

Master Thesis

**Auslegung einer Regelung für ein
Laserkommunikationsterminal zur
Erweiterung des Betrachtungsbereichs
durch Kombination einer groben und einer
feinen Ausrichtungsgruppe**

von

Max HARTMANN

Diese Arbeit wurde vorgelegt am
16. August 2022

Interne Betreuung: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Moormann
Lennart Danielmeier, M.Sc. (RWTH)

Externe Betreuung: René Rüddenklau, M.Sc. (DLR Oberpfaffenhofen)

Eidesstattliche Versicherung

Statutory Declaration in Lieu of an Oath

Name, Vorname/Last Name, First Name

Matrikelnummer (freiwillige Angabe)

Matriculation No. (optional)

Ich versichere hiermit an Eides Statt, dass ich die vorliegende Arbeit/Bachelorarbeit/
Masterarbeit* mit dem Titel

I hereby declare in lieu of an oath that I have completed the present paper/Bachelor thesis/Master thesis* entitled

selbstständig und ohne unzulässige fremde Hilfe (insbes. akademisches Ghostwriting)
erbracht habe. Ich habe keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt.
Für den Fall, dass die Arbeit zusätzlich auf einem Datenträger eingereicht wird, erkläre ich,
dass die schriftliche und die elektronische Form vollständig übereinstimmen. Die Arbeit hat in
gleicher oder ähnlicher Form noch keiner Prüfungsbehörde vorgelegen.

independently and without illegitimate assistance from third parties (such as academic ghostwriters). I have used no other than
the specified sources and aids. In case that the thesis is additionally submitted in an electronic format, I declare that the written
and electronic versions are fully identical. The thesis has not been submitted to any examination body in this, or similar, form.

Ort, Datum/City, Date

Unterschrift/Signature

*Nichtzutreffendes bitte streichen

*Please delete as appropriate

Belehrung:

Official Notification:

§ 156 StGB: Falsche Versicherung an Eides Statt

Wer vor einer zur Abnahme einer Versicherung an Eides Statt zuständigen Behörde eine solche Versicherung
falsch abgibt oder unter Berufung auf eine solche Versicherung falsch aussagt, wird mit Freiheitsstrafe bis zu drei
Jahren oder mit Geldstrafe bestraft.

Para. 156 StGB (German Criminal Code): False Statutory Declarations

Whoever before a public authority competent to administer statutory declarations falsely makes such a declaration or falsely
testifies while referring to such a declaration shall be liable to imprisonment not exceeding three years or a fine.

§ 161 StGB: Fahrlässiger Falscheid; fahrlässige falsche Versicherung an Eides Statt

(1) Wenn eine der in den §§ 154 bis 156 bezeichneten Handlungen aus Fahrlässigkeit begangen worden ist, so
tritt Freiheitsstrafe bis zu einem Jahr oder Geldstrafe ein.

(2) Strafflosigkeit tritt ein, wenn der Täter die falsche Angabe rechtzeitig berichtigt. Die Vorschriften des § 158
Abs. 2 und 3 gelten entsprechend.

Para. 161 StGB (German Criminal Code): False Statutory Declarations Due to Negligence

(1) If a person commits one of the offences listed in sections 154 through 156 negligently the penalty shall be imprisonment not
exceeding one year or a fine.

(2) The offender shall be exempt from liability if he or she corrects their false testimony in time. The provisions of section 158 (2)
and (3) shall apply accordingly.

Die vorstehende Belehrung habe ich zur Kenntnis genommen:

I have read and understood the above official notification:

Ort, Datum/City, Date

Unterschrift/Signature

Abstract

Optische Satellitenkommunikation gewinnt in den letzten Jahren zunehmend an Bedeutung. Dies liegt insbesondere am steigenden Bedarf hoher Datenraten. Hier ist die Laserkommunikation der herkömmlichen Funkkommunikation deutlich überlegen. Zudem ist Laserkommunikation unreguliert und benötigt im Vergleich zu gleichwertigen Funksystemen entscheidend weniger Leistung, erfordert allerdings eine genaue Ausrichtung auf den Kommunikationspartner. Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) hat dafür im Rahmen des PIXL-1 Projekts ein Laserkommunikationsterminal für Kleinsatelliten entwickelt. Es verwendet eine Kombination aus einem feinen Lenkspiegel und einer groben Ausrichtungsbaugruppe, um die exakte Positionierung zu ermöglichen.

Ziel dieser Arbeit ist eine optimale Nutzung des Laserkommunikationsterminals zu gewährleisten, indem für das System aus beiden Elementen ein energieeffizientes Regelsystem ausgelegt wird. Dazu wird ein Simulationsmodell des Lenkspiegels und der Ausrichtungsbaugruppe erstellt. Das Verhalten des feinen Lenkspiegels lässt sich über eine Transferfunktion beschreiben. Bei der groben Ausrichtungsbaugruppe handelt es sich um ein nichtlineares, gekoppeltes mechanisches System. Um hier ein aussagekräftiges Modell zu erhalten, wird der Lagrange Formalismus angewendet, mit dem die Bewegungsgleichungen des Systems ermittelt werden können.

Im Anschluss wird mit diesen Modellen eine Simulation des Terminals erstellt. Der Entwurf der Regelung erfolgt innerhalb der Simulation. Der Regler für den feinen Lenkspiegel wird als Fehlerregler ausgelegt, um den Lenkspiegel zum Ausgleich von Störungen zu verwenden. Die Regelung der groben Ausrichtungsbaugruppe ist kaskadiert aufgebaut. Dies ermöglicht eine genaue Steuerung der Bewegungen und ist notwendig für die korrekte Ausrichtung auf den Kommunikationspartner. Um die Stabilität der Verbindung deutlich zu erhöhen, interagieren die Regelungen beider System miteinander. Zum Abschluss wird die Simulation durch Hardwareversuche validiert.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	VII
Symbolverzeichnis	IX
1 Einleitung	1
2 Stand der Technik	3
2.1 Technische Grundlagen	3
2.2 Optische Laserkommunikation	4
2.3 Osiris Projekt	5
2.4 Osirisv3	5
2.5 OSIRIS4CubeSat	6
2.6 Inter-Satelliten Kommunikation	7
2.7 Reflexionsverhalten bei beweglichen Spiegeln	8
3 Systemaufbau und Anwendung	11
3.1 Aufbau des Systems	11
3.2 Anwendung	15
3.2.1 PAT Prinzip	15
3.2.2 Intersatellitenkommunikation	19
4 Modellbildung und Simulation	21
4.1 Systemidentifikation	21
4.2 Entwurf der Regelung	27
4.3 Simulation des Gesamtsystems	34
4.4 Optimal Regler	45
5 Anwendung an der Hardware	49
6 Zusammenfassung und Ausblick	53
Literaturverzeichnis	55

Abbildungsverzeichnis

2.1	Verlauf eines Orbits im LEO	3
2.2	Die Bodenstation sendet den Leitstrahl (grün). Die Verbindung ist erfolgreich, wenn der Laserstrahl der ISS (rot) die Bodenstation trifft. [1]	4
2.3	Attrape des Osirisv3 Terminals [2]	6
2.4	Aufbau des Terminals [3]	7
2.5	Arten von Satelliten Kommunikation	8
2.6	Reflektion eines Strahls bei rotiertem Spiegel	9
3.1	Drehachsen der CPA	12
3.2	Laserstrahl durch Prisma	13
3.3	Sende- und Empfangssystem der Baugruppe	13
3.4	Aufbau der 4QD	14
3.5	Konstellation bei Bodenkommunikation	16
3.6	Verschiedene Suchmuster	16
3.7	Darstellung des Suchmusters mit dem Sichtbereich der 4QD in Rot	17
3.8	Beispielhafter Winkelverlauf für eine Simulation	18
3.9	Konstellation bei Intersatellitenkommunikation	19
4.1	Transferfunktion des FSMs	22
4.2	Inertial- und Hauptachsensysteme	23
4.3	Aufbau des CPA Modells	27
4.4	Reglerstruktur des FSMs	28
4.5	Regelkreis der CPA	29
4.6	Aufbau des Führungsreglers	29
4.7	Übertragung zwischen optischen und mechanischem Winkel	30
4.8	Vergleich des Regleraufbaus	34
4.9	Aufbau des Gesamtsystems	34
4.10	Beispielhafter Winkelverlauf des FSM und der CPA für eine Simulation . .	36
4.11	Verlauf des Strahls	37
4.12	Winkelverläufe im Vergleich mit und ohne Schwelle	38

4.13	Verlauf des Strahls mit dynamischem Filter	39
4.14	Vergleich der Suchmuster bei Ausgleich mit CPA	40
4.15	Vergleich der Suchmuster bei Ausgleich mit FSM	41
4.16	Vergleich der Suchmuster bei Ausgleich mit FSM und CPA	42
4.17	Verlauf des Orbits im LEO	42
4.18	Winkelverlauf bei einer realen Kommunikation	43
4.19	Aufbau des abgeänderten Führungsreglers	44
4.20	Aufbau des Optimal Reglers	45
4.21	Funktion der Linearen Zustandsrückführung	46
5.1	Winkelverläufe des simulierten und des realen FSMs	50

Symbolverzeichnis

Allgemeine Symbole

$\vec{a}$	[m]	Abweichungsvektor
$\vec{g}$	[m/s]	Erdbeschleunigung
$\vec{Q}$	[Nm]	generalisierte Kräfte
$\vec{q}$	[°]	generalisierter Winkel
$\vec{r}_S$	[m]	Schwerpunktvektor
I	[J]	Trägheitstensor
$I_{\max}$	[A]	maximale Stromstärke
L	[J]	Lagrange Funktion
m	[kg]	Masse
M	[Nm]	Moment
T	[J]	kinetische Energie
V	[J]	potenzielle Energie
v	[m/s]	Geschwindigkeit

Griechische Symbole

α	[°]	mechanischer Winkel
β	[°]	optischer Winkel

ϵ	[°]	Winkelfehler
η	[°]	Winkelfehler
γ	[°]	eingedrehter Winkel
κ	[°]	Neigungswinkel Prisma
λ	[°]	Neigungsfehler
μ	[°]	Winkelfehler FSM
ν	[°]	Winkelfehler FSM
ϕ	[°]	Azimutwinkel CPA
θ	[°]	Elevationswinkel CPA
ξ	[rad]	Sichtbereich der 4QD
ζ	[°]	Strahlbreite

Abkürzungen

4QD	Vier Quadrant Diode
BIROS	Bispectral InfraRed Optical System
CPA	Coarse Point Assembly
DLR	Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt
FSM	Fine Steering Mirror
ISS	Internationale Raumstation
LEO	Low Earth Orbit
OPALS	Optical Payload for Lasercomm Science
OSIRIS	Optical Space Infrared Downlink System Projekt
PAT	Pointing, Akquisition und Tracking Prinzip

1 Einleitung

In den letzten Jahren stieg die Anzahl Satellitenstarts stetig an [4]. Gründe dafür sind zum Beispiel eine zunehmende Nutzung von sogenannten Qubesats, die zu Forschungszwecken entwickelt werden. Diese Kleinstsatelliten werden mit einer Vielzahl an Sensoren und Kameras ausgestattet, um beispielsweise eine genaue Erdbeobachtung zu ermöglichen. Die Datenmengen, die diese Satelliten erfassen, ebenfalls stetig an, da immer genauere Kameras und Sensoren entwickelt und verbaut werden. Solche Satelliten operieren häufig im Low Earth Orbit (LEO), sodass ihnen nur ein kurzes Kommunikationsfenster zu einer Bodenstation zur Verfügung steht. Deshalb benötigen diese Satelliten Übertragungsarten mit hoher Datenrate. Ein weiterer Grund für die große Anzahl an Satellitenstarts sind Satellitenkonstellationen wie zum Beispiel OneWeb oder Starlink. Deren Ziel ist es, einen globalen Zugriff aufs Internet über Satellitenkommunikation zu ermöglichen. Hier sind ebenfalls hohe Datenraten erwünscht, um bei der Nutzung eine hohe Bandbreite zu ermöglichen.

Eine Lösung für die steigende Nachfrage nach höherer Bandbreite stellt die optische Freiraumkommunikation dar. Sie bietet mehrere Vorteile, wie zum Beispiel eine hohe Datenrate, niedrigen Leistungsbedarf, kompakte Bauweise und Abhörsicherheit im Vergleich zur herkömmlichen Funkkommunikation. Zudem ist Laserkommunikation im Gegensatz zum Funk nicht reguliert. Allerdings birgt diese Art der Kommunikation einige Herausforderungen. Besonders bei der Erfassung und Aufrechterhaltung der Kommunikation kommt es durch die große Distanz und andere Einflüsse wie die turbulente Atmosphäre zu Störungen.

In einigen Projekten wurden bereits Laserkommunikationsterminals entwickelt, die es Satelliten ermöglichen, mit einer Bodenstation oder anderen Satelliten zu kommunizieren. Dafür muss allerdings das Kommunikationsterminal sehr genau auf den Kommunikationspartner ausgerichtet werden, da die bisher verwendeten Terminals nur über eine feine Ausrichtungsbaugruppe verfügen. Dies kann besonders bei kleineren Satelliten eine Einschränkung darstellen, da sich der gesamte Satellit auf den Kommunikationspartner ausrichten muss. Dadurch kommt es zu einer Beeinflussung anderer Nutzlasten. Zum Bei-

spiel könnte eine Kamera zur Erdbeobachtung während der Kommunikation nicht mehr auf die gewünschten Koordinaten ausgerichtet werden.

Um diese Einschränkung zu beheben, wird deshalb im Rahmen des PIXL-1 Projektes des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) eine feine Ausrichtungsbaugruppe um eine grobe Ausrichtungsbaugruppe erweitert. Dadurch ist es möglich, den Betrachtungsbereich für das Laserkommunikationsterminal zu erhöhen. Daher ist eine genaue Ausrichtung des gesamten Satelliten auf den Kommunikationspartner nicht mehr notwendig und es kommt nicht mehr zu einer Einschränkung der anderen Nutzlasten. Außerdem erlauben zwei Baugruppen einen besseren Ausgleich von Störeinflüssen während der Kommunikation. Allerdings müssen dafür beide Baugruppen zusammen geregelt werden.

Ziel dieser Arbeit ist es, eine solche Regelung für das am DLR entwickelte kombinierte Laserkommunikationsterminal zu entwickeln. Die Regelung wird so entworfen, dass die grobe Baugruppe für die Ausrichtung verantwortlich ist und die feine Ausrichtungsbaugruppe die Erfassung und Verfolgung des Signals übernimmt. Um die Stabilität der Verbindung zu erhöhen, kommunizieren beide Systeme zusätzlich untereinander. Es werden bei der Auslegung sowohl Bodenkommunikation als auch Intersatellitenkommunikation beachtet. Die Entwicklung der Regelung erfolgt unter Berücksichtigung einer flugfähigen Implementierung.

Dafür wird zunächst in Kapitel 2 auf den Stand der in dieser Arbeit verwendeten Technik eingegangen. Es wird vor allem ein Augenmerk auf bisherige Projekte gelegt, auf denen die in dieser Arbeit verwendeten Baugruppen basieren. In Kapitel 3 werden dann die beiden Baugruppen näher erläutert und genauer auf deren Anwendungen eingegangen. Kapitel 4 befasst sich mit der Simulation des Systems und dem Entwurf der Regelung auf Basis dieser Simulation. Anschließend wird in Kapitel 5 die Simulation durch Hardwareversuche validiert und die Regelung auf Basis dieser Versuche für das reale System angepasst. Abschließend werden in Kapitel 6 die Ergebnisse der Arbeit zusammengefasst und es wird ein Ausblick gegeben.

2 Stand der Technik

In diesem Kapitel wird näher auf die zugrunde liegenden Prinzipien der Arbeit eingegangen. Zusätzlich werden einige Projekte vorgestellt, auf denen diese Arbeit aufbaut.

2.1 Technische Grundlagen

In diesem Abschnitt wird zum einen der Orbit des Satelliten beschrieben, zum anderen wird die Funktionsweise der Laserkommunikation erläutert. Da es sich bei dem Satelliten um einen Cubesat handelt, operiert dieser auf einem Low Earth Orbit (LEO). Ein LEO beschreibt Satellitenumlaufbahnen bis zu einer Höhe von ca. 1000 km. Die Umlaufdauer in diesen Bahnen beträgt abhängig von der Höhe zwischen 90 und 105 min. Der Orbit ist typisch für Raumstationen, Überwachungs- und Forschungssatelliten sowie das Space Shuttle [5]. Aufgrund der kurzen Umlaufzeit kann nur etwa 10 Minuten pro Umlauf mit einer Bodenstation kommuniziert werden. Daher ist eine hohe Datenrate notwendig, um alle Daten in dem kurzen Zeitfenster mit dem Boden auszutauschen. Ein beispielhafter Orbitverlauf ist in Abbildung 2.1 zu sehen. Die rote Linie zeigt den Weg des Satelliten über der Erde. Nur innerhalb des grünen Bereiches kann es dann zu einem Kontakt mit der Bodenstation kommen.

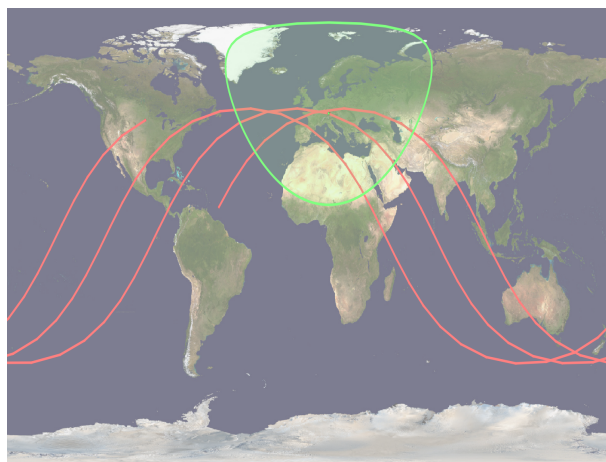


Abbildung 2.1: Verlauf eines Orbits im LEO

Bei der optischen Laserkommunikation kommen unterschiedliche Übertragungswege zum Einsatz. Die am häufigsten verwendeten Arten sind das On-Off Keying, das Phase Shift Keying oder das Frequency Shift Keying. Das Signal wird dafür je nach Methode auf der Phase oder der Frequenz aufgetragen. Beim On-Off Keying wird der Laser in hoher Frequenz an und aus geschaltet, um ein Signal zu übertragen. In dieser Arbeit wird das On-Off Keying für die Signalerkennung verwendet, dies wird später genauer beleuchtet. Für die Übertragung der Daten wird die Frequency Shift Keying Methode verwendet. [6]

2.2 Optische Laserkommunikation

Die Anwendbarkeit von optischer Freiraumkommunikation wurde bereits in der Vergangenheit von mehreren Projekten demonstriert. Eins der bekanntesten ist das Nasa Projekt „Optical Payload for Lasercomm Science“ (OPALS)[7]. In diesem Projekt wurde die Internationale Raumstation (ISS) mit einem Laserkommunikationsterminal ausgerüstet. Dieses lässt sich unabhängig von der ISS ausrichten. Der prinzipielle Aufbau der Kommunikation ist in Abbildung 2.2 dargestellt. Die ISS befindet sich in diesem Fall auf einem sehr niedrigen Low Earth Orbit mit 400 km Höhe über der Erde. Um eine Verbindung über die große Distanz zu ermöglichen, sendet die Bodenstation einen Leitstrahl aus. Das Terminal an der ISS richtet sich dann auf den Leitstrahl aus. Dafür findet das Pointing, Acquisition und Tracking (PAT) Prinzip Anwendung, auf das in Abschnitt 3.2.1 näher eingegangen wird. Um Interferenzen zwischen dem Leitlaser und dem Datenlaser zu verhindern, operieren die Terminals auf unterschiedlichen Frequenzen. Der Sendelaser der Bodenstation wird zusätzlich mit On-Off Keying moduliert. Dadurch wird verhindert, dass das Terminal sich auf Lichtreflektionen ausrichtet, die zum Beispiel durch Seen entstehen können. [7]

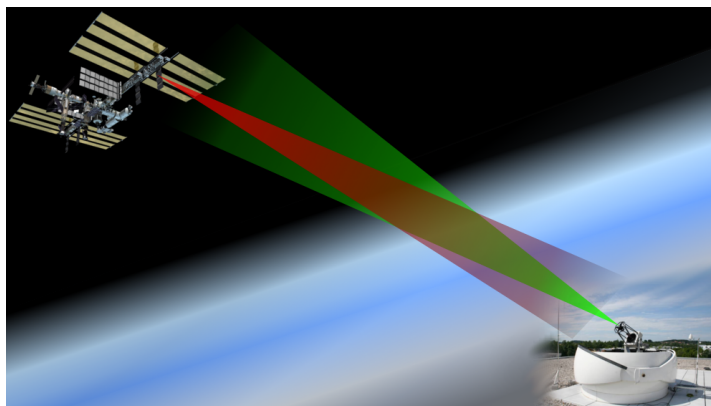


Abbildung 2.2: Die Bodenstation sendet den Leitstrahl (grün). Die Verbindung ist erfolgreich, wenn der Laserstrahl der ISS (rot) die Bodenstation trifft. [1]

2.3 Osiris Projekt

Da das OPALS Terminal als Demonstrator ausgelegt wurde, waren die Baumaße sehr groß. Deshalb eignete es sich nicht für den Gebrauch auf Satellitenplattformen. Um nun Laserkommunikation auch für kleinere Satelliten zu ermöglichen, startete das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) das Optical Space Infrared Downlink System Projekt (OSIRIS)[2]. In dessen Rahmen wurden mehrere Nutzlasten entwickelt, die für kleinere Satelliten ausgelegt wurden. Als neues Konzept sollte sich nicht das Kommunikationsterminal selbst auf die Bodenstation ausrichten. Stattdessen sollte die Verfolgung des Signals durch die Ausrichtung des Satelliten erreicht werden. Dies ermöglicht kleinere Terminals [2]. Der erste Satellit, der mit einem solchen Terminal ausgerüstet wurde, war der Flying Laptop der Universität Stuttgart. Dessen Ziel war es, neue Technologien zu erproben und Erdbeobachtungen durchzuführen. [8]

Der zweite Satellit war der Bispectral InfraRed Optical System (BIROS)[9], der ebenfalls vom DLR entwickelt wurde. Die Aufgabe des Satelliten ist die Erkennung und Überwachung von Waldbränden. Dazu wurde der Satellit mit einer Infrarotkamera ausgestattet, die „High Temperatur Events“ detektieren kann. Die Kamera erzeugt eine große Datenmenge und der Satellit befindet sich auf einem Low Earth Orbit. Deshalb sind die Kommunikationsfenster mit der Bodenstation kurz. Daher ist eine hohe Datenrate notwendig, um die Übertragung aller Daten während des Überflugs gewährleisten zu können. Für diesen Use-Case ist, wie bereits in Abschnitt 2.2 erwähnt, die Laserkommunikation der Funkübertragung deutlich überlegen. Allerdings zeigt sich hier ein Nachteil des Systems. Denn die Infrarotkamera kann nicht frei ausgerichtet werden. Da sich der Satellit für die Kommunikation auf die Bodenstation ausrichten muss, kann es so dazu kommen, dass der gewünschte Beobachtungsort von der Kamera nicht mehr erfasst werden kann.[9]

2.4 Osirisv3

Als Weiterentwicklung des Osirisv2 Projektes wurde Osirisv3 [10] entwickelt. Das Hauptziel war eine optische Kommunikation von einem Satelliten zu einer Bodenstation mit mindestens 10 Gbps Datenrate zu ermöglichen. Um dieses Ziel zu erreichen, wurden einige Veränderungen vorgenommen. Unter anderem wurde ein Massenspeicher eingebaut, um die Daten vor der Bodenkommunikation zwischenspeichern zu können. Zusätzlich wurde der Blendendurchmesser vergrößert, sodass eine kleinere Strahldivergenz erreicht werden kann. Dies ermöglicht die geforderte höhere Datenrate. Um die Beschränkung anderer

Nutzlasten durch die Bodenkommunikation aufheben zu können, wurde in einer Weiterentwicklung das Laserkommunikationsterminals mit einer Coarse Point Assembly (CPA) ausgestattet. Sie ist in Abbildung 2.3 auf der rechten Seite zu sehen. Die CPA ermöglicht es, den Laser näherungsweise unabhängig vom Satelliten auszurichten, so wie es im OPALS Projekt bereits vorgesehen war. Dadurch wird die Einschränkung anderer Nutzlastmodule während der Bodenkommunikation aufgehoben. [10]

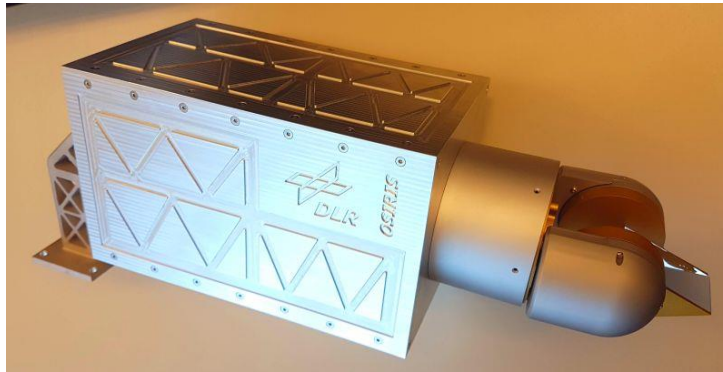


Abbildung 2.3: Attrape des Osirisv3 Terminals [2]

In dieser Arbeit wird ebenfalls eine CPA verwendet, allerdings handelt es sich um eine Weiterentwicklung der in Abb. 2.3 gezeigten CPA. Das Funktionsprinzip der CPA wird in Kapitel 3.1 näher erläutert.

2.5 OSIRIS4CubeSat

Zusätzlich zum Osirisv3 Projekt wurde das Kommunikationsterminal im Rahmen des OSIRIS4CubeSat Projekts [3] weiterentwickelt, um auf so genannten CubeSats verwendet werden zu können. Die Bezeichnung CubeSats beschreibt würfelförmige Satelliten mit den Maßen $10 \times 10 \times 3 \text{ cm}^3$ und einer Masse unter einem Kilogramm. Diese Standardgröße wird als ein "Unit" (1U) bezeichnet. Cubesats werden häufig aus mehreren dieser Units zusammengestellt [11]. Der hier beachtete Cubesat besteht aus drei Units. Das komprimierte Terminal für diesen Cubesat besteht ausschließlich aus Commercial Off The Shelf Bauteilen. Zudem ist es mit den Maßen $10 \times 10 \times 3 \text{ cm}^3$ an die kleine Baugröße von Cubesats angepasst. Auch die Leistung mit 8 Watt und die Masse von 800 g sind entsprechend gering gehalten. Trotzdem erreicht das Terminal eine Datenrate von 100 Mbits/s bei der Kommunikation mit der Bodenstation aus dem Low Earth Orbit. Die Baugruppe ist in Abbildung 2.4 zu sehen. Für die Ausrichtung wurde auf das Vorgehen von Osirisv1 und Osirisv2 zurückgegriffen. Somit muss sich der Satellit auf 1° genau auf die Bodenstation ausrichten. Die restliche Abweichung wird durch das Terminal selbst kompensiert. Dazu

ist das Terminal mit einem Fine Steering Mirror (FSM) ausgestattet. Dieser ermöglicht eine genaue Ausrichtung des Laserstrahls, sodass zuverlässig eine Verbindung zur Bodenstation aufgebaut und gehalten werden kann.[3]

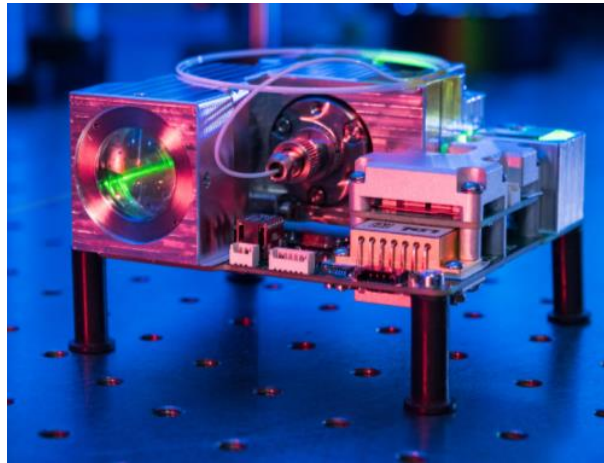


Abbildung 2.4: Aufbau des Terminals [3]

Da dieses Terminal auch Anwendung in dieser Arbeit findet, wird sein Funktionsprinzip näher in Kapitel 3.1 beschrieben.

2.6 Inter-Satelliten Kommunikation

Neben der bereits angesprochenen Kommunikation zwischen einer Bodenstation und einem Satelliten steigt auch die Nachfrage nach Kommunikation zwischen Satelliten¹. Dies ist besonders für Satellitenkonstellationen wie Starlink der Firma SpaceX oder OneWeb interessant. Bei Satellitenkonstellationen wird mit einer großen Zahl Satelliten ein global umspannendes Netzwerk aufgebaut. Dadurch kann beispielsweise die Erde besser beobachtet werden oder ein einfacherer Internetzugang ermöglicht werden. Damit diese Satellitenkonstellationen nur mit wenig Bodenstationen auskommen, kommunizieren die Satelliten untereinander. Man unterscheidet in diesem Fall zwischen drei Arten von Intersatellitenkommunikation. Inter-plane Verbindungen entstehen zu Satelliten, die sich auf einem parallelen Orbit in die gleiche Richtung bewegen. Bei Intra-plane Verbindungen wird eine Verbindung zu einem vorausfliegenden oder hinterherfliegenden Satelliten auf dem gleichen Orbit hergestellt. Sollte sich der Satellit in die entgegengesetzte Richtung bewegen, wird die Verbindung als Cross-plane bezeichnet. Dies wird in Abbildung 2.5 dargestellt.

Die drei Haupteinflussgrößen bei Intersatellitenkommunikation sind die Distanz zwischen den Satelliten, der benötigten Winkelbereich, der vom Satelliten abgedeckt werden

¹Im Nachfolgenden als Intersatellitenkommunikation bezeichnet

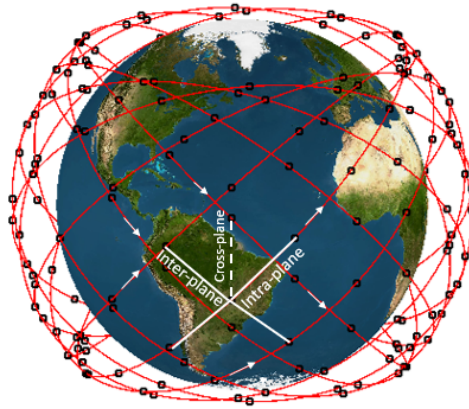


Abbildung 2.5: Arten von Satelliten Kommunikation

muss und die benötigte Winkelgeschwindigkeit. Die Distanz beeinflusst direkt die maximal erreichbare Datenrate und die Zuverlässigkeit des Erfassungs- und Verfolgungsprozesses. Aus dem Winkelbereich und der Winkelgeschwindigkeit ergeben sich die Anforderungen an die CPA. Nur wenn sie die geforderten Winkel abdecken kann, wird eine Verbindung dauerhaft aufrecht erhalten. Die Werte für den Winkelbereich und die Winkelgeschwindigkeiten sind abhängig von der Art der Intersatellitenkommunikation. Cross Plane Kommunikation stellt die anspruchsvollste Kommunikationsart da, da es hier zu den höchsten Winkelbereichen und Winkelgeschwindigkeiten kommt. [12]

2.7 Reflexionsverhalten bei beweglichen Spiegeln

In dieser Arbeit verwendete Baugruppen nutzen an mehreren Stellen bewegliche Spiegel, um die Umlenkung eines optischen Strahls zu beeinflussen. In diesem Zusammenhang ist es wichtig, den Unterschied zwischen einem mechanischen und einem optischen Winkel näher zu erläutern. Der mechanische Winkel α beschreibt die direkte mechanische Auslenkung des Spiegels um seine Ruhelage. Der optische Winkel β beschreibt die durch die Auslenkung α resultierende optische Änderung des Winkels für einen reflektierten Strahl. Dies ist in Abbildung 2.6 dargestellt. Dem Reflexionsgesetz von Snell folgend bedeutet eine Auslenkung des Spiegels um einen definierten Winkel α , dass der reflektierte Lichtstrahl um das doppelte des Winkels ausgelenkt wird. Daher gilt $\beta = 2 \cdot \alpha$. Dies ist allerdings nur eine Näherung und gilt nur, solange der Spiegel vor der Auslenkung orthogonal zu dem eintreffenden Strahl ausgerichtet ist. Wenn dies nicht der Fall ist, ändert sich das Übertragungsverhalten zwischen dem mechanischen und optischen Winkel.

Um eine genaue Betrachtung der Übertragung durchzuführen, muss eine vektorielle Betrachtung der Spiegelung durchgeführt werden. Dabei sind zwei Bewegungsachsen für den

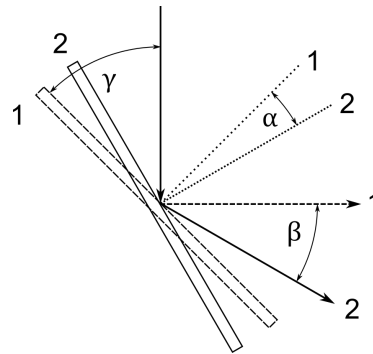


Abbildung 2.6: Reflexion eines Strahls bei rotiertem Spiegel

Spiegel vorgesehen. Da eine solche Betrachtung sehr ausführlich und für diese Arbeit nicht von Relevanz ist, sei an dieser Stelle auf [13] verwiesen, wo ausführlich der mathematische Zusammenhang dargestellt wird. Vereinfacht lässt sich das Vorgehen beschreiben, indem man annimmt, dass eine Winkeländerung des Spiegels zuerst in das Koordinatensystem des eintreffenden Strahls transformiert werden muss. Dafür wird eine Rotationsmatrix aufgestellt, bei der um den mechanischen Winkel γ gedreht wird. Daraus ergibt sich für den neuen optischen Winkel $\beta = 2 \cdot \alpha \cdot \cos(\gamma)$. Dabei beschreibt γ den bereits vor der Auslenkung vorhandenen Winkel zwischen dem Spiegel und dem Strahl, wie in Abbildung 2.6 zu sehen ist.

3 Systemaufbau und Anwendung

In diesem Kapitel wird näher auf den Aufbau des Systems bestehend aus der CPA und FSM sowie dem verwendeten Sensor eingegangen und deren Interaktion miteinander beschrieben. Außerdem werden die zwei Hauptanwendungsfälle betrachtet. Diese sind zum einen die Kommunikation mit einer Bodenstation und zum anderen die Kommunikation mit einem anderen Satelliten.

3.1 Aufbau des Systems

Das Gesamtsystem, dass in dieser Arbeit betrachtet wird, besteht aus zwei Baugruppen. Der Aufbau beider wird im folgenden näher erläutert. Auf die ursprüngliche Entwicklung der Baugruppen wird im Stand der Technik in Abschnitt 2.4 und 2.5 eingegangen.

Grobe Ausrichtungsbaugruppe

Bei der groben Ausrichtungsbaugruppe handelt es sich um eine Coarse Point Assembly (CPA). Sie ist eine Weiterentwicklung der in Abschnitt 2.4 beschriebenen CPA. Die Funktionsweise ist aber gleich geblieben. Die Hauptaufgabe der CPA ist die Umlenkung des Laserstrahls, sodass dieser in den Satelliten geleitet wird. Eine beispielhafte Umlenkung ist in Abbildung 3.1 zu sehen. Die CPA besteht aus vier funktionellen Baugruppen: Das Prisma (1) mit einer verspiegelten Hypotenuse, welches auf einer Rotationsachse (2) mit einem Motor und einem Absolut-Encoder gelagert ist. Dies ermöglicht die Neigung des Prismas um die Elevationsachse θ . Dieses System ist auf einem Drehteller (3) fixiert, welcher Drehungen um die Azimutachse ϕ ermöglicht. Diese Achse ist ebenfalls mit einem Motor und einem Absolut-Encoder ausgestattet. Durch die verwendeten Encoder können die Positionen der Achsen jederzeit ausgelesen werden. Der Motor ist am Gehäuse (4) befestigt. Somit stehen zwei Bewegungsachsen für das System zur Verfügung. Diese sind in den Abbildungen 3.1 zu sehen. [1].

Bei der Elevationsachse sind zwei sogenannte mechanisch Hardstops eingebaut. Dadurch ist es nicht möglich, dass Prisma in einen Winkelbereich von $\theta \geq 88^\circ$ und $\theta \leq 0^\circ$

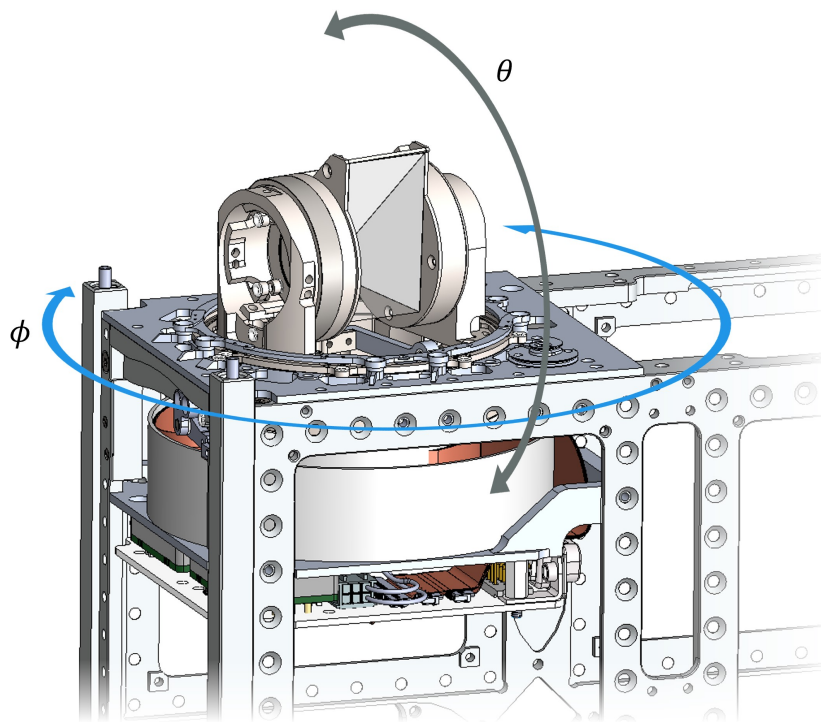


Abbildung 3.1: Drehachsen der CPA

zu verfahren. Somit kann ausgeschlossen werden, dass es zu einer Singularität bei 90° kommt. Die Azimutachse ist nicht eingeschränkt und kann die vollen 360° erreichen. Allerdings ist auch hier eine mechanische Einschränkung vorhanden durch die Kabel, die zur Elevationsachse führen. Diese Kabel erlauben aufgrund ihrer Länge nicht mehr als eine volle Rotation in eine Richtung. Beide Einschränkungen müssen später in der Software beachtet werden.

An dieser Stelle wird noch auf eine Besonderheit des Prismas eingegangen. Dieses ist mit einem Winkel $\kappa = 2^\circ$ in der Achse montiert, wie in Abbildung 3.2 zu sehen. Allerdings kann diese 2° Neigung fertigungsbedingt nur auf 0.5° genau erreicht werden. Dadurch kann es im Extremfall zwischen der Oberkante und der Unterkante des Prismas zu Neigungsdifferenzen von 1° kommen. Das beeinflusst den Winkelfehler bei der Ausrichtung. Dem Brechungsgesetz nach Snell folgend werden die Strahlen wie in Abbildung 3.2 gezeigt gebrochen. Es zeigt sich, dass abhängig von den Winkeln der Kanten der Winkelfehler $\lambda \leq 1,5^\circ$ zusätzlich zu anderen Fehlerquellen entsteht. Es ist wichtig diesen Offset im späteren Verlauf für die Ausrichtung der CPA zu beachten, daher muss er vor dem Flug ausgemessen werden.

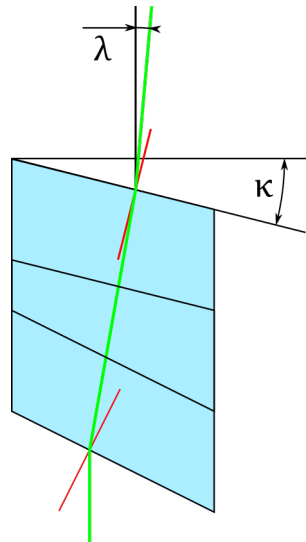


Abbildung 3.2: Laserstrahl durch Prisma

Feine Ausrichtungsbaugruppe

Die feine Ausrichtungsbaugruppe ist das Terminal aus dem OSIRIS4CubeSat Projekt, dass in Kapitel 2.5 beschrieben ist. In diesem Abschnitt wird nun die Funktionsweise erläutert. Der funktionelle Aufbau ist in Abbildung 3.3 zu sehen. Es wird zwischen dem

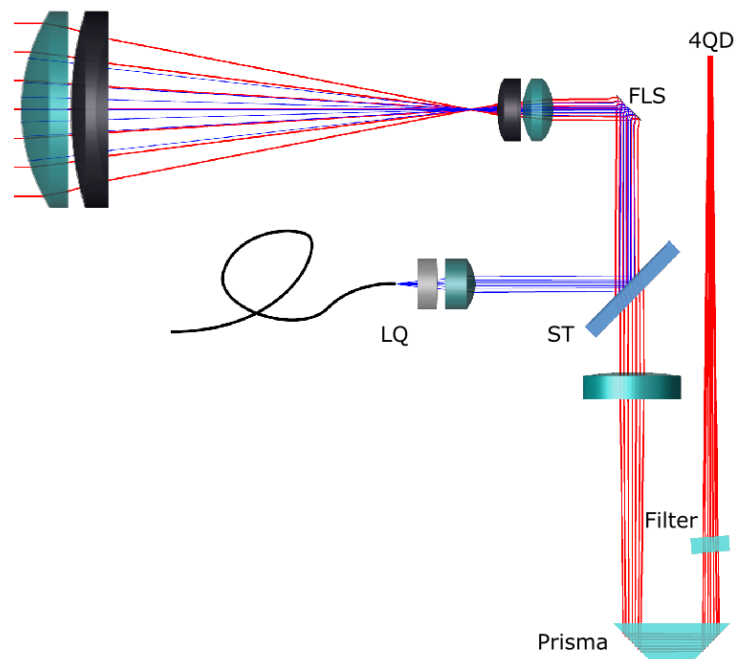


Abbildung 3.3: Sende- und Empfangssystem der Baugruppe

sendenden System in blau und dem empfangenden System in rot unterschieden. Beim sendenden System wird der Laserstrahl an der Laserquelle (LQ) erzeugt. Dieser fällt

dann über den Strahlteiler (ST) auf den Fine Steering Mirror (FSM). Anschließend wird der Laser durch ein Teleskop geführt. Danach verlässt der Strahl den Satelliten und wird von der CPA in Richtung des Kommunikationspartners reflektiert. Beim empfangenden System trifft der Strahl, nachdem die CPA ihn umgelenkt hat, auf das Teleskop und dann auf den FSM. Hinter dem Strahlteiler wird er dann über ein Prisma und einen Filter umgelenkt und fällt schließlich auf ein vier Quadrant Diode (4QD).

Diese Diode ermöglicht die Bestimmung des Winkelfehlers zwischen der aktuellen Ausrichtung des optischen Systems des Satelliten und dem eintreffenden Laserstrahl der Bodenstation. Dafür sind vier Dioden kreisförmig angeordnet, wie in Abbildung 3.4 dargestellt. Jede dieser Dioden misst die Intensität des eintreffenden Strahls. Mit diesen Werten lässt sich die Abweichung in x und y Richtung berechnen durch

$$x = \frac{(A + D) - (B + C)}{A + B + C + D} \quad (3.1)$$

$$y = \frac{(A + B) - (C + D)}{A + B + C + D} \quad (3.2)$$

Allerdings liefert der Sensor nur verwertbare Werte, solange alle vier Quadranten vom Laserstrahl getroffen werden. Wenn größere Abweichungen auftreten, werden vom System falsche Werte ausgegeben und der Sensor kann nicht verwendet werden.

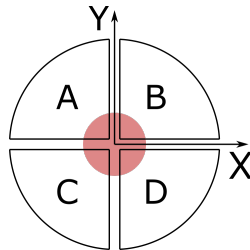


Abbildung 3.4: Aufbau der 4QD

Um die von der 4QD errechneten Abweichungen auszugleichen, kann der Spiegel in zwei Achsenrichtungen gekippt werden. Deshalb ist er in einem geschlossenen Regelkreis mit der 4QD verbunden. Hier ist zu beachten, dass das Teleskop neben der Bündlung des Lichts auch die Winkelfehler potenziert. Deshalb und aufgrund der Bauteileigenschaften ist der maximale Sichtbereich der 4QD begrenzt. Der maximale Sichtbereichswinkel ξ liegt bei $\xi = 0.629 \text{ mrad}$. Trotzdem beläuft sich der maximal ausgleichbare Winkel auf 1° , da der FSM durch das anlegen einer Spannung gekippt werden kann. Die maximale Breite des gesendeten Laserstrahls liegt bei $\zeta = 192.8 \text{ } \mu\text{rad}$. [14]

Das gesamte System besteht somit aus zwei Aktuatoren, hier die CPA und der FSM, sowie einem Sensor, hier die 4QD .

3.2 Anwendung

Das beschriebene Laserkommunikationsterminal kann sowohl für die Kommunikation mit einer Bodenstation als auch für die Kommunikation mit anderen Satelliten verwendet werden. Das Vorgehen zum Aufbau und Erhalt der Verbindung folgt in beiden Fällen dem PAT-Prinzip. Dies wird im folgenden Abschnitt am Beispiel der Bodenkommunikation genauer erläutert, wobei auch auf die in dieser Arbeit verwendete Baugruppe näher eingegangen wird. Anschließend werden die Unterschiede zwischen der Bodenkommunikation und der Intersatellitenkommunikation dargestellt.

3.2.1 PAT Prinzip

Allgemein beschreibt das PAT (Pointing, Acquisition, Tracking) Prinzip ein Vorgehen zum Aufbau und Erhalt einer optischen Verbindung. Dafür richten sich im ersten Schritt, dem Pointing, die Kommunikationspartner aufeinander aus. Die Bodenstation zielt mit einem Laserstrahl auf eine vorher berechnete Position, die sich aus den Orbitdaten des Satelliten ergibt. Da der Leitstrahl, den die Bodenstation anschließend aktiviert, sehr breit gefächert ist, sind hier kleinere Ungenauigkeiten nicht relevant, da der Satellit immer vom Leitstrahl erfasst wird. Beim Satelliten muss sich zuerst die CPA auf den Kommunikationspartner ausrichten. Die dafür notwendigen anfänglichen Winkel können vom Satelliten durch die Orbitdaten und die Ausrichtung des Satelliten berechnet werden. Die Orbitdaten lassen sich bereits vor dem Flug bestimmen. Lediglich die aktuelle Ausrichtung muss jeweils vor der Kommunikation gemessen werden. Hierfür kommt zum Beispiel ein Sternensensor zum Einsatz [15]. Nachdem die initiale Ausrichtung der CPA abgeschlossen ist, beginnt der zweite Schritt. Dieser umfasst die Erfassung des Signals, die Acquisition. In dieser Zeit beginnt der FSM mit der Suche nach dem Signal. Das ist notwendig, da es bei der Ausrichtung der CPA zu Abweichungen kommt, die durch Abweichungen des Orbits des Satelliten oder bei der Bestimmung der Ausrichtung des Satelliten entstehen. Somit entsteht der Winkelfehler ϵ zwischen der Ausrichtung der CPA und dem eintreffenden Laser. Diese Abweichungen können deutlich größer sein als der Sichtbereich ξ der 4QD, der in Kapitel 3.1 beschrieben ist. Deshalb muss der FSM ein Suchmuster abfahren, um den Sichtbereich der CPA abzudecken. Dies ist in Abbildung 3.5 dargestellt.

Das Suchmuster wird so gewählt, dass es möglichst effizient den gesamten Sichtbereich des FSMs abdeckt. Dafür eignet sich eine archimedische kreisförmige Spirale wie in Abbildung 3.6 dargestellt. Dabei ist die richtige Wahl des Windungsabstands der Spirale entscheidend. Der Windungsabstand wird in Abhängigkeit des erfassbaren Bereiches der 4QD gewählt, der in der Abbildung in rot zu sehen ist. Ist der Abstand kleiner als dieser

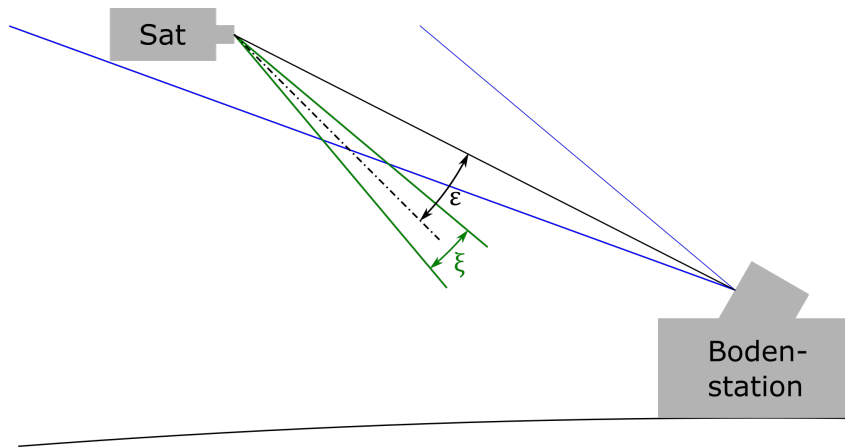


Abbildung 3.5: Konstellation bei Bodenkommunikation

Erfassungsbereich, überlappt sich das Suchmuster und die benötigte Suchzeit erhöht sich. Bei einem zu großen Abstand werden Bereiche zwischen den Spiralen nicht abgedeckt.

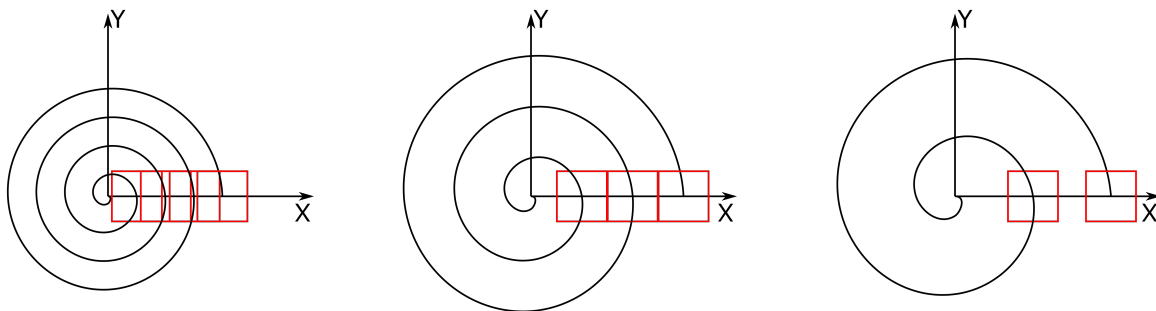


Abbildung 3.6: Verschiedene Suchmuster

Während der FSM das Suchmuster abfährt, muss die CPA weiterhin die korrekte Ausrichtung auf den Kommunikationspartner gewährleisten. Da sich der Satellit auf seinem Orbit weiter bewegt, muss die CPA diese Bewegung ausgleichen. Deshalb wird neben der initialen Ausrichtung auch ein Bahnverlauf berechnet. Dafür werden die notwendigen Winkelgeschwindigkeiten errechnet, um trotz der Bewegung des Satelliten weiterhin auf die Bodenstation zu blicken. Der Verlauf der Bahn ergibt sich aus den Orbitdaten sowie der Ausrichtung des Satelliten und der Position des Kommunikationspartners. Diese Daten werden dann der CPA vorgegeben, sodass diese entlang der berechneten Bahn fährt. Dadurch ist sichergestellt, dass der Laserstrahl hinter der CPA einen konstanten Winkelfehler ϵ aufweist und die gesuchte Ausrichtung für den FSM konstant bleibt. Sonst kann es dazu kommen, dass die gesuchte Position vom FSM in einen Bereich wandert, der bereits von dem Suchmuster abgefahren wurde. Dies ist in Abbildung 3.7 zu sehen. In der Abbildung ist das bisher abgefahrne Suchmuster in grün, das übrige Suchmuster in Blau dargestellt. Der Bereich, den die 4QD erfassen kann, ist als rotes Viereck dargestellt.

Durch eine fehlerhafte Bewegung der CPA kommt es dazu, dass sich der Erfassungsbereich der 4QD verschiebt, sodass dieser nun in dem bereits abgefahrenen Bereich liegt. Dadurch kann trotz des Suchmusters keine Verbindung hergestellt werden. Es muss zuerst das Suchmuster beendet und anschließend noch einmal von vorne begonnen werden.

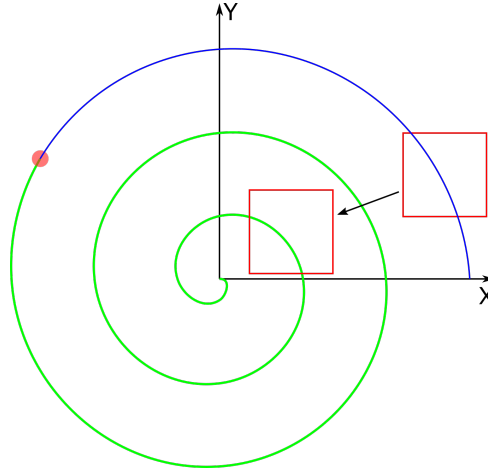


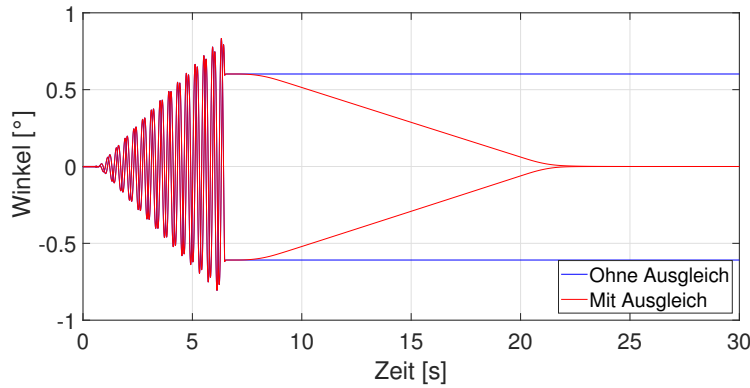
Abbildung 3.7: Darstellung des Suchmusters mit dem Sichtbereich der 4QD in Rot

Die 4QD misst erst ein Signal, wenn der Strahl von dem FSM in den Sichtbereich der 4QD umgelenkt wird. Dazu muss der Fehlerwinkel durch die korrekte Ausrichtung des FSMs soweit verringert werden, bis die 4QD korrekt getroffen wird.

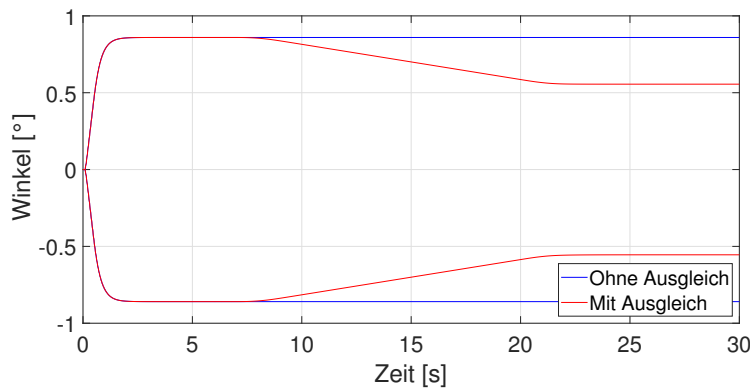
Das Signal kann erfasst werden, wenn die 4QD verwertbare Werte für die Abweichung des Strahls misst. Dazu müssen alle vier Dioden getroffen werden. Sobald der FSM eine Ausrichtung erreicht, bei dem dieses Kriterium erfüllt ist, kann der Strahl verfolgt werden. Dann kommt es zum dritten Schritt, dem Tracking des Signals. Dazu wird ein geschlossener Regelkreis genutzt. Die 4QD dient in diesem Fall als Sensor, der FSM ist die Regelstrecke. Ziel der Regelung ist es, die Abweichungen, die die 4QD misst, möglichst gering zu halten.

Während der Verfolgung des Signals übernimmt die CPA nun zwei Aufgaben. Sie muss weiterhin die vorher berechneten Winkel abfahren, damit die CPA auf den Kommunikationspartner ausgerichtet bleibt. Als zusätzliche Aufgabe unterstützt die CPA den FSM bei der Verfolgung des Signals. Dazu wird der FSM in einem möglichst unausgelenkten Zustand gehalten. Dies stellt sicher, dass dem FSM immer der maximal mögliche Verfahrensweg zur Verfügung steht. Dadurch wird die Sicherheit der Verbindung erhöht, da auch größere Abweichungen, die mitunter kurzfristig auftreten, durch den FSM ausgeglichen werden können. Um den FSM in diesen Zustand zu überführen, werden auf Basis der Winkel des FSMs neue Sollvorgaben für die Ausrichtung der CPA berechnet. Diese werden dann mit den bereits berechneten Winkeln zusammengeführt.

Ein beispielhafter Ablauf dieses Vorgehens ist in der Abbildungen 3.8 zu sehen. In der



(a) Winkel des FSMs



(b) Winkel der CPA

Abbildung 3.8: Beispielhafter Winkelverlauf für eine Simulation

oberen Abbildung sind hier die Ausrichtungswinkel des FSMs und in der unteren die Ausrichtungswinkel der CPA zu sehen. Dadurch ist das PAT Prinzip deutlich zu erkennen. Erst beginnt die CPA mit dem Pointing. Anschließend fährt der FSM die Spirale ab, um den Strahl korrekt auf die 4QD umzulenken. Sobald die dafür notwendige korrekte Ausrichtung erreicht ist, bleibt der FSM bei dieser Position. In den Abbildungen ist ein weiterer Werteverlauf in rot zu sehen. Dieser verdeutlicht den im letzten Abschnitt beschriebenen Ausgleich, den die CPA durchführt. Dafür erhält die CPA neue Vorgaben, um den FSM zu entlasten. Hier ist auf die Skalierung der Achsen zu achten. Die maximalen Winkel des FSMs liegen bei 1° , sodass im ausgelenkten Fall nur noch $0,4^\circ$ zum Ausgleich anderer Störungen zur Verfügung steht. Durch die Entlastung durch die CPA wird dieser Bereich wieder deutlich erhöht. Gleichzeitig sind die Winkeländerungen der CPA klein im Vergleich zu dem Winkelbereich, den die CPA abdecken kann. Dies ist bedingt durch die Vergrößerung, die durch das verbaute Teleskop stattfindet. Zum besseren Verständnis wurde in der Darstellung 3.8 auf weitere Störungen verzichtet sowie kleine

Winkelvorgaben für die CPA gewählt. Ein realistischer Ablauf wird später in Abschnitt 4.3 gezeigt.

3.2.2 Intersatellitenkommunikation

Das Vorgehen zur Intersatellitenkommunikation folgt dem gleichen PAT Prinzip wie bei der Kommunikation mit der Bodenstation. Allerdings ergeben sich bei der Acquisition des Signals einige Unterschiede. In dem hier betrachteten Fall wird davon ausgegangen, dass die Satelliten nicht miteinander kommunizieren können. Sie kennen lediglich die ungefähre Position des Kommunikationspartners. Der Hauptunterschied bei der Acquisition besteht in der deutlich kleineren Laserstrahlbreite. Dies ergibt sich durch die geringe Streuung vom Terminal. Dadurch ist es nicht mehr ausreichend, dass der erste Satellit ein Suchmuster abfährt. Denn selbst wenn der Satellit 1 den Satellit 2 direkt ansieht, empfängt er nicht unbedingt ein Signal. Das ist in Abbildung 3.9 zu sehen. Selbst wenn der Satellit 1 den Fehlerwinkel ϵ ausgeglichen hat, empfängt er kein Signal, denn der Satellit 2 besitzt ebenfalls einen Fehlerwinkel η .

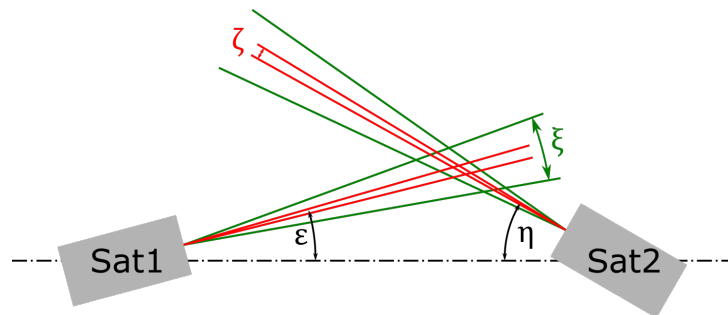


Abbildung 3.9: Konstellation bei Intersatellitenkommunikation

Deshalb wird das Vorgehen abgeändert. Satellit 1 beginnt mit aktiviertem Laser ein Suchmuster zu fahren. Gleichzeitig fährt Satellit 2 ebenfalls ein Suchmuster ohne aktiven Laser, bis es den Laserstrahl von Satellit 1 detektiert. Anschließend kann er sich dauerhaft auf diesen Laserstrahl ausrichten und aktiviert seinen eigenen Laser. Nachdem Satellit 1 das Suchmuster mit aktiviertem Laser abgefahren hat, fährt er dieses erneut mit abgeschaltetem Laser ab. Da Satellit 2 auf ihn ausgerichtet ist, empfängt Satellit 1 bei korrekter Ausrichtung sein Signal. Dann kann sich auch Satellit 1 auf das Signal ausrichten. Ab diesem Zeitpunkt wird die Verbindung durch die Regelung der beiden Terminals aufrecht gehalten. Das größte Hindernis bei diesem Vorgehen stellt das geringe Sichtfeld der Satelliten dar. Dieses liegt bei nur $\xi = 0.629$ mrad. Die geforderte Ausrichtungsgenauigkeit des Satellit liegt allerdings bei 17,45 mrad. Es muss ein sehr großer Fehlerbereich abgefahren werden, sodass eine erfolgreiche Acquisition sehr lange dauern kann. Auch die

Wahl der Suchmuster kann einen Einfluss auf die benötigte Erfassungszeit haben. Hier muss darauf geachtet werden, dass unterschiedliche Suchmuster gewählt werden. Würden identische Suchmuster gewählt werden, könnte es dazu kommen, dass die Satelliten das Suchmuster versetzt zu einander fahren und so nie ein Kontakt erfolgt.

4 Modellbildung und Simulation

In diesem Kapitel wird ein Modell entwickelt, dass das Gesamtsystem aus FSM und CPA umfasst. Das Modell wird möglichst nahe an das reale System angepasst. Im Anschluss wird basierend auf diesem Modell eine Regelung entworfen, die sowohl die CPA als auch den FSM ansteuert.

4.1 Systemidentifikation

Im ersten Schritt zur Modellbildung müssen die jeweiligen Verhalten der CPA und des FSM bestimmt werden. Diese werden später jeweils im Modell als Strecke verwendet. Dazu muss das jeweilige Verhalten in Abhängigkeit von den Stell- und Störgrößen ermittelt werden.

Der FSM besitzt als Eingangsgrößen die Spannungen, die auf den jeweiligen Achsen angelegt werden. Die Ausgangsgrößen sind die Winkel zwischen der Ruhelage und der aktuellen Lage in X- und Y-Achse. Um eine Übertragungsfunktion zu bestimmen, wird eine Messreihe vom Hersteller benutzt. Die Daten der Messreihe sind in Abbildung 4.1 zu sehen. Dabei stellt der orange Verlauf den Messverlauf dar. In blau ist die lineare Transferfunktion dargestellt, die verwendet wird, um das Verhalten anzunähern. Wie zu erkennen ist, kommt es lediglich bei hohen Spannungen zu Abweichungen, da sich der Spiegel hier nichtlinear verhält. Um diese Nichtlinearität auszugleichen, wird in der späteren Simulation mit Tabellen gearbeitet, die bei hohen Spannungen die Ausgabe der Transferfunktion anpassen.

Deutlich komplizierter ist die Simulation des Verhaltens der CPA. Es handelt sich um ein mechanisches System, bei dem als Eingangsgrößen die Stell- und Störmomente gewählt werden. Die Ausgangsgrößen sind die beiden Winkelbeschleunigungen der beiden Achsen ϕ und θ . Um das Verhalten korrekt beschreiben zu können, wird der Lagrange Formalismus aus [16] angewendet. Dieser ist eine Erweiterung der klassischen Newtonschen Mechanik. Sie findet hier Anwendung, da die newtonsche Theorie nicht mehr direkt anwendbar ist, wenn es zu Einschränkungen der Freiheitsgrade der Bewegung kommt. Dies

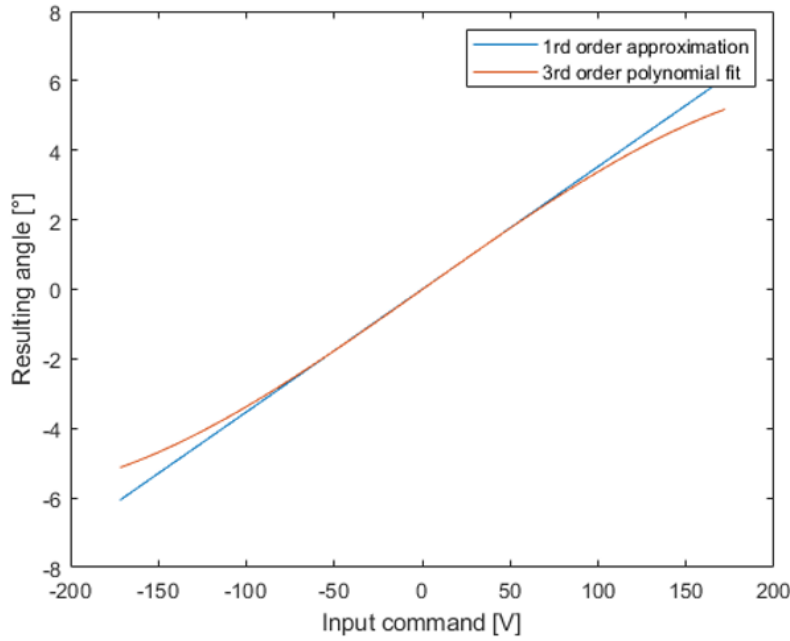


Abbildung 4.1: Transferfunktion des FSMs

ist hier der Fall, da nur Rotationen möglich sind und somit Zwangskräfte im System auftreten. Daher schlug Lagrange in [16] eine Erweiterung der Newtonschen Mechanik vor. Die Dynamik eines Systems wird durch eine einzige skalare Funktion beschrieben, die Lagrange-Funktion. Der darauf beruhende Lagrange-Formalismus ist invariant gegen Koordinatentransformationen. Um ein Modell der CPA zu erhalten, müssen die Bewegungsgleichungen des Systems mit Hilfe der Lagrange-Gleichungen 2. Art bestimmt werden. Bei dieser Art von Gleichungen werden die Zwangskräfte durch die Wahl geeigneter generalisierter Koordinaten $\vec{q}$ eliminiert. Die Lagrange-Funktion ergibt sich zu

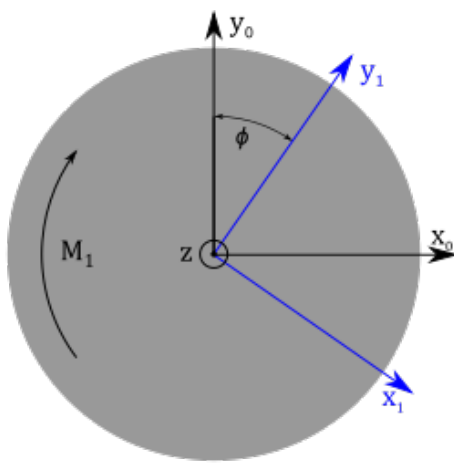
$$L = T - V, \quad (4.1)$$

wobei T die kinetische und V die potenziellen Energie beschreibt. Durch die Wahl der generalisierten Koordinaten können die generalisierten Kräfte $\vec{Q}$ aufgestellt werden. Diese enthalten implizit die Zwangsbedingungen [16]. Die Lagrange Gleichung bestimmt sich dann zu

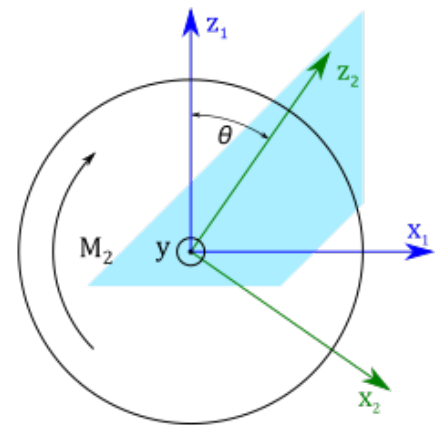
$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\vec{q}}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \vec{q}} = \vec{Q} \quad (4.2)$$

Da der Lagrange-Formalismus bei einem Mehrkörpersystem angewendet wird, muss zuerst ein konsistentes Inertialsystem gewählt werden. Anschließend werden zwei Rota-

tionsmatrizen aufgestellt, die die Umrechnung vom jeweiligen Hauptachsensystem in das Inertialsystem ermöglichen. Der Ursprung des ersten Hauptachsensystems liegt im Drehpunkt der Azimutachse in der Mitte des Drehtellers. Das Koordinatensystem ist fest an den Drehteller gebunden, daher bewirkt eine Drehung des Tellers eine Drehung des Koordinatensystems. Der Ursprung des zweiten Hauptachsensystems liegt in der Drehachse des Prismas. Auch dieses Koordinatensystem ist körpergebunden, in diesem Fall an das Prisma. Die Bezugssysteme sind in Abbildung 4.2 zu sehen. Hierbei ist in schwarz das Inertialsystem, in blau das erste Hauptachsensystem und in grün das zweite Hauptachsensystem dargestellt.



(a) Hauptachsensysteme der Azimutachse



(b) Hauptachsensysteme der Elevationsachse

Abbildung 4.2: Inertial- und Hauptachsensysteme

Um eine Transformation aus dem $x_1y_1z_1$ -Hauptachsensystem in das gewählte $x_0y_0z_0$ -Inertialsystem durchzuführen, muss eine Drehung um die Z_0 -Achse durchgeführt werden. Dies wird durch die Matrix

$$M_{10} = \begin{bmatrix} \cos(\phi) & \sin(\phi) & 0 \\ -\sin(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

beschrieben. Analog ist eine Drehung um die Y_1 -Achse notwendig, um eine Transformation von dem $x_2y_2z_2$ -Hauptachsensystem in das $x_1y_1z_1$ -Hauptachsensystem durch-

zuföhren. Die entsprechende Matrix wird durch

$$M_{21} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

beschrieben. Durch das Zusammensetzen der beiden Matrizen erhält man die Transformationsmatrix für die Umwandlung aus dem $x_2y_2z_2$ -Hauptachsensystem in das Inertialsystem mit

$$M_{20} = M_{21} \cdot M_{10} \quad . \quad (4.5)$$

Für alle Transformationsmatrizen gilt $M_{01} = M_{10}^T$, $M_{12} = M_{21}^T$ und $M_{02} = M_{20}^T$.

Als generalisierte Koordinaten werden die Winkel ϕ und θ gewählt. Damit sind die zwei Freiheitsgrade des Systems durch voneinander unabhängige Variablen beschrieben. Für die Winkelgeschwindigkeiten gilt

$$\vec{\dot{\phi}} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} \quad (4.6)$$

und

$$\vec{\dot{\theta}} = \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} + M_{21} \cdot \vec{\dot{\phi}} \quad . \quad (4.7)$$

Um das System mit dem Lagrange-Formalismus beschreiben zu können, müssen die Jacobimatrizen für die externen Momente aufgestellt werden. Zusätzlich müssen die auftretenden kinetischen und potenziellen Energien bestimmt werden. Alle Angaben müssen im Inertialsystem aufgestellt werden. Daher ergibt sich für das erste Hauptachsensystem:

$$(\vec{\dot{\phi}})_0 = M_{01} \cdot \vec{\dot{\phi}} \quad (4.8)$$

$$J_{M_1} = \left(\frac{\partial(\vec{\dot{\phi}})_0}{\partial \dot{\phi}} \frac{\partial(\vec{\dot{\phi}})_0}{\partial \dot{\theta}} \right) \quad (4.9)$$

$$(\vec{M}_1)_0 = M_{01} \cdot \vec{M}_1 \quad . \quad (4.10)$$

Analog folgt für das zweite Hauptachsensystem:

$$(\vec{\theta})_0 = M_{02} \cdot \vec{\theta} \quad (4.11)$$

$$J_{M_1} = \left(\frac{\partial(\vec{\theta})_0}{\partial \dot{\phi}} \frac{\partial(\vec{\theta})_0}{\partial \dot{\theta}} \right) \quad (4.12)$$

$$(\vec{M}_2)_0 = M_{02} \cdot \vec{M}_2 \quad . \quad (4.13)$$

Die kinetische Energie teilt sich in einen translatorischen und einen rotatorischen Anteil. Für den translatorischen Anteil werden die Geschwindigkeitsvektoren bezüglich des jeweiligen Schwerpunktes benötigt. Diese müssen im Inertialsystem aufgestellt werden, weshalb der jeweilige Schwerpunktvektor $\vec{r}_{S_1}$ und $\vec{r}_{S_2}$ im Inertialsystem aufgestellt wird. Damit ergeben sich die Geschwindigkeiten zu

$$\vec{v}_{S_1} = \dot{\phi} \times \vec{r}_{S_1} \quad (4.14)$$

$$\vec{v}_{S_2} = \dot{\theta} \times \vec{r}_{S_2} \quad . \quad (4.15)$$

Die translatorische Energie T_T bestimmt sich zu:

$$T_{T_1} = \frac{m_1}{2} \cdot \vec{v}_{S_1}^T \cdot \vec{v}_{S_1} \quad (4.16)$$

$$T_{T_2} = \frac{m_2}{2} \cdot \vec{v}_{S_2}^T \cdot \vec{v}_{S_2} \quad , \quad (4.17)$$

wobei m_1 und m_2 die jeweiligen Massen der Systeme beschreiben. Für den rotatorischen Energieanteil T_R ergibt sich die Energie aus den Winkelgeschwindigkeiten und dem Trägheitstensor. Der Trägheitstensor wird bezüglich des Schwerpunkts aufgestellt und in das Inertialsystem gedreht.

$$T_{R_1} = \frac{1}{2} \cdot \dot{\phi}^T \cdot I_1 \cdot \dot{\phi} \quad (4.18)$$

$$T_{R_2} = \frac{1}{2} \cdot \dot{\theta}^T \cdot I_2 \cdot \dot{\theta} \quad (4.19)$$

Die potenzielle Energie muss nur für Hardwareversuche am Boden beachtet werden. Im Orbit sinkt die Erdanziehung aufgrund der Mikrogravitation auf vernachlässigbare Werte.

Es wird vorausgesetzt, dass die Erdbeschleunigung

$$\vec{g} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{pmatrix} \quad (4.20)$$

für das System konstant ist. Die potenzielle Energie für die Systeme beschreibt sich durch

$$V_1 = m_1 \cdot \vec{g}^T \cdot \vec{r}_{S_1} \quad , \quad (4.21)$$

$$V_2 = m_2 \cdot \vec{g}^T \cdot \vec{r}_{S_2} \quad . \quad (4.22)$$

Damit ergibt sich die Lagrange Funktion für das System zu

$$L = T_{T_1} + T_{T_2} + T_{R_1} + T_{R_2} - V_1 - V_2 \quad . \quad (4.23)$$

Die generalisierten Kräfte bilden sich aus den Momenten und den zugehörigen Jacobi-matrizen zu

$$\vec{Q} = J_{M_1}^T \cdot M_1 + J_{M_2}^T \cdot M_2 \quad . \quad (4.24)$$

Mit diesen Gleichungen kann nun der Lagrange-Formalismus auf die Gleichung 4.2 angewendet werden. Da sowohl die Trägheitstensoren I_1 und I_2 als auch die Schwerpunktsvektoren $\vec{r}_{S_1}$ und $\vec{r}_{S_2}$ voll besetzt sind, ergeben sich zwei ausführliche Lösungen. Diese Lösungen der Bewegungsgleichungen können nun sinnvoll interpretiert werden, indem man sie zu mehreren Matrizen zusammenfasst. Somit lässt sich die Bewegungsgleichung darstellen durch die Gleichung

$$M(\phi, \theta) \cdot \ddot{q} + G(\phi, \theta) \cdot \dot{q} + h(\phi, \theta) = B \cdot \vec{u} + \vec{z} \quad . \quad (4.25)$$

$q = (\phi \quad \theta)^T$ beschreibt die generalisierten Koordinaten, $\vec{u} = (M_1 \quad M_2)^T$ den Steuervektor und $\vec{z} = (z_1 \quad z_2)^T$ den Störvektor. Mit dieser Bewegungsgleichung kann nun ein Modell der CPA aufgestellt werden. Dafür werden die durch die Motoren aufgebrachten Momente als Eingang $\vec{u}$ für das Modell definiert. Störmomente werden in $\vec{z}$ beachtet. Anschließend können durch die Umstellung der Gleichung 4.25 die Beschleunigungen der CPA ermittelt werden. Diese werden danach zwei mal integriert, um auf die tatsächliche Position zu schließen. Da die Matrizen in der Gleichung 4.25 abhängig von der aktuellen Position und Geschwindigkeit der CPA sind, werden diese ebenfalls an die Gleichung zurückgeführt.

Das gesamte Modell ist in Abbildung 4.3 als Simulink Modell dargestellt.

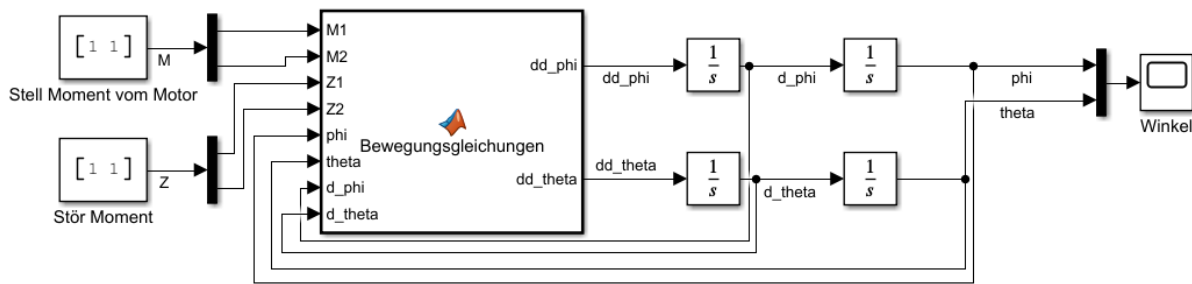


Abbildung 4.3: Aufbau des CPA Modells

4.2 Entwurf der Regelung

In diesem Abschnitt wird näher auf die Regelung des FSMs und der CPA eingegangen. Die Aufgaben der beiden Systeme während der Kommunikation sind in Abschnitt 3.2.1 beschrieben. Es wird zuerst auf den FSM eingegangen, da dieser unabhängig von der CPA operiert. Für den FSM werden zwei Modi unterschieden. Zum einen der Modus während der Acquisition, bei der der FSM das Suchmuster abfährt. Zum anderen der Modus beim Tracking, bei dem Störungen ausgeglichen werden.

Das Suchmuster im ersten Modus entspricht der in Abschnitt 3.2.1 beschriebenen archimedischen Spirale. Um diese umzusetzen wird die Spirale diskretisiert, indem in äquidistanten Abständen Punkte definiert werden. Anschließend wird ein Geschwindigkeitsprofil definiert, das beschreibt, wie schnell die Punkte abgefahren werden. Es wird darauf geachtet, eine möglichst gleichmäßige Geschwindigkeit zu behalten. Die maximale Geschwindigkeit, mit der die Spirale abgefahren werden darf, ist limitiert durch die Taktfrequenz der 4QD und des Regelkreises. Es muss nämlich sichergestellt werden, dass der Strahl lange genug auf dem verwertbaren Bereich der 4QD verweilt. In dieser Zeit muss dann die 4QD die Abweichung in X- und Y- Richtung erfassen. Diese Messungen müssen umgerechnet werden und der Regler schaltet dann den Modus um, sobald er verwertbare Daten erhält. Um die definierten Punkte der Spirale anzufahren, werden diese in Spannungen zurückgerechnet. Diese Spannungen werden dann am FSM angelegt. Wenn die letzte definierte Position in der Spirale erreicht wird und noch immer kein Signal an der 4QD erfasst ist, wird die Spirale noch einmal abgefahren.

Der zweite Modus setzt ein, wie oben beschrieben, sobald die 4QD verwertbare Daten an den Regler liefert. Dann beginnt der FSM die Verfolgung des Laserstrahls. Dafür muss der FSM die Winkelfehler (μ_{AB}, ν_{AB}) ausgleichen, um den Laserstrahl im Zentrum (0,0)

der 4QD zu halten. Der Ausgleich der Winkelfehler wird von dem Regelkreis übernommen, der in Abbildung 4.4 zu sehen ist. Die Abweichungen (X_{AB}, Y_{AB}) werden durch die 4QD bestimmt, wie in Abschnitt 3.1 beschrieben. Diese Werte werden an den Regler übergeben und transformiert. Bei der Transformation muss auf den Unterschied zwischen optischem und mechanischem Winkel geachtet werden. Dies ist in Abschnitt 2.7 näher beschrieben. In der X-Achse ist der Spiegel in einem 45° Winkel angestellt. Dadurch kommt es zu einer Übertragung vom mechanischen zum optischen Winkel zu $\beta = \sqrt{2} \cdot \alpha$. Für die Y-Achse ist der Spiegel nicht angestellt, dadurch liegt die Übertragung bei $\beta = 2 \cdot \alpha$. Nachdem diese Faktoren eingerechnet sind, werden die errechneten Winkel in Spannungen (U_X, U_Y) umgerechnet, die an dem Spiegel angelegt werden.

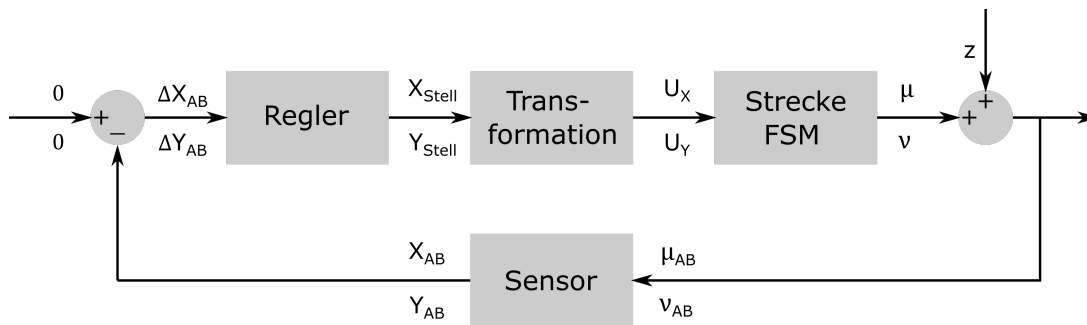


Abbildung 4.4: Reglerstruktur des FSMs

Für den Regler wird ein PI-Regler gewählt. Da es bei diesem Regelkreis häufig zu konstanten Störfaktoren kommt, wird ein großer I-Anteil gewählt. Dadurch wird sichergestellt, dass der Strahl stets in die Mitte der 4QD gelenkt wird. Dies erhöht die Sicherheit der Kommunikation, da auch bei größeren Störungen noch verwertbare Daten von der 4QD geliefert werden können. Der P-Anteil dient dazu, auf oszillierende Störungen schnell reagieren zu können, wie zum Beispiel ein Taumeln des Satelliten.

Der Regler für die CPA besteht aus zwei Regelkreisen, einem Führungs- und einem Fehlerregler. Bei dem Fehlerregler handelt es sich um einen kaskadierten Regler. Der Aufbau wird durch den Hersteller des Motorcontrollers vorgegeben und ist in Abbildung 4.5 zu sehen. In diesem Fall wird im Regelkreis für die Position der CPA ein P-Regler verwendet. Im Regelkreis für die Geschwindigkeit der CPA wird dann ein PI-Regler verwendet. Das Ziel des Fehlerreglers ist es, den Sollvorgaben so genau wie möglich zu folgen, um die korrekte Ausrichtung auf den Kommunikationspartner zu gewährleisten. Daher müssen auch alle Störungen, die auf die CPA einwirken, so schnell wie möglich ausgeglichen werden. Somit wird beim Fehlerregler eine schnelle Reaktion auf Abweichungen und eine geringe Stellzeit angestrebt, die durch die Wahl hoher Reglerparameter erfolgt. Damit die Moto-

ren (Mot.) die gewünschten Momente erzeugen, müssen die passenden Stromstärken an diesen angelegt werden. Dafür verfügt der Motorcontroller über einen weiteren Regelkreis, den Stromregler (Stro.). Dieser stellt eine korrekte Ansteuerung der Motoren sicher. Die Motoren erzeugen dann an den Achsen ein Moment. Für die Strecke werden die in Abschnitt 4.1 bestimmten Bewegungsgleichungen verwendet. Als Sensoren dienen die beiden Encoder der Baugruppe, die die absolute Position messen.

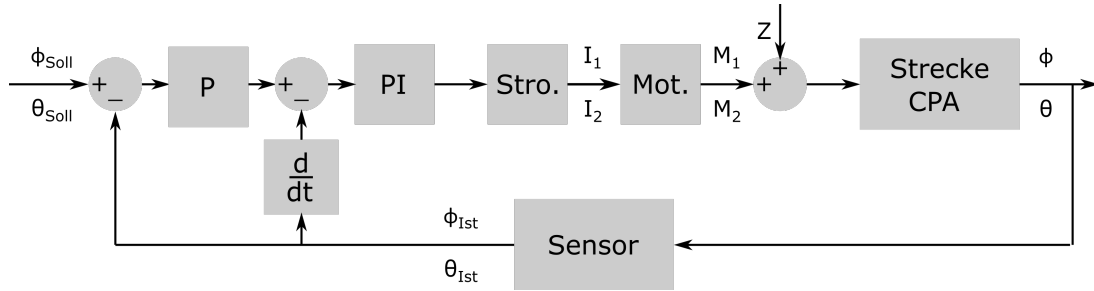


Abbildung 4.5: Regelkreis der CPA

Der Führungsregler ermöglicht es, das Verhalten der CPA unabhängig von Störungen zu kontrollieren. Außerdem ist es mit diesem Regler möglich, die Beschleunigung und die Geschwindigkeit der CPA zu begrenzen. Der Regelkreis des Führungsreglers ist in 4.6 dargestellt. Als Regler kommt ein PD-Regler zum Einsatz, bei dessen Auslegung auf einen möglichst glatten Werteverlauf geachtet wird. Trotzdem darf die Stellzeit nicht zu gering gewählt werden, da sonst die Gefahr besteht, zu langsam auf die Vorgaben des Satelliten zu reagieren. Dann kann es zu einer fehlerhaften Ausrichtung kommen, wodurch die Kommunikation gestört wird. Die Beschleunigung der Achsen ist begrenzt durch die maximale Stromstärke $I_{\max} = 1 \text{ A}$, die der Satellit an einen Motor liefern kann. Damit diese Stromstärke nicht überschritten wird, ist die Beschleunigung im Führungsregler auf die maximale Beschleunigung bei $I_{\max}$ limitiert (Lim.). Durch das gleiche Vorgehen wird die maximale Geschwindigkeit begrenzt, mit der die Achsen verfahren dürfen.

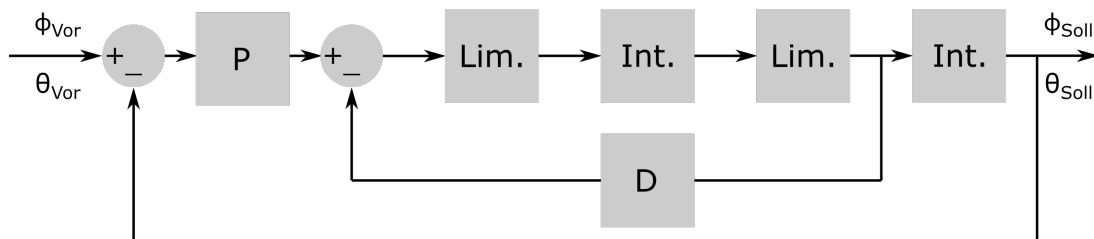


Abbildung 4.6: Aufbau des Führungsreglers

Die Wahl der Grenzwerte erfolgt unter der Berücksichtigung der Hardstops. Es wird durch die Software vermieden, diese zu erreichen, um Beschädigungen zu verhindern. Die

Hardstops sind in Abschnitt 3.1 beschrieben. Diese werden in der Simulation zwischen dem Führungsregler und dem Fehlerregler implementiert. Für die Elevationsachse wird eine Limitierung eingefügt, die den Winkel auf den zulässigen Verfahrbereich der Elevationsachse begrenzt. Bei der Azimutachse muss auf die Kabellänge geachtet werden. Die Kabellänge beschränkt den Winkel ϕ auf einen Wert von 2π , also eine volle Umdrehung. Daher wird bei Winkeln $\phi > 2\pi$ eine voll Rotation abgezogen, um einen Winkel im zulässigen Bereich zu erhalten. Wenn der untere Grenzwinkel von $\phi = -2\pi$ erreicht ist, wird auf die Werte dauerhaft eine Rotation aufaddiert. Somit ist sichergestellt, dass die CPA niemals einen der Hardstops erreicht, obwohl dies durch die Vorgaben durchaus vorkommen kann.

Die Vorgaben für die Ausrichtung der CPA kommen von zwei unterschiedlichen Stellen. Während der Ausrichtung und der Erfassung des Signals werden die vom Satelliten errechneten Sollwinkel abgefahren. Diese definieren wie in 3.2.1 beschrieben die errechnete Bahn, die die CPA abfahren muss, um auf den Kommunikationspartner ausgerichtet zu bleiben. Diese Werte beschreiben die Winkel zwischen der Lage des Satelliten und dem Kommunikationspartner. Daher handelt es sich um die optischen Winkel, die noch in die mechanischen Winkel für die CPA umgerechnet werden müssen. Dazu muss wie in Abschnitt 2.7 beschrieben die Ausrichtung des Spiegels beachtet werden. Für die Azimutachse ist der Spiegel nicht angestellt, sodass die Übertragung bei

$$\beta = 2 \cdot \alpha \quad (4.26)$$

liegt. Bei der Elevationsachse ist das nicht der Fall. Hier ist der Winkel, mit dem der Spiegel angestellt ist, abhängig von der aktuellen Ausrichtung der CPA. Der Zusammenhang zwischen der Ausrichtung der CPA und des Winkels ist in Abbildung 4.7 zu sehen.

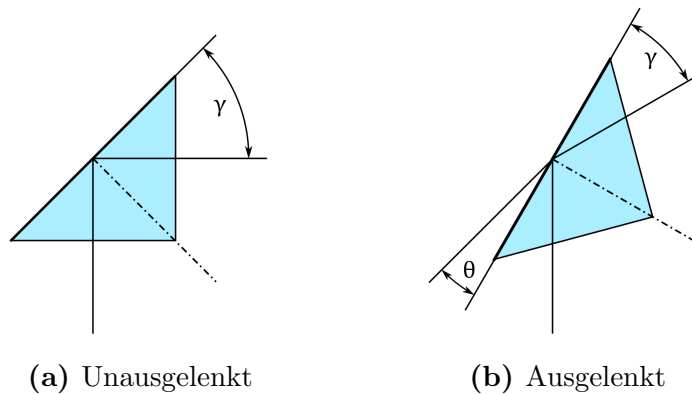


Abbildung 4.7: Übertragung zwischen optischen und mechanischem Winkel

Bei $\theta = 0^\circ$ liegt der angestellte Winkel bei 45° . Mit steigendem Winkel θ sinkt der angestellte Winkel γ . Deshalb ergibt sich die Übertragung zwischen mechanischem und optischem Winkel zu

$$\beta = 2 \cdot \alpha \cdot \cos(45^\circ - \theta) \quad . \quad (4.27)$$

Sobald das Signal von der 4QD erfasst wird, werden der CPA zusätzlich Sollwinkel abhängig von den Winkeln des FSMs vorgegeben. Hierfür müssen die Winkel des FSMs transformiert werden, um diese dann mit den Sollwinkeln des Satelliten zusammen zu führen. Zwischen dem FSM und der CPA ist ein Teleskop verbaut, das die Winkelfehler verstärkt. Um von den Winkeln des FSMs auf die Sollvorgabe für die CPA zu schließen, müssen daher die Winkel des FSMs durch den Vergrößerungsfaktor dividiert werden. Die so erhaltenen Winkel in X- und Y- Richtung werden nun durch eine Drehung des Koordinatensystems in das Koordinatensystem der CPA gebracht. Dafür wird der Azimutwinkel ϕ der CPA verwendet, sodass sich die Rotationsmatrix in Analogie zu Gleichung 4.3 bestimmen lässt durch

$$M_{Az} = \begin{bmatrix} \cos(\phi) & \sin(\phi) & 0 \\ -\sin(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} . \quad (4.28)$$

Die somit errechneten Abweichungen X_{ab} und Y_{ab} müssen durch die CPA ausgeglichen werden. Mit diesen Abweichungen können neue Vorgaben für die Winkel der CPA errechnet werden. Allerdings muss dabei beachtet werden, dass die errechneten Abweichungen X_{ab} und Y_{ab} relative Fehler darstellen. Das bedeutet, dass durch den Ausgleich der Abweichungen diese gegen Null gehen. Da es sich bei den Vorgaben des Satelliten um absolute Positionsangaben handelt, können die Vorgaben des FSM nicht direkt mit diesen zusammen geführt werden. Stattdessen müssen die Vorgaben des FSM in absolute Sollvorgaben übertragen werden. Dazu wird ein neues dreidimensionale Koordinatensystem aufgestellt. Dieses beschreibt alle Positionen, die die CPA anfahren kann, mithilfe von Kugelkoordinaten. Das neue Koordinatensystem ist nur von den beiden Ausrichtungswinkeln der CPA abhängig. Allerdings muss beachtet werden, dass dieses Koordinatensystem nur für die Umrechnung aufgestellt wird und deshalb unabhängig von den Vorgaben des Satelliten sein muss. Daher müssen die Hilfswinkel ϕ_H und θ_H aufgestellt werden. Diese ergeben sich

aus der aktuellen Ausrichtung der CPA und den Vorgaben durch den Satelliten durch

$$\phi_H = \phi_{Akt} - \phi_{Sat} \quad (4.29)$$

$$\theta_H = \theta_{Akt} - \theta_{Sat} \quad . \quad (4.30)$$

Mithilfe dieser Winkel kann das dreidimensionale Koordinatensystem aufgestellt werden, welches sich aus

$$e_r = \begin{pmatrix} \cos(\theta_H) \cdot \cos(\phi_H) \\ \cos(\theta_H) \cdot \sin(\phi_H) \\ \sin(\theta_H) \end{pmatrix} \quad (4.31)$$

$$e_{el} = \begin{pmatrix} -\sin(\phi_H) \\ \cos(\phi_H) \\ 0 \end{pmatrix} \quad (4.32)$$

$$e_{az} = \begin{pmatrix} \sin(\theta_H) \cdot \cos(\phi_H) \\ -\sin(\theta_H) \cdot \sin(\phi_H) \\ \cos(\theta_H) \end{pmatrix} \quad (4.33)$$

ergibt.

In dieses neue Koordinatensystem müssen die Abweichungen übertragen werden. Dazu wird der Abweichungsvektor $\vec{a}_{ab}$ aufgestellt, für den gilt

$$\vec{a}_{ab} = \begin{pmatrix} 1 \\ X_{ab} \\ Y_{ab} \end{pmatrix} \quad . \quad (4.34)$$

Dieser wird durch die Gleichung

$$\vec{a}_{CPA} = \vec{a}_{ab_r} \cdot e_r + \vec{a}_{ab_{el}} \cdot e_{el} + \vec{a}_{ab_{az}} \cdot e_{az} \quad (4.35)$$

in das durch die Ausrichtung der CPA aufgestellte Koordinatensystem gedreht. Aus diesem neuen Vektor können die neuen absoluten Winkel ausgelesen werden, die die CPA anfahren muss, um den Spiegel zu entlasten. Dabei handelt es sich um die optischen Winkel, weshalb sie noch mit den Gleichungen 4.26 und 4.27 in mechanische Winkel umgerechnet werden. Der Winkel für die Azimutachse entspricht dem zweiten Eintrag des Vektors $\vec{a}_{CPA}(2)$, der Winkel der Elevationsachse dem dritten Eintrag $\vec{a}_{CPA}(3)$. Somit

ergeben sich die Sollwinkel der CPA aus

$$\phi_{\text{Soll}} = \phi_{\text{Sat}} + \vec{a}_{\text{CPA}}(2) \quad (4.36)$$

$$\theta_{\text{Soll}} = \theta_{\text{Sat}} + \vec{a}_{\text{CPA}}(3) \quad . \quad (4.37)$$

Bei näherer Betrachtung der Vorgaben durch den FSM und der optischen Zusammenhänge zwischen FSM und CPA wird deutlich, dass für die Vorgaben des FSMs ein weiterer Führungsregler verwendet werden muss. Wenn ohne diesen zusätzlichen Regler die Vorgaben an die CPA weitergegeben werden, verfährt die CPA mit hoher Geschwindigkeit zu der neuen Position. Daraus würde eine hohe Winkelgeschwindigkeit bei der Änderung der Ausrichtung des Laserstrahls entstehen, die durch das Teleskop noch verstärkt wird. Die so entstehende Winkelgeschwindigkeit überschreitet die vom Regelkreis erreichte Verfahrensgeschwindigkeit des FSM. Somit ist der FSM nicht mehr in der Lage, den Fehler auszugleichen und der Strahl wandert von der 4QD ab. Dies führt zu einer Unterbrechung der Kommunikation. Dieses Verhalten wird vermieden, indem ein zusätzlicher Führungsregler für die Winkelvorgaben des FSMs eingeführt wird. Initial wurde dafür ein PD-Regler verwendet. Bei der Auslegung der Reglerparameter wurde allerdings deutlich, dass ein reiner PD-Regler ein nachteiliges Verhalten aufzeigt. Denn um die maximale Verfahrensgeschwindigkeit des FSMs nicht zu überschreiten, dürfen die anfänglichen Reglerantworten auch bei großen Abweichungen nicht zu aggressiv ausfallen. Dadurch besitzt der Regler allerdings eine hohe Stellzeit und reagiert auf kleinere Abweichungen nur langsam. Um dieses Verhalten zu verhindern, werden auch in diesem Führungsregler die Geschwindigkeit und die Beschleunigung des Winkelverlaufes limitiert. Dadurch können die Regelparameter deutlich größer gewählt werden, ohne die maximal zulässige FSM Geschwindigkeit zu überschreiten. Das Limit für die Geschwindigkeit wird durch den FSM vorgegeben. Dabei wird nicht die maximale Verfahrensgeschwindigkeit des FSM gewählt, um dem FSM noch Kapazität zum Ausgleich von Störungen einzuräumen. Um das Verhalten der unterschiedlichen Regler zu verdeutlichen, sind in Abbildung 4.8 zwei Wertverläufe dargestellt. Der erste Verlauf entsteht bei Verwendung des PD-Reglers. Beim zweiten Verlauf wird zusätzlich eine Limitierung eingefügt und die Reglerparameter neu gewählt. In der Abbildung ist zu sehen, dass durch die Limitierung eine deutlich geringere Stellzeit ermöglicht wird, ohne die Geschwindigkeitsgrenzen zu verletzen.

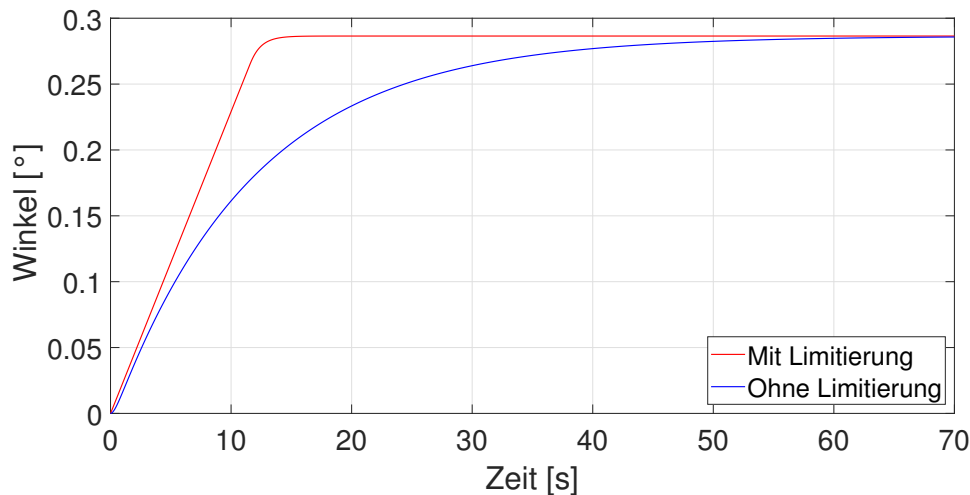


Abbildung 4.8: Vergleich des Regleraufbaus

4.3 Simulation des Gesamtsystems

Die im vorherigen Kapitel hergeleiteten Strecken und Reglerstrukturen werden in diesem Abschnitt zu einem Gesamtsystem zusammengeführt. Dazu werden die Strukturen in einem Simulink Modell implementiert. Anschließend werden Erkenntnisse aus der Simulation erläutert und Verbesserungen an der Regelung vorgenommen.

Der Aufbau des gesamten Systems ist in Abbildung 4.9 zu sehen. Der Block CPA

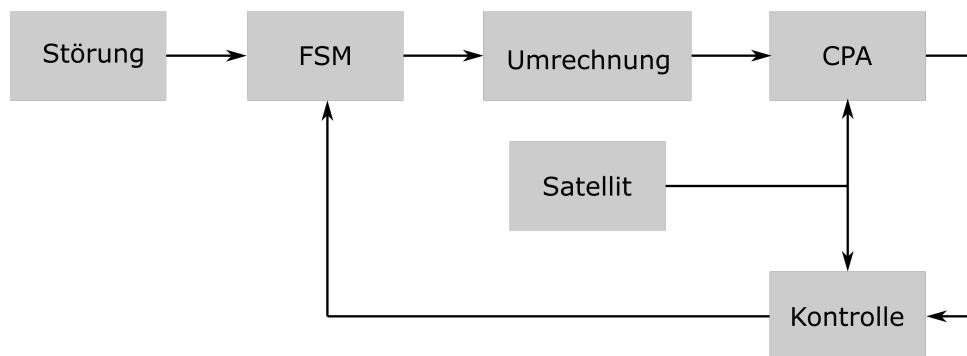


Abbildung 4.9: Aufbau des Gesamtsystems

umfasst den in Abbildung 4.5 dargestellten Regelkreis, ergänzt durch den in Abschnitt 4.2 beschriebenen Führungsregler für die Winkelvorgaben durch den FSM.

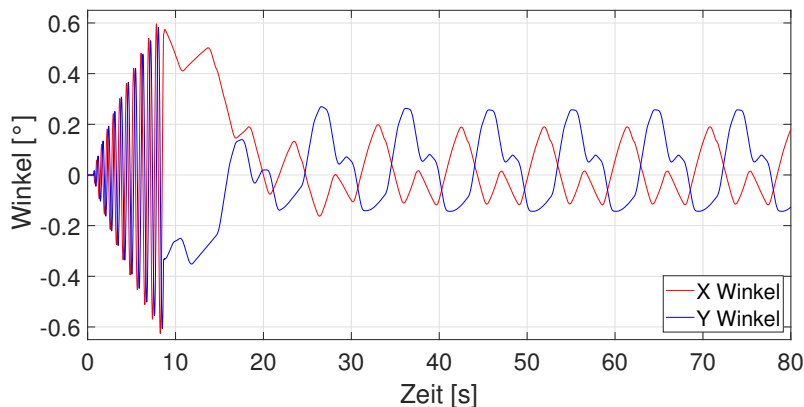
Der Block FSM beinhaltet den Regelkreis in Analogie zu Abbildung 4.4. Die Suchspirale wird im Block für den Regler als Positionsvorgabe integriert. Der FSM wird somit durch die Werte der Spirale gesteuert. Sobald die 4QD ein Signal erfasst, wird mit der Verfolgung des Signals begonnen und der Regelkreis dafür geschlossen.

Die im Abschnitt 4.2 beschriebene Umrechnung der Winkel des FSM zu Vorgaben für die CPA wird im Block Umrechnung durchgeführt und anschließend an die CPA weitergeleitet. Die CPA erhält zusätzlich Winkelvorgaben, die durch den Satelliten berechnet sind. Diese Vorgaben sind in Abschnitt 3.2.1 näher beschrieben. Der Block Kontrolle ist dafür zuständig, ein Signal an den FSM zu senden, wenn die Ausrichtung abgeschlossen ist. Dazu wird der aktuelle Winkel der CPA mit den Vorgaben des Satelliten verglichen. Nur wenn diese Werte unterhalb einer definierten Schwelle liegen, wird der FSM aktiviert.

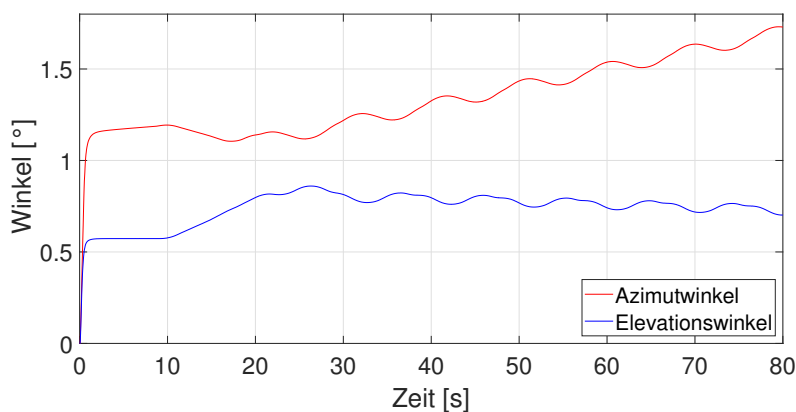
Störquellen werden ebenfalls in das Gesamtsystem eingefügt. Diese Effekte werden direkt in den Regelkreis des FSMs eingeleitet, da sie nur von der 4QD gemessen werden können. In der Simulation werden zwei Störfaktoren eingefügt. Zum einen ein konstanter Offset, der manuell eingestellt werden kann. Dieser repräsentiert mögliche dauerhafte Störungen wie fehlerhafte Ausrichtungen durch die Montage. Zum anderen wird ein Störfaktor eingefügt, der das Taumeln des Satelliten simuliert. Es werden sowohl die maximalen Fehlerwinkel als auch die maximalen Fehlerwinkelgeschwindigkeiten beachtet, die der Satellit erreichen kann. Die dafür notwendigen Fehlerwerte ergeben sich aus den Anforderungen an den Satelliten. Das Taumeln muss, im Gegensatz zu früheren Projekten, in allen drei Rotationsachsen beachtet werden. Bei älteren Projekten, wie in Abschnitt 2.3 beschrieben, waren nur Rotationen in X- und Y-Richtung für die Kommunikation relevant. Dies ist durch die Einführung der CPA nicht mehr der Fall. Nun bedeutet das Taumeln des Satelliten um die Z-Achse eine Störung, da so die Ausrichtung des Prismas beeinflusst wird. Da eine Rotation um die Z-Achse mit der Azimutachse der CPA zusammenfällt, bedeutet das Taumeln des Satelliten um diese Achse eine Störung des Azimutwinkels der CPA. Diese Störung kann anschließend unter Verwendung der Gleichung 4.28 in das Koordinatensystem des FSMs rotiert werden. Allerdings wird in der Gleichung ϕ durch $-\phi$ ersetzt, da nun vom System der CPA in das des FMS rotiert wird. Durch Einbringung dieser Fehlerquellen wird getestet, ob die aufgestellte Reglerstruktur diese Fehler ausgleichen kann. Der CPA Winkel, der zum Ausgleich der Störungen eingestellt ist, wird an der gleichen Stelle eingebracht. Dazu werden zuerst wieder die Hilfswinkel ϕ_H und θ_H mit den Gleichungen 4.29 und 4.30 aufgestellt. Anschließend werden diese Winkel analog zu der Rotation der Z-Störung in das Koordinatensystem des FSM zurückgedreht. Auch hier wird die Rotationsmatrix 4.28 und der negative Wert des Winkels ϕ verwendet.

Für die Ausgabe der Werte der ersten Simulation kommen mehrere Darstellungen zur Verwendung. In Abbildung 4.10 werden die Winkel der CPA und des FSMs über die Zeit dargestellt. Auch hier ist das PAT Prinzip deutlich zu erkennen, wobei für die Simulation kleine Werte bei den Vorgaben des Satelliten für die CPA angenommen werden. Die

Vorgaben orientieren sich an realen Vorgaben für eine Verbindung, sodass ein steigender Azimutwinkel gefordert wird. Dies dient zur besseren Darstellung der Phänomene, die während der Simulation auftreten. In einem späteren Abschnitt wird die Simulation mit realen Missionsdaten durchgeführt. Im Gegensatz zu der in Abschnitt 3.2.1 durchgeführten Simulation wird nun mit realistischen Störungen gearbeitet. Diese entstehen durch die Simulation des Taumelns des Satelliten. Dadurch kommt es beim Tracking nicht mehr zu konstanten Werten, da der FSM das Taumeln ausgleicht. In dieser Zeit versucht auch die CPA den FSM zu entlasten. Dadurch nähern sich die Winkel des FSM dem Wert null an. Durch das Taumeln des Satelliten erreicht der FSM keine volle Neutralstellung, da das Taumeln weiterhin ausgeglichen werden muss. Deshalb fährt die CPA auch weiterhin den Winkeln des FSM hinterher. Dieses Verhalten wird im späten Verlauf der Winkel deutlich.



(a) Winkel des FSMs



(b) Winkel der CPA

Abbildung 4.10: Beispielhafter Winkelverlauf des FSM und der CPA für eine Simulation

Die Ergebnisse dieser Simulation können auch in einer anderen Darstellung verdeutlicht werden. Dafür wird hinter dem FSM eine Projektionsfläche aufgespannt. Diese erfasst den Verlauf des Laserstrahls in in der X-Y-Ebene. Für die erste Simulation ist das Ergebnis in

Abbildung 4.11a zu sehen. Es ist deutlich das spiralförmige Suchmuster zu erkennen, das deutlich durch das Taumeln des Satelliten gestört wird. Das Zentrum der 4QD liegt im Koordinatenursprung. Der Bereich, indem die 4QD verwertbare Werte erfasst, ist klein im Vergleich zum Bereich, den das Suchmuster abdeckt. Er ist in der Abbildung mit einem roten Kasten versehen. Da dieser Bereich interessant für die Regelung ist, wird in Abbildung 4.11b eine Detaildarstellung dieses Bereiches dargestellt. Es ist deutlich zu erkennen, dass der Strahl um den Koordinatenursprung taumelt. Gleichzeitig zeigt sich hier das Umschalten zwischen dem Suchmuster während der Akquisition und dem Tracking. Erkennbar ist dies durch die Schwingungen des Spiegels, die durch das Schließen des Regelkreises hervorgerufen werden. Sie zeigen sich in der Abbildung 4.11b durch den oszillierenden Verlauf im linken Bereich, bevor das Zentrum der 4QD erreicht wird. Es wird später genauer auf die Ursache dieser Oszillation eingegangen.

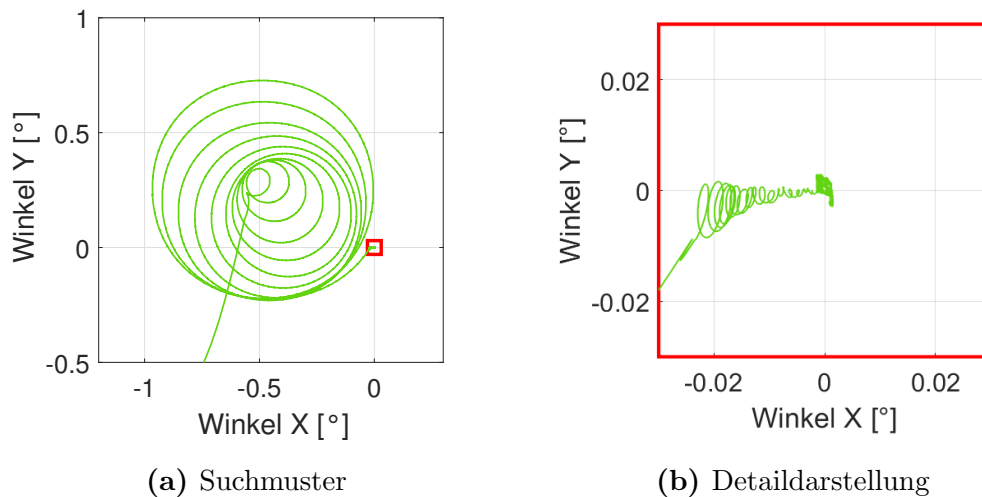
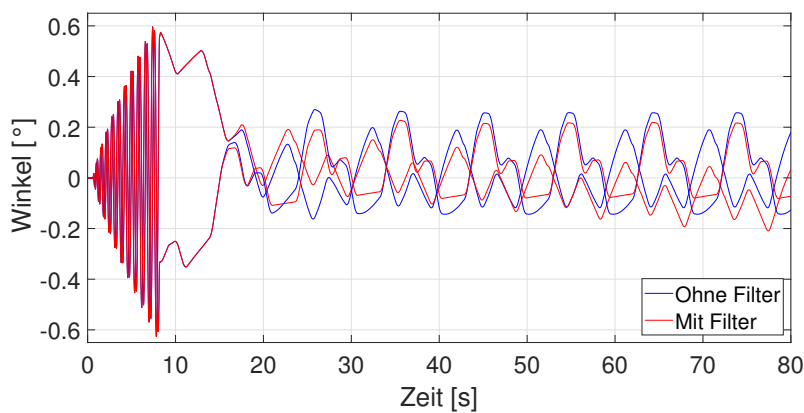


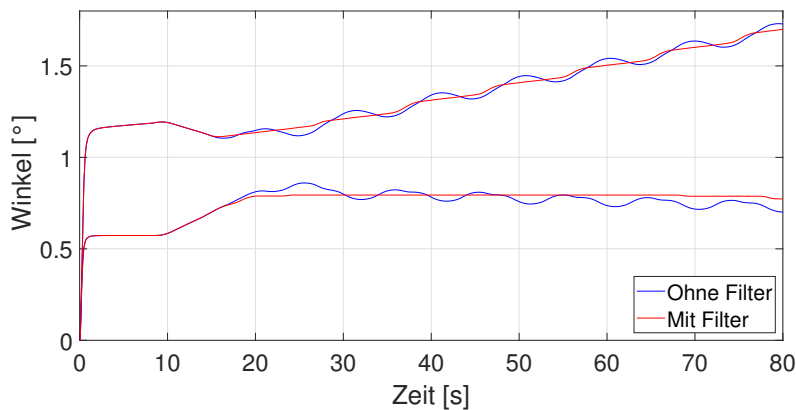
Abbildung 4.11: Verlauf des Strahls

Eine Verbesserungsmöglichkeit zeigt sich durch die Betrachtung der Winkelverläufe des FSM und der CPA bei der Verfolgung des Signals. Diese sind in Abbildung 4.10 dargestellt. Wie bereits beschrieben, ergeben sich die periodischen Veränderungen der Ausrichtung durch das hochfrequente Taumeln des Satelliten, die vom FSM ausgeglichen werden. Da die CPA versucht den FSM auszugleichen, folgt auch diese dem Taumeln, allerdings verzögert. Dadurch ergibt sich eine permanente minimale Bewegung der CPA, die energiereich für den Satelliten ist. Denn der Satellit muss durchgehend passende Stromstärken an den Motoren anlegen, um die CPA zu bremsen und erneut zu beschleunigen. Um diesen Energieverbrauch zu verringern, wird ein Schwellenfilter eingefügt. Solange die Winkel des FSM unterhalb dieser Schwelle liegen, versucht die CPA nicht, diesen auszugleichen. Dies reduziert die nötigen Bewegungen für die CPA. Langfristige Änderungen werden weiter-

hin ausgeglichen. Um dies zu verdeutlichen sind zwei Werteverläufe für die Winkel der CPA in den Abbildungen 4.12 dargestellt. Für den roten Verlauf ist der Schwellenfilter aktiv. Anhand dieser Verläufe ist zu erkennen, dass die CPA dank des Schwellenfilters keine dauerhafte Bewegung aufgrund der Vorgaben des FSM ausführt, da die CPA nicht mehr das Taumeln auszugleichen versucht. Beide Achsen folgen weiterhin den Vorgaben des Satelliten, sodass auch hier wieder der Azimutwinkel konstant ansteigt. In der Abbildung sind auch die Werteverläufe des FSM dargestellt. Anhand der Winkelverläufe des FSM ist zu erkennen, dass sich das verringerte Verfahren der CPA positiv auf die nötigen Winkel des FSMs und auf den Energiebedarf auswirkt. Die Werte der Winkel haben mit und ohne Filter die gleiche Größenordnung.



(a) Winkel des FSMs



(b) Winkel der CPA

Abbildung 4.12: Winkelverläufe im Vergleich mit und ohne Schwelle

Während der Simulation des FSMs zeigt sich zu Beginn der Verfolgung, dass die Eigenfrequenz des Spiegels angesprochen wird. Dadurch kommt es zu einer Schwingung des Spiegels, die in der Detaildarstellung 4.11b zu sehen ist. Die Schwingung verzögert die vollständige Erfassung des Signals und kann zusätzlich auch dazu führen, dass der Strahl

von der 4QD abwandert. Deshalb wird versucht dieses Verhalten zu unterbinden, indem ein dynamischer Filter implementiert wird. Dieser verwendet die Transferfunktion des Spiegels im Zähler und eine Transferfunktion zweiter Ordnung im Nenner. So unterdrückt das Filter alle Signale im Frequenzbereich um die Eigenfrequenz des Spiegels, vergleichbar mit einem Notch Filter. Die Anwendung dieses Filters reduziert die Schwingung des Spiegels im Vergleich zur ersten Simulation deutlich, wie in Abbildung 4.13b zu sehen. In der Abbildung 4.13a ist zusätzlich das komplette Suchmuster dargestellt. Durch Vergleich zu dem in Abbildung 4.11a dargestellten Suchmuster fällt auf, dass das Filter das weitere Verhalten nicht weiter beeinflusst. Allerdings ist der Nutzen dieses Filters im realen System begrenzt, denn das Filter wird anhand der angenommen Transferfunktion aufgestellt. Wie bereits in Abschnitt 4.1 beschrieben, handelt es sich bei dieser Transferfunktion jedoch lediglich um eine Näherung des realen Verhaltens. Deshalb muss das Schwingen des Spiegels und die Effektivität des dynamischen Filters anhand von Hardwaretest erprobt werden.

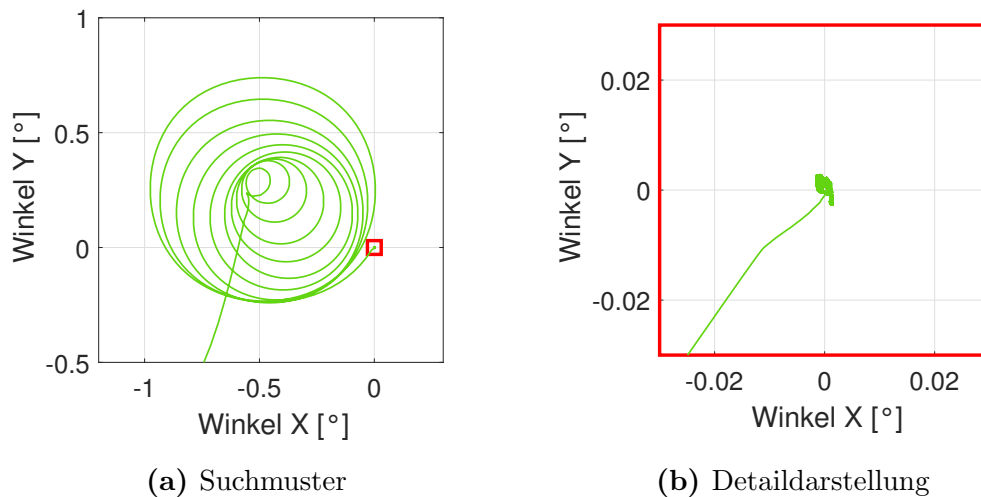


Abbildung 4.13: Verlauf des Strahls mit dynamischem Filter

Eine weitere Verbesserung ergibt sich, wenn der Satellit mit einer Inertia Measure Unit (IMU) ausgestattet ist. Diese ermöglicht das Taumeln des Satelliten zu messen, indem die IMU die Bewegungen des Satelliten mithilfe mehrerer Trägheitselemente erfasst. Da diese Einheit im Vergleich zu anderen Sensoren, die die Ausrichtung messen, mit einer deutlich höheren Frequenz arbeitet, können die Daten der IMU für die Regelung verwendet werden. Somit kann die Regelung dem Taumeln des Satelliten entgegenwirken, bevor der Laserstrahl auf der 4QD detektiert wird. So können die Störungen des Suchmusters aus 4.11a verhindert werden. Mit dieser Änderung wird das Signal im Durchschnitt schneller erfasst, da es bei dem gestörten Suchmuster dazu kommen kann, dass die 4QD verfehlt

wird. Beim Verfehlen der 4QD muss das Suchmuster erneut gestartet werden. Allerdings muss zuerst festgelegt werden, ob die CPA oder der FSM auf Basis dieser Daten das Taumeln ausgleicht. Dazu werden die Vorgaben der IMU an die entsprechenden Reglerstrukturen gegeben.

Bei der CPA werden die Vorgaben der IMU erst hinter dem Führungsregler in den Regelkreis gegeben. Dies ist notwendig, da die CPA so schnell wie möglich auf die Vorgaben reagieren muss. Nur so kann das Taumeln effektiv ausgeglichen werden. Die Werte zum Taumeln um die X- und Y-Achse müssen allerdings zuerst rotiert werden, da die Werte der IMU im Koordinatensystem des FSM bestimmt werden. Die Rotation erfolgt gemäß Gleichung 4.28. Da das Taumeln um die Z-Achse mit der Rotationsachse der CPA zusammenfällt, ist für diese Störung keine Rotation notwendig. Für diese Erweiterung der Regelung zeigt sich allerdings beim Vergleich der Suchmuster mit und ohne Verwendung von IMU Daten nur ein geringer Nutzen, da das Suchmuster weiter gestört ist. Dieser Vergleich ist in Abbildung 4.14a bzw. 4.14b zu sehen. Die Erklärung für den geringen Nutzen liegt in der verzögerten Antwort der CPA auf die Werte der IMU. Durch die Trägheit der CPA und auch durch die Taktfrequenz des Regelkreises verfährt die CPA nicht schnell genug, um das hochfrequente Taumeln des Satelliten auszugleichen. Daher ist diese Anwendung nicht sinnvoll.

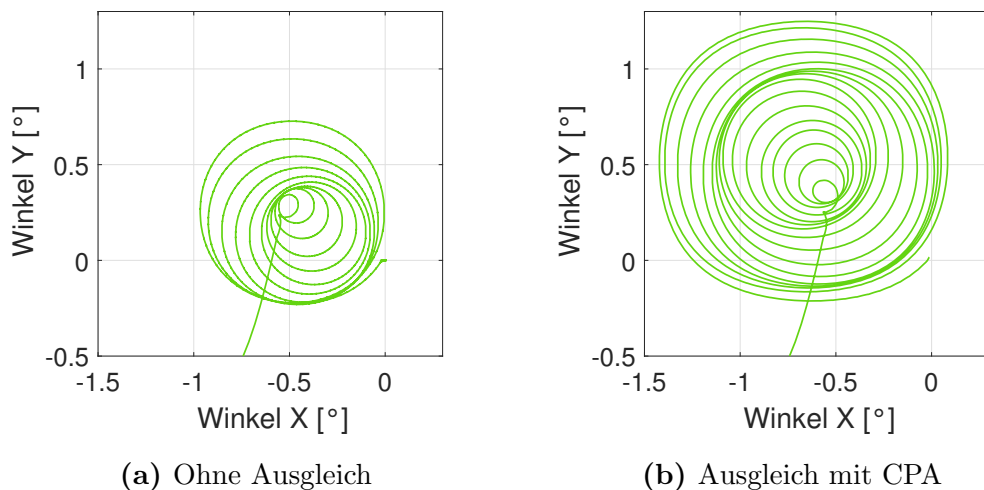


Abbildung 4.14: Vergleich der Suchmuster bei Ausgleich mit CPA

Alternativ können die Werte der IMU durch ein Feed Forward System in den Regelkreis des FSM eingebracht werden. Dafür werden die Werte zuerst um die Vergrößerung des Teleskops multipliziert und für den FSM in mechanische Winkel umgerechnet. Für das Taumeln des Satelliten in der Z-Achse muss eine zusätzliche Umrechnung durch-

geführt werden. Denn diese Störung fällt mit der Azimutachse der CPA zusammen. Daher müssen die gemessenen Werte für das Taumeln um diese Achse in das Koordinatensystem des FSMs transformiert werden. Hier findet die Gleichung 4.28 Anwendung. Anschließend können die berechneten Winkel zu den Winkeln der anderen beiden Achse addiert werden. Die so berechneten Vorgaben werden zu den Ausgaben des Reglers des FSMs zusammengeführt. Durch diesen Aufbau des Systems kann das Taumeln des Satelliten effektiv ausgeglichen werden. Das zeigt sich in den Abbildungen 4.15b im Vergleich zu Abbildung 4.15a, bei denen zwei Suchmuster und anschließende Verfolgung dargestellt sind. In Abbildung 4.15b ist das System mit einer IMU ausgestattet, dessen Daten an den Regler des FSMs geleitet werden.

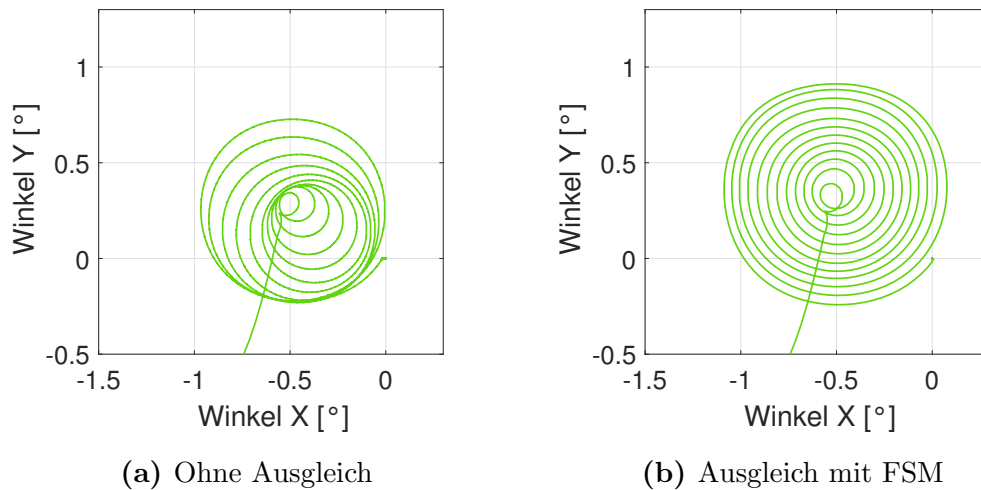


Abbildung 4.15: Vergleich der Suchmuster bei Ausgleich mit FSM

Eine weitere Möglichkeit ist eine Aufteilung des Ausgleichs auf den FSM und die CPA. Hierbei übernimmt der FSM den Ausgleich des Taumelns um die X- und Y-Achse. Die CPA ist dafür zuständig, das Taumeln um die Z-Achse auszugleichen. Der Grund für diesen Aufteilung ergibt sich daraus, dass das Taumeln um die Z-Achse mit der Azimutachse der CPA zusammen fällt. Daher bietet sich ein Ausgleich durch die CPA an. Ein Suchverlauf mit dieser Aufteilung ist in Abbildung 4.16b zu sehen. Zum Vergleich ist in Abbildung 4.16a das Suchmuster ohne IMU zu sehen. Es wird deutlich, dass das Taumeln auch mit dieser Variante effektiv ausgeglichen werden kann. Allerdings wird dieses System trotzdem nicht verwendet. Denn eine hochfrequente Bewegung der CPA ist aufgrund der Größe des Systems energieintensiv im Vergleich zu Bewegungen des FSM. Daher ist es aus Sicht des Energiehaushaltes des Satelliten sinnvoller, den FSM häufiger zu bewegen. Deshalb wird das Taumeln ausschließlich durch den FSM ausgeglichen

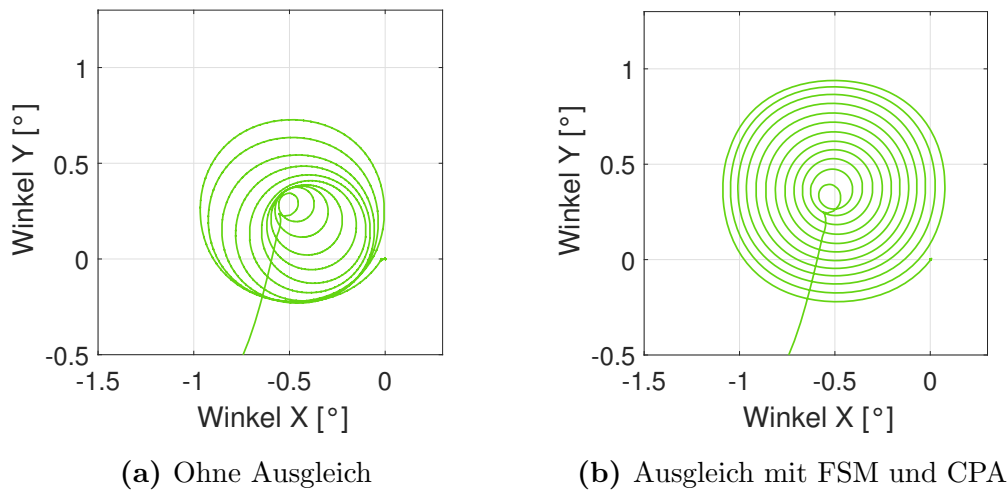


Abbildung 4.16: Vergleich der Suchmuster bei Ausgleich mit FSM und CPA

Mit diesen Verbesserungen wird das System mit realen Wertevorgaben für die CPA getestet. Dazu wird ein bereits erfolgreicher Überflug eines Satelliten gewählt. Der Verlauf dieses Überflugs ist in Abbildung 4.17 dargestellt. Der grüne Bereich beschreibt den Abschnitt, indem eine Kommunikation mit der Bodenstation durchgeführt werden kann.

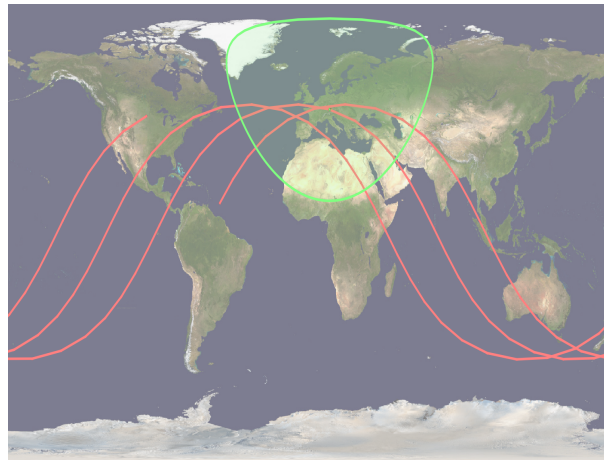
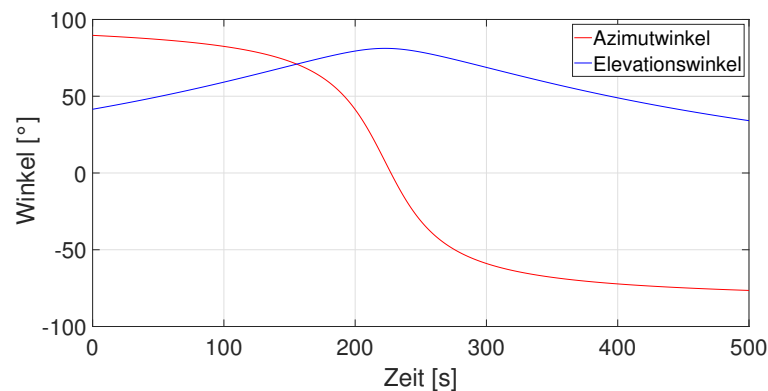


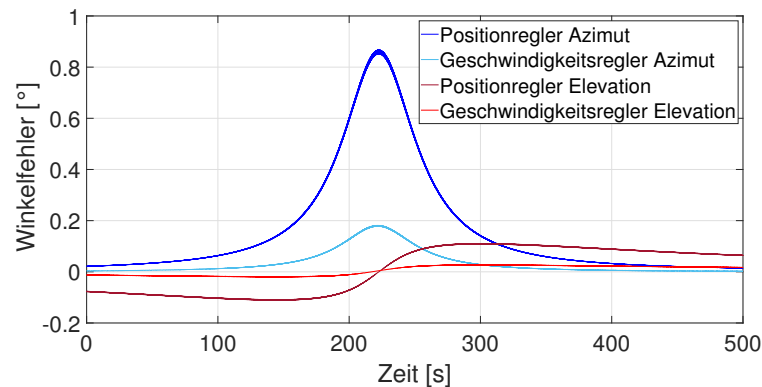
Abbildung 4.17: Verlauf des Orbits im LEO

Aus diesen Flugdaten werden dann die nötigen Ausrichtungswinkel für die CPA bestimmt. Anschließend werden diese als Satellitenvorgaben in das Modell eingebracht. Von besonderem Interesse sind bei der Simulation die Bereiche mit den höchsten Winkelgeschwindigkeiten. Hier muss getestet werden, ob die CPA und deren Regler in der Lage sind, den Vorgaben schnell genug zu folgen. Durch die Rechenzeit des Reglers und die Trägheit der CPA kommt es zu einer Verzögerung zwischen der geforderten Ausrichtung des Satelliten und der tatsächlichen Ausrichtung der CPA, die zu einem so genannten

Trailing Fehler führt. Diese fehlerhafte Ausrichtung führt zu einer fehlerhaften Umlenkung des Strahls, die der FSM ausgleichen muss. Der Trailing Fehler muss so klein wie möglich gehalten werden, da er eine weitere relevante Fehlerquelle darstellt. In der Abbildung 4.18a ist der Winkelverlauf der CPA während der Kommunikation zu sehen. Es ist nur der tatsächliche Winkel der CPA dargestellt, da die Abweichung zwischen der Vorgabe des Satelliten für die Winkel der CPA und den tatsächlichen Winkeln relativ zu dem abgefahrenen Winkelbereich in diesem Zeitraum klein ist. Deshalb ist in Abbildung 4.18b die beschriebene Abweichung dargestellt. Es ist deutlich der große Winkelfehler zu erkennen, der durch das Hinterherfahren entsteht. Er wird so groß, dass der FSM nicht mehr in der Lage ist ihn auszugleichen. Deshalb kommt es in dieser Zeit zu einer Unterbrechung der Verbindung.



(a) Winkel der CPA



(b) Winkelfehler zwischen Vorgabe und tatsächlichen Winkel für Positions- und Geschwindigkeitsregler

Abbildung 4.18: Winkelverlauf bei einer realen Kommunikation

Hauptgrund für die Verzögerung ist der Führungsregler. Dieser operiert bei einer Taktfrequenz von 20 Hz, eine im Vergleich zum restlichen System geringe Taktfrequenz. Der FSM operiert beispielsweise bei 200 Hz. Die niedrige Taktfrequenz schränkt die Reg-

lerparameter ein, sodass die Reaktionszeit des Reglers begrenzt ist. Um diesen Fehler zu verringern, wird deshalb der Führungsregler abgeändert. Statt wie bisher die absolute Winkelposition als Eingang zu nehmen, wird nun die nötige Winkelgeschwindigkeit als Eingang verwendet. Sie wird ebenfalls vom Satelliten berechnet und kann anstatt der absoluten Positionsvorgabe übertragen werden. Mit dieser Vorgabe kann dann der Führungsregler abgeändert werden. Der neue Aufbau ist in Abbildung 4.19 zu sehen. Der Regler wird als P-Regler ausgelegt und bei der Wahl der Reglerwerte wird besonders auf die Stellzeit geachtet. Diese darf nicht zu groß ausfallen, da dadurch direkt der Trailing Fehler beeinflusst wird.

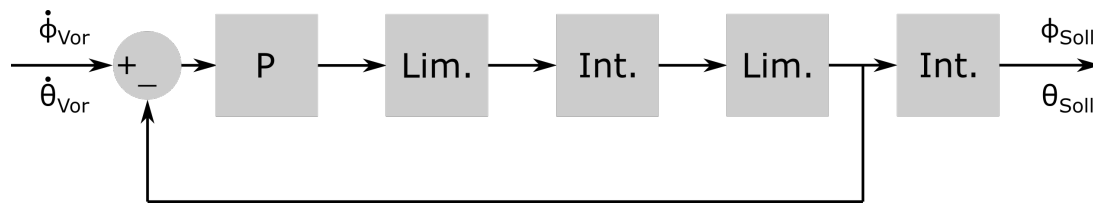


Abbildung 4.19: Aufbau des abgeänderten Führungsreglers

Mit diesem neuen Führungsregler wird erneut getestet, wie groß der Trailing Fehler bei maximaler Azimutwinkelgeschwindigkeit ist. Der Verlauf ist in Abbildung 4.18b in rot dargestellt. In der Abbildung ist zu erkennen, dass der Trailing Fehler durch diese Neuauslegung des Führungsreglers deutlich reduziert wird.

Anhand dieser Ergebnisse ist zu erkennen, dass die CPA den realen Vorgaben folgen kann und zeitgleich den FSM entlastet. Um eine möglichst realistische Simulation durchführen zu können, wird zusätzlich zwischen dem Führungs- und dem Fehlerregler eine Verzögerung eingefügt. Diese stellt die Transferzeit zwischen dem Mikrocontroller und dem Servocontroller da. Trotz dieser Verzögerung kann die CPA den Vorgaben schnell genug folgen, sodass der Strahl korrekt umgelenkt wird und der FSM die Erfassung durchführen kann.

Um die Flugfähigkeit der Regelung zu gewährleisten, müssen die hier aufgezeigten System noch entsprechend transformiert werden. Die Führungsregler müssen für die CPA in einem State Space Modell zusammengefasst werden, um die Modelle auf dem Mikrocontroller des Satelliten auszuführen. Es gilt zu beachten, dass Limitierungen, wie z.B. die maximal zulässige Verfahrensgeschwindigkeiten, in einem State Space Modell nicht abgebildet werden können. Dies wird umgangen, indem die Limitierungen extern vorgenommen werden. Zusätzlich müssen alle Berechnungen in C-Code transformiert werden. Das betrifft die Umrechnung der Winkel des FSM in Vorgaben für die CPA. Auch die Umrechnung des Taumelns des Satelliten in der Z-Achse innerhalb der IMU muss transformiert werden.

4.4 Optimal Regler

Im Rahmen der Arbeit wurde auch nach weiteren Reglerkonzepten gesucht, die für das verwendete System aus CPA und FSM in Frage kommen können. Eine vielversprechende Alternative zu der in Abschnitt 4.2 dargestellten Regelung stellt das Konzept des Optimal oder LQR Reglers da. Der Aufbau dieser Regelung ist in Abbildung 4.20 zu sehen.

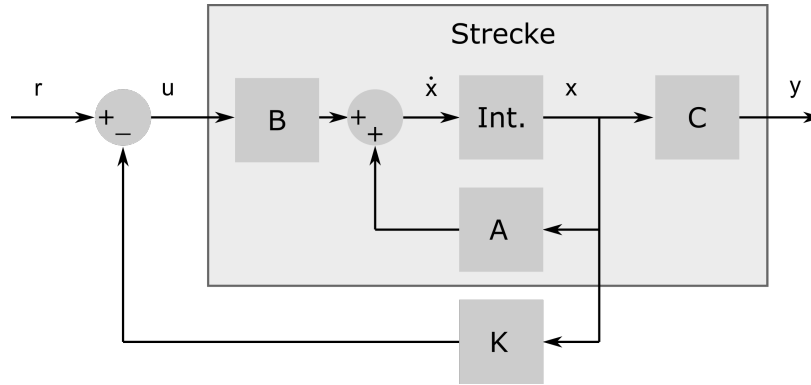


Abbildung 4.20: Aufbau des Optimal Reglers

Wie in der Abbildung 4.20 zu sehen ist, wird die Strecke durch einen linearen Zustandsraum beschrieben, der der Gleichung

$$\dot{x} = \mathbf{A}x + \mathbf{B}u \quad (4.38)$$

$$y = \mathbf{C}x \quad (4.39)$$

entspricht. Zum Entwurf des Optimal Reglers müssen nun die Einträge der Verstärkungsmatrix $\mathbf{K}$ so ermittelt werden, dass eine Kostenfunktion J^2 minimiert wird. Die Kostenfunktion wird beschrieben durch

$$J = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2T} \int_{t_0}^T Ex^T \mathbf{Q}x + 2x^T \mathbf{N}u + u^T \mathbf{R}u dt \quad . \quad (4.40)$$

Innerhalb der Gleichung beschreiben x die Zustände und u die Eingänge des Systems. Diese Funktion errechnet somit die Abweichung der Zustände und Eingänge über den Verlauf einer Periode T . Die Werte in den Gewichtungsfaktoren $\mathbf{Q}$, $\mathbf{N}$ und $\mathbf{R}$ werden frei gewählt. Sie werden meist diagonal besetzt. Mit der Wahl dieser Matrizen kann beeinflusst werden, welche Zustände oder Eingänge bevorzugt beachtet werden. Je größer ein Wert beispielsweise in der Matrix $\mathbf{Q}$ gewählt wird, desto stärker fällt dieser Zustand in der Kostenfunktion ins Gewicht. Mit der Matrix $\mathbf{R}$ können in gleicher Weise die Eingänge bewertet werden. Die Matrix $\mathbf{N}$ bewertet dann die Kopplungen zwischen Eingängen und Zuständen. [17]

Der Vorteil bei diesem Vorgehen ist, dass die Kopplung zwischen den Winkeln des FSMs und der CPA in dem Zustandsraum dargestellt werden kann. Diese Kopplung entsteht durch die Aufgabe der CPA, den FSM zu entlasten. Durch die Nutzung eines LQR-Reglers ist es möglich, über die Kostenfunktion zu entscheiden, welche der beiden Systeme bei einer Störung verfährt. Dies löst die Problematik in dem bisherigen Regler, bei dem die CPA nur dem FSM folgt. Außerdem wird so ein zentraler Regler für beide Systeme verwendet, der optimiert werden muss. So kann bei der Optimierung direkt das komplette System beachtet werden und nicht nur Teilabschnitte, wie es bisher der Fall ist.

Um dieses Vorgehen anzuwenden, muss ein linearer Zustandsraum erstellt werden, der der Gleichung 4.38 folgt. Da für den FSM eine lineare Transferfunktion angenommen wird, lässt sich diese ohne weiteren Aufwand in einen linearen Zustandsraum transferieren. Bei der CPA ist dies nicht ohne weiteres möglich, da sie sich nichtlinear verhält. Dazu wird eine lineare Zustandsrückführung genutzt. Die Eingaben zuvor unter der Verwendung der Bewegungsgleichung 4.25 transformiert. Die Struktur des transformierten Systems ist in Abbildung 4.21 dargestellt. Somit ergeben sich die Eingänge für die Momente aus der Gleichung

$$u = B^{-1} \cdot [M \cdot v + G(\phi, \theta) \cdot \dot{x} + h(\phi, \theta)] \quad , \quad (4.41)$$

wobei v die Ausgaben des Reglers darstellen. Mit dieser linearen Zustandsrückführung verhält sich dann die CPA wie eine lineare Strecke mit doppelter Integration. Damit lässt sich die CPA in einem linearen Zustandsraum beschreiben.

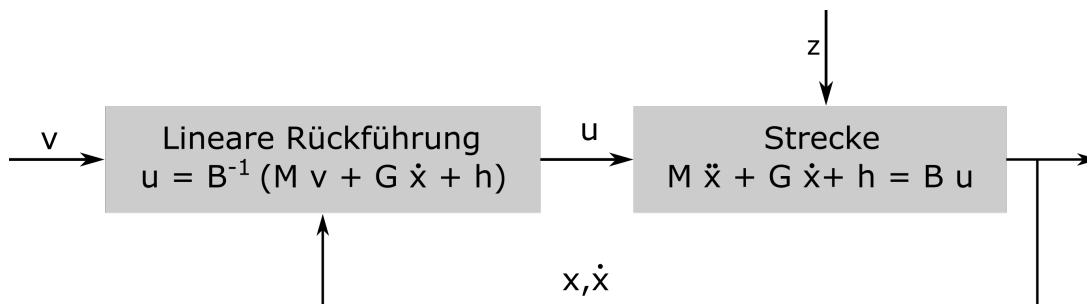


Abbildung 4.21: Funktion der Linearen Zustandsrückführung

Um auch die Kopplung zwischen den Winkel der CPA und des FSM darstellen zu können, muss auch die Umrechnung aus Abschnitt 4.2 linear beschreibbar sein. Diese Transformation ist nicht möglich, da bei dieser Umrechnung die Rotationsmatrix 4.28 mit dem Azimutwinkel ϕ angewendet wird. Dieser Winkel durchläuft im Laufe einer Kommunikation einen großen Wertebereich, sodass hier keine Kleinwinkelnäherung angewendet werden kann. Da dieser Werteverlauf auch kontinuierlich durchfahren wird, kann auch

nicht mit mehreren Arbeitspunkten eine Linearisierung vorgenommen werden. Deshalb ist diese Umrechnung nicht linearisierbar. Zwar wäre es möglich, diese Umrechnung außerhalb des Zustandsraumes abzubilden, daher diese extern durchzuführen. Dann kann aber bei der Auslegung der Regelung die direkte Kopplung nicht mehr beachtet werden.

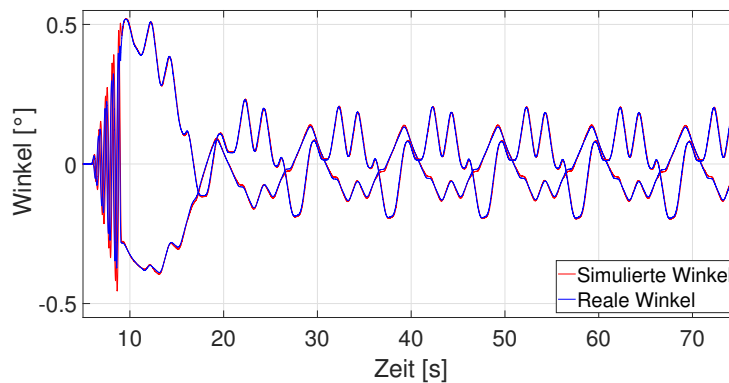
Deshalb ist dieser Ansatz nicht zielführend, da so der Optimal Regler keinen besonderen Vorteil gegenüber dem bereits vorhandenen System bietet. Des Weiteren wird bei einer näheren Betrachtung des FSM klar, dass für eine korrekte Anwendung des Optimal Reglers eine Messung der Ausrichtung notwendig wäre. Da dafür aber kein Sensor zur Verfügung steht, können diese Werte nur geschätzt werden. Aus diesen Gründen wird die Anwendung eines Optimal Reglers für das in dieser Arbeit betrachtete System als nicht sinnvoll betrachtet und nicht weiter verfolgt.

5 Anwendung an der Hardware

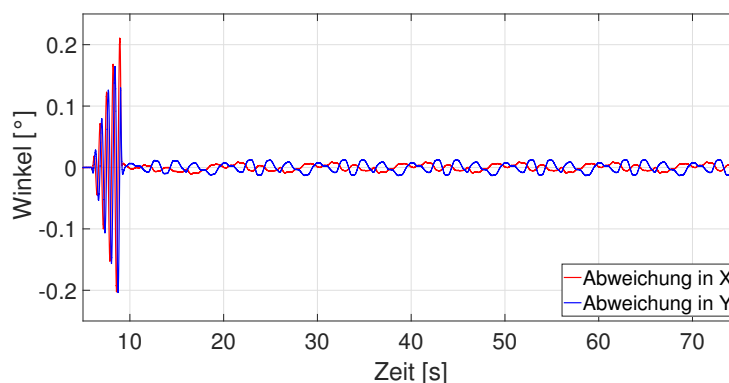
In diesem Kapitel werden die Versuche mit der Hardware beschrieben. Ziel der Versuche ist es das Verhalten der Hardware mit den Simulationsergebnissen zu vergleichen. Dadurch kann eine Aussage über die Genauigkeit der Simulation getroffen werden. Ebenso kann beurteilt werden, ob das in dieser Arbeit beschriebene Regelsystem für die Anwendung in einem Cubesat geeignet ist. Trotz großer Anstrengungen liegen keine Versuchsergebnisse für die CPA vor. Sie war aufgrund von Komplikationen mit der Hardware der CPA sowie der Ansteuerung der Motorcontroller für Versuche im Rahmen der Arbeit nicht verfügbar. Auch bei den Versuchen mit dem FSM sind einige Einschränkungen nötig. Diese werden im späteren Verlauf genauer beleuchtet.

Zuerst wird der verwendete Aufbau beschrieben, mit dem die Versuche mit dem FSM durchgeführt wurden. Der FSM selber wird durch eine Steuerungseinheit kommandiert, die die Spannungen an dem Spiegel anliegt, um den FSM auszulenken. Die Steuerungseinheit ist über ein Kommunikationsprotokoll mit einer Speedgoat Einheit verbunden. Diese Einheit ist ein von der Speedgoat GmbH entwickeltes Gerät, um Simulinkmodelle mit unterschiedlichen Kommunikationsprotokollen auszustatten. Es ist möglich, solche Modelle direkt mit der Hardware kommunizieren zu lassen. Dafür muss das Simulinkmodell von einem angeschlossenen PC auf die Speedgoat Einheit geladen werden. Der PC führt das Modell aus und übermittelt über das Kommunikationsprotokoll die Daten an die Hardware. Die Ausgaben werden von der Steuerungseinheit zurück an das Simulinkmodell geschickt. Mit diesem System lassen sich Hardware In The Loop Versuche durchführen. Eine Einschränkung für die verwendeten Modelle von Simulink ist die Rechenkapazität der Speedgoat Einheit. Da die Einheit das Modell in Echtzeit simulieren muss, um verwertbare Daten zu erhalten, darf das Modell nicht zu rechenintensiv sein. Aufgrund der Größe des Modells, das sowohl den FSM als auch die CPA umfasst, war das in Abschnitt 4.3 aufgezeigte Modell zu groß, um es auf der Einheit simulieren zu können. Auch eine Anpassung des Modells hin zu einer niedrigeren Taktfrequenz, um die Rechenintensität zu senken, zeigt keine Wirkung. Dieser Schritt beeinflusst die Reglersysteme nachhaltig, da durch eine Änderung der Frequenzen die simulierten Strecken andere Verhalten aufzeigen. Deshalb wird der Versuch auf anderem Weg durchgeführt. Zuerst wird das Modell mit ei-

ner simulierten Strecke für den FSM für $t = 0 - 70$ s simuliert. In diesem Zeitraum werden sowohl die Ausgaben des Reglers als auch die Ausgaben der Strecke erfasst. Anschließend wird ein stark vereinfachtes Modell aufgesetzt, bei dem lediglich die vom Regler geforderten Werte an den realen Spiegel übertragen werden. Während des Versuchs werden dann die realen Winkel des FSMs aufgezeichnet. Die Winkelausgabe der Simulation und des realen Systems sind in Abbildung 5.1a zu sehen. Zur besseren Darstellung ist in Abbildung 5.1b die Differenz zwischen den Winkeln der Simulation und des realen Systems in der X- und Y-Achse dargestellt. Anhand dieser Darstellungen ist deutlich zu erkennen, dass



(a) Winkel des FSMs



(b) Abweichung zwischen den Winkeln

Abbildung 5.1: Winkelverläufe des simulierten und des realen FSMs

der FSM dem geforderten Verhalten folgen kann. Daher ist davon auszugehen, dass das reale Verhalten sehr nahe an dem simulierten liegt und somit die beschriebene Regelung Anwendung finden kann. Die größeren Abweichungen vor allem bei dem Suchmuster lassen sich darauf zurückführen, dass der für das Projekt vorgesehene FSM nicht verwendet wurde. Es wurde dagegen ein FSM aus einem anderen Projekt verwendet, der zwar vom Funktionsprinzip identisch ist, allerdings in einem kleineren Winkelbereich operiert. Dadurch war eine Anpassung der Reglerwerte sowie der Spirale notwendig, die für die neue

Anwendung nicht optimiert werden konnte. Durch weitere Optimierungen lässt sich dieser Fehler voraussichtlich ausgleichen. Dies war im Rahmen der Masterarbeit allerdings nicht mehr durchführbar, da sich primär auf Hardwareversuche mit der CPA konzentriert wurde. Erst als endgültig fest stand, dass mit der CPA keine Versuche aufgrund von Schwierigkeiten mit der Steuerung und der Hardware durchführbar sind, wurde mit den Versuchen an dem FSM begonnen. Deshalb stand nur ein eingeschränktes Zeitfenster für die Versuche mit dem FSM zur Verfügung. Dennoch konnte für das Ziel der Arbeit aussagekräftige Erkenntnisse und Ergebnisse erarbeitet werden.

6 Zusammenfassung und Ausblick

Ziel dieser Arbeit war es, eine Regelung für das am DLR entwickelte kombinierte Laserkommunikationsterminal zu entwickeln. Die Regelung wurde für die Kommunikation mit einer Bodenstation oder mit einem anderen Satelliten entwickelt. Für die Kommunikation übernimmt die grobe Ausrichtungsbaugruppe die Ausrichtung auf den Kommunikationspartner. Die feine Ausrichtungsbaugruppe übernimmt die Erfassung und Verfolgung des Signals. Für beide Systeme wurden den Aufgaben angepasste Reglerstrukturen entworfen. Um die Stabilität der Kommunikation zu erhöhen kommunizieren zusätzlich beide Baugruppen miteinander über ein neu entwickeltes System. Die Regelung wurde abschließend durch Versuche mit der Hardware validiert.

Für die Entwicklung der Regelung wurde zunächst der Aufbau der beiden Baugruppen näher erläutert sowie einige Besonderheiten dargestellt. Im Detail wurde die Funktionsweise des verwendeten Sensors zur Erfassung des Laserstrahls näher beleuchtet. Anschließend wurde das Vorgehen zur Anwendung der Laserkommunikation beschrieben. Dafür findet das PAT Prinzip Anwendung, bei dem zuerst das Kommunikationsterminal auf den Kommunikationspartner ausgerichtet wird. Anschließend wird mithilfe eines Suchmusters nach dem ersten Kontakt zwischen den Partnern gesucht. Sobald dieser Kontakt zustande kommt, beginnt die Verfolgung des Lasersignals, um die Kommunikation aufrecht zu erhalten. Dabei wurde besonders auf die Aufgabenteilung zwischen den beiden Baugruppen während allen Phasen der Kommunikation geachtet. Anschließend wurden einige Besonderheiten dargestellt, die sich bei der Intersatellitenkommunikation ergeben.

Um die Regelung zu entwerfen, wurde ein Simulationsmodell des Laserkommunikationsterminals erstellt. Dafür musste im ersten Schritt das Verhalten der beiden Baugruppen analysiert werden, um deren Verhalten simulieren zu können. Besonders das Verhalten der groben Baugruppe stellte eine Herausforderung da, da es sich um ein gekoppeltes und nichtlineares mechanisches System handelt. Um das Verhalten in der Simulation abzubilden, wurde der Lagrange-Formalismus verwendet. Anschließend wurde eine Regelung für die beiden Baugruppen entwickelt. Die Regelung berücksichtigt die Aufgaben der Bau-

gruppen während der Kommunikation. Zusätzlich wurde ein System entwickelt, dass es ermöglicht, Aufgaben der feinen Baugruppe mit der groben Baugruppe zu übernehmen, um die feine Baugruppe zu entlasten. Die Entlastung der feinen Baugruppe ermöglicht dieser eine schnellere Reaktion auf Störungen und erhöht somit die Stabilität der Verbindung. Mithilfe der Simulation wurde anschließend die Regelung getestet und verbessert. Basis für die Vorgaben innerhalb der Simulation waren Flugdaten eines realen Satelliten. Dadurch konnte validiert werden, dass das im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Regelsystem in der Lage ist, eine reale Verbindung erfolgreich aufzubauen und aufrecht zu erhalten.

Zum Abschluss der Arbeit wurde das Verhalten der feinen Baugruppe durch Versuche mit der Hardware untersucht. Dadurch konnte validiert werden, dass sich die reale Baugruppe wie das entworfene Modell verhält und die entwickelte Regelung auch bei dem realen Kommunikationsterminal angewendet werden kann. Eine Validierung des Verhaltens der groben Baugruppe konnte aufgrund von Komplikationen mit der Hardware nicht durchgeführt werden.

Ausblick

Im Rahmen dieser Arbeit konnten nur limitiert Versuche mit dem realen System durchgeführt werden. Daher sind weitere Versuche notwendig, um die Regelung auch am realen System validieren zu können. Der erste Schritt hierfür ist die Validierung des Verhaltens der groben Baugruppe im Vergleich zu der Simulation durch Versuche an der Hardware. Anschließend sind weitere Versuche mit dem gefertigten Satelliten und einer simulierten Bodenstation sinnvoll, um die Funktionalität des Systems zu demonstrieren. Eine weitere Möglichkeit der Weiterführung der Arbeit bietet sich durch die Verwendung zusätzlicher Hardware. Hier ist es möglich, durch den Einbau eines zusätzlichen größeren Sensors zur Detektierung des Lasers die nötige Zeit für die Erfassung des Signals zu senken. Mit Hilfe dieses Sensors könnte der Bereich eingeschränkt werden, in dem die feine Baugruppe nach dem Signal sucht. Dieses Vorgehen ist besonders bei der Intersatellitenkommunikation vorteilhaft, da es hier zu langen Erfassungszeiten kommen kann. Auch der Einbau einer steuerbaren Linse in den sendenden Laserstrahl bietet hier den Vorteil, den Laserstrahl bei Bedarf auszuweiten. Das steigert die Wahrscheinlichkeit, den Kommunikationspartner mit diesem breiteren Laserstrahl zu treffen.

Literatur

- [1] Krämer, C. W.: Prototypenentwicklung eines Laserkommunikationsterminals für kleine Satelliten mit anschließender Betrachtung in einem Testszenario. Hochschule für Angewandte Wissenschaft Würzburg-Schweinfurt, Masterarbeit, 25. Okt. 2015.
- [2] Fuchs, C.; Schmidt, C.: Update on DLR's OSIRIS program. In: International Conference on Space Optics — ICSO 2018, Karafolas, N.; Sodnik, Z.; Cugny, B., Juli 2019.
- [3] Rödiger, B.; Hahn, M.-T.; Fuchs, C.; Schmidt, C.: Osiris4Cubesat – System Engineering With New Space Approach From The Development Of A High Data-rate Optical Communicationpayload To The Demonstrator In A Quasi-Operational Mission, 1. Okt. 2020.
- [4] Williams, C.; DelPozzo, S.: Nano-Microsatellite Market Forecast. 10 Edition, 11. Mai 2020.
- [5] Messerschmid, E.; Fasoulas, S.: Raumfahrtsysteme, Springer-Verlag GmbH, ISBN 978-3-662-49637-4, 2017.
- [6] Boroson, D. M.: Optical Communications. A Compendium of Signal Formats, Receiver Architectures, Analysis Mathematics and Performance Characteristics, 9. Sep. 2005.
- [7] Abrahamson, M. J.; Sindiy, O.; Oaida, B.; Wilkerson, M.; Kokorowski, M.: OPALS Mission System Operations Architecture for an Optical Communications Demonstration on the ISS. In: SpaceOps 2014 Conference, Mai 2014.
- [8] Giggenbach, D.; Fuchs, C.; Schmidt, C.; Jaiswal, R.; Shrestha, A.; Gaißer, S.; Keim, J.: Optical Data Downlinks from OSIRIS on Flying Laptop Satellite. In: 8th Esa International Workshop On Tracking, Telemetry And Command Systems Forspace Applications, 2019.
- [9] eoPortal: BIROS (Bi-spectral InfraRed Optical System), <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/b/biros> (aufgerufen 01.08.2022), 2022.

- [10] Koluvaalu, P. R.: Embedded Systems Development for OSIRISv3. Department of Electrical Engineering und Information Technology, Masterarbeit, 18. Dez. 2020.
- [11] Shiroma, W. A.; Martin, L. K.; Akagi, J. M.; Akagi, J. T.; Wolfe, B. L.; Fewell, B. A.; Ohta, A. T.: CubeSats: A Bright Future for Nanosatellites. Central European Journal of Engineering, Bd. 1(1), S. 9–15, 3. März 2011.
- [12] Carrizo, C.; Knappek, M.; Horwath, J.; Gonzalez, D. D.; Cornwell, P.: Optical inter-satellite link terminals for next generation satellite constellations. In: Free-Space Laser Communications XXXII, Hemmati, H.; Boroson, D. M., März 2020.
- [13] Wang, L.; Liu, X.; Wang, C.: Line-of-sight kinematics modeling and correction for precision pointing systems based on a two-axis fast steering mirror. Optical Engineering, Bd. 58(8), 2019.
- [14] Roubala, C.; Molla, F.; Rödiger, B.: Dual Wavelength Optical System for Multiple Quantum Communication Transmitters in Cubesat Platform. In: 11. Juni 2021.
- [15] Zhang, S.; Sun, H.; Wang, Y.; Jia, X.; Chen, H.: Design of high precision star image locating method used in star sensor technology. In: 2010 International Conference on Computer, Mechatronics, Control and Electronic Engineering (CMCE), 2022.
- [16] Ilk, K. H.: Theoretische Mechanik, Springer-Verlag GmbH, ISBN 978-3-662-62362-6, 2020.
- [17] Lunze, J.: Regelungstechnik 2, Springer-Verlag GmbH, ISBN 978-3-662-60759-6, 2020.