

Abschluss Bericht

IRASSI – Infrared Astronomy Satellite Swarm Interferometry

FKZ 50NA1327
(Teilvorhaben TU Braunschweig)

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.....	7
2. VORAUSSETZUNGEN UNTER DENEN DAS VORHABEN DURCHGEFÜHRT WURDE.....	8
3. PROJEKTPLANUNG UND PROJEKTABLAUF.....	9
4. KONZEPT DES LAGESYSTEMS.....	10
4.1. Lagebestimmungsdefinitionen und -voraussetzungen.....	10
4.2. Benötigte Bezugssysteme für die Lageschätzung der IRASSI Satelliten.....	12
5. ENTWICKLUNG DER ALGORITHMEN: LAGESENSOREN UND FILTER.....	13
5.1. Sensoren.....	13
5.1.1. Sternensensor (STR).....	13
5.1.2. Inertiale Messeinheit (IMU).....	16
5.1.2.1. Gyroskope.....	17
5.1.3. Sonnensensor (SS).....	18
5.1.3.1. Analoger oder Grober Sonnensensor (CSS).....	18
5.1.4. Magnetometer (MAG).....	20
5.2. Finale Sensoren für IRASSI und ihre Charakteristiken.....	21
5.3. Alternative und zusätzliche Lagesensoren.....	21
5.4. Sensor Positionen und Ausrichtungen an Bord des Satelliten, Sensorreferenzsystem und Versatzmatrizen.....	21
5.4.1. Sternensensoren.....	21
5.4.2. Gyroskope.....	23
5.4.3. Sonnensensor.....	24
5.5. Quasi statische Lagebestimmungsmethoden.....	25
5.6. Stochastische Lageschätzung von Filterung für Lageschätzung.....	25
5.6.1. Multiplikativer Extended Kalman Schätzer (Multiplicative Extended Kalman Estimator) (MEKF).....	26
6. LAGESENSORINTEGRATION.....	28
6.1. Filter für die Sensorintegration.....	28
6.1.1. MEKF für Fusion von 3-Achsen Gyro und zwei STR.....	28
6.1.1.1. Zentralisierte Filtermethode.....	28
6.1.1.2. Dezentralisierte Filtermethode.....	28

7. SIMULATION DER LAGEBESTIMMUNG	29
7.1. Software Umgebung für die Implementation der Sensorfusion.....	29
8. EXPERIMENTELLE BESTÄTIGUNG DES SENSORFUSIONSALGORITHMUS	29
8.1. Experimentelle Plattform und Versuchsdurchführung	30
9. ERGEBNISSE LAGESYSTEM: LEISTUNG UND AUSWERTUNG	32
9.1. Integration von 3-Achsen Gyro + 1 STR.....	32
9.2. Integration von 3-Achsen Gyro + 2 STR (Zentralisiert).....	34
9.3. Integration von 3-Achsen Gyro + 2 STR (Dezentralisiert).....	34
10. KOOPERATION MIT ANDEREN PARTNERN.....	35
11. ANWENDUNGEN.....	35
12. FAZIT	35
13. VERWERTUNG.....	36
13.1. Veröffentlichungen	36
13.2. Raumfahrtagenturen	36
13.3. Studenten & Lehre	36
13.4. Transfer	36
14. REFERENZEN	37

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Arbeitspakete der Technischen Universität Braunschweig(AP5).....	9
Abbildung 2 Zeitplan des Arbeitspaketes für das Lagenavigationssystem.....	9
Abbildung 3 Lagebestimmungs- und Kontrollsystem.....	11
Abbildung 4 Lagedefinitionen: Lagefehler (PE), Messfehler (ME) und Kontrollfehler (CE).....	12
Abbildung 5 Körperfestes Bezugssystem des IRASSI Satelliten.....	13
Abbildung 6 Skizze eines autonomen Sternensensors (Liebe, C.C).....	14
Abbildung 7 Geometrie des Sternensensors (Markley & Crassidis).....	15
Abbildung 8 High Accuracy Star Tracker (Verbindlichkeit Ball Aerospace).....	16
Abbildung 9 Leistungscharakteristiken von HAST (Quelle Ball Aerospace).....	16
Abbildung 10 Komponenten eines inertialen Navigationssystems (Titterton, D.H. & Weston, J.L.).....	17
Abbildung 11 Oktaedrischer Tetrade Befestigung (Octahedral Tetrad mount) von SSIRU-HRG (Verbindlichkeit Northrop Grumman).....	18
Abbildung 12 Kosinus Detektor Sonnensensor(Wertz).....	19
Abbildung 13 Pyramidenartiger Grober Sonnensensor (Verbindlichkeit Adcole).....	19
Abbildung 14 Fluxgate Magson Magnetometer und sein elektronisches Board (Verbindlichkeit Magson).....	20
Abbildung 15 Platzierung von 3 STR auf jedem Satteliten und STR körperfester Referenzsystem.....	22
Abbildung 16 Sternensensorachsen und Versatzmatrizen des Satelliten.....	22
Abbildung 17 IRASSI Satellit Position und Orientierung von Lage- und Inertialsensoren.....	23
Abbildung 18 Vier-Achsen HRG Octahedral Tetrad Anordnung Körperachsensystem und seine Ausrichtung auf dem IRASSI Satelliten.....	24
Abbildung 19 HRG Achsen und Satelliten Versatzmatrizen.....	24
Abbildung 20 CSS-Satellit Versatzmatrix des rauen Sonnensensor.....	24
Abbildung 21 Vergleich der Leitsungscharakteristiken verschiedener Filter.....	26
Abbildung 22 Zentralisierte Methode für die Fusion von 2 STR und Gyro.....	28
Abbildung 23 Dezentralisierte Methode für die Fusion von 2STR und Gyro.....	29
Abbildung 24 MATLAB Simulation Umgebungsfluss.....	29
Abbildung 25 Magson Magnetometer (Sensorköpfe und elektrische Einheit) und IMAR IMU (3-Achsen Gyroskop).....	30
Abbildung 26 Zeichnung der Dimension und Platzierung von verschiedenen Komponenten der experimentellen Plattform.....	30
Abbildung 27 Komponenten der experimentellen Plattfrom und der Rotierenden Grundstruktur mit der Drehscheibe.....	31
Abbildung 28 Magnetfeld der Erde und seine mit dem Magnetischen Weltmodel WMM 2015 berechneten Komponenten.....	31
Abbildung 29 Lagefehler und Gyro-Bias des Satelliten von 3-Achsen Gyro und 1 STR Fusion: Geringes STR Rauschen.....	33
Abbildung 30 Lagefehler und Gyro-Bias des Satelliten von 3-Achsen Gyro und 1 STR Fusion: Mittleres STR Rauschen.....	33
Abbildung 31 Lagefehler und Gyro-Bias des Satelliten von 3-Achsen Gyro und 1 STR Fusion: Hohes STR Rauschen.....	33
Abbildung 32 Lagefehler und Gyro-Bias des Satelliten für Fusion von 3-Achsen Gyro und 2 STR: Zentralisierter Filter.....	34

Abbildung 33 Lagefehler und Gyro-Bias des Satelliten für Fusion von 3-Achsen Gyro und 2 STR: Dezentralisierter Filter34

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Wissenschaftliche und Ingenieurwissenschaftlichen Anforderungen für IRASSI [Linz, H. & Scheithauer, S. (2014)] 7

Tabelle 2 Status der Arbeitspakete des Lagenavigationssystems AP510

Tabelle 3 Sternensensoren Vorteile/Nachteile14

Tabelle 4 Vergleich von auf CMOS und CCD basierenden STR 15

Tabelle 5 Arbeitsprinzip von manchen gyroskopischen Technologien17

Tabelle 6 Finale Sensoren für IRASSI und ihre wichtigen Charakteristiken21

Tabelle 7 Zusätzlich für IRASSI untersuchte Sensoren21

Tabelle 8 Lösungsalgorithmen für Wahbas Problem.....25

Tabelle 9 Northrop Grumman HRG Parameter32

Tabelle 10 Initialisierungsparameter32

Tabelle 11 Verschiedene Fälle von Sternensensorrauschen32

Tabelle 12 Gewichtung(Weights) und Rauschparameter für die Fusion von 2 STR34

1. EINLEITUNG

IRASSI ist eine Interferometriemission, welche aus einem 3D Schwarm von 5 Teleskopen besteht, die den Sonnen-Erde Lagrange-Punkt 2 in einem Halo-Orbit umkreisen. Das Ziel dieser Mission ist es, Beobachtungen Far-InfraRed (FIR) Bereich zu ermöglichen.

Das Ziel ist es hochqualitative Bilder mit einer (angular) Winkelauflösung von unter 1 Bogensekunde zu liefern. Diese Anforderung wurde zusammen mit den anderen wissenschaftlichen und ingenieurwissenschaftlichen Anforderungen durch das Max-Planck Institut für Astronomie, Heidelberg bestimmt, wie in Tabelle 1 gezeigt wird [Linz, H. & Scheithauer, S. (2014)].

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)

Tabelle 1 Wissenschaftliche und Ingenieurwissenschaftlichen Anforderungen für IRASSI [Linz, H. & 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 Teleskopes in einer reziproken Beziehung zum Durchmesser des Teleskops besitzt, hängt der Bedarf der

Lagegenauigkeit vom oberen Frequenzbereich des operierenden FIR Spektrums von IRASSI ab, d.h. bei 6 THz. Bei dieser Frequenz ist die Weite des Hochleistungsspektrums (Half Power Beam Width -HPBW) der Hauptkeule minimal. Dies hat eine strenge Anforderung für den absoluten Ausrichtungsfehlers (APE) eines jeden Satelliten von mindestens 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 Kontrolle der IRASSI Teleskope erreicht werden. Daher wird in Arbeitspaket 5 (AP5) ein Lagenavigationssystem angestrebt, das um eine Größenordnung besser ist, das heißt eine Lagegenauigkeit von etwa 0,04 Bogensekunden erzielen kann.

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 Navigation System“ verantwortlich, welches sich in mehrere Unterarbeitspakete aufgliederte und zusammengefasst die Entwicklung eines System zur Lageschätzung der IRASSI Satelliten beinhaltet. Hierfür wurde ein hochpräzises „Attitude Determination and Estimation System“ (ADES) entworfen und entwickelt, welches eine Bewertung und Auswahl von derzeit verfügbaren, hochgenauen handelsüblichen (COTS) Sensoren beinhaltet und darüber hinaus geeignet für IRASSI Missionen ist. Eine Fusion der Messdaten dieser Sensoren wird durch optimale Algorithmen zur Lageschätzung durchgeführt. Diese Algorithmen wurden basierend auf verschiedenen Kriterien in Hinblick auf Optimalität, Recheneffizienz, Zuverlässigkeit und der grundsätzlichen Anwendbarkeit für IRASSI Satelliten bewertet und ausgewählt. Ein kompletter Entwurf des ADES für zwei Missionsmodi von IRASSI wurde entwickelt, der sowohl die Hardware (Sensoren) und deren Position bzw. Ausrichtung innerhalb des Satelliten, als auch die Software (Algorithmen) sowie das gesamte Satellitendesign berücksichtigt. Durch eine experimentelle Verknüpfung von Gyroskopen und Magnetometern wurde der Algorithmus für die Schätzung und seine Software validiert.

2. VORAUSSETZUNGEN UNTER DENEN DAS VORHABEN DURCHGEFÜHRT 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 sechs Unterarbeitspakete bestimmt nämlich AP 5.1 - AP 5.6, wie in Abbildung 1 und Tabelle 2 dargestellt wird. **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** zeigt den Zeitplan für jedes Arbeitspaket. AP 5.1 dauerte ungefähr sieben Monate und wurde pünktlich beendet. AP 5.2, welches die Entwicklung der Algorithmen für die Sensorintegration beinhaltet, dauerte ein Jahr und wurde pünktlich beendet. Direkt nach AP 5.2 wurde mit AP 5.3 begonnen und diese Studie wurde für ein Jahr durchgeführt. AP 5.4, welches die Simulation der Lagebestimmung beinhaltet, begann drei Monate nach dem Start von AP 5.2 und dauerte zwei Jahre. Daher liefen AP 5.2, AP 5.3 und AP 5.4 gleichzeitig. Nach AP 5.4 wurde die experimentelle Bestätigung dieser Simulationen in AP 5.5 durchgeführt, welches 15 Monate andauerte. Schließlich, wurde in AP5.6 in den finalen 6 Monaten des Projektes die Leistungsfähigkeit des Lagenavigationssystems untersucht.

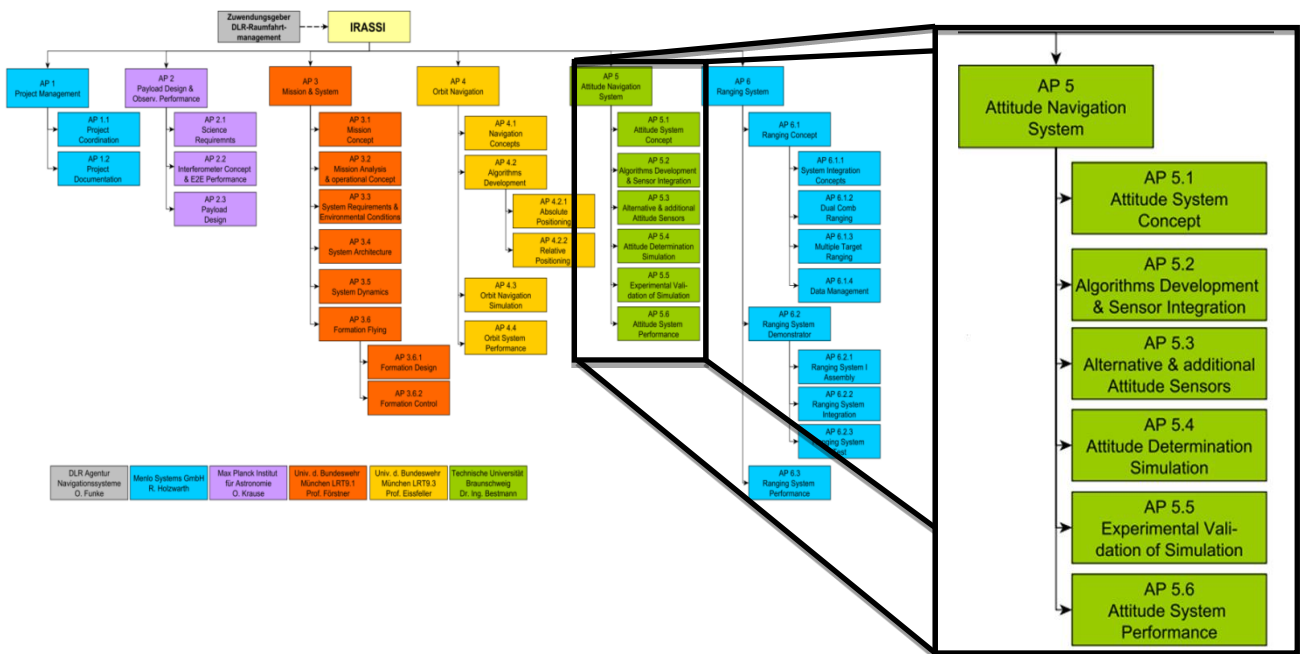


Abbildung 1 Arbeitspakete der Technischen Universität Braunschweig(AP5)



Abbildung 2 Zeitplan des Arbeitspaketes für das Lagenavigationssystem

Wie in Tabelle 2 gezeigt wird, wurden alle Arbeitspakete durchgeführt und rechtzeitig beendet.







AP5 Attitude Navigation System	Status	Status
5.1 Attitude System Concept		(Nach Plan) ✓
5.2 Algorithms Development & Sensor Integration		(Nach Plan) ✓
5.3 Alternative & additional Attitude Sensors		(Nach Plan) ✓
5.4 Attitude Determination Simulation		(Nach Plan) ✓
5.5 Experimental Validation of Simulation		(Nach Plan) ✓
5.6 Attitude System Performance		(Nach Plan) ✓

Tabelle 2 Status der Arbeitspakete des Lagenavigationssystems AP5

Das Vorhaben wurde auf Wunsch einiger Partner um drei Monate kostenneutral verlängert. Die Arbeiten des IFF der TU Braunschweig wurden entsprechend dem ursprünglichen Plan Ende des Jahres 2016 abgeschlossen. Die Arbeiten der Partner wurden weiter unterstützt.

4. KONZEPT DES LAGESYSTEMS

4.1. Lagebestimmungsdefinitionen und -voraussetzungen

Die Lagebestimmung des IRASSI Schwarms beruht auf einem Prozess, bei dem die Orientierung der Satelliten des Schwarms durch Beobachtungen, in Bezug auf ein Referenzsystem (z.B. die Himmelskugel etc.) oder auf Himmelskörper (z.B. verschiedene Sterne aus dem Sternenkatalog, wie es in früheren Missionen, bspw. Herschel oder Chandra X-Ray Beobachtung durchgeführt wurde etc.), bestimmt werden. Die Fusion der Beobachtungen von verschiedenen Sensoren unterstützt die genauere Lageschätzung der IRASSI Schwarm Satelliten. Die Lagebestimmung besteht aus zwei Hauptkomponenten: Der Sensorauswahl (Hardware) und der optimalen Anwendung von Filter Algorithmen (Software) für die Fusion der Sensoren. Detaillierte Untersuchungen zu diesen beiden Aspekten sind in [IRASSI-AN-0002-IFF] und [IRASSI-AN-0003-IFF0] unternommen worden. Diese Arbeit war Teil des Arbeitspaketes AP 5.1, in welchem ein Konzept für das Lagesystem entwickelt wurde.

Die Lageschätzung ist ein Teil des als 'Attitude Determination and Control System (ADCS)' bezeichneten Closed Loop Systems, wie in **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** zu sehen ist. Der andere Teil, die Lagekontrolle, besteht aus dem Halten der aktuellen Lage und der Umorientierung in eine andere gewünschte Lage. Dies geschieht durch das Aufbringen von Drehmomenten durch die Aktuatoren, basierend auf den aktuellen Lageinformationen der Sensoren und den gewünschten Lagevorgaben.

Lagebestimmung, -erhaltung und -kontrolle werden von dem, aus mehreren Komponenten bestehenden, Lagebestimmungs- und Kontrollsystem (ADCS, Attitude Determination and Control System) durchgeführt, wie in Abbildung 3 gezeigt wird. Die Bestandteile des ADCS sind das Lagebestimmungs- und Schätzsystem (ADES, Attitude Determination and Estimation System) und das Lagekontrollsystem (ACS, Attitude Control System). Die Aufgabe des ADCS ist es, die Ausrichtung eines Satelliten in allen Stadien der Mission zu bestimmen und zu kontrollieren. Verschiedene Aktivitäten beinhalten:

- Erfassung, in welcher das Lagebestimmungssystem eine erste Einschätzung der Lage und der Rotationsrate erlangt. Das Lagekontrollsystem beginnt die Rotationsraten zu reduzieren, um die Ausrichtung zu stabilisieren und eine Trägheitsarretierung zu erreichen.
- Grobkontrolle, in welcher die IRASSI Satelliten anfangen eine bestimmte Ausrichtung zu halten. Dies wird auch als Lagearretierung bezeichnet.
- Feinkontrolle, in welcher die IRASSI Satelliten trägheitsstabilisiert sind, um präzises Ausrichtung für naturwissenschaftliche Beobachtungen zu ermöglichen
- Schwenkkontrolle, in welcher die Satelliten sich in eine andere Lage umorientieren.

Für IRASSI wird, wie in Abbildung 3 dargestelltes ADES (grün) entwickelt.

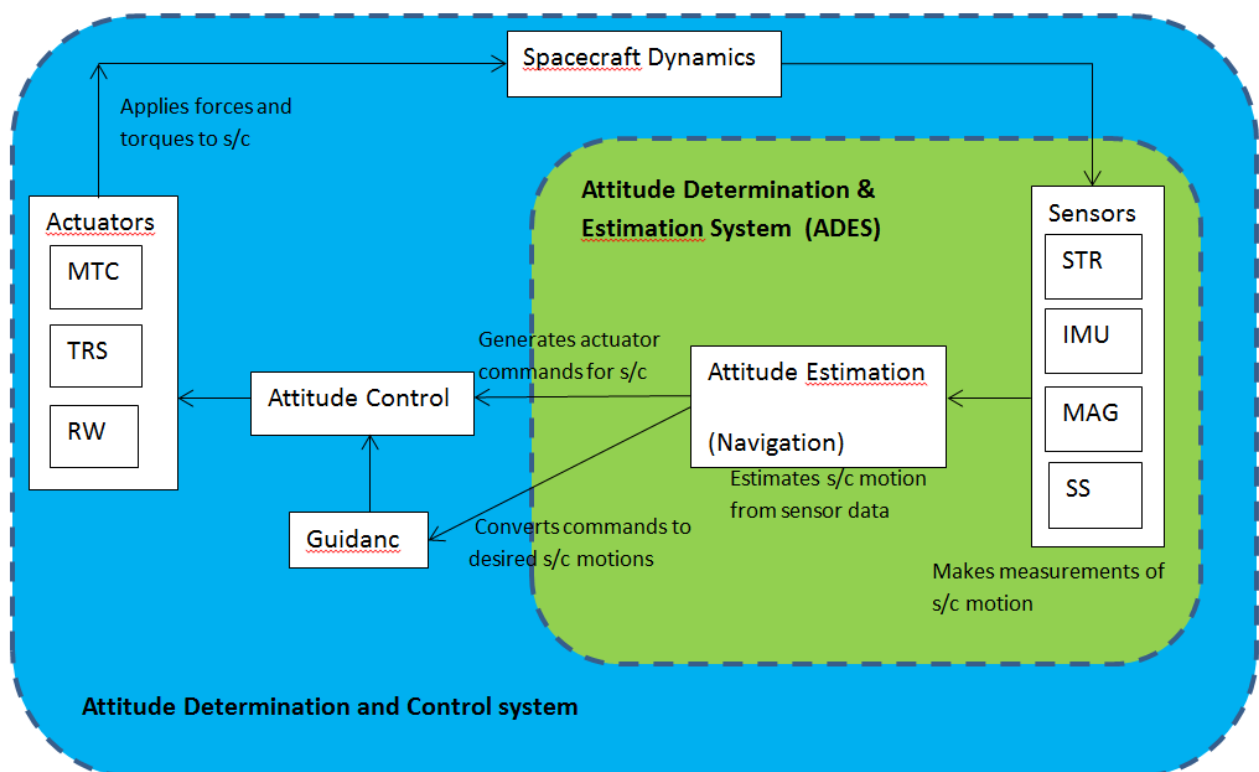


Abbildung 3 Lagebestimmungs- und Kontrollsystem

Die Ausrichtungsgenauigkeit von IRASSI ist aufgrund der wissenschaftlichen Anforderungen definiert, wie in Linz & Scheithauer (2004) beschrieben. Die Anforderungen des gesamten Ausrichtungsfehlers (APE) von mindestens 0,4 Bogensekunden, mit dem Ziel von 0,2

Bogensekunden, wurde von dem wissenschaftlichen Team (Max-Planck Institut für Astronomie in Heidelberg) des IRASSI Projekts vorgegeben. Die Ausrichtungsgenauigkeit ist abhängig von der höchsten Frequenz, die IRASSI bestimmen muss; bei hohen Frequenzen wird die Weite des Hochleistungsspektrums (HPBW) am kleinsten sein [Linz & Scheithauer, 2014]. Um seine wissenschaftlichen Ziele zu erreichen muss IRASSI folgenden APes erreichen:

- Erforderliches APE ≤ 0.4 arcsec, Nick/Gier
- Gewünschtes APE = 0.2 arcsec, Nick/Gier

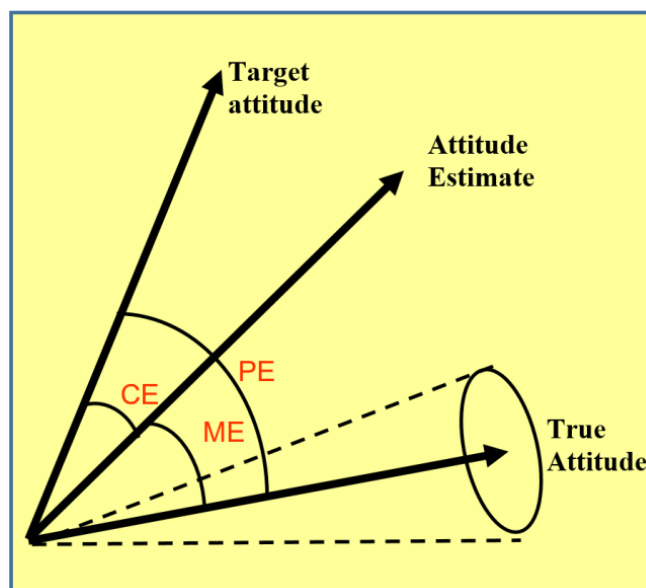


Abbildung 4 Lagedefinitionen: Lagefehler (PE), Messfehler (ME) und Kontrollfehler (CE)

Abbildung 4 zeigt, dass sich der absolute Lagefehler (PE) aus dem Messfehler (ME) und dem Kontrollfehler (CE) zusammensetzt. Daher wird für die IRASSI Lagebestimmung eine um eine Größenordnung bessere Genauigkeit als 0,4 arcsec d.h. 0,04 arcsec angestrebt, um genug Raum für Kontrollfehler und strukturelle Instabilitäten zu lassen.

4.2. Benötigte Bezugssysteme für die Lageschätzung der IRASSI Satelliten

Für die Lagebestimmung der IRASSI Satelliten werden zum einen das geozentrische Himmelsäquatorsystem (ECI, Earth-Centered Inertial Frame) und zum anderen ein im Satelliten befindliches körperfestes Bezugssystem benötigt.

ECI ist ein Inertialsystem mit seinem Ursprung im Massenschwerpunkt (COM, Center of Mass) 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 im Massenschwerpunkt, wie in Abbildung 1 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.

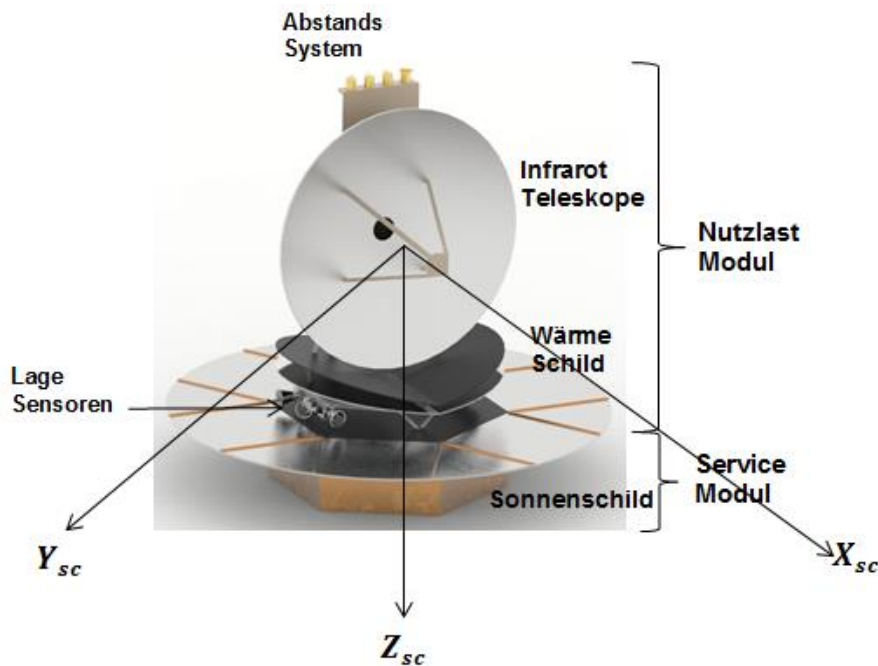


Abbildung 5 Körperfestes Bezugssystem des IRASSI Satelliten

Das Design des IRASSI Raumfahrzeuges in Abbildung 5 wurde von AP3 der Universität der Bundeswehr entwickelt. Die Informationen über die Positionen, Ausrichtungen, Betriebsbedingungen und finalen Sensoren wurde der Universität der Bundeswehr vom IFF-TUBS bereitgestellt. Dadurch wurden die Positionen der ausgewählten Sensoren für IRASSI im IRASSI Satelliten festgelegt. Die angestrebte Lagegenauigkeit von 0,04 Bogensekunden wurde auch als Grundlage für die Arbeiten an AP4, durchgeführt von der Universität der Bundeswehr, und an AP2, durchgeführt am MPIA, genutzt.

5. ENTWICKLUNG DER ALGORITHMEN: LAGESENSOREN UND FILTER

5.1. Sensoren

Die in diesem Kapitel beschriebene Arbeit wurde als Teil von Arbeitspaket AP 5.2 durchgeführt. Es beschreibt die Hardware und die Algorithmen die für IRASSI ausgewählt wurden. Detaillierte Analysen der Sensoren und der Software wurden in [IRASSI-AN-0002-IFF] durchgeführt.

5.1.1. Sternensensor

Ein Sternensensor (STR, Star-Tracker) ist eine digitale Kamera mit einem, entweder durch CCD oder CMOS Pixeln (Fotoelementen), besetzten Brennpunkt. Aufgespürte Sterne werden von STR, nach aktuellem Stand der Technik, bereits bekannten Sternen in einem internen Sternenkatalog autonom zugeordnet. Sie nutzen Lagebestimmungsmethoden, um die Lage des STR's bezüglich des raumfesten Bezugssystems aus der Konstellation der erkannten Sterne zu berechnen. STR haben eine Aktualisierungsrate zwischen 0,5-10 Hz, eine Masse von etwa 3 kg, einen Leistungsbedarf von ~10W und verfügen über eine Genauigkeit von wenigen Bogensekunden zur Mittelachsen-Ausrichtung. Größere Fehler treten für die Rotation um die Mittelachse auf. Abbildung 6 zeigt die Skizze eines STR und seine inneren Komponenten. Tabelle 3 führt die Vor- und Nachteile von STR auf.

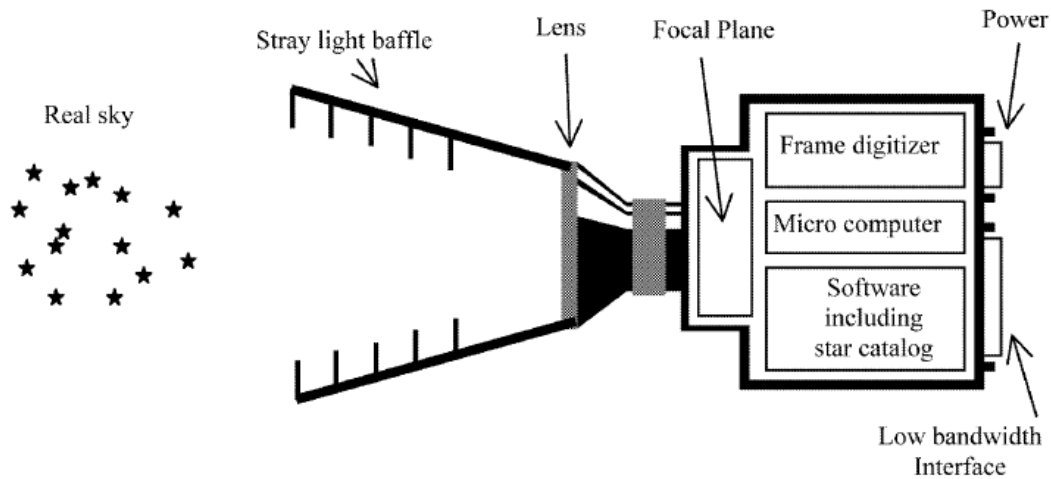


Abbildung 6 Skizze eines autonomen Sternensensors (Liebe, C.C)

Vorteile	Nachteile
Genaueste Lagesensoren (mit Genauigkeiten im arcsec Bereich)	1. Äußerst komplex, schwer und teuer. Höhere Leistungsanforderungen als andere Lagesensoren.
	2. Hohe Anforderung an Software aufgrund des Bedürfnisses der Vorverarbeitung.
	3. Beeinflusst sowohl von Verfinsterung und Interferenz von der Sonne, der Erde und anderen hellen Quellen.

Tabelle 3 Sternensensoren Vorteile/Nachteile

Die CMOS APS Technologie (CMOS, Complementary metal-oxide-semiconductor; APS Active Pixel Sensor), welche viele Vorteile gegenüber der momentan verwendeten CCD Technologie (CCD, charge-coupled device) besitzt, ist ein Versuch darauf basierende hochgenaue STR zu entwickeln, die für Missionen einer höheren Genauigkeitsanforderung geeignet sind. Der auf dem Markt erhältliche *Bepi Colombo STR* von *Selex Galileo*, basiert auf CMOS und ist in der Lage eine Genauigkeit von 7 Bogensekunden (2σ) für Nick- und Gierwinkel, sowie 55 Bogensekunden (2σ) für Rollwinkel zu erreichen. Tabelle 4 vergleicht die beiden STR Technologien, d.h. CMOS und CCD basierte STR, und zeigt dass derzeit CCD-basierte STR eine bessere Genauigkeit erreichen als CMOS-basierte STR.

CMOS	CCD
Pixel können die Verarbeitung einiger Daten für die Brennebene selbst übernehmen. Ein Pixel, der über diese Fähigkeit verfügt, wird als Aktiver Pixel Sensor (APS) bezeichnet.	geringeres Rauschen
Resistenter gegenüber Strahlungsschäden als CCD	
Möglichkeit verschiedene Pixel in verschiedenen Raten zu lesen	

Tabelle 4 Vergleich von auf CMOS und CCD basierenden STR

STR bestehen aus folgenden Komponenten:

1. Einem elektronischen Aufbau: Es ist ein strahlungsgehärteter Prozessor, welcher an einen s/c Computer gekoppelt ist. Er verarbeitet Detektordaten und gibt Sternenpositionen aus.
2. Einem Sternensensorkopf: Er beherbergt eine optische Teleskopanordnung, dessen Linse das Sternenlicht fokussiert und digitalisiert. Die Ausgaben der Detektoren ist mit der elektrischen Einheit verbunden. Seine Komponenten sind strahlungsgehärtet.
3. Einem Sonnenschirm / Verschluss: Er ist kritisch für die Leistung des STR aufgrund von Streulicht (Nachteil 3, Tabelle 3). Die Exponiertheit von optischen Systemen in Sonnenlicht und gestreutem Licht von Staubpartikeln, Düsenabgasen und Teilen des s/c ist durch sorgfältig designte Lichtdämpfer minimiert.

Abbildung 7 zeigt die Geometrie eines STR, welche grundlegend einer Lochkamera entspricht. x , y und z Achse sind ein rechtshändiges orthogonales System mit seinem Ursprung an der Spitze(Vertex) des optischen Systems und seiner z Achse entlang der optischen Mittelachse. Die Brennlense befindet sich mit der Distanz f (Brennlänge der Optik) hinter der Spitze(vertex).

Die Optik ist geringfügig unfokussiert, sodass ein Sternbild mehrere Pixel bedeckt. Dies ermöglicht die Bestimmung des Flächenmittelpunktes eines Sternbildes, berechnet als der Schwerpunkt der Photoelektronen in einem $n \times n$ Block von Pixeln. Am Ende dieser Berechnungsmethode kann der Standort des Sterns mit einer Genauigkeit von einem Bruchteil eines Pixel bestimmt werden Für mehr Details zu den Modi des STR Betriebes, FoV, Auflösung und Update Rate, Quellen von Fehlern in STR, STR Katalog und Sternenidentifizierungstechniken, Parallaxe und Aberration sei hier auf [IRASSI-AN-0002-IFF] verwiesen.

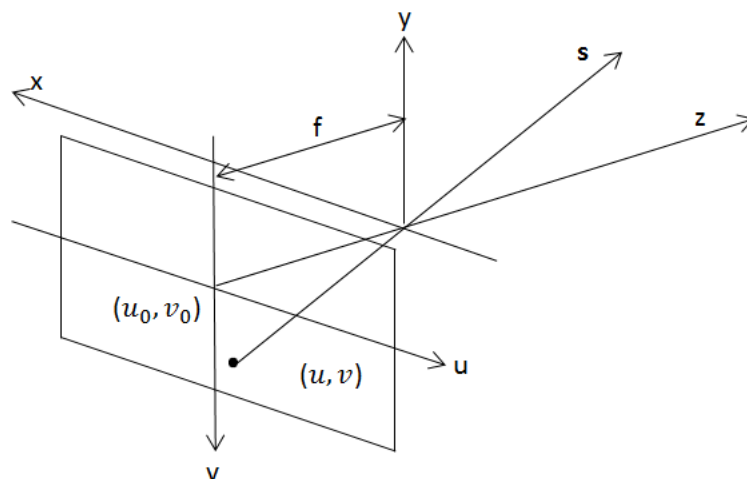


Abbildung 7 Geometrie des Sternensensors (Markley & Crassidis)

Für IRASSI sollte ein CCD oder CMOS basierter STR genutzt werden. Ein derzeit auf dem Markt erhältlicher STR, auf aktuellem Stand der Technik, ist der *High Accuracy Star Tracker (HAST)*, welcher in Abbildung 8 gezeigt wird. Dieser wurde auf Grundlage von Chandra's Aspect Camera entwickelt. [Michaels, D.] informiert über verschiedene Eigenschaften und

Merkmale von HAST. Er verfügt über eine Lagegenauigkeit von 0,2 Bogensekunden mit 1 σ Konfidenz, dargestellt in Abbildung 9.

Ein *High Accuracy ESA STR* Entwicklungsvertrag wurde letztes Jahr von der ESA geschlossen. Dies resultierte in der Entwicklung eines hochgenauen STR durch Jena-Optronik mit 0,1 Bogensekunden Genauigkeit und 4,5 Grad FoV. Mehr Informationen über diesen STR sind nicht öffentlich erhältlich. Dieser STR hat das Potential den ausgewählten Ball Aerospace HAST für IRASSI zu ersetzen.

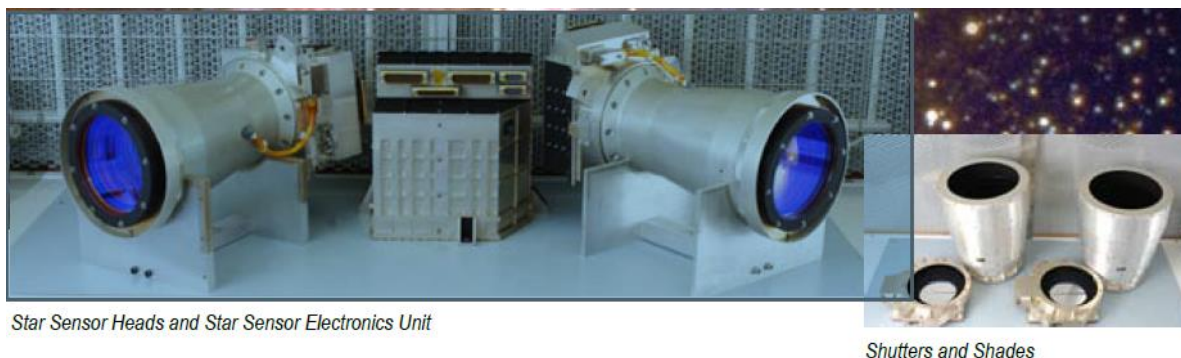


Abbildung 8 High Accuracy Star Tracker (Verbindlichkeit Ball Aerospace)

Schließlich können die Ergebnisse von GAIA genutzt werden, um gewünschte Hochgenauigkeits-STR (wie HAST entwickelt aus Erkenntnissen von Chandra's Aspekt Kamera) für Missionen des Typus IRASSI zu entwickeln. GAIA ist eine andauernde Mission, die versucht einen gründlichen Sternenkatalog durch das Vermessen von ungefähr 1 Milliarde Sternen mit Genauigkeiten besser als 10 micro-arc Sekunden zu erstellen.

Für IRASSI werden drei STR genutzt, von denen zwei gleichzeitig und der dritte in einer kalten Backup Konfiguration betrieben werden. Die Platzierung dieser 3 STR ist in einem nachfolgenden Kapitel beschrieben. Kalte Backup Konfiguration bedeutet, dass das redundante System antriebslos (unpowered) gelassen wird, bis ein Versagen in einer der operierenden Einheiten auftritt.

Performance Characteristics	
Random	0.110 arcsec 1 σ
Spatial	0.140 arcsec 1 σ
Boresight	0.100 arcsec 1 σ

Abbildung 9 Leistungscharakteristiken von HAST (Quelle Ball Aerospace)

5.1.2. Inertiale Messeinheit (IMU)

Die inertielle Messeinheit (IMU) ist aus Gyroskopen und Beschleunigungsmessern zusammengesetzt und enthält oftmals auch ein Magnetometer. Abbildung 10 zeigt die Komponenten des inertialen Navigationssystems (INS). Gyroskope führen eine Messung der Änderungen in der Lage des Fahrzeuges oder seiner Winkelgeschwindigkeit bezüglich eines inertialen Bezugssystems durch, während Beschleunigungsmesser die Beschleunigung gegenüber dem inertialen Raum messen. Beschleunigungsmesser sind nicht in der Lage die Beschleunigung des Gefährts, bezüglich des inertialen Raumes, von der, durch Gravitationsfelder bedingten, zu unterscheiden. Durch die Anwendung des Mikro-Computers und die Entwicklung von Gyroskopen mit großen dynamischen Reichweiten

fürten zur Entwicklung des Strapdown Prinzips. Dadurch war es möglich die Größe und Komplexität des INS für viele Anwendungen signifikant zu reduzieren. Dies hat zu der Produktion von kleinen, verlässlichen, stabilen und genauen inertialen Sensoren mit relativ geringen Kosten und dementsprechend einer großen Spanne von Anwendungen, für Flugzeuge, Unterseeboote, Schiffe, Landfahrzeuge, UAVs, Taktische Geschosse und Raumfahrzeuge. geführt. [IRASSI-AN-0002-IFF] beschreibt die Operationsprinzipien und die Leistung von verschiedenen inertialen gyroskopischen Technologien für Strapdown Systeme. Aufgrund von Fehlern in Gyros und Beschleunigungsmessern hat eine INS eine über die Zeit ansteigende Abweichung in Orientierung, Geschwindigkeit und Position, welche dadurch begrenzt werden kann, dass eine INS mit anderen Messungen (absoluten Sensoren) wie STR, MAG oder SS gestützt wird. Dies wird als gestütztes INS bezeichnet. Messungen von diesen Systemen werden mit der INS – Lösung z.B. durch Nutzung von Kalman Filtern fusioniert. Ziel von AP5 (IFF-TU Braunschweig) ist es, die Lage des IRASSI Teleskopes zu bestimmen. Deshalb sind nur Gyros und keine Beschleunigungsmesser für IRASSI betrachtet worden.

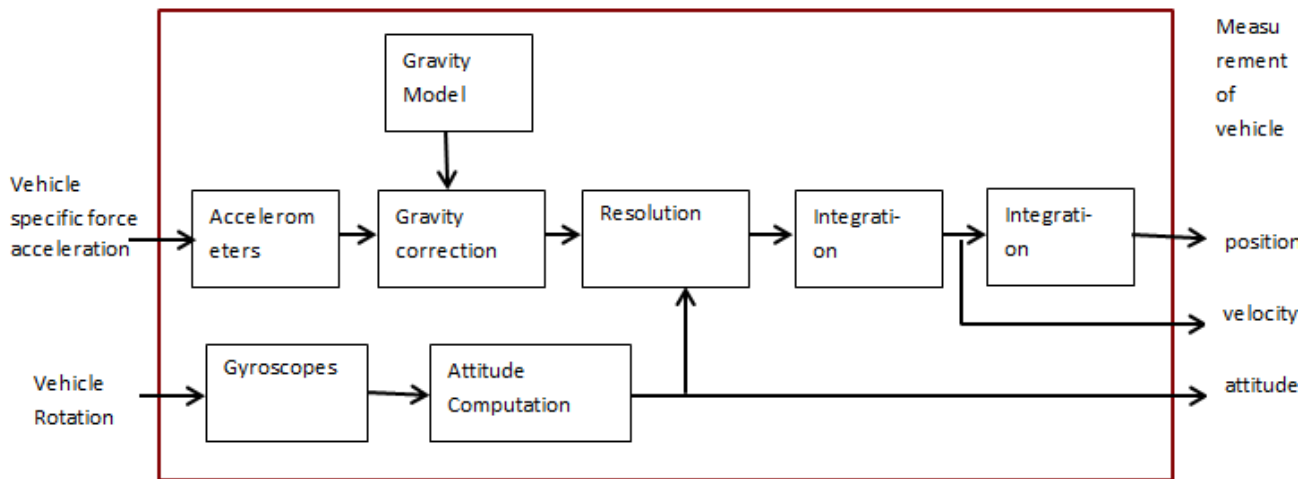


Abbildung 10 Komponenten eines inertialen Navigationssystems (Titterton, D.H. & Weston, J.L.)

5.1.2.1. Gyroskope

Gyroskope messen rotatorische Geschwindigkeiten oder Drehraten bezüglich des Inertialraumes. Die Operations- und Messprinzipien von verschiedenen Typen von Gyroskopen sind unten in Tabelle 5 gezeigt.

Spinning Wheel	Sagnac-effect (Optical Gyros)	Coriolis effect (Coriolis Vibratory Gyros)
<ul style="list-style-type: none"> Mechanical Gyro 	<ul style="list-style-type: none"> Ring Laser Gyro Fiber Optic Gyro 	<ul style="list-style-type: none"> Tuning Fork Wine Glass MEMS

Tabelle 5 Arbeitsprinzip von manchen gyroskopischen Technologien

Für IRASSI, sollen zwei IMU bestene aus je 4-Achsen Hemisphärisch resonierende Gyroskope (HRS, Hemispherical Resonating Gyroscope) verwendet werden. Diese werden als skalierbare inertielle Raumreferenzeinheit (SSIRU, Scalable Space Inertial Reference Unit) bezeichnet und in einer Octahedral Tetrad Befestigung (wie bei Herschel) genutzt werden (Abbildung 11), sodass drei der vier Achsen die Beobachtbarkeit zu drei orthogonalen Achsen herstellen und eine redundante Information vorliegt. Die zweite SSIRU

Einheit ist in kalter redundanter Konfiguration vorhanden. Dieses Gyro hat einen Bias Drift von 0,0005 Grad/Std über 12 Stunden mit einer Konfidenz von 1σ .

Das üblicherweise genutzte zeitkontinuierliche mathematische 3-Achsen Modell für ratenintegrierende Gyros wird auch für IRASSI genutzt [IRASSI-AN-0002-IFF]. Für die Anwendung wurden zeitdiskrete Gleichungen genutzt, um die Recheneffizienz zu verbessern. Für die Kalibrierung wird ein allgemeineres Gyro Modell genutzt (mit Potential für Echtzeitanwendung), welches Skalenfaktoren und Nullpunktsfehler mit einbezieht, die mit der Zeit geschätzt werden können [IRASSI-AN-0002-IFF].

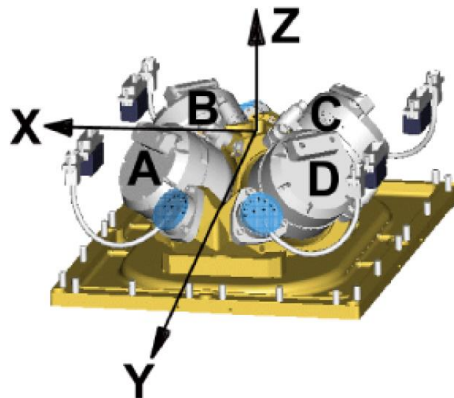


Abbildung 11 Oktaedrischer Tetrade Befestigung (Octahedral Tetrad mount) von SSIRU-HRG (Verbindlichkeit Northrop Grumman)

5.1.3. Sonnensensor

Sonnensensoren sind vielseitige Sensoren, die bis dato auf fast jedem Satelliten Verwendung finden. Im Gegensatz zur Erde ist der Winkelradius der Sonne nahezu unabhängig vom Orbit und ausreichend klein (0.267 Grad bei 1 AE), um in den meisten Anwendungen als Punktquelle angenommen zu werden. Die Sonne ist hell genug, sodass einfache, zuverlässige Geräte mit geringen Leistungsanforderungen genutzt werden können, da nicht zwischen verschiedenen Quellen unterschieden werden muss. Die meisten Missionen haben solarthermische Restriktionen und fast alle benötigen die Sonne zur Stromgenerierung (außer den Pionier-Missionen, welche nuklearen Strom aufgrund der $1/r^2$ Abnahme im Sonnenfluss mit der Distanz von der Sonne nutzen). Auch IRASSI wird auf Solarenergie angewiesen sein.

Sonnensensoren werden auch genutzt um sensitive Ausstattungen, wie STR, zu schützen, um eine Referenz für die eingebaute Lagekontrolle zu geben und um Solarzellengruppen zu positionieren. Die große Spannweite von Sonnensensoranwendungen hat zu der Entwicklung von vielfältigen Sensortypen mit unterschiedlichen Sichtbereich (Field of View, FoV) geführt, die sich über mehrere Quadrat Bogenminuten (10^{-7} sr) bis hin zu 128 mal 128 Grad (ca. π sr), und über Auflösungen von mehreren Grad zu weniger als einer Bogensekunde erstrecken. Eine Zusammenfassung von verschiedenen Sonnensensoren, die im Rahmen des IRASSI Projekts untersucht wurden, ist in [IRASSI-AN-0002-IFF] gegeben.

5.1.3.1. Analoger oder Grober Sonnensensor

Als Analoger oder Grober Sonnensensor (CSS) wird ein Sensor bezeichnet, dessen Ausgabesignal eine kontinuierliche Funktion des Sonnenwinkels ist, die normalerweise monoton verläuft. Die Sensoren werden auch als *Kosinus Detektor* bezeichnet, weil sie auf

der sinusförmigen Variation des Ausgabestromes einer Silizium Solarzelle mit dem Sonnenwinkel beruhen, wie in Abbildung 12 gezeigt wird. Eine Gruppe von Kosinus-Detektoren, mit einem jeweils limitierten FoV, kann eine mittlere Genauigkeit über einen großen Winkelbereich bereitstellen. Eine Photozelle (ein Auge) oder eine Anordnung von Photozellen ist eine häufige Form von CSS. Die Ausgabe einer Photozelle ist ein elektrischer Fluss, welcher direkt proportional zu der Intensität des auf sie einfallenden Lichtes ist (einschließlich des Lichtes des Rückstrahlvermögens (Albedo) der Erde, Flackern von nahen Komponenten des Satelliten, was in Extremfällen eine Abweichung der CSS Ausgabe von der wahren Sonnenrichtung um bis zu 20° bewirken kann. Die CSS Ausgabe gibt die mittlere Richtung zu Quellen, von auf ihn einfallender Lichtenergie, an. Eine brauchbare Näherung ist es, die Sonne dominante als Punktquelle zu betrachten, und andere Quellen zu ignorieren. Da die messbaren Stromflüsse langsam variierende Funktionen der Sonnenrichtung sind, ist der Sonnenvektor am wenigsten gut bestimmt, wenn der Sonnenvektor mit dem Normalenvektor der Zelle auf einer Linie liegt.

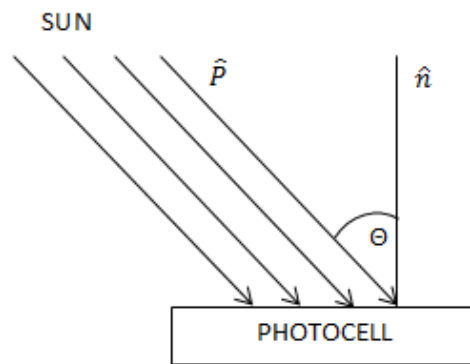


Abbildung 12 Kosinus Detektor Sonnensensor(Wertz)

Andere betrachtete Sonnensensoren waren Sonnenpräsenzdetektoren, feine Sonnensensoren und digitale Sonnensensoren, die Details sind in [IRASSI-AN-0002-IFF] zusammengefasst.

Für IRASSI werden zwei pyramidenartige analoge Sonnensensoren von Adcole angenommen (Abbildung 13). Ein grober bzw. analoger Sonnensensor stellt in zwei Achsen den analogem Sonnenwinkel und Sonnenpräsenzdaten bereit. Der Sensor wird für die Ausrichtung der Solarzellen, die Sonnenerfassung und eine fehlersichere Bergung genutzt. Dieser grobe Sonnensensor hat eine Genauigkeit von ± 2 Grad.



Abbildung 13 Pyramidenartiger Grober Sonnensensor (Verbindlichkeit Adcole)

5.1.4. Magnetometer

Magnetometer (MAG) werden als Lagesensoren von Satelliten genutzt, da sie sowohl die Richtung als auch die Stärke des Magnetfeldes ermitteln können, leicht und verlässlich sind, wenig Leistung für eine Nutzung über große Temperaturspannen benötigen und keine beweglichen Teile besitzen. Sie sind jedoch aufgrund der unvollständigen Kenntnis von den realen magnetischen Feld und ungenauen Modellen für die Vorhersage der Ausrichtung und Stärke des magnetischen Feldes an der Position des Raumfahrzeuges kein Ersatz für genaue inertialen Lagebestimmungssensoren. Die Stärke des magnetischen Feldes der Erde verringert sich mit der Entfernung zu dieser mit dem Faktor $1/r^3$, ab einer gewissen Distanz dominiert die immanente magnetische Verzerrung des Raumfahrzeugs die Messung des gesamten magnetischen Feldes. Dementsprechend ist die Nutzung von Magnetometern für Satelliten in der Regel auf unter 1000 km limitiert.

Magnetometer bestehen aus zwei Teilen: einem magnetischen Sensor und einer elektrischen Einheit, welche die Messungen des Sensors in ein nutzbares und übertragbares Signal umwandelt. Die in der Raumfahrt am weitesten verbreitete Art von Magnetometern ist ein fluxgate Magnetometer, welches ebenfalls für die experimentelle Überprüfung von IRASSI verwendet wurde. Fluxgate Magnetometer arbeiten auf Basis des Faradayschen Gesetzes der magnetischen Induktivität, welches besagt, dass in einer leitenden Spule, die einem mit der Zeit variierenden magnetischen Fluss ausgesetzt ist, eine elektromagnetische Kraft so eingebracht wird, dass das Linienintegral entlang der Spule $V = \oint E \cdot dl$ ist. Andere in dieser Studie untersuchte Arten von Magnetometern sind Quanten-Magnetometer.

Das nach aktuellem Stand der Technik beste auf dem Markt erhältliche Magnetometer wird von der Magson GmbH hergestellt. Abbildung 14 zeigt das fluxgate Magnetometer und seine elektrische Auswerteeinheit. Es wurde u.A. auf der MIR und Rosetta genutzt. Für den IRASSI Satelliten können Magnetometer nicht genutzt werden, weil kein Modell für das magnetische Feld an dem Sonne-Erde Lagrange Punkt L2 existiert [IRASSI-AN-0002-IFF]. Die Positionierung des IRASSI Schwarms an diesem Punkt stand zur Antragstellung noch nicht fest. Die Magnetometer werden in IRASSI deshalb ersatzweise für Sternensensoren genutzt, um die experimentelle Validierung des multiplikativen Kalman Filter Algorithmus durchzuführen, welcher für die Fusion der Sensordaten verwendet wird.

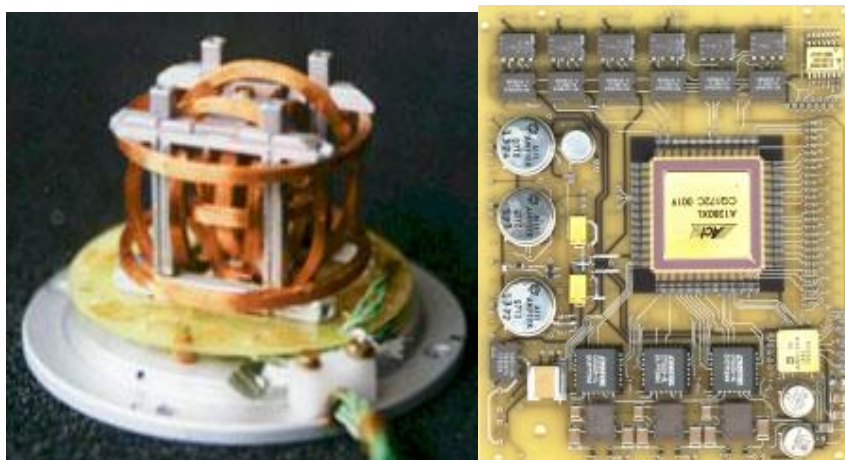


Abbildung 14 Fluxgate Magson Magnetometer und sein elektronisches Board (Verbindlichkeit Magson)

5.2. Finale Sensoren für IRASSI und ihre Charakteristiken

Die Kriterien für die Sensorwahl sind Verlässlichkeit (Nutzung auf früheren Raummissionen), Tauglichkeit für die IRASSI Mission, Tauglichkeit für das IRASSI Satellitendesign und die Verfügbarkeit auf dem Markt. Für Lagesensoren wie STR und CSS ist die Sichtbarkeit der Sterne beziehungsweise der Sonne ausschlaggebend.

Sensor	Genauigkeit	Sensor Name (Lieferant)	Anzahl benötigte Einheiten
Sternensensor	0.2 arcsec (1 sigma)	High Accuracy Star Tracker (Ball Aerospace)	Drei Sternensensoren, wovon zwei gleichzeitig arbeiten. Einer ist kalt redundant.
Gyroskop	0.0005 Grad/Std (1 sigma)	Scalable SIRU-E (Northrop Grumman)	Zwei 4-Octahedral Tetrad ad HRG (octahedral tetrad HRG). Eine Einheit ist kalt redundant.
Sonnensensor	±2 deg (Null)	Pyramid Coarse Sun sensor (Adcole)	Zwei analoge Sonnensensoren.

Tabelle 6 Finale Sensoren für IRASSI und ihre wichtigen Charakteristiken

5.3. Alternative und zusätzliche Lagesensoren

Andere während dieser Studie in AP 5.3 untersuchte Sensoren sind in der nachfolgenden Tabelle 7 aufgeführt.

Sternensensor	Gyroskop	Beschleunigungsmesser	Sonnensensor	Magnetometer	Kalte Atomsensoren
Sternensensor mit festem Kopf	Ring Laser gyros	Mechanische Beschleunigungsmesser	Sun Presence Sensors	Fluxgate MAG	Atomic Interferometry Based Rotation Sensing
Sternensensor mit beweglichem Kopf	Fibre-Optical Gyros	Solid State Accelerometer	Attitude Anomaly Detector	Search-coil MAG	Accelerometer Sensing
CMOS Sternensensoren		Silicon Sensors	Feiner oder digitaler Sonnensensor	Quantum MAG	Magnetic field sensing
CCD Sternensensoren		Fibre-Optic Accelerometer	Adcole Fine Sun Sensor		Gravity and Gravity gradient Sensing

Tabelle 7 Zusätzlich für IRASSI untersuchte Sensoren

5.4. Sensor Positionen und Ausrichtungen an Bord des Satelliten, Sensorreferenzsystem und Versatzmatrizen

5.4.1. Sternensensoren

Die STR sollten auf, mit Streben verstärkten, Kohlenstofffaserplattformen montiert werden, um thermoelastische Verzerrungen zu minimieren, wie dies bspw. auch für Herschel erfolgte. Für Herschel wurden beide STR auf einer Kohlenstofffaserplattform mit Streben

von der unteren Kuppel des Kyrostatvakuumkessels angebracht. Die Streben waren teilweise aus Glasfaser hergestellt, um die in den CVV geleitete Wärme zu minimieren und teilweise wurde Kohlenstofffaser genutzt, um die thermoelastischen Verzerrungen zu minimieren. In Herschel sind die Sternensensoren ungefähr um 180 Grad bezüglich der Mittelachse des Teleskops ausgerichtet, um die thermischen Verzerrungen zu minimieren, die die relative lineare Ausrichtung zwischen ihrer Mittelachse und der des Teleskopes stören könnten, welches entlang der gleichen Achse ausgerichtet ist aber in genau entgegengesetzte Richtung zeigt, (-X für STR und +X für Teleskop).

Für den IRASSI Satelliten ist die Ausrichtung der 3 Sternensensoren wie folgt:

- 3 einköpfige STR (2 gleichzeitig operierende STR1 und STR2; STR3 kalt redundant).
- Platzierung der STR im Nutzlast Modul auf dem Raumfahrzeug (unter Einbezug der Betriebstemperaturspanne des Gyro)
- STR 1 ist so ausgerichtet, dass seine Mittellinie in einer Linie mit der des IRASSI Teleskops liegt, Abbildung 17. STR 2 ist senkrecht zu STR1 und lotrecht zum IRASSI Teleskop ausgerichtet. STR 3 liegt in einem 45 Grad Winkel zu STR1, STR2 und dem IRASSI Teleskop, Abbildung 15. STR 3 wird in kalter Redundanz betrieben, um jegliche thermische Verzerrungen zu minimieren, die die relative lineare Ausrichtung zwischen der Mittelachse von STR1 und STR2 und der des Teleskops beeinflusst.

Abbildung 17 zeigt die Position der drei Sternensensoren auf einem IRASSI Satelliten. Abbildung 16 zeigt die Versatzmatrizen zwischen Sternensensor und der Raumfahrzeugachse.

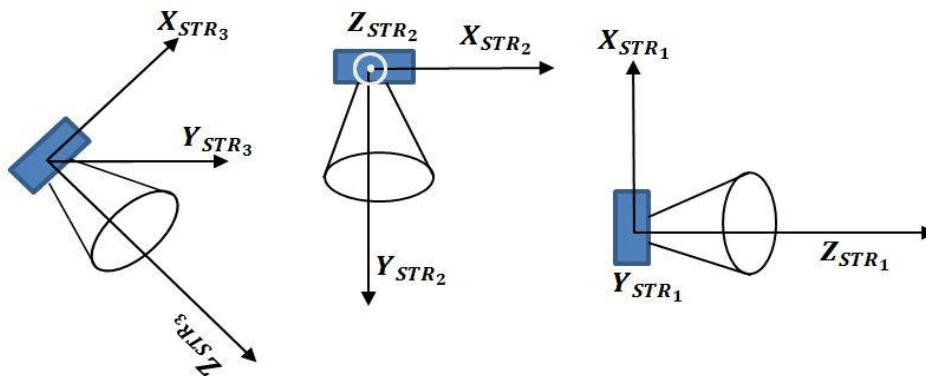


Abbildung 15 Platzierung von 3 STR auf jedem Satelliten und STR körperfester Referenzsystem

$$\begin{bmatrix} X_{SC} \\ Y_{SC} \\ Z_{SC} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{STR1} \\ Y_{STR1} \\ Z_{STR1} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} X_{SC} \\ Y_{SC} \\ Z_{SC} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{STR2} \\ Y_{STR2} \\ Z_{STR2} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} X_{STR3} \\ Y_{STR3} \\ Z_{STR3} \end{bmatrix} = \cos 45 \text{ deg} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{STR1} \\ Y_{STR1} \\ Z_{STR1} \end{bmatrix}$$

Abbildung 16 Sternensensorachsen und Versatzmatrizen des Satelliten

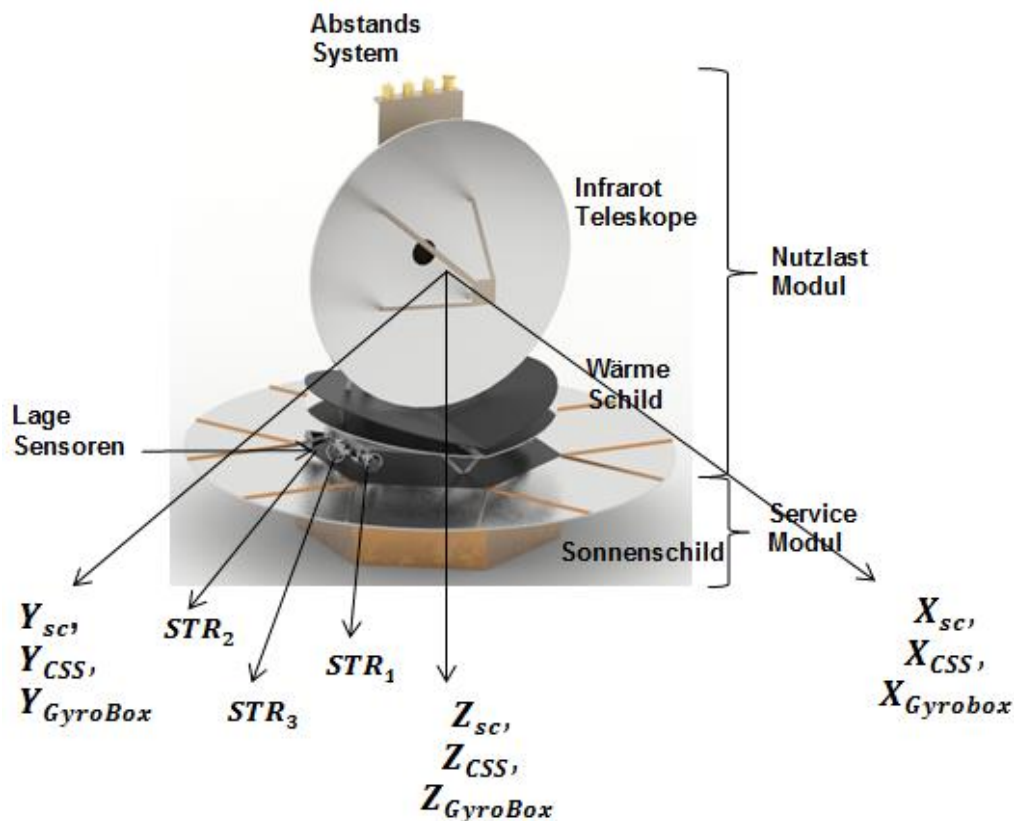


Abbildung 17 IRASSI Satellit Position und Orientierung von Lage- und Inertialsensoren

5.4.2. Gyroskope

Für Herschel wird ein in einer Octahedral Tetrad Anordnung befestigtes Northrop Grumman 4-Achsen SSIRU HRG genutzt. Die vier Gyros werden heiß-redundant betrieben. Das vierte Gyro wird dabei nicht für die Lagemessung genutzt, sondern diente dazu Unstimmigkeiten in der Ausgabe der anderen drei Sensoren festzustellen.

Für IRASSI werden zwei entsprechende Systeme angenommen, von denen eines ein kalt redundantes ist. Die vier HRGs werden in der gleichen bewährten Octahedral Tetrad Anordnung genutzt, weil es die kosteneffizienteste und gleichzeitig eine redundante Anordnung ist. Diese Anordnung

- ermöglicht 25 % Reduktion in der Streuung
- erlaubt die Feststellung und Korrektur von einem fehlerhaften Sensor, während des Betriebs

Die Gyros sind im Nutzlastmodul des Satelliten platziert (unter Einbezug der Betriebstemperaturspanne der Gyros). Abbildung 18 zeigt die Ausrichtung des Systems bezüglich der IRASSI Satellitenachse. Die Gyroskope sind, wie in Abbildung 17 gezeigt, zum IRASSI Satelliten ausgerichtet [IRASSI-AN-0002-IFF]. In Abbildung 19 sind die mathematischen Zusammenhänge zwischen den Verschiedenen Achsen und Koordinatensystemen beschrieben.

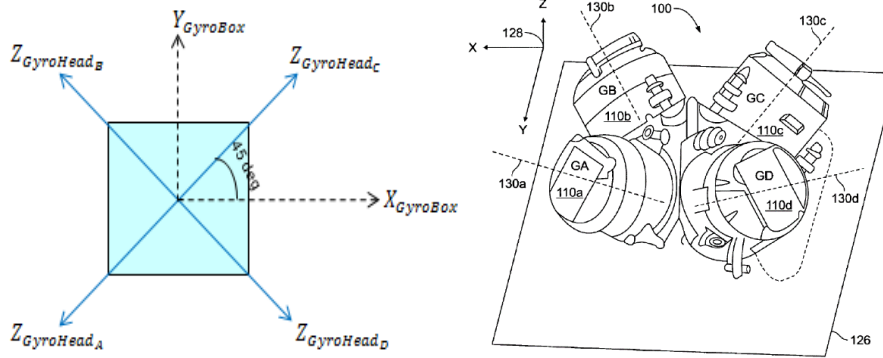


Abbildung 18 Vier-Achsen HRG Octahedral Tetrad Anordnung Körperachsensystem und seine Ausrichtung auf dem IRASSI Satelliten

- X, Y, Z (oder X_R, Y_R, Z_R) sind die Referenzachsen der Gyro Box, in welcher die 4 Gyros montiert sind.
- C_R^{GA} ist die Umwandlungsmatrix von den Referenz (Box) Achsen zum Gyroskop A. Sie ist ebenfalls für die anderen drei Gyroskope B, C, D gegeben.
- Da nur die Eingaben zu den erfassenden Gyroachsen benötigt werden, kann eine einzige Transformation von Referenz- zu Messachsen genutzt werden.

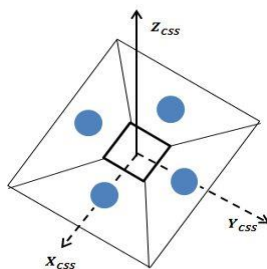
$$\begin{bmatrix} z_{GyrA} \\ z_{GyrB} \\ z_{GyrC} \\ z_{GyrD} \end{bmatrix} = A_{Gyr-Gyr_Box_R} \begin{bmatrix} X_{Gyr_Box_R} \\ Y_{Gyr_Box_R} \\ Z_{Gyr_Box_R} \end{bmatrix}, A_{Gyr-Gyr_Box_R} = \frac{1}{\sqrt{3}} \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & 1 \\ -1 & -1 & 1 \\ -1 & 1 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} X_{Gyr_Box_R} \\ Y_{Gyr_Box_R} \\ Z_{Gyr_Box_R} \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \begin{bmatrix} X_{SC} \\ Y_{SC} \\ Z_{SC} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} x_{GyrA} \\ y_{GyrA} \\ z_{GyrA} \end{bmatrix} = C_R^{GA} \begin{bmatrix} X_{Gyr_Box_R} \\ Y_{Gyr_Box_R} \\ Z_{Gyr_Box_R} \end{bmatrix}$$

Abbildung 19 HRG Achsen und Satelliten Versatzmatrizen

5.4.3. Sonnensensor

Für IRASSI werden zwei pyramidenartige analoge Sonnensensoren von Adcole vorgeschlagen, welche jeweils eine Abdeckung von zwei pi Steradian (Gesamte Abdeckung von vier pi Steradian Himmelsabdeckung) bereitstellen. Analoge Sonnensensoren stellen zwei Achsen von analogem Sonnenwinkel und Sonnenanwesenheitsdaten bereit. Abbildung 17 zeigt die Positionierung und den Versatz der groben Sonnensensoren bezüglich der IRASSI Satelliten. Je zwei Einheiten grobe Sonnensensoren werden auf jeder Seite des IRASSI Sonnenschildes im Service Modul platziert.



$$\begin{bmatrix} X_{SC} \\ Y_{SC} \\ Z_{SC} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_{X_CSS} \\ Y_{Y_CSS} \\ Z_{Z_CSS} \end{bmatrix}$$

Abbildung 20 CSS-Satellit Versatzmatrix des rauen Sonnensensor

5.5. Quasi statische Lagebestimmungsmethoden

Für die genaue Lagebestimmung im quasi statischen Messzeitraum, werden spezielle Algorithmen zur Lageermittlung angewandt. In der Literatur existieren verschiedene Algorithmen zur Lagebestimmung wie Davenports q Methode, Quaternion Estimator (QUEST), Estimator of Optimal Quaternion (ESOQ), Singular Value Decomposition (SVD) und Fast Optimal Attitude Matrix (FOAM). In Tabelle 8 sind diese Methoden, bezüglich ihrer Lösungsart, d.h. Lagematrixberechnung oder Quaternionberechnung, ihrer Ausführungsart und ihrer Robustheit, aufgeführt. Drei Verfahren für die Lagebestimmung wurden ausgewählt und untersucht. Diese sind TRIAD, Davenports q Methode und QUEST. Alle drei werden detailliert in [IRASSI-AN-0003-IFF] beschrieben. Für IRASSI wird die Quaternionberechnung vorausgesetzt, daher kommen Davenports q Methode, genutzt bei Herschel, Hochenergetische Lagebeobachtung (HEAO-B) und Quest in Frage. Diese Arbeit wurde in Arbeitspaket 5.2 durchgeführt.

Berechnen Lagematrix	FOAM, SVD
Berechnen Quaternionen	Davenport's q method, QUEST (MAGSAT), ESOQ, ESOQ2
Robuste Methoden	Davenport's q method (HERSCHEL, HEAO-B), QUEST (MAGSAT)(when using certain specified way of solving), FOAM (determines A directly)
Berechnungseffizienz	QUEST, ESOQ, ESOQ2, FOAM

Tabelle 8 Lösungsverfahren für Wahbas Problem

5.6. Stochastische Lageschätzung von Filterung für Lageschätzung

Für die Lagebestimmung in Echtzeit während der Manöver an Bord wird der stochastische MEKF Algorithmus umgesetzt. Verschiedene für IRASSI untersuchte stochastische Algorithmen (siehe [IRASSI-AN-0001-IFF]) sind in Abbildung 21 aufgeführt. Diese umfassen den linearen Kalman Filter, den Extended Kalman Filter, den Unscented Kalman Filter, den H-Infinity Filter und den Partikelfilter. Die Leistungscharakteristiken dieser Algorithmen wurden, wie in Abbildung 21 gezeigt, verglichen und letztendlich eine Entscheidung zu Gunsten des Extended Kalman Filter getroffen. Dies geschah aufgrund der Einschätzung der Relevanz für IRASSI auf Basis der positiven Bewertung von drei der vier definierten Kriterien im Vergleich zu den anderen Algorithmen. In Abbildung 21, bedeutet ein ++ Zeichen mit dunklem grün sehr positiv, + mit hellem grün positiv, - mit dunklem pink negativ und -- mit rot sehr negativ.

Bei allen betrachteten Filtern wird die beste Schätzung anhand eines dynamischen Systemmodelles und von Messungen ermittelt. Dabei werden sowohl die Eigenschaften der Messung als auch das Systemmodell mit einem stochastischen Model beschrieben. Weiterhin werden Messungen von verschiedenen Sensoren wie Sternensensoren, Gyroskopen, Sonnensensoren und Magnetometern zur Stützung, entsprechend der Ergebnissen aus Arbeitspaket 5.2 genutzt. Verschiedene Sensoren werden während verschiedener Stadien der IRASSI Mission genutzt, wie beispielsweise:

- a. Inertiale Lageerfassungsphase oder Sonnenerfassungsphase: Gyro + Sonnensensor
- b. Wissenschaftliche Phase (Inertialer Ausrichtemodus): Gyro + STR; Gyro + 2 STR
 - I. Manöver oder Schwenkung
 - II. Lagehaltung (Lagekontrolle)

Algorithmus	Leistungsparameter			
	Rausch-Modellierung	Model-Unsicherheiten	Komplexität	Rechenlast
Linear Kalman	-	-	+	++
Extended Kalman	+	-	+	++
Unscented Kalman	+	-	-	+
H_{∞} filter	++	++	--	-
Partikel Filter	++	-	--	--

Abbildung 21 Vergleich der Leistungscharakteristiken verschiedener Filter

Für die zwei Hauptmissionsphasen von IRASSI, nämlich die grobe Lageerfassung und die Feinausrichtungsphase, wurden vier Filter entwickelt. Die als wissenschaftliche Phase oder inertielle Ausrichtungsphase bezeichnete Feinausrichtungsphase beinhaltet die Manövrier-/Schwenkphase und die Lagehaltungsphase. Für die Lagehaltung wird die Lagekontrolle (Teil von IRASSI 2 Phase 1) in Kombination mit dem in diesem Kapitel beschriebenen MEKF Algorithmus benötigt. Mathematische Modelle der Sensormessungen sind in [IRASSI-AN-0002-IFF] beschrieben. Diese Modelle wurden für die Filteralgorithmen genutzt, die in folgenden grob beschrieben werden.

5.6.1. Multiplikativer Extended Kalman Schätzer (Multiplicative Extended Kalman Estimator) (MEKF)

Ein Extended Kalman Filter schätzt die Statusvariablen sequentiell mithilfe von Sensormessungen. Ein multiplikativer EKF nutzt multiplikative Quaternionen im Gegensatz zu einem Standard EKF. Daher wird der Standard EKF angepasst, um einen MEKF zu erhalten, in dem Quaternionen die globalen Lageparameter sind. In diesem Fall werden multiplikative Fehlerquaternionen an der Stelle genutzt, um (nach der Vernachlässigung höherwertiger Terme) den 4-Komponenten-Quaternion durch einen 3-Komponenten-Fehlervektor ersetzt zu können. Dieser Ansatz ist gut nutzbar, wenn die wahren Quaternionen als Produkt von Fehlerquaternionen und Quaternionenschätzung geschrieben werden und kleine Lagefehlerannahmen vorliegen.

Anstatt ein dynamisches Satellitenmodell für die Lageänderung zu verwenden, werden die Informationen der Gyroskope als Teil des dynamischen Modells verwendet, weshalb auch von der Nutzung von 'Gyros für die dynamische Modellerersetzung' gesprochen wird. Vorteile dieser Methode sind:

- i. Dynamische Satellitenmodelle könnten ungenau sein, weil nicht alle Modelle von Trägheitsmomenten, Kräften oder rotatorischen Dynamiken verfügbar und exakt sind.
- ii. Dieses Modell benötigt weniger Berechnungen und ist daher viel besser geeignet für eine Implementierung an Bord des Satelliten.

Obwohl die Nutzung von tatsächlichen Satellitenrotationsmodellen in der Filterung und das Betrachten von Gyro Daten als Messungen theoretisch genauer ist, ist es dies in der Praxis aus den genannten Gründen tatsächlich nicht der Fall.

In MEKF wird der 4-Komponenten -Quaternion als 'globale' Lageabbildung genutzt und der 3-Komponenten-Fehlervektor $\delta\theta$ als 'lokale' Abbildung. Daher ist der Zustandsvektor in MEKF $\Delta x = \begin{bmatrix} \delta\theta \\ \Delta\xi \end{bmatrix}$, wobei $\xi^{true} = \hat{\xi} + \Delta\xi$ ein Vektor der anderen zu schätzenden Zuständen ist. Der MEKF beinhaltet ein konventionelles EKF, das eine lockere, nicht an Bedingungen geknüpfte, und nicht erwartungstreue Schätzung von Δx berechnet. Falls ξ n Komponenten hat, ist die MEKF Kovarianz eine $(n+3) \times (n+3)$ Matrix während die Kovarianz der vollen Quaternion MEKF die Dimension von $(n+4) \times (n+4)$ hat. Die Modifikation von MEKF wird in drei Teilen durchgeführt:

Der MEKF wird vom Zustandsvektor und den inertialen Zustandskovarianzzuständen initialisiert. Danach wird die Messung aktualisiert.

I. Messupdate

In diesem Schritt wird die Messung mit STR aktualisiert, welche den Fehlerzustandsvektor aktualisieren. Die Kalmanverstärkung wird berechnet und die Zustandskovarianzmatrix aktualisiert.

DanAnschließend wird der Zustandsvektor wie folgt zurückgeführt.

II. Zustandsvektor Reset

Dieser Schritt addiert die aktualisierte Information vom Fehlerzustand zur globalen Lagedarstellung und setzt die Komponenten des Fehlerzustandes auf null (Zero Feedback Filter).

III. Propagation zum nächsten Messzeitpunkt

In diesem Schritt werden die globalen Variablen zur Zeit des nächsten Messupdates propagiert. Die Fehlervariablen brauchen nicht propagiert werden, da sie über die Rückführung (Feedback) gleich null sind. Während dieses Schrittes, wird nur die Fehlerzustandskovarianzmatrix geschätzt.

Für eine detaillierte Beschreibung und Herleitung des allgemeinen MEKF wird [Markley, F. L and Crassidis, J. L.] empfohlen. Für IRASSI wurde Murrells Version des MEKF implementiert, die den Berechnungsaufwand reduziert, da Sie 3×3 Matrizen N-mal invertiert anstatt rechnerisch aufwändig eine $3N \times 3N$ Matrix zu invertieren.

6. LAGESENSORINTEGRATION

6.1. Filter für die Sensorintegration

In diesem Kapitel werden zwei der benötigten Filter für den Feinausrichtemodus kurz beschrieben. Eine ausführliche Beschreibung aller untersuchten Filter ist in [IRASSI-AN-0001-IFF] und [IRASSI-AN-0003-IFF] nachzulesen. Dies sind im Einzelnen:

1. MEKF für die Fusion von 3-Achsen Gyro und zwei STR (Zentralisierte Filtermethode)
2. MEKF für die Fusion von 3-Achsen Gyro und zwei STR (Dezentralisierte Filtermethode)

Diese Arbeit wurde in Arbeitspaket 5.4 durchgeführt.

6.1.1. MEKF für Fusion von 3-Achsen Gyro und zwei STR

Wie nachfolgend beschrieben, werden für die Fusion von zwei STR zwei Methoden untersucht, im Folgenden als zentralisierte und die dezentralisierte Methode bezeichnet. Beide Methoden beinhalten die Fusion von Quaternionen der zwei STR. Ein gewichteter Durchschnittsalgorithmus für Quaternionen wird von [Markley F. L., Cheng Y., Crassidis J. L. and Oshman Y. (2007)] übernommen. Er behält die Randbedingung der Einheitsnormalisierung (unit normalization constraint) des Quaternion bei und stellt sicher, dass ein Wechsel des Vorzeichen des gemittelten Quaternion im selben Quaternion resultiert

6.1.1.1. Zentralisierte Filtermethode

Bei dieser Methodik werden die Quaternionen von STR1 und STR2 gemittelt und dann mithilfe des MEKF mit dem Gyro fusioniert, Abbildung 22. Es werden die Fehlerquaternioneschätzungen (error quaternion estimate) des Satelliten und die Fehlerverzerrung des Satelliten ausgegeben.

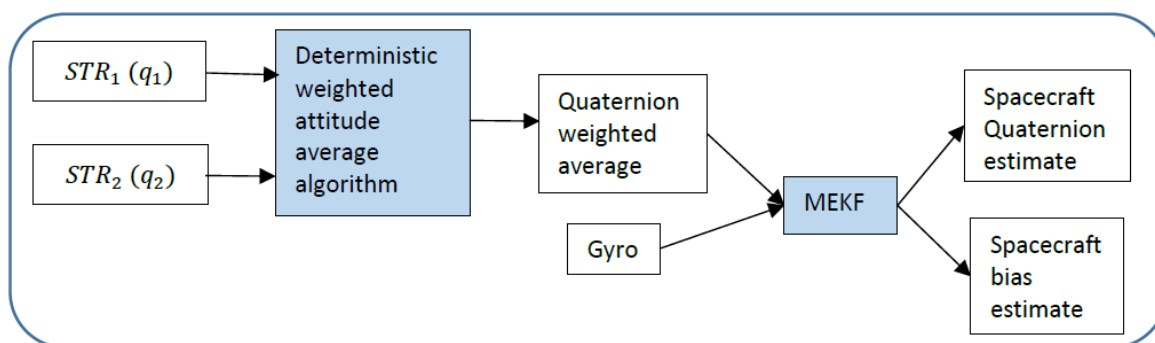


Abbildung 22 Zentralisierte Methode für die Fusion von 2 STR und Gyro

6.1.1.2. Dezentralisierte Filtermethode

Bei dieser Methodik wird der Quaternion von STR1 und STR2 je durch die Nutzung eines MEKF mit dem gemeinsamen Gyros fusioniert, Abbildung 23. Die resultierenden Quaternioneschätzungen werden gemittelt. Es werden die Fehlerquaternioneschätzung und die Fehlerverzerrung des Raumfahrzeuges ausgegeben.

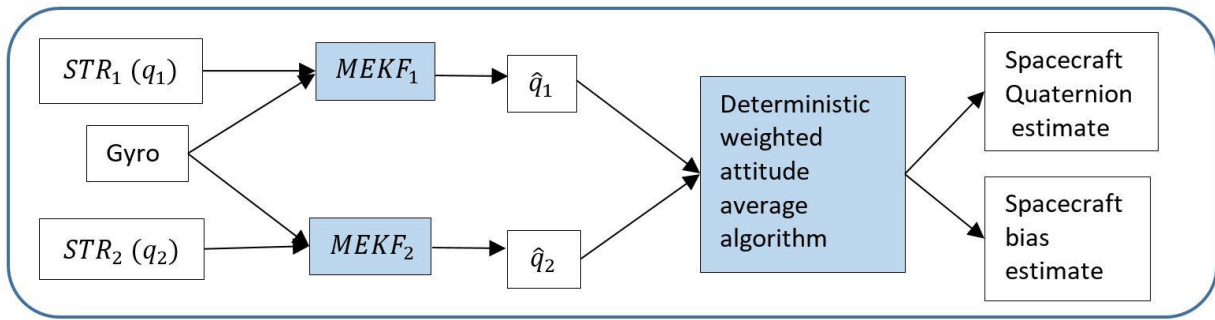


Abbildung 23 Dezentralisierte Methode für die Fusion von 2STR und Gyro

7. SIMULATION DER LAGEBESTIMMUNG

7.1. Software Umgebung für die Implementation der Sensorfusion

Für die Simulation der Schätzer(estimator) wurde die IRASSI Lagebestimmung in Matlab implementiert. Abbildung 24 zeigt ein Arbeitsablaufdiagramm der Simulation. Sie beinhaltet den MEKF Algorithmus, die Simulation der Sensoren, die Parameter und die Leistungsparameterausgabe durch vergleich mit den in der Simulation bekannten wahren Werten. Ergebnisse die mit der Simulationsumgebung erzielt wurden werden in den folgenden Kapiteln beschrieben.

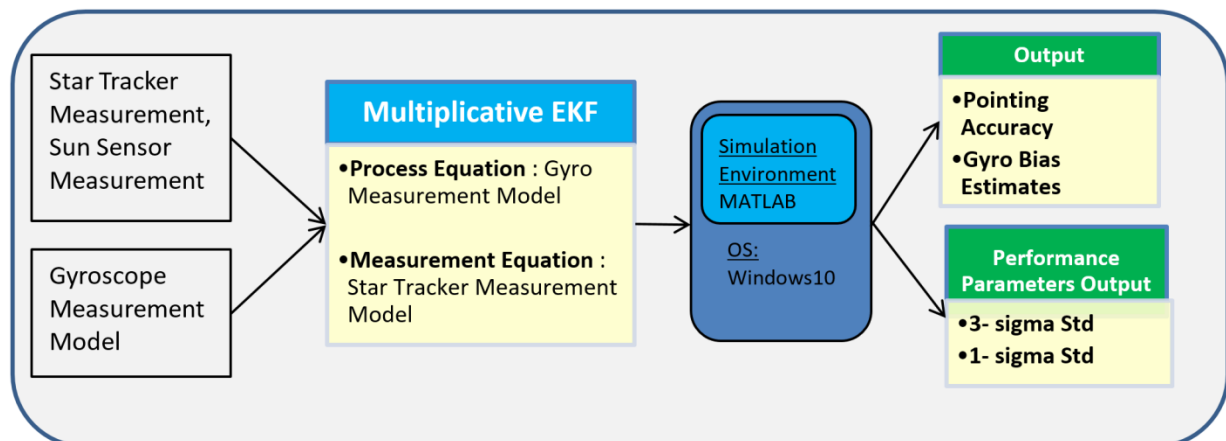


Abbildung 24 MATLAB Simulation Umgebungsfluss

8. EXPERIMENTELLE BESTÄTIGUNG DES SENSORFUSIONSALGORITHMUS

Diese Kapitel beschreibt die Komponenten, den Aufbau und die Leistung(performance) der durchgeführten Experimente für die Validierung des MEKF Algorithmus. Es wurde ein experimenteller Versuchsaufbau für die Gewinnung der experimentellen Messdaten der verwendeten Magson Magnetometer und einer hochgenauen IMAR IMU des Typs iNAV RQH gebaut, Abbildung 25. Diese Plattform wurde unter Berücksichtigung der Geometrie gebaut, unter der diese Sensoren an Bord eines Satelliten vorzufinden sind. Die Magnetometer Einheiten wurden so weit wie möglich von den metallischen Objekten platziert, um Fehlmessungen vorzubeugen. Verschieden Manöver wurden nachgestellt und

aufgezeichnet. Die nachfolgenden Unterkapitel gehen auf verschiedenen Aspekte der experimentellen Durchführung ein. Die Arbeiten wurden in Arbeitspaket 5.5 durchgeführt.



Abbildung 25 Magson Magnetometer (Sensorköpfe und elektrische Einheit) und IMAR IMU (3-Achsen Gyroskop)

8.1. Experimentelle Plattform und Versuchsdurchführung

Abbildung 26 zeigt eine Zeichnung der experimentellen Plattform und Abbildung 26 ein Bild mit den montierten Sensoren und anderen darauf befestigten Komponenten. Die hölzerne Plattform ist 2,5 m lang und 62,5 m breit. Die Sensoren und die anderen Komponenten sind innerhalb von 1,5 m Raum befestigt mit 0,5 m Platz (längsweise) auf beiden Seiten, was Stabilität liefert und Platz bietet, um die hölzerne Plattform von einem Ort zu einem anderen zu bewegen. IMU, Elektrische Einheit und Batterien des Magnetometer und GNSS Receiver, letzterer liefert in dem Versuchsaufbau den Zeitstempel für die Datenynchronisation von MAG und IMU, sind auf der rechten Seite der Plattform befestigt. Die drei optischen Köpfe der 3-Achsen Magnetometer sind 1,0-1,5m entfernt von den anderen Komponenten platziert. MAG1 ist 1m entfernt von der IMU befestigt, MAG2 ist 0,5 m entfernt von MAG1 auf der gleichen Seite der Plattform angebracht. MAG3 ist am gegenüberliegenden Ende von MAG2 befestigt. Dies erfolgt damit externe magnetische Störer nicht das von den Magnetometern gemessene Magnetfeld beeinflussen. Abbildung 27 Bild 2 zeigt den drehbaren Tisch und die Struktur, auf welcher die experimentelle Plattform platziert wird um die Manöver nachzustellen.

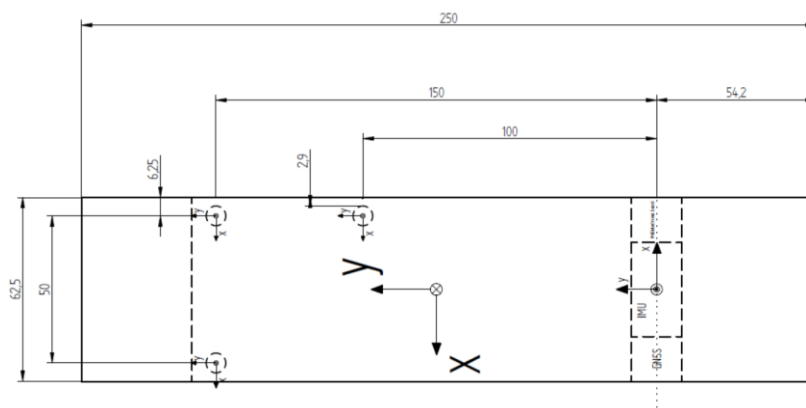


Abbildung 26 Zeichnung der Dimension und Platzierung von verschiedenen Komponenten der experimentellen Plattform

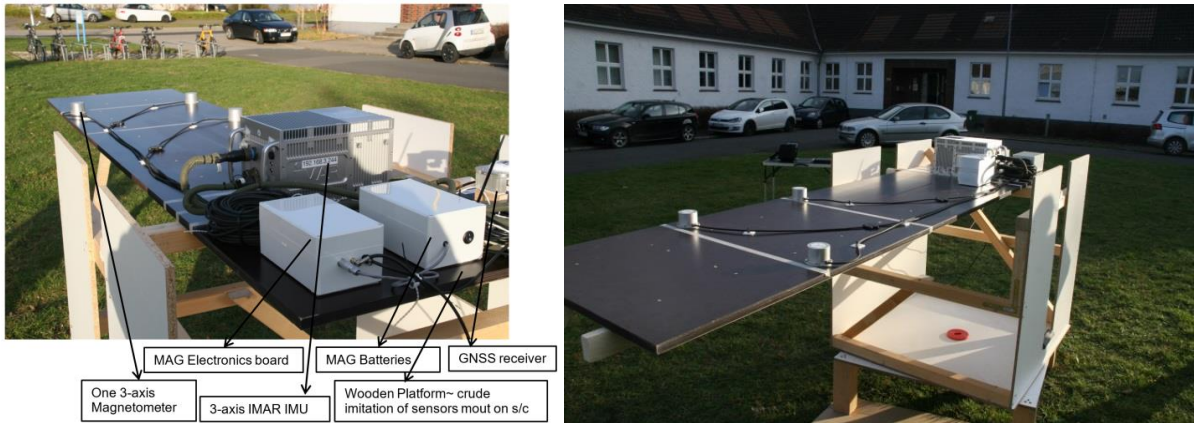
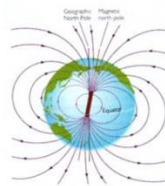
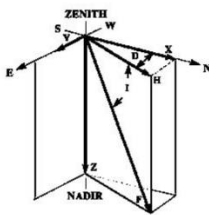


Abbildung 27 Komponenten der experimentellen Plattform und der Rotierenden Grundstruktur mit der Drehscheibe

Zur Auswertung der Versuche wurde das lokale magnetische Feld in Braunschweig benötigt. Abbildung 28 Bild 2 zeigt die in Braunschweig Deutschland mithilfe des Magnetischen Weltmodells WMM 2015 berechneten Komponenten und die Stärke (nT) dieses Feldes. Wie aus Abbildung 28 zu entnehmen, haben die N-S Intensität(X), O-W Intensität (Y) und die vertikale Intensität (Z) des Magnetfeldes der Erde Werte von 187918 nT, 837,6 nT beziehungsweise 45631.6 nT, was durch die Messdaten der Magnetometer bestätigt wird, [IRASSI-AN-0003-IFF].

Describing the field



- Declination (D)
- Inclination (I)
- Horizontal Intensity (H)
- Vertical Intensity (Z)
- North-South Intensity (X)
- East-West Intensity (Y)
- Total Intensity (F)

igrfwmmData								
	A	B	C	D	E	F	G	H
1	#####							
2	# Magnetic Field Components							
3	#####							
4	# 8 Fields							
5	# (1) Date in decimal years							
6	# (2) Declination in decimal degrees							
7	# (3) Inclination in decimal degrees							
8	# (4) Horizontal intensity in nanoTesla (nT)							
9	# (5) Total intensity in nanoTesla (nT)							
10	# (6) Xcomponent in nanoTesla (nT)							
11	# (7) Ycomponent in nanoTesla (nT)							
12	# (8) Zcomponent in nanoTesla (nT)							
13	# NOTE: The first row is change per year in degrees or nanoTesla (nT);							
14	# NOTE: The second row is uncertainty in degrees or nanoTesla (nT):							
15	#							
16	# Magnetic Model: WMM2015 (calculator version 0.5.0.7)							
17	# Elevation: 0.00000 km Mean Sea Level							
18	# Latitude: 52.1 Longitude: 9.72889 degrees							
19	#####							
20	change/year	0.13735	0.00306	8.1	27.5	6	45.4	26.5
21	uncertainty	0.38	0.22	133	152	89	138	165
22	2016.93169	2.55226	67.5973	18810.5	49356.6	18791.8	837.6	45631.6
23	~~~							

Abbildung 28 Magnetfeld der Erde und seine mit dem Magnetischen Weltmodell WMM 2015 berechneten Komponenten

Anhand der gewonnen Messdaten konnte die Funktion der entwickelten Filter mit realen Messdaten und Störungen nachgewiesen werden.

9. ERGEBNISSE LAGESYSTEM: LEISTUNG UND AUSWERTUNG

Dieses Kapitel beschreibt wesentliche Ergebnisse der Matlab Simulation der Filter, die das Erreichen der benötigten 0.04 Bogensekunden Lagegenauigkeit demonstrieren. Ebenfalls gezeigt werden Plots eines grundlegenden Kalibrierungs-MEKF des Gyroskops und des Glättalgorithmus. Schließlich wird die experimentelle Bestätigung des Codes für den Schätzalgorithmus MEKF dargelegt. Diese Arbeit wurde während der Arbeitspakete 5.4 und 5.5 durchgeführt.

9.1. Integration von 3-Achsen Gyro + 1 STR

Tabelle 10 und Tabelle 9 zeigen die für die Simulation genutzten initialen Parameter und die verwendeten Gyro Parameter. Die Simulation wird für drei Fälle von Rauschen des Sternensensors durchgeführt: Geringes Rauschen, Mittleres Rauschen und hohes Rauschlevel. Die Werte von sind in Tabelle 11 aufgeführt.

Rauschparameter	Wert	Einheiten
b	0.0005	Grad/std
η_1	1.454×10^{-8}	rad/s ^{1/2}
η_2	4.85×10^{-10}	rad/s ^{3/2}

Tabelle 9 Northrop Grumman HRG Parameter

q_0	$\frac{1}{\sqrt{2}} [1 \ 0 \ 0 \ 1]$
ω_0	$0.1 \times [\sin(0.01t) \ \sin(0.0085t) \ \cos(0.0085t)] \text{deg/s}$
Simulationszeit	22 Stunden (1 wissenschaftlicher Beobachtungszyklus)
P_0	$[(0.2 \text{arcsec})^2 \mathbf{I}_{3 \times 3} \ (0.2 \text{deg/hr})^2 \mathbf{I}_{3 \times 3}]$

Tabelle 10 Initialisierungsparameter

Fall von STR Rauschen	Rauschwert	Lagegenauigkeit
Niedriges Level	$0.1 \sigma_{STR}$	0.03 arcsec (1σ)
Mittleres Level	$0.5 \sigma_{STR}$	0.07 arcsec (3σ)
Hohes Level Level	$1 \sigma_{STR}$	0.1 arcsec (3σ)

Tabelle 11 Verschiedene Fälle von Sternensensorrauschen

Wie in Abbildung 29 Bild 1 und Bild 2 gezeigt, wird für den Fall des niedrigen Rauschens des STR eine Lagegenauigkeit von 0,03 Bogensekunden (mit 1σ Konfidenz) und ein Gyro-Bias von 0,01 Grad/h mit 3σ erreicht. Für ein mittleres Level des STR Rauschen wird eine Lagegenauigkeit von 0,07 Bogensekunden mit 3σ Konfidenz und ein Gyro-Bias von weniger als 0,01 Grad/h erreicht, Abbildung 29. Für ein hohes Level an Rauschen wird eine Lagegenauigkeit von 0,1 Bogensekunden mit 3σ Konfidenz und eine Gyro-Bias von 0,01

Grad/h mit 3σ Konfidenz erreicht, Abbildung 30. Das Ergebnis zeigt, dass selbst im schlechtesten Fall (Hohes STR Rauschen) eine Lagegenauigkeit von 0,1 Bogensekunden erreicht werden kann und noch eine Abweichung von 0,3 Bogensekunden für Kontrollfehler und strukturelle Instabilitäten zulässt.

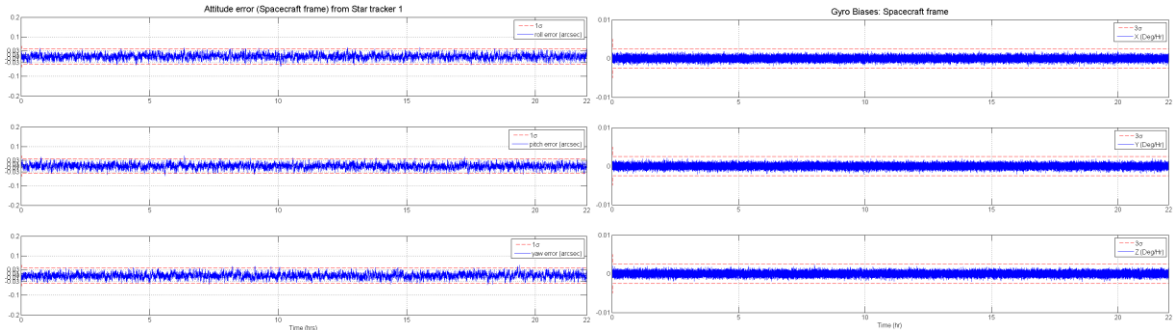


Abbildung 29 Lagefehler und Gyro-Bias des Satelliten von 3-Achsen Gyro und 1 STR Fusion: Geringes STR Rauschen

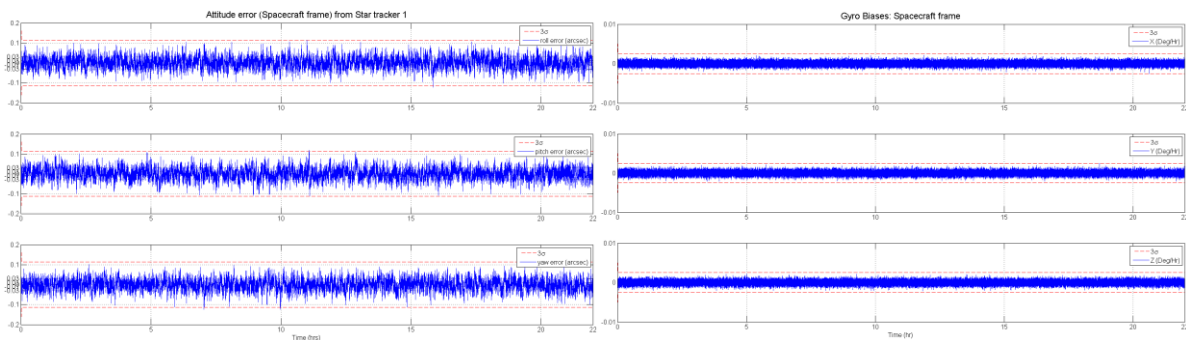


Abbildung 30 Lagefehler und Gyro-Bias des Satelliten von 3-Achsen Gyro und 1 STR Fusion: Mittleres STR Rauschen

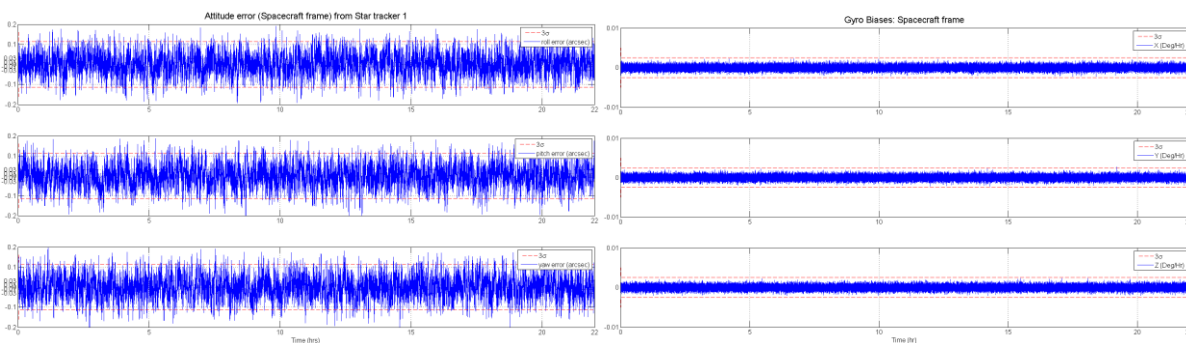


Abbildung 31 Lagefehler und Gyro-Bias des Satelliten von 3-Achsen Gyro und 1 STR Fusion: Hohes STR Rauschen

9.2. Integration von 3-Achsen Gyro + 2 STR (Zentralisiert)

Die in Tabelle 10 und Tabelle 9 gezeigten Parameter wurden identisch auch auf dieses Setup angewendet. Die Werte für das Rauschen der beiden Sternensensoren STR1 und STR2 sind in Tabelle 12 aufgeführt. Wie in Abbildung 32 gezeigt wird, wird eine Lagegenauigkeit von 0,03 Bogensekunden (mit 1σ Genauigkeit) und ein Gyroskop- Verzerrungsfehler von weniger als 0,01 Grad/h mit 3σ erreicht.

	Rauschwert	Gewichtung(weights)
STR_1	$0.4 \sigma_{STR}$	$w_1 = 0.8$
STR_2	$0.1 \sigma_{STR}$	$w_2 = 1$

Tabelle 12 Gewichtung(Weights) und Rauschparameter für die Fusion von 2 STR

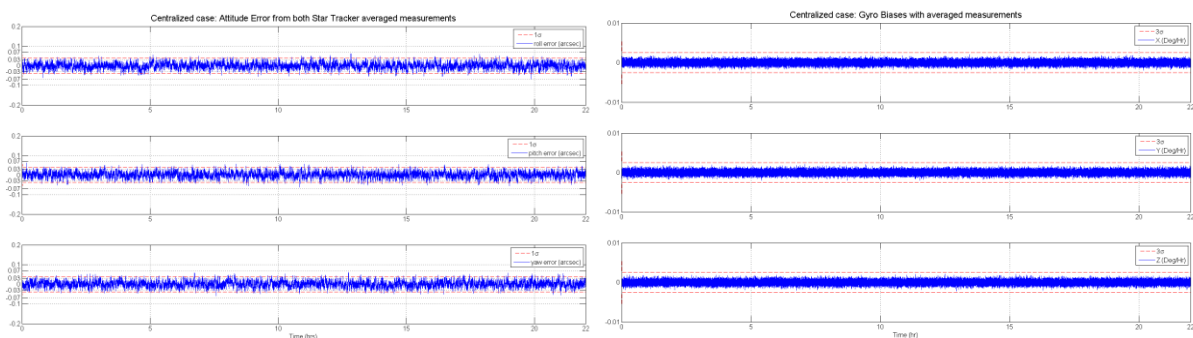


Abbildung 32 Lagefehler und Gyro-Bias des Satelliten für Fusion von 3-Achsen Gyro und 2 STR: Zentralisierter Filter

9.3. Integration von 3-Achsen Gyro + 2 STR (Dezentralisiert)

Ebenso wie beim dezentralisierten Filter können bei identischen Eingangsparametern, eine Lagegenauigkeit von 0,03 Bogensekunden (mit 1σ Konfidenz) und ein Gyroskop-Verzerrungsfehler von weniger als 0,01 Grad/h mit 3σ erreicht werden. Beide Filter sind demnach in der Lage gleichwertige Ergebnisse zu liefern. Die geforderten Lagegenauigkeiten für das IRASSI System können demnach mit den gewählten Sensoren erreicht werden

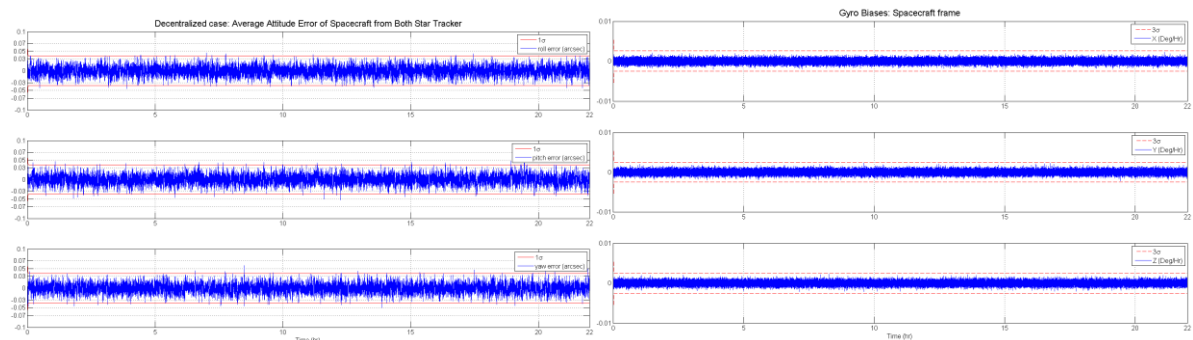


Abbildung 33 Lagefehler und Gyro-Bias des Satelliten für Fusion von 3-Achsen Gyro und 2 STR: Dezentralisierter Filter

10. KOOPERATION MIT ANDEREN PARTNERN

Das IRASSI Satellitendesign in Abbildung 5 wurde von AP3 der Universität der Bundeswehr entwickelt. Die Informationen über die Positionen, die Ausrichtung, die Betriebsbedingungen und finalen Sensoren wurden der Universität der Bundeswehr vom IFF-TUBS bereitgestellt. Das Ergebnis des IFF-TUBS (erreichte Lagegenauigkeit von 0,04 Bogensekunden) wurde von der Universität der Bundeswehr in AP3 und AP4 und von MPIA AP2 genutzt um ihre Arbeit durchzuführen. Die Anforderung der Lagegenauigkeit von 0,4 Bogensekunden wurde aus den vom MPIA aufgestellten wissenschaftlichen Anforderungen abgeleitet.

11. ANWENDUNGEN

Das für IRASSI entwickelte hochgenaue Attitude Determination Estimator System (ADES) kann für andere Raumfahrtmissionen angepasst werden, die solch hohen Lagegenauigkeiten bei der Nutzung von auf dem Markt erhältlichen Sensoren benötigen. Folglich ist es ein allgemein nutzbares System, welches Anwendung in anderen Raumfahrtmissionen haben kann. Die in diesem System angewendeten Algorithmen können prinzipiell auch bei der Navigation von anderen Systemen wie Flugzeugen, UAVs und Fahrzeugen angewendet werden.

12. FAZIT

Dieses Dokument fasst die durchgeführten Arbeiten des Institut für Flugführung (IFF) der Technischen Universität Braunschweig (TUBS) im Forschungsverbundvorhaben „IRASSI“ zusammen. Innerhalb des als 'Attitude Navigation System' bezeichneten Arbeitspaket 5 hat das IFF Algorithmen und eine Simulation eines High accuracy Attitude Determination estimator system (ADES) entwickelt und untersucht. Dies beinhaltet die Bewertung und Auswahl von derzeit verfügbaren, hochgenauen Sensoren die darüber hinaus geeignet für die IRASSI Mission sind. Eine Fusion der Messdaten dieser Sensoren wurde unter Verwendung von optimalen Algorithmen zur Lageschätzung durchgeführt. Diese Algorithmen wurden basierend auf den Kriterien Genauigkeit, Recheneffizienz, Zuverlässigkeit und der grundsätzlichen Anwendbarkeit für IRASSI Satelliten bewertet und ausgewählt. Ein kompletter Entwurf des ADES für zwei Missionsmodi von IRASSI wurde entwickelt, der sowohl die Hardware (Sensoren) und deren Position bzw. Ausrichtung innerhalb des Satelliten, als auch die Software (Algorithmen) sowie das übergeordnete Satellitendesign berücksichtigt. Durch eine experimentelle Verknüpfung von Gyroskopen und Magnetometern wurde der Algorithmus für die Schätzung und seine Software validiert.

13. VERWERTUNG

Der Verwertungsplan der TU-Braunschweig sieht die Veröffentlichung der IRASSI-Ergebnisse auf renomierten internationalen Fachkonferenzen vor. Außerdem werden die Ergebnisse in der Lehre an der TU-Braunschweig genutzt. Darüber hinaus wurde gezieht angestrebt die Ergebnisse interessierten Raumfahrtagenturen vorzustellen. Die Ergebnisse sollen möglichst in weiteren Projekten genutzt werden.

Diese Verwertungsabsichten wurden wie im Folgenden dargestellt umgesetzt:

13.1. Veröffentlichungen

Es fanden zwei veröfendlichungen auf Konferenzen statt. Eine in der Laufzeit aus den beantragten Mitteln und eine weitere aus Mitteln des Instituts für Flugführung im Anschluss an das Vorhaben:

- Divya Bhatia, Ulf Bestmann and Peter Hecker (May 2017). High Accuracy Pointing Attitude Determination Estimator System of the Future Infrared Astronomy Satellite Swarm Mission. 10th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems, 29 May-2 June 2017, Salzburg, Austria.
- Divya Bhatia, Ulf Bestmann and Peter Hecker (February 2017). High Accuracy Attitude Determination Estimator System for IRASSI interferometer Spacecraft. 27th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, No. 388, February 5-9, 2017, San Antonio, Texas, USA.

13.2. Raumfahrtagenturen

Die Ergebnisse wurden Raumfahrtagenturen im Rahmen von diesen Veranstalter Konferenzen wie folgt vorgestellt:

- Vorstellung der Ergebnisse bei der ESA GNC als Paper.
- Vorstellung der Ergebnisse bei der NASA im Rahmen des Space Flight Mechanics Meeting.

13.3. Studenten & Lehre

Im Rahmen des Vorhabens wurde eine Bachelorarbeit angefertigt:

- Diego Miranda de Leon, BA: Modellierung und Evaluation von Elektromagneten zur Verifikation von Inversverfahren.

Darüber hinaus wurden studentische Hilfskräfte an der Bearbeitung des Forschungsvorhabens beteiligt.

13.4. Transfer

Die Ergebnisse wurden mit dem Forschungsvorhaben EnEx-MIE ausgetauscht und beidseitig zur Anwendung gebracht. Die beschafften Magnetfeldsensoren werden in dem Forschungsvorhaben EnEx-MIE weiterverwendet. Es wird angestrebt die Arbeiten auf dem untersuchten Gebiet in weiteren Vorhaben weiterzuführen. Ein entsprechender Forschungsantrag wurde bereits eingereicht.

14. REFERENZEN

IRASSI-AN-0001-IFF, Filter Analysis: Algorithms and Comparison between candidate filters.

IRASSI-AN-0002-IFF, Sensor Analysis: Hardware and Algorithms.

IRASSI-AN-0003-IFF, Attitude Determination and Estimation Methods: Deterministic Algorithms, Stochastic Algorithms, sensor fusion implementation and experimental validation.

IRASSI-AN-0004-IFF, Quaternions: Attitude Parameterization and Quaternion Algebra.

InfraRed Astronomy Satellite Swarm Interferometry (IRASSI): Mission and System Design Description. Section 7: Attitude Determination and Estimation System. Final Edition.

Linz, H. & Scheithauer, S. (2014). IRASSI Science Requirement Specification - Derivation and Rationale. IRASSI-RS-0001-MPI.pdf.

Crassidis, J. L and Junkins, J. L. Optimal Estimation of Dynamic Systems. 2nd Edition.

Markley, F. L and Crassidis, J. L. Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control.

Michaels, D. (2005). Ball Aerospace Star Tracker Achieves High Tracking Accuracy for a Moving Star Field, Ball Aerospace & Technologies Corp., Boulder, Colorado, USA.

Markley F. L., Cheng Y., Crassidis J. L. and Oshman Y. (2007) Averaging Quaternions, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 30, No. 4 (2007), pp. 1193-1197.

Shuster M. D.(1989)Maximum likelihood estimation of spacecraft attitude, The Journal of Astronautical Sciences, Vol. 37, pp. 79-88, Jan-Mar 1989.

Titterton, D. H. & Weston, J. L. (2004). *Strapdown Inertial Navigation Technology* (2nd Ed.). Institution of Engineering and Technology.

Wertz, J.R. (2014). Spacecraft Attitude Determination and Control, USA.

Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN	2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) IRASSI Abschluss Bericht
3. Titel IRASSI Lage-Navigation System Abschluss Bericht	
4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)] Bhatia, Divya Bestmann, Ulf	5. Abschlussdatum des Vorhabens 30 März 2017
	6. Veröffentlichungsdatum
	7. Form der Publikation Abschluss Bericht
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 50NA1327
	11. Seitenzahl 37
12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) 53170 Bonn	13. Literaturangaben 13
	14. Tabellen 12
	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, 53227 Bonn, März 28, 2017	
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 Navigation System“ verantwortlich, welches sich in mehrere Unterarbeitspakete aufgliederte und zusammengefasst die Entwicklung eines System zur Lageschätzung der IRASSI Satelliten beinhaltete. Hierfür wird ein hochpräzises „Attitude Determination and Estimation System“ (ADES) entworfen und entwickelt, welches eine Bewertung und Auswahl von derzeit verfügbaren, hochgenauen handelsüblichen Sensoren beinhaltet und darüber hinaus geeignet für IRASSI Missionen ist. Eine Fusion der Messdaten dieser Sensoren wird durch optimale Algorithmen zur Lageschätzung durchgeführt. Diese Algorithmen werden basierend auf verschiedenen Kriterien in Hinblick auf Optimalität, Recheneffizienz, Zuverlässigkeit und der grundsätzlichen Anwendbarkeit für IRASSI Satelliten bewertet und ausgewählt. Ein kompletter Entwurf des ADES für zwei Missionsmodi von IRASSI wird entwickelt, der sowohl die Hardware (Sensoren) und deren Position bzw. Ausrichtung innerhalb des Satelliten, als auch die Software (Algorithmen) sowie das gesamte Satellitendesign berücksichtigt. Durch eine experimentelle Verknüpfung von Gyroskopen und Magnetometern wird der Algorithmus für die Schätzung und seine Software validiert.	
19. Schlagwörter IRASSI, Attitude Estimation, 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 Final Report
3. title IRASSI Attitude-Navigation System Final Report	
4. author(s) (family name, first name(s)) Bhatia, Divya Bestmann, Ulf	5. end of project 30 March 2017
	6. publication date
	7. form of publication Final 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 50NA1327
	11. no. of pages 37
12. sponsoring agency (name, address) Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) 53170 Bonn	13. no. of references 13
	14. no. of tables 12
	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, 53227 Bonn, März 28, 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 Navigation System' in which a system for estimation of attitude of IRASSI spacecraft has to be developed. Pertaining to this, a 'High accuracy Attitude Determination estimator system (ADES)' is designed and developed which involved selection of high accuracy commercial-off-the shelf (COTS) sensor suite, required and suitable for the IRASSI mission. A fusion of these sensor measurements is performed using optimal attitude estimation algorithms. These algorithms are selected based on various criteria namely optimality, computationally efficiency, reliability and suitability for IRASSI satellites. A complete design of ADES is developed, i.e. hardware (sensors) and software (algorithms) for two mission modes of IRASSI taking satellite design into account. Position and orientation of the selected sensors on-board IRASSI sensors are also established. The estimation algorithm and its software is validated by experimental fusion of gyroscopes and magnetometer.	
19. keywords IRASSI, Attitude Estimation, High Pointing accuracy, Final Report	
20. publisher	21. price