, wenn das Perigäum unter 180 km ist. Die Mission ist erfolgreich verlaufen
2	Bricht die while-Schleife ab, wenn die Exzentrizität unter 0,0025 ist. Wird die Exzentrizität zu gering, gibt GMAT einen Fehler aus
3	Bricht die while-Schleife ab, wenn die vergangene Zeit 3700 Tage überschreitet. Die Mission ist nicht erfolgreich verlaufen

Tabelle 4.1.: Abbruchkriterien

In Tabelle (4.1) werden den jeweiligen Abbruchkriterien der inneren Whileschleife erklärt. Zu Abbruchkriterium 2 ist noch zu erwähnen, dass dies nur ein Workaround ist. Der in Abbildung (4.2) abgebildete Fehler erschien häufiger bei niedrigen Orbithöhen und Exzentrizitäten nahe 0. Um dies zu Umgehen wurde das Abbruchkriterium 2 in das Skript eingefügt.

Hierbei ist zu beachten, dass die Höhe des Perigäums beim Abbruch ein paar Kilometer über der Zielhöhe ist und die Mission als nicht erfolgreich angesehen werden müsste. Jedoch ist der Satellit zu diesem Zeitpunkt bereits so weit in der Atmosphäre, dass ein passives Wiedereintreten nicht viel länger dauern würde. Außerdem ist bei keinem Fall, in dem das Abbruchkriterium 2 Anwendung gefunden hat, der Treibstoff leer und der Wiedereintritt ist weiterhin aktiv unterstützt.

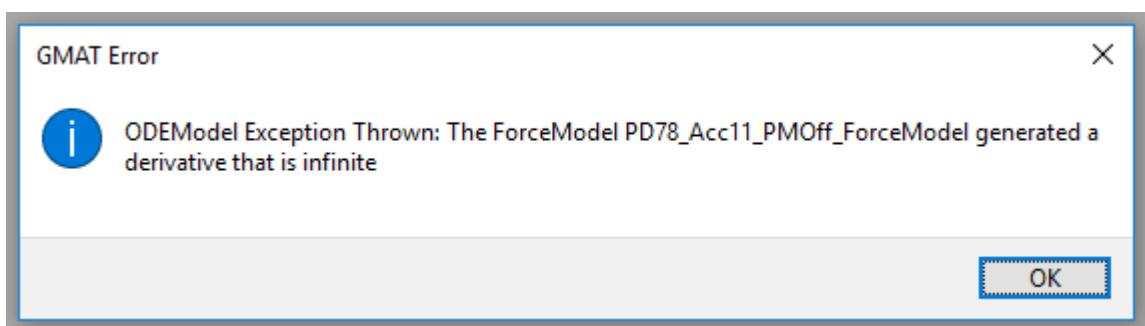


Abbildung 4.2.: Fehler bei niedrigen Exzentrizitäten

4.2.3. Missionsskript 2

(Marc Stempel)

Für die zweite Untersuchung wurde das Skript so modifiziert, dass es die Exzentrizität von 0,025 bis 0,3 durchläuft. Zu Beginn das Perigäum auf die Starthöhe gesetzt und das Apogäum mit der Exzentrizität über folgende Formel berechnet:

$$r_A = \frac{1+e}{1-e} \cdot r_P \quad (4.1)$$

In diesem Skript erfolgt die Einstellung der Targetmasse manuell, da nur drei Massen, in unregelmäßigen Abständen, berechnet worden sind.

Setze die aktuelle Kreisbahnhöhe auf die erwünschte Starthöhe

while Aktuelle Kreisbahnhöhe <= Gewählte Endhöhe **do**

- Setze aktuelle Zielmasse auf die erwünschte Startmasse
- while** Aktuelle Exzentrizität <= Gewählte höchste Exzentrizität **do**
 - Setze Abbruch auf 0
 - Berechne Apogäum
 - Setze Start Orbitparameter zurück
 - Setze Tankmasse zurück
 - return** Report bei Start neuer Höhen- und Massekombination
 - while** Abbruch == 0 **do**
 - if** Treibstoffmasse > 0.001 **then**
 - Fortbewegen zu einer wahren Anomalie von 151°
 - Triebwerk einschalten
 - Fortbewegen bis zu einer wahren Anomalie von 209° oder Treibstoffmasse von 0.00095
 - Triebwerk ausschalten
 - end if**
 - if** Aktuelle Höhe des Perigäums > 6558 **then**
 - Fortbewegen zum Perigäum
 - end if**
 - if** Aktuelle Höhe des Perigäums <= 6558 **then**
 - Setze Abbruch auf 1
 - end if**
 - if** Aktuelle Exzentrizität < 0.0025 **then**
 - Setze Abbruch auf 2
 - end if**
 - if** Vergangene Zeit in Tage >= 3700 **then**
 - Setze Abbruch auf 3
 - end if**
 - return** Report am Ende von jedem Durchlauf der Whileschleife
 - end while**
 - return** Report nach Abschluss jeder Whileschleife
 - if** Abbruch == 3 **then**
 - if** Aktuelle Zielmasse == gewählte Startmasse **then**
 - Setze aktuelle Kreisbahnhöhe auf Wert größer als Endhöhe
 - end if**
 - Setze aktuelle Exzentrizität auf Wert größer als höchste Exzentrizität
 - end if**
 - Inkrementiere Exzentrizität um gewählten Wert
 - end while**
 - Inkrementiere Höhe um gewählten Wert
- end while**

4.3. Ergebnisse

(Frederik Schäfer, Marc Stempel)

Die Endberichte aller GMAT Rechnungen wurden als Tabellen ausgegeben. Anschließend erfolgte die Auswertung in MATLAB®. Um die Dauer der Missionen abilden zu können wurden die Laufzeiten in Matrizen eingefügt. Für die erste Mission gilt: Reihen und Spalten der Matrix bezeichnen die jeweiligen Startwerte der Masse - Höhe Kombination. In der zweiten Mission sind es die Startwerte der Exzentrizität und Höhe des Perigäums bei konstanter Masse. Die erstellten Matrizen wurden mit der *contourf*-Funktion von MatLab zu Graphen umgewandelt. Um die Graphen übersichtlicher zu gestalten wurde für die Einfärbung der Zeitmatrix eine logarithmische Skala gewählt. Der unregelmäßige Farbverlauf, gut erkennbar bei der 10 Jahres Grenze in der Abbildung 4.4, ist auf die Auflösung der Daten zurückzuführen.

4.3.1. Mission 1

In Abb. 4.4 sind die zugehörigen Wiedereintrittszeiten farblich in Abhängigkeit von Masse und Starthöhe abgetragen. Die Zeitskala ist logarithmisch von 0 bis 10 Jahre an der Seite aufgeführt. Es ist klar zu erkennen, dass niedrigere Massen auch aus vergleichsweise großen Höhen entfernt werden können. Die maximale Höhe des Zielsatelliten nimmt jedoch mit zunehmender Masse stark ab, wenn die Zeitvorgabe von maximal 10 Jahren eingehalten werden soll. Eine detaillierte Ansicht der Massen von 50 bis 550 kg bietet Abbildung ??, da diese mit einer viermal höheren Auflösung (25 kg Schritte) simuliert wurde. Hier wird es deutlicher, dass die Zielmasse bei 1400 km maximal 500 kg betragen darf, um die Grenze von zehn Jahren nicht zu überschreiten. In beiden Graphen (Abb. 4.4, ??) ist anhand der Farbskala zu erkennen, dass im hellroten Bereich die benötigte Zeit stark ansteigt.

Unterhalb dieses Bereichs nimmt die Missionsdauer nur deutlich langsamer zu, wenn Umlaufbahn oder Masse erhöht werden. Das ist darauf zurückzuführen, dass die angenommen 10 kg Treibstoff nach durchschnittlich etwa 2,5 Jahren aufgebraucht sind und das Wiedereintreten (danach) lediglich durch atmosphärische Reibung vorangebracht wird. Der dunkelrote Bereich stellt eine Missionsdauer von über 10 Jahren dar. Es ist keine Information enthalten wie viel länger, da dies nicht Gegenstand der Untersuchung war.

Ergebnis Mission 1

Die gewählte Konfigurationen kann Satelliten mit einem Gewicht von 375 kg (Starlink) und einer Erdumlaufbahn von 1400 km innerhalb von 2 Jahren aktiv zum Wiedereintritt führen. Für niedrigere Höhen wird dieser Vorgang schon früher abgeschlossen.

Bei großen Höhen ist die maximale Masse limitiert, jedoch ist der Aerodynamische Widerstand in geringen Höhen so stark, dass Trümmerreste bis zu zwei Tonnen innerhalb eines Jahres aus ihrer Umlaufbahn entfernt werden können.

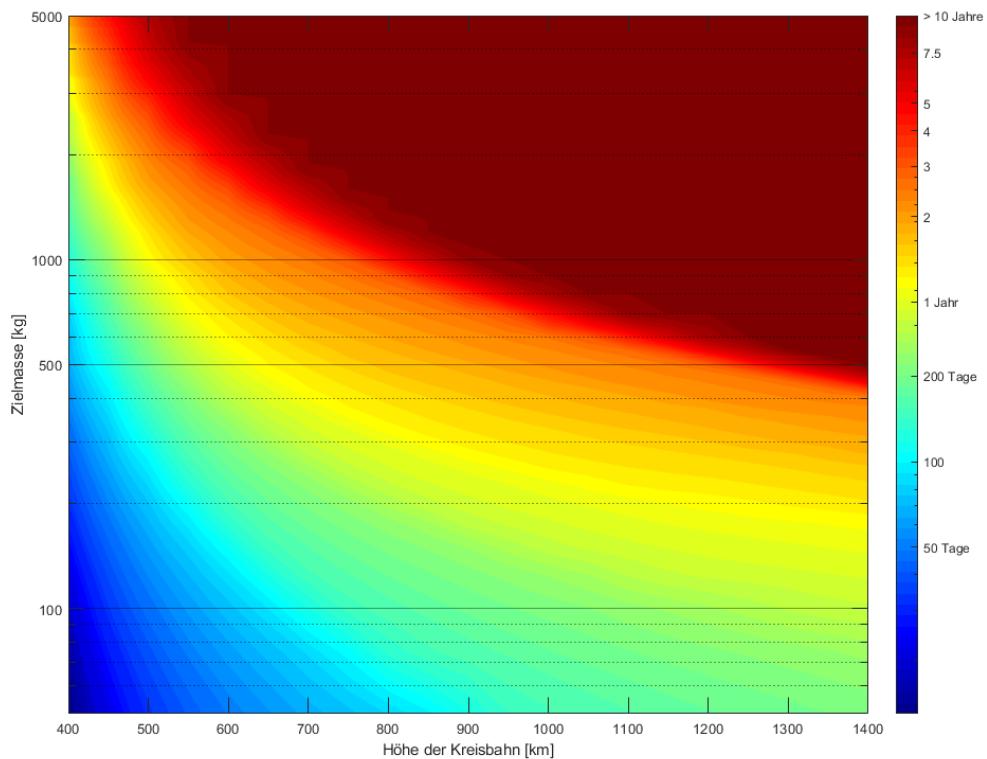


Abbildung 4.3.: Simulationsergebnisse 50-5000 kg, Kreisorbit

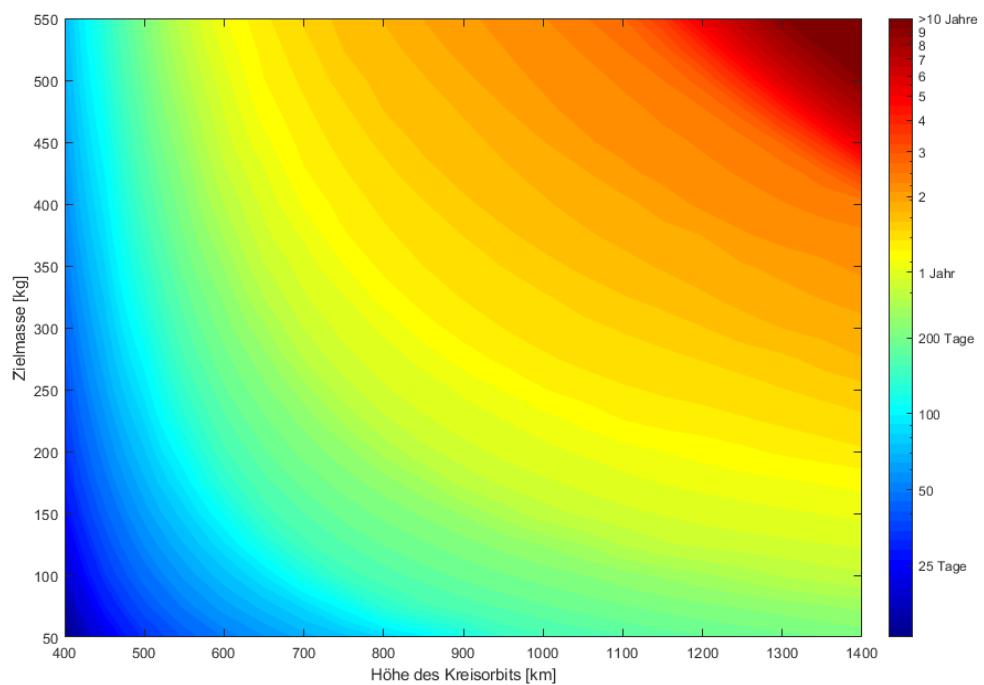


Abbildung 4.4.: Simulationsergebnisse 50-550 kg, Kreisorbit

4.3.2. Mission 2

Die Abbildungen 4.6, 4.7 und 4.8 repräsentieren die Ergebnisse für die ausgewählten Massen 50, 375 und 550kg. Die benötigte Missionszeit wird hier in Abhängigkeit von Exzentrizität und Starthöhe des Perigäums dargestellt. Die Zeitskala ist wieder logarithmisch von 0 bis 10 Jahre an der Seite aufgeführt.

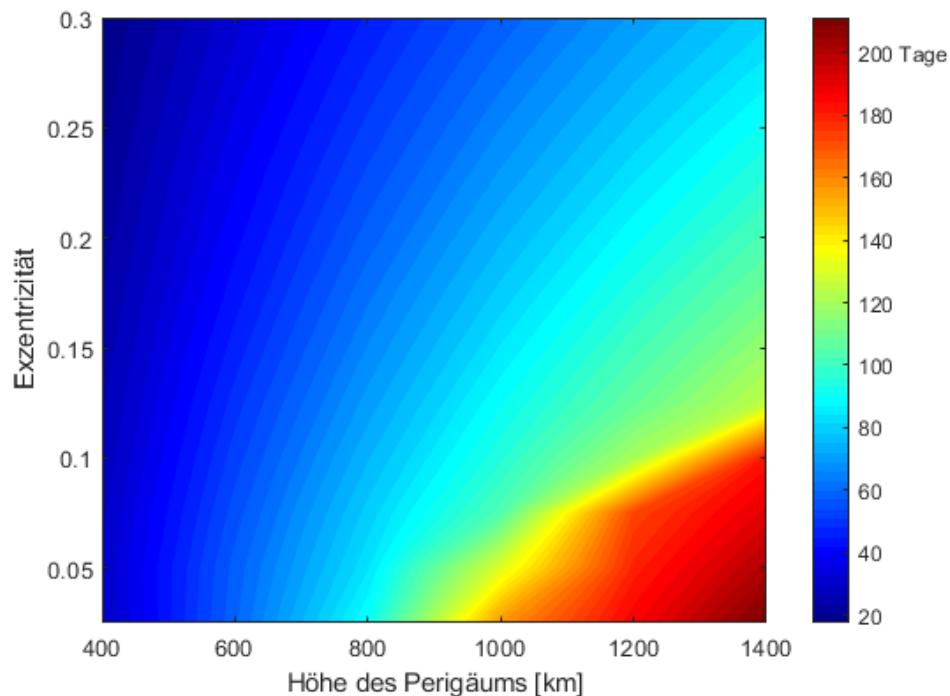


Abbildung 4.5.: Simulationsergebnisse Variation der Exzentrizität, 50 kg

Auffallend ist die Tatsache, dass eine höhere Exzentrizität eine geringere Missionszeit zur Folge hat. Der Grund hierfür ist unter Anderem, dass bei hohen Exzentrizitäten der CubeSat länger innerhalb der 58° um das Apogäum ist und das Triebwerk somit länger brennt. Im Fall von 550 kg zeigt Abbildung 4.8, dass obwohl es über alle Höhenstufen zu einer Verkürzung der Mission kommt, dies für 1400 km trotzdem über 10 Jahre dauert.

Ergebnis Mission 2

Das Ergebnis der zweiten Missionssimulation ist, dass die Exzentrizität keinen negativen Einfluss auf die Wiedereintrittszeit hat. Wurde über die erste Simulation festgestellt, dass die Mission erfolgreich war, so ist davon auszugehen, dass eine Mission mit der selben Starthöhe (Kreisbahnhöhe = Perigäumshöhe) auch erfolgreich ist.

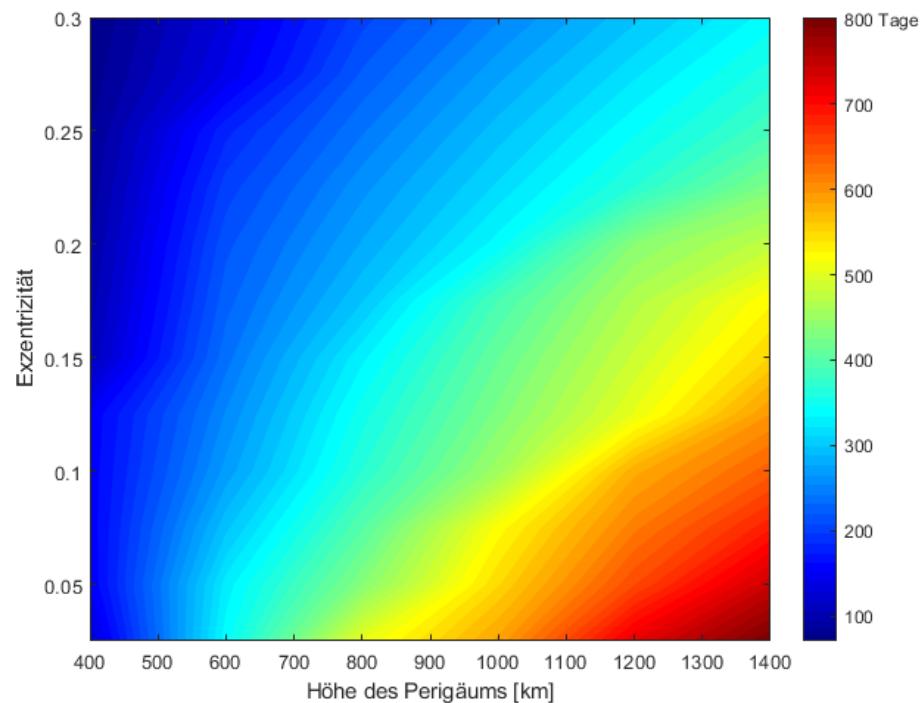


Abbildung 4.6.: Simulationsergebnisse Variation der Exzentrizität, 375 kg

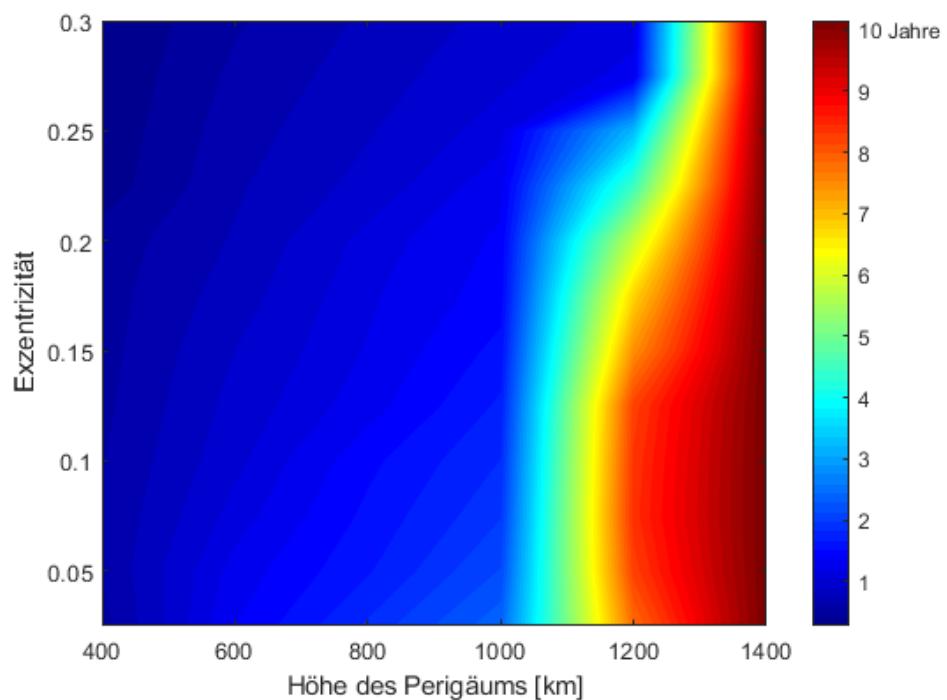


Abbildung 4.7.: Simulationsergebnisse Variation der Exzentrizität, 550 kg

5 Fazit und Ausblick

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die Simulation der Missionen sehr gut verlaufen ist. Über alle betrachteten Höhen lassen sich, laut der Simulationsergebnisse, defekte Satelliten in der Größenordnung von Megakonstellationen aus der Umlaufbahn entfernen. Entgegen der Erwartungen scheint es sogar möglich zu sein mit dem selben Aufbau deutlich größere Massen abzubremsen. Selbst bei einer Höhe von 1400 km verlief die Simulation mit 475 kg noch erfolgreich. Die derzeit größte bekannte Masse geplanter Megakonstellationssatelliten liegt mit 386 kg deutlich unter diesem Wert [32]. Der limitierende Faktor der Mission ist die Treibstoffmenge von 10 kg. Eine Testsimulation hat ergeben, dass die Zielgruppe auf größere Massen in hohen Umlaufbahnen erweitert werden kann, wenn die Treibstoffmenge um 50% erhöht wird. Das wäre zwar innerhalb des Massenbudgets, jedoch ist das Volumen mit der ursprünglichen Auslegung bereits komplett ausgeschöpft. Die Ursache dafür sind unter anderem die Skalierungen der Subsysteme. Des Weiteren müssen die Einbauvorrichtungen der einzelnen Komponenten mit berücksichtigt werden, die bei den Budgets durch das Programm nicht beachtet werden konnten. Zielsetzung der vorliegenden Arbeit war die Eignung des angenommenen CubeSat Designs für ADR Missionen zu testen. Da die Simulationen erfolgreich verlaufen sind benötigt das gewählte Design keine Optimierung. Dies bildet eine gute Voraussetzung für die weiteren Planungen bezüglich der Satellitenkonstellation. Mit diesem Nachweis kann jetzt an dem Wärmemanagement, RCS und Struktur gearbeitet werden, die in dieser Arbeit nur untergeordnet behandelt wurden. Weiterhin wurde festgestellt, dass keine genaue Aussage über die Effizienz des RCS getroffen werden kann, da die RCS-Treibwerksauswahl auf Skalierung basiert. Über sämtliche Komponenten bei denen eine Skalierung stattgefunden hat sollte Rücksprache mit den Herstellern gehalten werden, um möglichst reale Werte für die Berechnungen zur Verfügung zu haben.

Literaturverzeichnis

- [1] G. Gaias and J.-S. Ardaens, “Flight demonstration of autonomous noncooperative rendezvous in low earth orbit,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 41, no. 6, pp. 1337–1354, 2018.
- [2] G. Gaias and J.-S. Ardaens, “In-orbit experience and lessons learned from the avanti experiment,” *Acta Astronautica*, vol. 153, pp. 383–393, 2018.
- [3] L. Peng, Z. Jun, and Y. Xiaozhou, “Design and on-orbit verification of eps for the world’s first 12u polarized light detection cubesat,” *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 19, no. 3, pp. 718–729, 2018.
- [4] M. Tsay, J. Frongillo, K. Hohman, and B. Malphrus, “Lunarcube: A deep space 6u cubesat with mission enabling ion propulsion technology,” *AIAA/USU Conference on Small Satellites*, vol. 29, 2015.
- [5] A. Klesh, B. Clement, C. Colley, J. Essmiller, D. Forgette, J. Krajewski, A. Marinan, and T. Martin-Mur, “Marco: Early operations of the first cubesats to mars,” *AIAA/USU Conference on Small Satellites*, vol. 32, 2018.
- [6] Erik Kulu, “Nanosats database,” 2014.
- [7] Y. Rahmat-Samii, V. Manohar, and J. M. Kovitz, “For satellites, think small, dream big: A review of recent antenna developments for cubesats,” *IEEE Antennas and Propagation Magazine*, vol. 59, no. 2, pp. 22–30, 2017.
- [8] M. Swartwout, “The first one hundred cubesats: A statistical look,” *JoSS*, no. 2, pp. 213–233, 2013.
- [9] R. Hevner, J. Puig-Suari, and R. Twiggs, “An advanced standard for cubesats,” *AIAA/USU Conference on Small Satellites*, vol. 25, 2011.
- [10] “Air force space command manual 91-710: Range safety user requirements manual,” vol. 6, 2019.
- [11] California Polytechnic State University, “Cubesat design specification rev.13,” 2014.
- [12] M. Lettau, “S 1909 m rendezvous architecture and validation process for cubesat based active debris removal,”
- [13] A. A. M. Abaker and A. B. Abt AlNabi, “Analysis of cube-sat electrical power system architecture,” *Science Technology & Innovation Journal*, vol. 1, no. 1, 2017.
- [14] R. Burt, *Distributed Electrical Power Systems in Cubesat Applications*. PhD thesis, Utah State University, 2011.
- [15] “Netting a derelict satellite.”

- [16] Ames Research Center, “State of the art small spacecraft technology,” 2018.
- [17] C. P. Mark and S. Kamath, “Review of active space debris removal methods,” *Space Policy*, vol. 47, pp. 194–206, 2019.
- [18] S. Peters, C. Pirzkall, H. Fiedler, and R. Förstner, “Mission concept and autonomy considerations for active debris removal,” *Acta Astronautica*, vol. 129, pp. 410–418, 2016.
- [19] C. Phipps, “Clearing space debris with lasers,” *SPIE Newsroom*, 2012.
- [20] C. Bombardelli and J. Pelaez, “Ion beam shepherd for contactless space debris removal,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 34, no. 3, pp. 916–920, 2011.
- [21] “Csm2o_guidance_&_navigation_pp205-222,”
- [22] D. Romagnoli and S. Theil, “De-orbiting satellites in leo using solar sails,” *Journal of Aerospace Engineering, Sciences and Applications*, vol. 4, no. 2, pp. 49–59, 2012.
- [23] S.-I. Nishida and S. Kawamoto, “Strategy for capturing of a tumbling space debris,” *Acta Astronautica*, vol. 68, no. 1-2, pp. 113–120, 2011.
- [24] C. Chopra and R. Chandra, “Small satellite deorbital system using magnetic field controlled plasma,” in *15th International Conference on Space Operations*, (Reston, Virginia), p. A04212, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 05282018.
- [25] M. M. Castronuovo, “Active space sebris removal—a preliminary mission analysis and design,” *Acta Astronautica*, vol. 69, no. 9-10, pp. 848–859, 2011.
- [26] S. Knickermeier, “Optimierung anisotroper mikrohaftstrukturen mittels fem-simulation und 2pp fertigung,”
- [27] C. Trentlage and R. Hensel, “Development of gecko-inspired adhesive materials for space applications,”
- [28] Christopher Trentlage and Enrico Stoll, “A biomimetic docking mechanism for controlling uncooperative satellites on the elissa free-floating laboratory,” 2018.
- [29] E. Farahvashi, “Qusad manual,” 2016.
- [30] E. Farahvashi, “Developement of an intuitive cubesat design tool and cubesat component database for preliminary design studies,” 2016.
- [31] S. P. Hughes, “General mission analysis tool (gmat).”
- [32] M. Ben Larbi, B. Grzesik, J. Radtke, C. Trentlage, and E. Stoll, *Active Debris Removal for Mega Constellations: CubeSat Possible?* 2017.

Abbildungsverzeichnis

2.1.	Überblick über Nanosatelliten Missionen von 1998 bis 2023 [6]	9
2.2.	Dezentralisiertes EPS [14]	12
2.3.	Zentralisiertes EPS [14]	12
2.4.	Überblick über die ADR Methoden [17]	15
2.5.	Missionsaufbau für Collective Method [18]	15
2.6.	Funktionsweise des ADR mittels Laser [19]	16
2.7.	Funktionsweise des ADR mittels Laser [20]	16
2.8.	Satellit mit Fangnetz [21]	17
2.9.	Satellit mit Sonnensegel [22]	17
2.10.	Satellit mit Roboterarm [23]	18
2.11.	Aufbau deorbiting mit dem Magnetfeld [24]	19
2.12.	Rendezvous Phasen[25]	20
2.13.	Aufnahme einer Mikrostruktur mit $35 \mu m$ Durchmesser. Strukturen weisen unterschiedliche Winkel auf: a) 34° b) 90° c/d) 23° [26]	21
2.14.	Simulation des Verformungsverhaltens der Mikrostruktur bei Haftberührung [26, Abbildung 19, Seite43]	22
2.15.	Prototyp Gecko Dachingmechanismus [27, Figure 18, Seite 10]	23
2.16.	Kräftebetrachtung Ansicht von oben	24
2.17.	Kräftebetrachtung 3D	24
2.18.	Kräftebetrachtung Momentengleichgewicht	25
3.1.	CubeSat-Größen gemäß der Planetary Systems Corporation [12]	29
3.2.	Anordnung der RCS-Triebwerke [12]	30
3.3.	CAD Darstellung von der Solarkonfiguration [12]	30
3.4.	Massenbudget für das angenommene Design	32
3.5.	Volumenbudget für das angenommene Design	33
3.6.	Energiebudget für das angenommene Design	34
3.7.	QuSAD: Orbit Charakteristik Eingabewerte	34
3.8.	QuSAD: Auswahl der Solarpanele und der Missionsdauer	35
3.9.	QuSAD: Energieerzeugung pro Orbit 1	35
3.10.	QuSAD: Energieerzeugung pro Orbit 2	35
3.11.	QuSAD: Energieverbrauch pro Orbit	36
3.12.	QuSAD: Überblick Energieüberschuss	36
4.1.	3D Plot eines Satelliten in einer exzentrischen Umlaufbahn um die Erde	39
4.2.	Fehler bei niedrigen Exzentrizitäten	41
4.3.	Deorbitskript - Variation der Exzentrizität	43

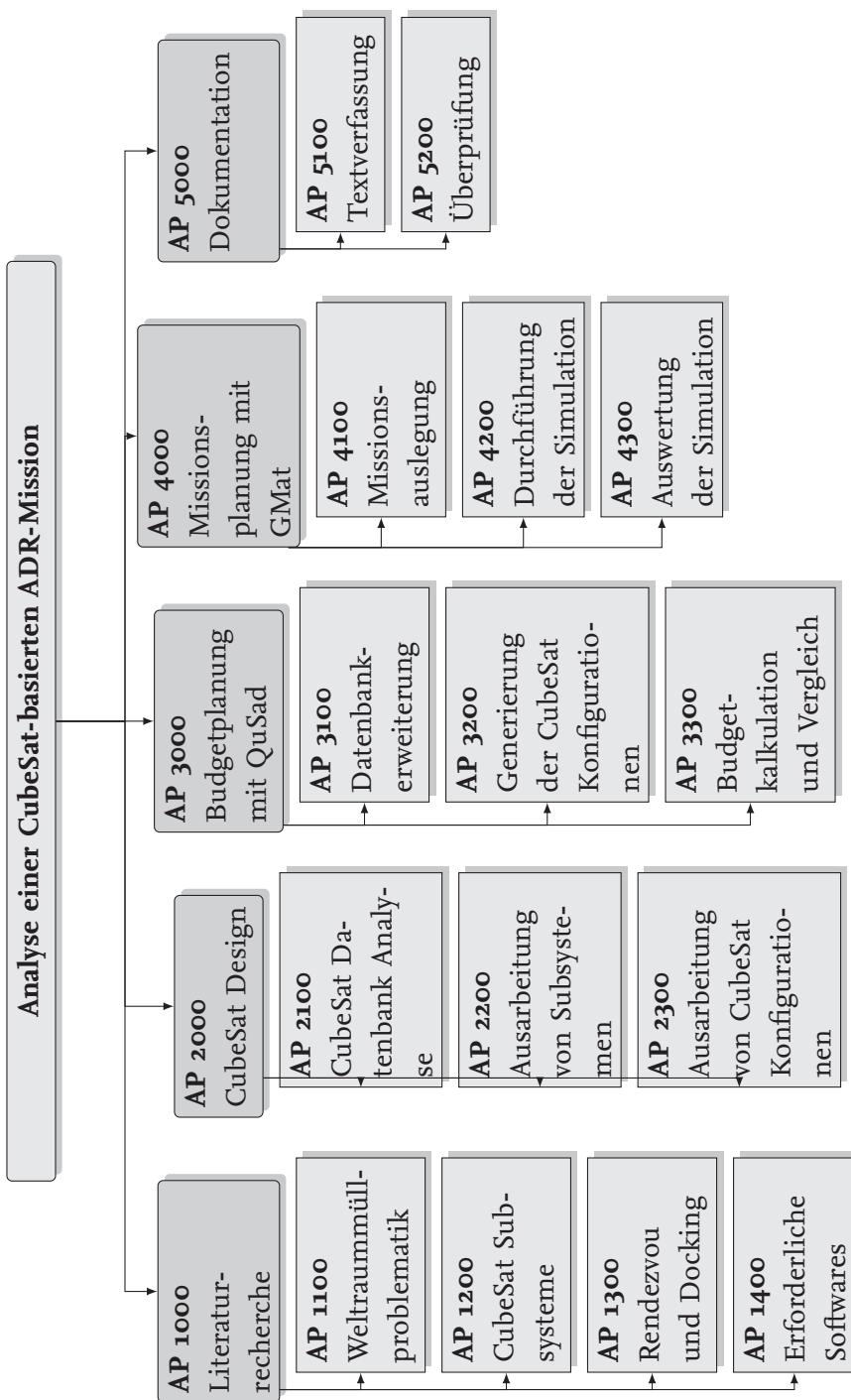
4.4. Simulationsergebnisse 50-5000kg, Kreisorbit	44
4.5. Simulationsergebnisse 50-550kg, Kreisorbit	45
4.6. Simulationsergebnisse Variation der Exzentrizität, 50 kg	46
4.7. Simulationsergebnisse Variation der Exzentrizität, 375 kg	47
4.8. Simulationsergebnisse Variation der Exzentrizität, 550 kg	47

Tabellenverzeichnis

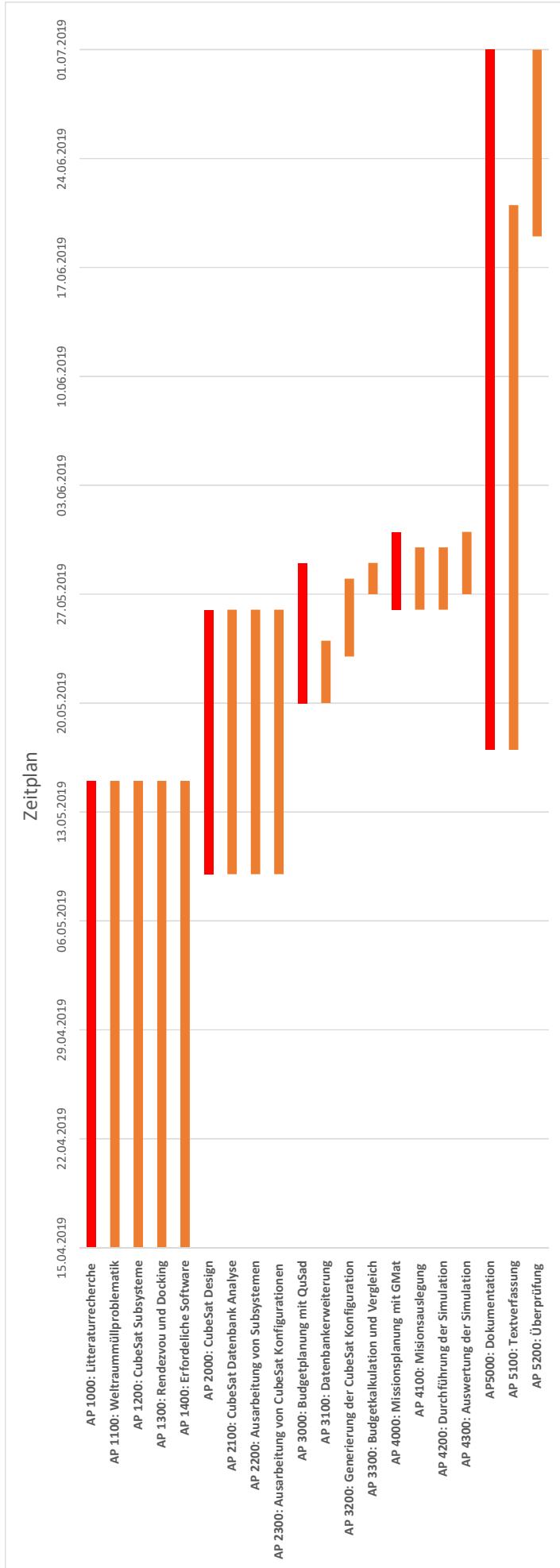
3.1. Angenommenes Design [12]	31
4.1. Abbruchkriterien	41
B.1. Komponenten des angenommenen Designs in QuSAD	74

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. Strempel, 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. Strempel, O. Mouhaya, V. Dietrich			
Ziele:				
• Kennenlernen und Verstehen der CubeSat Subsysteme				
Input:				
• Literatur zu CubeSat Subsystemen				
Aufgaben:				
• 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. Strempel, 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:				
• Software ist Einsatzbereit				
Input:				
• QuSAD, GMAT, LaTeX				
• MatLab, Citavi, GitHub				
Aufgaben:				
• 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:				
• Auseinandersetzung mit der Datenbank				
Schnittstellen zu anderen APs:				
• AP 2200 Überblick über vorhandene Subsysteme				
• AP 2300 Überblick über vorhandene Subsysteme				
• AP 3100 Ermitteln fehlender Daten				
Aufgaben:				
• 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:				
• Auswahl qualifizierter Subsysteme				
Input:				
• AP 2100 Vorhandene Subsysteme in der Datenbank				
Schnittstellen zu anderen APs:				
• AP 2300 Vorauswahl für die Konfigurationen				
Aufgaben:				
• 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:		
• Erweiterung und Ergänzung der Datenbank		
Input:		
• AP2100 liefert die zu erweiternde Datenbank		
Schnittstellen zu anderen APs:		
• AP 3200 Verwendbarkeit neuer Technologien		
Aufgaben:		
• 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 Budgetplanung • AP 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. Stempel, V. Dietrich			
Ziele:				
• Erfassung der Vor- und Nachteile der erstellten Designs				
Input:				
• AP 3200 liefert Konfigurationen				
Schnittstellen zu anderen APs:				
• AP 4100 verwendet die CubeSat Konfigurationen für die Missionsplanung				
Aufgaben:				
• Erstellung der Budgets für die einzelnen Konfigurationen				
• Gegenüberstellung der Budgets				

		AP 4100		
Titel	Missionsauslegung	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"> • Auslegung einer Beispielmission 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:				
• Erstellen von Simulationsdaten für verschiedene Konfigurationen				
Input:				
• AP 4100 liefert die notwendigen Ressourcen				
Schnittstellen zu anderen APs:				
• AP 4300 wertet die erstellten Daten aus				
Aufgaben:				
• Durchführen der Simulationen mit GMAT				
• Bereitstellen der Daten für die Auswertung				

		AP 4300		
Titel	Auswertung der Simulation	Seite: 1 von 1		
Verantwortlicher	Marc Strempel	Version: 1.1		
		Datum: 15.04.2019		
Beginn	27.05.2019			
Ende	31.05.2019	Dauer: 4 Tage		
Bearbeiter	F. Schäfer, M. Strempel, 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. Strempel, 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. Strempel, O. Mouhaya, V. Dietrich			
Ziele:				
• Endfassung des Textes Erstellen				
Input:				
• AP 5100				
Schnittstellen zu anderen APs:				
• AP 5100 Rückkopplung zum Text				
Aufgaben:				
• Überprüfung des Textes auf Formatierung, Rechtschreibung und Vollständigkeit				

B Anhang

Category	Name	Mass(g)	Volume(mm ³)	max. Power Consumption(W)	Capacity(Wh)	On-Time(%)
Antenna	IQW S-Band Dual Patch Antenna	49	150000	2	-	100
Antenna	SkyFox Labs piPATCH-MAX (GNSS)	200	150000	0.15	-	100
Battery	NanoAvionics EPS included battery	0	0	-	161	100
Control Boards	SSTL OBC750 LEO Flight Computer	1500	3500000	10	-	100
EPS Board	NanoAvionics EPS	1500	1500000	0.15	-	100
Miscellaneous&Payload	Vision-based LiDAR Sensor	1800	1500000	5.2	-	100
Miscellaneous&Payload	Crystalspace CAMIU 5 MP (RNS)	150	125000	0.85	-	100
Miscellaneous&Payload	Gecko based	2000	2000000	-	-	100
Propulsion	Iodine tank	10000	3000000	-	-	100
Propulsion	Nitrogen tank	2120	4500000	-	-	100
Propulsion	Marotta Micro-Thruster (chemical)	60	140000	5	-	0.001
Propulsion	Busiek BH7-2ao Thruster(electric)	2000	3000000	200	-	16.1
Solar Panel Deployable	Top/Bottom BC1 9U Solar Panel	285.71	400000	-	-	100
Solar Panel Deployable	BC1 9U Triple Wing Solar Array Custom (Side)	174.29	2500000	-	-	100
Solar Panel Deployable	BC1 SADA Gimbal System	500	100000	0.35	-	100
Structure	27U NanoAvionics Standard Structure (s)	2000	-	-	-	100
Tracker&Sensors	TY-Space PST3	100	450000	1.2	-	100
Tracker&Sensors	NSS Fine Sun Sensor NESS-411	35	25000	0.2	-	100
Tracker&Sensors	Sensoron STM320	60	50000	1.5	-	100
Tracker&Sensors	SSTL SGR-Ligo	100	100000	0.5	-	100
Transceiver	IQW Slink-PHY S-Band Transceiver	200	250000	-	-	100
Sum	-	28368	2618500	183.6*	161	100

Tabelle B.1.: Komponenten des angenommenen Designs in QuSAD

