

Abschlussbericht: Infrarot Astronomy Satellite Swarm Interferometry Teil 2 Phase 2

FKZ 50 NA 1817

(Teilvorhaben TU Braunschweig)

**Lageregelungssystem und Algorithmen für eine
Stellgrößenzuordnung für die hochgenaue Ausrichtung eines
Raumfahrzeuges**

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. DURCHFUEHRUNGSVORAUSSETZUNGEN DES VORHABENS.....	12
3. PROJEKTPLANUNG UND PROJEKTABLAUF	13
4. ATTITUDE ACTUATOR SYSTEM: REAKTIONSRAD.....	14
4.1. Reaktionsrad: Design & Eigenschaften	15
4.2. Störungen der Reaktionsräder.....	16
5. REAKTIONSRAD-ANORDNUNG AN BORD DES IRASSI RAUMFAHRZEUGES.....	20
6. REAKTIONSRÄDER IN VORANGEGANGENEN RAUMFAHRFAHRTMISSIONEN.....	21
7. REAKTIONSRADKANDIDATEN FÜR IRASSI	23
7.1. Rockwell Collins Wheel 1 Parameter	23
7.2. Rockwell Collins Wheel 2 Parameter	26
7.3. Honeywell Reaktionsrad-Eigenschaften	28
7.4. Ithaco Reaktionsrad-Eigenschaften	29
8. REDUNDANTE REAKTIONSRADKONFIGURATION.....	30
8.1. 4 Reaktionsräder in einer Pyramiden-Konfiguration.....	30
9. REAKTIONSRAD VERTEILUNGsalgorithmus.....	32
9.1. Pseudoinverse distribution law	32
10. Systemgleichungen	33
10.1. Bewegungs- und Reaktionsradgleichungen	33
10.2. Externe Störungen	34
10.3. Sliding Mode Controller (SMC).....	34
11. SIMULATIONSERGEBNISSE	35
11.1. Raumfahrzeug-Lagekontrolle mit SMC und dynamischen Reaktionsradgleichungen.....	35
11.2. Reaktionsradaufteilung unter Nutzung des pseudoinversen Verteilungsgesetzes	54
12. SOFTWARE-UMGEBUNG ZUR SIMULATION DES RAUMFAHRZEUGS	62
13. FAZIT.....	63

14.	KOOPERATION MIT ANDEREN PARTNERN.....	65
15.	ANWENDUNGEN	66
16.	VERWERTUNG.....	67
16.1.	Veröffentlichungen.....	67
16.2.	Raumfahrtagenturen	67
16.3.	Studierende & Lehre.....	67
	Literaturverzeichnis.....	68

ABBILDUNGSVERZEICHNIS

Abbildung 1: Oben: Lagedefinitionen: Ausrichtungsfehler (PE), Messfehler (ME) und Regelfehler (CE). Unten: IRASSI Raumfahrzeug, das raumfahrzeugfeste Referenzkoordinatensystem und die Ausrichtung von Lage- und Trägheitssensoren [Bhatia, D. Bestmann, U. and Hecker, P. (2017), Bhatia, D. and Bestmann, U. (2017)].....	11
Abbildung 2: Arbeitspakete der Technische Universität Braunschweig (AP5).....	13
Abbildung 3: Zeitplan der Arbeitspakete für das Lageregelungssystem.	13
Abbildung 4: Attitude Determination and Control System.	15
Abbildung 5: Strukturelle Bewegungsformen der Reaktionsräder; a. Axiale Verschiebung, b. Radiale Verschiebung, c. Schaukelbewegung [Markley, F.L. and Crassidis, J.L. (2014)].....	18
Abbildung 6: RWA Anordnung im IRASSI Raumfahrzeug für die „Worst-Case-Störungsstudie“ [Eloi Ferrer Gil, IRASSI-AN-0007-LRT (2017)].	19
Abbildung 7: Anbringung der Reaktionsräder im IRASSI Raumfahrzeug.	20
Abbildung 8: Rockwell Collins Wheel 1: RDR 68 Momentum and Reaction Wheels 12-68 Nms mit externer Elektronik (https://www.rockwellcollins.com/Products-and-Services/Defense/Platforms/Space/RDR-68-Momentum-and-Reaction-Wheel.aspx)	24
Abbildung 9: Performanz Eigenschaften von 2 Modellen des Rockwell Collins Wheel 1.....	24
Abbildung 10: Physikalische Eigenschaften der 2 Modelle des Rockwell Collins Wheel 1.....	25
Abbildung 11: Energie und Umweltparameter der 2 Modelle des Rockwell Collins Wheel 1. 25	
Abbildung 12: Rockwell Collins Wheel 2: HAT-RSI High Motor Torque Momentum and Reaction Wheels 12-68 Nms mit integrierter Steuerelektronik (https://www.rockwellcollins.com/Products-and-Services/Defense/Platforms/Space/High-Motor-Torque-Momentum-and-Reaction-Wheels.aspx).	26
Abbildung 13: Performanz Parameter von 2 Modellen des Rockwell Collins Wheel 2.	26
Abbildung 14: Physikalische Eigenschaften der 2 Modelle des Rockwell Collins Wheel 2.....	27
Abbildung 15: Energie und Umweltparameter der 2 Modelle des Rockwell Collins Wheel 2. 27	
Abbildung 16: Schnittzeichnung des Honeywell Reaktionsrades (ftp://apollo.ssl.berkeley.edu/pub/Pointing_Studies/Hardware/Honeywell%20Reaction%20Wheels.pdf)	28
Abbildung 17: Performanzeigenschaften von drei Modellen des Honeywell Reaktionsrades.	28
Abbildung 18: RWA Pyramiden-Konfiguration [Markley, F.L. and Crassidis, J.L. (2014)].	31
Abbildung 19: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Quaternionenfehler	37
Abbildung 20: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Eulerwinkel-Nachführung für den 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus	38
Abbildung 21: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Winkelgeschwindigkeiten	39
Abbildung 22: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Momente der drei Reaktionsräder40	
Abbildung 23: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Momente der drei Reaktionsräder für einen kompletten 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus.....	41
Abbildung 24: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Phasenebenendarstellung	42
Abbildung 25: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Schaltebenendarstellung für 22-stündigen wissenschaftlichen Betrieb.....	43
Abbildung 26: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Raumfahrzeugmoment ohne Reaktionsräder für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus	44
Abbildung 27: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Gesamtmomente (Raumfahrzeug	

und Reaktionsräder).....	45
Abbildung 28: Manöver mit großen Winkeländerungen: Quaternionenfehler.....	46
Abbildung 29: Manöver mit großen Winkeländerungen: Eulerwinkel-Nachführung für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus	47
Abbildung 30: Manöver mit großen Winkeländerungen: Drehmoment der 3 Reaktionsräder	48
Abbildung 31: Manöver mit großen Winkeländerungen: Winkelgeschwindigkeiten	49
Abbildung 32: Manöver mit großen Winkeländerungen: Momente der 3 Reaktionsräder....	50
Abbildung 33: Manöver mit großen Winkeländerungen: Phasenebenendarstellung.....	51
Abbildung 34: Manöver mit großen Winkeländerungen: a. Schaltebenendarstellung für 22-stündigen wissenschaftlichen Betrieb.....	52
Abbildung 35: Manöver mit großen Winkeländerungen: Gesamtmoment (Raumfahrzeug und Reaktionsräder) für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus.....	53
Abbildung 36: Manöver mit großen Winkeländerungen: Raumfahrzeugmoment ohne Reaktionsräder für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus und ein vergrößertes Raumfahrzeugmoment.....	54
Abbildung 37: Manöver für kleine Änderungswinkel: 4-Reaktionsrad-Impulsverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘	56
Abbildung 38: Manöver für kleine Änderungswinkel: 4-Reaktionsrad-Impulsverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘ und Skalierte 4-Reaktionsrad-Impulsverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘	57
Abbildung 39: Manöver für große Änderungswinkel: 4-Reaktionsrad-Impulsverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘ und Skalierte 4-Reaktionsrad-Impulsverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘	58
Abbildung 40: Manöver für große Änderungswinkel: 4-Reaktionsrad-Drehmomentenverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘ und Skalierte 4-Reaktionsrad-Drehmomentenverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘	59
Abbildung 41: Manöver mit kleinen Änderungswinkeln: a. normierter Impuls für eine Reaktionsrad-Pyramiden-Konfiguration im Vergleich zum normierten Gesamtimpuls (Raumfahrzeug und Reaktionsrad) für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus	60
Abbildung 42: Manöver mit großen Winkeländerungen: Oben: normierter Impuls für eine Reaktionsrad-Pyramiden-Konfiguration im Vergleich zum normierten Gesamtimpuls (Raumfahrzeug + Reaktionsrad) für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus. Unten: skaliertes normiertes Impuls für eine Reaktionsrad-Pyramiden-Konfiguration im Vergleich zum normierten Gesamtimpuls (Raumfahrzeug + Reaktionsrad) für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus.....	61
Abbildung 43: Architektur der MATLAB-Simulationsumgebung.	62

TABELLENVERZEICHNIS

Tabelle 1: Wissenschaftliche und ingenieurwissenschaftliche Anforderungen für IRASSI [1]	10
Tabelle 2: Status der Arbeitspakete des Lageregelungssystems AP5.....	13
Tabelle 3: Parameter von Reaktionsrädern für JWST [Meza, L., Tung, F., Anandakrishnan, S., Spector, V. and Hyde, T (February, 2005)]......	16
Tabelle 4: Details der Reaktionsräder von vorangegangenen Raumfahrtmissionen mit hoher Genauigkeitsanforderung.	21
Tabelle 5: Liste der Reaktionsräder, die in vergangenen Missionen eingesetzt wurden.	22
Tabelle 6: Reaktionsrad-Kandidaten für IRASSI mit ein paar wesentlichen Eigenschaften.....	23
Tabelle 7: Ithaco Rad E Eigenschaften [Eloi Ferrer Gil, IRASSI-AN-0007-LRT (2017)]......	29
Tabelle 8: Ithaco B & E Parameter [Ritz, S. (Mai 2000)].....	29
Tabelle 9: Momentum 2-norm einer Reaktionsrad-Pyramiden-Konfiguration und total momentum für eine Genauigkeit von [0.06,0.03,0.03] arcsec am Ende eines 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus.....	60
Tabelle 10: Ausrichtungsgenauigkeit, welche durch das Lagenavigations- und Lageregelungssystem des IRASSI-Raumfahrzeugs erreicht wird.	63
Tabelle 11: Für die IRASSI-Missions-Modi geeignete Reaktionsrad-Konfigurationen, die in IRASSI 1 definiert sind.	64

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 in Heidelberg bestimmt, siehe Tabelle 1 [Linz, H. and Scheithauer, S. (2014)].

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) [Bhatia, D. Bestmann, U. and Hecker, P. (2017), Bhatia, D. and Bestmann, U. (2017)] wurde in IRASSI 1 durch AP 5 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 wurden Regelalgorithmen für die Lageregelung der IRASSI-Raumfahrzeuge entwickelt, die eine Ausrichtungsgenauigkeit von <0,3 Bogensekunden erreichen. Wie in den folgenden Abschnitten gezeigt ergab sich eine Gesamtausrichtungsgenauigkeit des vollständigen Lagebestimmungs- und Lageregelungssystems (ADCS) (theoretisch in Abbildung 4 gezeigt) von IRASSI für einige Regelalgorithmen von <0,4 Bogensekunden und im besten Fall von 0,2 Bogensekunden. Dies führte zum Erzielen der auferlegten Gesamtgenauigkeitsanforderung an IRASSI-Raumfahrzeuge (Tabelle 1, [Linz, H. and Scheithauer, S. (2014)]). Dies lässt auch genügend Spielraum für eventuelle Ausrichtungsfehler (wie in Abbildung 1a gezeigt), die aufgrund von IRASSI-Raumfahrzeugreaktionsrädern (erforderlich für Ausrichtungsänderungen), Triebwerkszündung (verwendet für IRASSI-Formationssteuerung), Kryokühlern, Treibmittelschwappen und andere strukturelle Instabilitäten entstehen, um nur einige zu nennen. Abbildung 1a zeigt, dass der absolute Ausrichtungsfehler (PE) aus Messfehler (ME)

und Regelfehler (CE) besteht. In IRASSI 2 Phase 2 wurden die Aktuatoren ausgewählt, welche für das Vorhaben geeignet sind. Dies waren im Wesentlichen die sogenannten Reaktionsräder, die die präzisen Pointing-Manöver ausführen. Außerdem wurden Kontrollalgorithmen entwickelt, die das Drehmoment auf die redundanten Reaktionsräder verteilen. Die Drehmomente sind Ergebnisse aus den für das hochgenaue Anzeigen in Phase 1 von IRASSI 2 entwickelten Regelschleifen. Dieses Dokument beschreibt die Arbeit, die vom Institut für Flugführung (IFF) der TU Braunschweig im Rahmen des Forschungsprojektes IRASSI 2 Phase 2 ausgeführt wurden. Das IFF war für die Arbeiten im Arbeitspaket 5 „Aktuatoren Stellgrößenzuweisung von Satelliten“ verantwortlich, das wiederum in zwei Unterarbeitspakete aufgeteilt war und die Auswahl von in Frage kommenden Aktuatoren für die Rotationssteuerung des IRASSI Raumfahrzeug beinhaltet. Im ersten Arbeitspaket wurde eine Literaturstudie bezüglich Reaktionsräder, ihrer Charakteristik sowie Störempfindlichkeit durchgeführt. Im Anschluss wurde mit einer weiteren Literaturstudie der Einsatz solcher Reaktionsräder bei früheren Weltraummissionen mit hohen Genauigkeitsanforderungen betrachtet. Diverse, kommerziell erhältliche Reaktionsräder, die für die IRASSI Mission in Frage kommen, wurden ausgewählt und in Tabelle 6 aufgelistet. Für das IRASSI Raumfahrzeug wurde im Endeffekt eine „four-wheel reaction wheel assembly“ (Reaction Wheel Assembly, RWA) – also eine Lageregelung mit Hilfe von vier Reaktionsrädern – ausgewählt und entsprechend im Vehikel platziert. Im zweiten Arbeitspaket mit dem Titel „Stellgrößen-Algorithmus“ wurde eine Studie über sogenannte „Allocation Algorithms“ (Stellgrößen-Zuweisungs-Algorithmen) für die redundante Ausführung der Reaktionsräder durchgeführt. Hier wurde ein pseudoinverses Verteilungsgesetz ausgewählt und angewendet. Zuvor wurde die Konfiguration der gewählten RWA aufgebaut, welche sich aus den IRASSI Spacecraft Winkelmomenten sowie der Drehmomentenkontrolle der redundanten RWA ergibt. Weiterhin wurde die Dynamik der Reaktionsräder untersucht und in einen „Sliding Mode Control“ (SMC) Algorithmus, der in IRASSI 2 Phase 1 entwickelt wurde, integriert. Abschließend wurden die Winkelmomente in allen 3 Achsen der Drehmomentenkontrolle des Raumfahrzeuges gemeinsam mit der 3-Rad-RWA aus der Simulation auf die 4 Reaktionsräder der ausgewählten Konfiguration verteilt und mit dem gewählten Stellgrößen-Algorithmus beaufschlagt. Die Ergebnisse, die im Rahmen von Matlab® Simulationen erstellt wurden, zeigen dabei die Verteilung der Drehmomentenkontrolle und die Winkelmomente für kleine und große Winkel.

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

Feld	Benötigter Wert
Anzahl von Teleskopen	5
Anzahl der Baselines	10 (baseline number = $\frac{N(N-1)}{2}$)
Größe des Teleskopspiegels	3.5 m Primärspiegel
Satellitenkonfiguration	freifliegend, 3-dimensional
Länge der Baseline	7-850 m
Bereich der Wellenlänge	50-300 μm
Frequenzbereich	1-6 THz
Sichtbereich (Field of View) eines jeden Teleskopes	3-18 arcsec (in Abhängigkeit der Frequenz)
Teleskop Ausrichtungsgenauigkeit	0.4 arcsec (Anforderung), 0.2 arcsec (Ziel)
Genauigkeit der Satellitenentfernung	5 μm (in allen Richtungen)

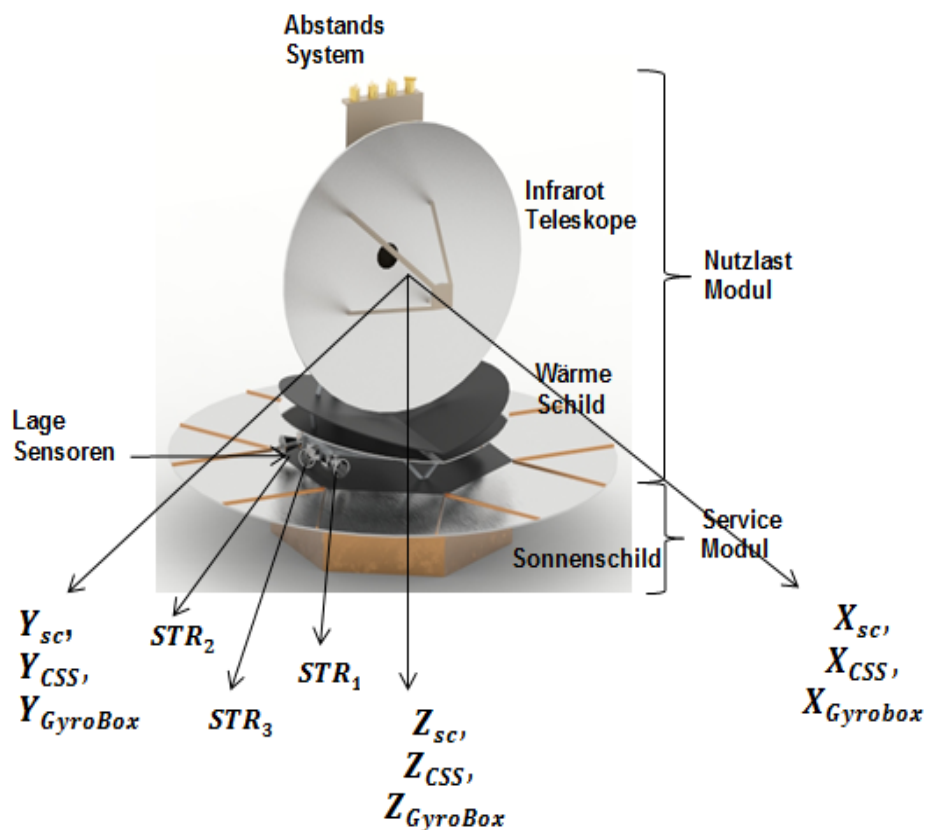
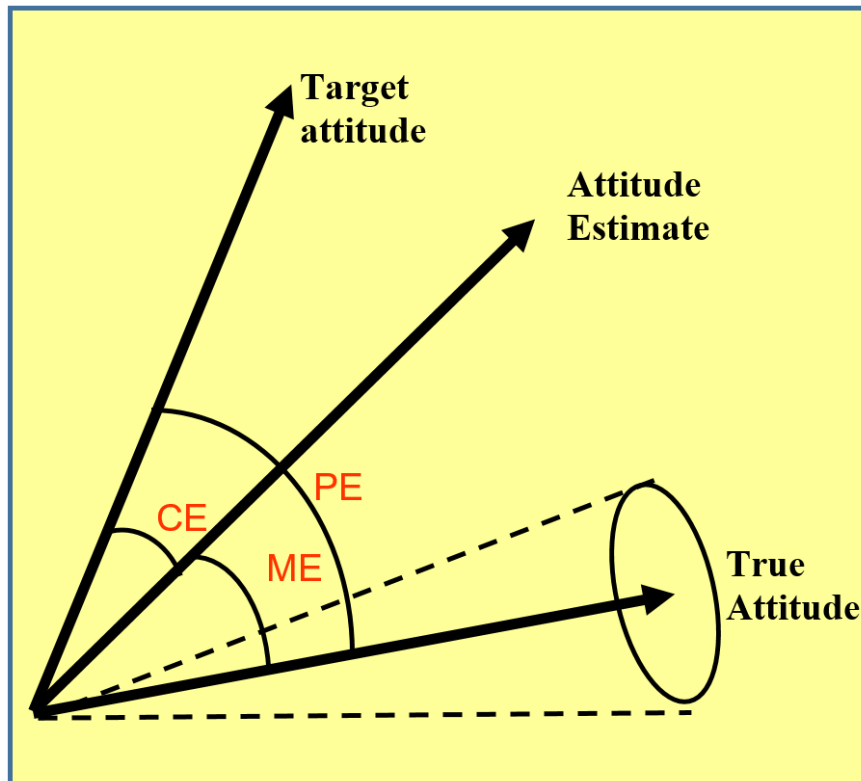


Abbildung 1: Oben: Lagedefinitionen: Ausrichtungsfehler (PE), Messfehler (ME) und Regelfehler (CE). Unten: IRASSI Raumfahrzeug, das raumfahrzeugfeste Referenzkoordinatensystem und die Ausrichtung von Lage- und Trägheitssensoren [Bhatia, D. Bestmann, U. and Hecker, P. (2017), Bhatia, D. and Bestmann, U. (2017)]

2. DURCHFUEHRUNGSVORAUSSETZUNGEN DES VORHABENS

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

4. ATTITUDE ACTUATOR SYSTEM: REAKTIONSRAD

Die im Folgenden beschriebene Arbeit wurde im Rahmen des Arbeitspakets 5.1 durchgeführt. Reaktionsräder sind die primären Aktuatoren, die für die Rotationsbewegung in den meisten Weltraumfahrzeugen verwendet werden, insbesondere für hohe Ausrichtegenauigkeiten. Die Reaktionsräder kontrollieren dabei das Drehmoment sowie die Drehbewegung, um Weltraumfahrzeuge entsprechend auszurichten und störende Einflüsse zu dämpfen. Sie stellen ein Drehmoment und/oder einen Drehimpuls zur Verfügung, die für die Lageeinhaltung, für das Manövrieren sowie die hochgenaue Ausrichtung benötigt werden. Außerdem speichern die Reaktionsräder Bewegungsenergie während der Rotationsbewegung des Raumfahrzeuges. Diese Reaktionsräder werden dabei mit elektrischer Energie betrieben, im Gegensatz zu Düsen, die mit Treibstoff versorgt werden müssen. Elektrische Energie ist dabei keiner Begrenzung der Lagerkapazität, wie es beim Düsentreibstoff der Fall ist, unterworfen.

Für eine 3-achsige Lagekontrolle eines Raumfahrzeuges sind dabei mindestens 3 Reaktionsräder notwendig. Mehr als 3 Reaktionsräder werden aus Redundanzgründen in allen Raumfahrzeugen verwendet, um im Falle eines (oder mehrerer) Ausfälle einspringen zu können. So sind z.B. im Far Ultraviolet Spectroscopy Explorer (FUSE) Raumfahrzeug in den Jahren 2001, 2002, 2004 und 2007 jeweils 4 Reaktionsräder ausgefallen; jeweils zwei fielen aus bei Dawn in 2010 und 2012, bei Hayabusa im Juli und Oktober 2005 usw. [Markley, F.L. and Crassidis, J. L (2014)].

Die Reaktionsräder stellen interne Momente bereit, um externen Störungen ausgleichen zu können, die beispielsweise durch den Gravitations-Gradienten, das Druckmoment der Sonnenstrahlung, den atmosphärischen Widerstand oder andere Einflüsse hervorgerufen werden. Redundante Reaktionsräder stellen eine zusätzliche Kapazität zur Speicherung von Bewegungsenergie bereit und können somit die Manövrierbarkeit des Raumfahrzeuges steigern. Redundante Reaktionsräder werden dabei meistens in einer sogenannten „hot backup configuration“ gehalten, um schnell zugeschaltet werden zu können. In Abbildung 4 werden die Komponenten des kompletten Lagebestimmungs- und Lageregelungssystem („Attitude Determination and Control System“ - ADCS) von IRASSI dargestellt. Wie in dieser Abbildung dargestellt, werden die Momente der Stellgrößen, die von den Kontrollalgorithmen (entwickelt in IRASSI 2 Phase 1) bereitgestellt werden, von den Reaktionsrädern ausgeführt, um das IRASSI Raumfahrzeug physikalisch im Raum zu drehen.

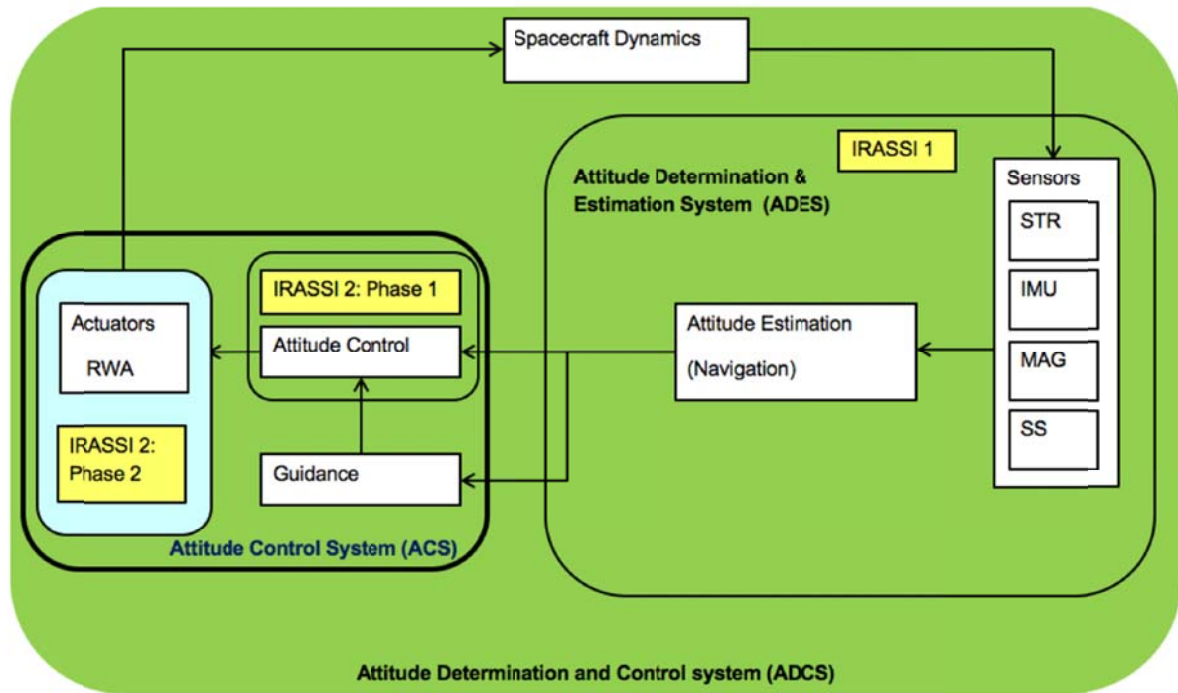


Abbildung 4: Attitude Determination und Control System.

4.1. Reaktionsrad: Design & Eigenschaften

Der Aufbau von Reaktionsrädern besteht aus einer kugelgelagerten Schwungscheibe und einem internen bürstenlosen Gleichspannungsmotor mit zugehöriger Kontrollelektronik (z.T. im Reaktionsrad integriert, z.T. separat). Normalerweise wird mit dem Reaktionsrad ein digitales oder analoges Tachometer mitgeliefert, welches die Drehzahl des Reaktionsrades misst. Je nach Bauart akzeptiert die Steuerung externe Drehmomentvorgaben oder hält über einen internen closed-loop-controller eine vorgegebene Drehzahl. Die sogenannte „back electromagnetic force“ (emf, gegengerichtete induzierte elektromagnetische Kraft) bietet bei hohen Drehzahlen ein hohes rückstellendes Moment und macht es gleichzeitig schwierig, ein hohes Moment auf das gleiche Reaktionsrad aufzubringen.

Typische Merkmale von Reaktionsrädern sind dabei:

- maximales Drehmoment im Bereich von 0.01-1.0 Nm
- maximale Drehgeschwindigkeit liegt zwischen 1000 und 6000 Umdrehung pro Minute und
- der maximale Drehimpuls liegt zwischen 2 und 250 Nms.

Die Reibung oder der Widerstand des Rads kann als Summe zweier Kräfte, nämlich der coulomb'schen und der viskosen Komponente, mittels nachfolgender Formel modelliert werden:

$$L_{drag}^w = -\tau_e \text{sign}(\omega^w) - \tau_v \omega^w \quad (1)$$

Hierbei sind die temperaturabhängigen Koeffizienten τ_v und τ_e empirisch bestimmt worden. Tabelle 3 zeigt die Werte der coulomb'schen und der viskosen Dämpfung für JWST Reaktionsräder, die wiederum Reaktionsräder von Rockwell Collins Deutschland (siehe

Abschnitt 6) verwenden. Dieses Modell lässt sich gut für viele Anwendungen verwenden. Allerdings gibt es das Verhalten im niedrigen Geschwindigkeitsbereich, insbesondere im Bereich von 0, nicht gut wieder. Hier muss ein dynamisches Dämpfungsmodell eingesetzt werden, das die Hysterese in diesem Bereich widerspiegelt. Das Drehmoment der Reaktionsräder wird üblicherweise permanent überprüft, da ein Anstieg des Widerstandsdrehmomentes ein Hinweis auf einen vorliegenden Fehler sein kann.

Tabelle 3: Parameter von Reaktionsrädern für JWST [Meza, L., Tung, F., Anandakrishnan, S., Spector, V. and Hyde, T (February, 2005)].

Hardware	Parameter	Value	Units
Reaction Wheels			
	Inertia	0.1295	Kg-m ²
	Coulomb Friction	0.0050	N-m / rad
	Viscous Friction	2.1241e-005	N-m / (rad/sec)
	Static Imbalance	1.0787e-005	N / (rad/sec)
	Dynamic Imbalance	2.0107e-006	N-m / (rad/sec)
	Bearing Imperfection	2.0107e-006	N / (rad/sec)
	Command Quantization	0.0011	N-m
	Maximum Speed	6000	Rpm
	Maximum Torque	0.12	N-m
Tachometer			
	Pulses per Revolution	48	-
	Sampling	0.064	Sec
	Number of A/D Bits	16	-

4.2. Störungen der Reaktionsräder

Reaktionsräder sind eine der Hauptursachen für Störungen in der Steuerung und Lageregelung von Raumfahrzeugen [Markley, F.L. and Crassidis, J. L (2014)]. Typische Störungen können sein:

- Radiale Kräfte und Momente
- Axiale Kräfte und Momente

Die Lage eines Raumfahrzeugs kann dadurch gestört werden, dass Störkräfte mit einem Hebelarm am Vehikel angreifen. Das resultierende Moment berechnet sich dabei zu $\mathbf{r} \times \mathbf{F}$, wobei \mathbf{r} der Vektor vom Schwerpunkt des Raumfahrzeuges zum Angriffspunkt der Kraft ist. Der Einfluss dieser Störkräfte kann mit der Anordnung der Reaktionsräder minimiert werden, indem sie nahe am Fahrzeugschwerpunkt angebracht werden. Die Einflüsse von Störmomenten sind jedoch unabhängig von der Lage der Reaktionsräder.

Das statische sowie das dynamische Ungleichgewicht sind zwei Abweichungen, die auftreten können, wenn das Reaktionsrad nicht perfekt ausbalanciert ist. Das statische Ungleichgewicht (normalerweise sehr klein, angegeben in der SI Einheit g-cm) wird dabei durch eine Verschiebung zwischen dem Schwerpunkt des Rades und der Drehachse hervorgerufen. Dadurch wird der Schwerpunkt des Raumfahrzeuges kontinuierlich in einer kreisförmigen Bewegung um die Achse der Rotation durch die Zentripetalkraft des Raumfahrzeuges beschleunigt.

Das statische Ungleichgewicht berechnet sich dabei zu

$$F_s = M^w (\omega^w)^2 \mathbf{w} \times (\mathbf{w} \times \mathbf{x}) = -M^w (\omega^w)^2 \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad (2)$$

wobei M^w , ω^w , \mathbf{w} und \mathbf{x} die Masse des Rotors, die Größe der Drehgeschwindigkeit, der Einheitsvektor entlang der Rotationsachse und der Vektor von der Radachse zum Schwerpunkt darstellen. Wenn dabei $\mathbf{w} = [\mathbf{0} \ \mathbf{0} \ \mathbf{1}]^T$ gesetzt wird, ist $F_s = -M^w (\omega^w)^2 \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}$ eine radiale Kraft, welche im Koordinatensystem des Rades konstant ist, aber mit der Drehgeschwindigkeit ω^w im Koordinatensystem des Raumfahrzeuges rotiert. Die Größenordnung ist dabei $F_s = U_s (\omega^w)^2$. Das statische Ungleichgewicht $U_s = M^w \sqrt{x_1^2 + x_2^2}$ ist proportional zur lotrechten Distanz von der Drehachse zum Schwerpunkt.

Das dynamische Ungleichgewicht (SI-Einheit ebenfalls g-cm) tritt auf, wenn die Rotationsachse keine Hauptachse ist und daher das Moment, das benötigt wird, um das Rad mit einer konstanten Drehrate ω^w weiterdrehen zu lassen, angenommen wird als $\mathbf{w} = [\mathbf{0} \ \mathbf{0} \ \mathbf{1}]^T$. Damit lässt sich das dynamische Ungleichgewicht schreiben als

$$L_d = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = (\omega^w)^2 \mathbf{w} \times (\mathbf{J}\mathbf{w}) = (\omega^w)^2 \begin{bmatrix} -J_{23} \\ J_{13} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

Dieser Ausdruck ist gleichbedeutend mit dem Radialmoment, das im Radsystem wieder konstant ist, aber mit der Drehrate ω^w im Raumfahrzeug-Koordinatensystem rotiert. Die Größenordnung dabei ist $L_d = U_d (\omega^w)^2$ wobei $U_d \equiv \sqrt{J_{23}^2 + J_{13}^2}$ das Maß für das dynamische Ungleichgewicht darstellt. Ein Beispiel für das statische und dynamische Ungleichgewicht in den JWST Reaktionsrädern ist wiederum in Tabelle 3 aufgeführt.

Die Reaktionsräder weisen darüber hinaus drei strukturelle dynamische Modi auf. Diese können in die Klassen ‚Axiale Verschiebung‘, ‚Radiale Verschiebung‘ in zwei orthogonalen Richtungen sowie ‚Schaukelbewegung‘ ebenfalls in zwei orthogonalen Richtungen, wie in Abbildung 5 gezeigt, eingeteilt werden (siehe [Markley, F.L. and Crassidis, J. L (2014)]).

Das Campbell-Diagramm ist eine sehr hilfreiche Form der Darstellung für den Zusammenhang der Frequenz einer Störung als Funktion der Drehgeschwindigkeit eines Reaktionsrades. In diesem Diagramm können auch die Zusammenhänge zwischen der Frequenz der Störung der Lage und den physikalischen Eigenschaften der Lagerung dargestellt werden. Diese Form der Darstellung hilft auch dabei, die Überlagerung der Frequenzen unterschiedlicher Störungen darzustellen. Weitere Einflüsse auf das Verhalten der Reaktionsräder sind z.B. die Änderung der Lagerreibung durch Temperatureinflüsse, Verlust von Schmierstoffen im Lager, Nutation, Schwankungen (Jitter) oder Quantisierung. Diese Störungsursachen können alle einen signifikanten Einfluss auf die Lagehaltung des Raumfahrzeuges haben, die wiederum eine Verschlechterung der Bildqualität des IRASSI Teleskops nach sich zieht. Daher müssen diese Fehlereinflüsse ebenfalls analysiert werden. Solche eine „Worst-Case-Studie“ wurde in [Eloi Ferrer Gil, IRASSI-AN-0007-LRT (2017)]

durchgeführt. Dabei wurde die Reaktionsradanordnung (RWA) als möglichst dicht am Nutzlastmodul angenommen, in diesem Falle an der Spitze des Service-Moduls, siehe Abbildung 6. Um die maximalen Fehler, die durch die RWA hervorgerufen werden können, zu berechnen, wurde die Charakteristik eines Ithaco-E-Reaktionsrades, ausgeführt als Pyramiden-Konfiguration, angenommen (siehe Abbildung 18).

Die mechanischen Störungen, die durch die RWA hervorgerufen wurden, haben dabei zwei Effekte auf das Raumfahrzeug:

1. Verschiebungen in der Struktur, die sich auf die Performanz-Metrik auswirken können, und
2. eine Starrkörperbewegung hervorgerufen durch die Drehmomente der Störung, die wiederum direkten negativen Einfluss auf das IRASSI Lagesystem besitzen. Die resultierenden Störungen des Lagesystems liegen dabei in der Größenordnung von ungefähr 0,003 arcsec.

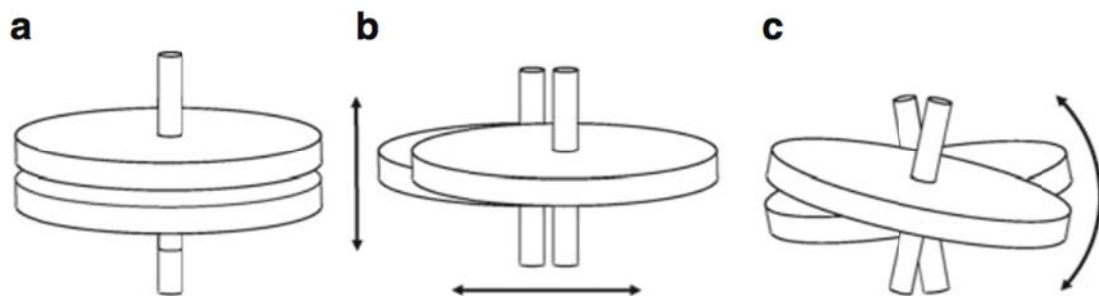


Abbildung 5: Strukturelle Bewegungsformen der Reaktionsräder; a. Axiale Verschiebung, b. Radiale Verschiebung, c. Schaukelbewegung [Markley, F.L. and Crassidis, J.L. (2014)].

Aus den zuvor genannten Gründen ist eine Untersuchung der durch die Reaktionsräder auf die IRASSI Raumfahrzeugstruktur aufgebrauchten Störungen ein wichtiger Bestandteil der kompletten Jitter-Analyse des Raumfahrzeuges. Oftmals werden die durch die Reaktionsräder hervorgerufenen Störeinflüsse dadurch minimiert bzw. umgegangen, indem die Reaktionsräder auf flexiblen Isolatoren montiert werden. Daher sollten auch im vorliegenden Falle die Räder auf solch passiven flexiblen Isolatoren angebracht werden. Auf der anderen Seite kann es aber durch eine Überlagerung von Schaukelbewegung der Reaktionsräder mit den Eigenschaften der Isolatoren zu unangenehmen Störungsüberlagerungen kommen. Daher muss auch diese Analyse in die Gesamtanalyse mit einbezogen werden.

Zusammenfassend kann festgehalten werden, dass eine umfassende Jitter-Analyse (thermomechanische Störungen oder Mikrovibrationsstörungen der Raumfahrzeugstruktur) notwendig ist, da diese wie beschrieben einen direkten Einfluss auf die erzielbare Lagegenauigkeit der Mission sowie auf andere Metriken des Raumfahrzeuges besitzt. Diese Studie muss zwingend die folgenden Punkte miteinschließen:

- Störungen bzw. Verwindungen der Raumfahrzeugstruktur hervorgerufen durch ein Ungleichgewicht der Reaktionsräder
- das Cryo-Kühlsystem
- die Antriebsdüsen
- Mikrovibrationen, hervorgerufen durch anderes Equipment
- Kräfte und Momente, die durch den Druck der solaren Strahlung resultieren.

Obwohl ein Teil der notwendigen Analyse bereits in [Eloi Ferrer Gil, IRASSI-AN-0007-LRT (2017)] durchgeführt wurde, ist eine komplette Jitter Analyse nicht Bestandteil der Forschungsarbeiten, die in AP5 durchgeführt wurden.

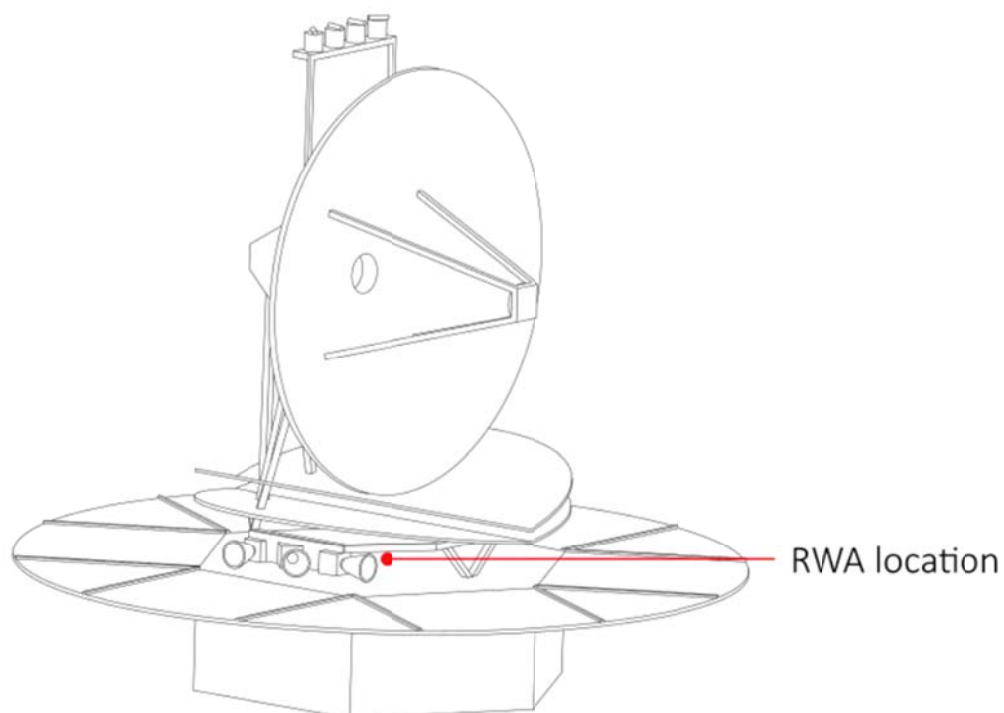


Abbildung 6: RWA Anordnung im IRASSI Raumfahrzeug für die „Worst-Case-Störungsstudie“ [Eloi Ferrer Gil, IRASSI-AN-0007-LRT (2017)].

6. REAKTIONSRÄDER IN VORANGEGANGENEN RAUMFAHRFAHRTMISSIONEN

In Tabelle 4 werden Raumfahrtmissionen aufgelistet, in denen Reaktionsräder eingesetzt wurden. Tabelle 5 listet Details zu den eingesetzten Reaktionsrädern auf. Die Arbeiten dieser Studie wurden ebenfalls in Arbeitspaket 5.1 durchgeführt.

Tabelle 4: Details der Reaktionsräder von vorangegangenen Raumfahrtmissionen mit hoher Genauigkeitsanforderung.

Missions-Name	Informationen zu Reaktionsrädern und Lagegenauigkeiten	Weitere Information
Hubble	<ul style="list-style-type: none"> - Reaktionsräder: <i>“Honeywell Satellite Systems Operation”</i>. Jedes Reaktionsrad hat ein maximales Ausgangsdrehmoment von 0.8- Nm, eine max. Rotationsgeschwindigkeit von 3000 und eine Massenträgheit des Rotors von 0.84 kg-m² [Carre, D. J. and Bertrand, P.A. (1999)] - Vier Reaktionsräder in schiefwinkliger Anordnung zur Gewährleistung der Redundanz, wobei nur drei Reaktionsräder gleichzeitig betrieben werden [Beals, G.A., et al (April 1988)]. - Pointing Control System (PCS) zur stabilen Positionierung im Bereich von 0.01 arcsec - 2 marcsec Ausrichtungsstabilität mit ≤ 0.007 arcsec Schwankungsfehler (2σ) [https://www.nasa.gov/content/goddard/hubble-space-telescope-pointing-control-system] 	<p>LEO. NASA & ES.</p> <p>Startdatum: April 1990. Immer noch in Betrieb.</p>
JWST	<ul style="list-style-type: none"> - Genauigkeit < 0.005 arcsec [Chayer, P. et. al. (2010)]. - 6 Reaktionsräder (Rockwell Collins Deutschland GmbH) basierend auf Teldix Reaktionsrädern der NASA Missionen Chandra, EOS Aqua und Aura - Pyramidenanordnung der Reaktionsräder auf isolierenden Dämpfern; anvisierte Lebensdauer in Bezug zur Mission (10 Jahre) - Bei Ausfall eines Reaktionsrades wird das gegenüberliegende Reaktionsrad deaktiviert und das Lageregelungssystem nutzt die übrigen vier Reaktionsräder [Long, K (2004)] - Bei Erreichen der Drehzahlsättigung wird die Drehzahl heruntergefahren und das dabei entstehende Reaktionsmoment mit den Lageregelungsdüsen kompensiert - Der Regelkreis für die Drehmomentensteuerung besteht aus einem PI-Regler, Tiefpassfilter 1. Ordnung und Tachometer für jedes Reaktionsrad. Der Tachometer quantisiert mit 19.5 U/min und 0.064 arcsec Abtastung [Meza, L., Tung, F., Anandakrishnan, S., Spector, V. and Hyde, T (February, 2005)] 	<p>Eine Mission der NASA, ESA und CSA</p> <p>Missionsdauer = 5-10 Jahre in einem Halo- Orbit um den L2 Punkt</p> <p>Durchmesser des Primären Spiegels ~ 6.5 m</p> <p>Optische Auflösung ~ 0.1 arcsecs</p> <p>Missionsziel ist, nach ersten Galaxien oder Objekten, die direkt nach dem Urknall entstanden sind, zu suchen</p>

Missions-Name	Informationen zu Reaktionsrädern und Lagegenauigkeiten	Weitere Information
Spitzer	<ul style="list-style-type: none"> - 4 Ithaco-B Reaktionsräder - Das statische Ungleichgewicht beträgt $2.16e-5$ Kg-m, das dynamische Ungleichgewicht liegt bei $3.6e-6$ Kg-mA² - Alle vier Reaktionsräder werden gleichzeitig für die Lagehaltung verwendet. Dabei wird der Nullraum für das Momentenmanagement ausgenutzt [Bayard, D. S. (Retrieved 2015)] 	Einzelnes Infrarot Teleskop, gestartet im August 2003
Herschel	<ul style="list-style-type: none"> - 4 Reaktionsräder in schiefwinkliger Anordnung mit Drehimpulskapazität von 30 Nms - Im Normalbetrieb werden alle 4 Reaktionsräder genutzt. Durch die simultane Nutzung wird eine höhere Drehmomentenkapazität und höhere Lageregelungskapazität erreicht [Tucci, L., Greco, C. and Kasten-Coors, S (2006)] - Im Notbetrieb kann das Attitude Control and Measurement System (ACMS) mit drei Reaktionsrädern betrieben werden [http://herschel.esac.esa.int/Docs/Herschel/html/ch02s04.html] - Ausrichtungsgenauigkeit ca. 0.81 arcsec bei <0.2 arcsec Ausrichtungsstabilität 	Größte jemals von der ESA gestartete "Single Telescope Mission", in Betrieb von 2009 bis 2013 at L ₂ (Lagrange-Punkt 2) 3-Achs stabilisiertes Weltraumteleskop Stillgelegt

Tabelle 5: Liste der Reaktionsräder, die in vergangenen Missionen eingesetzt wurden.

Missionsname	Hersteller der Reaktionsräder	Konfiguration der Reaktionsräder	Anzahl der Räder
Hubble	Honeywell Satellite Systems	Skewed Configuration	4
JWST	Rockwell Collins Deutschland GmbH (Selix)	Pyramid Configuration	6
Spitzer	Ithaco B	-	4
Herschel	Rockwell Collins Deutschland GmbH (Selix)	Skewed Configuration	4

7. REAKTIONSRADKANDIDATEN FÜR IRASSI

Die Betrachtung der Reaktionsradkandidaten für das IRASSI Raumfahrzeug wird im folgenden Kapitel beschrieben und war ebenfalls Gegenstand der Arbeiten im Arbeitspaket 5.1.

Die Konfiguration dieser Konfigurationsräder wird im Folgenden näher erläutert und diskutiert. Das Trockengewicht des IRASSI Satelliten beträgt 2370 kg. Daher wurde eine RWA Anordnung mit 4 Reaktionsrädern ausgewählt. Diese 4 Räder besitzen unterschiedliche Parameter für Drehmoment, Drehzahl, Energieverbrauch, Impulsspeicherfähigkeit und Ähnliches. In Tabelle 6 werden die Namen sowie die wesentlichen Parameter aufgelistet. Für ein bestimmtes Rad bzw. einen bestimmten Rotortyp ist die absolute Impulsspeicherfähigkeit (Nms) proportional zur maximalen Drehgeschwindigkeit des Rades, während das maximale Drehmoment mehr oder weniger proportional zum Energieverbrauch ist. Auf der anderen Seite ist für ein gegebenes Drehmoment die Größe des Rades ausschlaggebend – je größer das Rad ist, desto weniger Energie wird benötigt, um ein entsprechendes Drehmoment zu produzieren. Der Energieaufwand ist dabei signifikant, solange der Rotor beschleunigt wird und kann mehrere hundert Watt betragen. Wird der Rotor jedoch bei konstanter Drehzahl gehalten, werden nur wenige Watt Leistung benötigt.

Tabelle 6: Reaktionsrad-Kandidaten für IRASSI mit ein paar wesentlichen Eigenschaften.

Name	Gewichtsbereich (kg)	Max. Bereich des Drehimpuls (Nms)	Bereich der Drehgeschwindigkeit (rpm)	Bereich des Drehmomentes (Nm)
Rockwell Collins 1	5.5-7.6	23-68	± 5250-6000	0.075-0.090
Rockwell Collins 2	6.0-9.5	12-68	± 4500-6000	± 0.170-0.220
Honeywell	6.0-12.0	12-100	± 6000	0.1-0.4
Ithaco B & E	8.0-13.6	16.6-50	± 3850-TBD	0.3

7.1. Rockwell Collins Wheel 1 Parameter

Der erste Kandidat für ein IRASSI Reaktionsrad ist das Rockwell Collins Wheel 1. In den folgenden Abbildungen (Abbildung 8, Abbildung 9, Abbildung 10 und Abbildung 11) ist das Rad sowie eine Liste der Performanz-Spezifikation, der physikalischen Abmessungen sowie der Energieaufnahme von zwei Modellen des Rockwell Collins Wheel 1 abgebildet.



Abbildung 8: Rockwell Collins Wheel 1: RDR 68 Momentum and Reaction Wheels 12-68 Nms mit externer Elektronik (<https://www.rockwellcollins.com/Products-and-Services/Defense/Platforms/Space/RDR-68-Momentum-and-Reaction-Wheel.aspx>)

▼ Specifications

Performance

RDR 23-0 (RDR 57-0) and WDE 8-47

Angular Momentum at Nominal Speed	23 (57) Nms
Operational Speed Range	± 5,250 rpm
Speed Limiter (EMF)	< 7,500 rpm
Motor Torque at Nominal Speed	90 mNm
Loss Torque (maximum)	< 20 mNm

RDR 68-3 and WDE 8-45

Angular Momentum at Nominal Speed	68 Nms
Operational Speed Range	± 6,000 rpm
Speed Limiter (EMF)	< 7,500 rpm
Motor Torque at Nominal Speed	75 mNm
Loss Torque (maximum)	< 20 mNm

Abbildung 9: Performanz Eigenschaften von 2 Modellen des Rockwell Collins Wheel 1.

Physical Specs

RDR 23-0 (RDR 57-0) and WDE 8-47

Dimensions - Wheel (RDR)	
Diameter	345 mm
Height	118 mm
Mass	< 5.5 (7.6) kg
Dimensions - Wheel Drive Electronics (WDE)	
Ground plane	170 x 220 mm
Height	56 mm
Mass (incl. radiation shielding)	1.45 kg
Total Mass (RDR + WDE)	< 6.95 (9.05) kg

RDR 68-3 and WDE 4-45

Dimensions - Wheel (RDR)	
Diameter	345 mm
Height	118 mm
Mass	< 7.6 kg
Dimensions - Wheel Drive Electronics (WDE)	
Ground plane	52 X 247 mm
Height	145 mm
Mass (incl. radiation shielding)	1.25 kg
Total Mass (RDR + WDE)	< 8.85 kg

Abbildung 10: Physikalische Eigenschaften der 2 Modelle des Rockwell Collins Wheel 1.

Power

Power Consumption (RDR/WDE)	
Standby	< 5 W
Steady state at nominal speed	< 20 W
Maximum torque at nominal speed	< 90 W
Power Interface	
Supply voltage	24 to 51 VDC
Input current	< 4.2 A
Galvanic isolation between primary and secondary return	Yes
Preceding stage	Yes

Environmental

Environmental Conditions	
Qualification/protoflight temperature	-10 to +55 °C (mineral oil) -25 to +75 °C (synthetic oil)
Operating temperature	-5 to +50 °C (mineral oil) -20 to +50 °C (synthetic oil)
Survival/non-operating temperature	-20 to +60 °C (mineral oil) -40 to +75 °C (synthetic oil)
Lifetime	> 15 years (in orbit)

Abbildung 11: Energie und Umweltparameter der 2 Modelle des Rockwell Collins Wheel 1.

7.2. Rockwell Collins Wheel 2 Parameter

Der zweite Kandidat für ein IRASSI Reaktionsrad ist das Rockwell Collins Wheel 2. In Abbildung 12, Abbildung 13, Abbildung 14 und Abbildung 15 ist das Rad sowie eine Liste der Performanz-Spezifikation, der physikalischen Abmessungen sowie der Energieaufnahme und Umweltparameter von verschiedenen Modellen des Rockwell Collins Wheel 2 abgebildet.



Abbildung 12: Rockwell Collins Wheel 2: HAT-RSI High Motor Torque Momentum and Reaction Wheels 12-68 Nms mit integrierter Steuerelektronik (<https://www.rockwellcollins.com/Products-and-Services/Defense/Platforms/Space/High-Motor-Torque-Momentum-and-Reaction-Wheels.aspx>).

Performance

RSI68-170/60

Angular Momentum at Nominal Speed	68 Nms
Operational Speed Range	± 6,000 rpm
Speed Limiter (eMf)	< 7,300 rpm
Motor Torque at Nominal Speed	± 170 mNm
Loss Torque	< 20 mNm

RSI12-, 18-, 25-, 50-220/45

Angular Momentum at Nomnal Speed	12 Nms 18 Nms 25 Nms 50 Nms
Operational Speed Range	± 4,500 rpm
Speed Limiter (eMf)	< 7,300 rpm
Motor Torque at Nominal Speed	± 220 mNm
Loss Torque	< 20 mNm

Abbildung 13: Performanz Parameter von 2 Modellen des Rockwell Collins Wheel 2.

Physical Specs

RSI68-170/60

Dimensions	
Diameter	347 mm
Height	124 mm
Mass	< 9.50 kg

RSI12-, 18-, 25-, 50-220/45

Dimensions	
Diameter	347 mm
Height	124 mm
Mass	RSI12: < 6.00 kg RSI18: < 6.45 kg RSI25: < 7.15 kg RSI50: < 9.20 kg

Abbildung 14: Physikalische Eigenschaften der 2 Modelle des Rockwell Collins Wheel 2.

Power

RSI 220/45

Power Consumption	
Steady state at nominal speed	< 20 W
Maximum torque at nominal speed	< 150 W
Power Interface	
Supply voltage	98 to 102 V
Input current	< 2.0 A
Galvanic isolation between primary and secondary return	yes

Environmental

Environmental Conditions	
Qualification/protoflighttemperature	-25 to +75 °C
Operating temperature	-20 to +70 °C
Survival/non-operating temperature	-40 to +70 °C
Lifetime	> 15 years (inorbit)

Abbildung 15: Energie und Umweltparameter der 2 Modelle des Rockwell Collins Wheel 2.

7.3. Honeywell Reaktionsrad-Eigenschaften

Der dritte Kandidat für das IRASSI Reaktionsrad ist das Honeywell Reaktionsrad, siehe Abbildung 16. Abbildung 17 listet die Performanzeigenschaften von drei Modellen dieses Reaktionsrades auf.

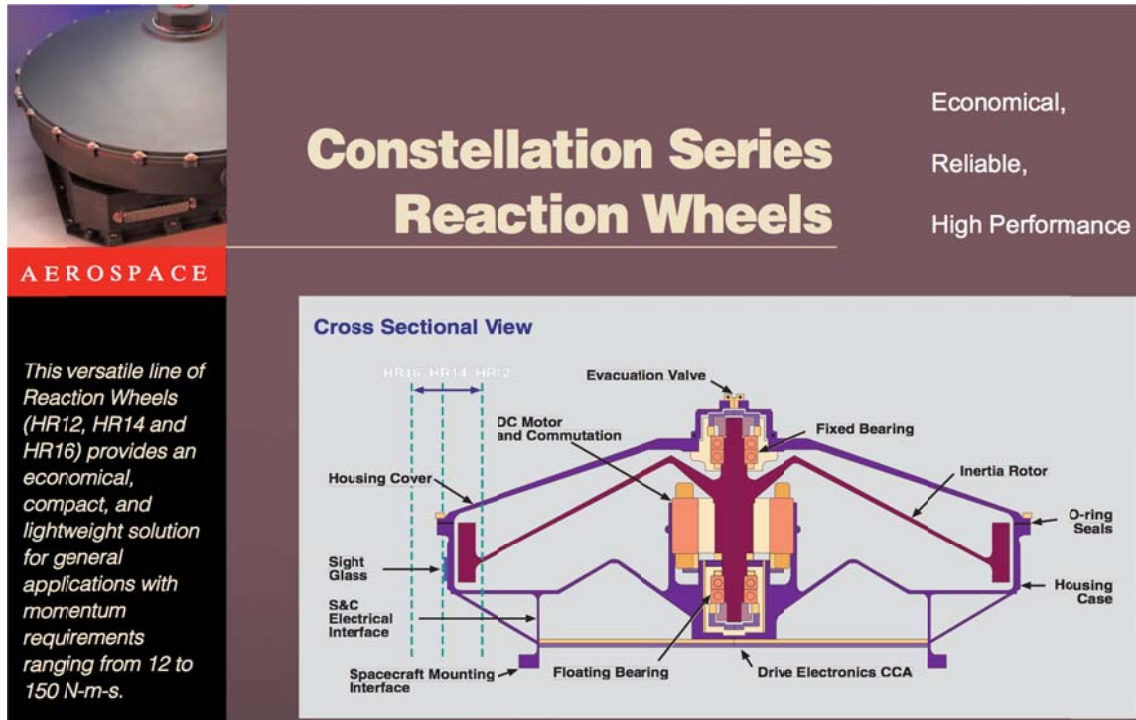


Abbildung 16: Schnittzeichnung des Honeywell Reaktionsrades (ftp://apollo.ssl.berkeley.edu/pub/Pointing_Studies/Hardware/Honeywell%20Reaction%20Wheels.pdf).

Performance Characteristics				
PERFORMANCE ITEM	UNIT	HR12	CAPABILITY HR14	HR16
Momentum	N-m-s	12, 25, 50 ^a	25, 50, 75	50, 75, 100 ^a
Reaction torque				
Nominal	N-m		0.1 to 0.2 ^b	
Extended	N-m		up to 0.4 (@3000 rpm) ^c	
Rotor Balance ^d				
Static	g-cm	0.15, 0.24, 0.44	0.22, 0.35, 0.48	0.28, 0.38, 0.48
Dynamic	g-cm ²	22, 4.6, 9.1	4.6, 9.1, 13.7	7.7, 11.5, 15.4
Peak Power	Watts		105, 195 ^e	
Steady State (@ 6000 rpm)	Watts		< 22 typical	
Bus Voltage Range	Volts		14 up to 80	
Wheel Speed	rpm		± 6000	
Mass	kg	60, 7.0, 9.5	7.5, 8.5, 10.6	9, 10.4, 12
Integrated Wheel Outline (Height x Width)	mm	159 x 316	159 x 366	178 x 418
Separate Electronics Outline	mm	WU H148X316D WDE H60XW169XL230	WU H148X366D WDE H60XW169XL230	WU H152X418D WDEH60XW169XL230
Life				
Storage	Years		> 5	
On-orbit Operation	Years		> 15	
Radiation Hardness Capability	Krads (Si)		> 300	
Parts Screening			S	
Operational Temperature Range (Qual)	°C		-30 to 70	
Vibration	Grms		13.8	
Interface	NA		Analog/Digital	

Abbildung 17: Performanzeigenschaften von drei Modellen des Honeywell Reaktionsrades.

7.4. Ithaco Reaktionsrad-Eigenschaften

Der vierte Kandidat für das IRASSI Reaktionsrad ist ein Ithaco Rad B oder E. Ithaco stellt Räder in drei Kategorien her: A, B und E. Innerhalb dieser drei Kategorien gibt es jeweils diverse Modelle. Tabelle 7 zeigt die Eigenschaften eines Rads vom Typ E, das in [Eloi Ferrer Gil, IRASSI-AN-0007-LRT (2017)] genutzt wurde, um eine Jitter-Analyse durchzuführen. Tabelle 8 listet einige Eigenschaften von weiteren Modellen der Kategorien B und E auf.

Tabelle 7: Ithaco Rad E Eigenschaften [Eloi Ferrer Gil, IRASSI-AN-0007-LRT (2017)].

Parameter	Value
Speed range	$\pm 3850 \text{ rpm}$
Momentum capacity	$> 50 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}$
Reaction torque	$> 300 \text{ mN} \cdot \text{m}$
Static imbalance	$< 1.8 \text{ g} \cdot \text{cm}$
Dynamic imbalance	$< 60 \text{ g} \cdot \text{cm}^2$
Mass reaction wheel	$< 10.6 \text{ kg}$
Mass motor driver	$< 3.3 \text{ kg}$
Wheel diameter	$< 39.3 \text{ cm}$

Tabelle 8: Ithaco B & E Parameter [Ritz, S. (Mai 2000)].

Model	<i>TW-16B200</i>	<i>TW-19B300</i>	<i>TW-50E300</i>	<i>TW-26E300</i>
Torque[Nm]	>0.2	>0.3	>0.3	>0.3
Momentum capacity [Nms]	>16.6	>19.5	>50.0	>26.0
Peak power [W]	<250	<350	<280	<150
Mass (wheel+motor)[kg]	8.0	8.4	13.9	13.9

8. REDUNDANTE REAKTIONSRADKONFIGURATION

Die im Folgenden vorgestellten Arbeiten waren Bestandteil des Arbeitspaketes 5.2. Für IRASSI wurde eine RWA mit vier Reaktionsrädern gewählt. Im Kapitel 6 wurde diese Konfiguration bereits für Vorgängermissionen mit hochpräzisen Genauigkeitsanforderungen beschrieben. Im Hubble- und Herschel-Teleskop waren die Achsen der 4 Reaktionsräder dabei schräg zum Raumfahrzeug-Koordinatensystem verbaut. Bei JWST waren dagegen 6 Reaktionsräder in Pyramidenform angeordnet. Für IRASSI sind 4 Reaktionsräder ebenfalls in pyramidenförmiger Anordnung geplant [Markley, F.L. and Crassidis, J. L (2014)]. Außerdem ist geplant, redundante Reaktionsräder in einer sogenannten „Hot-Backup-Konfiguration“ zu verbauen. Solch eine Konfiguration erlaubt längere Intervalle zwischen notwendigen Raumfahrzeug-Lagekorrekturen. Bei IRASSI werden Düsen für solch eine Lagekorrektur eingesetzt [Buinhas, L., Ferrer Gil, E., Bhatia, D., et. al (2017)]. Dieses Dokument beschreibt nicht die Einzelheiten, wie der Drehimpuls der Reaktionsräder bei Sättigung durch die Nutzung der Steurdüsen reduziert wird, obwohl dies eine wichtige Fragestellung darstellt. Allerdings ist die Beantwortung dieser Frage aufgrund der eingeschränkten Zeit und Ressourcenverfügbarkeit in diesem Projekt nicht möglich.

8.1. 4 Reaktionsräder in einer Pyramiden-Konfiguration

Abbildung 18 zeigt die Pyramiden-Konfiguration, welche eine Symmetrie in allen Koordinatenebenen annimmt. Die Transformationsmatrix vom Reaktionsrad-Koordinatensystem ins raumfahrzeugfeste Koordinatensystem sieht wie folgt aus:

$$W_4 = \begin{bmatrix} b & c & b & c \\ 0 & d & 0 & -d \\ a & 0 & -a & 0 \end{bmatrix} \text{ mit } a^2 + b^2 = c^2 + d^2 = 1.$$

In W_4 trägt jedes Rad zum Einheitsvektor e_1 der körperfesten Achsen bei. Somit ist dies die bevorzugte Richtung der Matrix für das IRASSI Raumfahrzeug, da die Mittelachse des IRASSI Teleskop in Richtung der X_{SC} Achse ausgerichtet ist. Diese Richtung kann dadurch geändert werden, indem W_4 auf der linken Seiten mit einer geeigneten Rotationsmatrix multipliziert wird.

$$n_4 = \frac{1}{\sqrt{2(b^2+c^2)}} \begin{bmatrix} c \\ -b \\ c \\ -b \end{bmatrix} \text{ spannt hierbei den Nullraum von } W_4 \text{ auf. Die Transformation der}$$

Steuermomente und -impulse aus dem Rad- in das Raumfahrzeugkoordinatensystem ist gegeben durch $\tau_B^W = W_4 \tau_W^W$ und $H_B^W = W_4 H_W^W$, wobei τ_B^W das gesamte Drehmoment des Reaktionsrades im Raumfahrzeug-Koordinatensystem darstellt, τ_W^W das Drehmoment des Reaktionsrades im Rad-Koordinatensystem, H_B^W den Drehimpuls im Raumfahrzeug-Koordinatensystem und H_W^W den Drehimpuls im Rad-Koordinatensystem.

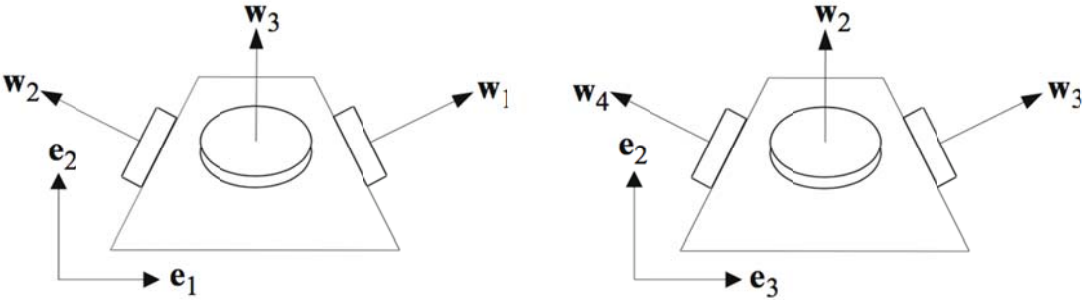


Abbildung 18: RWA Pyramiden-Konfiguration [Markley, F.L. and Crassidis, J.L. (2014)].

9. REAKTIONSRAD VERTEILUNGSLGORITHMUS

Die im Folgenden beschriebenen Arbeiten wurden im Arbeitspaket 5.2 bearbeitet. Es gibt zwei Möglichkeiten, die Reaktionsräder anzusteuern: 1. man kommandiert ein Drehmoment oder 2. es wird ein Drehimpuls vorgegeben. Im zweiten Fall nutzt die Steuerelektronik des Rades eine interne Feedback-Schleife, um das Kommando umzusetzen. Es ist einfacher, das Überschreiten der maximalen Drehimpulsfähigkeit zu vermeiden, wenn der Drehimpuls vorgegeben wird. In der Literatur wurde mehrfach ausführlich über die Übertragung von Impuls-Kommandos in Raumfahrzeugen berichtet und diese in Raumfahrzeugen auch implementiert. Für IRASSI werden jedoch beide Ansätze (Drehmomenten- wie auch Drehimpulsübertragung) umgesetzt.

9.1. Pseudoinverse distribution law

Die pseudoinverse Verteilung ist die am meisten verwendete Methode, um einen Impuls oder ein Moment auf redundante Räder zu verteilen. Sie minimiert dabei die euklidische Norm des Impulses bzw. Momentes im Reaktionsrad-Rahmen [Markley, F.L. and Crassidis, J. L (2014)]. Diese Gesetzmäßigkeit ist vom energetischen Standpunkt aus ideal, nutzt aber nicht unbedingt die volle Kapazität des Radsystems aus. Das pseudoinverse Verteilungsgesetz ist gegeben aus $H_W^w = W_{4/N}^\dagger H_B^w + n_n$, wobei $W_{4/N}^\dagger = W_{4/N}^T (W_{4/N} W_{4/N}^T)^{-1}$ und n_n ein beliebiger Vektor im Nullraum von $W_{4/N}$ sind.

Damit ist die Pseudoinverse Matrix von W_4 gegeben mit:

$$W_4^\dagger = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} b/(b^2 + c^2) & 0 & 1/a \\ c/(b^2 + c^2) & 1/d & 0 \\ b/(b^2 + c^2) & 0 & -1/a \\ c/(b^2 + c^2) & -1/d & 0 \end{bmatrix}$$

Die zeitliche Ableitung des Drehimpulses ist das Moment $\tau_W^w = \dot{H}_W^w = W_{4/N}^\dagger \dot{H}_B^w = W_{4/N}^\dagger \tau_B^w$. Dies zeigt, dass der pseudoinverse Impuls sowie die Verteilung des Momentes wechselseitig übereinstimmend sind.

10. Systemgleichungen

Die Arbeiten in diesem Abschnitt wurden im Rahmen des AP 5.2 durchgeführt.

10.1. Bewegungs- und Reaktionsradgleichungen

Rotationsgleichungen der Bewegung eines starren Raumfahrzeugs, die mit Quaternionen beschrieben sind, umfassen seine Dynamik und kinematischen Gleichungen, wie in den Gleichungen 5 und 4, wobei

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

und

$$\Xi(q) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{bmatrix}$$

und

$$\omega \times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

Gleichung 7 beschreibt die Einheitsnormbedingung der Einheitsquaternionen, die immer beibehalten werden sollte. Die Gleichungen 8 und 9 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. Gleichung 6 beschreibt die Dynamik der Reaktionsräder. Dabei ist H_B^W der Drehimpuls der Reaktionsräder ausgedrückt im Koordinatensystem des IRASSI Raumfahrzeugs.

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega(\omega)q = \frac{1}{2} \Xi(q)\omega \quad (4)$$

$$\dot{\omega} = J^{-1}(-[\omega \times]J\omega + u + u_d) \quad (5)$$

$$\dot{H}_B^W = -[\omega \times]H_B^W - u \quad (6)$$

$$\|q\|^2 = 1 \quad (7)$$

$$q_e = q \otimes q_d^{-1} \quad (8)$$

$$\omega_e = \omega - \omega_d \quad (9)$$

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 (weitere Details sind in [Bhatia, D. (2019)] zu finden).

10.2. Externe Störungen

Das gesamte äußere Störmoment in Gleichung 5 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 ist.

$$u_d = u_{gg}^b + u_{const} \quad (10)$$

Mit

$$u_{gg}^b = -3 \left(\frac{\mu_1}{r_1^3} + \frac{\mu_2}{r_2^3} \right) \begin{bmatrix} 0 & -1 + 2(q_1^2 + q_2^2) & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) & 0 & -2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ -2(q_2q_3 + q_1q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) & 0 \end{bmatrix} J \begin{bmatrix} 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix} \quad (11)$$

und $u_{const} = 1.18 * 10^{-3} \text{N-m}$ (vgl. [Bhatia, D. (2019)]).

10.3. Sliding Mode Controller (SMC)

Die IRASSI 2 Phase 1 Untersuchung [Bhatia, D. (2019)] zeigte, dass der Sliding Mode Controller (SMC) der beste und robusteste Kontrollansatz für die IRASSI Raumfahrzeug-Lagekontrolle darstellt. Demzufolge wurde SMC für die Lagekontrolle in Verbindung mit der Dynamik des Reaktionsrades (siehe Gleichung 6), der Reaktionsradkonfiguration (siehe Kapitel 8) und dem pseudoinversen Verteilungsansatz (siehe Kapitel 9) umgesetzt.

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. 8 und Gl. 9. Es ist zu beachten, dass die erste Ableitung von σ auf das Steuersignal u in $\dot{\sigma}$ führt. Mit Gl. 4 und Gl. 5 als System, Gl. 11 als Gravitationsgradienten-Moment und $u_{const} = 1.18 * 10^{-3} \text{Nm}$ als die Kombination von SRP und konstantem externen Moment ist das Regelgesetz für dieses System gegeben als

$$u_{SMC} = J(-\Lambda \dot{q}_{e1:3} + \dot{\omega}_d) + [\omega \times] J \omega - J \text{Gsat}(\sigma_i, \varepsilon_i) \quad (12)$$

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 [Bhatia, D. (2019)].

11. SIMULATIONSRESULTATE

Die Arbeiten in diesem Abschnitt wurden im AP 5.2 ausgeführt. In der IRASSI 2 Phase 1 Untersuchung wurde gezeigt, dass der SMC Ansatz den besten Lösungsansatz bietet, d.h. die höchste Lage- und Ausrichtungsgenauigkeit mit den kleinsten möglichen Momenten. Daher wurde in der vorliegenden Studie der SMC Ansatz umgesetzt und im Detail untersucht, wie die gesamten Drehimpuls- bzw. Drehmomentenkontrolle des Raumfahrzeuges aussehen wird. Ebenfalls wurde untersucht, wie die genaue Reaktionsradanordnung im Zusammenhang mit dem pseudoinversen Verteilungsalgorithmus auszusehen hat. Wie in Kapitel 9 beschrieben, wurden sowohl der Drehimpuls als auch das Drehmoment vorgegeben. Beide Stellgrößen wurden mit dem SMC bestimmt und mit dem pseudoinversen Verteilungsansatz auf die 4 Reaktionsräder (RWA), die pyramidenförmig angeordnet sind, verteilt.

11.1. Raumfahrzeug-Lagekontrolle mit SMC und dynamischen Reaktionsradgleichungen

Dieser Abschnitt zeigt die Simulationsergebnisse der Raumfahrzeug-Lagekontrolle mithilfe des SMC Ansatzes auf. Dazu wurde die Dynamik der Reaktionsräder (siehe Gleichung 6) in die Raumfahrzeug-Bewegungsgleichungen (Gleichungen 4 und 5) mit eingebunden.

Das zum Moment der Inertialmatrix des IRASSI Raumfahrzeuges zugehörige prinzipielle Inertialmoment ist gegeben durch

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

Die zwei demonstrierten bzw. simulierten Fälle sind:

- Large Angle Manöver: $\theta_0 = [14 \quad 14 \quad 14]^\circ$ und $\theta_d = [30 \quad -20 \quad 1]^\circ$
- Small Angle Manöver: $\theta_0 = [14 \quad 14 \quad 14]^\circ$ und $\theta_d = [13 \quad 13 \quad 13]^\circ$

Die Anfangs- und Endwerte der Winkelgeschwindigkeiten sind $\omega_0 = [0, 0, 0] \text{rad/sec}$ und $\omega_d = [0, 0, 0]$. Die Simulationsdauer beträgt 22 Stunden mit Simulationsintervallen von jeweils einer Sekunde. Die Dauer entspricht dabei der Dauer eines wissenschaftlichen Beobachtungszyklus, siehe [Bhatia, D. Bestmann, U. and Hecker, P. (2017)]. Die hochgenaue Ausrichtungsgenauigkeit, die für das „Attitude determination/estimation and control system“ (ADCS, siehe Abbildung 4) eingeführt wurde (siehe Tabelle 1), ist dabei nur für Manöver mit kleinen Änderungswinkeln gültig. Diese Annahme kann und muss getroffen werden, da nach Beginn einer wissenschaftlichen Messreihe, d.h. wenn das Raumfahrzeug auf ein zu untersuchendes Ziel ausgerichtet ist, nur noch kleine Korrekturen durchgeführt werden dürfen, um das Ziel nicht zu verlieren. Auf der anderen Seite sind jedoch Manöver mit großen Winkeländerungen notwendig, um andere Raumfahrtmissionen (mit und ohne Nutzung des Teleskops) ausführen zu können. Diese Manöver sind deutlich schwieriger zu kontrollieren, da es z.B. zu nicht-linearitäten in der Systemdynamik kommen kann oder sich Störungen mehr aufsummieren können. Daher wurden diese Manöver ebenfalls untersucht. Zusammenfassend kann festgehalten werden, dass eine kleine Momenten- bzw. Drehimpulskapazität für die Manöver mit kleinen Änderungswinkeln benötigt wird, während

für Manöver mit großen Änderungswinkeln eine große Momenten- bzw. Drehimpulskapazität benötigt wird.

Für Manöver mit kleinem Änderungswinkel wird ein Verschwenkungswinkel von 1° (entspricht 3600 arcsec) als ausreichend angesehen. Dies ist im Vergleich zur Simulation der Lage- und Positionierungsgenauigkeit aus IRASSI 2 Phase 1 ausreichend dimensioniert. Es werden Simulationsergebnisse für einen Cycle einer wissenschaftlichen Beobachtung von 22 Stunden gezeigt. Damit kann die Größe der für die hochgenaue Lagehaltung und Positionierung benötigten Momente sowie der sich aufbauende Drehimpuls gezeigt werden. Der Aufbau des Drehimpulses ist dadurch begründet, dass das Raumfahrzeug während der Messung nicht gestört werden darf und damit z.B. die Düsen nicht zum Abbau des Impulses eingesetzt werden können [Buinhas, L., Ferrer Gil, E., Bhatia, D., et. al (2017)]. Dieser Abbau der Momente und Impulse wird in einem Zeitraum absolviert, in denen keine wissenschaftlichen Messungen durchgeführt werden oder wenn die Fehler zu groß geworden sind und nicht mehr korrigiert werden können.

Die Abbildungen 19 bis 27 zeigen die Ergebnisse für die Manöver mit kleinen Änderungswinkeln. Dabei zeigt Abbildung 19, dass die geforderte hohe Positionierungsgenauigkeit von [0.06, 0.03, 0.03] arcsec für den wissenschaftlichen Modus mit 22 Stunden Beobachtungszeit erreicht wird. Abbildung 20 und Abbildung 21 zeigen die Euler-Winkel-Nachführung sowie die Drehraten-Nachführung, die ebenfalls sehr präzise arbeitet. Die Phasenebenendarstellung in Abbildung 24 und Schaltebenendarstellung in Abbildung 25 zeigen, dass die Zustandstrajektorien auf null gehen, also die Schaltfunktion im Sinne der SMC zu null wird. Abbildung 22 zeigt, dass das initiale Drehmoment von ca. [-20, -75, -45]N-m benötigt wird, um das 3-Achsen-Reaktionsrad mit den 3 Achsen des Raumfahrzeuges in Übereinstimmung zu bringen. Abbildung 23 bildet die Aufsummierung der Momente in den drei Reaktionsrädern ab. Diese sind am Ende der 22-stündigen Simulation bei ca. [32, 32, 32] Nms. In Abbildung 26 sind die Momente des Raumfahrzeuges (ohne Reaktionsräder!) zu erkennen, die sich zu null zurück bilden. Abschließend zeigt Abbildung 27 die Summierung der Momente des Raumfahrzeuges und der Reaktionsräder, welche folgerichtig bei ca. [32, 32, 32] Nms liegt.

Abbildung 28 und Abbildung 36 zeigen die Ergebnisse für die Manöver mit großen Änderungswinkeln. Auch hier wird in Abbildung 28 wieder gezeigt, dass die geforderte hohe Positionierungsgenauigkeit von [0.06, 0.03, 0.03] arcsec für den wissenschaftlichen Modus mit 22 Stunden Beobachtungszeit erreicht wird. Abbildung 29 und Abbildung 31 zeigen die Euler-Winkel-Nachführung sowie die Drehraten-Nachführung, die wiederum sehr präzise arbeiten. Die Phasenebenendarstellung in Abbildung 33 und Schaltebenendarstellung in Abbildung 34 zeigen, dass die Zustandstrajektorien auf null gehen, also die Schaltfunktion im Sinne der SMC zu null wird. Abbildung 30 zeigt, dass das initiale Drehmoment von ca. [-200, -90, 800]N-m benötigt wird, um das 3-Achsen-Reaktionsrad mit den 3 Achsen des Raumfahrzeuges in Übereinstimmung zu bringen. Abbildung 32 bildet die Aufsummierung der Momente in den drei Reaktionsrädern ab. Diese sind am Ende der 22-stündigen Simulation bei ca. [32, 10, 10] Nms, jedoch ist ein mit ungefähr [120,800,-500] Nms sehr großes initiales maximales Moment in den Reaktionsrädern gespeichert. In Abbildung 26 sind die Momente des Raumfahrzeuges (ohne Reaktionsräder!) zu erkennen, die sich zu Null zurück bilden. Abschließend zeigt Abbildung 27 die Summierung der Momente des

Raumfahrzeuges und der Reaktionsräder, welche folgerichtig bei ca. [33, 33, 33] Nms liegt.

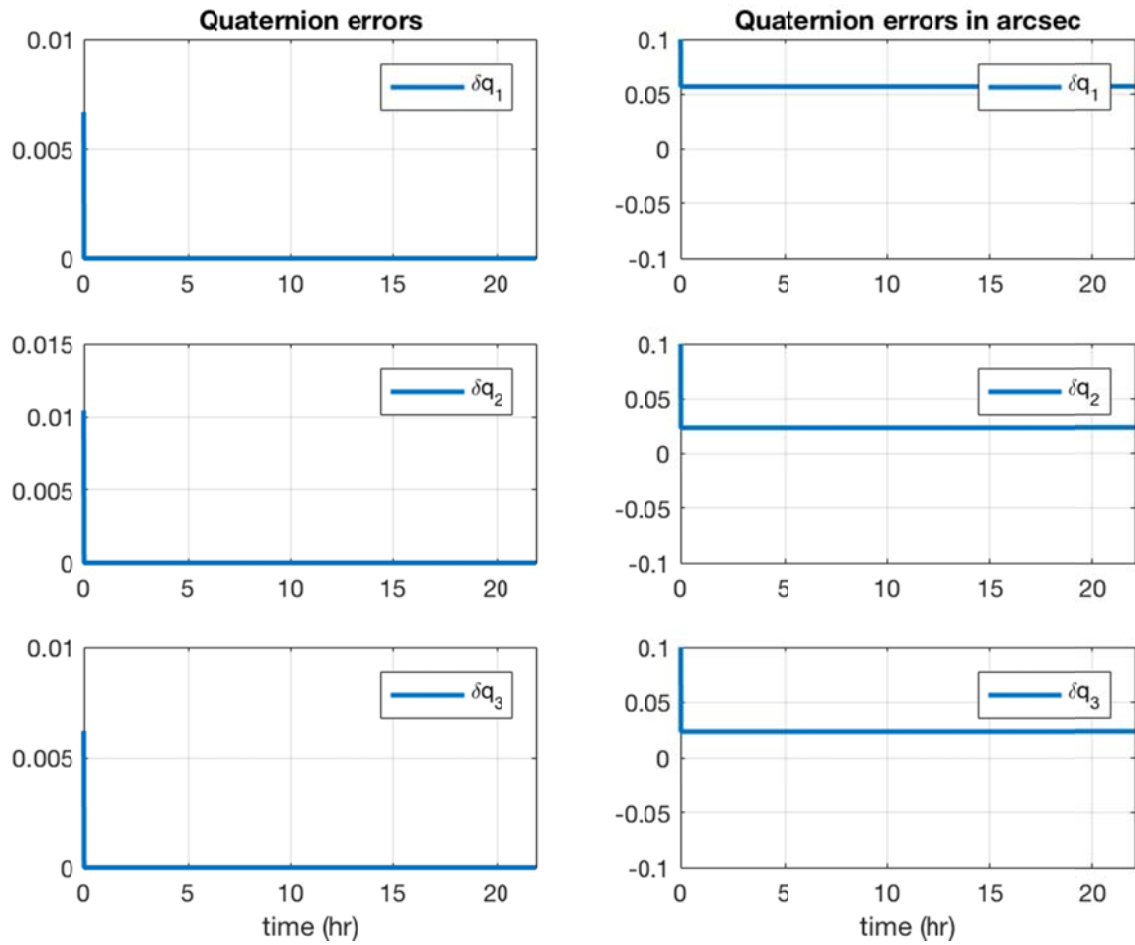


Abbildung 19: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Quaternionenfehler

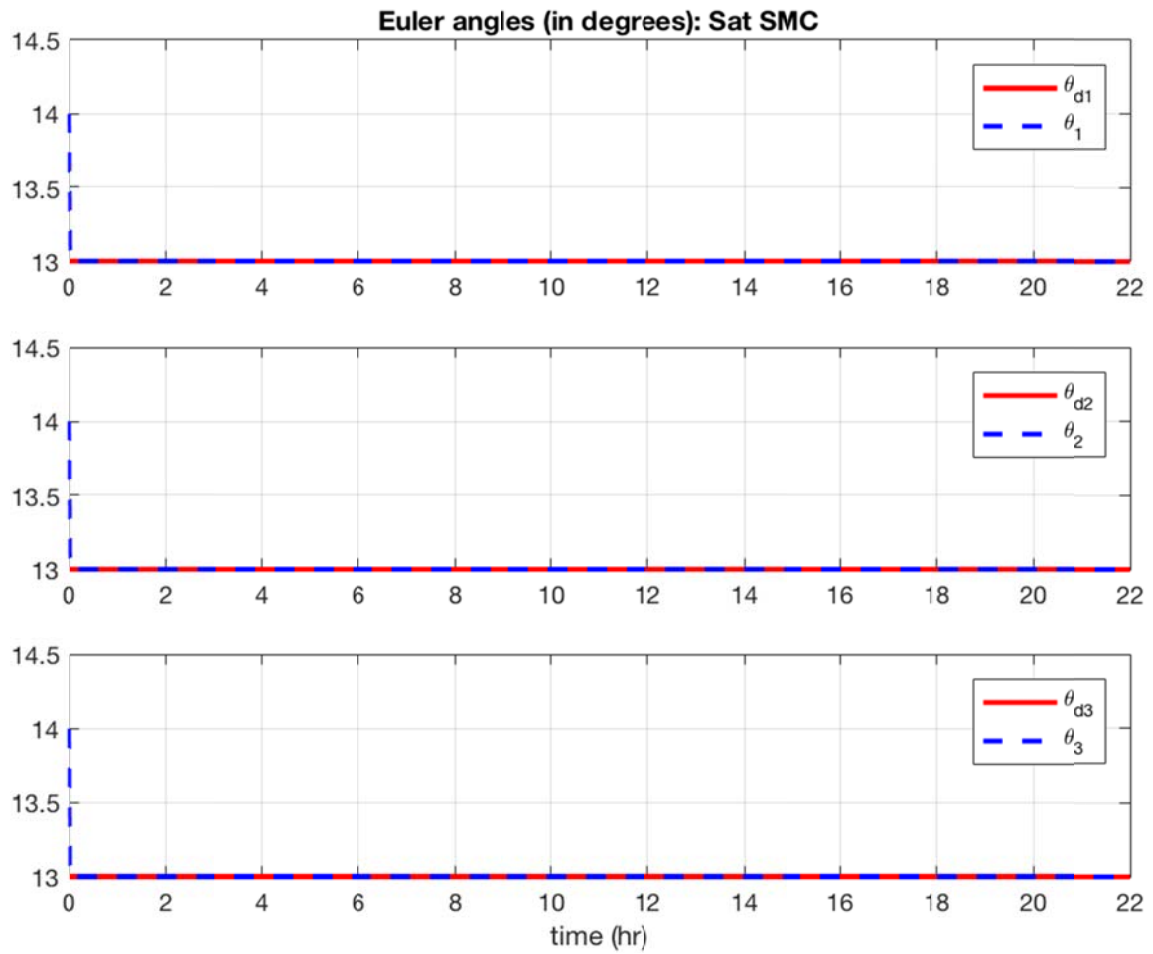


Abbildung 20: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Eulerwinkel-Nachführung für den 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus

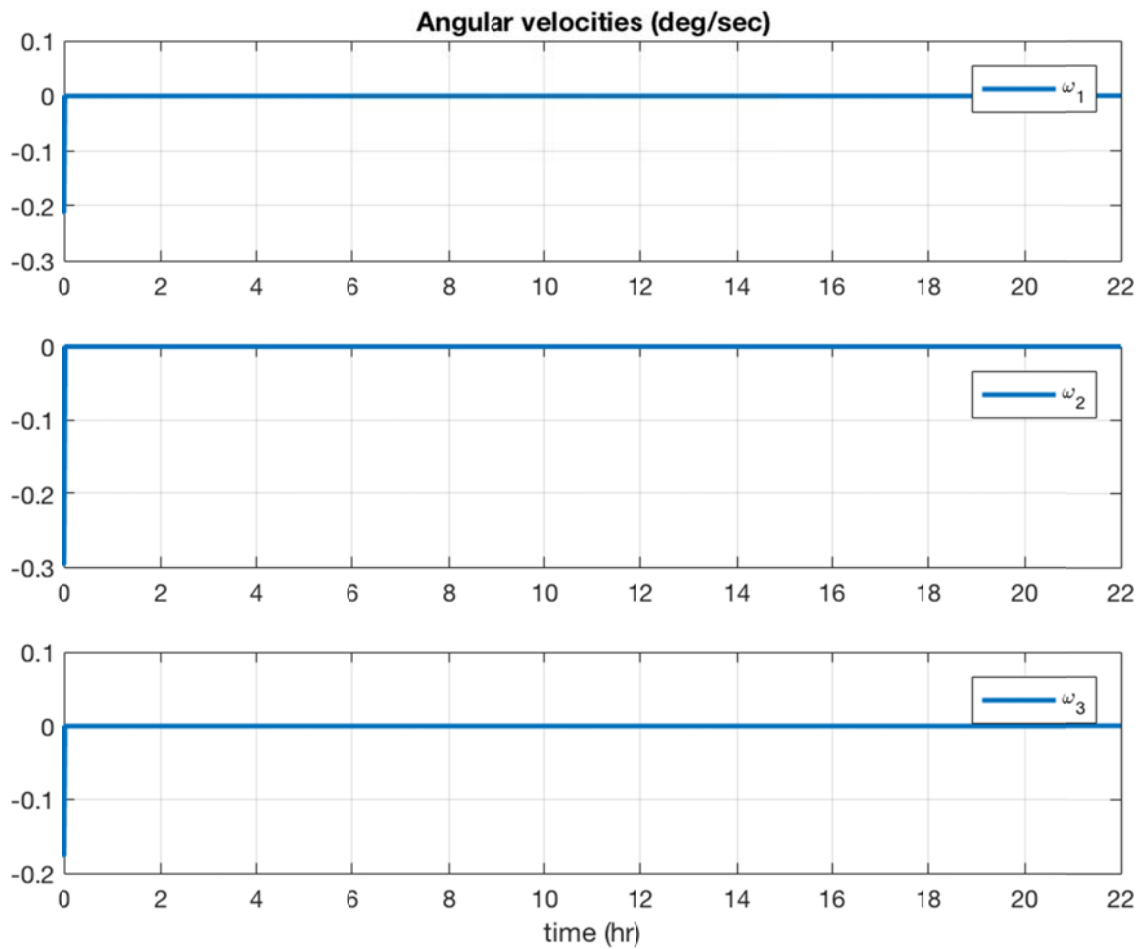


Abbildung 21: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Winkelgeschwindigkeiten

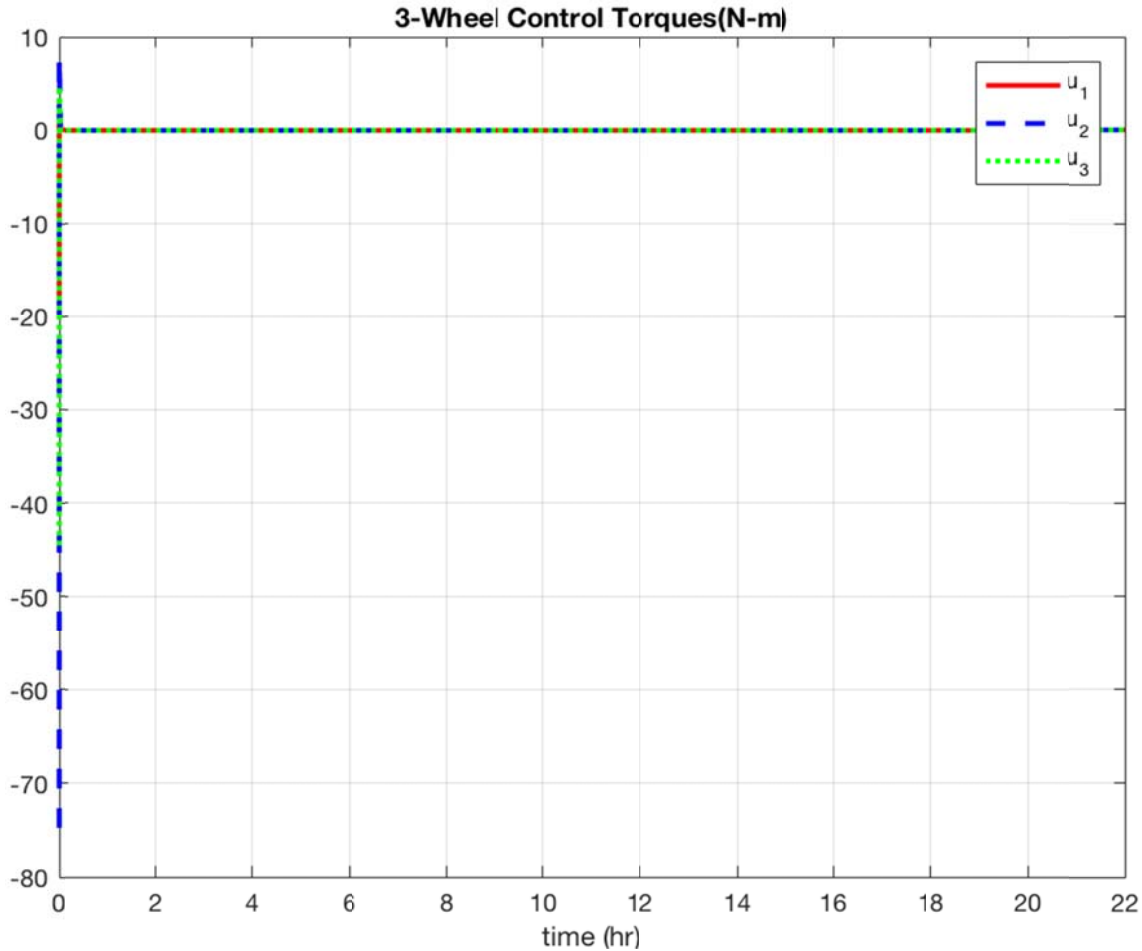


Abbildung 22: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Momente der drei Reaktionsräder

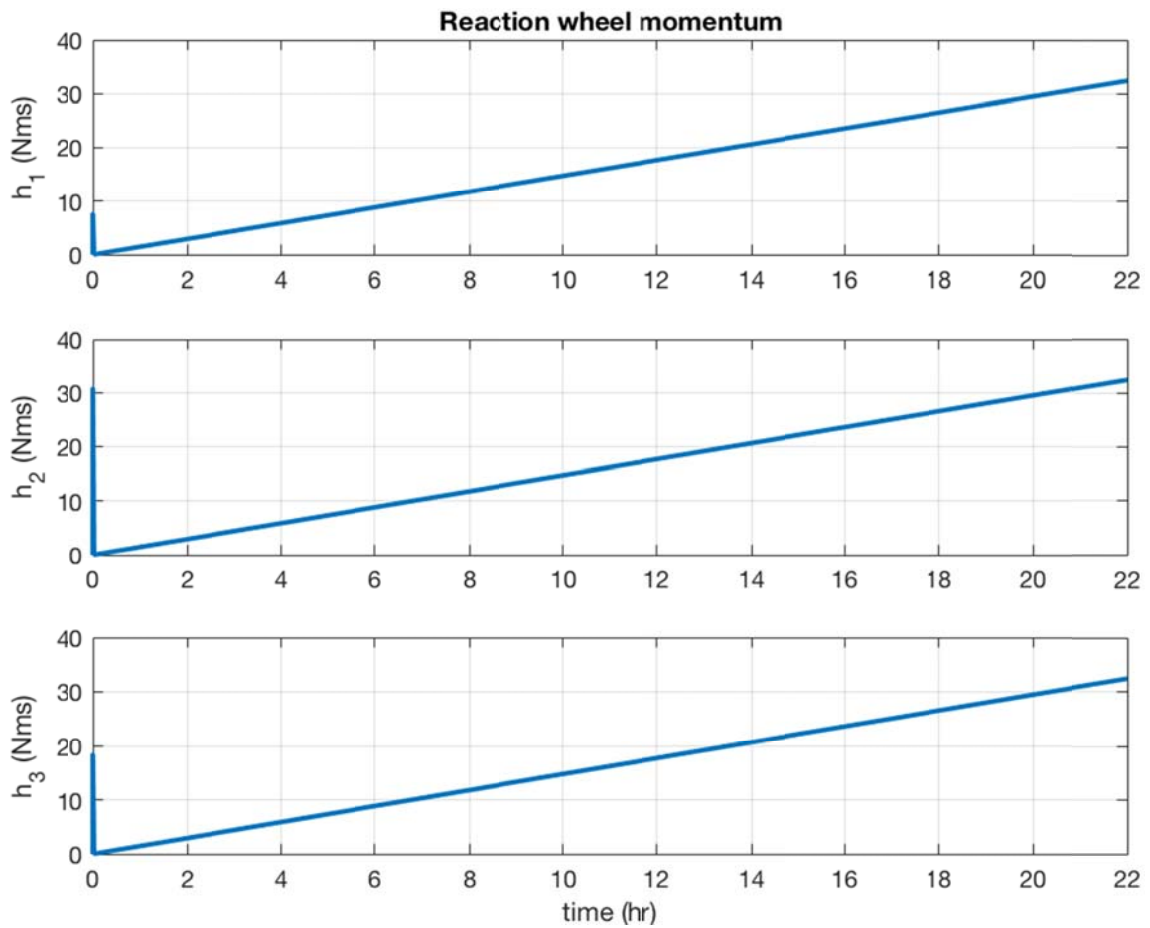


Abbildung 23: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Momente der drei Reaktionsräder für einen kompletten 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus

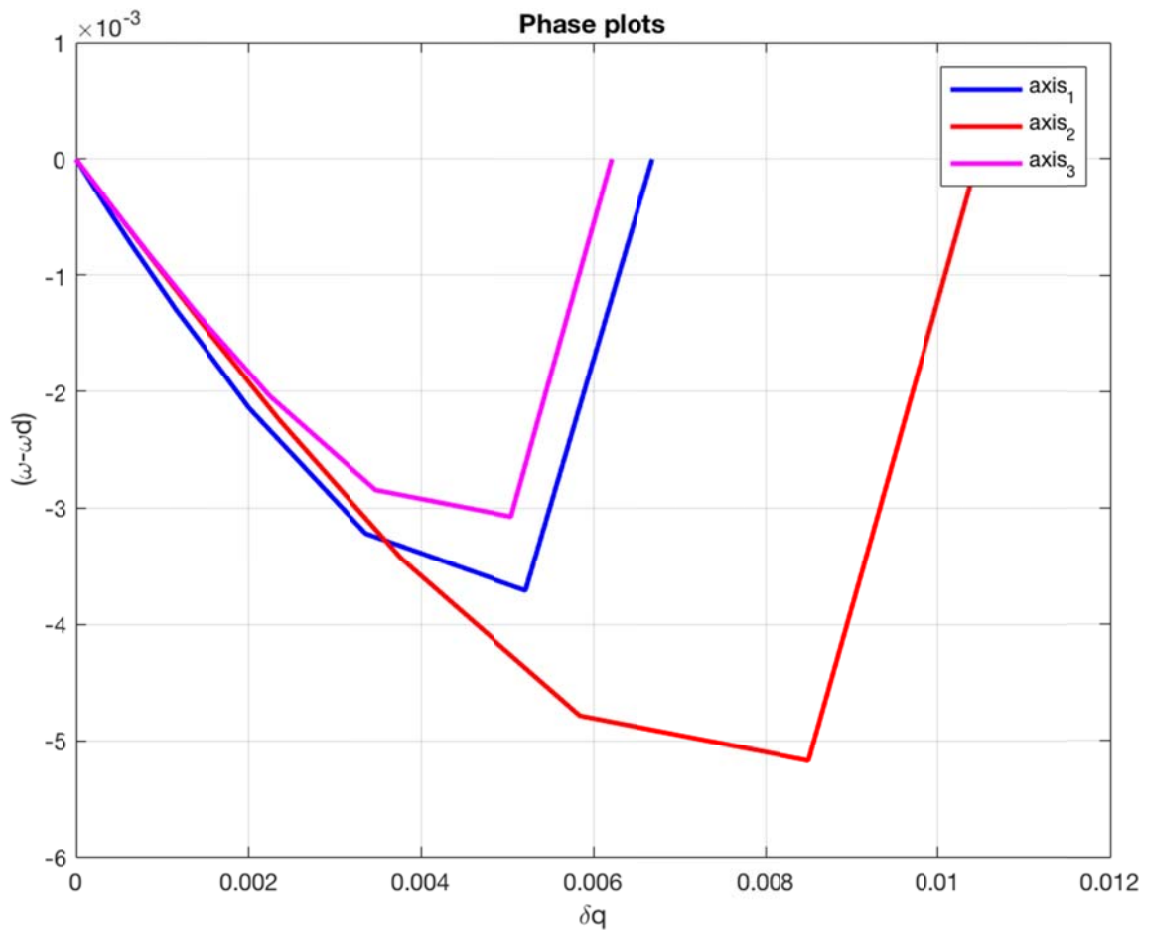


Abbildung 24: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Phasenebenendarstellung

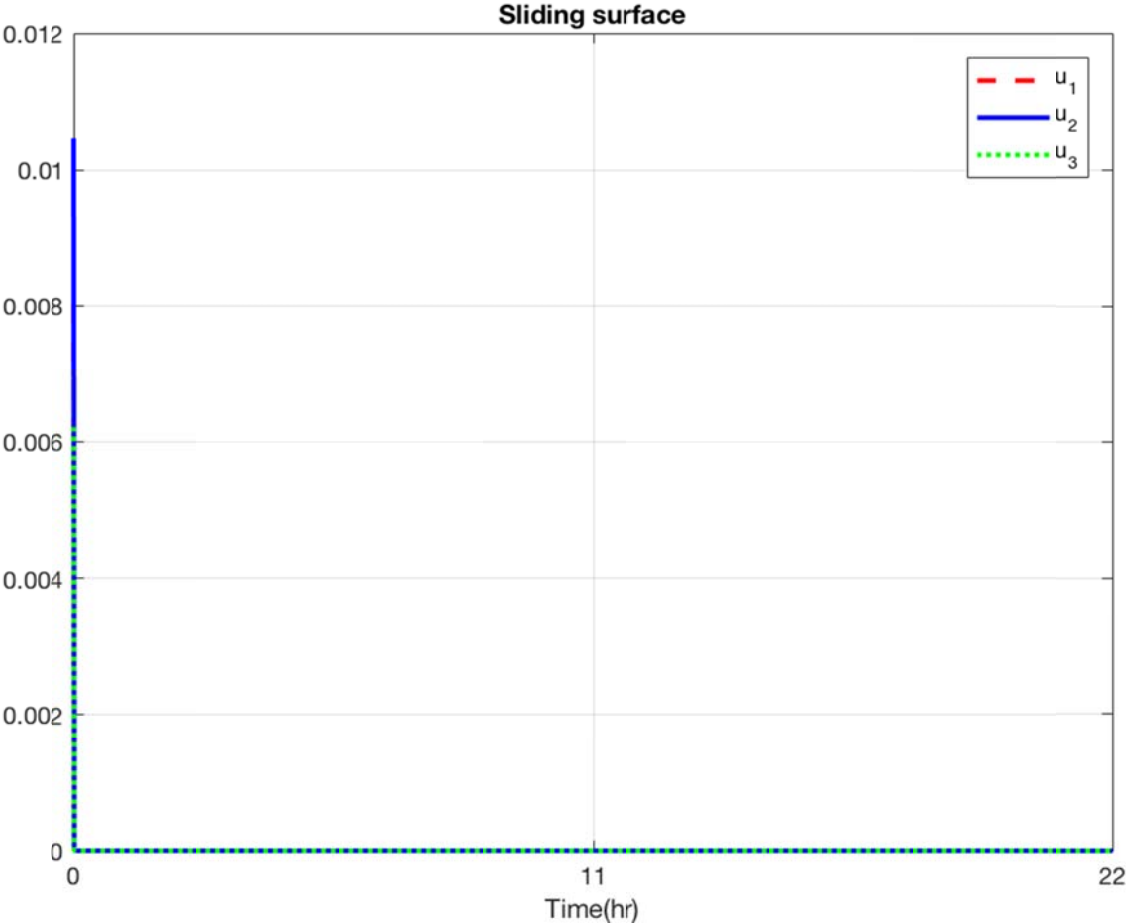


Abbildung 25: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Schaltebenendarstellung für 22-stündigen wissenschaftlichen Betrieb

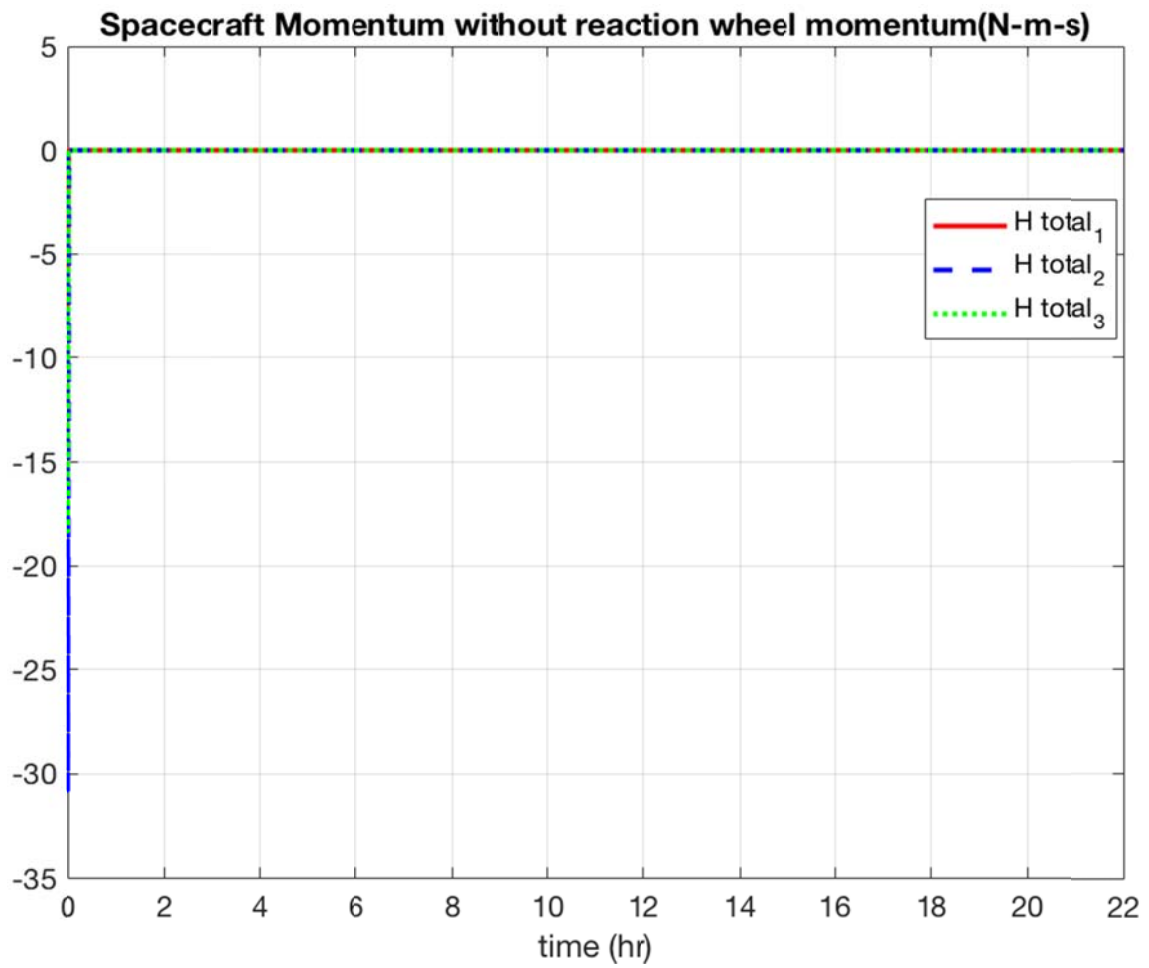


Abbildung 26: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Raumfahrzeugmoment ohne Reaktionsräder für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus

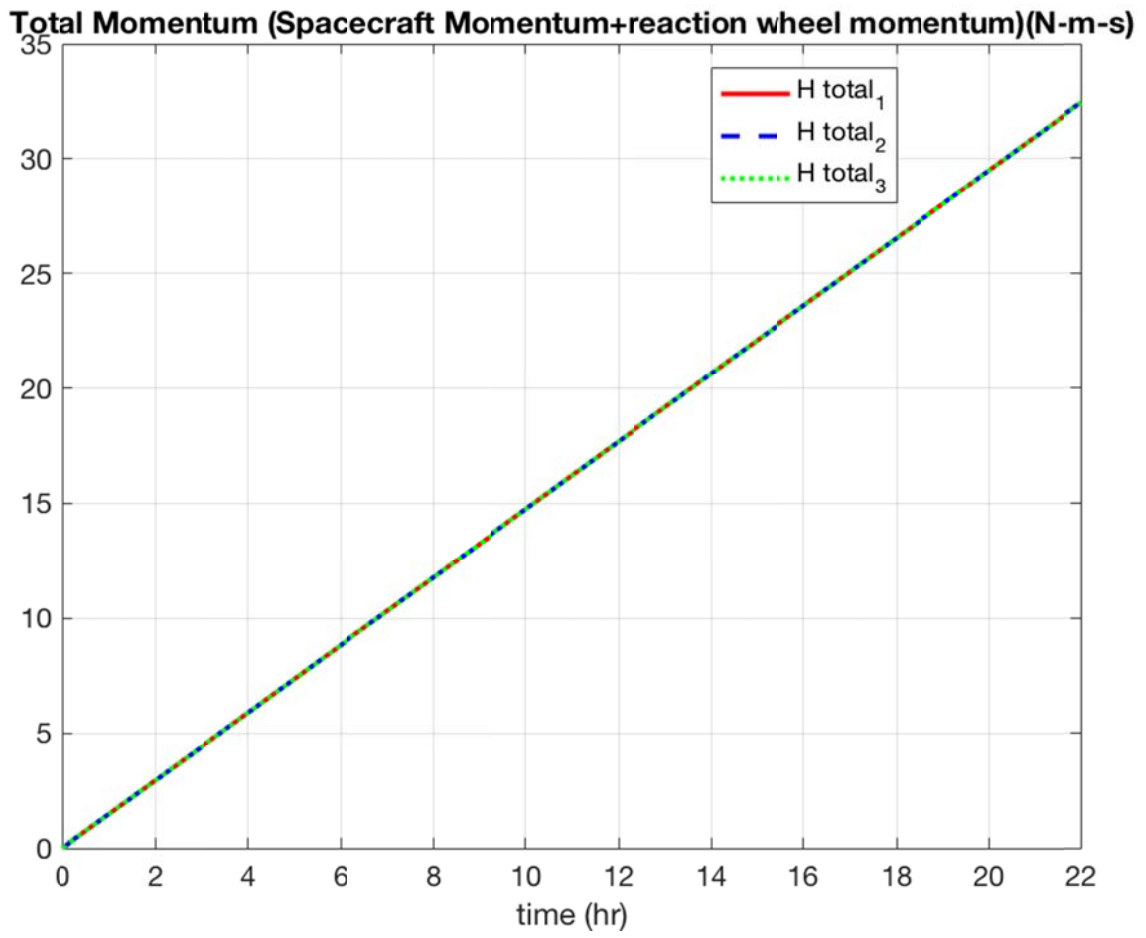


Abbildung 27: Manöver mit kleinen Winkeländerungen: Gesamtmomente (Raumfahrzeug und Reaktionsräder)

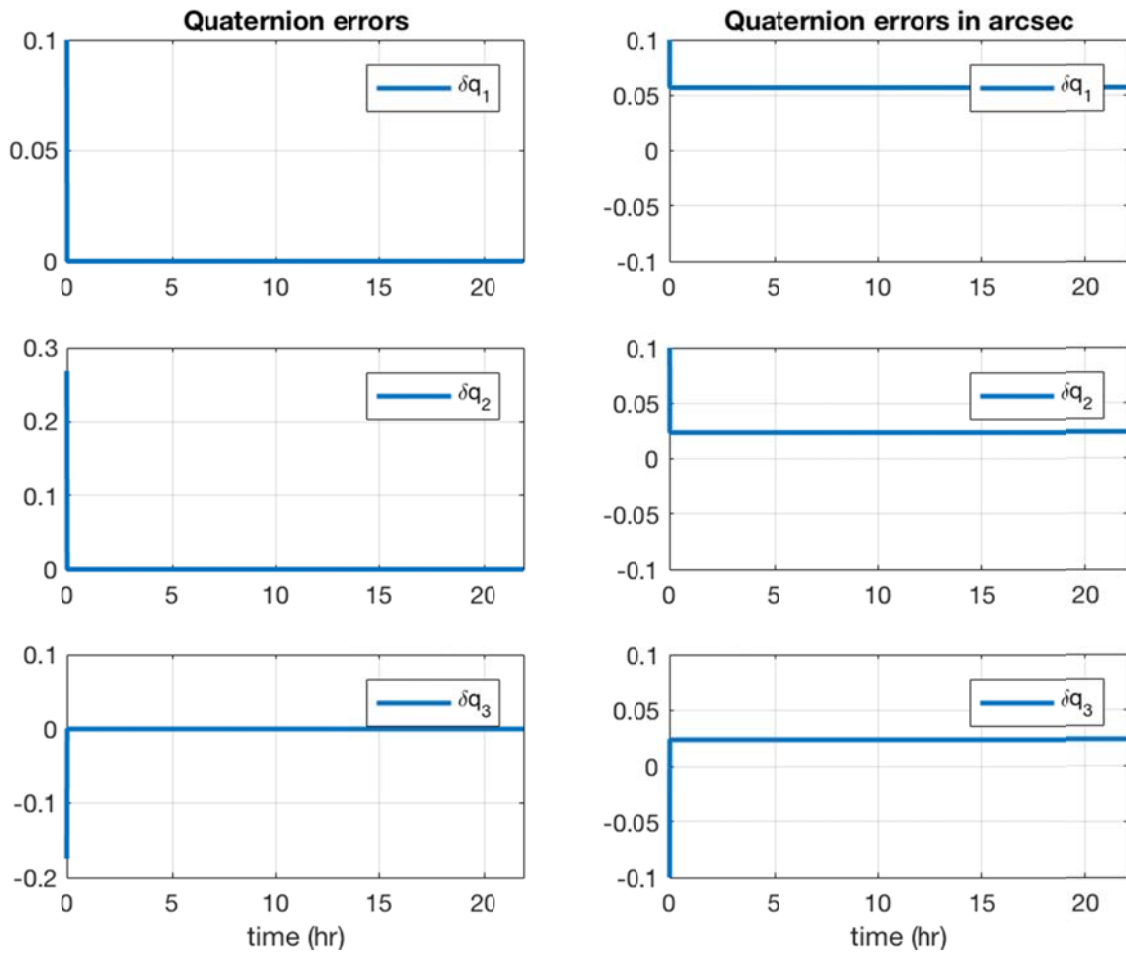


Abbildung 28: Manöver mit großen Winkeländerungen: Quaternionenfehler

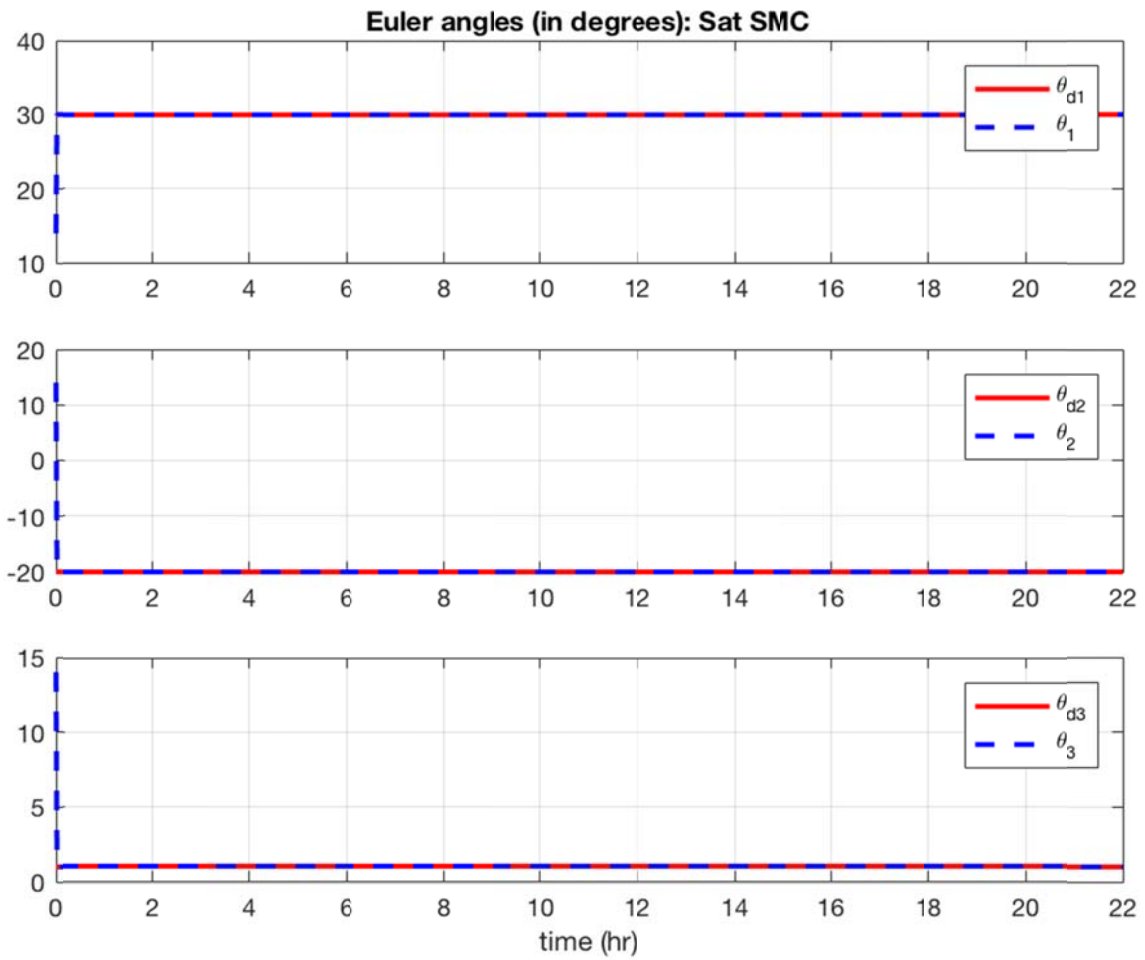


Abbildung 29: Manöver mit großen Winkeländerungen: Eulerwinkel-Nachführung für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus

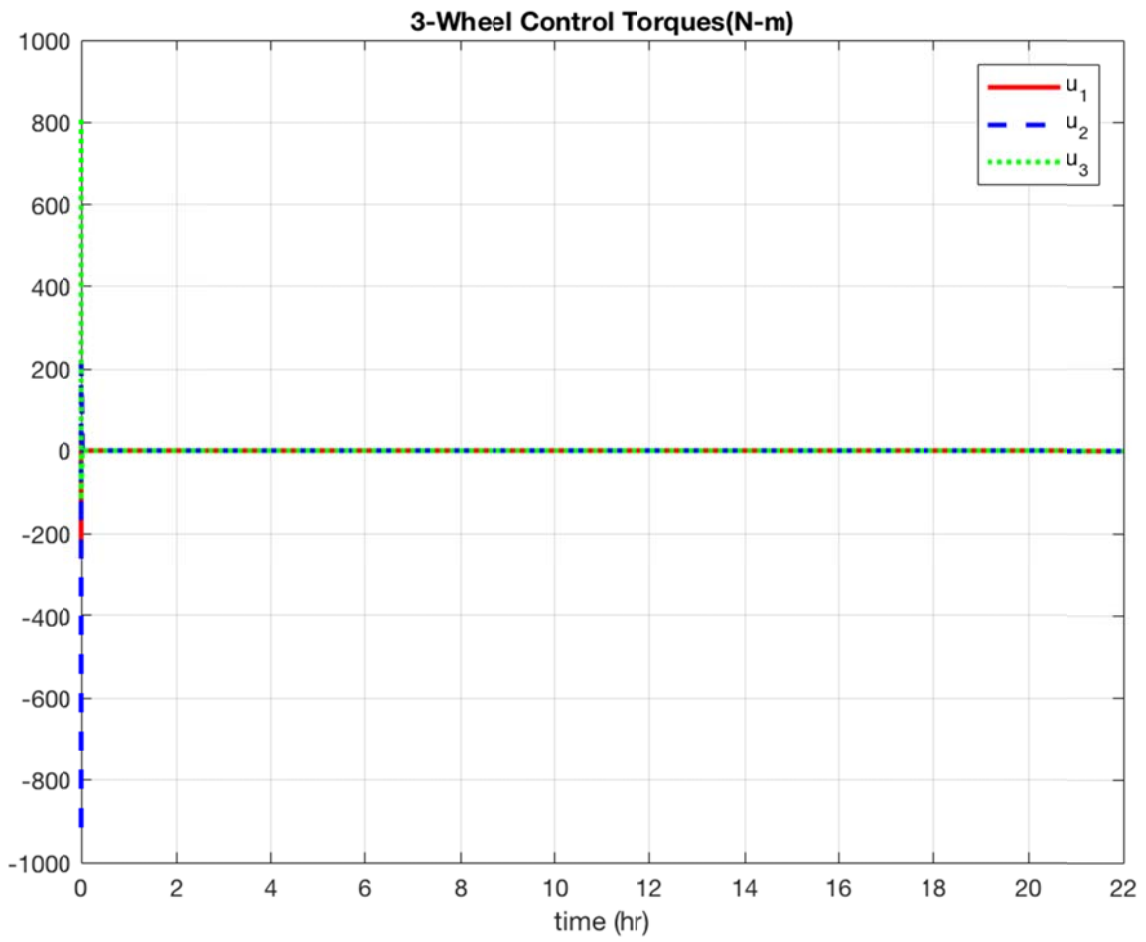


Abbildung 30: Manöver mit großen Winkeländerungen: Drehmoment der 3 Reaktionsräder

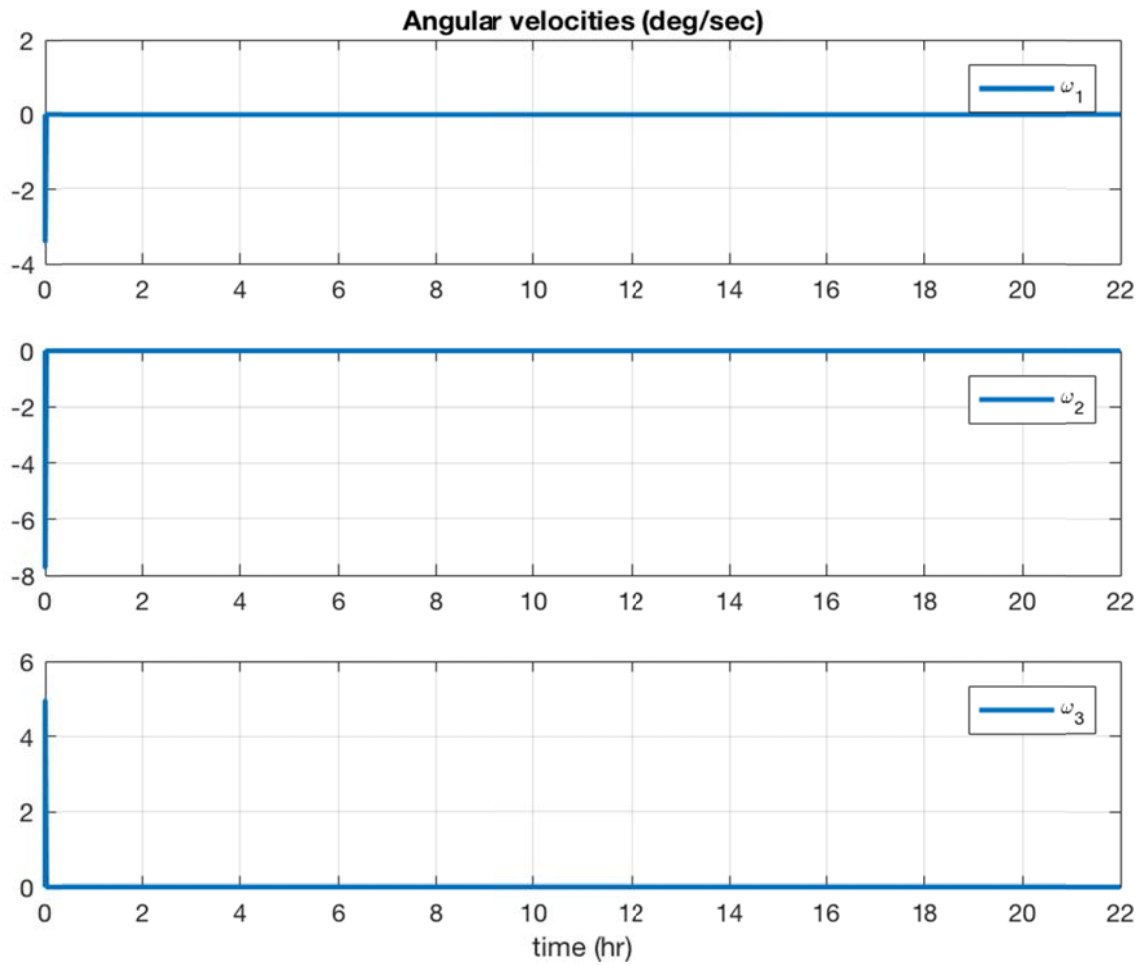


Abbildung 31: Manöver mit großen Winkeländerungen: Winkelgeschwindigkeiten

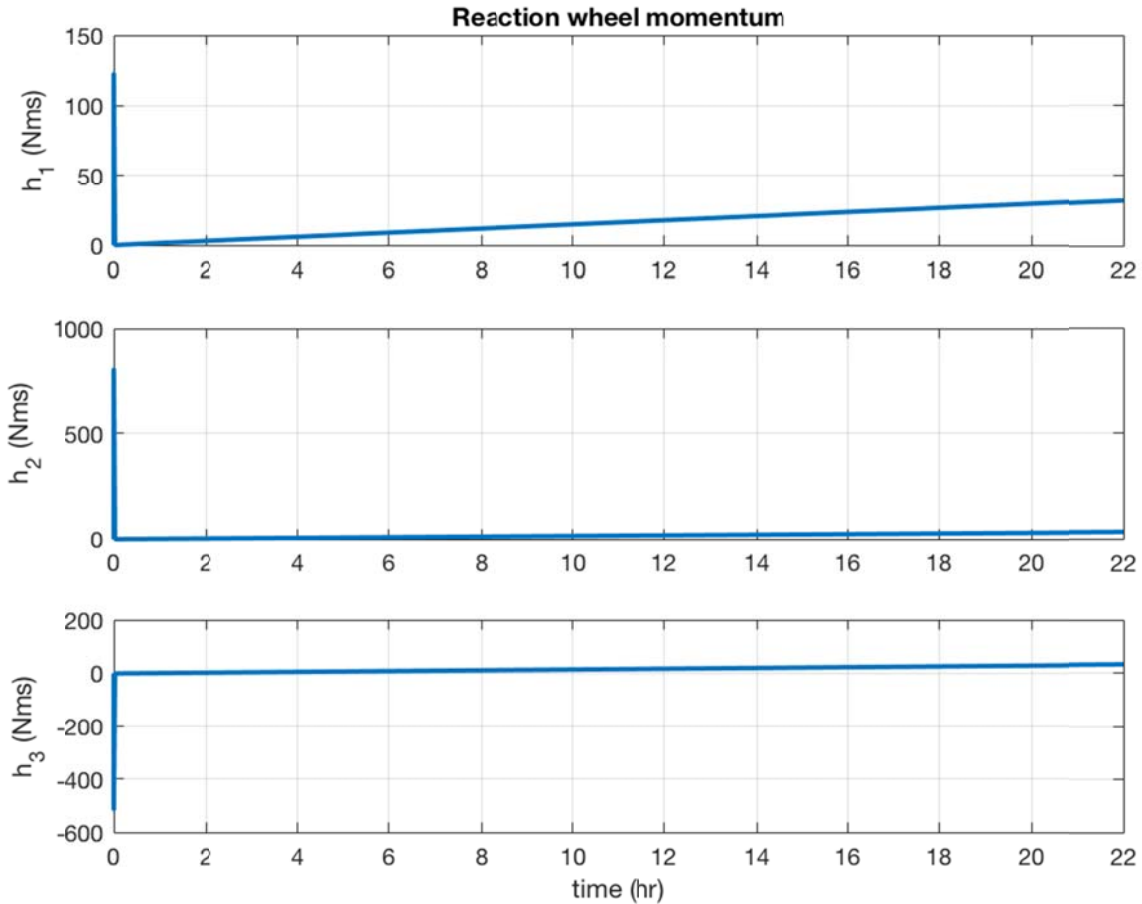


Abbildung 32: Manöver mit großen Winkeländerungen: Momente der 3 Reaktionsräder

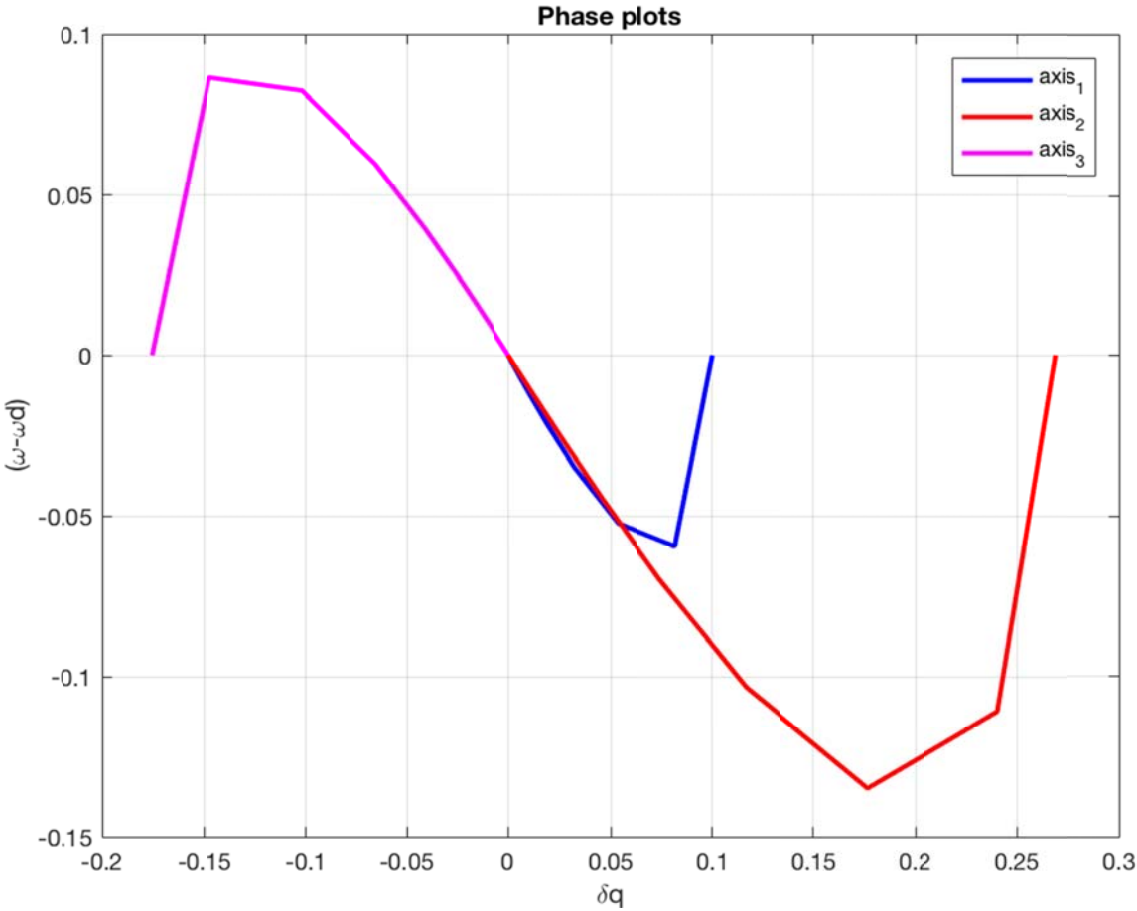


Abbildung 33: Manöver mit großen Winkeländerungen: Phasenebenendarstellung

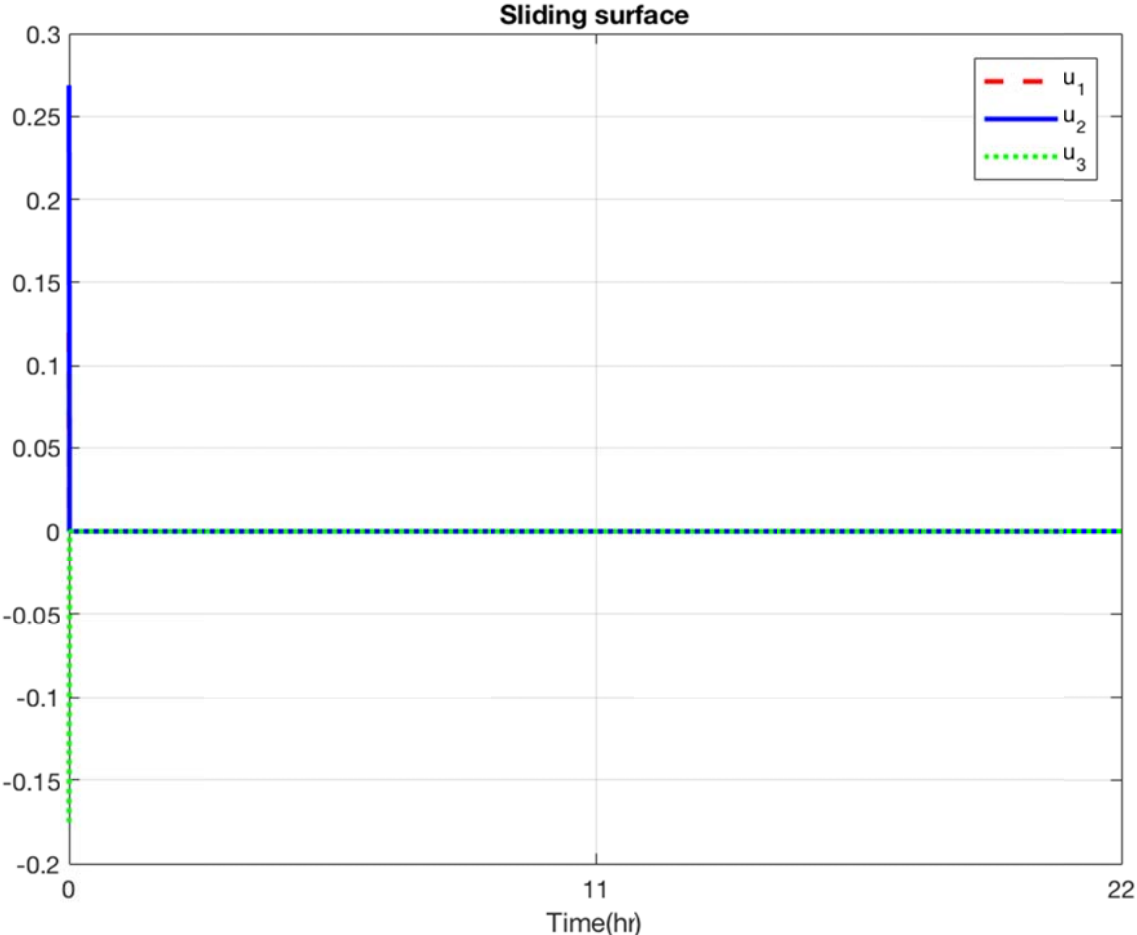


Abbildung 34: Manöver mit großen Winkeländerungen: a. Schaltebenenendarstellung für 22-stündigen wissenschaftlichen Betrieb

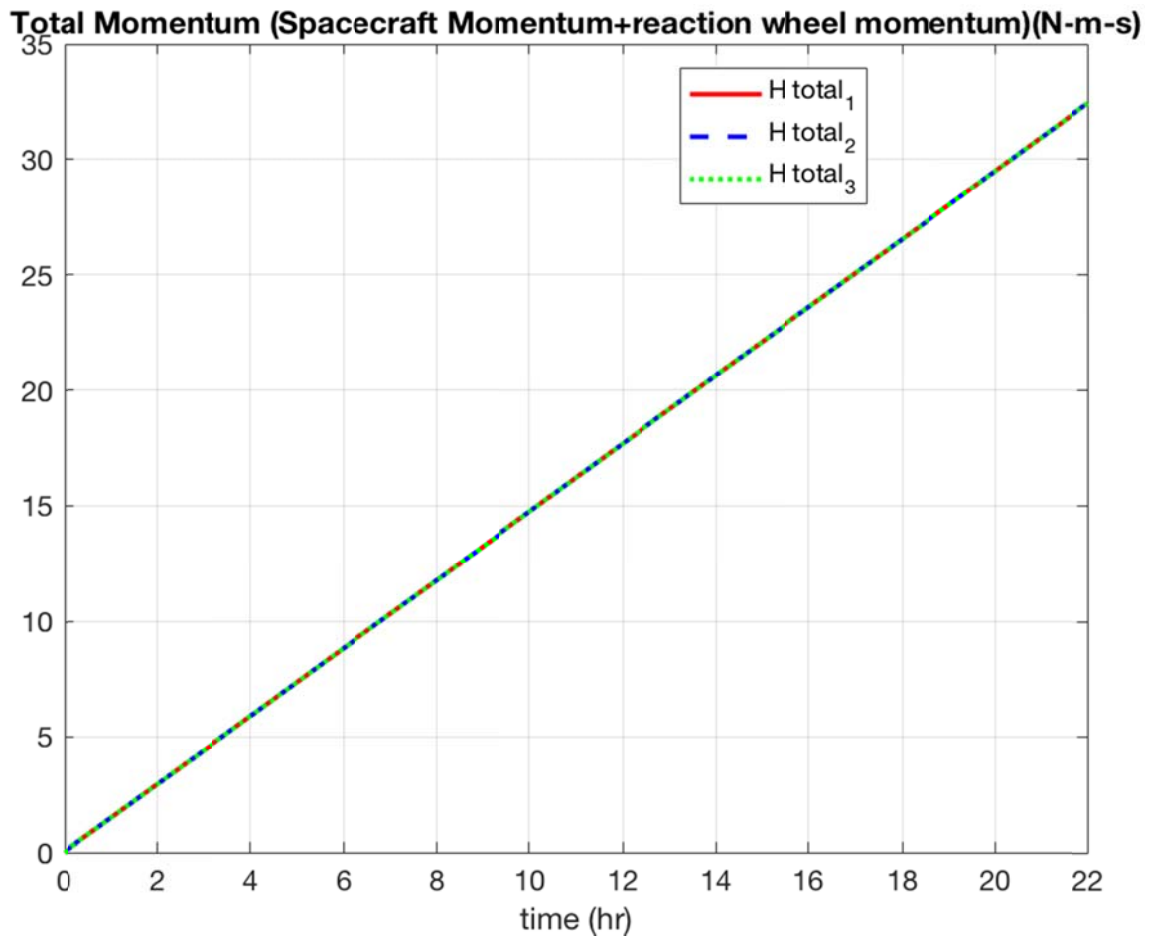


Abbildung 35: Manöver mit großen Winkeländerungen: Gesamtmoment (Raumfahrzeug und Reaktionsräder) für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus

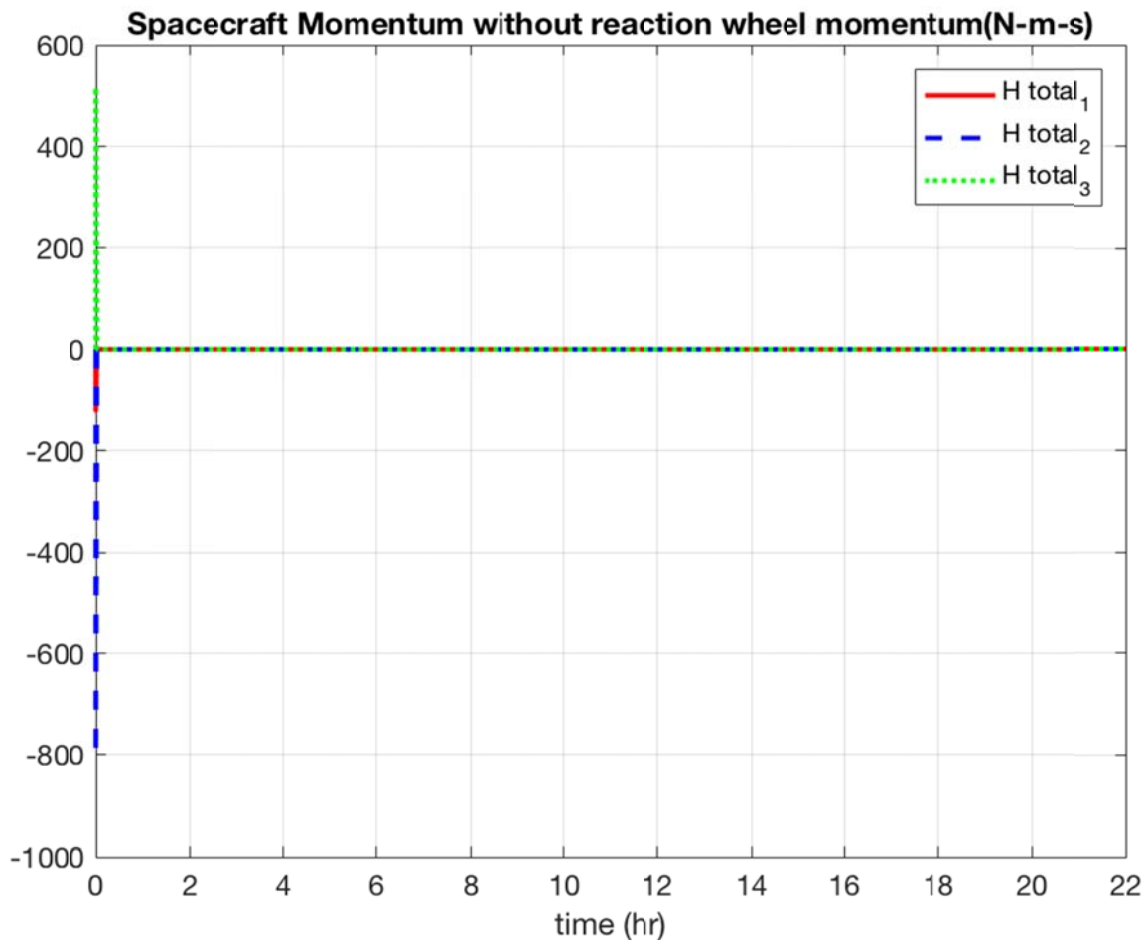


Abbildung 36: Manöver mit großen Winkeländerungen: Raumfahrzeugmoment ohne Reaktionsräder für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus und ein vergrößertes Raumfahrzeugmoment

11.2. Reaktionsradaufteilung unter Nutzung des pseudoinversen Verteilungsgesetzes

Im folgenden Abschnitt werden die Simulationsergebnisse für die Aufteilung der Kontrollmomente und –drehimpulse des 3-achsigen Reaktionsrads in redundanten (4) Reaktionsradanordnungen unter Nutzung des pseudoinversen Verteilungsgesetzes gezeigt. Die angewendete Konfiguration für die Verteilung der Momente und Impulse ist die Pyramidenverteilung, wie sie zuvor im Bericht beschrieben wurde.

11.2.1. Pyramidenkonfiguration für ein 4-rädriges RWA

Die Abbildung 37 und Abbildung 38a zeigen die Momenten- und Impulsverteilung für eine 4-Reaktionsradanordnung in Pyramidenkonfiguration unter Nutzung des pseudoinversen Verteilungsgesetzes für ein Manöver mit kleinen Änderungswinkeln zur Erzielung der hohen Positionierungsgenauigkeit von $[0.06, 0.03, 0.03]$ arcsec. Es ist ersichtlich, dass der Drehimpuls über der Zeit zunimmt und am Ende des 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus ungefähr $[33, 33, -10, -10]$ Nms beträgt. Dies ist wesentlich geringer als die maximale Impulsspeicherkapazität (68 Nms) der für IRASSI gewählten Reaktionsräder (siehe Tabelle 6). Auf der anderen Seite sind die initialen Drehmomentenwerte mit ca. $[-39, -60, 25, 45]$ N größer, als die maximalen Kapazitäten der Räder (0.2 N, siehe ebenfalls Tabelle 6). Daher wurde eine Skalierung vorgenommen, die in Abbildung 38b dargestellt ist.

Zusätzlich wird noch ein Sicherheitsaufschlag zum maximalen Drehmoment sowie der Impulskapazität der Räder addiert. Allerdings ist hier Vorsicht geboten, denn diese Skalierung könnte das anvisierte Verschwenken unter Umständen nicht vollständig umsetzen, da die Reaktionsräder an ihrer maximalen Kapazitätsgrenze operieren und möglicherweise stoppen könnten. Daher könnten speziell ausgelegte Algorithmen die Verteilung besser abbilden, als die in dieser Untersuchung genutzten ad-hoc Algorithmen. Allerdings ist die Entwicklung und Adaptierung von weiteren Algorithmen nicht im Umfang der Arbeiten des IRASSI 2 Phase 2 Projektes möglich gewesen.

Tabelle 9 und Abbildung 41 zeigen die Impulse (Raumfahrzeug und Reaktionsrad) bzw. Momente für die 4-RWA Pyramide für Manöver mit kleinen Änderungswinkeln. Es zeigt sich, dass die Impulse der 4-RWA-Pyramidenkonfiguration bei ca. 55 Nms liegen und damit nah am Gesamtimpuls von ca. 58 Nms. Dies ist jedoch deutlich unter dem maximalen Drehimpuls der 4-RWA Räder in Höhe von 138 Nms.

Anzumerken ist, dass der aufzubringende Gesamtimpuls für eine Lage- und Positionierungsgenauigkeit von ≤ 0.06 arcsec ausreicht. Diese Genauigkeit ist deutlich besser als die geforderte Genauigkeit von 0.3 arcsec (mit einem späteren Ziel von 0.1 arcsec) des Lageregelungssystems. Daraus abgeleitet kann der benötigte Gesamtimpuls und seine Verteilung proportional weiter reduziert werden, um die Genauigkeit von 0.06 arcsec auf 0.3 arcsec zu erhöhen. Damit bleiben die Stellgrößen der Reduktionsräder innerhalb des operationellen Bereichs.

Die Abbildung 39a und Abbildung 40a zeigen den Gesamtimpuls und die Stellgrößenverteilung für die 4-RWA Pyramidenkonfiguration unter Nutzung des pseudoinversen Verteilungsgesetzes für Manöver mit großen Änderungswinkeln. Auch hier wurde wiederum versucht, die hohe Lage- und Positionierungsgenauigkeit von [0.06,0.03, 0.03] arcsec zu erreichen. Es zeigt sich, dass die initialen gespeicherten Drehimpulse der Reaktionsräder dabei bei ungefähr [-300, 600, 410,-510] Nms liegen. Diese Werte sind wesentlich größer als der finale Impuls am Ende eines 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszeitraums und sind ebenfalls wesentlich größer als die maximale Kapazität der verwendeten Reaktionsräder (68Nms, siehe Tabelle 6). Die initialen Drehmomente liegen bei ca. [480, -710, -650, 550] Nm. Dies ist wiederum wesentlich größer als die maximale Drehmomentenkapazität der Räder (0.2 N, siehe ebenfalls Tabelle 6). Daher wurde ein vergleichbarer Skalierungsansatz, wie zuvor beschrieben, gewählt (siehe Abbildung 39b und Abbildung 40b). Tabelle 9 und Abbildung 42 zeigen die Impulse (Raumfahrzeug und Reaktionsrad) bzw. das Moment für die 4-RWA Pyramide für Manöver mit großen Änderungswinkeln. Es ist zu sehen, dass das Maximum der Impulse für die 4-RWA Pyramidenkonfiguration mit ca. 950 Nms nicht wesentlich näher am totalen Impuls von ca. 58 Nms liegt.

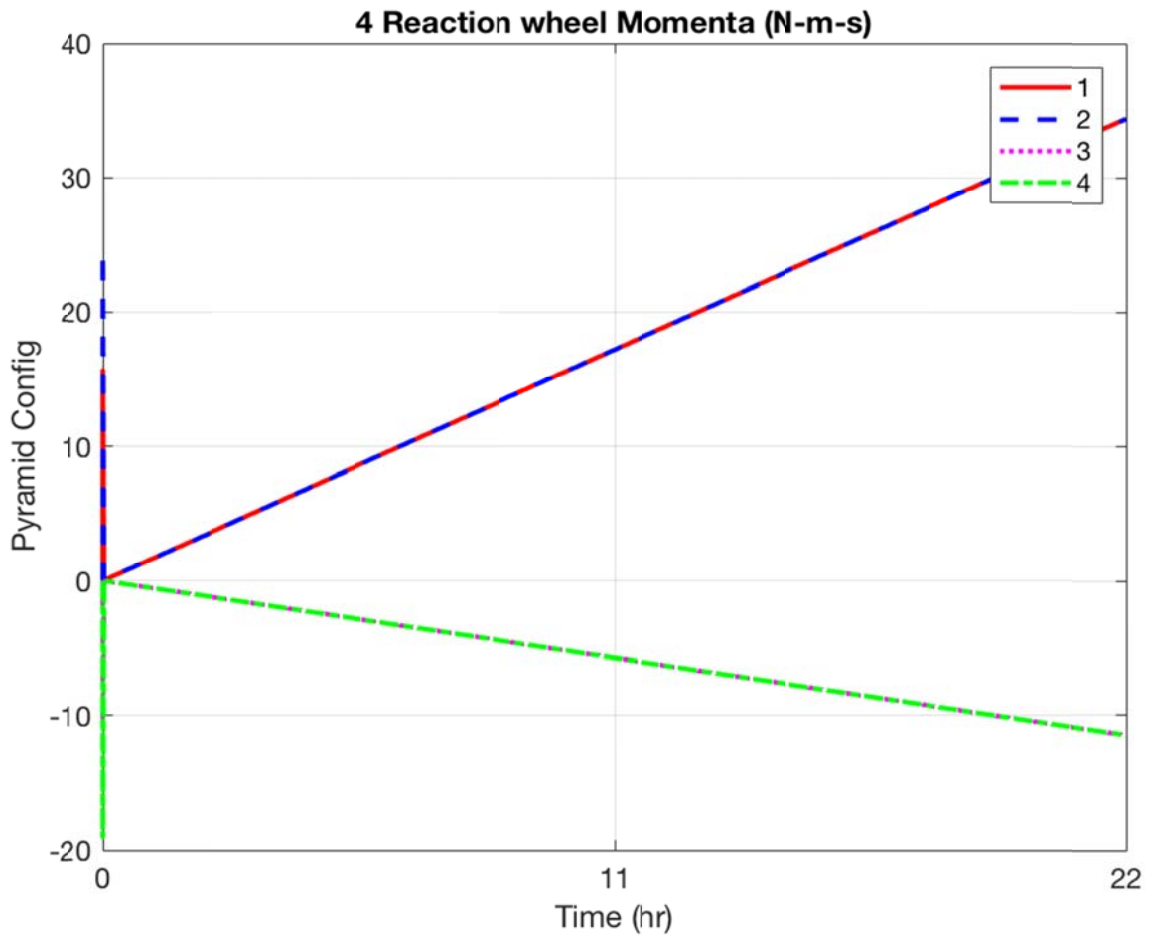


Abbildung 37: Manöver für kleine Änderungswinkel: 4-Reaktionsrad-Impulsverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘

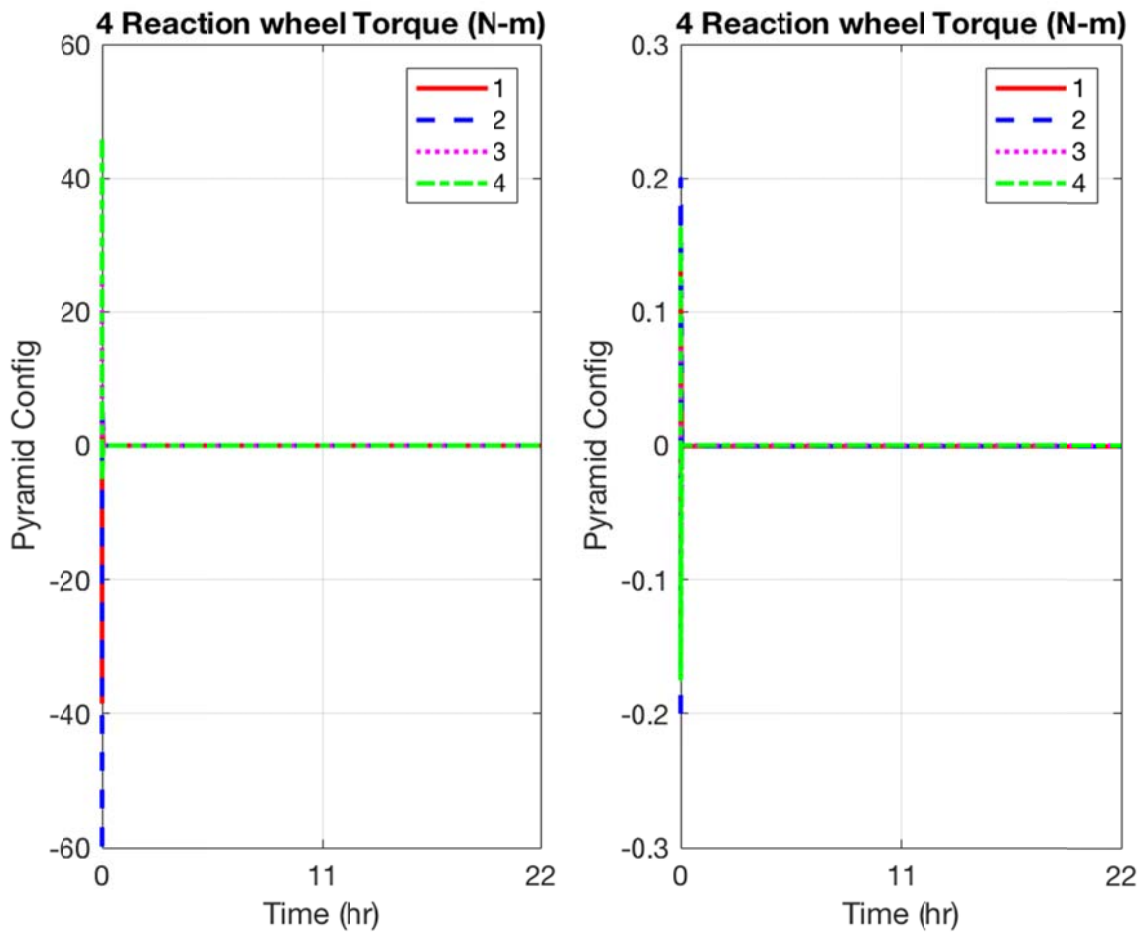


Abbildung 38: Manöver für kleine Änderungswinkel: 4-Reaktionsrad-Impulsverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘ und Skalierte 4-Reaktionsrad-Impulsverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘

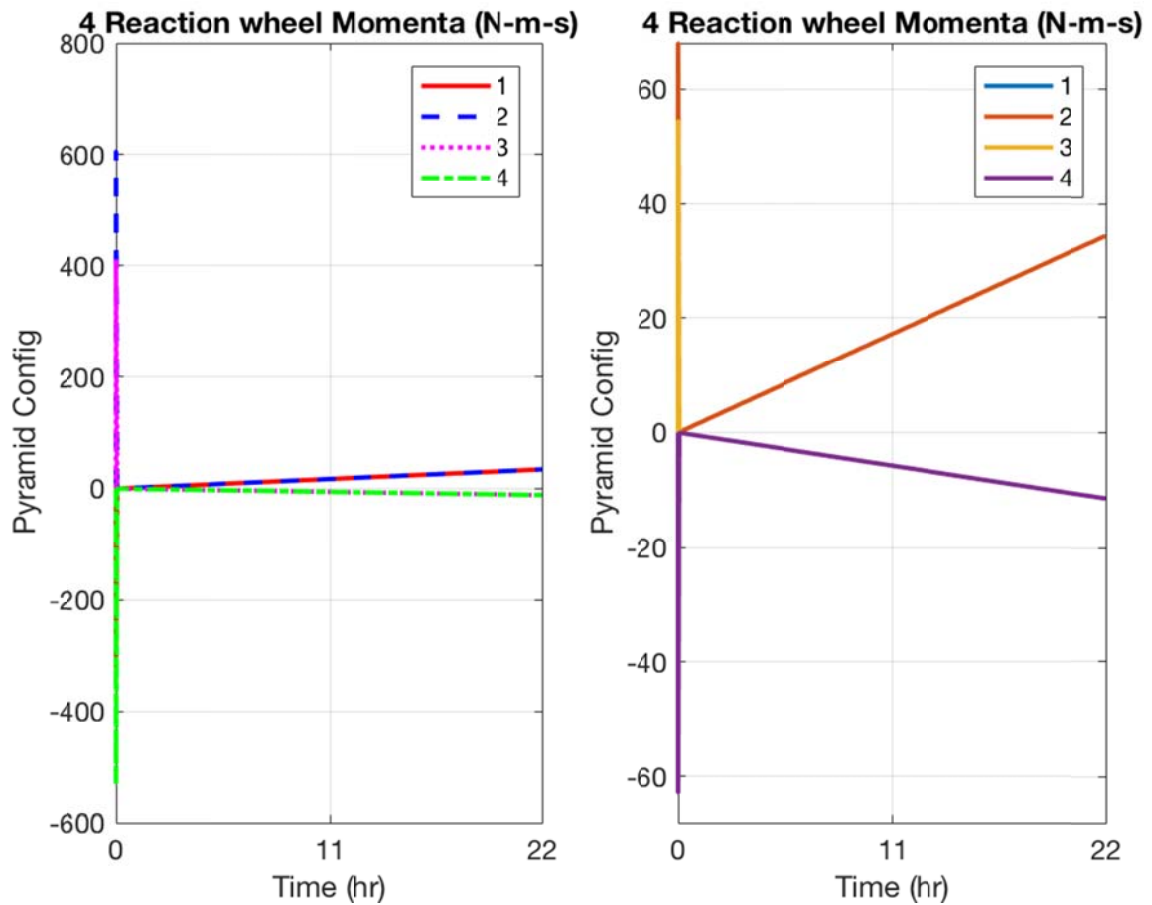


Abbildung 39: Manöver für große Änderungswinkel: 4-Reaktionsrad-Impulsverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘ und Skalierte 4-Reaktionsrad-Impulsverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘

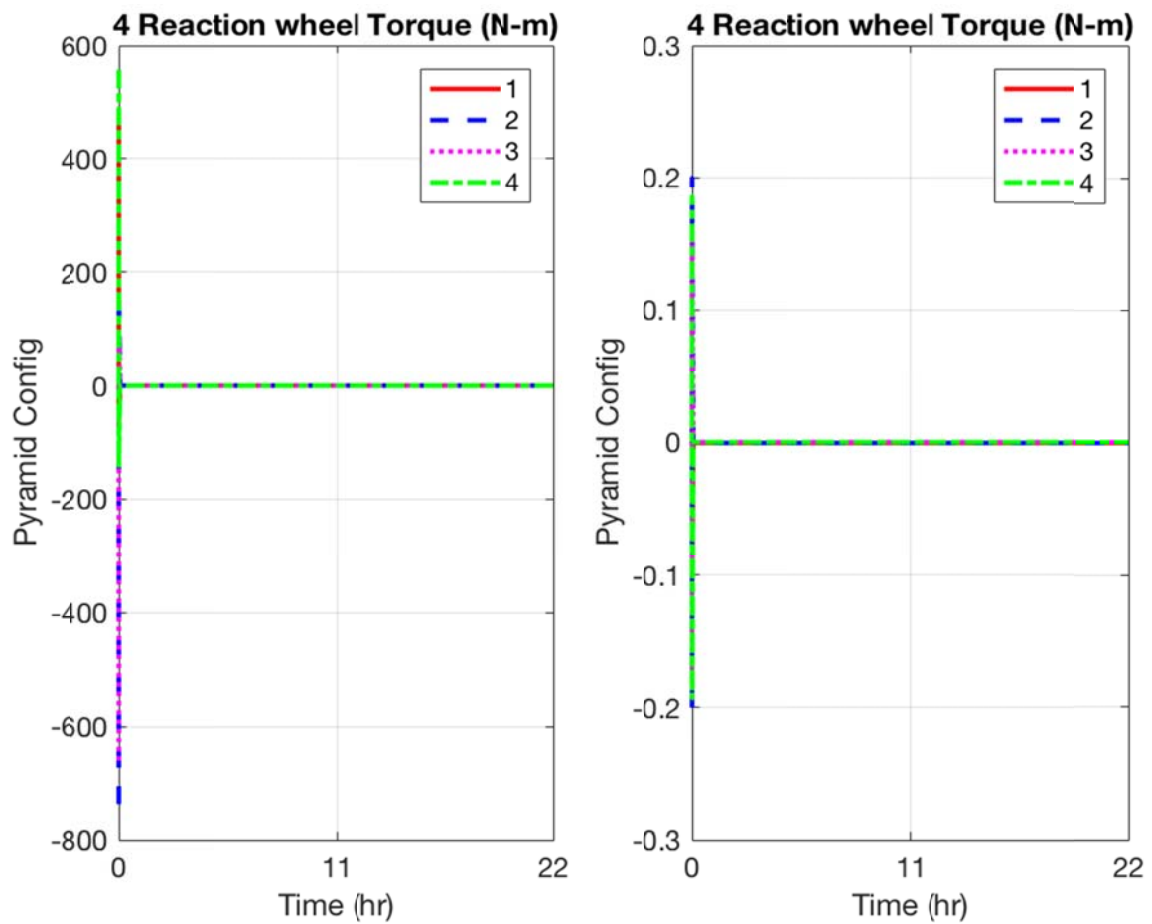


Abbildung 40: Manöver für große Änderungswinkel: 4-Reaktionsrad-Drehmomentenverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘ und Skalierte 4-Reaktionsrad-Drehmomentenverteilung für eine Pyramidenanordnung während eines ‚wissenschaftlichen Beobachtungs-Modus‘

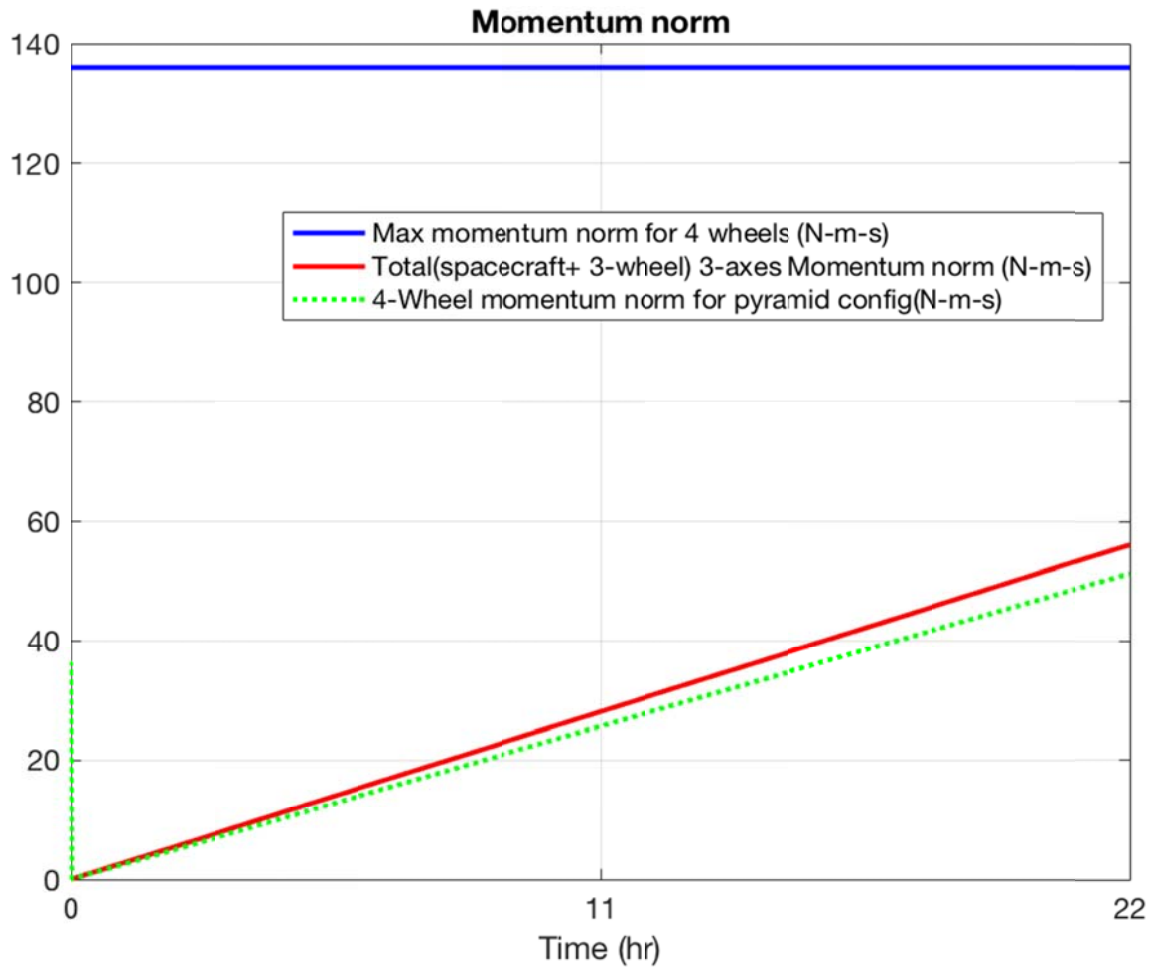


Abbildung 41: Manöver mit kleinen Änderungswinkeln: a. normierter Impuls für eine Reaktionsrad-Pyramiden-Konfiguration im Vergleich zum normierten Gesamtimpuls (Raumfahrzeug und Reaktionsrad) für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus

Tabelle 9: Momentum 2-norm einer Reaktionsrad-Pyramiden-Konfiguration und total momentum für eine Genauigkeit von [0.06,0.03,0.03] arcsec am Ende eines 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus.

Manöver	Reaktionsrad-Konfiguration	Max. Momentum 2-norm (Nms)	Scaled Max. Momentum 2-norm (Nms)	Max. Momentum 2-norm of 4 wheels (Nms)	Max. Total Momentum (Spacecraft+ Reaction wheels) (Nms)
Kleine Winkeländerungen	4-RWA Pyramid	~55	-	138	~58
Große Winkeländerungen	4-RWA Pyramid	~950	~112		~58

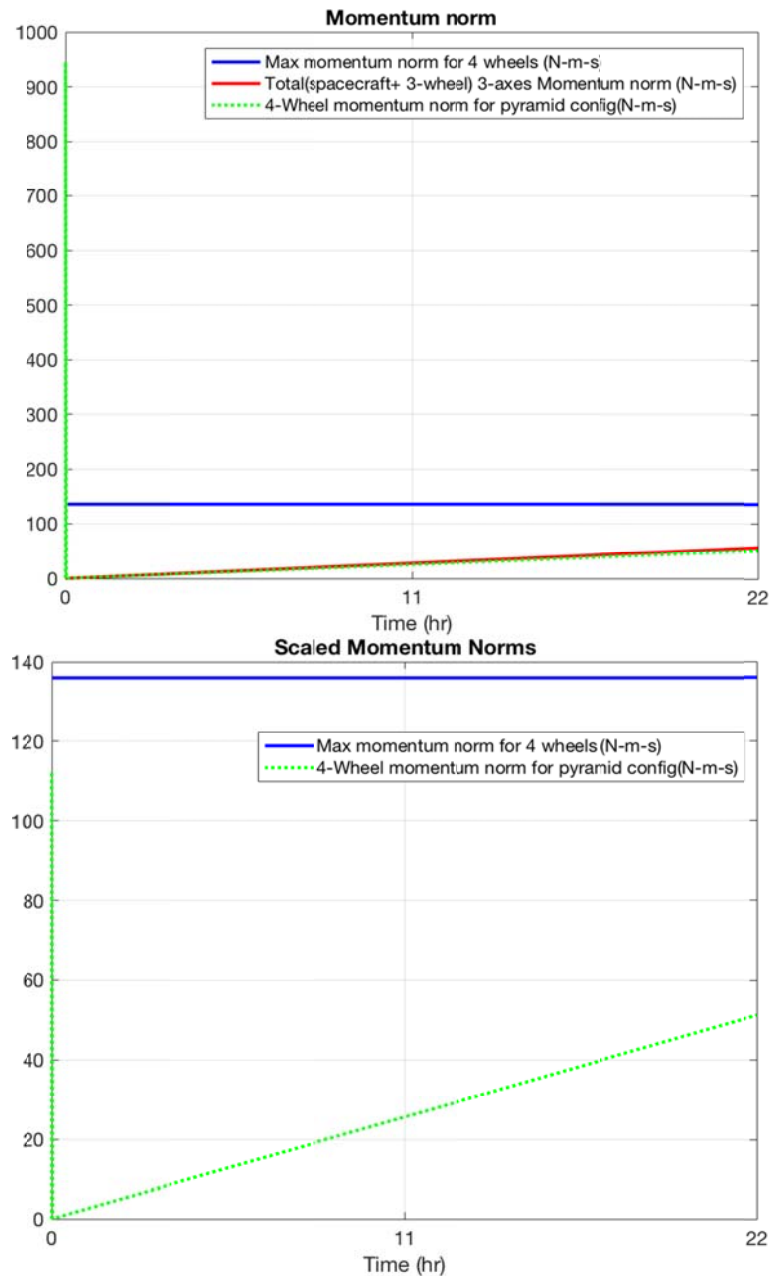


Abbildung 42: Manöver mit großen Winkeländerungen: Oben: normierter Impuls für eine Reaktionsrad-Pyramiden-Konfiguration im Vergleich zum normierten Gesamtimpuls (Raumfahrzeug + Reaktionsrad) für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus. Unten: skaliertes normiertes Impuls für eine Reaktionsrad-Pyramiden-Konfiguration im Vergleich zum normierten Gesamtimpuls (Raumfahrzeug + Reaktionsrad) für einen 22-stündigen wissenschaftlichen Beobachtungszyklus

12. SOFTWARE-UMGEBUNG ZUR SIMULATION DES RAUMFAHRZEUGS

Die Matlab®-Programmiersprache, ausgeführt unter dem Mac OS X-Betriebssystem, wird für die IRASSI-Raumfahrzeug-Lageregelungssimulationen verwendet, die in den vorhergehenden Abschnitten gezeigt wurden. Abbildung 43 beschreibt das allgemeine Ablaufdiagramm der Simulationen zur Lageregelung und Aktuatoren-Stellgrößenzuweisung von IRASSI-Raumfahrzeugen. Der Sliding-Mode-Controller (SMC) aus der IRASSI 2 Phase 1 ist als effektivster Controller für die Drehmomenten- und Drehimpulssteuerung der Reaktionsräder ausgewählt worden. Die Dynamik der Reaktionsräder ist zusammen mit den Rotations-Bewegungsgleichungen des Raumfahrzeuges integriert worden. Die Drehmomente und Drehimpulse der Reaktionsräder sind auf die redundante Auslegung mit Hilfe der pseudoinversen Verteilungsgesetze verteilt worden. Der 4-RWA in Pyramiden-Konfiguration Ansatz ist implementiert worden. Die externen aufgebracht Drehmomente in der Simulation sind dieselben wie in IRASSI 2 Phase 1, d.h. das Gravitationsgradienten-Drehmoment, der Solarstrahlungsdruck sowie ein konstantes Drehmoment. Die Ausgangsparameter sind die erreichte Lage- und Positionierungsgenauigkeit, die Drehgeschwindigkeiten, die Drehmomente des Raumfahrzeugs sowie der Reaktionsräder, die 4-RWA-Impulse sowie die Stellgrößenverteilung. Ergebnisse, die mit der Simulationsumgebung erhalten wurden, sind in den Abschnitten 10 und 11 beschrieben.

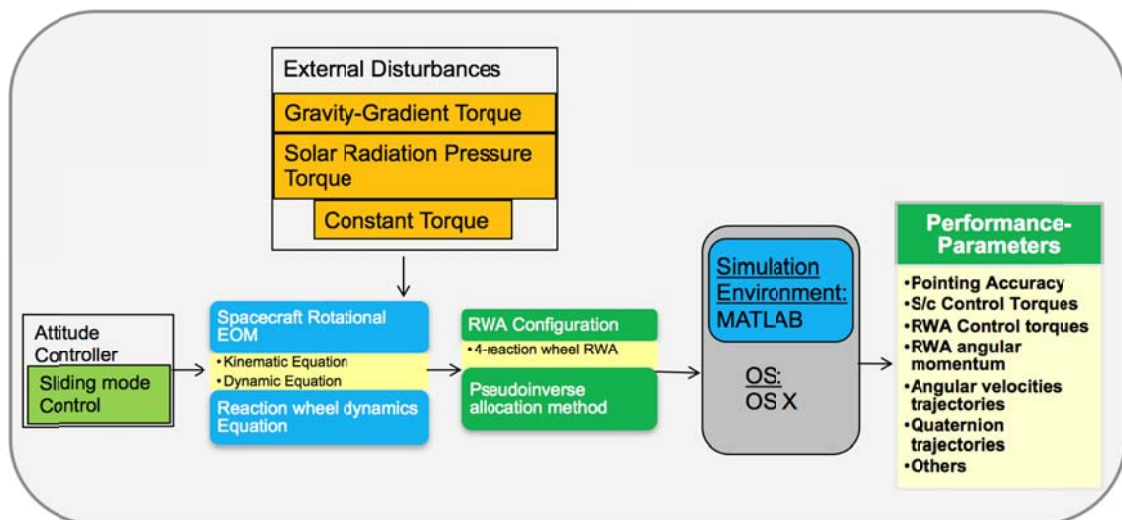


Abbildung 43: Architektur der MATLAB-Simulationsumgebung.

13.FAZIT

Dieses Dokument fasst die durchgeführten Arbeiten des Instituts für Flugführung (IFF) der Technischen Universität Braunschweig (TUBS) im Forschungsverbundvorhaben *Infrarot Astronomy Satellite Swarm Interferometry (IRASSI) Teil 2 Phase 2* zusammen. Im Arbeitspaket 5 „Aktuatoren Stellgrößenzuweisung von Satelliten“ wurde ein Stellgrößen-Aktuator-System entwickelt. Dazu wurden zunächst geeignete Reaktionsräder für das IRASSI Raumfahrzeug ausgewählt. Auswahlkriterien waren dabei z.B. die Fähigkeit, die geforderten Missionsparameter hinsichtlich Lage- und Positionierungsgenauigkeiten durch zwei Stufen durchzuführen: 1. **eine Stufe zur Feinausrichtung**, die während einer wissenschaftlichen Beobachtungsmission durchgeführt werden kann, sowie 2. **eine Stufe für die Groberfassung**, mit der eine Grobausrichtung des Raumfahrzeuges mit Hilfe von Sensoren und Algorithmen durchgeführt werden kann. Die Kandidaten der Reaktionsräder wurden mit Hilfe einer Literaturrecherche basierend auf vier vorhergehenden hochgenauen Weltraummissionen ausgewählt. Dabei wurden das Design, die Charakteristiken sowie die Arbeitsumgebungen der Reaktionsräder untersucht und betrachtet. Die Ergebnisse dieser Recherche finden sich im Bericht wieder. Basierend auf den Kenntnissen wurde eine 4-RWA-Konfiguration in Pyramidenanordnung ausgewählt. Die dazugehörige Verteilungsmatrix der Drehmomente und –impulse findet sich ebenfalls im Bericht wieder. Die gewählte Konfiguration mit ihrem dynamischen Verhalten wurde mit einem sogenannten „Sliding Mode Controller“ (SMC) integriert. Dieses war die beste Konfiguration, die im Rahmen der Phase 1 des IRASSI-2-Projektes ermittelt werden konnte. In der finalen Entwicklungsstufe wurde ein pseudoinverser Verteilungsansatz gewählt, um den Drehimpuls und die Steuermomente auf die redundante RWA-Auslegung zu verteilen. Mit Hilfe von Matlab® Simulationen konnten Ergebnisse über die Verteilung der Stellgrößenmomente und Drehimpulse für Manöver mit kleinen wie mit großen Änderungswinkeln gezeigt werden.

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 zeigt die RWA-Konfigurationen, die für beide IRASSI-Missions-Modi geeignet sind (1. **Feinausrichtungs-Modus** (Fine Pointing Mode) und 2. **Groberfassungs-Modus** (Coarse Attitude Acquisition Mode)). Daraus folgt, dass der 4-Reaktionsrad-RWA in Pyramiden-Konfiguration für die beiden Modi der IRASSI-Mission geeignet sind.

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)	0.03 (bester simulierter Fall) 0.06 (schlechtester simulierter	
Lageregelung (IRASSI 2 Phase 2)	Fall)	

Tabelle 11: Für die IRASSI-Missions-Modi geeignete Reaktionsrad-Konfigurationen, die in IRASSI 1 definiert sind.

IRASSI Mission-Modi	Reaktionsrad-Konfigurationen
Fine Pointing Mode	4-RWA pyramid
Coarse Attitude Acquisition Mode	

14.KOOPERATION MIT ANDEREN PARTNERN

Das Ergebnis des IFF-TUBS basieren auf den Ergebnissen aus IRASSI Teil II Phase I und den erlangten Informationen zur Sensor- und Positionierungsgenauigkeit aus Arbeitspaket 4. Die Ergebnisse zur erreichten Lage- und Ausrichtungsgenauigkeit wurden den Partnern in den folgenden Arbeitspaketen zur Verfügung gestellt.

15.ANWENDUNGEN

Der pseudoinverse Verteilungsansatz, der im Projekt ausgewählt und für IRASSI modifiziert wurde, ist ein Algorithmus, der auch für andere Raumfahrtmissionen verwendet werden kann. Dieser Algorithmus kann für Erdbeobachtungsmissionen angepasst werden, um Steuerflächen in Luftfahrzeugen zu kontrollieren oder um UAV-Steuerflächen anzusteuern. Dieser Algorithmus ist sehr generisch aufgebaut und kann daher vielfältig verwendet werden.

16. 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. Die erlangten Erkenntnisse im Bereich der Stellgrößenallokation werden aktuell in dem Projekt „Active load Reduction for enabling a 1-G wing using forward-looking and distributed sensors (ARGO)“, einem Teilprojekt des Exzellenzclusters „SE²A – Sustainable and Energy-Efficient Aviation“ der TU Braunschweig, genutzt und weiter ausgebaut. Dabei geht es um die Stellgrößenzuweisung an einem überaktuierten Tragflügel eines Verkehrsflugzeuges.

Des Weiteren sind die Arbeiten zum Thema Stellgrößenallokation in die Beantragung des Teilprojektes C5 für die 3. Förderperiode des Sonderforschungsbereiches SFB 880 „Grundlagen des Hochauftriebs künftiger Verkehrsflugzeuge“ mit eingeflossen, wobei die 3. Förderperiode für den gesamten Sonderforschungsbereich jedoch nicht bewilligt worden sind.

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:

16.1. Veröffentlichungen

Die Ergebnisse wurden aus der AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference im August 2019 in Portland vorgestellt und in der dazugehörigen Veröffentlichung publiziert:

- Divya Bhatia and Peter Hecker (August 2019); *Error analysis of Closed-loop Attitude Estimation and Control system for Spacecraft High Accuracy Pointing*; AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, AAS 19-739, August 11-15, 2019, Portland, Maine, USA

16.2. 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

16.3. Studierende & Lehre

Die Thematik der Stellgrößenallokation wird derzeit als Unterkapitel „Control Allocation“ für das Kapitel „Nicht-lineare adaptive Flugregelung“ in der Vorlesung „Flugregelung“ ausgearbeitet und soll erstmals im Sommersemester 2020 angeboten werden. Darüber hinaus wurde eine studentische Arbeit zum Thema überaktuierte Systeme bearbeitet:

- Mitja Stiens; „Auslegung und Regelung von unbemannten, elektrischen, propellergetriebenen Podracer-Fluggeräten“; Studienarbeit OE 2019/12; TU Braunschweig; 2019

Literaturverzeichnis

- [1] H. Linz und S. Scheithauer, „IRASSI Science Requirement Specification: Derivation and Rationale,“ Max-Planck Institute of Heidelberg, Heidelberg, 2014.
- [2] Zhong, *PID controller tuning tutorial*, USA: Purdue University, 2006.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] D. Bhatia, „Quaternions: Attitude Parameterization and Quaternion Algebra,“ Internal IRASSI 1 Technical Document, Braunschweig, 2016.
- [7] J. B. Burl, *Linear Optimal Control: H2 and Hinfinity Methods*, California: Addison Wesley Longman Inc., 1999.
- [8] O. Montenbruck und P. Gurfil, *Satellite Orbits: Models, Methods and applications*, Berlin Heidelberg: Springer Science and Business Media, 2012.
- [9] D. E. Kirk, *Optimal Control Theory: An Introduction*, New York: Dover Publications Inc., 1998.
- [10] J. J. E. Slotine und W. Li, *Applied Nonlinear Control*, New jersey: Prentice Hall, 1991.
- [11] U. Lee, *State-Constrained Rotational and Translational Motion Control with Applications to Monolithic and Distributed Spacecraft*, Washington: University of Washington, 2014.
- [12] Y. Shtessel, C. Edwards, L. Fridman und A. Levant, *Sliding Mode Control and Observations*, New York: Birkhaeuser-Springer, 2013.
- [13] L. Buinhas, „Attitude Dynamics and Control at L2 of a single IRASSI Spacecraft,“ University of Bundeswehr, Munich, 2016.
- [14] F. L. Markley und J. L. Crassidis, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control.*, New Jersey: Space Technology Library, Springer, 2014.
- [15] R. M. Murray, *Control and Dynamical Systems Lecture 2- LQR Control*, California: Caltech, 2006.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] D. Bhatia und U. Bestmann, „Abschlussbericht InfraRed Astronomy Satellite Swarm Interferometer-IRASSI 1,“ Technische Universitaet Braunschweig, Braunschweig, 2017.

- [20] 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.

Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN	2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Schlussbericht	
3. Titel IRASSI-2 Phase-2 Abschlussbericht: Lageregelungssystem und Algorithmen für eine Stellgrößenzuordnung für die hochgenaue Ausrichtung eines Raumfahrzeuges		
4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)] Bhatia, Divya	5. Abschlussdatum des Vorhabens 30.09.2019	
	6. Veröffentlichungsdatum	
	7. Form der Publikation Schlussbericht	
8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig - Fakultät 4 - Maschinenbau - Institut für Flugführung	9. Ber.-Nr. Durchführende Institution	
	10. Förderkennzeichen 50NA1817	
	11. Seitenzahl 69	
12. Fördernde Institution (Name, Adresse) BMW	13. Literaturangaben 20	
	14. Tabellen 11	
	15. Abbildungen 43	
16. Zusätzliche Angaben		
17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) Space Administration, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Koenigswinterer Strasse 522-524, 3227 Bonn, 20. März, 2020		
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 die Arbeiten im Arbeitspaket 5 „Aktuatoren Stellgrößenzuweisung von Satelliten“ verantwortlich, das wiederum in zwei Unterarbeitspakete aufgeteilt war und die Auswahl von in Frage kommenden Aktuatoren für die Rotationssteuerung des IRASSI Raumfahrzeug beinhaltet. Im ersten Arbeitspaket wurde eine Literaturstudie bezüglich Reaktionsräder, ihrer Charakteristik sowie Störeffektivität durchgeführt. Im Anschluss wurde mit einer weiteren Literaturstudie der Einsatz solcher Reaktionsräder bei früheren Weltraummissionen mit hohen Genauigkeitsanforderungen betrachtet. Basierend auf der Auswahl von vier pyramidisch angeordneten Reaktionsrädern wurde im zweiten Arbeitspaket mit dem Titel „Stellgrößen-Algorithmus“ eine Studie über sogenannte „Allocation Algorithms“ (Stellgrößen-Zuweisungs-Algorithmen) für die redundante Ausführung der Reaktionsräder durchgeführt. Hier wurde ein pseudoinvertiertes Verteilungsgesetz ausgewählt und angewendet. Weiterhin wurde die Dynamik der Reaktionsräder untersucht und in einen „Sliding Mode Control“ (SMC) Algorithmus, der in IRASSI 2 Phase 1 entwickelt wurde, integriert. Abschließend wurden die benötigten Winkelmomente in allen 3 Achsen der Drehmomentenkontrolle des Raumfahrzeuges anhand einer Simulation auf die 4 Reaktionsräder der ausgewählten Konfiguration verteilt und mit dem gewählten Stellgrößen-Algorithmus beaufschlagt.		
19. Schlagwörter IRASSI, Attitude Control Algorithms, Control Allocation, High Pointing accuracy, Abschluss Bericht		
20. Verlag	21. Preis	

Nicht änderbare Endfassung mit der Kennung 1089934-6

Document control sheet

1. ISBN or ISSN	2. type of document (e.g. report, publication) Veröffentlichung (Publikation)	
3. title IRASSI-2 Phase-2 Final Report: Spacecraft Attitude Actuator System and its control allocation algorithm for High Accuracy Pointing		
4. author(s) (family name, first name(s)) Bhatia, Divya	5. end of project 30.09.2019	6. publication date 26.03.2020
	7. form of publication Document Control Sheet	
	8. performing organization(s) name, address Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig - Fakultät 4 - Maschinenbau - Institut für Flugführung	
12. sponsoring agency (name, address) BMW	9. originators report no.	
	10. reference no. 50NA1817	
	11. no. of pages 69	
	13. no. of references 20	
	14. no. of tables 11	
	15. no. of figures 43	
16. supplementary notes		
17. presented at (title, place, date) Space Administration, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Koenigswinterer Strasse 522-524,3227 Bonn, March 20, 2020		
18. abstract This document describes the work conducted by the Institute of Flight Guidance (IFF) Of the Technische Universität Braunschweig (TUBS) within the research project "IRASSI". The IFF was responsible for work package 5 "Actuator control allocation for satellites". The work package consisted of two parts which dealt with candidate actuators for attitude control and control allocation algorithms. First, literature study concerning reaction wheels, their characteristics and sensitivity to inference has been conducted. Secondly, implementations of reaction wheels in legacy space missions have been studied. Based on the selection of four reaction wheels in a skewed assembly, control algorithms have been studied for the redundant usage of four reaction wheels simultaneously for the three rotational axes. A pseudo-inverse distribution law has been selected and adapted for usage. The dynamics of the reaction wheels was investigated and the sliding-mode-control (SMC) algorithm from the IRASSI 2 phase 1 project was integrated. Finally, the needed torque for the rotational axes has been allocated by the attitude control algorithm to the four reaction wheels and the control algorithm has been applied in a simulation environment.		
19. keywords IRASSI, Attitude Control Algorithms, Control Allocation, High Pointing accuracy, Final Report		
20. publisher	21. price	

Nicht änderbare Endfassung mit der Kennung 1090003-4