

Abschlussbericht: Infrarot Astronomy Satellite Swarm Interferometry Teil 2 Phase 1

FKZ 50NA1715

(Teilvorhaben TU Braunschweig)

**Vergleich von SMC, LQR und PD-Reglern zur hochgenauen Lageregelung von
Raumfahrzeugen**

Zuwendungsempfänger:
Technische Universität Braunschweig
Pockelsstraße 14
D-38106 Braunschweig

Ausführende Stelle:
Technische Universität Braunschweig
Institut für Flugführung
Hermann-Blenk-Str. 27
D-38108 Braunschweig

INHALT

1. EINLEITUNG	8
2. VORAUSSETZUNGEN UNTER DENEN DAS VORHABEN DURCHGEFUEHRT WURDE	11
3. PROJEKTPLANUNG UND PROJEKTABLAUF	12
4. REGELUNGSMETHODEN	13
5. KOORDINATENSYSTEME FÜR DIE LAGEREGELUNG	17
6. ROTATORISCHE BEWEGUNGSGLEICHUNGEN DES RAUMFAHRZEUGS	18
7. EXTERNE STÖRUNGEN DES IRASSI-RAUMFAHRZEUGS	21
7.1. Gravitationsgradienten-Moment.....	21
7.2. Konstantes externes Moment	22
8. SLIDING MODE REGELUNG (SMC)	24
8.1. Methodologie.....	24
8.2. Simulationsergebnisse	26
9. LINEAR-QUADRATISCHER REGLER.....	38
9.1. Methode.....	38
9.2. Simulationsergebnisse	39
10. LINEARE AND NICHTLINEARE PROPORTIONAL-DERIVATIVE (PD) REGELUNG.....	46
10.1. Methode	46
10.2. Simulationsergebnisse.....	46
11. STABILITÄT DES GESCHLOSSENEN REGELKREISES	60
11.1. Direkte Methode von Ljapunow.....	60
11.2. Lineare / linearisierte Stabilitätsbedingungen	60
11.3. Stabilitätsnachweis des nichtlinearen PD-Reglers	61
11.4. Stabilitätsnachweis des LQR.....	61
11.5. Stabilitätsnachweis von SMC.....	62
12. LEISTUNGSVERGLEICH UND ANALYSE DER REGELALGORITHMEN	63
13. SOFTWARE-UMGEBUNG ZUR SIMULATION DES RAUMFAHRZEUGS	64
14. FAZIT.....	65

15.	KOOPERATION MIT ANDEREN PARTNERN.....	67
16.	ANWENDUNGEN	68
17.	VERWERTUNG.....	69
17.1.	Veröffentlichungen.....	69
17.2.	Raumfahrtagenturen.....	69
17.3.	Studierende & Lehre.....	69
18.	LITERATURVERZEICHNIS.....	70

ABBILDUNGSVERZEICHNIS

Abbildung 1: a. Lagedefinitionen: Ausrichtungsfehler (PE), Messfehler (ME) und Regelfehler (CE). b. IRASSI Raumfahrzeug, das raumfahrzeugfeste Referenzkoordinatensystem und die Ausrichtung von Lage- und Trägheitssensoren [2], [3].	10
Abbildung 2: Arbeitspakete der Technische Universität Braunschweig (AP5).	12
Abbildung 3: Zeitplan der Arbeitspakete für das Lageregelungssystem.	12
Abbildung 4: Attitude Determination und Control System.	14
Abbildung 5: Lageregelung als Blockdiagramm.	15
Tabelle 6: Stabile und instabile Gleichgewichtszustände entsprechend dem kontinuierlichen Regelgesetz unter Verwendung der Rotationsmatrix und der Einheitsquaternion. Entnommen aus [6].	20
Abbildung 7: Darstellung des Unwinding Phänomens. Abbildung extrahiert aus [6].	20
Abbildung 8 Gravitationgradienten-Moment für starre Raumfahrzeuge im beschränkten Dreikörperproblem. Entnommen aus [7].	22
Abbildung 9: Fälle von Sonnenstrahlungsdruck.	23
Abbildung 10: Sliding Mode Control zeigt die Gleitfläche, Chattering und zwei Phasen, nämlich das Erreichen und die Gleitphase.	25
Abbildung 11: Großer Winkelschwenk Fall 1: a. Quaternion Tracking b. Winkelgeschwindigkeits-Tracking.	28
Abbildung 12: Großer Winkelschwenk Fall 1: a. Quaternion-Fehler b. Steuermomente.	30
Abbildung 13: Großer Winkelschwenk Fall 1: a. Gleitfläche b. Phase Plots.	31
Abbildung 14: Großer Winkelschwenk Fall 2: a. Quaternion-Tracking b. Winkelgeschwindigkeits-Tracking.	32
Abbildung 15: Großer Winkelschwenk Fall 2: a. Quaternion-Fehler b. Steuermomente.	33
Abbildung 16: Großer Winkelschwenk Fall 2: a. Gleitfläche b. Phase Plots.	34
Abbildung 17: Kleiner Winkelschwenk: a. Quaternion-Tracking b. Winkelgeschwindigkeits-Tracking.	35
Abbildung 18: Kleiner Winkelschwenk: a. Quaternion-Fehler b. Steuermomente.	36
Abbildung 19: Kleiner Winkelschwenk: a. Gleitfläche b. Phase Plots.	37
Abbildung 20: LQR, große Winkeländerung, Fall 1 a. Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking, b. Steuermomente und Quaternion-Fehler.	41
Abbildung 21: LQR, große Winkeländerung, Fall 2 a. Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking, b. Steuermomente und Quaternion-Fehler.	42
Abbildung 22: LQR, kleine Winkeländerung, Fall 1 a. Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking, b. Steuermomente und Quaternion-Fehler.	43
Abbildung 23: LQR, kleine Winkeländerung, Fall 2 a. Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking, b. Steuermomente und Quaternion-Fehler.	44
Abbildung 24: Linearer PD-Regler: a. Große Winkeländerungen: Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking b. Kleine Winkeländerungen: Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking.	48
Abbildung 25: Linearer PD-Regler, große Winkeländerungen a. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,02$ Bogensekunden b. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,05$ arcsec.	50
Figure 26: Linearer PD-Regler, kleine Winkeländerungen a. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,02$ Bogensekunden b. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,05$ arcsec. .	51
Abbildung 27: Negativer nichtlinearer PD-Regler: a. Große Winkeländerungen: Quaternion-	

und Winkelgeschwindigkeits-Tracking b. Kleine Winkeländerung: Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking.	52
Abbildung 28: Negativer nichtlinearer PD-Regler, große Winkeländerungen a. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,02$ Bogensekunden b. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,05$ arcsec.	53
Abbildung 29: Negativer nichtlinearer PD-Regler, kleine Winkeländerungen a. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,02$ Bogensekunden b. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,05$ arcsec.	54
Abbildung 30: Positiver nichtlinearer PD-Regler: a. Große Winkeländerung: Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking b. Kleine Winkeländerung: Quaternion und Winkelgeschwindigkeits-Tracking.	55
Abbildung 31: Positiver nichtlinearer PD-Regler, große Winkelschwenkung a. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,02$ Bogensekunden b. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,05$ arcsec.	57
Abbildung 32: Positiver nichtlinearer PD-Regler, kleine Winkeländerung a. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,02$ Bogensekunden b. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,05$ arcsec.	58
Abbildung 33: Architektur der MATLAB-Simulationsumgebung.	66

TABELLENVERZEICHNIS

Tabelle 1: Wissenschaftliche und ingenieurwissenschaftliche Anforderungen für IRASSI [1] ..	9
Tabelle 2: Status der Arbeitspakete des Lageregelungssystems AP5.....	12
Tabelle 3: Vergleich von nichtlinearen und linearen Steuerungssystemen.	16
Tabelle 4: Genauigkeiten, die von SMC Fällen erreicht werden.....	34
Tabelle 5: Genauigkeiten, die durch verschiedene LQR-Fälle erreicht werden.....	45
Tabelle 6: Eigenschaften der PD-Steuerung entsprechend ihren Verstärkungen.	46
Tabelle 7: Genauigkeiten, die von linearen und NL PD-Controllern erreicht werden.	56
Tabelle 8: Ungefähre maximale Steuermomente, die zum Erreichen der Genauigkeiten ≤ 0.05 arcsec von SMC-, LQR- und PD-Reglern angewendet werden.	59
Tabelle 9: Leistungsvergleich SMC-, PD- und LQR-Reglerentwurf für das IRASSI-Raumfahrzeug, Lage-Tracking, Ruhe-zu-Ruhe-Manöver.	64
Tabelle 10: Ausrichtungsgenauigkeit, welche durch das Lagenavigations- und Lageregelungssystem des IRASSI- Raumfahrzeugs erreicht wird.	66
Tabelle 11: Geeignete Lageregler für die IRASSI-Missions-Modi, die in IRASSI 1 definiert sind.	66

1. EINLEITUNG

IRASSI ist eine Interferometrie-Mission, welche aus einem 3D Schwarm von 5 Teleskopen besteht, die den Sonnen-Erde Lagrange-Punkt 2 in einem Halo-Orbit umkreisen. Das wissenschaftliche Ziel dieser Mission ist es, die zirkumstellaren Scheiben und protoplanetarischen Gebiete abzubilden, in denen die Entstehung von Sternen und Planeten stattfindet. Diese Prozesse sind nur im Far-InfraRed (FIR) Bereich des elektromagnetischen (EM) Feldes sichtbar. Um diese Prozesse zu untersuchen, werden hochqualitative Bilder mit einer Winkelauflösung von unter 1 Bogensekunde benötigt, wodurch eine Anforderung für die Ausrichtungsgenauigkeit von IRASSI Teleskopen vorgegeben ist. Diese Anforderung wurde zusammen mit den anderen wissenschaftlichen und ingenieurwissenschaftlichen Anforderungen durch das Max-Planck Institut für Astronomie, Heidelberg bestimmt, siehe Tabelle 1 [1].

IRASSI Teleskope sind einzelne Empfänger, d.h. die Brennebene von jedem Teleskop ist nicht mit Detektorelementen gefüllt, sondern hat nur ein Empfängerhorn, das die Signale der untersuchten Quellen sammelt. Die finalen Sichtbarkeitsfunktionen werden konstruiert, indem die Signale aller Teleskope in Beziehung zueinander gesetzt werden. Die Hauptkeule des Leistungsspektrums stellt die höchste Sensibilität für eine gleichmäßige Belichtung der vorderen Platte dar. Da die Weite des Hochleistungsspektrums des Teleskops eine reziproke Beziehung zum Durchmesser des Teleskops besitzt, hängt der Bedarf der Ausrichtungsgenauigkeit vom oberen Frequenzbereich des operierenden FIR Spektrums von IRASSI ab, d.h. bei 6 THz. Bei dieser Frequenz ist die Weite des Halbleistungsspektrums (Half Power Beam Width -HPBW) der Hauptkeule minimal. Dies hat eine strenge Anforderung für den absoluten Ausrichtungsfehler (APE) eines jeden Satelliten von maximal 0,4 Bogensekunden und dem Ziel von 0,2 Bogensekunden zur Folge, sodass das Ziel innerhalb eines Zehntels der HPBW von jedem Teleskop ist. Die APE-Anforderung sollte nach der Schätzung und Regelung der IRASSI Teleskope erreicht werden.

Ein hochgenaues Lagebestimmungs- und Lageschätzungssystem (ADES) [2], [3], [4] wurde in IRASSI 1 durch AP5 entworfen, das eine Worst-Case-Genauigkeit von 0,1 Bogensekunden und eine Best-Case-Genauigkeit von 0,04 Bogensekunden erreichte. IRASSI 1 führte auch zur Platzierung (Position und Orientierung) der IRASSI-Sensoren an Bord der IRASSI-Raumfahrzeuge, wie in Abbildung 1b gezeigt. In IRASSI 2 Phase 1 werden Regelalgorithmen für die Lageregelung der IRASSI-Raumfahrzeuge, die eine Ausrichtungsgenauigkeit von <0,3 Bogensekunden erreichen entwickelt. Daher ist die Gesamtausrichtungsgenauigkeit des vollständigen Lagebestimmungs- und Lageregelungssystems (ADCS) (theoretisch in Abbildung 4 gezeigt) von IRASSI für einige Regelalgorithmen <0,4 Bogensekunden und 0,2 Bogensekunden (bester Fall), wie in den folgenden Abschnitten gezeigt. Dies führt zum Erzielen der auferlegten Gesamtgenauigkeitsanforderung an IRASSI-Raumfahrzeuge (Tabelle 1 [1]). Dies lässt auch genügend Spielraum für Ausrichtungsfehler (wie in Abbildung 1a gezeigt) aufgrund von IRASSI-Raumfahrzeugreaktionsrädern (erforderlich für Ausrichtungsänderungen und Teil der laufenden IRASSI 2 Phase 2-Arbeit), Triebwerkszündung (verwendet für IRASSI-Formationssteuerung), Kryokühlern, Treibmittelschwappen und andere strukturelle Instabilitäten, um nur einige zu nennen. Abbildung 1a zeigt, dass der absolute Ausrichtungsfehler (PE) aus Messfehler (ME) und Regelfehler (CE) besteht.

Dieses Dokument beschreibt die vom Institut für Flugführung (IFF) der Technischen Universität Braunschweig (TUBS) im Forschungsverbundvorhaben „IRASSI“ durchgeführten Arbeiten. Das IFF war für das Arbeitspaket 5 „Attitude Control System“ verantwortlich, welches in zwei Teilarbeitspakete aufgeteilt wurde und die Entwicklung von Lageregelungsalgorithmen von IRASSI-Satelliten beinhaltet. Hierfür wurden drei Lageregelungsalgorithmen untersucht, die für IRASSI-Raumfahrzeuge modifiziert wurden, da IRASSI in seiner Halo-Umlaufbahn um den Lagrange-Punkt L2 zwei äußeren Störmomenten ausgesetzt ist, nämlich dem Gravitationsgradienten-Drehmoment und dem Sonnenstrahlungs-Druckdrehmoment. Ein zusätzliches konstantes Drehmoment wurde hinzugefügt, um unvorhergesehene Störungen zu berücksichtigen. Diese Algorithmen umfassen lineare (PD und LQR) und nichtlineare (PD und SMC) Regelungen und werden auf die nichtlinearen rotatorischen Bewegungsgleichungen von Raumfahrzeugen angewendet. Die Stabilität dieser Regler wird über die Ljapunow-Stabilität festgelegt. Die Regelgüte dieser Regler wird auf der Grundlage der von ihnen erreichten Ausrichtungsgenauigkeit, ihrer globalen Stabilität und Robustheit gegenüber externen Störungen, Anfangsbedingungen und großen Winkelschwenkungen verglichen.

Tabelle 1: Wissenschaftliche und ingenieurwissenschaftliche Anforderungen für IRASSI [1]

Field	Required value
Number of Telescopes	5
Number of baselines	10 (baseline number = $\frac{N(N-1)}{2}$)
Size of telescop mirrors	3.5 m primary mirror
Satellite configuration	Free-flying 3D
Length of baselines	7-850 m
Wavelength range	50-300 μm
Frequency range	1-6 THz
Field of View (of each telescope)	3-18 arcsec (Depends on frequency)
Telescope Pointing Accuracy	0.4 arcsec (Requirement), 0.2 arcsec (goal)
Accuracy of satellite distances	5 μm (in all directions)

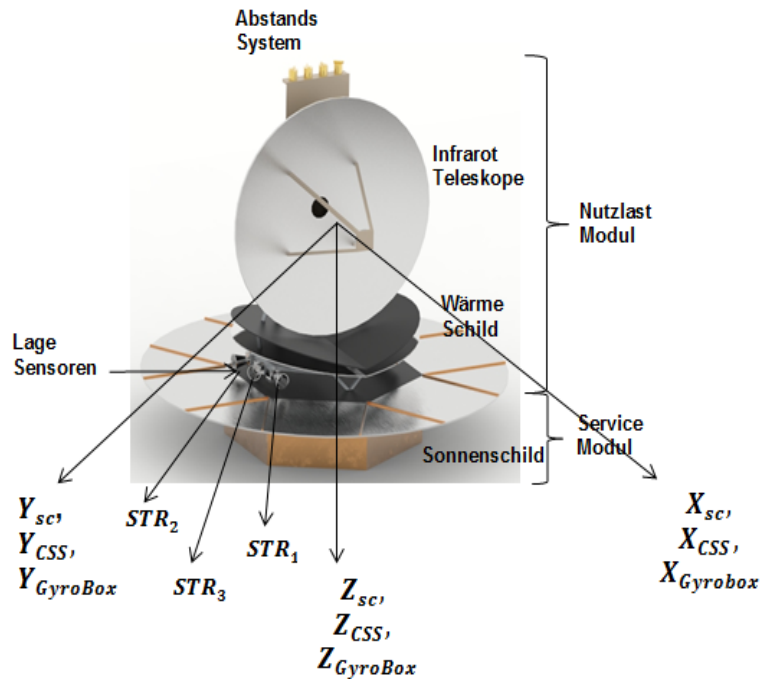
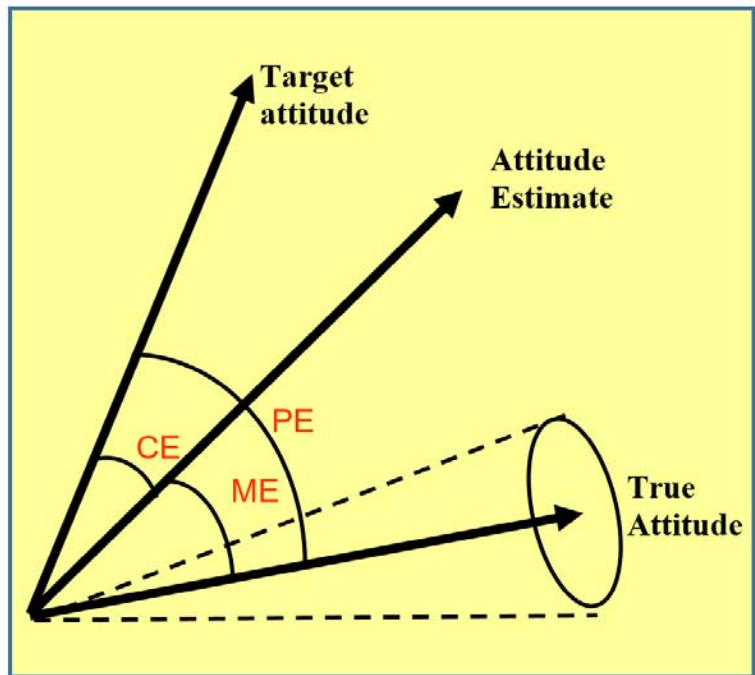


Abbildung 1: a. Lagedefinitionen: Ausrichtungsfehler (PE), Messfehler (ME) und Regelfehler (CE). b. IRASSI Raumfahrzeug, das raumfahrzeugfeste Referenzkoordinatensystem und die Ausrichtung von Lage- und Trägheitssensoren [2], [3].

2. VORAUSSETZUNGEN UNTER DENEN DAS VORHABEN DURCHGEFUEHRT WURDE

Das Projekt IRASSI (Teilvorhaben der TU Braunschweig) ist Teilvorhaben des IRASSI Kooperationsvorhabens. Der Zuwendungsempfänger TU Braunschweig wurde zu 100% von dem Raumfahrtmanagement des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages gefördert. An dem Gesamtvorhaben waren die folgenden Projektpartner beteiligt:

- Menlo Systems GmbH (Gesamtprojektleitung)
- Max-Planck-Institut für Astronomie
- Universität der Bundeswehr München
- Technische Universität Braunschweig

3. PROJEKTPLANUNG UND PROJEKTABLAUF

Das IFF der TU Braunschweig war für die Bearbeitung des Hauptarbeitspakets 5 zuständig. Für HAP5 wurden zwei Unterarbeitspakete bestimmt, nämlich AP 5.1 - AP 5.2, wie in Abbildung 2 und Tabelle 2 dargestellt wird. Abbildung 3 zeigt den Zeitplan für jedes Arbeitspaket. Beide AP 5.1 und AP 5.2, dauerten jeweils ungefähr sechs Monate und wurden pünktlich beendet. Wie in Tabelle 2 gezeigt wird, wurden alle Arbeitspakete durchgeführt und rechtzeitig beendet.

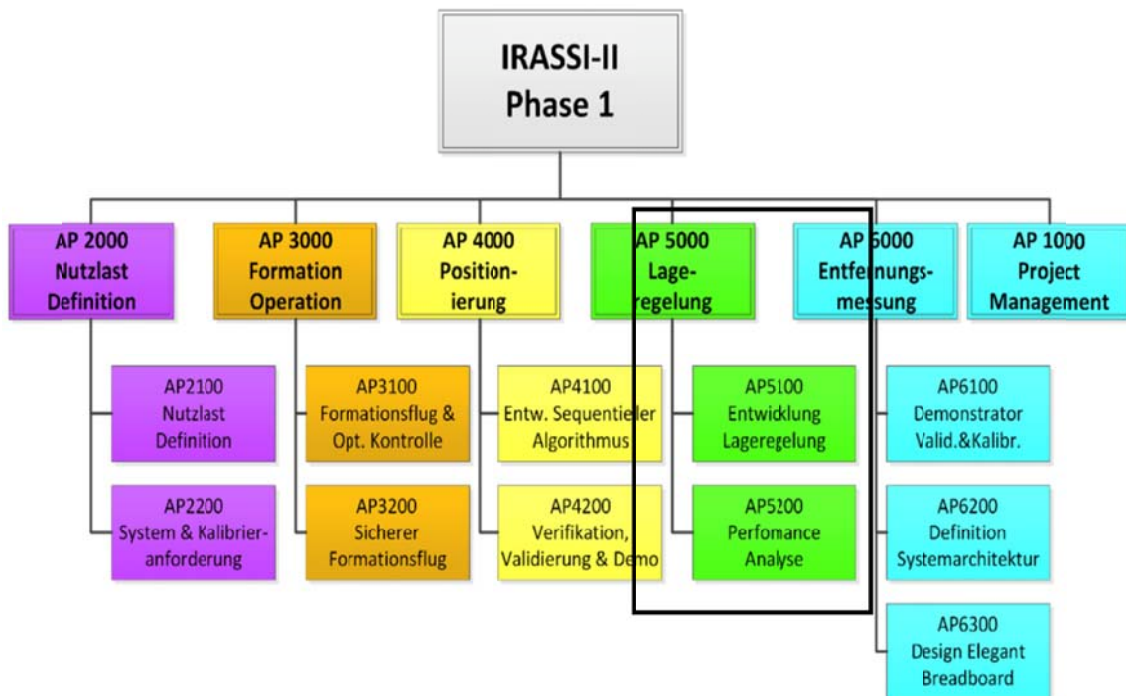


Abbildung 2: Arbeitspakete der Technische Universität Braunschweig (AP5).

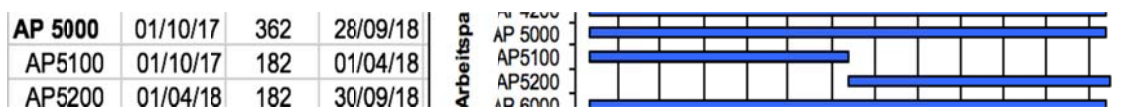


Abbildung 3: Zeitplan der Arbeitspakete für das Lageregelungssystem.

Tabelle 2: Status der Arbeitspakete des Lageregelungssystems AP5.

AP5 Attitude Control System	Status	Status
5.1 Attitude Control Algorithms Development	😊	(Nach Plan) ✓
5.2 Attitude Control System Performance Analysis	😊	(Nach Plan) ✓

4. REGELUNGSMETHODEN

Die Arbeiten in diesem Abschnitt werden im Rahmen des AP 5.1 durchgeführt. Die Lageregelung (Attitude Control) umfasst zum einen die Aufrechterhaltung der aktuellen Lage und zum anderen die Neuausrichtung auf eine andere gewünschte Lage durch Kommandierung von Drehmomenten in Abhängigkeit von der aktuellen Lageninformation vom Lagebestimmungs- und Lageschätzungssystem (Attitude Determination & Estimation System, ADES) und der gewünschten Lage des Führungsgrößengenerators (Guidance). Dies alles ist ein Teil des Lagebestimmungs- und Lageregelungssystems (Attitude Determination and Control System, ADCS) - der andere Teil ist Attitude Determination, der die Arbeit von IRASSI 1 war - wie in Abbildung 4 gezeigt. Für IRASSI besteht die Hauptrolle des Attitude Control Systems darin, mit hoher Genauigkeit die Ausrichtung auf ein bestimmtes Ziel während des Wissenschaftsmodus der Mission mit einer Genauigkeit von ≤ 0.3 Arcsec beizubehalten.

Die Bestandteile des vollständigen ADCS sind das ADES (entwickelt in IRASSI 1 [4]) und das Lageregelungssystem (ACS, entwickelt in IRASSI 2 Phase 1). Die Rolle des ACS besteht darin, die Ausrichtung eines Raumfahrzeugs in allen Missionsstufen zu regeln. Die Aktivitäten umfassen:

- Erfassung (wobei das Lagebestimmungssystem die erste Schätzung der Lage- und Rotationsgeschwindigkeiten ableitet), wenn das Lageregelungssystem damit beginnt, die Rotationsgeschwindigkeiten zu reduzieren, um die Ausrichtung zu stabilisieren und eine inertielle Sperre während der Missionsoperationen zu erreichen.
- Lageregulation: In der Referenz [5] wird definiert, dass die Regulation die Einstellung zu einem festen Ort (normalerweise Identitätsquaternion) und die Winkelgeschwindigkeit auf Null bringt. Für IRASSI-Missionen ist eine Feinregulierung mit Genauigkeit ≤ 0.3 Bogensekunden erforderlich. Feinausrichtung ist, wo die IRASSI-Satelliten vollständig trägheitsstabilisiert sind, um eine präzise Ausrichtung für wissenschaftliche Beobachtungen zu ermöglichen. Diese Art der Regelung führt zu einem Manöver, das als Ruhe-zu-Ruhe-Manöver bezeichnet wird.
- Lage-Tracking: Die Referenz [5] definiert das Tracking als Verfolgung einer beliebigen Form eines zeitvariablen Zustandsvektors mit variierender gewünschter Quaternion und variierender gewünschter Winkelgeschwindigkeit. Dies umfasst auch den Fall der Regulation mit der gewünschten Einstellung, die auf eine konstante Quaternion und die gewünschte Winkelgeschwindigkeit eingestellt ist, die auf Null gesetzt ist. Für IRASSI ist ein ideales Lage-Tracking, bei dem sowohl die gewünschte Winkelgeschwindigkeit als auch die Winkel variieren, nicht erforderlich. Für IRASSI sind nur Ruhe-zu-Ruhe-Schwenkmanöver erforderlich, wobei, wenn einmal auf ein wissenschaftliches Ziel ausgerichtet

worden ist, es für einen Beobachtungszyklus beobachtet wird, d.h. fast 22 Stunden.

Die Entwicklung von Lageregelungsalgorithmen für Raumfahrzeug umfasst Regelalgorithmen, die 1. den Übergang von einer Orientierung zur nächsten (als Tracking bezeichnet) regeln und 2. die Orientierung an einem bestimmten spezifischen Ziel für Beobachtungen beibehalten (als Regulation bezeichnet). Für IRASSI wird vom ACS verlangt, während der wissenschaftlichen Beobachtungsphase eine Lageregelung mit einer Genauigkeit von ≤ 0.3 arcsec beizubehalten. Zu diesem Zweck werden Regelalgorithmen entwickelt, bei der die Ausgangsgrößen von der Anlage / dem System (Bewegungsgleichungen) in der Regelung enthalten sind, die es dem System ermöglicht, seine Leistung anzupassen, um eine gewünschte Ausgangsantwort zu erfüllen, wie in Abbildung 5 gezeigt. Die Regelstrecke in Abbildung 5 sind die Bewegungsgleichungen des Systems (für unseren Fall das Raumfahrzeug) oder alternativ die Bewegungsgleichungen mit der Regelabweichung (Fehler) als Zustandsvektor (wie in LQR in Abschnitt 9 gezeigt). Daher kann man zwischen einer vollständigen Zustandsrückführung (full state feedback) und einer Fehlerzustandsrückführung (error state feedback) umschalten. Sobald eine Regelung analytisch entworfen wurde, besteht die Aufgabe darin, die Reglermatrix K so zu bestimmen, dass der Fehler zwischen dem Ist- und Sollwert gegen Null geht (diese Bedingung macht das System "stabil", wie mit der Ljapunow-Stabilität in Abschnitt 11 erläutert wird).

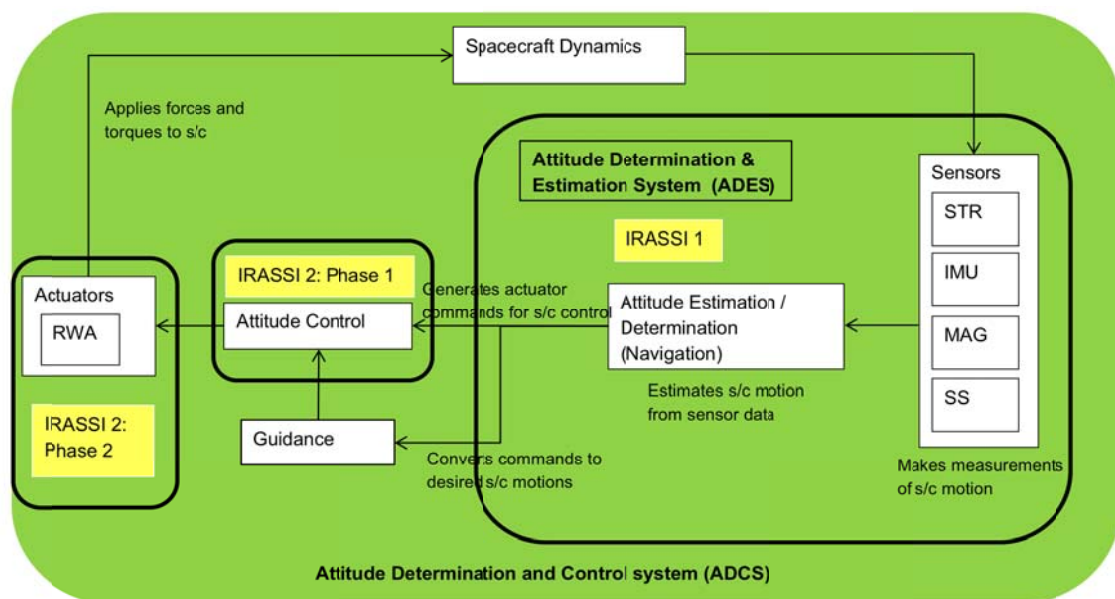


Abbildung 4: Attitude Determination und Control System.

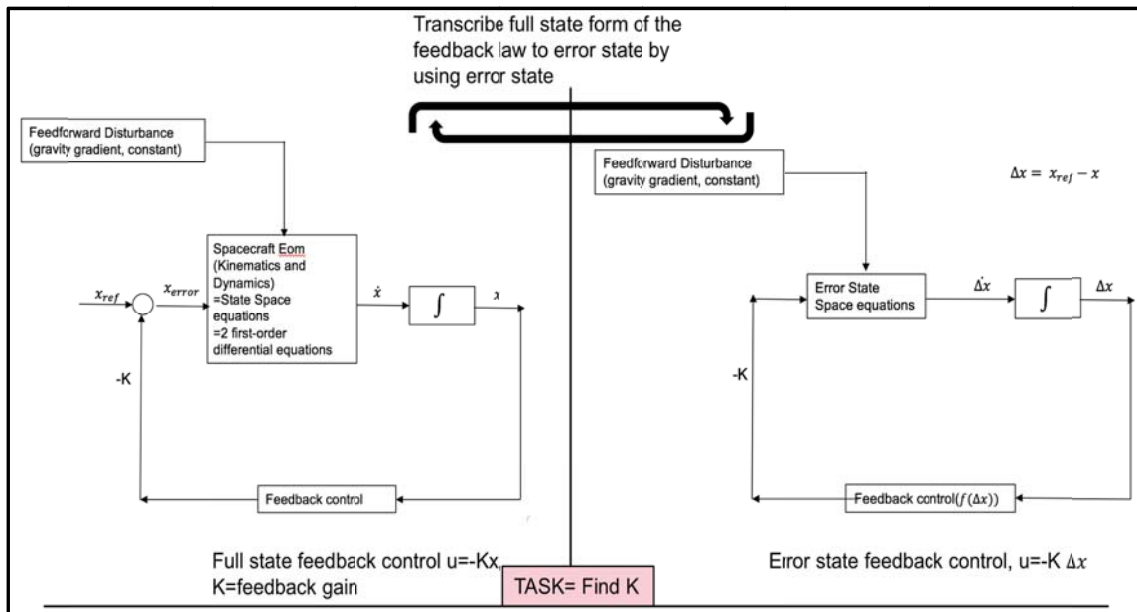


Abbildung 5: Lageregelung als Blockdiagramm.

Reale dynamische Systeme (Raumfahrzeuge, Flugzeuge, UAVs, Autos usw.) unterliegen realen Bedingungen, bei denen sie unter internen und externen Störungen und Modellunsicherheiten arbeiten. Für das ACS vom IRASSI-Raumfahrzeug sind zwei äußere Störungen, die es auf seiner Halo-Umlaufbahn um den Lagrange-Punkt 2 beeinflussen: das Gravitationsgradienten-Drehmoment und der Sonnenstrahlungsdruck, die in die Bewegungsgleichungen des Raumfahrzeugs eingehen, siehe Abbildung 5. Folglich muss der Regler, der für IRASSI-Raumfahrzeuge entwickelt wurde, die Auswirkungen dieser beiden Störungen berücksichtigen, die auf ihn einwirken, um die stringente Ausrichtungsgenauigkeit zu erreichen. Diese Störungen, die auf das IRASSI-Raumfahrzeug wirken, sind in Abschnitt 7 unten beschrieben.

Viele Regelalgorithmen wurden in der Literatur zur Lageregelung von Raumfahrzeugen entwickelt und dokumentiert, wie etwa direkte Proportional-Differential- (PD) (lineare und nichtlineare) Regelung, Backstepping, robuste Regelung wie Sliding Mode Regelung (SMC), adaptive Regelung, Regelung mit nichtlinearer dynamischer Inversion etc. Alle Regelalgorithmen können in Kategorien unterteilt werden, abhängig davon, ob sie optimal sind oder nicht, robust oder nicht, adaptiv oder nicht, modellabhängig oder modellunabhängig, linear oder nichtlinear, für lineare/linearisierte Systeme oder nichtlineare Systeme. Für unsere Studie haben wir uns drei verschiedene Regler angeschaut, PD-Regler (lineare und nichtlineare Regelung) für nichtlineare Raumfahrzeug-Bewegungsgleichungen (wie in Abschnitt 10 beschrieben), linear-quadratische Regler (LQR) (erfordert lineare/linearisierte Bewegungsgleichungen wie in Abschnitt 9) und SMC (für nichtlineares System und ist theoretisch robust gegenüber Störungen und Modellunsicherheiten wie in Abschnitt 8 beschrieben). Diese drei Regler haben ihre eigenen Eigenschaften mit Vor- und Nachteilen, die in den folgenden Abschnitten detailliert beschrieben werden.

Leistungsmerkmale dieser Regler sind ihre Stabilität (global oder lokal), Konvergenz in endlicher Zeit und Robustheit gegenüber externen / internen Störungen, Unsicherheiten in der Systemmodellierung, große oder kleine Schwenkbewegungen und Anfangsbedingungen. Eine weitere Leistung ist ihre Anpassungsfähigkeit an sich in Echtzeit verändernde Bedingungen, in denen das System arbeitet. Für IRASSI ist eine Adaptivität aufgrund von Zeitbeschränkungen nicht möglich. In dieser Untersuchung vergleichen wir lineare und nichtlineare Regler auf der Grundlage dieser Leistungsindizes, die in Tabelle 3 aufgelistet sind, die zeigt, dass nichtlineare Systeme und Regelungen eine globale Kontrolle über lineare / linearisierte Regelungen bereitstellen. Die nichtlineare (NL) Regelung ist für beliebige Ausrichtungs-Zustände des Raumfahrzeugs geeignet, was bei linearen Regelungen generell nicht der Fall ist. Die NL Regelung ist im Gegensatz zu linearen Regelungen auch gegenüber Anfangsbedingungen robust. Schließlich stellt das NL System das tatsächliche System dar, während lineare Systeme nur ein Näherungssystem um einen Arbeitspunkt darstellen, das nicht ausreicht, um das Problem der Regelung der Raumfahrzeugregelung zu lösen, da bei Lagrange-Punkt 2 kein menschliches Eingreifen möglich ist (Betriebsort- und umgebung der IRASSI-Sonde). Daher ist die Arbeit in [6] unzureichend, wenn die Bewegungsgleichungen des Raumfahrzeugs einschließlich der Gravitationsgradienten-Drehmomentgleichung linearisiert werden. Darüber hinaus ist der in [6] verwendete additive Quaternionenfehler logisch falsch, da er nicht die Einheitsnormbeschränkung der Einheitsquaternion erfüllt (siehe Abschnitt 6 für weitere Details dazu). Die simulierten Ergebnisse in [6] zeigen einige zufriedenstellende Ergebnisse, da das System linearisiert ist und lineare Regelungen verwendet werden, wo diese Ergebnisse nur in enger Nachbarschaft um einen Gleichgewichtspunkt gültig sind. Daher sind in unseren Untersuchungen Regelungen für NL rotatorische Bewegungsgleichungen der Bewegung vorgesehen, die eine globale Stabilität des Systems im geschlossenen Regelkreis bereitstellen, während gleichzeitig eine strenge Genauigkeitsanforderung bezüglich der Ausrichtung erreicht wird, die an IRASSIs ACS gestellt wird.

Tabelle 3: Vergleich von nichtlinearen und linearen Steuerungssystemen.

Nichtlineares (NL) System und nichtlineare Regelung	Lineares/linearisiertes System und lineare Regelung
<ol style="list-style-type: none"> 1. Das NL Modell liefert eine globale Lageregelung (GAC), d.h., die Manöver mit großen Winkeln und Winkelgeschwindigkeiten handhabt. 2. Geeignet für beliebige Änderungen der Raumfahrzeug-Ausrichtung. 3. Bietet globale asymptotische Stabilität im geschlossenen Regelkreis. 4. Robust gegenüber Anfangsbedingungen. 5. Stellt das tatsächliche System dar. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Lineares/linearisiertes Modell ergibt lokale Lagesteuerung (LAC), d.h. die LAC behandelt relativ kleine Lage- und Winkelgeschwindigkeitsänderungen, wenn sie sich nahe der Nachbarschaft des Gleichgewichtspunkts entwickeln. 2. Die LAC ist geeignet bei kleinen Störungen. 3. Bietet lokale asymptotische Stabilität im geschlossenen Regelkreis. 4. Nicht robust gegenüber Anfangsbedingungen. 5. Stellt kein tatsächliches System dar.

5. KOORDINATENSYSTEME FÜR DIE LAGEREGELUNG

Für die Lageregelung (genauso wie bei der Lagebestimmung von IRASSI-Satelliten [3], [2] and [4]) der IRASSI-Satelliten werden zum einen das geozentrische Himmelsäquatorsystem (Earth-Centered Inertial frame, ECI) und zum anderen ein im Satelliten befindliches körperfestes Bezugssystem benötigt.

Das ECI ist ein Inertialsystem mit seinem Ursprung im Massenmittelpunkt (com) der Erde, mit den Koordinatenachse z_I in Richtung des Nordpols und x_I in Richtung des Frühlingspunktes, sowie der Achse y_I , welche das rechtshändige Koordinatensystem komplettiert.

Das im IRASSI-Satellitenkörper befindliche körperfeste System hat seinen Ursprung in Massenmittelpunkt, wie in Abbildung 1b dargestellt. X_{sc} zeigt aus der Mittelachse des Teleskops in Richtung des himmlischen Ziels, Z_{sc} zeigt normal zu dem Sonnenschild nach unten und Y_{sc} komplettiert das rechtshändige Koordinatensystem.

6. ROTATORISCHE BEWEGUNGSGLEICHUNGEN DES RAUMFAHRZEUGS

Die Arbeiten in diesem Abschnitt werden im Rahmen des AP 5.1 durchgeführt. Rotationsgleichungen der Bewegung eines starren Raumfahrzeugs, die mit Quaternionen beschrieben sind, umfassen seine Dynamik und kinematischen Gleichungen, wie in Eq. 2 und Eq. 1, wo

$$\Omega(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\Xi(q) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{bmatrix} \text{ and } \omega \times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

ist die schiefsymmetrische Kreuzproduktmatrix. Gleichung 3 beschreibt die Einheitsnormbedingung der Einheitsquaternion, die immer beibehalten werden sollte [5]. Die Gleichungen 4 und 5 beschreiben den multiplikativen Quaternionen- und additiven Winkelgeschwindigkeitsfehler, die für die Entwicklung der Lageregelung erforderlich sind, wie in späteren Abschnitten gezeigt, wo ω_d und q_d die gewünschte Winkelgeschwindigkeit bzw. gewünschte Quaternion sind.

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega(\omega)q = \frac{1}{2} \Xi(q)\omega \quad (1)$$

$$\dot{\omega} = J^{-1}(-[\omega \times]J\omega + u + u_d) \quad (2)$$

$$\|q\|^2 = 1 \quad (3)$$

$$q_e = q \otimes q_d^{-1} \quad (4)$$

$$\omega_e = \omega - \omega_d \quad (5)$$

Das externe Störungsmoment, das für die Lageregelung berücksichtigt wird, umfasst drei Störmomente, die auf das Raumfahrzeug einwirken, nämlich das Schwerkraft-Gradienten-Drehmoment (GG), das Sonnenstrahlungsdruck (SRP) -Drehmoment und ein drittes konstantes Drehmoment für unvorhergesehene Störungen (siehe Abschnitt 7). Referenz [6] modifiziert die Standard-Raumfahrzeug-Kinematikgleichung Gl. 1, um eine kleine konstante Orbitalgeschwindigkeit des IRASSI-Raumfahrzeugs einzuschließen $n_0 = \sqrt{\frac{\mu_1 + \mu_2}{r_0}}$, aber nicht die dynamische Standard-Raumfahrzeug Gl. 2 für das gleiche. Daher ist die in [6] durchgeführte Regelungsanalyse inkonsistent. Für unsere Arbeit verwenden wir kinematische und dynamische Standard-Raumfahrzeug-Gleichungen zur Berechnung von Steuermomenten u , da der numerische Wert von n_0 in der Größenordnung von 10^{-10} , was ≈ 0 ist, liegt. Daher ist unsere in diesem Dokument vorgestellte Regelungsanalyse konsistent und korrekt. In der Formel für n_0 ist r_0 die Position des Schwerpunkts des Raumfahrzeugs relativ zum Sonnenschwerpunkt Sonne / Mond (siehe Abbildung 8), und μ_1 und μ_2 sind die Gravitationskonstanten der beiden Primärfarben (siehe Abschnitt 7 und [7]). Und obwohl die endgültige kinematische Gleichung in [6] korrekt ist, gibt es einen signifikanten Fehler in seiner Ableitung, wo die "Anwendung des

Transporttheorems" in Gl. 3.74 falsch ist, da das Minuszeichen auf beiden Seiten der Gleichung fehlt. Da sich die einjährige Kurzstudie auf die möglichen Algorithmen zur Lageregelung konzentriert, mit denen die hohe Ausrichtungsgenauigkeit von IRASSI erreicht werden kann, konzentrieren sich unsere Arbeiten wegen Zeitbeschränkungen auf die Regelalgorithmen und nicht auf die Umlaufbewegung von IRASSI-Satelliten.

Die Rotationsparameter, die für Rotationsgleichungen der Raumfahrzeuge in der Bewegungsbeschreibung verwendet werden, sind aufgrund ihrer offensichtlichen Vorteile wie folgt (siehe [5] und [8] für eine detaillierte Beschreibung der Quaternionen und ihrer Algebra).

Vorteile:

- I. Sie bieten eine kompakte Lagedarstellung (mit nur 1 redundanten Parameter), die Singularitäten für Rotationen zwischen 0° und 360° vermeidet.
- II. Rotationskinematiken in Bezug auf Quaternionen sind bilinear,
- III. Die algebraische Lagematrix vermeidet bei Verwendung von Quaternionen transzendente Funktionen und
- IV. Sie erfordern einfache aufeinanderfolgende Drehoperationen analog zu aufeinanderfolgenden Matrixdrehungen.

Aber mit all diesen Vorteilen kommen zwei Nachteile, die wie folgt sind.

Nachteile:

- I. Aufrechterhaltung der Quaternion-Einheitsnorm-Einschränkung: Erstens sollte die Fehlerquaternion nicht als additiver Fehler berechnet werden, da dies zur Verletzung der Einheitsnorm-Bedingung führt.
- II. *Unwinding* Problem bei der Entwicklung von Regelungen mit Quaternionen: Zweitens besitzen Einheits-Quaternionen inhärent eine Mehrdeutigkeit des Vorzeichens, weil sie den speziellen orthogonalen $SO(3)$ -Raum doppelt abdeckt. Bei kontinuierlicher Regelung führt diese Eigenschaft zusammen mit der Existenz eines zusätzlichen instabilen Gleichgewichts (in Abbildung 6 [9] gezeigt) zum Unwinding Phänomen (Abbildung 7 [9]). Dies führt dazu, dass das Raumfahrzeug eine längere nicht-geodätische anstelle einer kürzeren geodätischen Rotation durchführt. Dieses Problem wird gelöst, indem das Vorzeichen mit der Signum-Funktion (q_{e4}) in der Regelung entsprechend verwendet wird, welches das Vorzeichen der skalaren Quaternionkomponente berücksichtigt, wobei für eine Skalarzahl x gilt

$$\text{sign}(x) = \begin{cases} -1, & \text{if } x < 0 \\ 0, & \text{if } x = 0 \\ 1, & \text{if } x > 0 \end{cases} \quad (6)$$

Tabelle 6: Stabile und instabile Gleichgewichtszustände entsprechend dem kontinuierlichen Regelgesetz unter Verwendung der Rotationsmatrix und der Einheitsquaternion. Entnommen aus [6].

Representations	Stable Equilibrium	Unstable Equilibria
Rotation Matrix $SO(3) \times \mathbb{R}^3$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}$
Unit quaternion $\mathcal{S}^3 \times \mathbb{R}^3$	$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -1 \end{bmatrix}$

Da q und $-q$ auf der entgegengesetzten Hemisphäre von S^3 sind, begrenzen wir q auf die Hemisphäre mit $q_4 \geq 0$, in der θ auf $[-\pi, \pi]$ beschränkt ist, was wiederum zu einem diskontinuierlichen Kontrollgesetz führt. Daher verhindert dies auch die globale asymptotische Stabilität (GAS) im Sinne von Ljapunow, was zu einer gelockerten "nahezu" GAS führt, wobei die asymptotische Stabilität über eine "offene" und dichte Menge in $SO(3)$ definiert ist. Dies bedeutet, dass diese Regelalgorithmen eine lokale asymptotische Stabilität im Sinne von Ljapunow bieten, wie in Abschnitt 11 gezeigt.

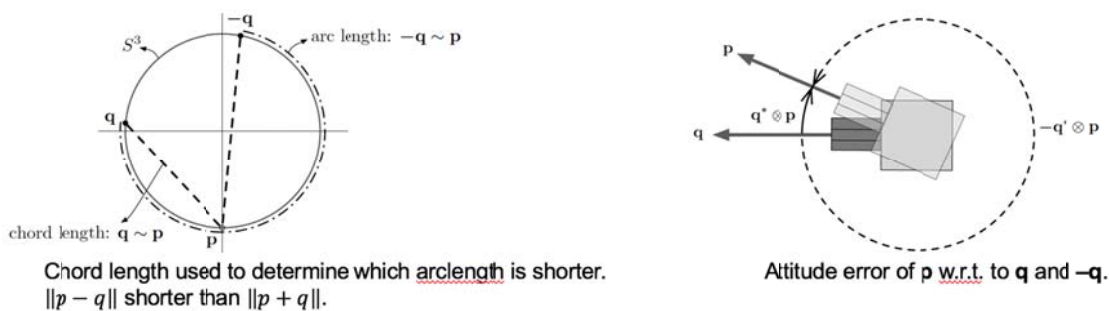


Abbildung 7: Darstellung des Unwinding Phänomens. Abbildung extrahiert aus [6].

7. EXTERNE STÖRUNGEN DES IRASSI-RAUMFAHRZEUGS

Die Arbeiten in diesem Abschnitt werden im AP 5.1 ausgeführt. Das gesamte äußere Störmoment in Gl. (2) der Raumfahrzeugdynamik- Euler-Gleichung umfasst zwei externe Störmomente, die auf das IRASSI-Raumfahrzeug einwirken, nämlich das Gravitationsgradienten-Moment u_{gg} und ein konstantes externes Moment u_{const} , das eine Kombination aus Sonnenstrahlungsdruck (SRP) sowie anderen unvorhergesehenen Störungen auf das Raumfahrzeug.

$$u_d = u_{gg}^b + u_{const} \quad (7)$$

7.1. Gravitationsgradienten-Moment

Das Gravitationsgradientendrehmoment, das von den zwei Primärsystemen Sonne und Erde/Mond-System ausgeübt wird, wirkt auf das IRASSI-Raumfahrzeug, das Sonne-Erde / Mond im Lagrangepunkt 2 umkreist, und wird als ein eingeschränktes Dreikörperproblem gelöst wie in [7] mit Gl. 8 gelöst, wie in Abbildung 8 gezeigt,

$$u_{gg}^o = -3 \left(\frac{\mu_1}{r_1^3} + \frac{\mu_2}{r_2^3} \right) \hat{\mathbf{R}} \times \mathbf{J}\hat{\mathbf{R}}. \quad (8)$$

Hierin sind $\mu_1 = GM_1, \mu_2 = GM_2$ sind die Gravitationsparameter der beiden Primärkörper, d.h. Sonne und Erde/Mond-System, r_1 und r_2 sind die Positionen dieser Primärkörper vom Massenmittelpunkt des umkreisenden Raumfahrzeugs, \mathbf{J} ist der Trägheitstensor des Raumfahrzeugs, \mathbf{R} ist der Abstand zwischen dem Baryzentrum der Sonne und des Erde/Mond-Systems und des Massenmittelpunkts des Raumfahrzeugs. Da das Raumfahrzeug am Lagrange-Punkt 2 fixiert ist, wird es das Baryzentrum dieses Systems in einer kreisförmigen Umlaufbahn umkreisen, wobei sich die Primärkörper mit einer konstanten Winkelgeschwindigkeit bewegen [7]. Die Transformation von u_{gg}^o vom orbitalen Koordinatensystem zum raumfahrzeugfesten Koordinatensystem unter Verwendung der Matrix A (q) aus [5] ist durch Gl. 12 gegeben. Diese Transformation wird wie folgt erläutert.

Man betrachte eine allgemeine Lagetransformationsmatrix vom orbitalen Koordinatensystem zum körperfesten Koordinatensystem

$$\vec{B} = A^{B/O} \vec{\mathcal{L}} \quad (9)$$

wo $\vec{B} = [\hat{B}_1 \hat{B}_2 \hat{B}_3]$ der körperfeste Vektor und $\vec{\mathcal{L}} = [\hat{\mathcal{L}}_1 \hat{\mathcal{L}}_2 \hat{\mathcal{L}}_3]$ der orbitale Vektor ist. Außerdem gilt

$$A^{B/\mathcal{L}} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \quad (10)$$

Die Komponenten von \mathbf{R} sind die Komponenten von $\hat{\mathcal{L}}_3 = A_{13}\hat{B}_1 + A_{23}\hat{B}_2 + A_{33}\hat{B}_3$. Zusätzlich gilt

$$\hat{\mathbf{R}} \times \mathbf{J}\hat{\mathbf{R}} = A_{23}A_{33}(J_3 - J_2) - A_{23}A_{33}(J_3 - J_2) + A_{23}A_{33}(J_3 - J_2) \quad (11)$$

Komponenten von $A^{B/O}$ entsprechend der Matrix $A(q)$ aus [5] werden substituiert, um die Endgleichung zu erhalten:

$$u_{gg}^b = -3 \left(\frac{\mu_1}{r_1^3} + \frac{\mu_2}{r_2^3} \right) \begin{bmatrix} 0 & -1 + 2(q_1^2 + q_2^2) & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) & 0 & -2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ -2(q_2q_3 + q_1q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) & 0 \end{bmatrix} \mathbf{J} \begin{bmatrix} 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (12)$$

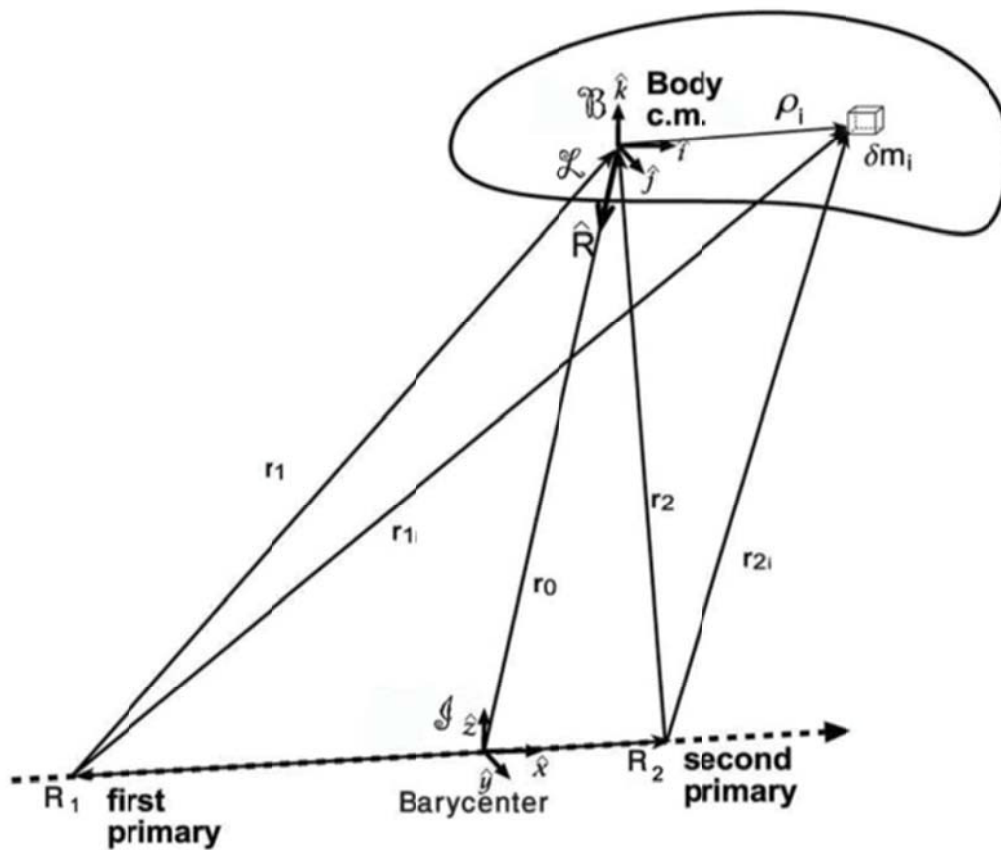


Abbildung 8 Gravitationsgradienten-Moment für starre Raumfahrzeuge im beschränkten Dreikörperproblem. Entnommen aus [7].

7.2. Konstantes externes Moment

Ein anderes externes Störmoment, das bei diesem Problem berücksichtigt wird, ist ein konstantes Moment $u_{\text{const}} = u_{\text{SRP}} + u_c$. Dies ist eine Summe des auf das Raumfahrzeug einwirkenden SRP-Moments und anderer unvorhergesehener zusätzlicher Störungen. Die

Kraft aufgrund von SRP ist abhängig von der Entfernung zur Strahlungsquelle und den Eigenschaften und der Geometrie der freiliegenden Oberfläche, wie in Gl. 13 [10], unter der Annahme, dass die einfallende Strahlung senkrecht zur Raumfahrzeugoberfläche ist.

$$F_{SRP} = -\frac{P_e}{c}(1 + Y)A\left(\frac{1 AU}{r_1(AU)}\right)^2 \hat{r}_1 \quad (13)$$

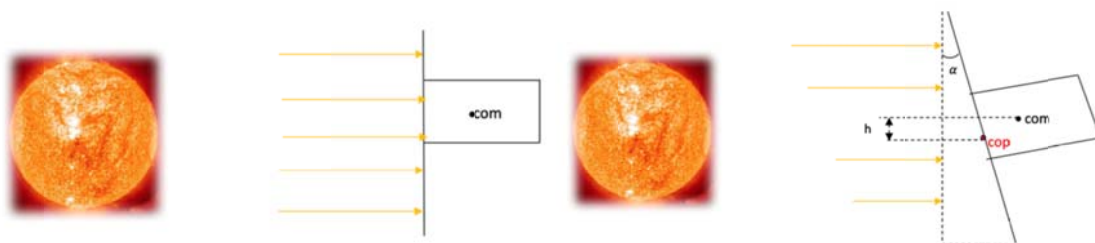
Hier ist P_e der Sonnenstrahlungsdruck bei einer durchschnittlichen Erdentfernung von der Sonne, d.h. 1 AU, $c = 3 \times 10^8$ m/s ist die Lichtgeschwindigkeit im Vakuum, Y ist der Reflektivitätskoeffizient und A ist die Raumfahrzeugquerschnittsfläche, die der anfallenden Strahlung ausgesetzt ist. Die beiden Fälle für SRP-Momentberechnungen werden berücksichtigt.

1. Sonnenstrahlung senkrecht zur sonnenexponierten Raumfahrzeugoberfläche: Wenn die Oberflächeneigenschaften und die projizierte Fläche asymmetrisch sind (Abbildung 9a), wird ein messbares Moment um das Raumfahrzeug erzeugt. Im Fall von IRASSI-Raumfahrzeugen ist sein Sonnenschutzschild symmetrisch zu seinem Massenmittelpunkt und hat symmetrische Oberflächeneigenschaften, die die Erzeugung von SRP-Momenten ausschließen.

2. Sonnenstrahlung nicht senkrecht zur sonnenexponierten Raumfahrzeugoberfläche: In diesem Fall ist die bestrahlte Oberfläche zu den einfallenden Strahlen um einen Winkel α geneigt, der zu einer physikalischen Verschiebung des Massenmittelpunkts (com) um ein Maß h vom Druckmittelpunkt führt (Druckmittelpunkt (cop)), wie in Abbildung 9b gezeigt. Das resultierende Moment ist in diesem Fall

$$u_{SRP} = F_{SRP} \times h \quad (14)$$

IRASSIs Sonnenschutzradius ist 3.1m, $\alpha = 20^\circ$ ist sein ungünstigster Neigungswinkel für die einfallende Sonnenstrahlung, $Y = 0.77$ (genommen von James Webb Space Telescope) und $h = 1.35 \tan(\alpha)$, was ein Störmoment von $u_{SRP} = 1.18 \times 10^{-4}$ N-m ergibt. Wir betrachten ein höheres GesamtMoment als das SRP-Moment, d.h. $u_{const} = 1.18 \times 10^{-3}$ N-m. Weitere Informationen zum SRP finden Sie in [8].



(a) Solar Radiation Pressure perpendicular to the Spacecraft surface.

(b) Solar Radiation Pressure not perpendicular to the Spacecraft surface.

Abbildung 9: Fälle von Sonnenstrahlungsdruck.

8. SLIDING MODE REGELUNG (SMC)

Die Arbeiten in diesem Abschnitt werden im AP 5.1 ausgeführt.

8.1. Methodologie

SMC [9], [5] ist eine Regelungsmethode, die die Systemtrajektorie zu der geeignet gewählten Schalt-/Gleitfläche (sliding surface) regelt (siehe Abbildung 10) und danach die Bewegung auf der Schaltfläche aufrechterhält, wodurch die Hauptmerkmale des Gleitzustands ausgenutzt werden: seine Unempfindlichkeit gegenüber externen und interne Störungen, die durch die Steuerung, die letztendliche Genauigkeit, die Robustheit gegenüber Modellunsicherheiten und die endliche Konvergenz der Gleitvariablen auf Null ausgeglichen werden. Es handelt sich um eine zweiteilige Regelung, bei der der erste Teil darin besteht, eine Gleitfläche so auszulegen, dass die Gleitbewegung die Entwurfsspezifikationen erfüllt. Der zweite Teil befasst sich mit der Auswahl eines Regelgesetzes. Es ist auch eine Zweiphasenregelung, wie in Abbildung 10 gezeigt, wo in der ersten Phase, die als "reaching phase" bezeichnet wird, die Systemtrajektorie gezwungen wird, sich von einem Anfangszustand zu der ausgewählten Gleitfläche zu bewegen. Und die zweite Phase wird die "Gleitphase" (sliding phase with chattering) genannt, in der SMC, sobald die Gleitfläche erreicht ist, die Zustände in der nahen Nachbarschaft der Gleitfläche für die gesamte zukünftige Zeit für "echte SMC" und auf der Oberfläche für "ideale SMC" hält "[12]. Das Regelgesetz für eine Zustandsrückführung kann basierend auf der aktuellen Position in dem Zustandsraum von einer kontinuierlichen Struktur zu einer anderen wechseln. Daher wird SMC als Regelverfahren mit variabler Struktur bezeichnet. Es zeigt jedoch ein Ratter-Phänomen (chattering) aufgrund von parasitärer Dynamik und Schaltzeitverzögerung [12], die als Schwingungen um den verschiebbaren Verteiler wahrgenommen werden, die höhere Frequenzen eines Raumfahrzeugs anregen und möglicherweise Schäden an den Aktoren verursachen können. Eine Minderung dieses Problems geschieht durch Glättung des Steuereingangs über das variable Dickengrenzschichtverfahren, das die Sättigungsfunktion in Abhängigkeit von dem Gleitverteiler und seiner Grenzschichtdicke berechnet. SMC ist bisher auch der "beste Regler" in der modernen Regelungstheorie, aufgrund seiner Eigenschaft theoretisch perfekte Genauigkeit zu erreichen, wo die Zustandstrajektorien in der "Gleitphase" auf der Gleitfläche verbleiben.

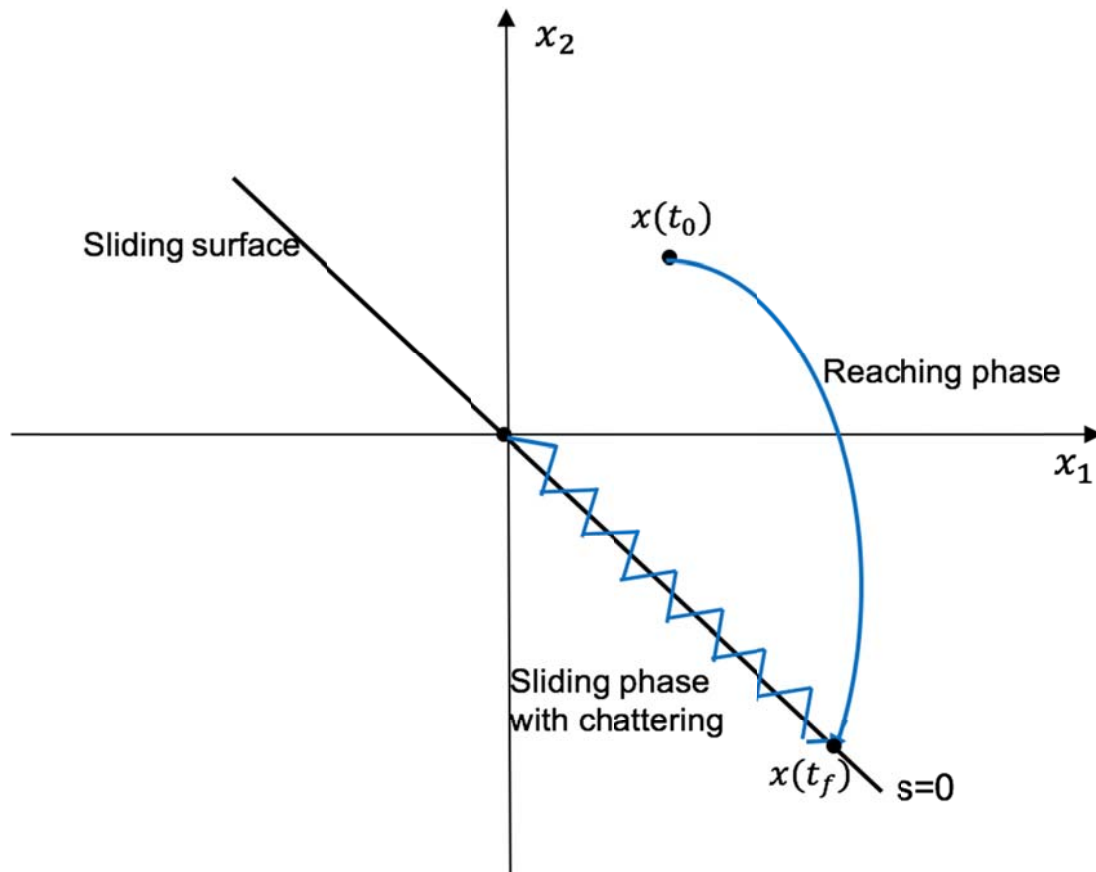


Abbildung 10: Sliding Mode Control zeigt die Gleitfläche, Chattering und zwei Phasen, nämlich das Erreichen und die Gleitphase.

Für klassische SMC erster Ordnung ist die gewählte Gleitfläche $\sigma = \omega_e + \Lambda \text{sign}(q_{e4})q_{e1:3}$, wo Λ die Gleitflächenneigung ist und $\text{sign}(q_{e4})$ verwendet wird, um das *unwinding phenomenon* zu beseitigen, ω_e und $q_{e1:3}$ sind die Winkelgeschwindigkeitsfehler- und Quaternionfehlervektoren, wie in Gl. 4 und Gl. 5. Es ist zu beachten, dass die erste Ableitung von σ auf das Steuersignal u in $\dot{\sigma}$ führt. Mit Gl. 1 und Gl. 2 als System, Gl. 12 als Gravitationsgradienten-Moment und $u_{\text{const}} = 1.18 \cdot 10^{-3} \text{Nm}$ als die Kombination von SRP und konstantem externen Moment ist das Regelgesetz für dieses System gegeben als [5]

$$u_{SMC} = J(-\Lambda \dot{q}_{e1:3} + \dot{\omega}_d) + [\omega \times]J\omega - JG \text{sat}(\sigma_i, \varepsilon_i) \quad (15)$$

wobei $i = 1,2,3$, $\text{sat}(\sigma_i, \varepsilon_i)$ die begrenzte Funktion mit den Argumenten Gleitfläche σ und ε ist, ε die Gleitflächengrenzschicht ist und G eine positive Größe ist. Weitere Informationen befinden sich in [11] und [5]. Es gibt verschiedene Möglichkeiten, SMC herzuleiten. Die Referenz [13] zeigt, dass sie analytisch als ein Optimalsteuerungsproblem formuliert werden kann und die oben verwendete Gleitfläche zu einer optimalen Leistung führt. Weitere Informationen befinden sich in der Referenz.

$$\text{sat}(\sigma_i, \varepsilon_i) = \begin{cases} -1, & \text{if } \sigma_i < -\varepsilon_i \\ \frac{|\sigma_i|}{\varepsilon_i}, & \text{if } \sigma_i \leq \varepsilon_i \\ 1, & \text{if } \sigma_i > \varepsilon_i \end{cases} \quad (16)$$

8.2. Simulationsergebnisse

In diesem Abschnitt werden die Simulationsergebnisse von SMC für Tracking-Manöver (Ruhe-zu-Ruhe) mit großem und kleinem Winkel dargestellt. Die Trägheitsmomentmatrix für ein IRASSI-Raumfahrzeug ist ihr Hauptträgheitsmoment

$$J = \begin{bmatrix} 2059.5 & 0 & 0 \\ 0 & 5954.2 & 0 \\ 0 & 0 & 5974.3 \end{bmatrix} \text{ kg} - \text{m}^2.$$

Von allen Reglern wird eine Genauigkeit von ≤ 0.3 arcsec gefordert. Die zwei Fälle, für die die Ergebnisse gezeigt werden, sind:

- Großes Winkelmanöver: $\theta_0 = [14 \ 14 \ 14]^\circ$ and $\theta_d = [30 \ -20 \ 1]^\circ$.
- Kleines Winkelmanöver: $\theta_0 = [14 \ 14 \ 14]^\circ$ and $\theta_d = [13 \ 13 \ 13]^\circ$.

Die Anfangs- und Endwinkelgeschwindigkeiten sind $\omega_0 = [0, 0, 0]$ und $\omega_d = [0, 0, 0]$, weil es der Regelfall ist, d.h. Ruhe-zu-Ruhe-Manöver. Die Simulationszeit beträgt 500 Sekunden mit 1 Sekunde als Schrittweite der Integration. Diese Anfangsbedingungen sind für die PD-Reglersimulation in Abschnitt 10 und die LQR-Reglersimulation in Abschnitt 9 identisch. Die hohe Genauigkeit (Tabelle 1), die IRASSI für "Lagebestimmungs- und Lageregelungssystem (ADCS, Abbildung 4)" auferlegt ist, bezieht sich auf "Kleinwinkelmanöver", da wenn die wissenschaftlichen Beobachtungen einmal beginnen, d.h. sobald das Raumfahrzeug auf ein wissenschaftliches Ziel ausgerichtet ist, wird es nur geringfügige Abweichungen in der Einstellung des Raumfahrzeugs von diesem wissenschaftlichen Ziel geben. Da jedoch bei vielen anderen teleskopischen und nicht teleskopischen Weltraummissionen "große Winkelmanöver" erforderlich sind und da diese die schwierigsten Manöver aufgrund der Nichtlinearitäten der Systemdynamik, der verwendeten Einstellungsparameter, der Anhäufung von Störungen und der Anhäufung von Schwankungen am schwierigsten auszuführen sind, wird in diesem Dokument auch die Eignung von Regelsalgorithmen analysiert, um auch für diese Manöver eine Genauigkeit von mehreren Subarcsec zu erreichen. Dies ist die Zusatzarbeit, die im IRASSI 2 Phase 1-Projekt geleistet wurde.

Die Tuning-Parameter in SMC sind G , $\Lambda = 1$ und ε_i mit $i=1,2,3$. Diese Parameter sind durch Versuch und Irrtum bestimmt worden. Man kann sie mit einem adaptiven Algorithmus abstimmen, aber dies war aufgrund begrenzter Zeit nicht möglich. Abbildung 11 - Abbildung 13 und Abbildung 14 - Abbildung 16 zeigen die Ergebnisse für Manöver mit großen Lagewinkeln 1 bzw. 2, bei denen die Tuning-Parameter G und ε_i in beiden Fällen unterschiedlich sind. Im Fall 1 sind die berechneten maximalen Steuermomente sehr hoch, d.h. nahezu $[40, 320, 210]$ Nm in drei Achsen des Raumflugkörpers, wie in 12b gezeigt, was darauf zurückzuführen ist, dass die Quaternionfehler für diesen Fall $[0,05, 0,02, 0,02]$

Bogensekunden in den drei Achsen, wie in 12a gezeigt. Diese Werte sind zu vergleichen mit den maximalen Steuermomenten und Quaternionfehlern im 2ten Fall mit großen Lagewinkeln, wie in Abbildungen 15b und 15a gezeigt, welche $[-21, -48, 32]$ N-m bzw. $[0,1, 0,12, 2,9]$ Bogensekunden in drei Achsen betragen. Die maximalen Steuermomente sind im Fall 1 um eine Größenordnung höher als im Fall 2, was darauf zurückzuführen ist, dass die Ausrichtungsgenauigkeit der Regulierung in diesem Fall ungefähr eine Größenordnung höher ist. Das heißt, je höher die Genauigkeit sein soll, desto höher müssen die Steuereingaben sein, um diese zu erreichen. Daher ist Vorsicht geboten für IRASSI 2 Phase 2, wo die Stellglieder ausgewählt werden müssen, um diese Steuermomente bereitzustellen.

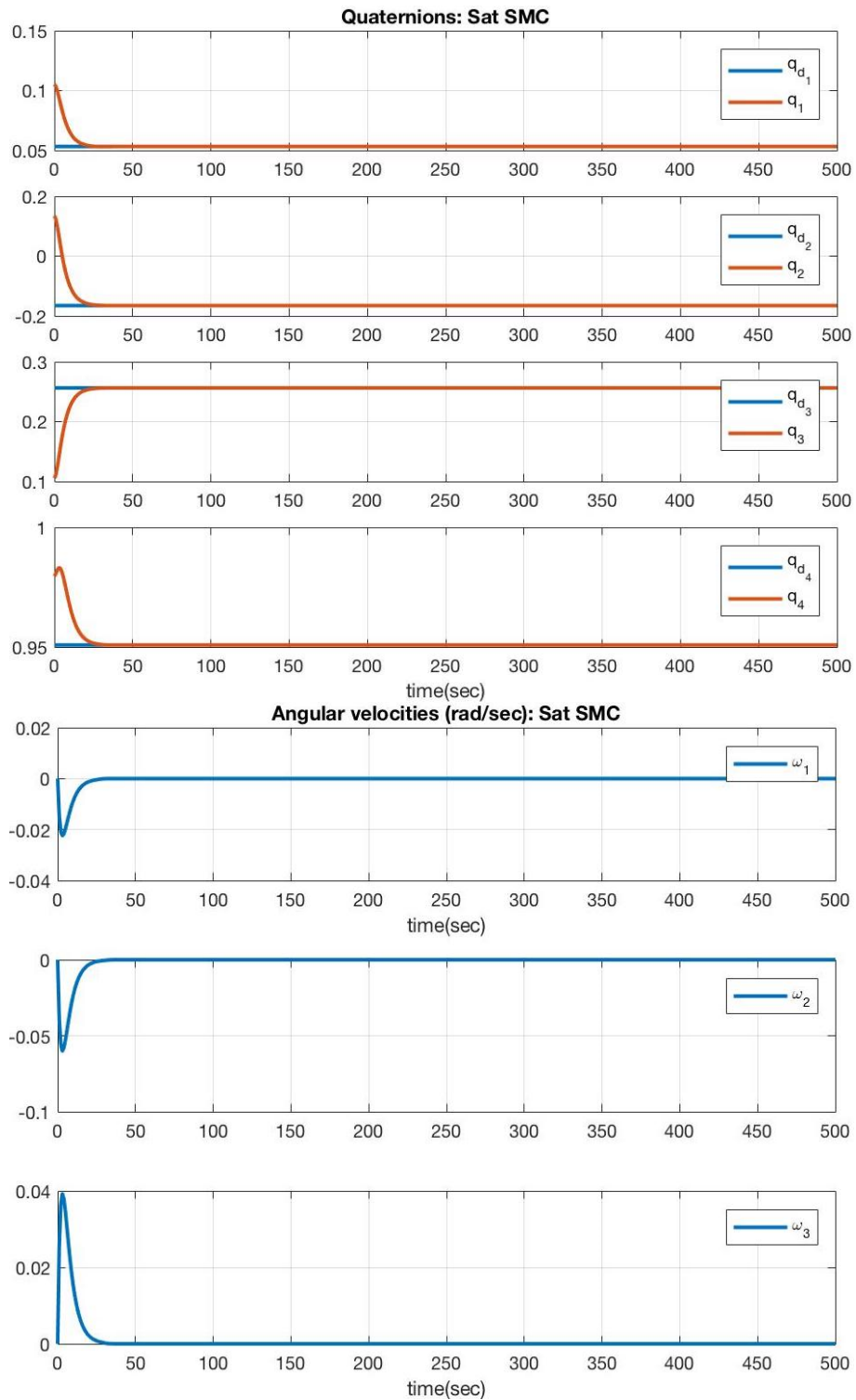


Abbildung 11: Großer Winkelschwenk Fall 1: a. Quaternion Tracking b. Winkelgeschwindigkeits-Tracking.

Die Abbildungen 11a und b zeigen das Quaternion-Tracking und das Winkelgeschwindigkeits-Tracking für den Großwinkel-Manöverfall 1, der sehr genau ist. Analog zeigen die Abbildungen 14a und b für den Großwinkel-Manöverfall 2 ein genaues Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking. Die Abbildungen 13a und 16a zeigen, dass die Gleitfläche auf Null geht, was dem unveränderlichen Gleitzustand von SMC entspricht. Die Phasenebenendarstellungen in Abbildungen 13b und 16b zeigen, dass die

Zustandstrajektorien gemäß der SMC-Theorie auf Null gehen, d.h. auf eine Gleitfläche von Null.

Abbildung 17 - Abbildung 19 zeigen die Ergebnisse für kleine Winkelmanöver, bei denen eine Genauigkeit von $[0,05, 0,02,0,02]$ Bogensekunden bei maximalen Steuermomenten von $[-3, -13, -8]$ Nm in drei Achsen erreicht wird, wie in Abbildung 18a und Abbildung 18b gezeigt. Die Abbildungen 17a und 17b zeigen ein genaues Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking in einem kleinen Winkeländerungsfall. Tabelle 4 listet die erreichten Genauigkeiten und die entsprechenden maximalen Steuermomente auf, die berechnet wurden, um diese Genauigkeiten für die drei simulierten Fälle von SMC zu erreichen. Es zeigt sich, dass höhere Steuermomente benötigt werden, um höhere Genauigkeiten für große Winkelschwenkungen zu erhalten. Aber für kleine Winkeländerungen sind kleine Steuermomente für hohe Ausrichtungsgenauigkeiten erforderlich.

Tabelle 8 vergleicht die ungefähren maximalen Steuermomente, die von allen fünf Reglern, nämlich SMC, LQR, Linear PD, Negative NL PD und Positive NL PD, berechnet wurden, um die Genauigkeit ≤ 0.1 arcsec zu erhalten. Es bestätigt somit den Titel von SMC als den hochgenauen "besten Regler in der modernen Regelungstheorie", weil es die geringsten Steuermomente aufwendet, um die Genauigkeiten ≤ 0.1 arcsec zu erhalten.

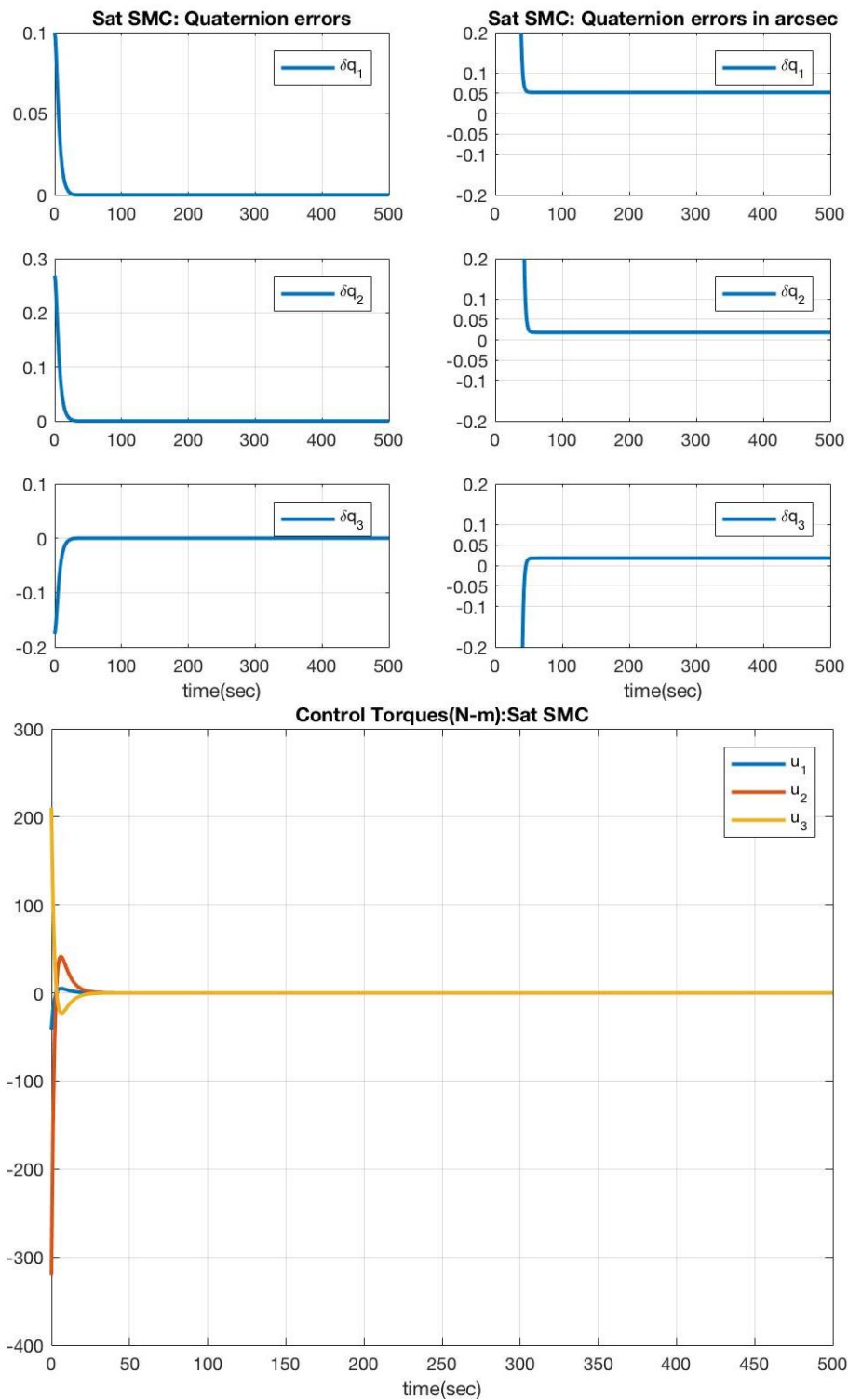


Abbildung 12: Großer Winkelschwenk Fall 1: a. Quaternion-Fehler b. Steuermomente.

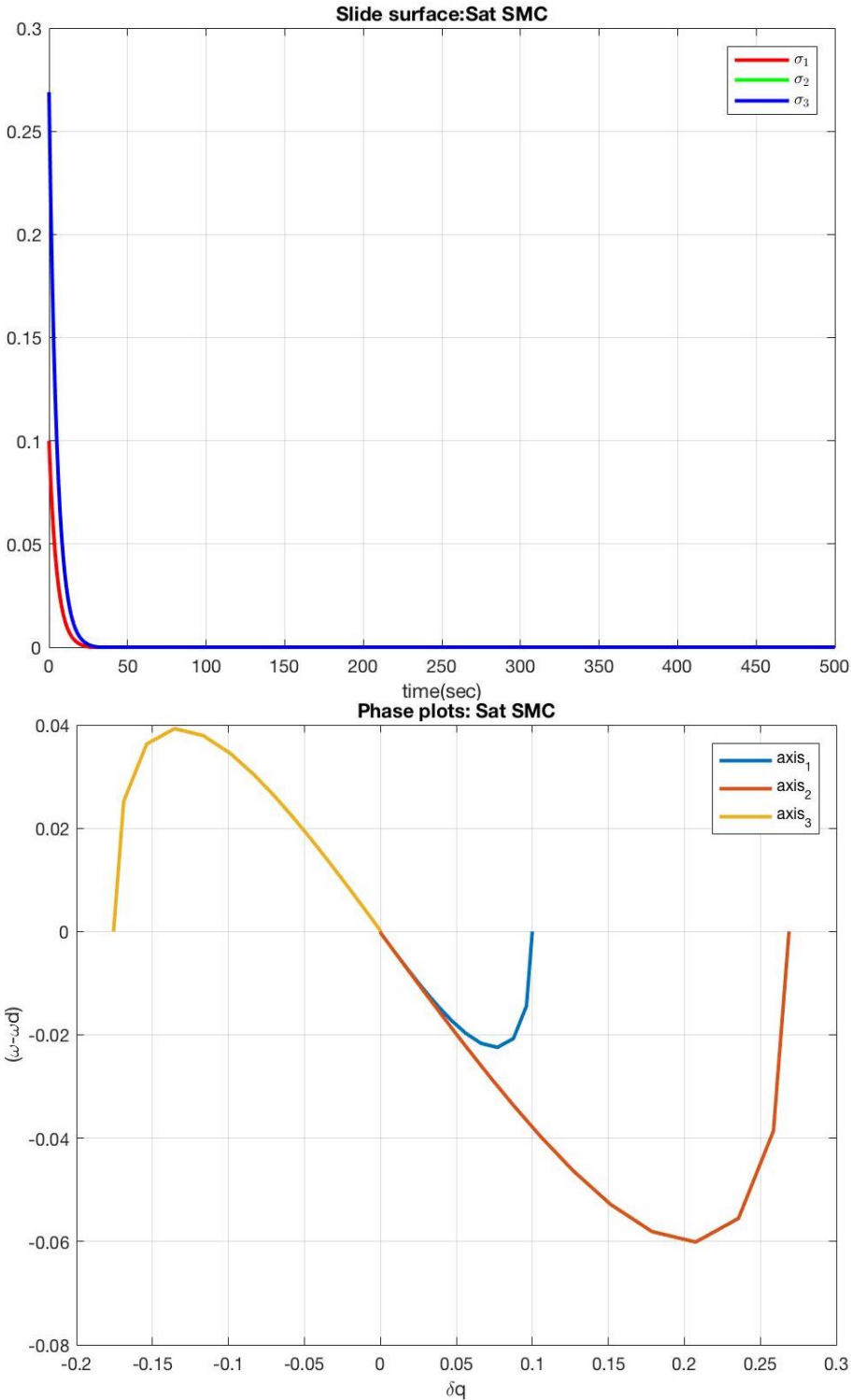


Abbildung 13: Großer Winkelschwenk Fall 1: a. Gleitfläche b. Phase Plots.

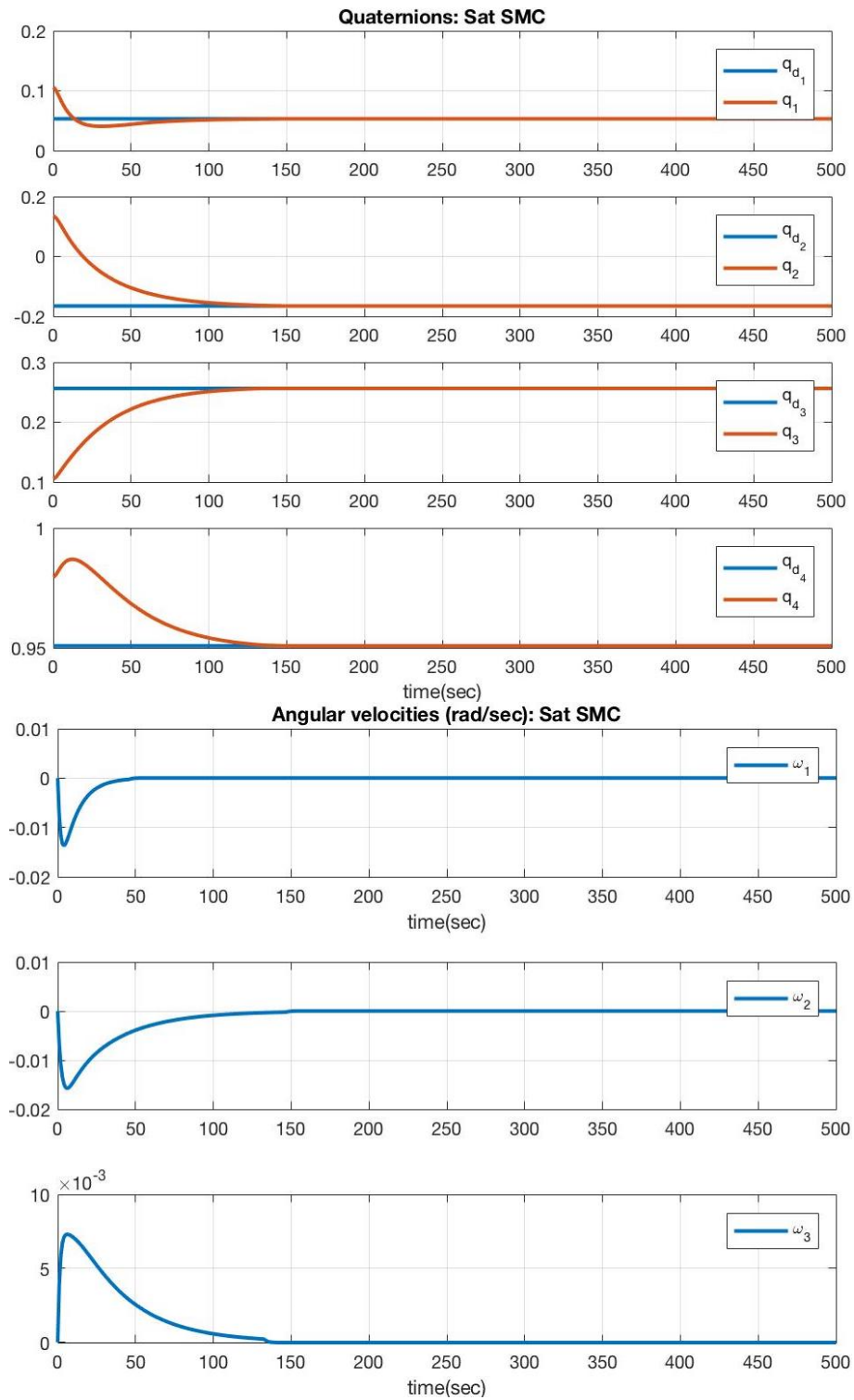


Abbildung 14: Großer Winkelschwenk Fall 2: a. Quaternion-Tracking b. Winkelgeschwindigkeits-Tracking.

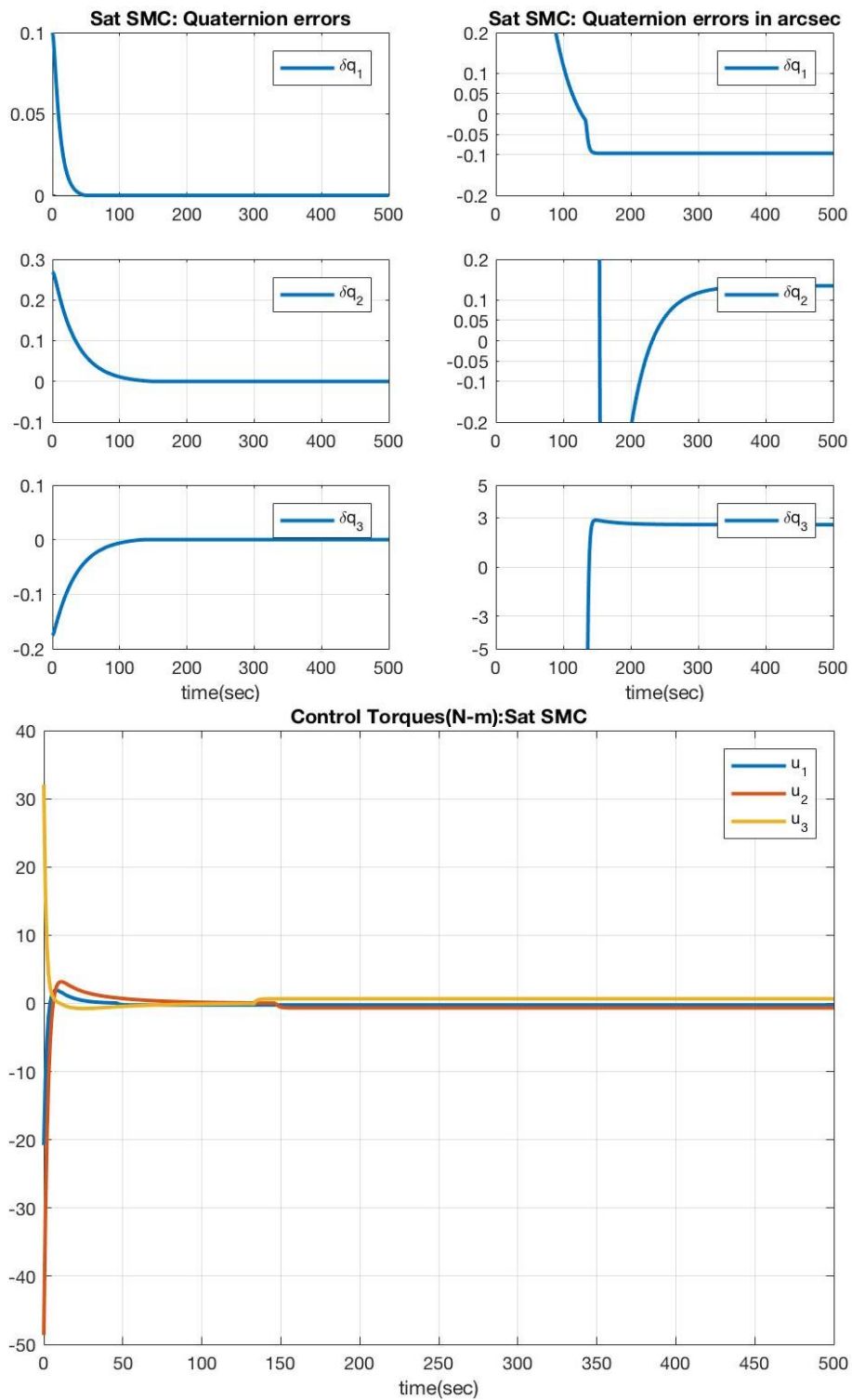


Abbildung 15: Großer Winkelschwenk Fall 2: a. Quaternion-Fehler b. Steuermomente.

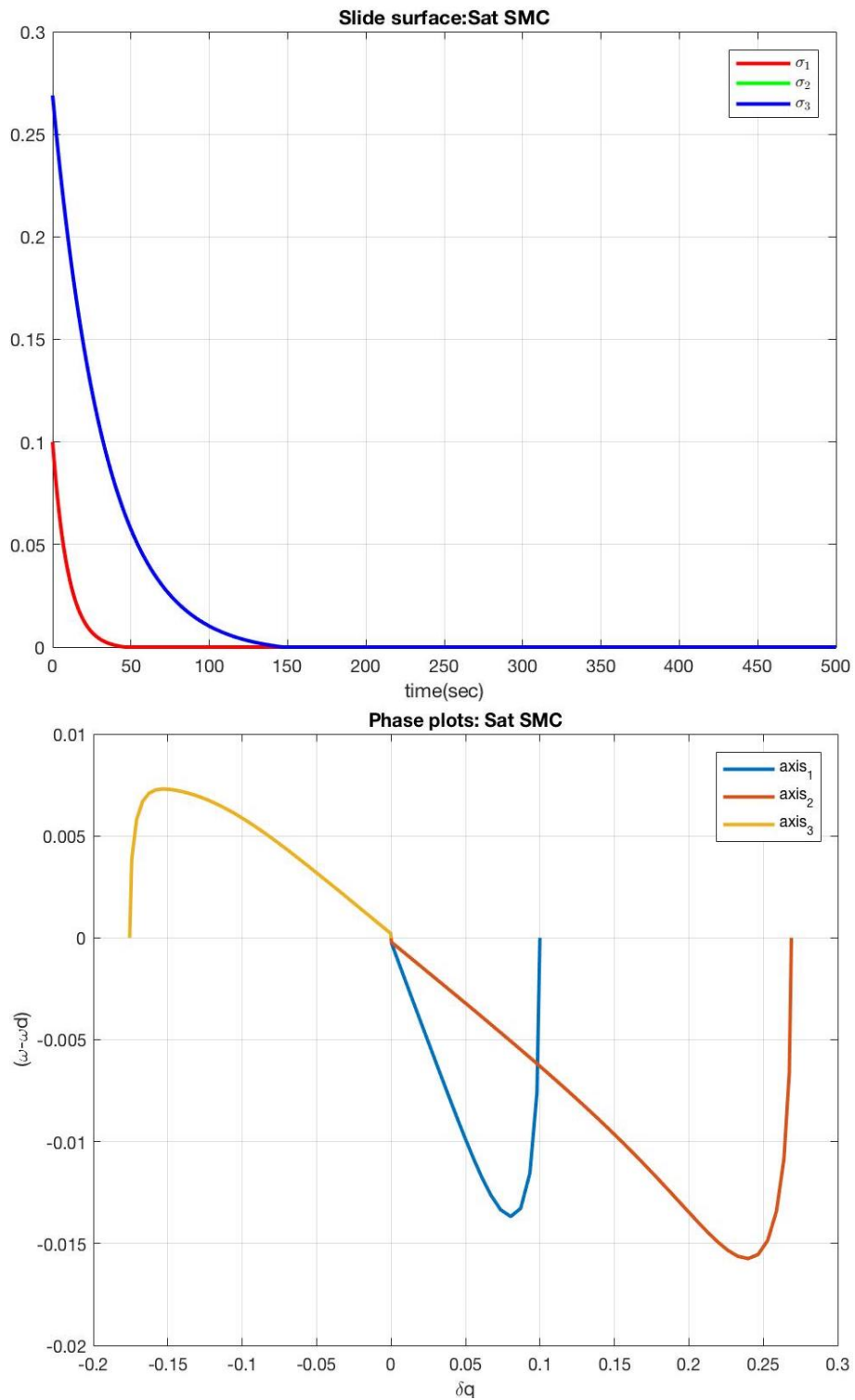


Abbildung 16: Großer Winkelschwenk Fall 2: a. Gleitfläche b. Phase Plots.

Tabelle 4: Genauigkeiten, die von SMC Fällen erreicht werden.

SMC Fall	Genauigkeit (arcsec)	Max. Steuermoment (N-m)
Large angle slew case 1	[0.05, 0.02, 0.02]	[40, 320, 210]
Large angle slew case 2	[0.1, 0.12, 2.9]	[-21, -48, 32]
Small angle slew	[0.05, 0.02, 0.02]	[-3, -13, -8]

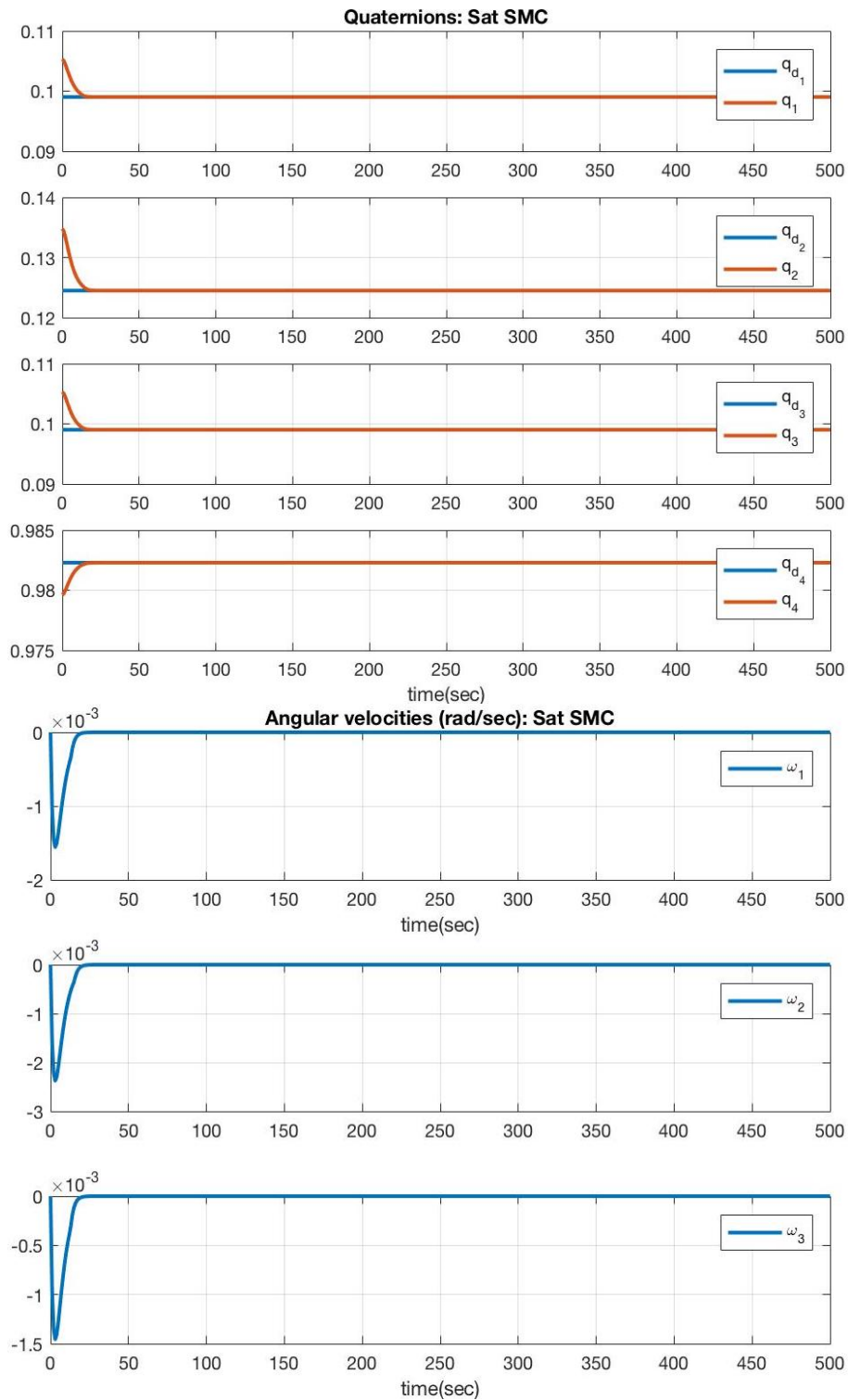


Abbildung 17: Kleiner Winkelschwenk: a. Quaternion-Tracking b. Winkelgeschwindigkeits-Tracking.

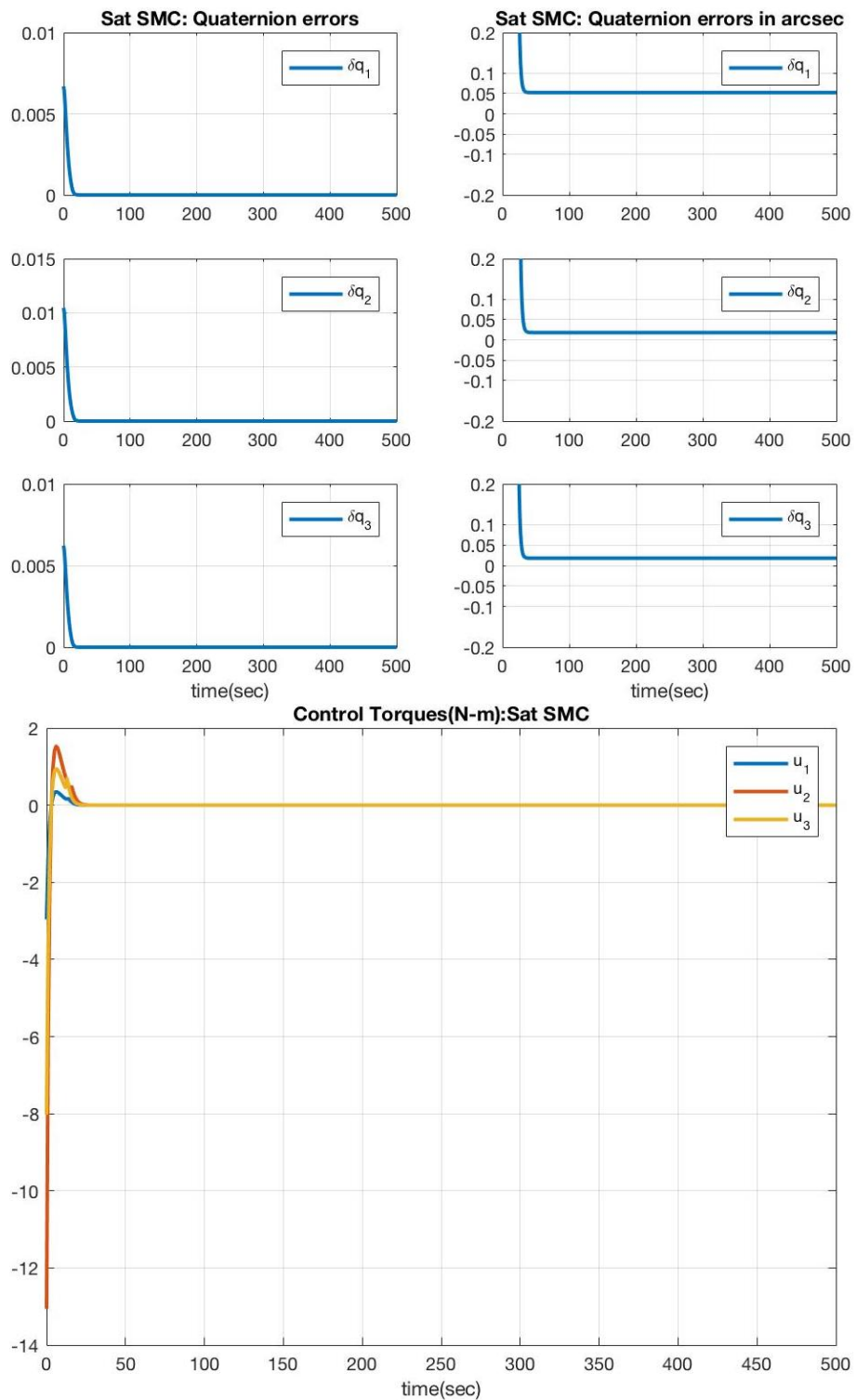


Abbildung 18: Kleiner Winkelschwenk: a. Quaternion-Fehler b. Steuermomente.

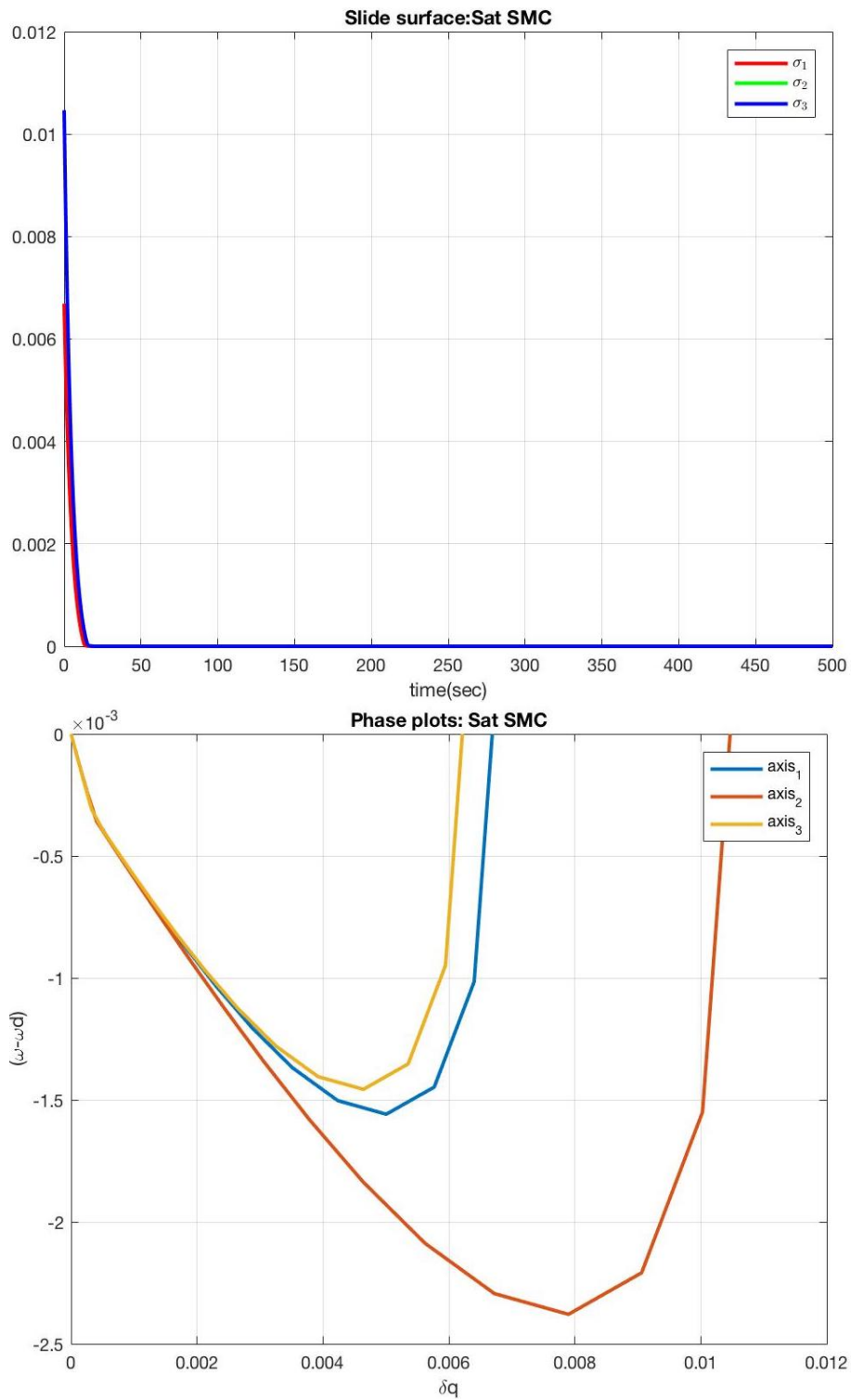


Abbildung 19: Kleiner Winkelschwenk: a. Gleitfläche b. Phase Plots.

9. LINEAR-QUADRATISCHER REGLER

Die Arbeiten in diesem Abschnitt werden im Rahmen des AP 5.1 durchgeführt.

9.1. Methode

Ein linear-quadratischer Regler (LQR) ist ein optimaler Regler, der eine Lösung des Optimalsteuerungsproblems für lineare zeitinvariante Systeme darstellt. Dieses Problem hat eine quadratische Kostenfunktion J mit dem quadratischen Zustand und der quadratischen Stellgröße, wobei Q_1 und R ihre jeweiligen Wichtungsmatrizen sind.

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (x^T Q_1 x + u^T R u) dt \quad (17)$$

mit linearer/linearisierter dynamischer Systemgleichung als

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad (18)$$

wobei A und B konstante Zustands- und Eingangsmatrizen sind und die Anfangsbedingung des Zustands $x(0) = x_0$ ist. Die Annahmen, die getroffen werden, um dieses Optimalsteuerungsproblem zu lösen, sind

- Das Paar (A, B) ist steuerbar, was zu den Wurzeln von Gl. 18 in der linken Halbebene führt,
- Das Paar (A, Q_1) ist beobachtbar, was dazu führt, dass jeder Zustand "zu den Kosten J beiträgt".
- Wichtungsmatrix $Q_1 \geq 0$, d.h. positiv semidefinit, und damit $(x^T Q_1 x)$ positiv definit. Und $Q_1^T = Q_1$, d.h. Q_1 ist eine symmetrische Matrix.
- Wichtungsmatrix $R > 0$, d.h. R ist positiv definit, was dazu führt, dass R invertierbar ist. Und $R^T = R$ d.h. R ist eine symmetrische Matrix.

Nun wird der Hamilton-Operator H [14] wie folgt gebildet, wobei L der Lagrange-Term ist und λ der Lagrange-Multiplikator ist.

$$H = L + \lambda^T \dot{x} = \frac{1}{2} (x^T Q_1 x + u^T R u) + \lambda^T (Ax + Bu) \quad (19)$$

Das Lösen der Gleichung führt auf die starke Form der Pontryagin-Gleichung, siehe Gl. 20. Das optimale Regelgesetz muss auf dem Inneren der Menge liegen, aber das Innere der Menge ist von $-\infty$ bis ∞ (d.h. es gibt keine Beschränkung für das Regelgesetz).

$$\begin{aligned} \dot{\lambda} &= - \left[\frac{\partial H}{\partial x} \right]^T = -Q_1 x - A^T \lambda \\ \frac{\partial H}{\partial u} &= u^T R + \lambda^T B = 0 \end{aligned} \quad (20)$$

Dies ergibt das stabile Regelgesetz in Gl. 21 mit der Regelmatrix $K = R^{-1} B^T S$, wobei die positive Matrix S durch die algebraische Riccati-Gleichung (ARE) 22 erhalten wird und die

Zustandsgleichung des mit dem LQR geregelten Systems durch Gl. 23.

$$u_{LQR}^* = -R^{-1}B^T S x^* \quad (21)$$

$$-SA - A^T S + SBR^{-1}B^T S - Q = 0 \quad (22)$$

$$\dot{x}^* = (A - BR^{-1}B^T S)x^* \quad (23)$$

Das Regelgesetz Gl. 21 garantiert die Stabilität des linearisierten Regelkreises Gl. 18 und minimiert die Kostenfunktion Gl. 17, welche nach einem Kompromiss und je nach den gewählten Wichtungsmatrizen mehr den Stellaufwand oder mehr die Regelabweichung minimiert. Diese analytische Herleitung des LQR garantiert seine Stabilität wie folgt.

- Die Eigenwerte von $(A - BR^{-1}B^T S)$ sind in der linken Halbebene, wodurch x zu 0 geht. $x \rightarrow 0$ wird auch durch $S > 0$ sichergestellt.
- Der LQR stabilisiert das NL Gleichungssystem global [15].
- Der LQR ist suboptimal, da er mit linearen/linearisierten Bewegungsgleichungen hergeleitet wird [15].

Für die Anwendung des LQR auf die Lageregelung von Raumfahrzeugen müssen Gl. 1 und 2 gemäß Gl. 18 linearisiert werden. Jedoch ist ein solches volles Quaternion-basiertes linearisiertes Modell nicht vollständig steuerbar [15], was eine Hauptanforderung für die Verwendung von LQR ist. Daher wird ein reduziertes Quaternionmodell verwendet, das nur Quaternionvektorkomponenten verwendet, das vollständig steuerbar ist wie in Gl. 24 [15].

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \sqrt{1 - q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} & -q_3 & q_2 \\ q_3 & \sqrt{1 - q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & \sqrt{1 - q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (24)$$

Weiterhin wurde für den Quaternion-Tracking-LQR eine multiplikative Quaternion-Fehlerdynamik [16], wie in Gl. 25 [5] gezeigt, zusammen mit Gl. 2 verwendet und linearisiert (Gl. 26), indem eine Taylor-Reihenentwicklung erster Ordnung um den stationären Punkt $\omega = 0, q_{1:3} = 0$ herum angewendet wird. Hierauf basierend wird die Reglermatrix nach Gl. 21 berechnet.

$$\delta \dot{q}_{1:3} = \frac{1}{2} [\delta q_{1:3} \times] \omega + \frac{1}{2} \delta q_4 \omega \quad (25)$$

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{q} \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & \frac{1}{2} I_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \omega \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ J^{-1} \end{bmatrix} u = Ax + Bu \quad (26)$$

9.2. Simulationsergebnisse

Der LQR wird mit Gl. 25 und dem System aus Gl. 2, Gl. 12 als Gravitationsgradienten-Moment und $u_{\text{const}} = 1.18 * 10^{-3} \text{N-m}$ als die Kombination von SRP und konstantem

externen Moment für große und kleine Winkeländerungen mit Ruhe-zu-Ruhe-Manövern (Regulierung) simuliert. Der Reglerentwurf in Gl. 21 verwendet Gl. 26 zum Berechnen der A- und B-Matrizen, die zum Lösen der ARE benötigt werden, zusammen mit Q und R, die die wählbaren Parameter sind, siehe Gl. 22.

Abbildung 20 und Abbildung 21 zeigen die Ergebnisse der Matlab-Simulationen für zwei Fälle mit großen Winkeländerungen, wobei die Fälle 1 und 2 unterschiedliche Q- und R-Werte aufweisen. Für Fall 1 ist $Q = 200I_{6 \times 6}$ und $R = 0.001I_{3 \times 3}$. Abbildung 20a zeigt die genaue Verfolgung der Quaternion- und Winkelgeschwindigkeit. Abbildung 20b zeigt, dass die Ausrichtungsgenauigkeit zwischen 0,4 und 0,6 Bogensekunden schwankt, die durch Anwenden angemessener Steuermomente erhalten werden. Um die Ausrichtungsgenauigkeiten ≤ 0.1 arcsec zu verbessern, wurden die Steuermomente durch Erhöhen von Q und Verringern von R (was Fall 2 ist) erhöht, um eine Genauigkeit von ≤ 0.1 arcsec, wie in Abbildung 21b gezeigt, auf Kosten von sehr hohen Steuermomenten zu erhalten. Abbildung 21a zeigt die perfekte Quaternion- und Winkelgeschwindigkeitsverfolgung für diesen Fall.

Analoge Ergebnisse wurden für Ruhe-zu-Ruhe-Manövern mit kleinen Winkeländerungen, wie in Abbildung 22 und Abbildung 23 dargestellt, erhalten. Tabelle 5 listet die durch LQR für die zwei simulierten Fälle, d.h. große und kleine Winkelschwenkungen, erreichten Genauigkeiten auf. Es ist erwähnenswert, dass bei Verwendung eines LQR im Gegensatz zu SMC- oder PD-Reglern ein konstanter Steueraufwand erforderlich ist.

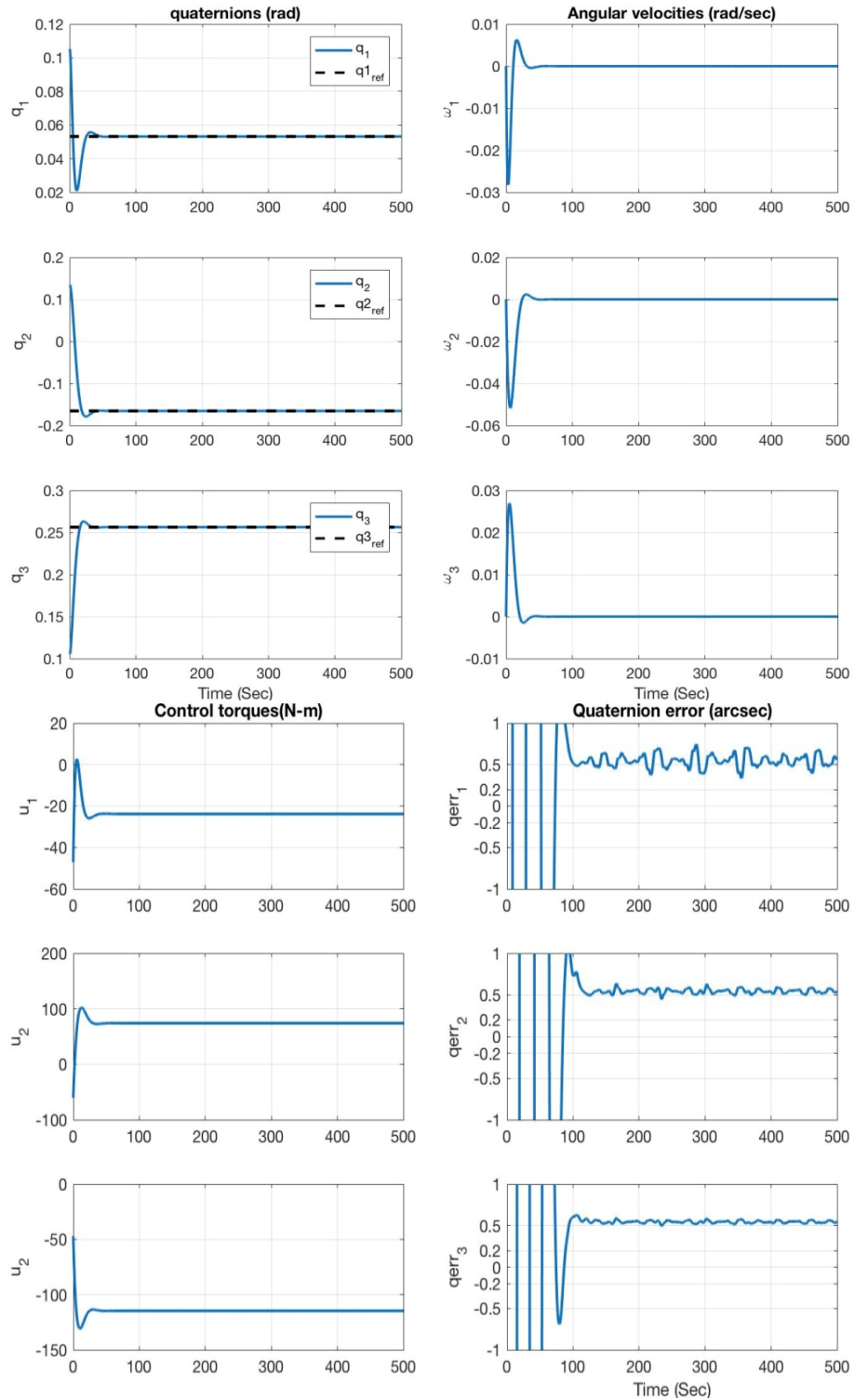


Abbildung 20: LQR, große Winkeländerung, Fall 1 a. Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking, b. Steuermomente und Quaternion-Fehler.

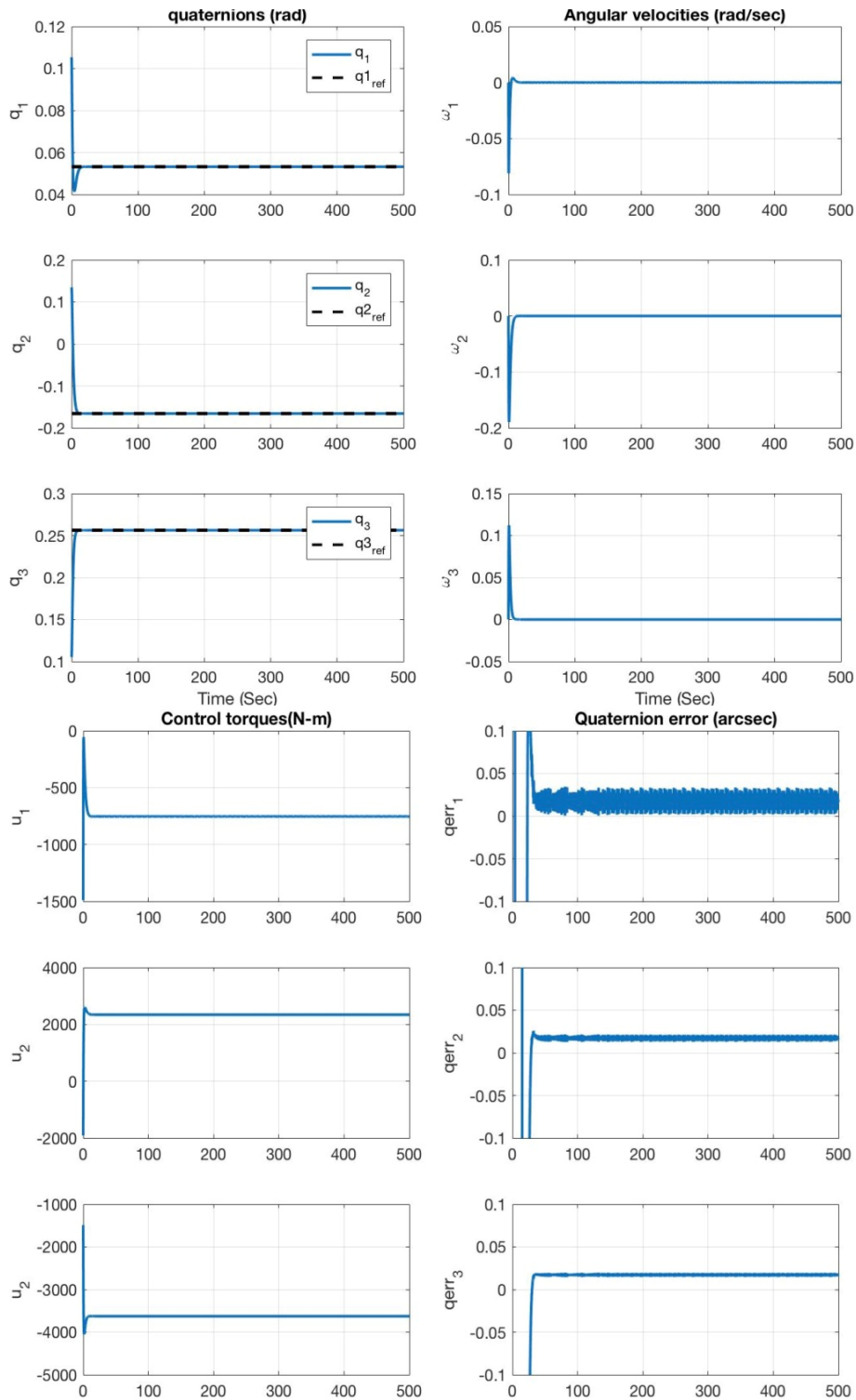


Abbildung 21: LQR, große Winkeländerung, Fall 2 a. Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking, b. Steuermomente und Quaternion-Fehler.

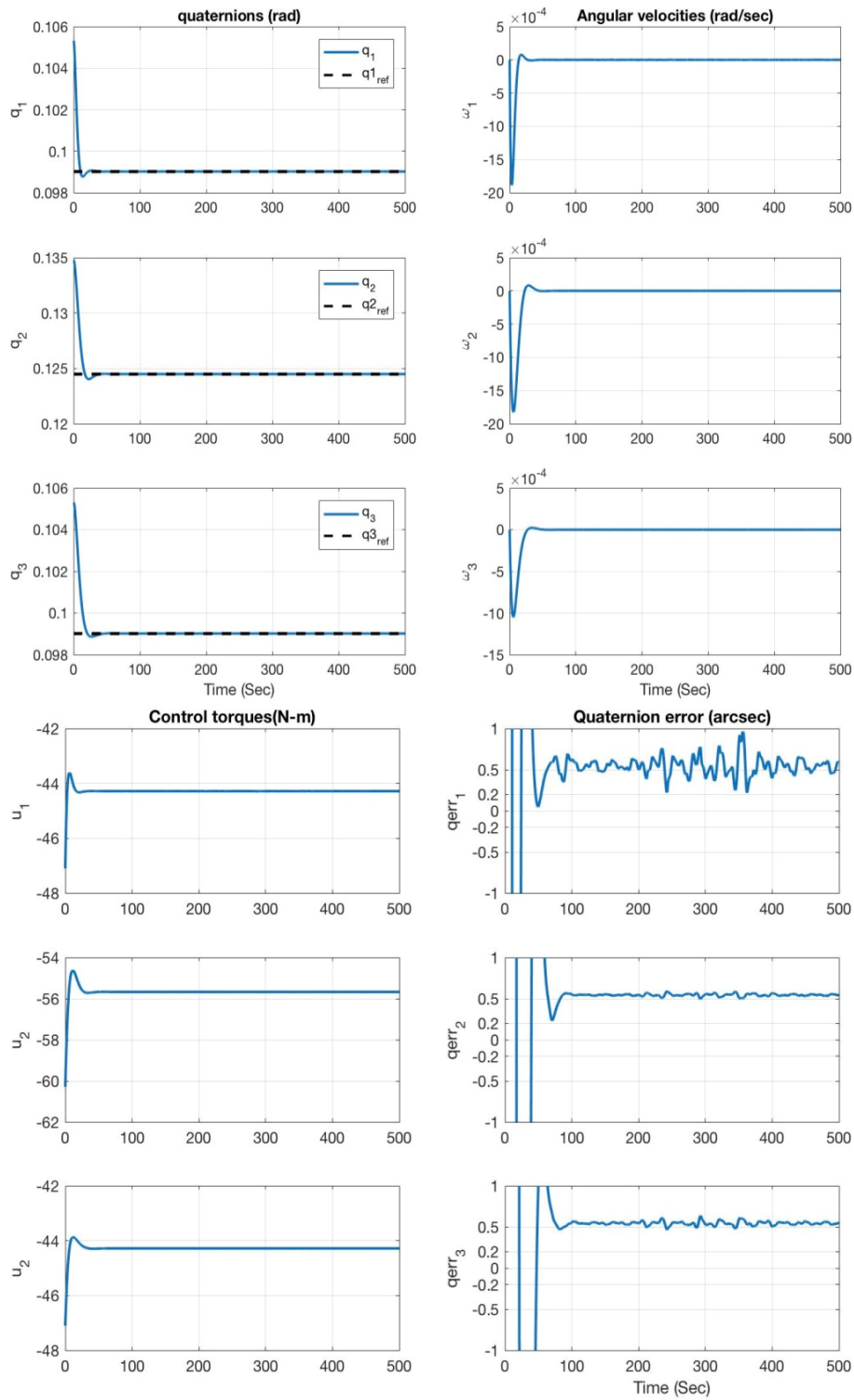


Abbildung 22: LQR, kleine Winkeländerung, Fall 1 a. Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking, b. Steuermomente und Quaternion-Fehler.

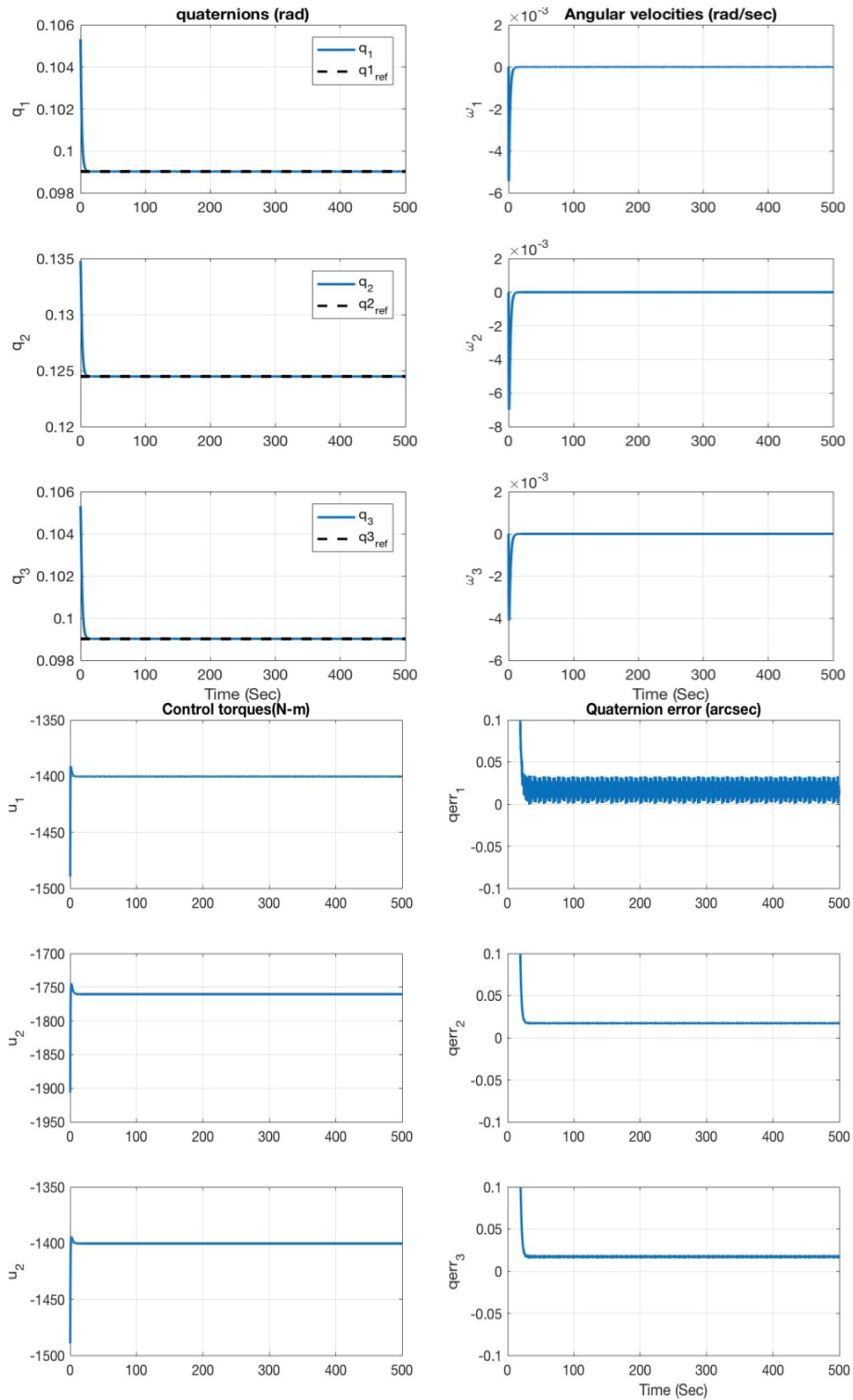


Abbildung 23: LQR, kleine Winkeländerung, Fall 2 a. Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking, b. Steuermomente und Quaternion-Fehler.

Tabelle 5: Genauigkeiten, die durch verschiedene LQR-Fälle erreicht werden.

LQR Fälle	Genauigkeit (arcsec)	Max. Steuermomente (N-m)
Große Winkel, Fall 1	0.4-0.6 arcsec	[-48, 100,-120]
Große Winkel, Fall 2	0.01-0.03 arcsec	[-1500, 2800,-4000]
Kleine Winkel, Fall 1	0.4-0.6 arcsec	[-47, -61,-47]
Kleine Winkel, Fall 2	0.01-0.03 arcsec	[-1480, -1900,-1480]

10. LINEARE AND NICHTLINEARE PROPORTIONAL-DERIVATIVE (PD) REGELUNG

Die Arbeit in diesem Abschnitt ist zusätzliche Arbeit.

10.1. Methode

Der erste PD-Regler, der untersucht wird, ist ein linearer PD-Regler [5]. Zwei andere PD-Regler, die untersucht werden, sind NL PD-Regler, wie in Gl. 27 bzw. Gl. 28.

$$u_{PD1} = -k_p \text{sign}(q_{e4}) q_{e1:3} - k_d \omega \quad (27)$$

$$u_{PD2-3} = -k_p \text{sign}(q_{e4}) q_{e1:3} - k_d (1 \pm q_{e1:3}^T q_{e1:3}) \omega \quad (28)$$

wo nach Gl. 4 ein multiplikativer Quaternionfehler verwendet wird. Das Signum der skalaren Komponente der Quaternion wird in geeigneter Weise verwendet in τ_{PD1} und τ_{PD2-3} , um das Unwinding Phänomen zu vermeiden, wie in Abschnitt 6 erläutert. Die proportionalen und derivativen Verstärkungen k_p und k_d werden durch Versuch und Irrtum ausgewählt, um die erforderliche Ausrichtungsgenauigkeit zu erreichen.

10.2. Simulationsergebnisse

Dieser Abschnitt zeigt die Ergebnisse der Matlab-Simulationen der drei PD-Regler und bewertet deren Leistung basierend auf den Genauigkeiten, die von ihnen für große und kleine Winkeländerungen in Ruhe-zu-Ruhe-Manövern (Regulierung) erreicht werden. Die PD-Regler in Gl. 27 und Gl. 28 werden mit dem System in Gl. 1 und Gl. 2 sowie Gl. 12 als Gravitationsgradienten-Moment und $u_{\text{const}} = 1.18 * 10^{-3} \text{N-m}$ als die Kombination von SRP und konstantem externen Moment simuliert. Die Verstärkungen werden gemäß den in Tabelle 6 [17] angegebenen generellen Auswirkungen eingestellt, wobei k_d größer ist als k_p , um Überschwinger und Einschwingzeiten zu verringern. Die Ergebnisse von zwölf Fällen von Simulation, die für drei PD-Regler durchgeführt wurden, sind in Tabelle 7 aufgelistet. Die Verstärkungen sind als $k_d = 8000$ und $k_p = 4000$ gewählt, welche sehr hohe Verstärkungen darstellen. Dies ist der Nachteil der Verwendung von PD-Reglern für solche hochpräzisen Missionen. Diese Verstärkungen können für Fälle mit kleinen Winkeländerungen verringert werden, um die Genauigkeiten von 0,1 arcsec zu erreichen, aber für große Winkeländerungen sind diese Verstärkungen erforderlich, um eine Genauigkeit von ungefähr 0,1 arcsec in den drei Achsen zu erreichen.

Tabelle 6: Eigenschaften der PD-Steuerung entsprechend ihren Verstärkungen.

PD Gain	Ansprechzeit	Überschwinger	Einregelzeit	Steady-state Error
k_p	sinkt	steigt	NT(keine Auswirkung)	sinkt
k_d	NT	sinkt	sinkt	NT
k_i	sinkt	steigt	steigt	eliminiert

Abbildung 24 - Abbildung 26, Abbildung 27 - Abbildung 29 und Abbildung 30 - zeigen die

Simulationsergebnisse für lineare PD-Regler in Gl. 27, Negativ und Positiv bzw. NL PD Regler in Gl. 28 für große und kleine Winkelmanöver. In allen Fällen wird ein genaues Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking erreicht, wie in Abbildung 24 gezeigt, wobei ein linearer PD-Regler für die Neuausrichtung großer und kleiner Winkel verwendet wird. In Abbildung 27 wird ein negativer NL PD-Regler verwendet und in Abbildung 30 ein positiver NL PD-Regler. Abbildung 25 zeigt die Steuermomente, die zum Erzielen der Quaternionfehler von 0,02 bzw. 0,05 Bogensekunden für große Winkeländerungen unter Verwendung eines linearen PD-Reglers aufgebracht werden. Abbildung 26 zeigt die Steuermomente, die aufgebracht werden, um Quaternionfehler von 0,02 bzw. 0,05 Bogensekunden für kleine Winkeländerungen unter Verwendung eines linearen PD-Reglers zu erreichen. Die Ergebnisse für analoge Fälle sind in Abbildung 28 - Abbildung 29 und Abbildung 31 - Abbildung 32 für negative und positive nichtlineare PD-Regler dargestellt. Diese Ergebnisse sind in Tabelle 7 aufgelistet und zeigen, dass Kleinwinkelmanöver im Vergleich zu Großwinkelmanövern geringere Steuermomente erfordern. Dies ist sinnvoll, da höhere Drehmoment benötigt werden, um sich für große Winkel mit derselben hohen Genauigkeit neu auszurichten. Dieser Trend wurde in SMC und LQR in Abschnitt 8 und 9 gesehen und ist auch für NL PD-Regler ähnlich.

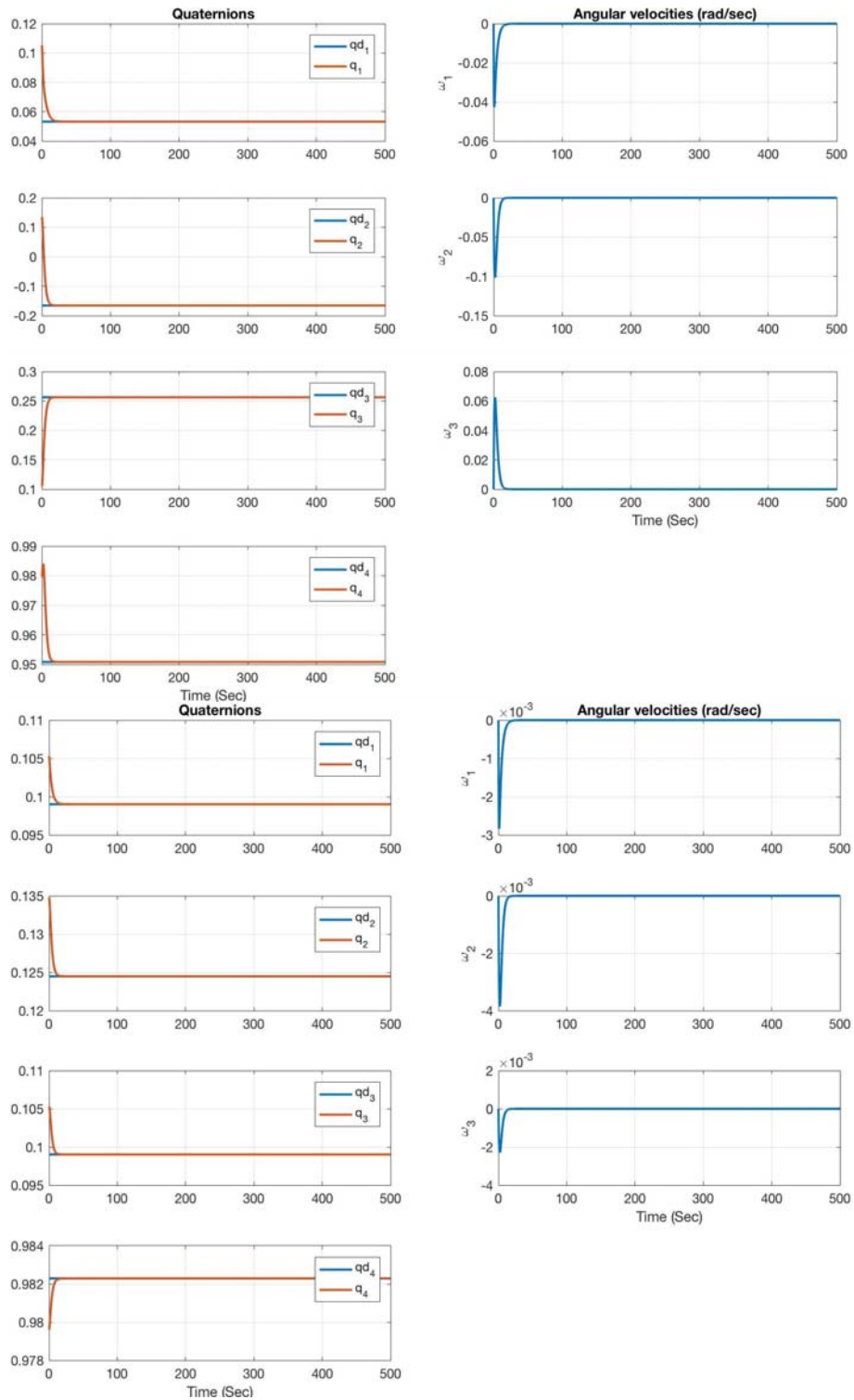


Abbildung 24: Linearer PD-Regler: a. Große Winkeländerungen: Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking b. Kleine Winkeländerungen: Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking.

In Tabelle 7 sind die maximalen Steuermomente aufgeführt, die erforderlich sind, um für große und kleine Winkeländerungen für alle drei PD-Regelungen eine Genauigkeit von 0,02 und 0,05 Bogensekunden zu erreichen.

Zusammenfassend vergleicht die Tabelle 8 die ungefähren maximalen Steuermomente, die von allen fünf Regelungen berechnet wurden, nämlich SMC, LQR, lineare PD-, negative NL

PD- und positive NL PD-Regler, um die Genauigkeit ≤ 0.05 arcsec zu erhalten. Es bestätigt somit den Titel von SMC als den hochgenauen "besten Regler in der modernen Regelungstheorie", weil es die geringste Menge an Steuermomenten aufwendet, um die Genauigkeiten ≤ 0.05 arcsec zu erhalten. Nach SMC wenden PD-Regler die zweitwenigsten Steuermomente auf, um eine Genauigkeiten von ≤ 0.05 arcsec zu erhalten. Von den drei PD-Reglern wendet der lineare PD-Regler die geringsten Steuermomente für große Winkeländerungen auf, was die beiden NL PD-Regelungen dazu bringt, dieselben Genauigkeiten durch die lineare PD-Regelung mit geringeren Steuermomenten zu erreichen. Der LQR wendet die größten Steuermomente aller Regler auf, um Genauigkeiten ≤ 0.05 arcsec zu erreichen, was unerwartet ist, da es sich um einen suboptimalen Regler handelt und besser als PD-Regler hätte sein sollen. Der wahrscheinlichste Grund dafür ist die Art und Weise, wie die Riccati-Gleichung in LQR berechnet wird, die unter Verwendung linearisierter Raumfahrzeuggleichungen berechnet wird, die keine tatsächlichen nichtlinearen Raumfahrzeuggleichungen darstellen. Dies ist vergleichbar mit einem linearen PD-Controller, der auf nichtlineare Raumfahrzeuggleichungen angewendet wird, obwohl der Regler selbst linear ist. Es muss auch beachtet werden, dass die Tuning-Parameter in allen fünf Reglern durch Versuch und Irrtum bestimmt wurden, was auch der Grund dafür sein kann. Außerdem ist bei der Verwendung eines LQR im Vergleich zu SMC- oder PD-Reglern ein dauerhafter Steueraufwand erforderlich. Schließlich bestätigt diese Tabelle auch die Intuition, dass größere Steuermomente für Manöver mit großen Winkeländerungen erforderlich sind als für Manöver mit kleinen Winkeländerungen (auch in Tabelle 4, Tabelle 5 und Tabelle 7 validiert). Die Steuermomente nehmen auch zu, wenn höhere Ausrichtgenauigkeiten erforderlich sind. Dies ist eine der Hauptanforderungen der IRASSI-Mission und das Hauptthema der Diskussion in diesem Dokument.

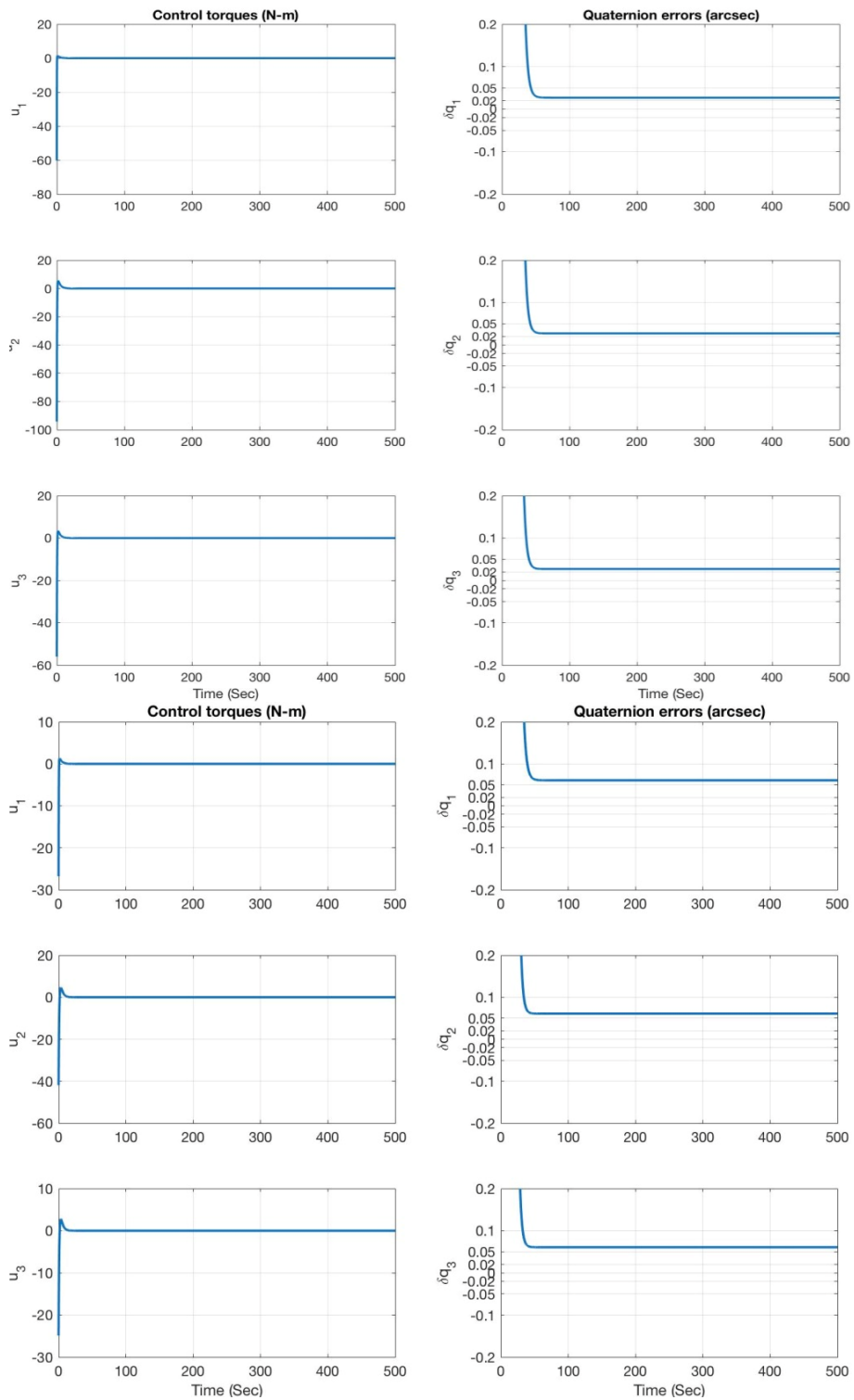


Abbildung 25: Linearer PD-Regler, große Winkeländerungen a. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,02$ Bogensekunden b. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,05$ arcsec.

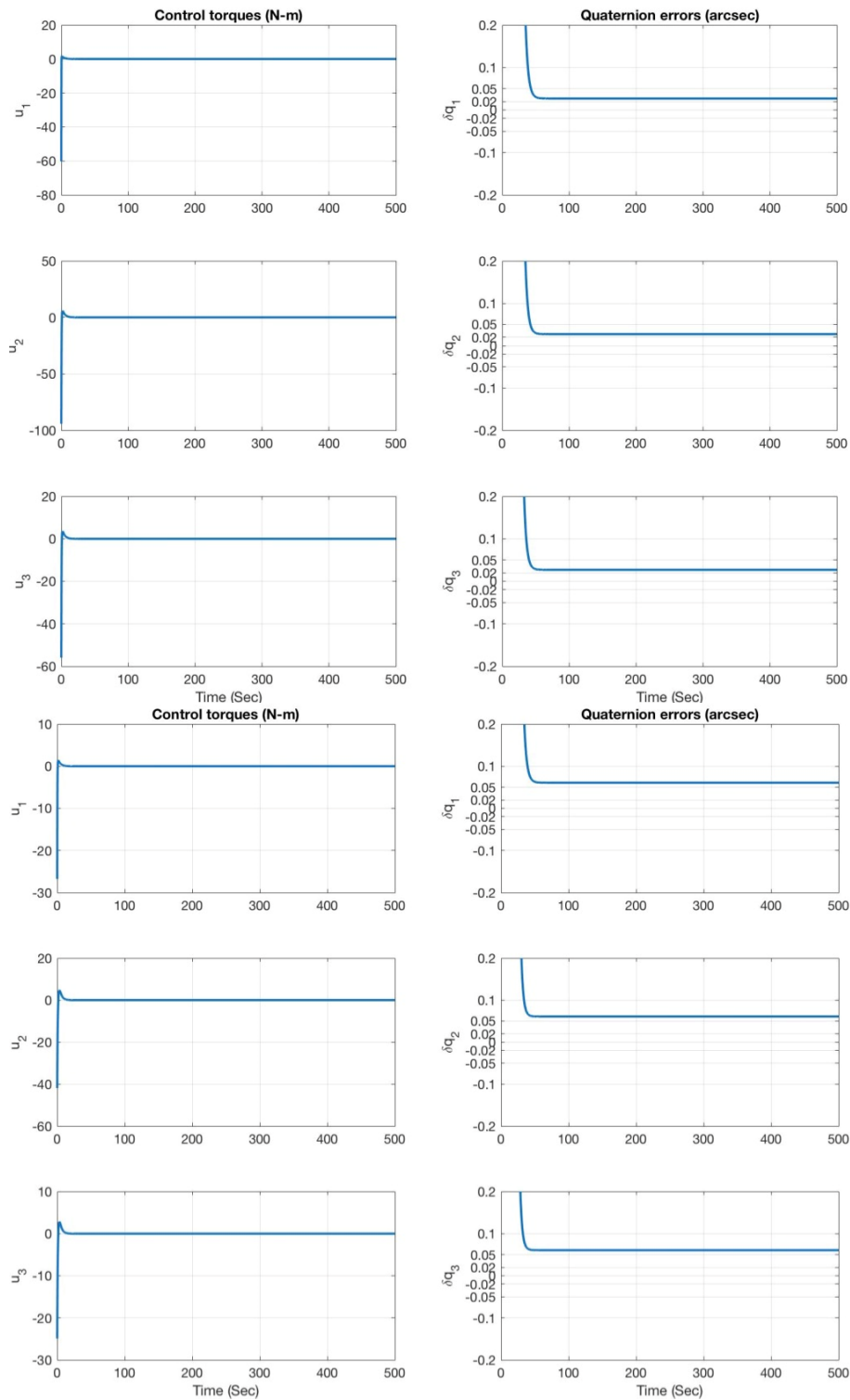


Figure 26: Linearer PD-Regler, kleine Winkeländerungen a. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,02$ Bogensekunden b. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,05$ arcsec.

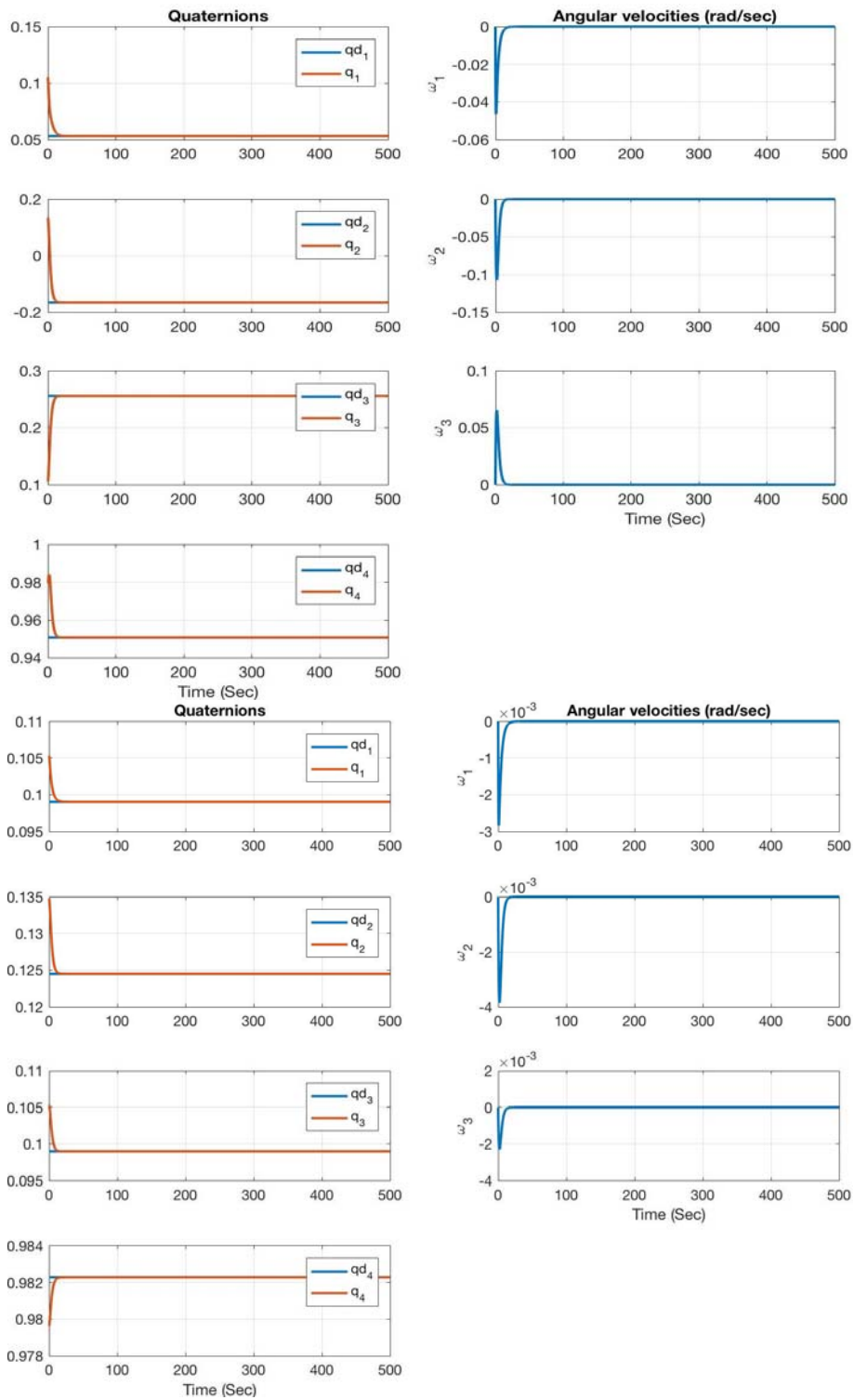


Abbildung 27: Negativer nichtlinearer PD-Regler: a. Große Winkeländerungen: Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking b. Kleine Winkeländerung: Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking.

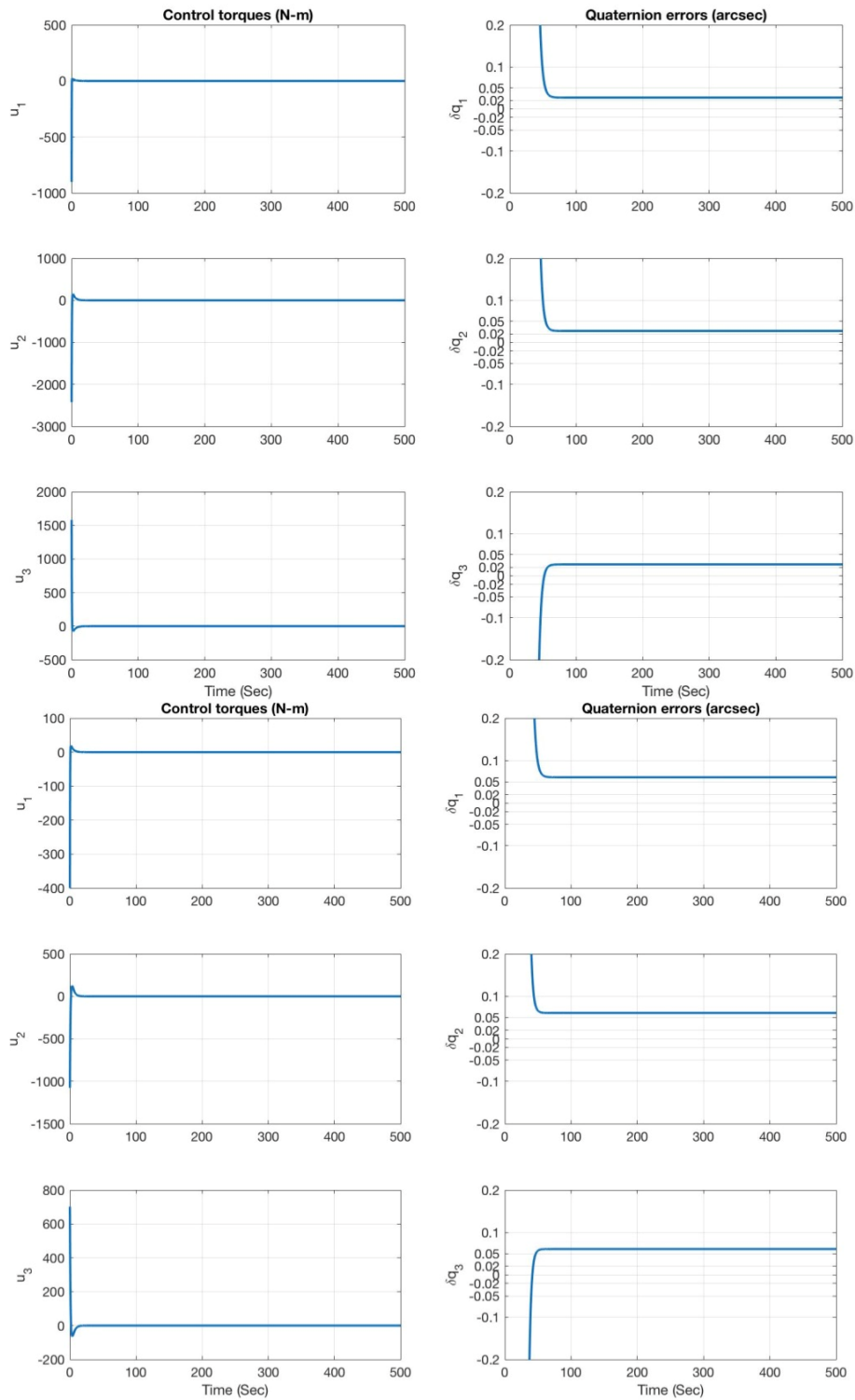


Abbildung 28: Negativer nichtlinearer PD-Regler, große Winkeländerungen a. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,02$ Bogensekunden b. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,05$ arcsec.

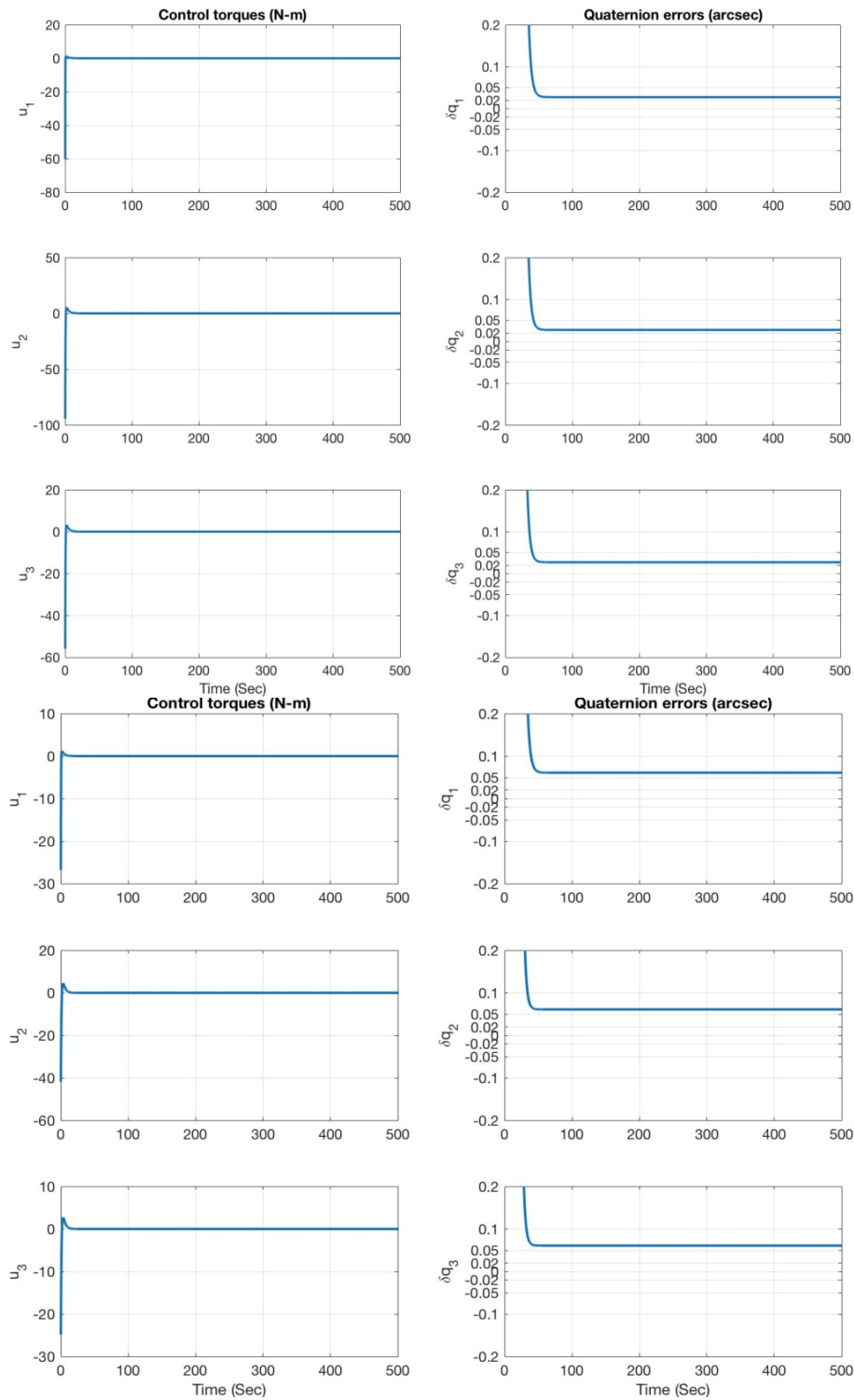


Abbildung 29: Negativer nichtlinearer PD-Regler, kleine Winkeländerungen a. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,02$ Bogensekunden b. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,05$ arcsec.

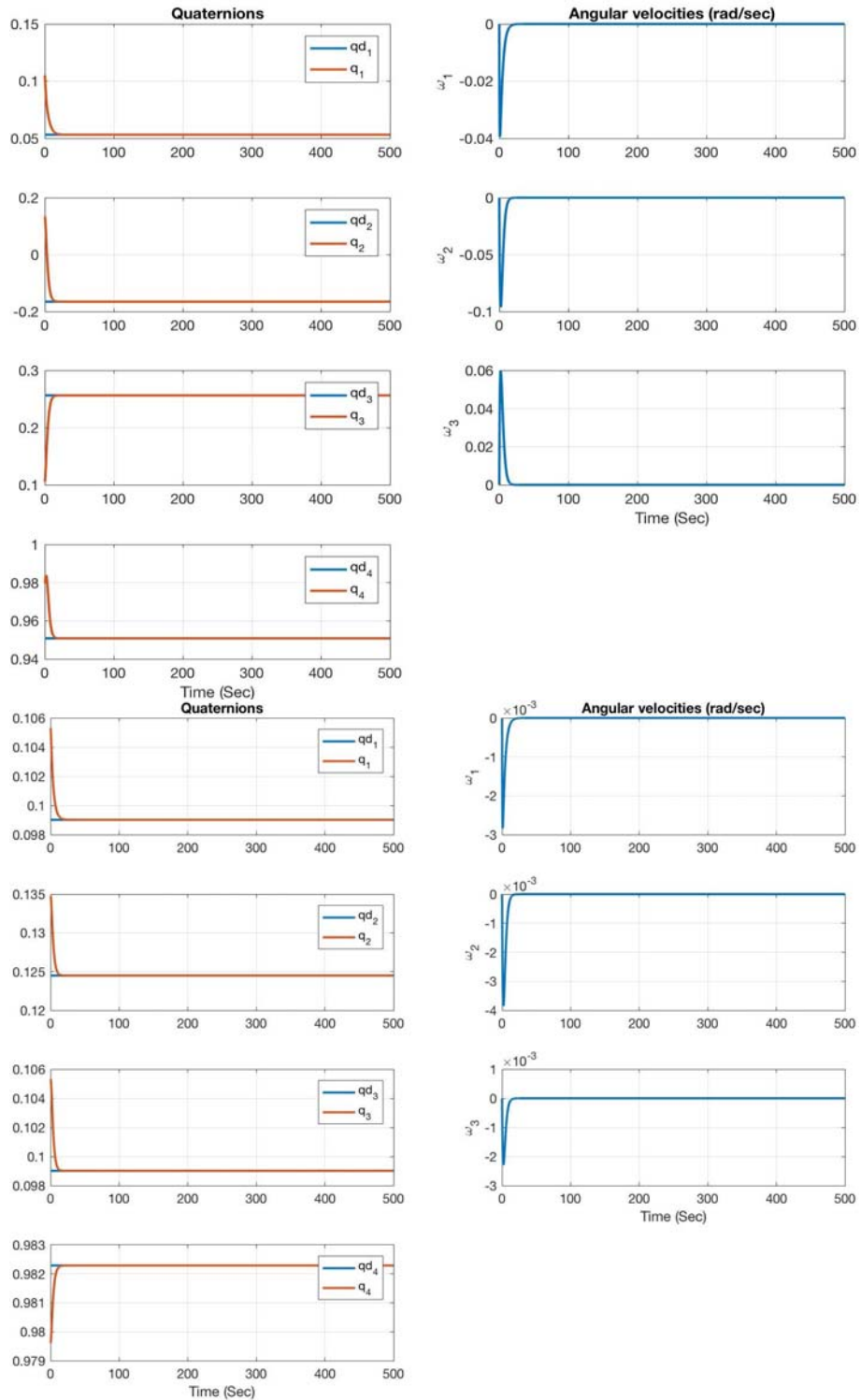


Abbildung 30: Positiver nichtlinearer PD-Regler: a. Große Winkeländerung: Quaternion- und Winkelgeschwindigkeits-Tracking b. Kleine Winkeländerung: Quaternion und Winkelgeschwindigkeits-Tracking.

Tabelle 7: Genauigkeiten, die von linearen und NL PD-Controllern erreicht werden.

PD-Regler Fälle	Genauigkeit (arcsec)	Max. Steuermoment (N-m)
Linearer PD-Regler: große Winkel	[0.02,0.02,0.02]	[-60,-97,-56]
Linearer PD-Regler: kleine Winkel	[0.02,0.02,0.02]	[-60,-97,-56]
Linearer PD-Regler: große Winkel	[0.05,0.05,0.05]	[-26,-41,-24]
Linearer PD-Regler: kleine Winkel	[0.05,0.05,0.5]	[-26,-41,-24]
Neg. NL PD-Regler: große Winkel	[0.02,0.02,0.02]	[-900,-2400,1600]
Neg. NL PD-Regler: kleine Winkel	[0.02,0.02,0.02]	[-60,-97,-56]
Neg. NL PD-Regler: große Winkel	[0.05,0.05,0.05]	[-400,-1100,700]
Neg. NL PD-Regler: kleine Winkel	[0.05,0.05,0.5]	[-26,-41,-24]
Pos. NL PD-Regler: große Winkel	[0.02,0.02,0.02]	[2000,5200,-3200]
Pos. NL PD-Regler: kleine Winkel	[0.02,0.02,0.02]	[-2100,-5200,3500]
Pos. NL PD-Regler: große Winkel	[0.05,0.05,0.05]	[900,2400,-1400]
Pos. NL PD-Regler: kleine Winkel	[0.05,0.05,0.5]	[-1000,-2300,1500]

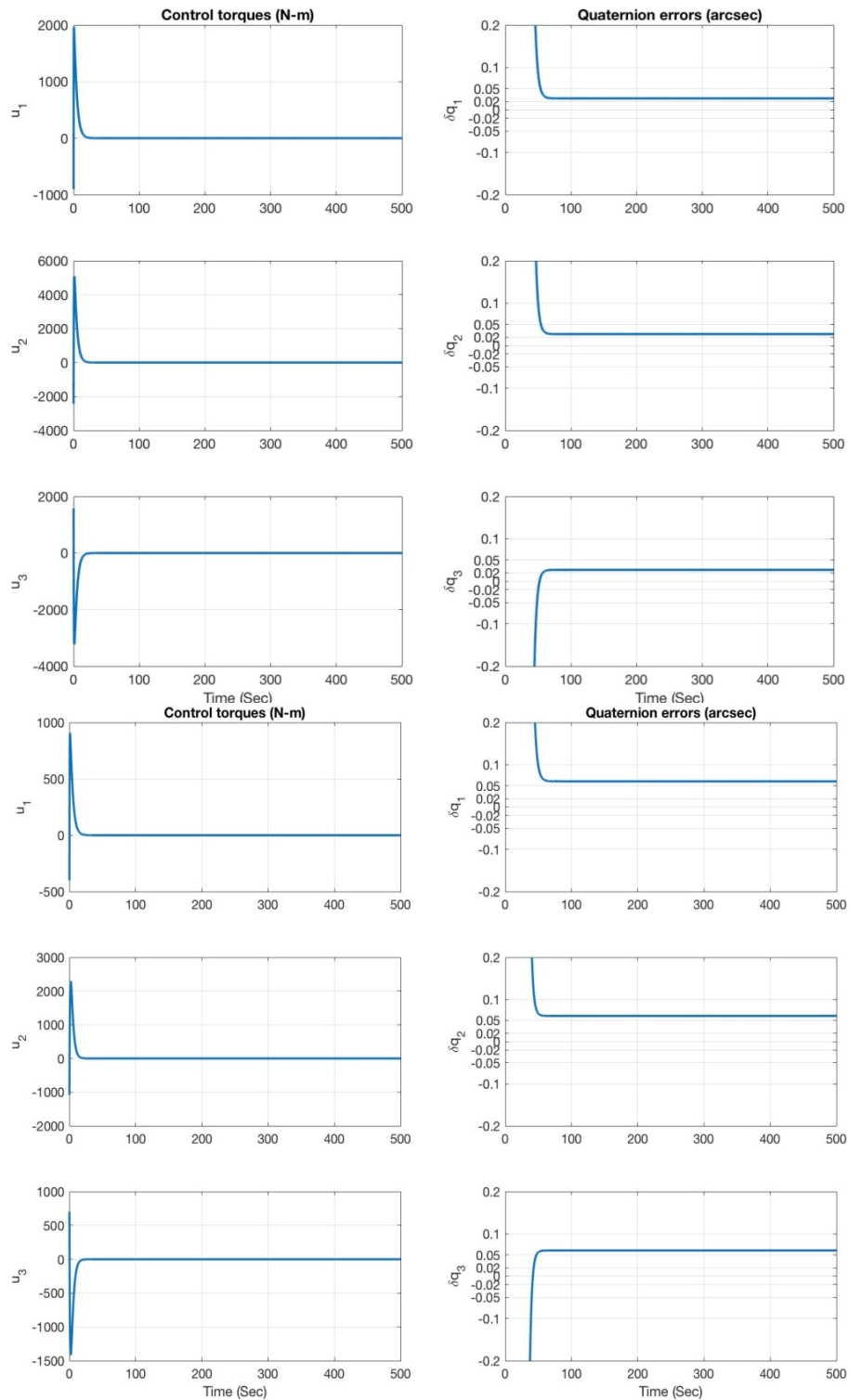


Abbildung 31: Positiver nichtlinearer PD-Regler, große Winkelschwenkung a. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,02$ Bogensekunden b. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,05$ arcsec.

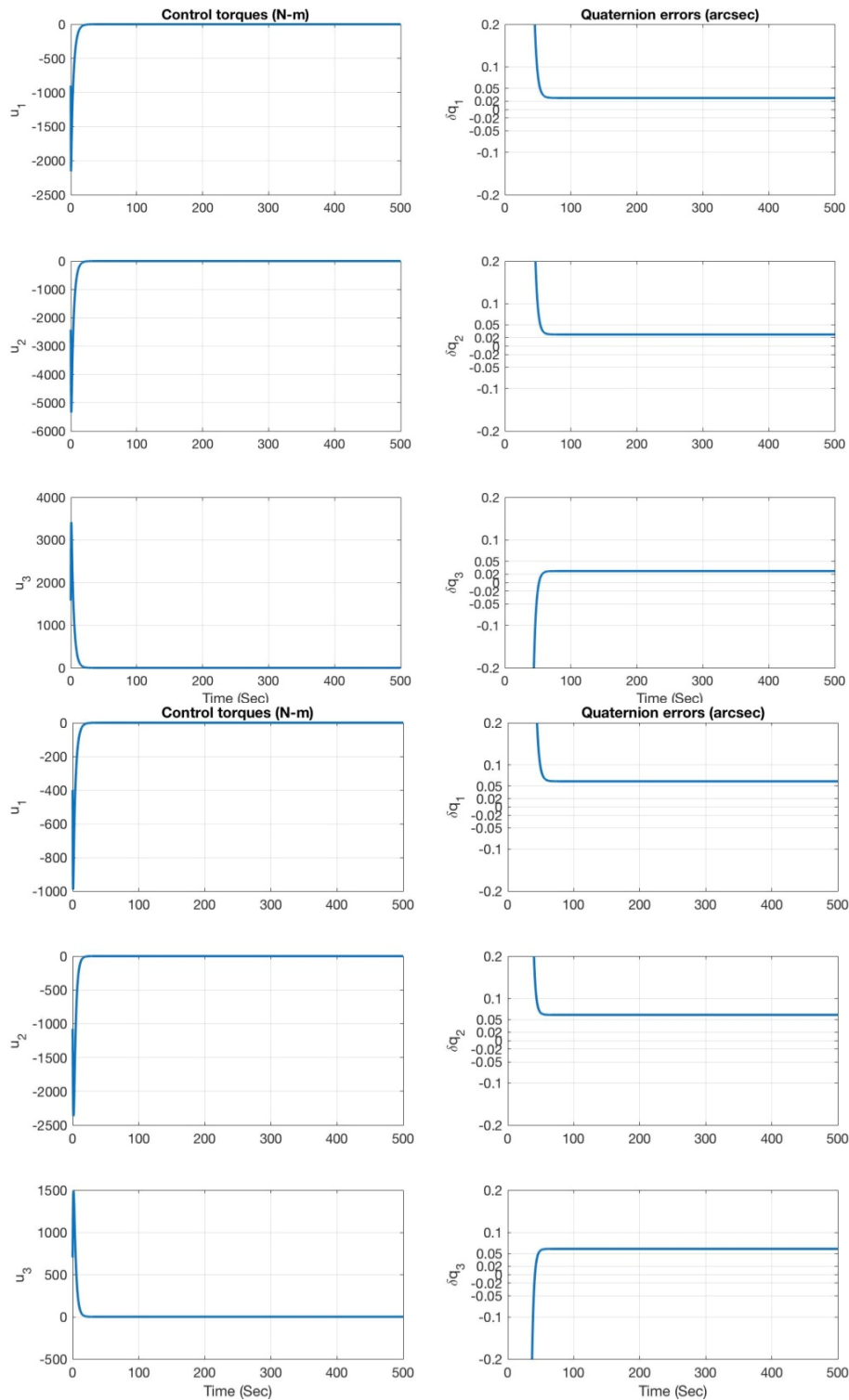


Abbildung 32: Positiver nichtlinearer PD-Regler, kleine Winkeländerung a. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,02$ Bogensekunden b. Steuermomente bei Quaternion-Fehlern $\sim 0,05$ arcsec.

Tabelle 8: Ungefähre maximale Steuermomente, die zum Erreichen der Genauigkeiten ≤ 0.05 arcsec von SMC-, LQR- und PD-Reglern angewendet werden.

Regler-Typ	Max. Steuermoment N-m (kleine Winkeländerung)	Max. Steuermoment N-m (große Winkeländerung)
SMC	[-3,-13,-8] for [0.05,0.02,0.02] arcsec	[40, 320,210] for [0.05,0.02,0.02] arcsec
LQR	[-1480, -1900,-1480] for 0.05 arcsec	[-1500, 2800,-4000] for 0.05 arcsec
Linearer PD-Regler	[-26,-41,-24] for 0.05 arcsec, [-60,-97,-56] for 0.02 arcsec	[-26,-41,-24] for 0.05 arcsec, [-60,-97,-56] for 0.02 arcsec
Neg. NL PD-Regler	[-26,-41,-24] for 0.05 arcsec, [-60,-97,-56] for 0.02 arcsec	[-400,-1100,700] for 0.05 arcsec, [-900,-2400,1600] for 0.02 arcsec,
Pos. NL PD-Regler	[-1000,-2300,-1500] for 0.05 arcsec, [-2100,-5200,3500] for 0.02 arcsec,	[-900,2400,-1400] for 0.05 arcsec, [2000,5200,3200] for 0.02 arcsec,

11. STABILITÄT DES GESCHLOSSENEN REGELKREISES

Die in diesem Abschnitt durchgeführten Arbeiten werden im AP 5.2 ausgeführt. Die direkte Methode von Ljapunow [18], [5] wird verwendet, um die Stabilität der obigen drei Regler nachzuweisen. Es gibt zwei Methoden, die die Bedingungen für lokale und globale Stabilität von NL Systemen bieten. Erstens, "Direkte Methode von Ljapunow" für lineare und NL Systeme und zweitens "Lineare / linearisierte Systemstabilitätsbedingungen" für lineare / linearisierte Systeme, wie unten beschrieben. Da es sich bei den in diesem Dokument untersuchten Reglern um diskontinuierliche Regelgesetze aufgrund von Diskontinuität von Quaternionen handelt, ist die Stabilität dieser Regler, wie in den Abschnitten 11.3-11.5 gezeigt, eine gelockerte „nahezu“ GAS im Sinne von Ljapunow, wo asymptotische Stabilität über einer "offenen" und dichten Menge in $SO(3)$ definiert wird. Dies bedeutet, dass diese Regelalgorithmen lokale asymptotische Stabilität im Sinne von Ljapunow bieten.

11.1. Direkte Methode von Ljapunow

Dies ist eine allgemeine Methode, die globale Stabilität nachweist und sowohl für lineare als auch für NL Systeme gilt. Die hierzu verwendete Ljapunow-Funktion V ist eng mit der Energie eines Systems verbunden, daher ist es eine skalare Funktion. Die Methode erfordert, dass die Ljapunow-Funktion Lipschitz sein soll. Ljapunow hat gezeigt, dass, wenn die Systemenergie verbraucht wird, der Zustand auf das Volumen beschränkt ist, das durch die Oberfläche der konstanten Energie begrenzt wird, so dass sich das System auf den Gleichgewichtspunkt einpendelt. D.h., ein System ist Ljapunow-stabil, wobei $V(x)$ eine Ljapunow-Funktion ist, wenn:

- $V(x_e) = 0$
- $V(x) > 0$ for $x \neq x_e$
- $\dot{V}(x) \leq 0$
 - o Wenn $\dot{V}(x) < 0$ für $x \neq x_e$, dann x_e ist AS (siehe Abschnitt 11.2 zur Definition).
 - o Für $\dot{V}(x) \leq 0$, Lasalle's theorem [5], [10] wird verwendet, um AS nachzuweisen.

11.2. Lineare / linearisierte Stabilitätsbedingungen

Diese Methode ist für die lokale Stabilität des NL Systems um Gleichgewichtspunkte gültig. Es wird gesagt, dass der Gleichgewichtspunkt Ljapunow-stabil ist, wenn die Auswahl, die an Anfangsbedingungen gebunden ist, zu Trajektorien führt, die innerhalb eines gewählten endlichen Limits bleiben. x_e ist asymptotisch stabil (AS) wenn $\lim_{t \rightarrow \infty} x \rightarrow 0$, wobei x der linearisierte Zustand. x_e ist

- Asymptotisch stabil (AS): (für NL System) wenn das linearisierte System streng stabil ist, wenn Wurzeln des NL Systems in der linken Halbebene liegen.
- Instabil: Wenn das linearisierte System streng instabil ist, liegt mindestens eine Wurzel des NL Systems in der rechten Halbebene.
- Grenzstabil (MS): Wenn mindestens eine Wurzel des NL Systems auf der imaginären Achse liegt und der Rest in der linken Halbebene liegt, kann der Gleichgewichtspunkt in diesem Fall stabil oder instabil sein und ist daher grenzstabil.

11.3. Stabilitätsnachweis des nichtlinearen PD-Reglers

Es wird eine Ljapunow-Kandidatenfunktion gewählt [5]:

$$V(x) = \frac{1}{4} \omega^T J \omega + \frac{1}{2} k_p q_{e1:3}^T q_{e1:3} + \frac{1}{2} k_p (1 - q_{e4})^2 \geq 0 \quad (29)$$

für den Gleichgewichtspunkt $x_e = [q, w] = [0, 0, 0, 0, 1, 0, 0, 0]$. Folglich ist $V=0$ für x_e . Nimmt man die zeitliche Ableitung von Gl. 29 und setzt Gl. 2 und 4 ein, folgt

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{1}{2} \omega^T J \dot{\omega} + k_p q_{e1:3}^T \dot{q}_{e1:3} - k_p (1 - q_4) \dot{q}_4 \\ &= -\frac{1}{2} k_d \omega^T \omega \leq 0 \end{aligned} \quad (30)$$

Der geschlossene Regelkreis (kinematische und dynamische Gleichgewichtsgleichungen) mit PD-Regler ist folglich stabil. Jetzt kann Lasalle verwendet werden, um asymptotische Stabilität (AS) nachzuweisen, wie in [5] gezeigt. Die Gl. 30 ist gegeben, wenn $\omega = 0$ wo $q_{e1:3}$ beliebig sein kann, d.h. $\lim_{t \rightarrow \infty} \omega = 0$. Bei AS muss geprüft werden, ob das System in einem Zustand bleibt, sodass $\dot{V} = 0$ wenn $q_{e1:3} \neq 0$ es ist. Die Dynamik des geschlossenen Regelkreises mit Gl. 27 und 28 (eine nach der anderen) in Gl. 2 zeigt, dass der AS-Zustand erreicht werden kann, wenn $\lim_{t \rightarrow \infty} q_{e1:3} = 0$. Daher liefern die drei PD-Regler eine asymptotische Stabilität für den geschlossenen Regelkreis.

11.4. Stabilitätsnachweis des LQR

Es wird eine Ljapunow-Kandidatenfunktion gewählt [11]:

$$\begin{aligned} V(x) &= \frac{1}{2} \omega^T P \omega + q_{e1:3}^T q_{e1:3} + (1 - \delta q_4)^2 \geq 0 \\ P &= Q_{2,2}^{-1/2} R^{1/2} J \end{aligned} \quad (31)$$

für den Gleichgewichtspunkt $x_e = [q, w] = [0, 0, 0, 0, 1, 0, 0, 0]$

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \omega^T J \dot{\omega} + 2 q_{e1:3}^T \dot{q}_{e1:3} - 2(1 - \delta q_4) \delta \dot{q}_4 \\ &= -\omega^T Q_{2,2}^{-\frac{1}{2}} R^{\frac{1}{2}} \omega \times J \omega - \omega^T Q_{2,2}^{-\frac{1}{2}} \left(Q_1 + \frac{1}{2} \left(J R^{\frac{1}{2}} Q_{2,2}^{\frac{1}{2}} + Q_{2,2}^{\frac{1}{2}} R^{\frac{1}{2}} J \right) \right) \left(Q_1 + \right. \\ &\quad \left. \frac{1}{2} \left(J R^{\frac{1}{2}} Q_{2,2}^{\frac{1}{2}} + Q_{2,2}^{\frac{1}{2}} R^{\frac{1}{2}} J \right) \right)^{\frac{1}{2}} \omega < 0 \end{aligned} \quad (32)$$

Der LQR-Regler stabilisiert das nichtlineare Raumfahrzeug global asymptotisch für jede anfängliche Einstellung. Nach Gl. 32 und der direkten Methode von Ljapunow ist der geschlossene Regelkreis mit LQR AS [11].

11.5. Stabilitätsnachweis von SMC

Es wird eine Ljapunow-Kandidatenfunktion gewählt [5]

$$V = \frac{1}{2} \sigma^2 \geq 0 \quad (33)$$

Die Ableitung nach der Zeit von Gl. 33 ist

$$\dot{V} = \sigma \dot{\sigma} \quad (34)$$

worin

$$\dot{\sigma} = \dot{\omega}_e + \Lambda \operatorname{sign}(q_{e4}) \dot{q}_{e1:3} \quad (35)$$

Einsetzen von Gl. 35 in σ in Gl. 34 liefert

$$\dot{V} = -\sigma G \operatorname{sat}(\sigma_i, \varepsilon_i) \quad (36)$$

Für die positiv definite Matrix G , $\dot{V}(x) \leq 0$ [12]. Um die AS nachzuweisen, wird Lasalle wie in [5] angewendet, was beweist, dass das System in Gl. 1 und Gl. 2 mit SMC für den Gleichgewichtspunkt x_e AS ist.

12. LEISTUNGSVERGLEICH UND ANALYSE DER REGELALGORITHMEN

Die Arbeit in diesem Abschnitt erfolgt im AP 5.2. Obwohl in den Abschnitten 8-10 einzelne Analysen der drei Regler SMC, LQR und PD enthalten sind, werden sie in diesem Abschnitt analysiert, indem ihre Leistungen verglichen werden. Die für den Leistungsvergleich verwendeten Metriken sind

- Die erreichten Genauigkeiten,
- Ihre globale Stabilität und
- Robustheit gegenüber Störungen, Anfangswinkel und großen Winkeländerungen,

wie in Tabelle 9 gezeigt. Tabelle 9 listet auch zwei andere Details über diese Algorithmen auf, nämlich den verwendeten System-Typ beim Reglerentwurf und den Typ des verwendeten Reglers. Wie in der Tabelle unten gezeigt, erreicht SMC eine Genauigkeit ≤ 0.05 arcsec, wie durch die Simulationsergebnisse in Abschnitt 8 bestätigt, ist global stabil (validiert in Abschnitt 11.5) und robust gegenüber Störungen, Anfangswinkel und große Winkelschwenkungen (validiert in Abschnitt 8). SMC, das für IRASSI verwendet wird, ist ein nichtlinearer Regler, der das in Abschnitt 8 gezeigte nichtlineare Raumfahrzeug regelt und der beste Regler für die Lageregelung von IRASSI ist.

LQR erreicht eine Genauigkeit von ≤ 0.05 arcsec, die durch die Simulationsergebnisse in Abschnitt 9 bestätigt wurde, ist global stabil (validiert in Abschnitt 11.4) und ist robust gegenüber Störungen, Anfangswinkeln und große Winkelschwenkungen (validiert in Abschnitt 9). LQR ist ein Linearregler, der das nichtlineare Raumfahrzeugsystem wie in Abschnitt 9 beschrieben regelt.

Lineare und nichtlineare PD-Regler erreichen eine Genauigkeiten von ≤ 0.05 arcsec, die durch die Simulationsergebnisse in Abschnitt 10 validiert wurden, sind global stabil (validiert in Abschnitt 11.3) und robust gegenüber Störungen, Anfangswinkeln und großen Winkelschwenkungen (validiert in Abschnitt 10). Ein linearer PD und zwei nichtlineare P-Regler, die für IRASSI untersucht wurden, sind lineare und nichtlineare Regler, die jeweils das in Abschnitt 10 gezeigte nichtlineare Raumfahrzeug regeln. Es sollte auch beachtet werden, dass, obwohl der LQR und drei PD-Regler gegenüber den für diese Analyse simulierten Störungen robust sind, diese Algorithmen im Gegensatz zu SMC an sich nicht robust gegenüber Störungen sind.

13.SOFTWARE-UMGEBUNG ZUR SIMULATION DES RAUMFAHRZEUGS

Die Matlab-Programmiersprache, ausgeführt unter dem OS X-Betriebssystem, wird für die IRASSI-Raumfahrzeug-Lageregelungssimulationen verwendet, die in den vorhergehenden Abschnitten gezeigt wurden. Abbildung 33 beschreibt das allgemeine Ablaufdiagramm der Simulationen zur Lageregelung von IRASSI-Raumfahrzeugen. Drei Regelalgorithmen, nämlich Sliding Mode Regelung, linear-quadratische Regler und Proportional-Differential-Regler, werden für die kinematischen und dynamischen Rotationsgleichungen von Raumfahrzeugen implementiert, die die drei externen Störungen, nämlich Gravitationsgradient, Sonnenstrahlungsdruck und konstante Drehmomente umfassen, wie in Abschnitt 7 beschrieben. Die Ausgangsparameter sind die Ausrichtungsgenauigkeit, Steuermomente, Quaternionen und Winkelgeschwindigkeitsverläufe und andere. Die Leistungen dieser Regelungsalgorithmen werden über die erreichten Genauigkeits-, Stabilitäts- und Robustheitseigenschaften gemessen, wobei die Stabilität durch Ljapunow-Stabilität, wie in Abschnitt 11 erläutert, nachgewiesen wird. Die Robustheit dieser Algorithmen gegenüber externen Störungen, Anfangsbedingungen und großen Winkelschwenkungen wird ebenfalls in den obigen Abschnitten diskutiert. Ergebnisse, die mit der Simulationsumgebung erhalten wurden, sind in den Abschnitten 6-12 oben beschrieben.

Tabelle 9: Leistungsvergleich SMC-, PD- und LQR-Reglerentwurf für das IRASSI-Raumfahrzeug, Lage-Tracking, Ruhe-zu-Ruhe-Manöver.

Regel- methode	Geforderte Genauigkeit (arcsec)	Erreichte Genauigkeit (arcsec)	„nahezu“ Global Stabil	Robustheit			System- Typ	Regler- Typ
				Störung	Anfangs- winkel	Große Winkel- schwenkung		
SMC	≤ 0.3	≤ 0.05	Yes	Yes	Yes	Yes	NL	NL
PD		≤ 0.05	Yes	Yes	Yes	Yes	NL	NL and Linear
LQR		≤ 0.05	Yes	Yes	Yes	Yes	NL	Linear

14.FAZIT

Dieses Dokument fasst die durchgeführten Arbeiten des Instituts für Flugführung (IFF) der Technischen Universität Braunschweig (TUBS) im Forschungsverbundvorhaben „IRASSI“ zusammen. Im Arbeitspaket 5 mit dem Titel "Attitude Control System" entwickelte und entwarf das IFF drei Regelalgorithmen für die hochgenaue Ausrichtung von IRASSI-Raumfahrzeugen, nämlich Sliding Mode Regelung, drei Proportional-Differential-Regler und einen linear-quadratischen Regler. Davon waren drei Regler nichtlinear (SMC- und zwei PD-Regler) und zwei Regler linear (ein PD-Regler und der LQR). Alle diese Regler sind für die IRASSI-Anforderungen an die stringente Ausrichtungsgenauigkeit geeignet, da sie diese Anforderung vollständig erfüllen. Anschließend wird ihre Stabilität und Leistung untersucht, die zeigt, dass alle diese Regler global stabil und robust gegenüber Störungen, Anfangsbedingungen und großen Winkelschwenkungen sind. Diese Reglerentwürfe werden durch Matlab-Simulationen validiert, die ihre Robustheit gegenüber Störungen, Anfangsbedingungen und großen Winkelschwenkungen belegen. Ihre Stabilität wird analytisch über die Ljapunow-Stabilität nachgewiesen. Tabelle 8 vergleicht die ungefähren maximalen Steuermomente, die von diesen Regelungen kommandiert wurden, um die Genauigkeit ≤ 0.05 arcsec zu erhalten, wodurch der Titel der SMC als der "beste Regler in der modernen Regelungstheorie" validiert wird, da er die geringsten Steuermomente aufwendet, um diese Genauigkeiten zu erzielen.

Tabelle 10 zeigt die mit dem in IRASSI 1 entwickelten Lageschätzsystem und dem in IRASSI 2 Phase 1 entwickelten Lageregelungssystem erzielten Ausrichtungsgenauigkeiten, was theoretisch zeigt, dass eine Gesamtausrichtungsgenauigkeit von 0,4 Bogensekunden [1] für IRASSI-Satelliten möglich ist. Tabelle 11 listet die Regler auf, die für zwei in IRASSI 1 definierte Missionsmodi verwendet werden können, nämlich 1. **Feinausrichtungs Modus** (Fine Pointing Mode), in dem wissenschaftliche Beobachtungen stattfinden und der hohe Ausrichtungsgenauigkeiten erfordert, und 2. **Groberfassungs-Modus** (Coarse Attitude Acquisition Mode), in dem eine grobe Lage des Raumfahrzeugs mit Hilfe von Sensoren und Schätzalgorithmen geschätzt wird; und das Raumfahrzeug wird über Stellglieder und Regelalgorithmen geregelt. Daher sind alle fünf in dieser Untersuchung untersuchten Regler für beide Arten der IRASSI-Mission geeignet.

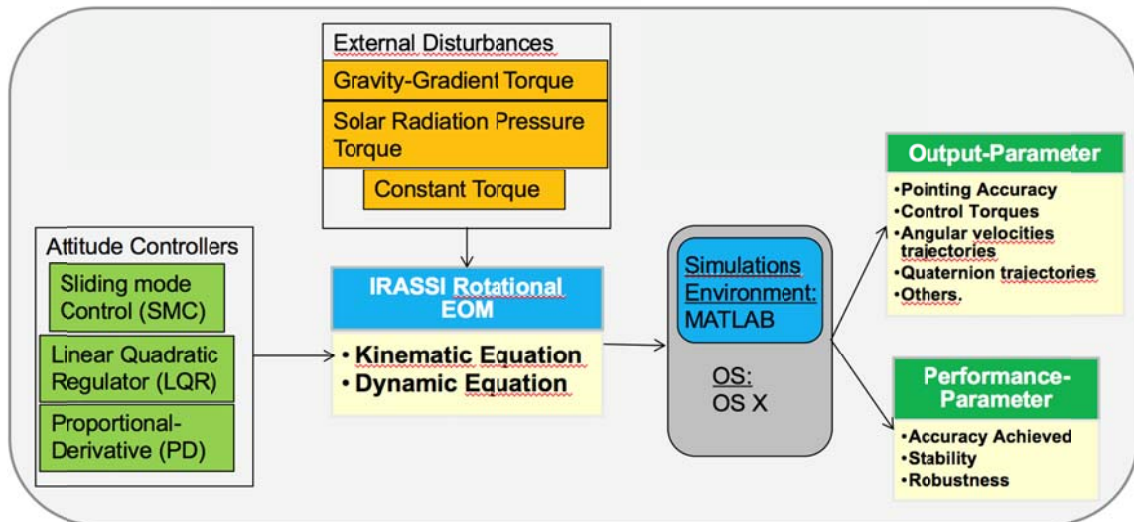


Abbildung 33: Architektur der MATLAB-Simulationsumgebung.

Tabelle 10: Ausrichtungsgenauigkeit, welche durch das Lagenavigations- und Lageregelungssystem des IRASSI- Raumfahrzeugs erreicht wird.

Raumfahrtsystem	Erreichte Genauigkeit (arcsec)	Insgesamt geforderte Genauigkeit
Lageschätzung/Navigation (IRASSI 1)	0.04 (bester Fall) 0.1 (schlechtester Fall)	0.4 arcsec
Lageregelung (IRASSI 2 Phase 1)	0.02 (bester simulierter Fall) 2 (schlechtester simulierter Fall)	

Tabelle 11: Geeignete Lageregler für die IRASSI-Missions-Modi, die in IRASSI 1 definiert sind.

IRASSI Mission-Modi	Geeignete Lageregler
Fine Pointing Mode	SMC, LQR and PD-Regler
Coarse Attitude Acquisition Mode	

15.KOOPERATION MIT ANDEREN PARTNERN

Das Ergebnis des IFF-TUBS (erreichte Lagegenauigkeit von 0,4 Bogensekunden) wurde von AP3 und AP4 an der Universität der Bundeswehr und von AP2 am MPIA genutzt, um ihre Arbeit durchzuführen. Die Anforderung der Lagegenauigkeit von 0,4 Bogensekunden wurde aus den vom MPIA aufgestellten wissenschaftlichen Anforderungen abgeleitet.

16.ANWENDUNGEN

Die drei für IRASSI verwendeten hochgenauen Lageregelalgorithmen können für andere Weltraummissionen, die solch eine hohe Genauigkeiten erfordern, verwendet werden, speziell für andere Satelliten, die auf der Halo-Umlaufbahn um den Lagrange-Punkt 2 operieren, da sie auch die gleichen externen Störungen erfahren. Diese Algorithmen können so modifiziert werden, dass sie atmosphärischen Widerstand bei der Lageregelung von Erdbeobachtungssatelliten berücksichtigen und dass sie zur Lageregelung von Flugzeugen, UAVs, bodengestützten Systemen wie Autos und Schiffsnavigation verwendet werden können. Daher sind diese Algorithmen sehr allgemein und bieten Nutzen für weit verbreitete Anwendungen.

17. VERWERTUNG

Die Verwertung der IRASSI-Ergebnisse der TU Braunschweig sieht die Veröffentlichung der Ergebnisse im Rahmen des Vorhabens sowie in der Lehre an der TU Braunschweig vor. Darüber hinaus wurde angestrebt, die Ergebnisse interessierten Raumfahrtagenturen vorzustellen. Die Ergebnisse sollen möglichst in weiteren Projekten genutzt werden.

Diese Verwertungsabsichten wurden wie im Folgenden dargestellt umgesetzt:

17.1. Veröffentlichungen

Die Ergebnisse wurden auf einer Weltraumkonferenz in den USA vorgestellt:

- Divya Bhatia and Peter Hecker (August 2018). Disturbance-based High-Order Sliding Mode Observer-based Control for Spacecraft High Accuracy Pointing. AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, No. 367, August 19-23, 2018, Snowbird, Utah, USA.

17.2. Raumfahrtagenturen

Die Ergebnisse wurden einer Raumfahrtagentur im Rahmen von dieser Konferenz wie folgt vorgestellt:

- Vorstellung der Ergebnisse bei der NASA im Rahmen der Astrodynamics Specialist Conference.

17.3. Studierende & Lehre

Im Rahmen des Vorhabens wurde eine Bachelorarbeit angefertigt:

- Jinhao Liu, "Development and Analysis of Backstepping and Nonlinear Dynamic Inversion methods for Spacecraft High Accuracy Attitude control", Northwestern Polytechnical University, Department of Astronautics, Presented on 9 July 2018.

18.LITERATURVERZEICHNIS

- [1] H. Linz und S. Scheithauer, „IRASSI Science Requirement Specification: Derivation and Rationale,“ Max-Planck Institute of Heidelberg, Heidelberg, 2014.
- [2] D. Bhatia, U. Bestmann und P. Hecker, „High Accuracy Attitude Determination Estimation System for IRASSI interferometer Spacecraft,“ in *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, San Antonio, 2017.
- [3] D. Bhatia, U. Bestmann und P. Hecker, „High Accuracy Pointing Attitude Determination Estimator system for the future InfraRed Astronomy Satellite Swarm Interferometer,“ in *10th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control*, Salzburg, 2007.
- [4] D. Bhatia und U. Bestmann, „AbschlussBericht InfraRed Astronomy Satellite Swarm Interferometer-IRASSI 1,“ Technische Universitaet Braunschweig, Braunschweig, 2017.
- [5] F. L. Markley und J. L. Crassidis, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control.*, New Jersey: Space Technology Library, Springer, 2014.
- [6] U. Lee, *State-Constrained Rotational and Translational Motion Control with Applications to Monolithic and Distributed Spacecraft*, Washington: University of Washington, 2014.
- [7] E. Brucker und P. Gurfil, „Analysis of Gravity-gradient-perturbed rotational dynamics at the collinear Lagrange Points,“ *The Journal of Astronautical Sciences*, Bd. 55, Nr. 3, pp. 271-291, 2007.
- [8] O. Montenbruck und P. Gurfil, *Satellite Orbits:Models, Methods and applications*, Berlin Heidelberg: Springer Science and Business Media, 2012.
- [9] Y. Shtessel, C. Edwards, L. Fridman und A. Levant, *Sliding Mode Control and Observations*, New York: Birkhaeuser-Springer, 2013.
- [10] J. J. E. Slotine und W. Li, *Applied Nonlinear Control*, New jersey: Prentice Hall, 1991.
- [11] Y. Yang, „Analytical LQR design for spacecraft control system based on quaternion model,“ *ASCE Library: Journal of Aerospace Engineering*, Bd. 23, Nr. 3, p. 7, 2012.
- [12] J. L. Crassidis, S. R. Vadali und F. L. Markley, „Optimal Variable-Structure Control Tracking of Spacecraft Maneuvers,“ *AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics* , Bd. 23, Nr. 3, pp. 564-566, 2000.
- [13] Zhong, *PID controller tuning tutorial*, USA: Purdue University, 2006.
- [14] S. P. Bhat und D. S. Bernstein, „A topological obstruction to continuous global stabilization of rotational motion and the unwinding phenomenon,“ *Elsevier Systems and Control Letters*, Bd. 39, Nr. 3, pp. 63-70, 2000.
- [15] D. Bhatia, „Quaternions: Attitude Parameterization and Quaternion Algebra,“ Internal IRASSI 1 Technical Document, Braunschweig, 2016.
- [16] J. B. Burl, *Linear Optimal Control: H2 and Hinfinitiy Methods*, California: Addison Wesley Longman Inc., 1999.
- [17] D. E. Kirk, *Optimal Control Theory: An Introduction*, New York: Dover Publications Inc., 1998.
- [18] L. Buinhas, „Attitude Dynamics and Control at L2 of a single IRASSI Spacecraft,“ University of Bundeswehr, Munich, 2016.

- [19] R. M. Murray, *Control and Dynamical Systems Lecture 2- LQR Control*, California: Caltech, 2006.
- [20] K. D. Young, V. I. Utkin und U. Oezguener, „A Control Engineer's Guide to Sliding Mode Control,“ Bd. 7, Nr. 3, pp. 328-342, 1999.

Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN	2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) IRASSI-2 Phase-1 Abschlussbericht
3. Titel Vergleich von SMC, LQR und PD-Reglern zur hochgenauen Lageregelung von Raumfahrzeugen	
4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)] Bhatia, Divya	5. Abschlussdatum des Vorhabens 30 September 2018
	6. Veröffentlichungsdatum
	7. Form der Publikation Abschlussbericht
8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Institut für Flugführung, Technische Universität Braunschweig, Hermann-Blenk-Strasse 27, 38108, Braunschweig, Niedersachsen	9. Ber. Nr. Durchführende Institution
	10. Förderkennzeichen FKZ 50NA1715
	11. Seitenzahl 71
12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) 53170 Bonn	13. Literaturangaben 20
	14. Tabellen 11
	15. Abbildungen 33
16. Zusätzliche Angaben	
17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) Space Administration, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Koenigswinterer Strasse 522-524, 3227 Bonn, November 11, 2018	
18. Kurzfassung Dieses Dokument beschreibt die vom Institut für Flugführung (IFF) der Technischen Universität Braunschweig (TUBS) im Forschungsverbundvorhaben „IRASSI“ durchgeführten Arbeiten. Das IFF war für das Arbeitspaket 5 „Attitude Control System“ verantwortlich, welches in zwei Teilarbeitspakete aufgeteilt wurde und die Entwicklung von Lageregelungsalgorithmen von IRASSI-Satelliten beinhaltet. Hierfür wurden drei Lageregelungsalgorithmen untersucht, die für IRASSI-Raumfahrzeuge modifiziert wurden, da IRASSI in seiner Halo-Umlaufbahn um den Lagrange-Punkt L2 zwei äußeren Störmomenten ausgesetzt ist, nämlich dem Gravitationsgradienten-Drehmoment und dem Sonnenstrahlungs-Druckdrehmoment. Ein zusätzliches konstantes Drehmoment wurde hinzugefügt, um unvorhergesehene Störungen zu berücksichtigen. Diese Algorithmen umfassen lineare (PD und LQR) und nichtlineare (PD und SMC) Regelungen und werden auf die nichtlinearen rotatorischen Bewegungsgleichungen von Raumfahrzeugen angewendet. Die Stabilität dieser Regler wird über die Ljapunov-Stabilität festgelegt. Die Regelgüte dieser Regler wird auf der Grundlage der von ihnen erreichten Ausrichtungsgenauigkeit, ihrer globalen Stabilität und Robustheit gegenüber externen Störungen, Anfangsbedingungen und großen Winkelschwenkungen verglichen.	
19. Schlagwörter IRASSI, Attitude Control Algorithms, High Pointing accuracy, Abschluss Bericht	
20. Verlag	21. Preis

Document Control Sheet

1. ISBN or ISSN	2. type of document (e.g. report, publication) IRASSI-2 Phase-1 Final Technical Report
3. title Performance Comparison of SMC, LQR and PD control for Spacecraft High Accuracy Pointing	
4. author(s) (family name, first name(s)) Bhatia, Divya	5. end of project 30 September 2018
	6. publication date
	7. form of publication Final Technical Report
8. performing organization(s) (name, address) Institut für Flugführung, Technische Universität Braunschweig, Hermann-Blenk-Strasse 27, 38108, Braunschweig, Niedersachsen	9. originator's report no.
	10. reference no. FKZ 50NA1715
	11. no. of pages 71
12. sponsoring agency (name, address) Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) 53170 Bonn	13. no. of references 20
	14. no. of tables 11
	15. no. of figures 33
16. supplementary notes	
17. presented at (title, place, date) Space Administration, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Koenigswinterer Strasse 522-524,3227 Bonn, November 11, 2017	
18. abstract This document describes the work performed by Institut of Flugführung (IFF) at Technische Universität Braunschweig (TUBS) within the consortium of IRASSI. IFF was responsible for Work Package 5 titled 'Attitude Control System' in which control algorithms for IRASSI space telescope attitude control that achieves a pointing accuracy <0.3 arcsec were developed. Pertaining to this, three attitude control algorithms were investigated, which are modified for IRASSI spacecraft because IRASSI is operating under two external disturbance torques in its halo orbit around lagrange point L2, i.e. gravity-gradient torque and solar radiation pressure torque. An additional constant torque was also added to account for any unforeseen disturbances. These algorithms include linear (PD and LQR) and non-linear controls (PD and SMC); and are applied to nonlinear spacecraft rotational equations of motion. Stability of these controllers are established via Lyapunov Theory. Performance of these controllers are compared based on the pointing accuracy achieved by them, their global stability and their robustness towards external disturbances, initial conditions and large angle slews.	
19. keywords IRASSI, Attitude Control Algorithms, High Pointing accuracy, Final Report	
20. publisher	21. price