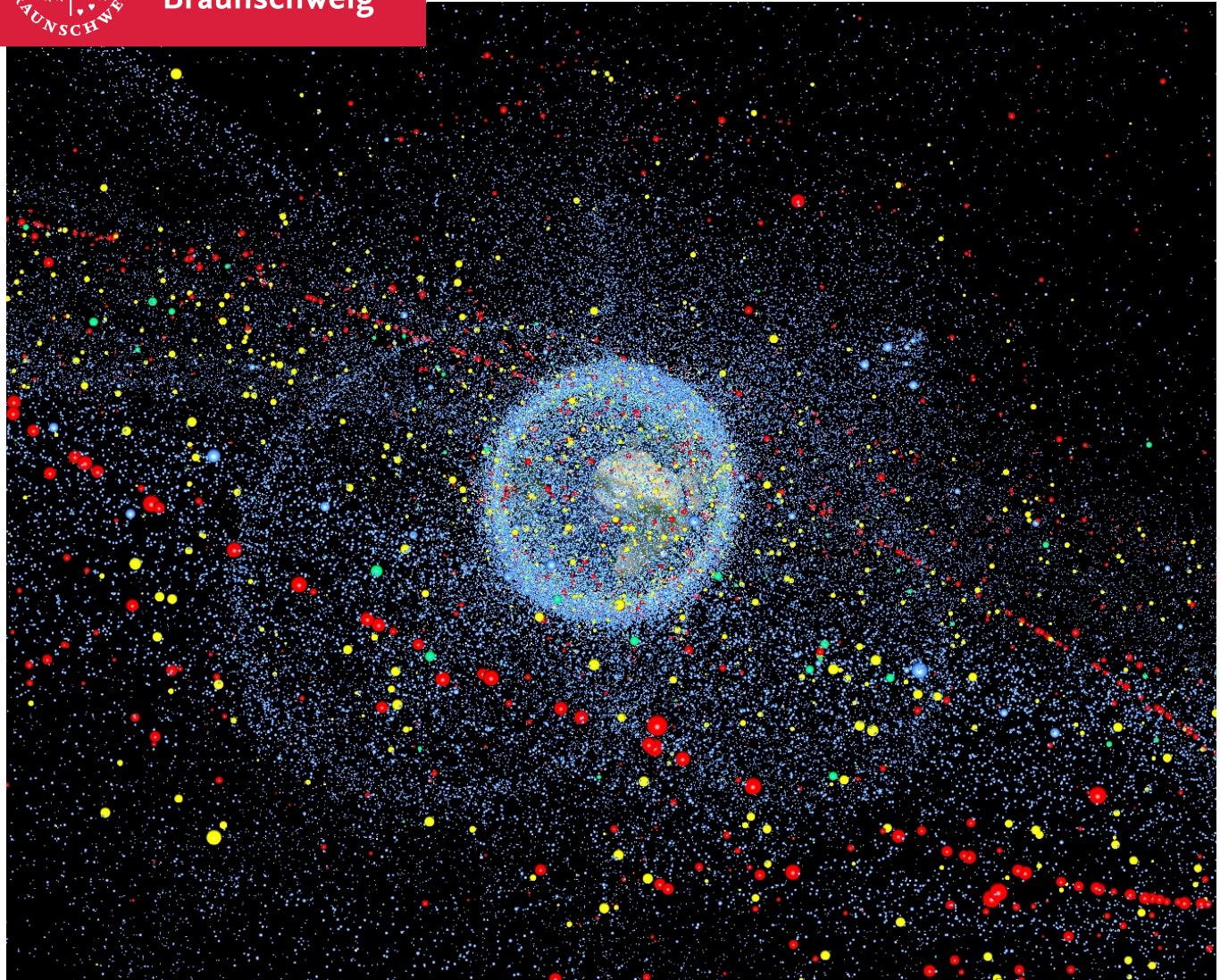




Technische
Universität
Braunschweig

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

4. 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
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 - Electrical Power System (EPS)	11
2.2.3. Guidance, navigation and control -GNC ADCS	12
2.2.4. Command and 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	21
2.3.3. Docking Strategien	21
2.3.4. Bionische Materialien	23
3. CubeSat Design	28
3.1. QuSAD	28
3.1.1. Einführung in die Software	28
3.1.2. Datenbankerweiterung	28
3.2. CubeSat Designanalyse	29
3.2.1. Angenommenes Design	29
3.2.2. Budgetplanung	32
3.3. Auswertung und Optimierung des Designs	36
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	42
4.3.1. Beschreibung Mission 1	42
4.3.2. Ergebnis Mission 1	43
4.3.3. Beschreibung Mission 2	44
5. Zusammenfassung und Ausblick	48
Fazit und Ausblick	49
Literaturverzeichnis	50
Abbildungsverzeichnis	51
Tabellenverzeichnis	54
Symbolverzeichnis	55
A. Projektmanagement	56
A.1. Work Breakdown Structure	56
A.2. Zeitplan	58
A.3. Work Package Description	60

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

Ohne zuverlässige ADR Maßnahmen steigt die Wahrscheinlichkeit erneuter Kollisionen, die in einer Kaskade an Trümmerteilen 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 400 kg haben, ist es notwendig eine geeignete Konfiguration auszuwählen. Im Fokus steht die Auswahl des Triebwerks, da die CubeSats nach dem Docking ein Vielfaches des Eigengewichtes bewegen müssen. Um eine bessere Betrachtung der Problematik zu ermöglichen wird angenommen, dass der CubeSat sich mit einem Abstand von 10 km auf der gleichen Umlaufbahn wie das Zielobjekt befindet. Ein essentielles Problem bei einer ADR Mission ist das Docking, da hohe Anforderungen an die Lageregelung, Navigation und Positionsbestimmung gestellt sind. Im Folgenden werden in Kapitel 2 die einzelnen Subsysteme von Satelliten aufgeführt und im Allgemeinen beschrieben, zusätzlich wird auf das Rendezvous und Docking näher eingegangen. Im darauffolgenden Kapitel wird eine Designanalyse mittels Budgetplanung für ein bestehendes Cu-

beSat Design durchgeführt. Das vierte Kapitel beschäftigt sich mit der Missionsplanung und unter Zuhilfenahme des General Mission Analysis Tool (GMAT) werden Missionsabläufe simuliert. Im Anschluss werden die Simulationsergebnisse ausgewertet um die Eignung des vorher bestimmten Satellitenentwurfes zu ermitteln.

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].

2 Theoretische Grundlagen

2.1. Der Cubesat Designstandard

2.1.1. Historische Entwicklung

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. [6, 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. [7, S. 1]

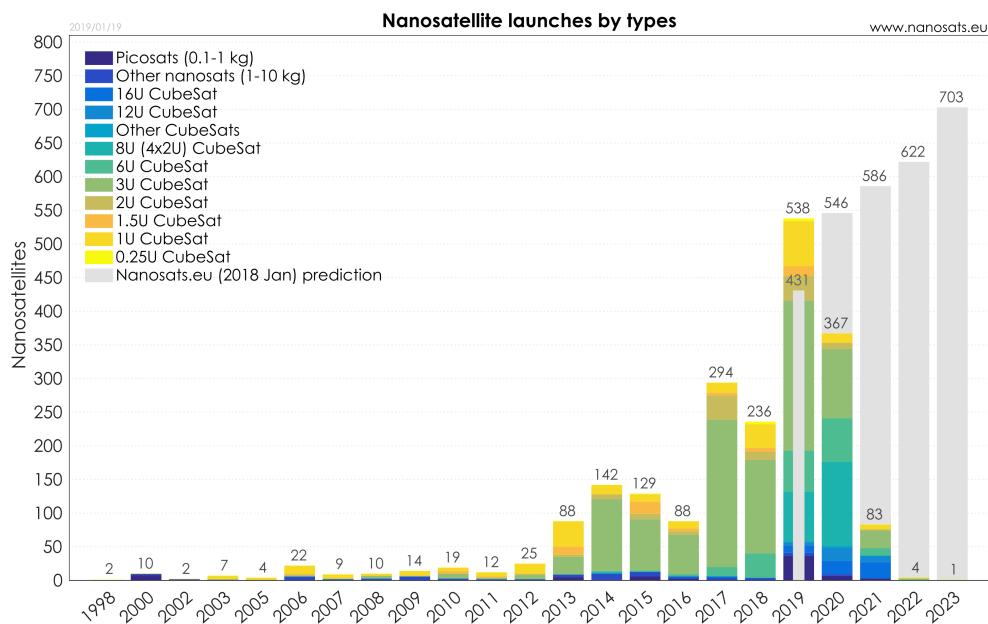


Abbildung 2.1.: Überblick über Nanosatelliten Missionen von 1998 bis 2023

2.1.2. Gestaltungsrichtlinien

Für die Gestaltung von CubeSats gelten eine Reihe von Richtlinien. Als kleinste Einheit (1U) wird ein Würfel mit einer Kantenlänge von 10cm und einer zulässigen Masse von maximal 1,33 kg vorgegeben. Für größere Volumen und Massen können mehrere Einheiten von CubeSats verbunden werden. Satelliten mit 1U, 1.5U, 2U, oder 3U können von dem einheitlichen Startmechanismus (P-Pod) in die Erdumlaufbahn ausgelassen werden. Die Kosten von CubeSat Missionen können gering gehalten werden, indem diese als sekundäre Nutzlast bei Raketenstarts mitfliegen. Für größere Satelliten (6U, 12U, 27U) werden andere Startmechanismen benötigt. Die zugelassene Masse wird 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.[? 8]

- *Energiespeicher:*

Der chemische Energiespeicher darf eine Größe von 100 Wh nicht überschreiten.[8]

- *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. [8]

2.2. Cubesat Subsysteme

2.2.1. Antrieb

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 [10] verwiesen. Miniaturisierte Versionen von erprobten

Triebwerken werden stetig weiterentwickelt und getestet. Es wurden bereits mehrere Miniaturisierte Triebwerke in CubeSatmissionen erfolgreich eingesetzt. In Zukunft sollte es eine wachsende Auswahl an geeigneten Triebwerken für CubeSat-Missionen geben. Eines der wichtigsten Subsysteme für Active Debris Removal (ADR) Missionen mit einem CubeSat ist der Antrieb. Er wird das Deorbiting des Zielobjekts benötigt. Um Lageregelung und Rendezvous-Manöver durchführen zu können müssen sehr präzise Triebwerke gewählt werden. Für CubeSats stehen nur wenige ausgereifte und erprobte Triebwerke zur Verfügung unter anderem durch die Herausforderung der Miniaturisierung bestehender Technologien. 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 allgemein 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 größere externe Energiequelle angewiesen. Diese wird zwangsläufig benötigt, um die getankte Masse zu beschleunigen. [10] Miniaturisierte Versionen von erprobten Triebwerken werden stetig weiterentwickelt und getestet. Es wurden bereits mehrere Miniaturisierte Triebwerke in CubeSat Missionen erfolgreich eingesetzt. In Zukunft sollte es eine wachsende Auswahl an geeigneten Triebwerken für CubeSat Missionen geben.

2.2.2. Stromversorgungssystem - Electrical Power System (EPS)

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 Anbieter COTS 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 genutzt. So kann die nutzbare Oberfläche zwei bis vier mal größer sein, als die benötigte Fläche auf dem Satelliten.[10]

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 COTS erworben werden.[10; 11]

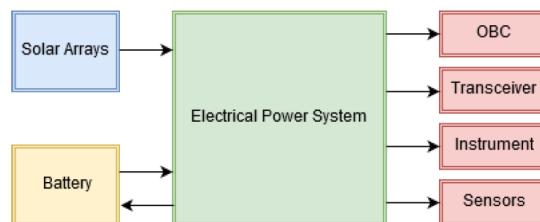


Abbildung 2.2.: EPS Aufbau [12]

Für die Verteilung des Stroms an die Subsysteme gibt es zwei unterschiedliche Ansätze. Zum Einen sind es dezentralisierte Verteilungssysteme, 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.

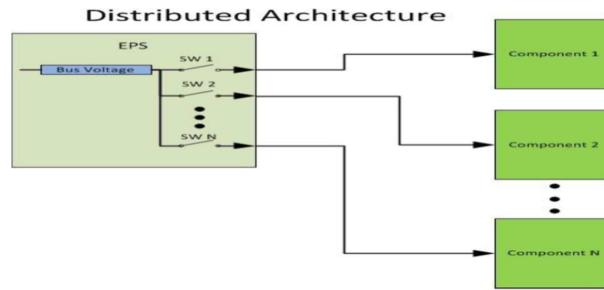


Abbildung 2.3.: Dezentralisiertes EPS [11]

Die zweite Variante sind zentralisierte Verteilungssysteme. 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.[11]

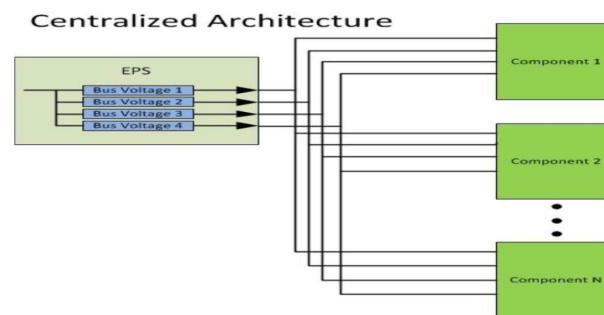


Abbildung 2.4.: Zentralisiertes EPS [11]

2.2.3. Guidance, navigation and control -GNC ADCS

Guidance, Navigation and Control (GNC) Subsysteme sind neben den in Kapitel [...] 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 wird. Bei dieser Art der Positionsbestimmung ist es notwendig zu wissen, welchen geplanten Erdumlaufbahn der Satellit hat. Diese Methode bezieht sich auf der Zeitdifferenz zwischen Sende- und Empfangszeitpunkt. Deswegen ist die Positionsbestimmung via Bodenradar nicht sehr

genau[quelle]. 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- Magnetfeldsensoren, sowie Kreiselinstrumente. Bei Kreiseln wird die Verdrehung im Vergleich zu einem aufgeprägten Inertialsystem gemessen, wodurch 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.[10]

2.2.4. Command and data handling

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.[10]

2.2.5. Kommunikation

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.[10]

2.2.6. Thermisches Management

Die 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 ist. Passive Technologien sind mit geringen Kosten, Volumen, Gewicht und Risiko verbunden und erfordern keine interne Eingangsleistung für die Wärmeregulierung. 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. [13, S. 109 - 120]

2.2.7. Struktur

Die Strukturen werden in Primär- und Sekundärestrukturen unterteilt. Die Primärstruktur ist thermischen und dynamischen Beeinflussungen ausgesetzt, denen sie entgegenwirken muss. Des Weiteren sorgt es für Lastübertragung während des Starts und des Einsatzes. Elektromagnetische Strahlungen, Drücke und innere Wärmeleitungen 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. [13, 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 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 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

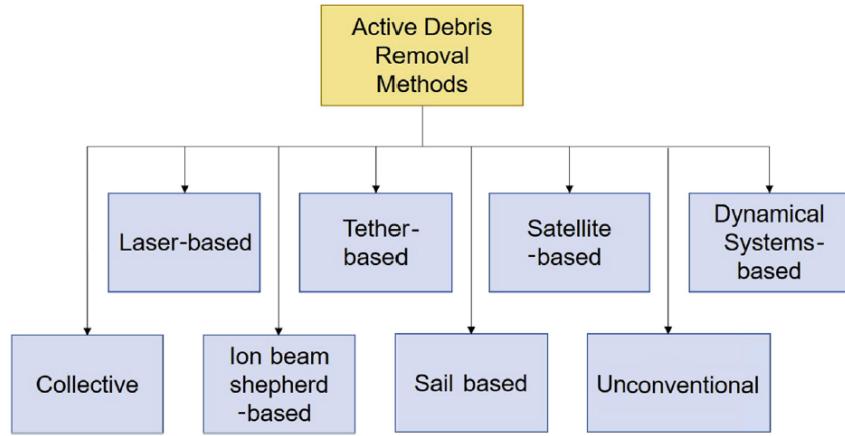


Abbildung 2.5.: Überblick über die ADR Methoden [14]

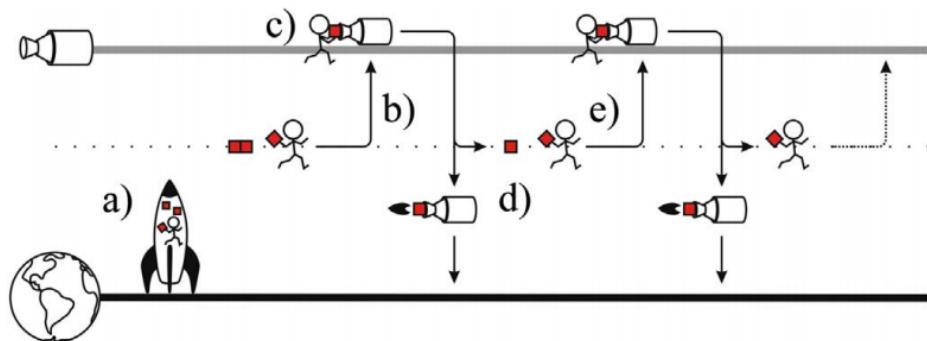


Abbildung 2.6.: Missionsaufbau für Collective Method [15]

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 [15] [14].

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.[16; 14]

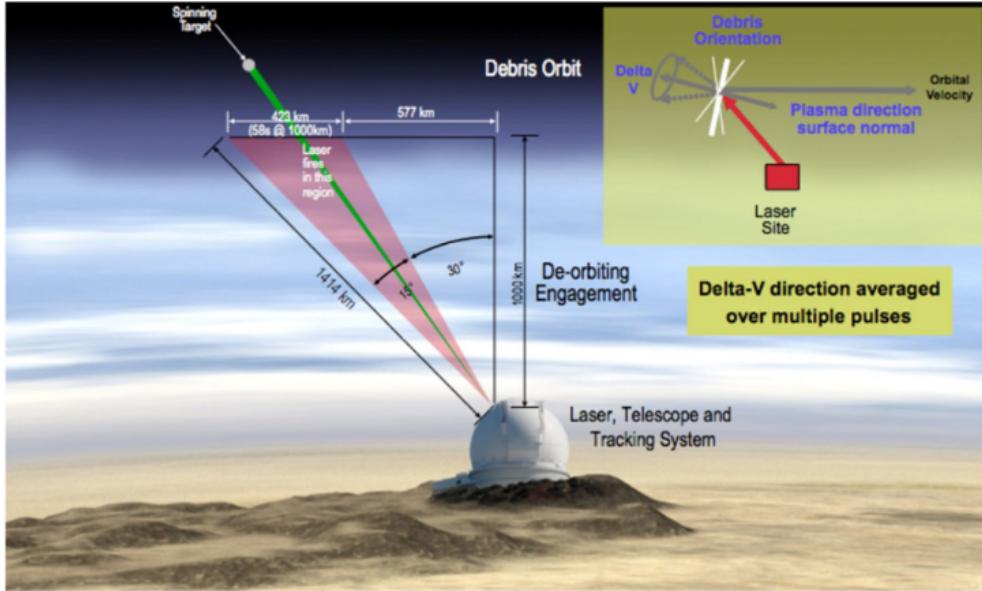


Abbildung 2.7.: Funktionsweise des ADR mittels Laser [16]

Ion beam shepherd-based Method

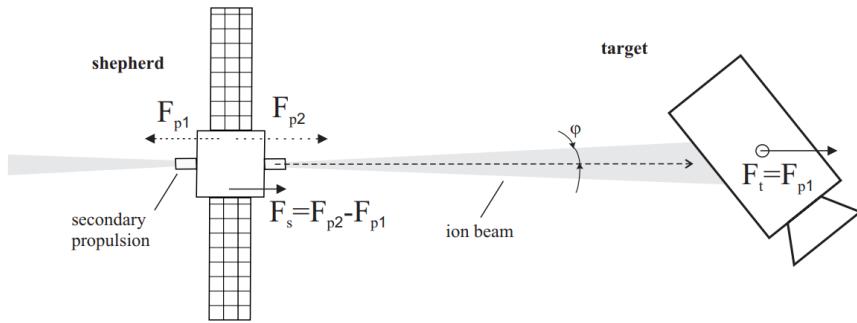


Abbildung 2.8.: Funktionsweise des ADR mittels Laser [17]

Die Abbildung 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 [14].

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 [14].

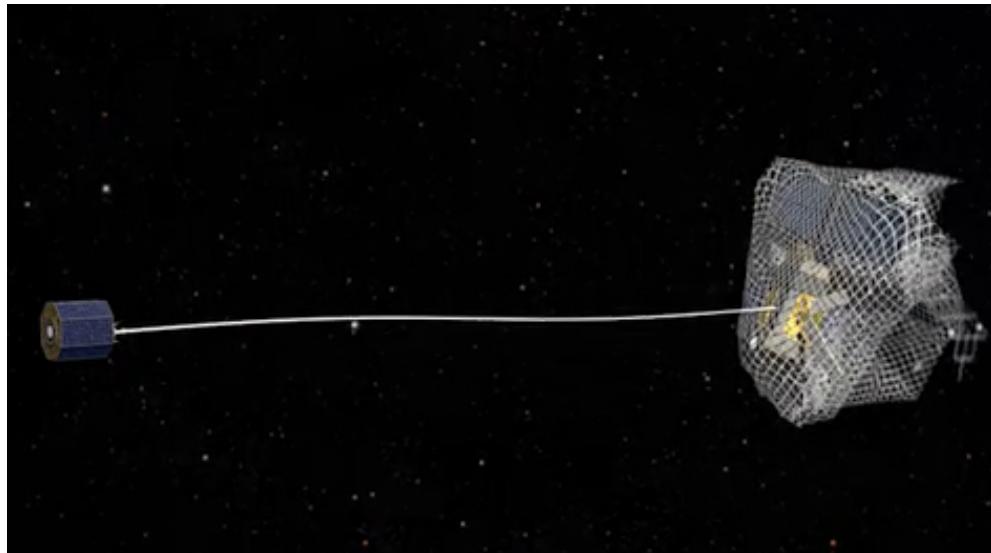


Abbildung 2.9.: Satellit mit Fangnetz

Sail based Method

Wie in der Abbildung 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 Systems 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 [18; 14].



Abbildung 2.10.: Satellit mit Sonnensegel [18]

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 [14].

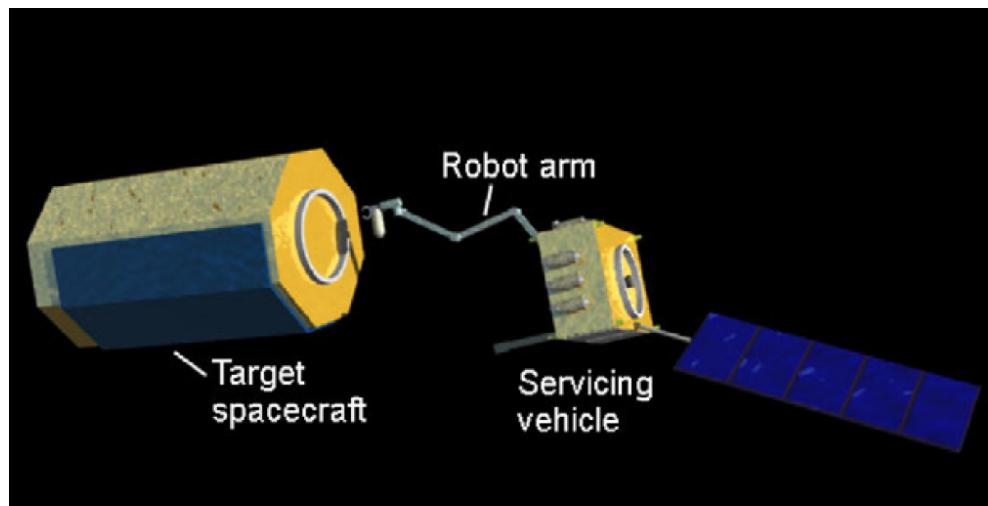


Abbildung 2.11.: Satellit mit Roboterarm [19]

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 [14].

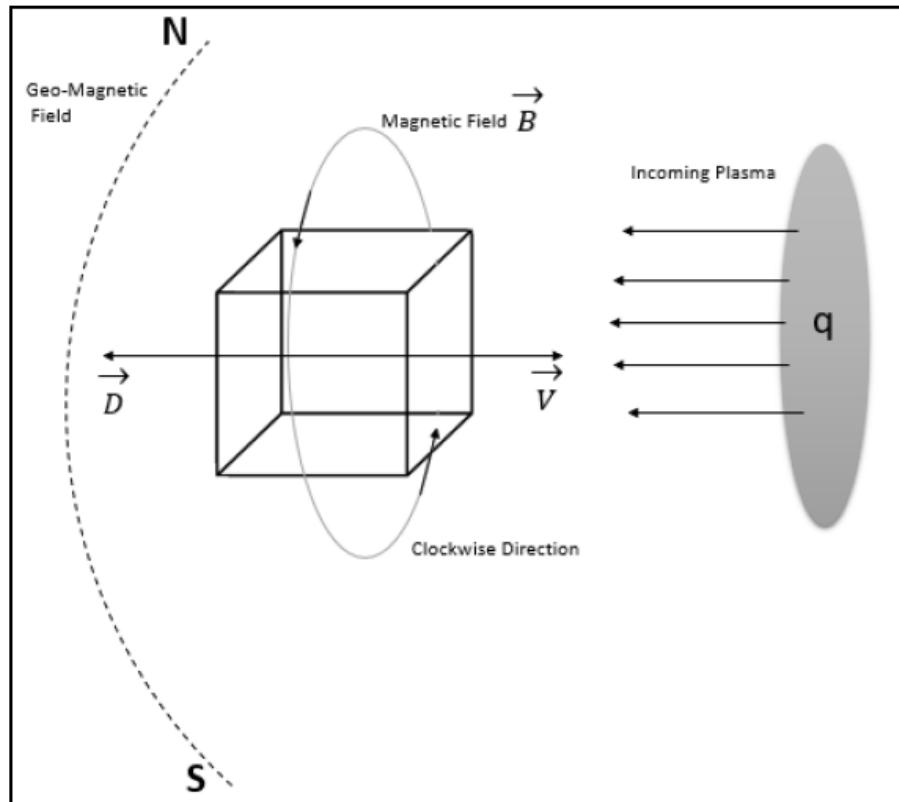


Abbildung 2.12.: Aufbau deorbiting mit dem Magnetfeld [20]

Dynamical Systems-based

Text kommt noch

2.3.2. Rendezvous

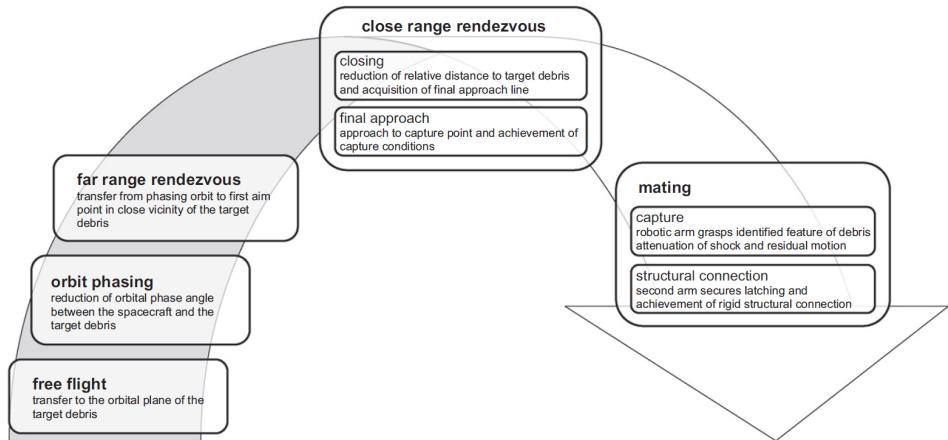


Abbildung 2.13.: Rendezvous Phasen[21]

Rendezvous ist ein kritischer Missionsabschnitt bei einer ADR Mission. Wie in der Abbildung zu erkennen, ist dieser Missionsabschnitt 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 [Raumfahrttechnische Grundlagen]. Bei der Orbit Phase wird die Höhendifferenz reduziert, bis der Chaser ca. 5km hinter und 1km unterhalb des Ziels ist. Ab diesem Punkt beginnt 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 liefern und eine Kollision dem Ziel der Mission widerspricht und zu einer Verschlimmerung der Problematik führt. Diese Phase endet bei ca. 100m 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 [21].

2.3.3. Docking Strategien

Roboterarm

Die Docking Strategien sind meist die Grundlage für die bereits beschrieben 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 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 2.11 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 [21].

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 Sattelrads 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 Massenschwerpunkts 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

Gecko-inspirierte mikrostrukturierte Oberflächen scheinen eine vielversprechende Lösung für das Dockingproblem bei ADR Missionen zu sein. Mittels trockener Adhäsion können Geckos in der Natur 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 500000 Hafthaare an einem Fuß. Sie bilden eine flexible Struktur, die problemlos an glatten oder rauen Oberflächen haftet. Da für das Docking etwas genutzt werden muss, das den Bedingungen im Weltraum wie Vakuum, Strahlung und Kälte standhält, sollen Geckomaterialien für diese Anwendung näher untersucht werden. Besonders vorteilhaft ist das zerstörungsfreie Andocken mittels der Geckostruktur, was das Risiko neu entstehender Trümmerteile verringert. 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.[22]

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 2.14 wurden Haftkräfte von $10 \frac{N}{mm^2}$ und Scherbeanspruchungen (Ablösekräfte) von $2 \frac{N}{mm^2}$ gemessen.

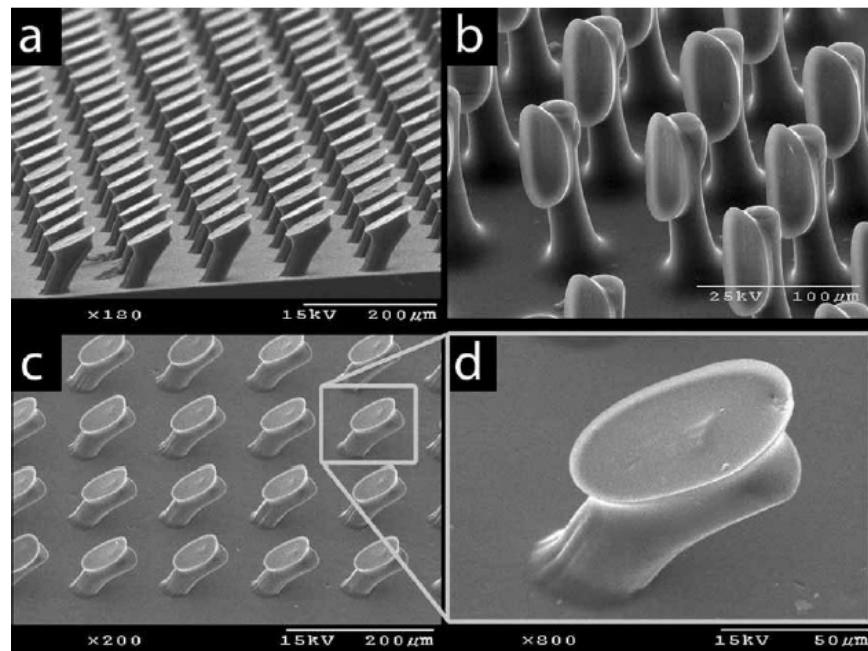


Abbildung 2.14.: Aufnahme einer Mikrostruktur mit $35 \mu m$ Durchmesser. Strukturen weisen unterschiedliche Winkel auf: a) 34° b) 90° c/d) 23° [22]

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 [22].

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[22].

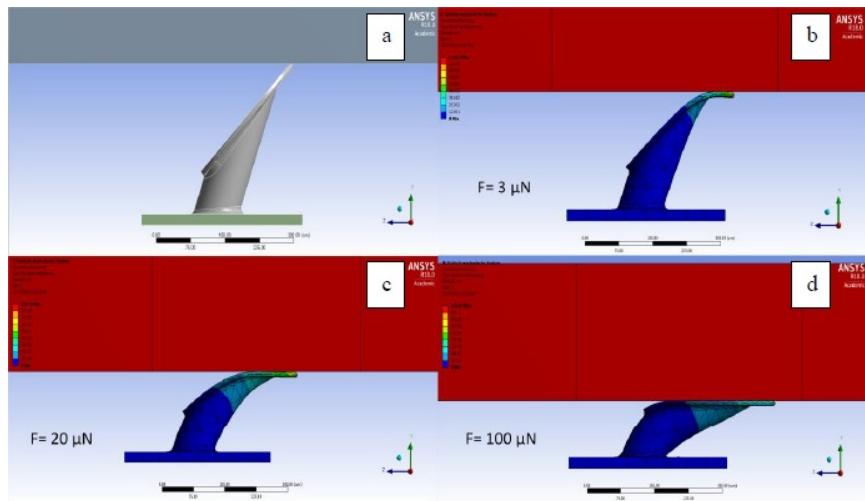


Abbildung 2.15.: Simulation des Verformungsverhaltens der Mikrostruktur bei Haftberührungen [22, Abbildung 19, Seite43]

In der Simulation (Abbildung 2.15) 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 [22]. 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 [22]. Zukünftig besteht die Möglichkeit verschiedene Formen der Hafthaare zu kombinieren, um deren Vorteile zu nutzen. Es existiert bereits ein Andockmechanismus (Abbildung 2.16) dessen Gecko-Mikrostruktur nach European Cooperation for Space Standardization (ECSS) Standards getestet wurde [23, Seite 10].

Durch einen Versteifungsmodus und die aktive Lastverteilung wird eine möglichst gute Verteilung der herrschenden Kräfte erzielt [23]. Für die folgende Abschätzung der maximal wirkenden Kräfte auf die Mirkohaftstruktur wurde der Aufbau des Prototypen (Abbildung 2.17) vorausgesetzt. Bei den Berechnungen wird von den ungünstigsten Lastfällen ausgegangen. In Abbildung ?? 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.

Wie in Abbildung 2.17 und Abbildung 2.18 zu erkennen ist Wirken bei der Maximalen Belastung durch Normalspannung vier Düsen des RCS-Systems mit einem Schub von jeweils 0,23N Kapitel ???. Die auftretenden Kräfte werden zur resultierenden Kraft F_{res} zusammengefasst:



Abbildung 2.16.: Prototyp Gecko Dockingmechanismus [24, Figure 18, Seite 10]

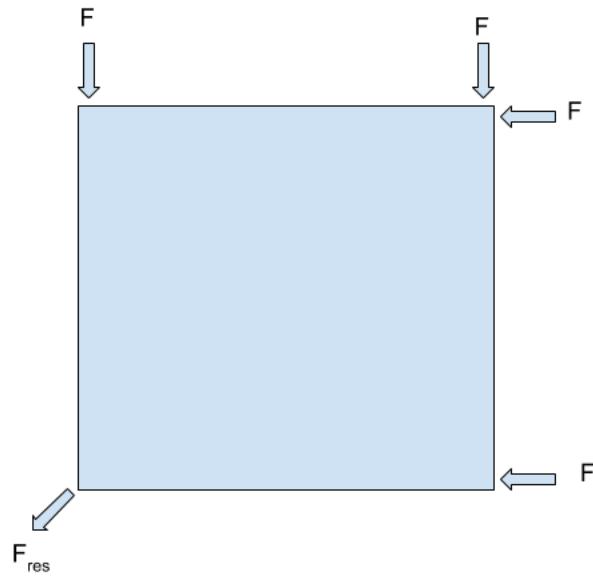


Abbildung 2.17.: Kräftebetrachtung Ansicht von oben

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

Über das Momentengleichgewicht lässt sich die wirkende Kraft in y-Richtung des Festlagers B_y bestimmen (Abbildung 2.19).

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

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 N. Um die maximal auftretende

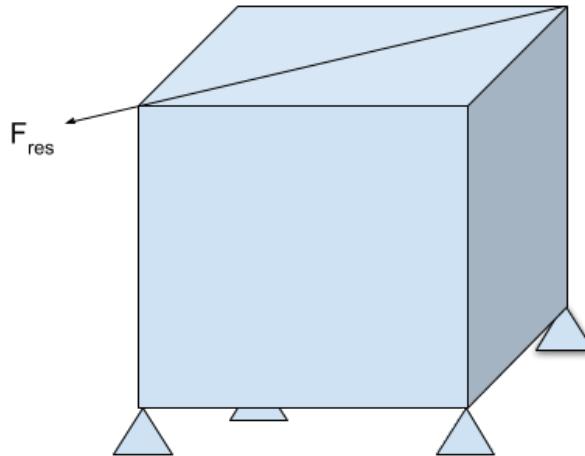


Abbildung 2.18.: Kräftebetrachtung 3D

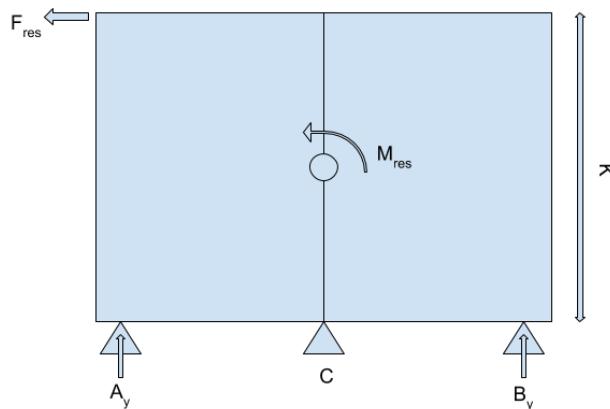


Abbildung 2.19.: Kräftebetrachtung Momentengleichgewicht

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 $F_{S,max} = 4,6 N$, die sich auf jeden der vier Haftpunkte verteilt. Zur Berechnung der nötigen Fläche der Mikrohaftstruktur werden die Werte für PDMS Material mit Säulengeometrie aus [22, 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 $4,9 cm^2$ 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.

B_y entspricht der maximalen Normalkraft, die einen Haftpunkt belasten kann. Mit einer Sicherheit von 5 ergibt sich eine maximale Normalkraft N_{max} von $3,25N$. 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 $F_{S,max} = 4,6N$, die sich auf jeden der vier Haftpunkte verteilt. Zur Berechnung der nötigen Fläche der Mikrohaft-

struktur werden die Werte für PDMS Material mit Säulengeometrie aus [22, 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 $4,9cm^2$ 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 [10] 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

Die Software QuSAD (SQL-Based CubeSat Analyse and Design Tool) besteht aus einem SQL-Segment und einem MatLab Segment. Die SQL-Datenbank ist die Haupteingabequelle für das Entwerfen eines CubeSats und kategorisiert die CubeSat-Komponenten. Durch die wissenschaftliche Version können die COTS-Komponenten mit vordefinierten Parametern eingepflegt werden. Des Weiteren 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 [25] 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. [26]

3.1.2. Datenbankerweiterung

Zur Erweiterung der Datenbank wird anfänglich die Auswahl der CubeSat-Komponenten einer ausgewählten Systemzusammenstellung verwendet (siehe Tabelle 3.1). Zu den besagten Komponenten werden alle bekannten Werte der Datenbank hinzugefügt. Des Weiteren müssen Recherchen bezüglich weiterer Herstellerangaben durchgeführt werden. Im Fokus liegen dabei alle Parameter die für die Budgetsplanungen benötigt werden. Angesichts der Budgetanalyse des zusammengestellten Satelliten wird eine Optimierung einiger COTS-Komponenten vorgenommen und dementsprechend die Datenbank um weitere Subsysteme erweitert. Zur Unterstützung der Ergänzungen wird eine interne Datenbank genutzt. Diese wurde von Mitarbeitern des Institutes Raumfahrtsysteme der

Technischen Universität Braunschweig erstellt. 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

Die CubeSat Konfiguration orientiert sich an einem entwickelten Design [10]. Hier wurde ein ausführlicher Vergleich und anschließend eine Auswertung der in betracht gezogenen Subsysteme durchgeführt. Im Folgenden wird auf die ausgewählten Komponenten eingegangen um einen Überblick über die darauf folgenden Budgets zu gewähren. Bei der Beschreibung werden die Komponenten in die folgenden Kategorien:

- Antenne
- Antrieb
- Batterie
- Kontroll Bord
- EPS
- Nutzlast und Verschiedenes
- Solar Panele
- Tracker und Sensors
- Transceiver
- Struktur

ingeordnet. Dies orientiert sich an der Struktur der QuSAD Datenbank. In der Tabelle 3.1 sind alle Komponenten in der entsprechenden Kategorie und der Mengenangabe aufgelistet. Zusätzlich befindet sich im Anhang ?? die Tabelle ?? mit allen relevanten Werten der einzelnen Komponenten auf die in diesem Kapitel eingegangen wird.

Vorweg wird auf die betrachteten Anforderungen, die beim Entwicklungsprozess entscheidend sind, eingegangen. Die Konzeptplanung knüpft an der SpaceX-Starlink-Konstellation an. Davon abgeleitet wird für die Umlaufbahnpараметры und die Raumfahrzeugeigenschaften von folgenden Parametern ausgegangen. Es wird der, für die Mission ungünstigste Fall betrachtet der bei einem Neigungswinkel von 0 und einer Missionsdauer von 10 Jahren liegt (siehe Tabelle 3.2).

Als Primärstruktur ist ein 27U CubeSat mit einer zugelassen maximalen Masse von 50 kg und eine Gesamtabmessung von 34 x 35 x 36 cm verwendet (siehe Abbildung 3.1).

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 Triple 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 [10]

Parameter	Starlink	Verwendete
Höhe [km]	1150	1150
Neigung [°]	53	58
Sonnenwinkel [°]	-	0
Zeit [Missionsdauer Jahr]	1150	1150

Tabelle 3.2.: Eigenschaften des ausgewählten Raumfahrzeug Starlink und die verwendeten Parameter [10]

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 $65 P_{sT} \mu N \cdot W$. Durch das geringe Volumen von 3 U und der Verwendung von leichten Materialen für die Tankwände bewährt sich Jod als Treibstoff. Bei der Annahme eines Neigungswinkels von 58 ° ergibt sich beim BHT-200 eine Betriebsdauer von 16,1 %. Als weiteres Triebwerk wird das chemische Triebwerk Marotta verwendet. Dies dient zur Ausführung von Manövern während des Anfahrens als auch für die Demontage und Stabilisierung beim Deorbiten mit hohen Stapelmassen. Durch die Auslegung der Kaltgaspakete für sehr kleine Satelliten (< 6U) weisen sie sehr geringe Schübe auf und erreichen nicht die 0,23 N. Desto Trotz werden 24 Marotta Triebwerke verwendet, um eine 6-DoF-Manövriergeschwindigkeit zu ermöglichen. Sie weisen im Vergleich zu anderen Kaltgastriebwerken einen hohen I_{sp} Wert auf (siehe Tabelle ??). Eine Anordnung der 24 Marotta

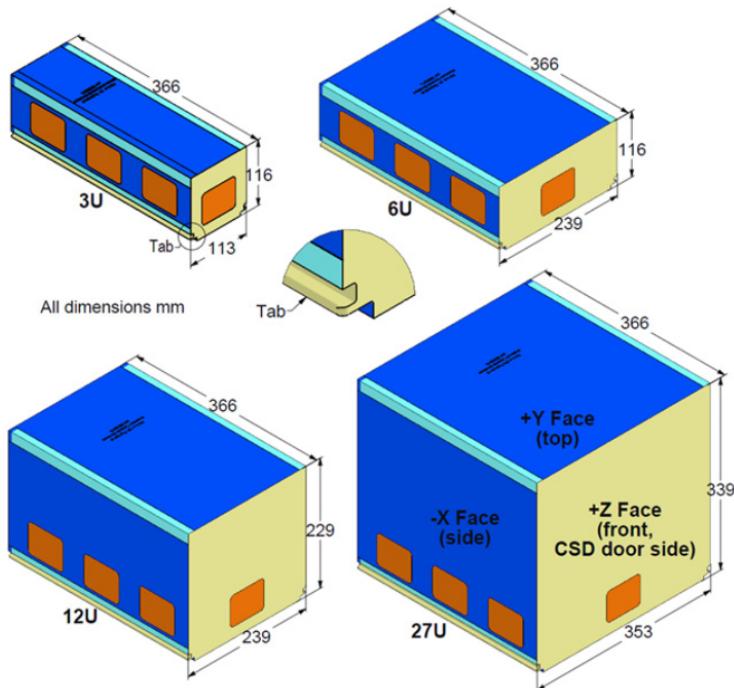


Abbildung 3.1.: CubeSat-Größen gemäß der Planetary Systems Corporation [10]

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 Gesamttriestoffmasse von 2,12 kg.

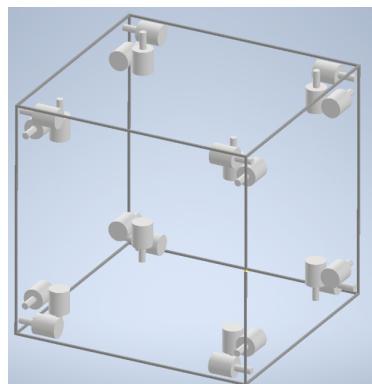


Abbildung 3.2.: Anordnung der RCS-Triebwerke [10]

Viele Unternehmen bieten kundenspezifische Lösungen an. Dies wird auch von dem Unternehmen Blue Canyon Technologies für das Solarmodul 6U-H triple deployable solar array angeboten. Da es sich um eine zweiflügelige Konfiguration mit einer Grundfläche von 6U pro Flügel handelt, wird sie auf eine Grundfläche von 9U hoch skaliert damit sie auf den 27U 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 Solarpaneelen erreicht

der CubeSat eine Nennleistung von 202 W. In der Abbildung 3.3 ist eine vereinfachte CAD Darstellung von der Solaranlage.

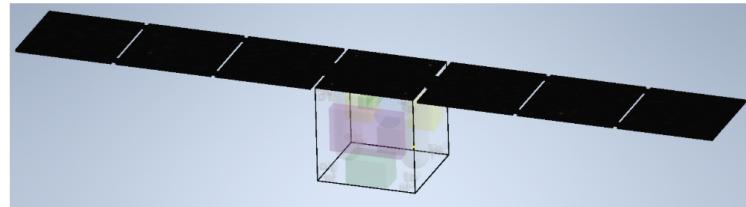


Abbildung 3.3.: CAD Darstellung von der Solarkonfiguration [10]

Bei dem Power Management and Distribution System (PMAD-System) ist das NanoAvionics EPS, mit einem TRL von 9, dass geeignete PMAD-Systeme. Bei dieser Variante ist das besondere, dass ein externes Batteriepack mitgeliefert wird. Die EPS Variante kann eine Leistung von 175 W und eine Kapazität von 161 Wh liefern. 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 gewählt, aufgrund von Ähnlichkeiten des Missionsprofils. Für detaillierte Angaben bezüglich Tracker und Sensors, Transceiver und Antennen wird auf die Ausarbeitung [10] verwiesen.

3.2.2. Budgetplanung

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 im Kapitel 3.2 zu finden [Tabelle Kap. 3.2]

Die Batterie ist im EPS Board integriert und taucht darum 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.

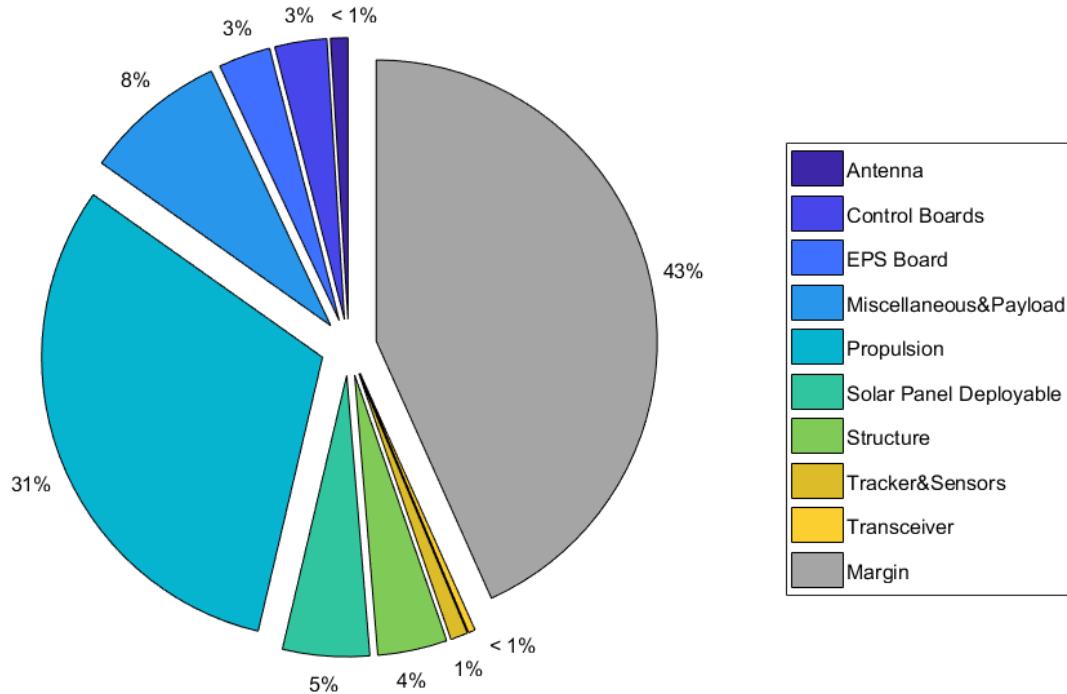


Abbildung 3.4.: Massenbudget für das angenommene Design

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. Das verfügbare Gesamtvolumen ist im Gegensatz zur Masse jedoch zu circa 97 % ausgelastet. Es fällt auf, dass nahezu alle Kategorien einen größeren Volumenanteil als Massenanteil aufweisen. Das größte Volumen nimmt, ähnlich wie beim Massenbudget die Antriebsanlage ein. Sie macht jedoch aufgrund der Treibstofftanks über die Hälfte des Gesamtvolumentums aus. Es sollte beachtet werden, dass aufgrund des geringen Freiraums kaum Sicherheiten möglich sind.

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 Systemuntauglichkeit (Margin). Der Antrieb nimmt mit 32 % insgesamt den größten Anteil des Energieverbrauchs ein.

Um das Leistungsbudget zu erstellen muss die Höhe der Umlaufbahn und der Orbit β Winkel angegeben werden Abbildung 3.7. diese wurden mit 1150 m und 0 ° angenommen Tabelle ??cubesatdesign. Mit den eingegebenen Werten werden automatisch weitere Größen berechnet. Nach der Zuordnung der verschiedenen Solarpanele an die vorgesehene Position des CubeSats und der Eingabe der ma-

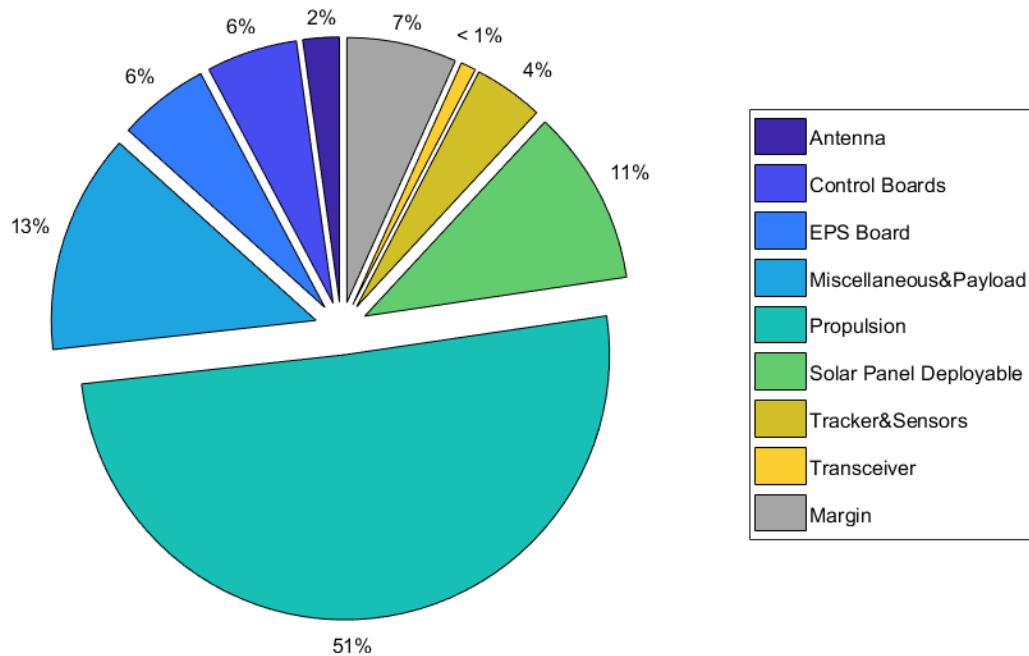


Abbildung 3.5.: Volumenbudget für das angenommene Design

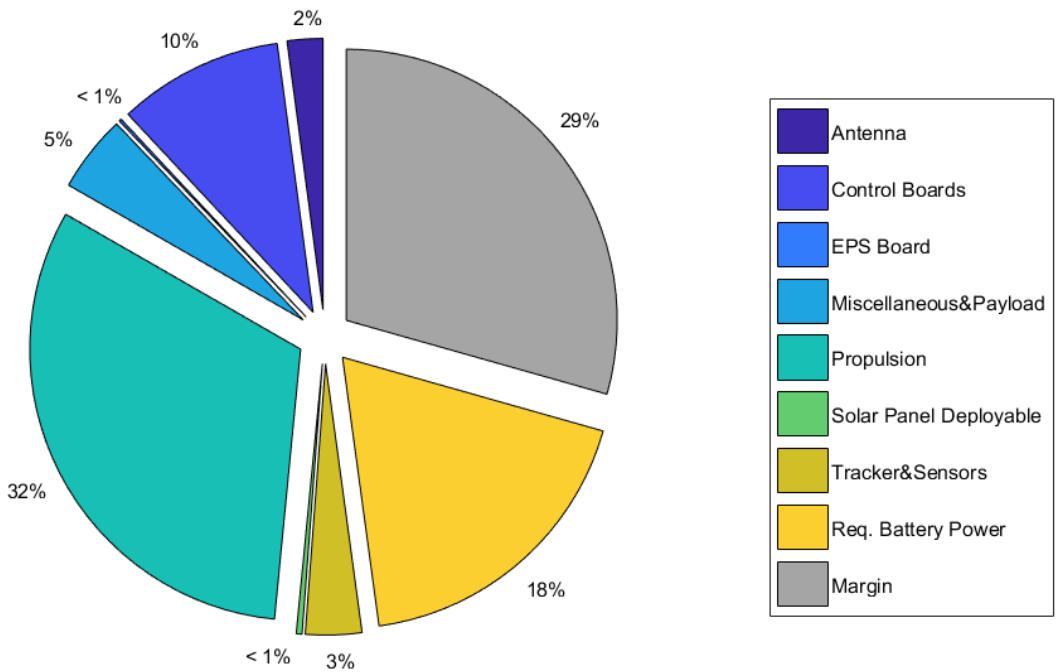


Abbildung 3.6.: Energiebudget für das angenommene Design

Profile Viewer > Power Budget

Average orbit power generation

Parameters	Values
Avr. height [km]	1150
Beta angle [°]	0
Orbit period [min]	108.3376
Sunlight duration [min]	73.4815
Eclipse duration [min]	34.8561

First: Enter an orbit height (from earth surface) and a beta angle ('0' for worst case)

Abbildung 3.7.: QuSAD: Orbit Charakteristik Eingabewerte

ximalen Missionsdauer (Abbildung 3.8) kann die Energieerzeugung während einer Erdumrundung kalkuliert werden (Abbildung 3.9 und Abbildung 3.10).

Second: Enter panel watt generation and mission duration

Top/Bottom BCT 9U S...	Enter top/bottom solar panel power generation in Watt:	25
BCT 9U Tripple Wing S...	Enter side solar panel power generation in Watt:	177
	Enter mission duration in years:	10
		<input type="button" value="Calculate"/>

Abbildung 3.8.: QuSAD: Auswahl der Solarpanele und der Missionsdauer

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 3.9.: QuSAD: Energieerzeugung pro Orbit 1

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 ??cubesatdesign können manuell geändert werden. Der Energieverbrauch der einzelnen Komponenten pro Orbit wird direkt angezeigt (Abbildung 3.11).

Satellite's power generation capabilities during an orbit					
	Panels: 1 (top/bot)	Panels: 1 (side)	Panels: 2 (side+side)	Panels: 2 (side+top/...)	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 3.10.: QuSAD: Energieerzeugung pro Orbit 2

Average orbit power consumption						
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 3.11.: QuSAD: Energieverbrauch pro Orbit

Die von QuSAD angenommenen Werte zur bestimmung des Energieüberschusses sind in Abbildung 3.12 zusammengefasst.

Zur Berechnung des Budgets wird eine Batterieeffizienz von 90 % angenommen. Außerdem wird mit einer Verschlechterung der Energieerzeugung von 3 % pro Missionsjahr gerechnet. 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 ?? 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

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

Calculate **Power margin [Wh]:** 61.8911

Abbildung 3.12.: QuSAD: Überblick Energieüberschuss

4 Missionsdesign und Simulation

4.1. Missionsbeschreibung

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 $400\text{-}1400\text{ km}$, bzw. $50\text{-}5000\text{ kg}$ 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 Deorbit Vorgang 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 Brennintervall von 58° um den höchsten Punkt 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 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

Der GMAT Mission Planner ist ein Open Source Programm, welches von der NASA entwickelt wird [27]. 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 einfließen zu lassen. Die Eingabe der gewünschten Parameter erfolgt über ein GUI oder ein benutzerdefiniertes Skript. Die Skriptsprache von GMAT lehnt an der von MathWorks MATLAB(R) an. Das GUI beinhaltet einen 3D Plot und einen 2D Plot. Der 3D Plot zeigt die Position und Trajektorie des Satellitens im dreidimensionalen Raum während der 2D Plot eine Projektion der Trajektorie auf die Oberfläche eines gewählten Himmelskörpers zeigt.

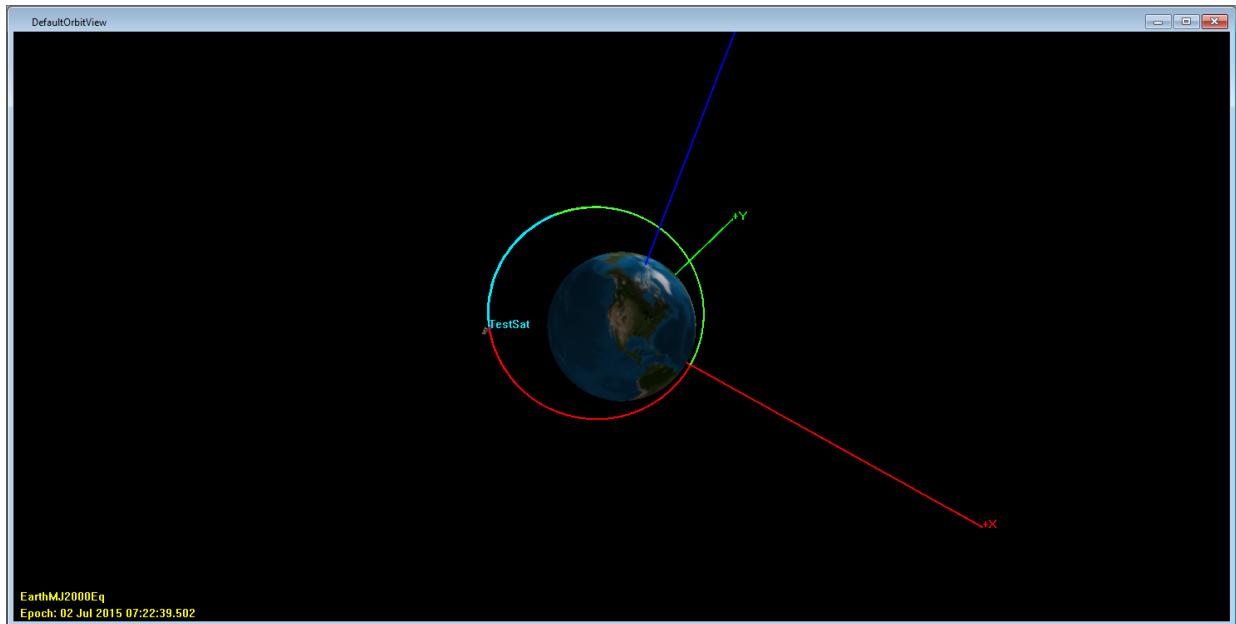


Abbildung 4.1.: 3D Plot eines Satelliten in einer exzentrischen Umlaufbahn um die Erde

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 For Schleifen wiederholt werden.

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

4.2.2. Missionsskript 1

In dem erstem Missionsskript geht es darum, ausgehend von einer kreisförmigen Erdumlaufbahn, zu testen wie lange es dauert mit der in (verweis) gewählten Konfiguration Trümmerteile von 50 bis 5000 kg zu deorbiten. Die gewählten Starthöhen liefen von 400 bis 1400 km.

Bevor die Mission in die Schleifen geht wird die Starthöhe über *InitialOrbitheight* festgelegt. Danach geht es in die *OrbitHeight*-Schleife und die Startmasse wird festgelegt. Die nächste Schleife durchläuft alle Massen. Die Endwerte für beide Schleifen werden in *End_mass* und *End_height* festgelegt. Das Inkrement erfolgt am Ende jeder Schleife in *Inkrementmass* bzw *Inkrementheight*. Im Kern diesen Skriptes steht die Whileschleife:

Nach einer Überprüfung des Treibstoffstands wird der Satellit mit dem ersten Propagator Befehl bis auf eine wahre Anomalie von 151 Grad vorangebracht. Danach wird der Schubbefehl gestartet und der Propagator *ProtoBurnEnd* lässt den Satelliten, während dieser Schub gibt, bis zu einer wahren Anomalie von 209° vorlaufen. Sollte der Treibstoff zuvor auf 0 fallen wird dieser Vorgang abgebrochen. Danach wird der Schub beendet.

Aufgrund einiger Fehler, die während des Testens dieses Skripts aufgetreten sind, folgen jetzt einige If Abfragen, die als Abbruchbedingungen der Kernschleife dienen. Die erste überprüft ob das

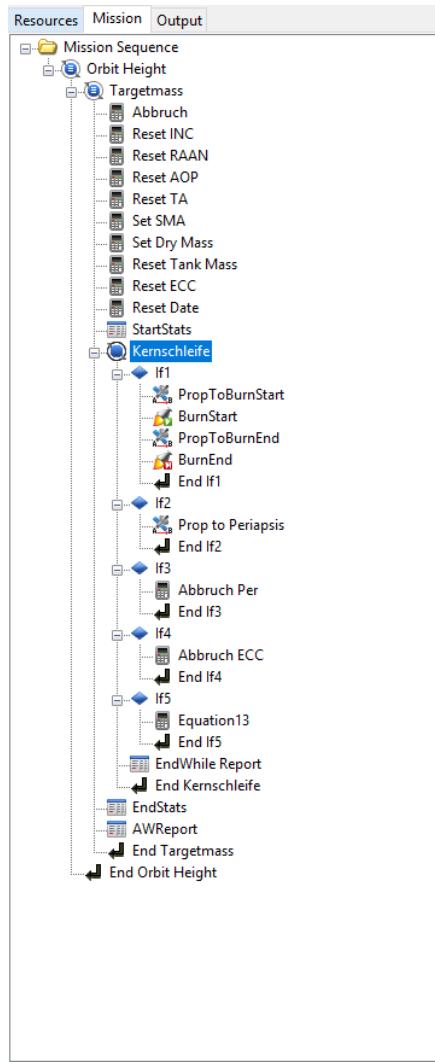


Abbildung 4.2.: Deorbitskript - kreisförmiger Startorbit

Perigäum des Satelliten größer als 6558 ist. Ist dies der Fall wird der Fortlauf bis zum Perigäum durchgeführt. Die Zweite If Abfrage überprüft das Gegenteil, also ob das Perigäum kleiner oder gleich 6558 ist. Ist dies der Fall wird die Variable "Abbruch" auf 1 gesetzt. Der Grund für diese beiden If Abfragen liegt darin, dass die While Schleife bei einigen Simulationen nicht auf einen zu niedrige Wert reagiert hat. Außerdem kam es vor, dass die Simulation immer langsamer wurde, wenn der Satellit bei einer kleinen Großen Halbachse zum Perigäum navigiert ist. Das wurde dadurch umgangen, dass nur zum Perigäum navigiert wird, wenn diese über 6558 ist.

Die nächste If Abfrage überprüft ob die Exzentrizität niedriger als 0.0025 ist. Ist dies der Fall wird der Wert "Abbruch" auf 2 gesetzt. Mit dieser If-Abfrage wird ein Fehler umgangen, der bei den niedrigen Zielhöhen häufiger aufgetreten ist. Ab einem gewissen Punkt in der Simulation von geringen Höhen verringert sich die Exzentrizität wieder, da durch atmosphärischen Drag das Apogäum schneller sinkt als Das Perigäum durch den Schub. Dies hatte aus unerfindlichen Gründen einen Error zur Folge, zu dem kein fix gefunden wurde.

Die letzte Abbruchbedingung ist die 10 Jahresmarke. Hier wird abgefragt, ob die Tage seit dem Start

der Whileschleife größer als 3700 Tage sind. Ist dies der Fall wird die Variable Abbruch auf 3 gesetzt. Der letzte Befehl in der Kernschleife ist der EndWhile Report. Hier wird dem Programm gesagt, dass er die gewünschten Daten in eine Datei speichern soll. Diese Datei dient lediglich dazu ungeklärte Abbrüche und Abstürze zu ermitteln und war für die Auswertung irrelevant.

Die While Schleife läuft solange, bis das Abbruchkriterium $\neq 0$ ist.

Danach werden noch zwei Reports angefertigt, wobei der AWReport in eine separate Datei, die zur Auswertung genutzt wurde, schreibt.

Nach der Hauptschleife wird überprüft ob das Abbruchkriterium 3 war. Ist dies der Fall bedeutet das, dass die Nachfolgenden Masseschritte auch nicht in unter 3700 Tagen geschafft werden können. An dieser Stelle wird die Aktuelle Masse auf einen Wert der höher ist als die gewählte Endmasse und die Masseschleife wird abgebrochen um Zeitzusparen. Die letzte If Abfrage ist eine weitere Maßnahme um Zeit zu sparen. Hier wird abgefragt, ob die Aktuelle Masse gleich der gewählten Startmasse ist. Ist dies der Fall wird die äußerste Whileschleife beendet und die Mission ist fertig simuliert.

Vor der Kernschleife stehen noch einige Equation Befehle, welche unter Anderem den Orbit und das Datum zurücksetzen. Außerdem wird der "Abbruch"-Wert auf 0 zurückgesetzt.

4.2.3. Missionsskript 2

Für die zweite Untersuchung wurde das Skript so modifiziert, dass es die Exzentrizitäten von 0.025 bis 0.3 durchläuft. Der Aufbau der Kernschleife ist gleich geblieben. Die erste Schleife um die Kernschleife ist eine For Schleife, die die Exzentrizität in 0.025er Schritten Inkrementiert. Innerhalb dieser Schleife wird zu Beginn das Perigäum auf die Starthöhe gesetzt und das Apogäum mit der Exzentrizität über

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

berechnet.

In diesem Skript erfolgt die Einstellung der Targetmasse manuell, da nur drei Massen, in unregelmäßigen Abständen, berechnet worden sind. Die äußerste For Schleife ist für die Höhe zuständig und läuft mit einem Inkrement von 100 km von 400 bis 1400 km durch.

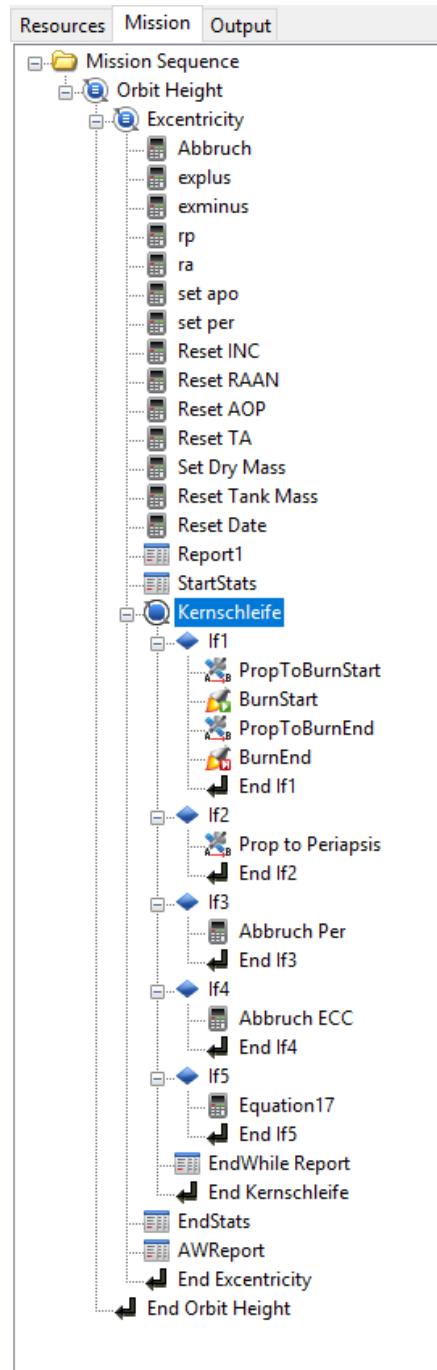


Abbildung 4.3.: Deorbitsskript - Variation der Exzentrizität

4.3. Ergebnisse

Im Folgenden werden die Ergebnisse der zwei durchgeführten Simulationsarten präsentiert.

4.3.1. Beschreibung Mission 1

In Abb. 4.4 sind die zugehörigen Deorbitzeiten farblich in Abhängigkeit von Masse und Starthöhe abgetragen. Die Zeitskala ist logarithmisch von 0 bis 10 Jahre an der Seite aufgeführt. Es ist klar

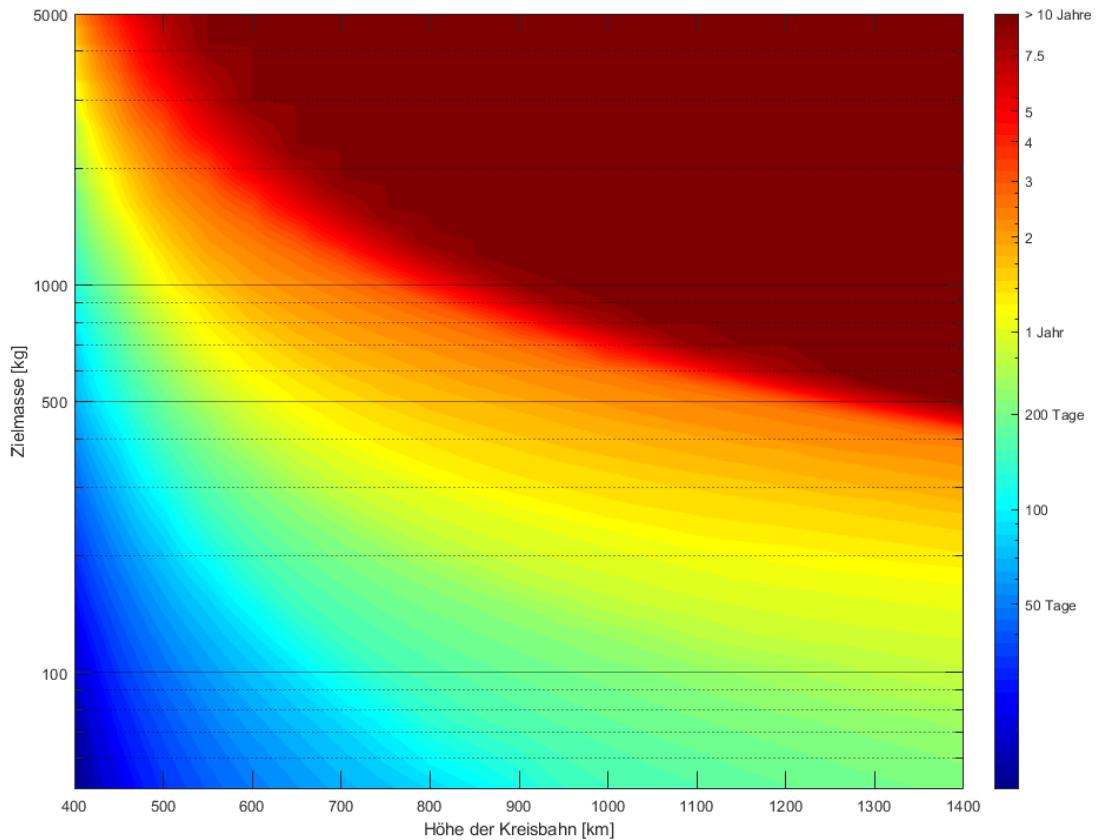


Abbildung 4.4.: Simulationsergebnisse 50-5000kg, Kreisorbit

zu erkennen, dass niedrigere die 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 4.5, da diese mit einer viermal höheren Auflösung (25 kg Schritte) simuliert worden ist. Hier wird es deutlicher, dass die Zielmasse bei 1400 km maximal 500 kg betragen darf, um das Limit von zehn Jahren nicht zu überschreiten.

Durch die logarithmische Skala der Zeit ist klar erkennbar wie sehr die benötigte Zeit für die Mission ansteigt, nach dem der Treibstoff aufgebraucht worden ist. Dies geschieht im Bereich um drei Jahre. Je höher die Starthöhe, desto länger brennt das Triebwerk pro Umlauf, da die 58° Brennwinkel mehr Zeit benötigen um durchlaufen zu werden.

4.3.2. 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 verhelfen. Für niedrigere Höhen wird dieser Vorgang schon früher abgeschlossen.

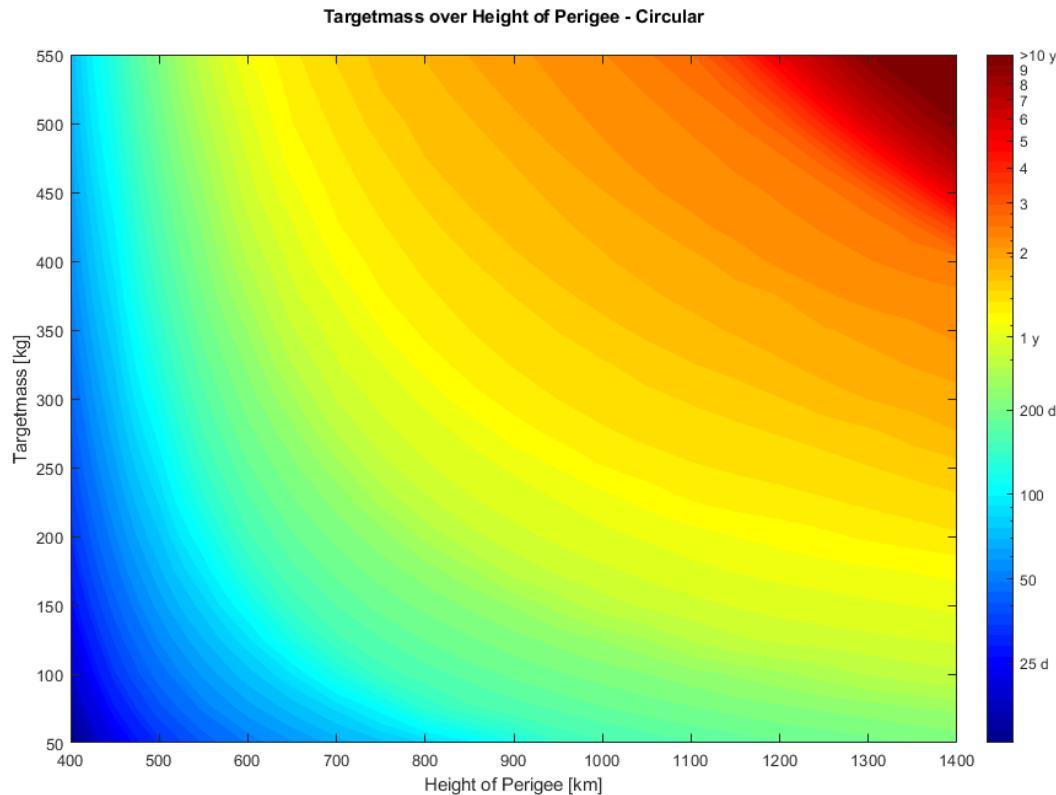


Abbildung 4.5.: Simulationsergebnisse 50-550kg, Kreisorbit

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

4.3.3. Beschreibung Mission 2

Die Abbildungen 4.6, 4.7 und 4.8 repräsentieren die Ergebnisse für die ausgewählten Massen 50, 375 und 550 kg. 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.

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 ??, dass obwohl es über alle Höhenstufen zu einer Verkürzung der Mission kommt, dies für 1400 km trotzdem über 10 Jahre dauert.

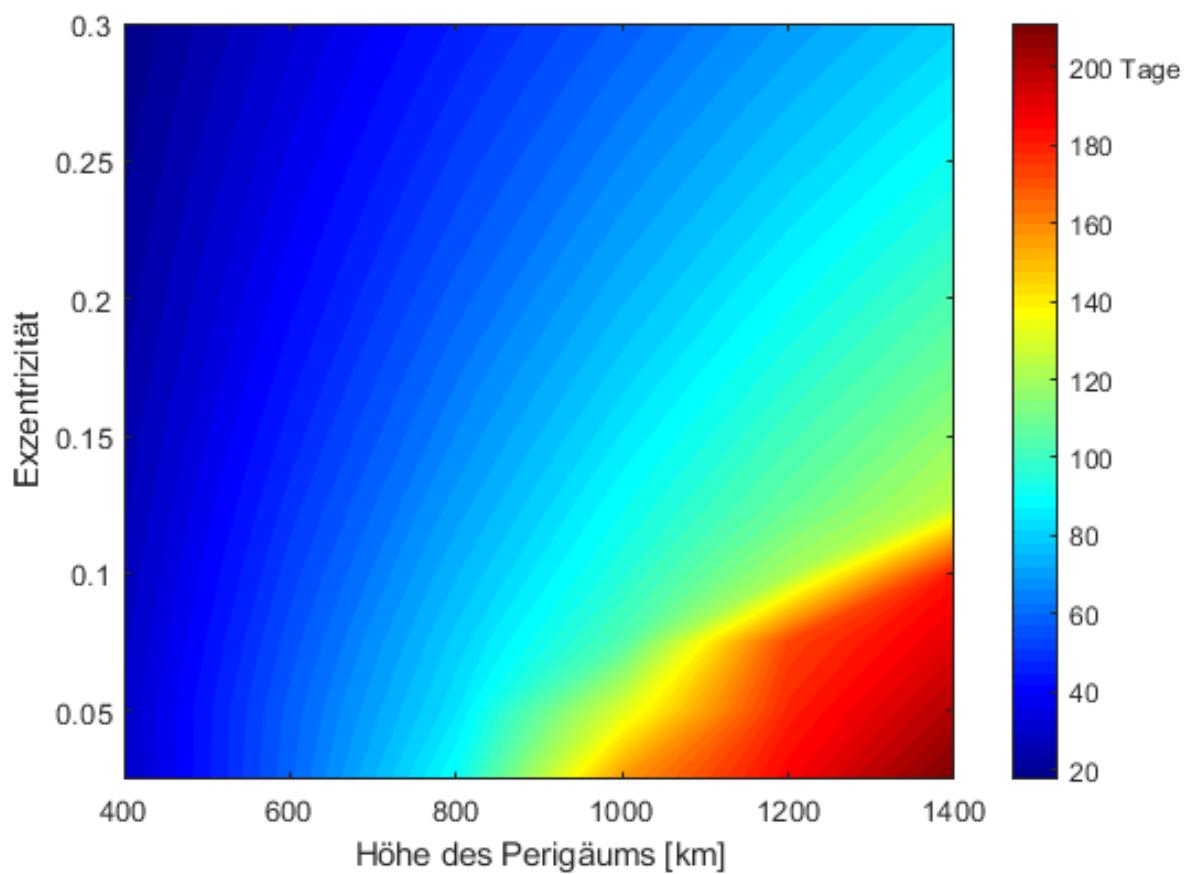


Abbildung 4.6.: Simulationsergebnisse Variation der Exzentrizität 50 kg

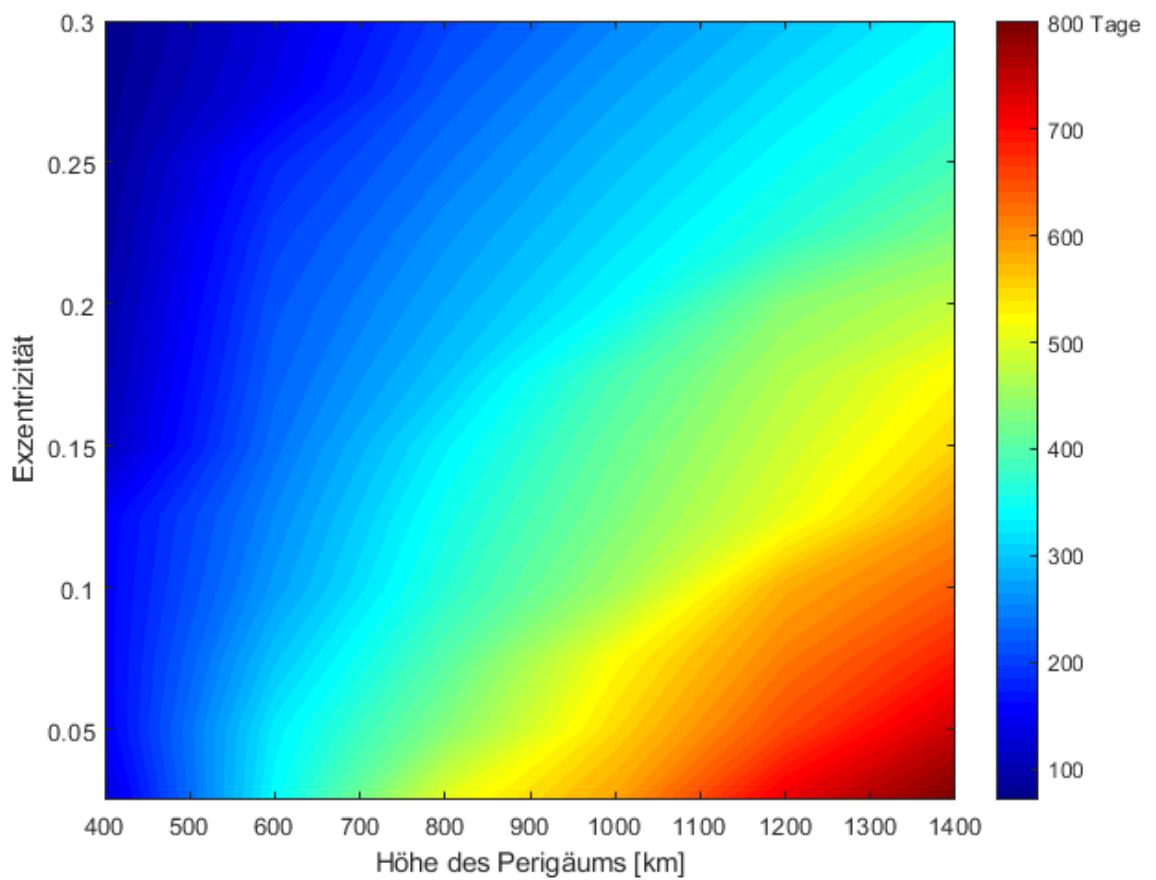


Abbildung 4.7.: Simulationsergebnisse Variation der Exzentrizität 375 kg

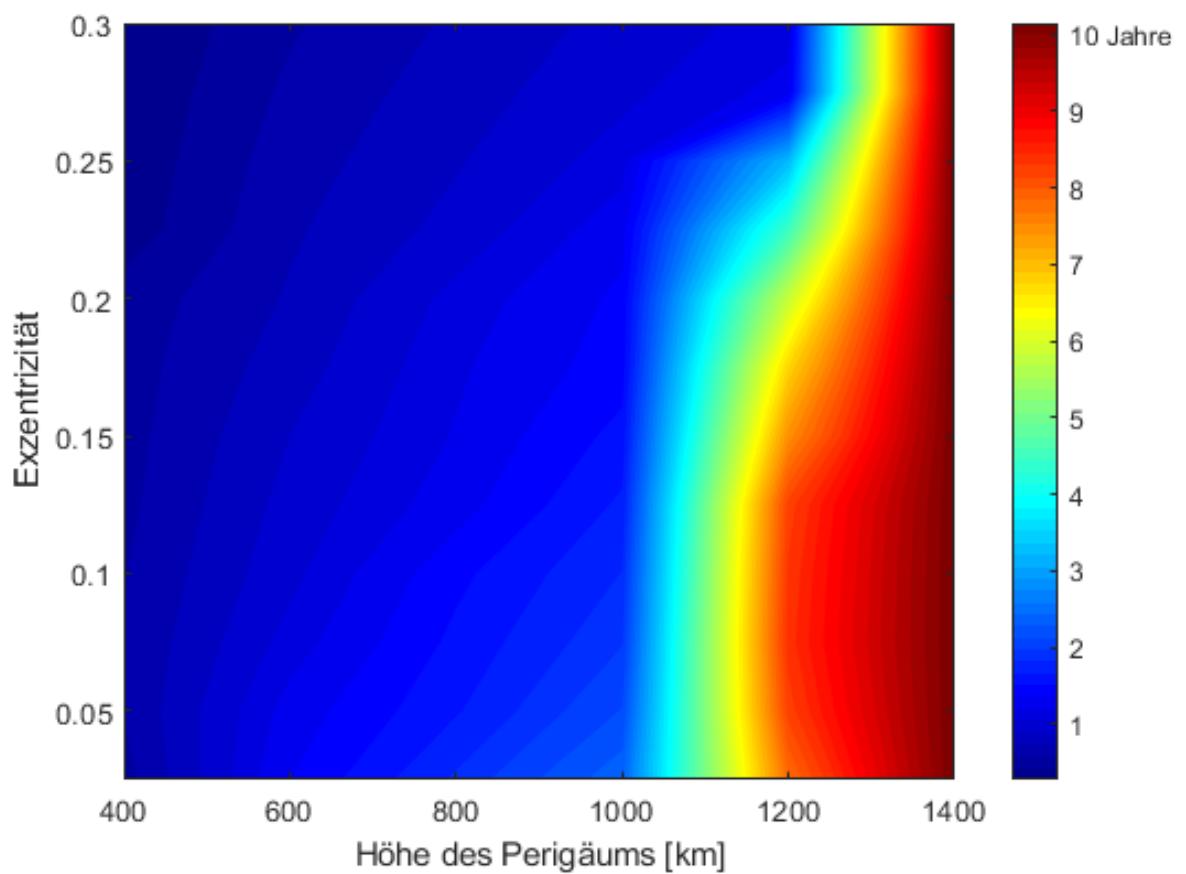


Abbildung 4.8.: Simulationsergebnisse Variation der Exzentrizität 550 kg

5 Zusammenfassung und Ausblick

Fazit und Ausblick

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. Forrette, 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] 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.
- [7] M. Swartwout, “The first one hundred cubesats: A statistical look,” *JoSS*, no. 2, pp. 213–233, 2013.
- [8] California Polytechnic State University, “Cubesat design specification rev.13,” 2014.
- [9] R. Hevner, J. Puig-Suari, and R. Twiggs, “An advanced standard for cubesats,” *AIAA/USU Conference on Small Satellites*, vol. 25, 2011.
- [10] M. Lettau, “S 1909 m rendezvous architecture and validation process for cubesat based active debris removal,”
- [11] 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.
- [12] D. Pelgrift, D. Ko, M. Murphy, S. Young, and S. Laudage, “Design and analysis of the sphinx-ng cubesat,” *Worcester Polytechnic Institute Digital WPI*, 2017.
- [13] Ames Research Center, “State of the art small spacecraft technology,” 2018.
- [14] C. P. Mark and S. Kamath, “Review of active space debris removal methods,” *Space Policy*, vol. 47, pp. 194–206, 2019.

- [15] 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.
- [16] C. Phipps, “Clearing space debris with lasers,” *SPIE Newsroom*, 2012.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] 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.
- [20] C. Chopra and R. Chandra, “Small satellite deorbital system using magnetic field controlled plasma,” in *15th International Conference on Space Operations*, (Reston, Virginia), p. Ao4212, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 05282018.
- [21] M. M. Castronuovo, “Active space sebris removal—a preliminary mission analysis and design,” *Acta Astronautica*, vol. 69, no. 9-10, pp. 848–859, 2011.
- [22] S. Knickermeier, “Optimierung anisotroper mikrohaftstrukturen mittels fem-simulation und 2pp fertigung,”
- [23] Christopher Trentlage and Enrico Stoll, “A biomimetic docking mechanism for controlling uncooperative satellites on the elissa free-floating laboratory,” 2018.
- [24] C. Trentlage and R. Hensel, “Development of gecko-inspired adhesive materials for space applications,”
- [25] E. Farahvashi, “Developement of an intuitive cubesat design tool and cubesat component database for preliminary design studies,” 2016.
- [26] E. Farahvashi, “Qusad manual,” 2016.
- [27] S. P. Hughes, “General mission analysis tool (gmat).”

Abbildungsverzeichnis

2.1.	Überblick über Nanosatelliten Missionen von 1998 bis 2023	9
2.2.	EPS Aufbau [12]	11
2.3.	Dezentralisiertes EPS [11]	12
2.4.	Zentralisiertes EPS [11]	12
2.5.	Überblick über die ADR Methoden [14]	15
2.6.	Missionsaufbau für Collective Method [15]	15
2.7.	Funktionsweise des ADR mittels Laser [16]	16
2.8.	Funktionsweise des ADR mittels Laser [17]	16
2.9.	Satellit mit Fangnetz	17
2.10.	Satellit mit Sonnensegel [18]	18
2.11.	Satellit mit Roboterarm [19]	19
2.12.	Aufbau deorbiting mit dem Magnetfeld [20]	20
2.13.	Rendezvous Phasen[21]	21
2.14.	Aufnahme einer Mikrostruktur mit $35 \mu m$ Durchmesser. Strukturen weisen unterschiedliche Winkel auf: a) 34° b) 90° c/d) 23° [22]	23
2.15.	Simulation des Verformungsverhaltens der Mikrostruktur bei Haftberührung [22, Abbildung 19, Seite43]	24
2.16.	Prototyp Gecko Dachingmechanismus [24, Figure 18, Seite 10]	25
2.17.	Kräftebetrachtung Ansicht von oben	25
2.18.	Kräftebetrachtung 3D	26
2.19.	Kräftebetrachtung Momentengleichgewicht	26
3.1.	CubeSat-Größen gemäß der Planetary Systems Corporation [10]	31
3.2.	Anordnung der RCS-Triebwerke [10]	31
3.3.	CAD Darstellung von der Solarkonfiguration [10]	32
3.4.	Massenbudget für das angenommene Design	33
3.5.	Volumenbudget für das angenommene Design	34
3.6.	Energiebudget für das angenommene Design	34
3.7.	QuSAD: Orbit Charakteristik Eingabewerte	35
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	36
3.11.	QuSAD: Energieverbrauch pro Orbit	36
3.12.	QuSAD: Überblick Energieüberschuss	37
4.1.	3D Plot eines Satelliten in einer exzentrischen Umlaufbahn um die Erde	39
4.2.	Deorbitsskript - kreisförmiger Startorbit	40

4.3. Deorbitskript - Variation der Exzentrizität	42
4.4. Simulationsergebnisse 50-5000kg, Kreisorbit	43
4.5. Simulationsergebnisse 50-550kg, Kreisorbit	44
4.6. Simulationsergebnisse Variation der Exzentrizität 50 kg	45
4.7. Simulationsergebnisse Variation der Exzentrizität 375 kg	46
4.8. Simulationsergebnisse Variation der Exzentrizität 550 kg	47

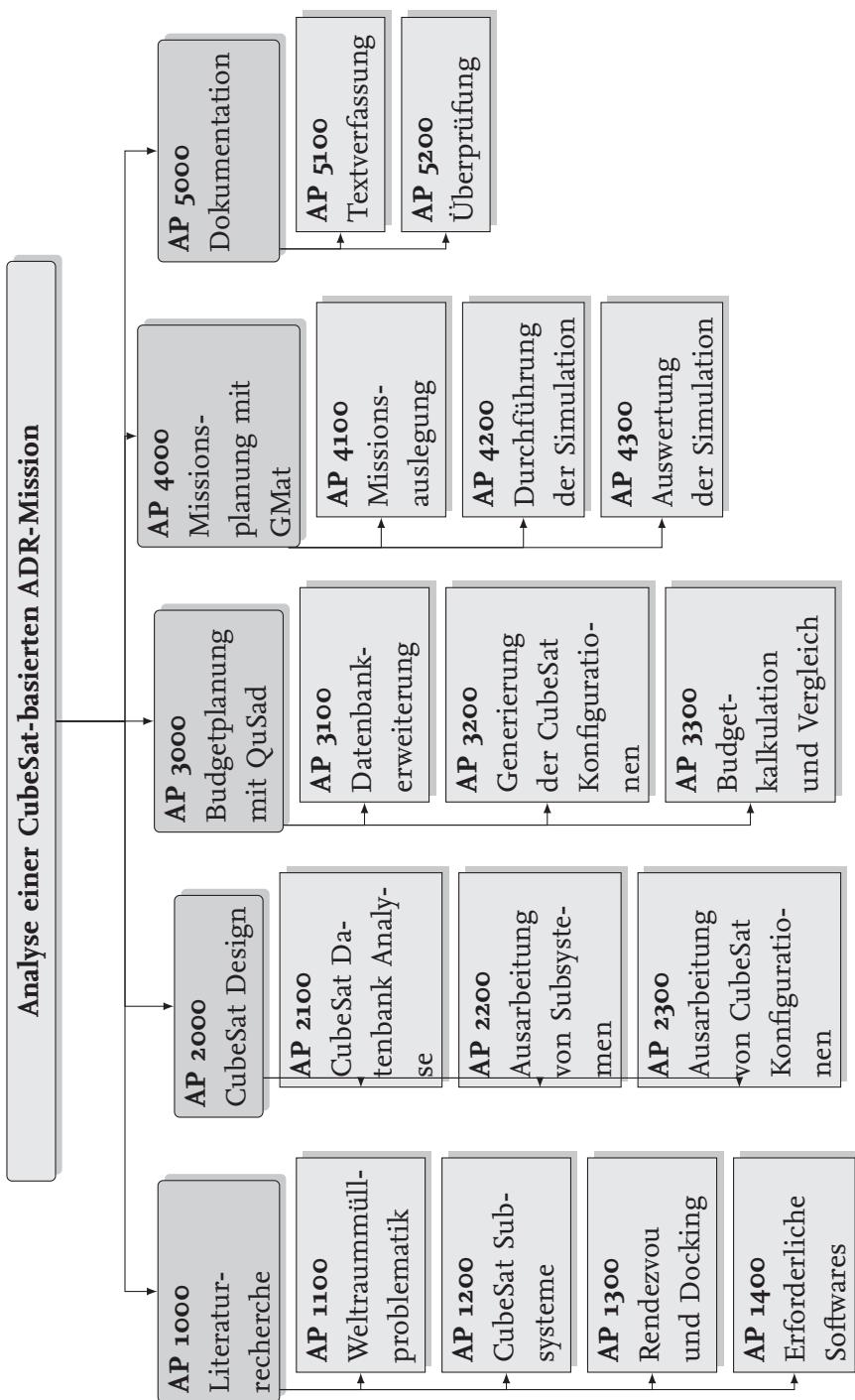
Tabellenverzeichnis

3.1. Angenommenes Design [10]	30
3.2. Eigenschaften des ausgewählten Raumfahrzeug Starlink und die verwendeten Parameter [10]	30
A.1. Komponenten des angenommenen Designs in QuSAD	76

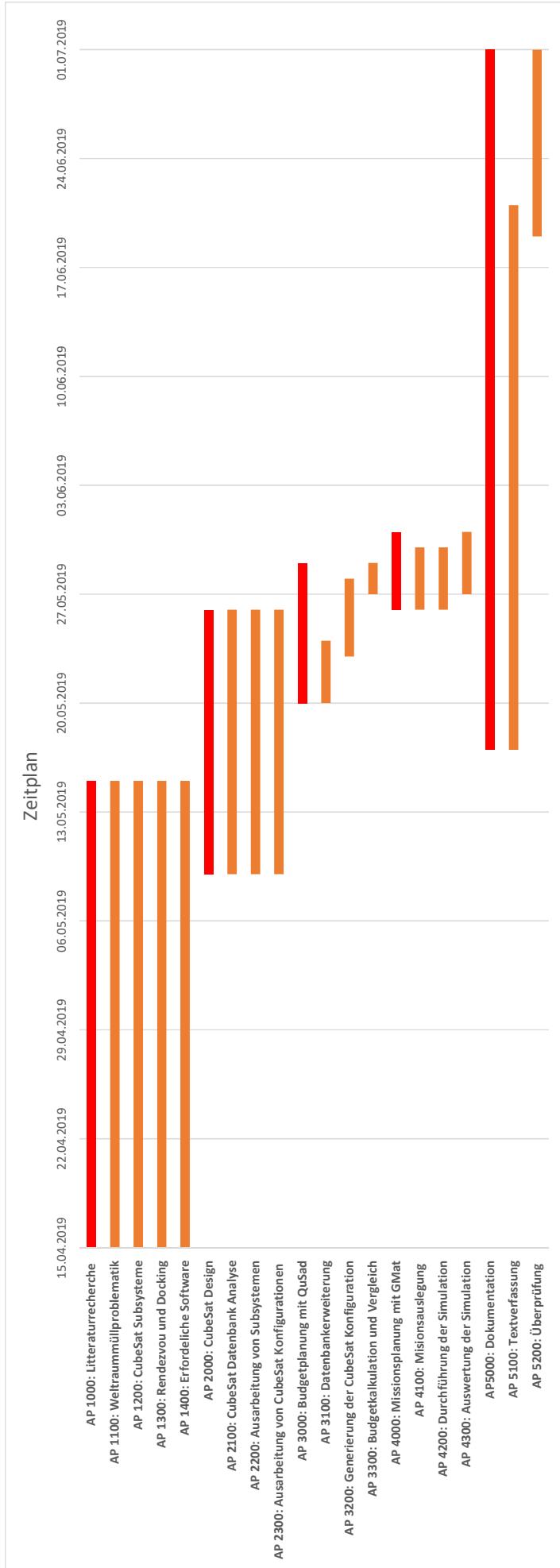
Symbolverzeichnis

A Projektmanagement

A.1. Work Breakdown Structure



A.2. Zeitplan



A.3. Work Package Description

		AP 1100		
Titel	Weltraummüllproblematik	Seite: 1 von 1		
Verantwortlicher	Frederik Schäfer	Version: 1.1		
		Datum: 15.04.2019		
Beginn	15.04.2019			
Ende	15.05.2019	Dauer: 30 Tage		
Bearbeiter	F. Czorny, F. Schäfer, M. Strempel, O. Mouhaya, V. Dietrich			
Ziele:				
• Verstehen von Weltraummüll Entwicklung				
• Verstehen der resultierenden Risiken				
Input:				
• Literatur zu Weltraummüll und Megakonstellationen				
Aufgaben:				
• 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:				
• Kennenlernen und Verstehen von RDV und Docking Vorgängen mit nichtkooperativen Zielen				
Input:				
• Literatur zu RDV und Docking mit nichtkooperativen Zielen				
Schnittstellen zu anderen APs:				
• AP 1200 für Verständnis der notwendigen Subsysteme				
• AP 1100 für Verständnis von Zielteilen				
Aufgaben:				
• 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:		
<ul style="list-style-type: none"> • Auseinandersetzung mit der Datenbank 		
Schnittstellen zu anderen APs:		
<ul style="list-style-type: none"> • AP 2200 Überblick über vorhandene Subsysteme • AP 2300 Überblick über vorhandene Subsysteme • AP 3100 Ermitteln fehlender Daten 		
Aufgaben:		
<ul style="list-style-type: none"> • Kenntnisse über Inhalt der Datenbank erlangen • Überblick über vorhandene Subsysteme erlangen 		

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

		AP 2300
Titel	Ausarbeitung von CubeSat Konfigurationen	Seite: 1 von 1
Verantwortlicher	Florian Czorny	Version: 1.1 Datum: 15.04.2019
Beginn	09.05.2019	
Ende	26.05.2019	Dauer: 17 Tage
Bearbeiter	V. Dietrich, F. Czorny	
Ziele:		
• Zusammenstellung ausgewählter Konfigurationen		
Input:		
• AP 2200 Vorauswahl der Subsysteme		
Schnittstellen zu anderen APs:		
• AP 3100 Möglicherweise nicht alle Komponenten in der Datenbank		
• AP 3200 verfeinert erfasste Konfigurationen		
Aufgaben:		
• 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:				
• Auslegung einer Beispielmission für den gegebenen CubeSat Entwurf				
Input:				
• AP 3000 liefert ausgewählte CubeSat Konfigurationen				
Schnittstellen zu anderen APs:				
• AP 4200 führt die Simulation in GMAT durch				
Aufgaben:				
• 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:				
• Verfassung des Textes				
Input:				
• AP 1000 • AP 2000 • AP 3000 • AP 4000				
Schnittstellen zu anderen APs:				
• AP 5200 Iterativer Prozess				
Aufgaben:				
• 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				

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	-	-	100
Control Boards	SSTL OBC750 LEO Flight Computer	1500	1500000	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	4300000	-	-	100
Propulsion	Marotta Micro-Thruster (chemical)	60	140000	5	-	0.001
Propulsion	Busek BHT-200 Thruster (electric)	2000	3000000	200	-	16.1
Solar Panel Deployable	Top/Bottom BCT 9U Solar Panel	285.71	400000	-	-	100
Solar Panel Deployable	BCT 9U Triple Wing Solar Array Custom (Side)	1714.29	2500000	-	-	100
Solar Panel Deployable	BCT SADA Gimbal System	500	1000000	0.35	-	400
Structure	27U NanoAvionics Standard Structure (s)	2000	-	-	-	WORK
Tracker&Sensors	TY-Space PST3	100	450000	1.2	-	000
Tracker&Sensors	NSS Fine Sun Sensor NFSS-411	35	250000	0.2	-	000
Tracker&Sensors	Sensoror STIM300	60	500000	1.5	-	000
Tracker&Sensors	SSTL SGR-Ligo	100	100000	0.5	-	000
Transceiver	IQW Slink-Phy S-Band Transceiver	200	250000	-	-	000
Sum	-	28208	26185000	183.6*	161	000

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

