

# Design- und Verifikationstests des Lageerkennungs- und Lageregelungssystems für den Picosatelliten UWE-3

P. Bangert, F. Reichel, S. Busch, K. Schilling  
Lehrstuhl für Informatik VII, Robotik und Telematik, Julius-Maximilians-Universität,  
97074 Würzburg, Deutschland

## Zusammenfassung

Das Picosatelliten-Programm der Universität Würzburg legt besonderes Augenmerk auf die Durchführung von Tests schon während der Entwicklungsphase des Satelliten, um das Gesamtsystem robuster und zuverlässiger zu machen. Im Bereich der Lageerkennung und Lageregelung ermöglichen speziell entwickelte Verfahren fortwährende Tests direkt am Arbeitsplatz, ohne dabei auf große Testanlagen und teures Testequipment angewiesen zu sein. An der Universität Würzburg existieren dazu unter anderem eine Drehplattform mit hoher Winkelauflösung, eine künstliche Lichtquelle zur Sonnensimulation sowie ein "Aircushion Testbed", das eine nahezu kräftefreie Bewegung in drei Achsen ermöglicht und so bei der Entwicklung der Lageregelung von entscheidender Bedeutung ist. Mit Hilfe der hier beschriebenen Testumgebungen kann die Eignung des Lageerkennungs- und Lageregelungssystems verifiziert und dessen Effizienz gesteigert werden.

## 1. EINLEITUNG

Der Picosatellit UWE-3 der Universität Würzburg ist die dritte Generation einer Serie von Kleinsatelliten [1] und befindet sich in der finalen Entwicklungsphase. Neben der Ausbildung von Studenten [2] ist es das primäre technische Ziel von UWE-3, die Entwicklung eines zuverlässigen und akkuraten Lageerkennungs- und Lageregelungssystems für Picosatelliten voranzutreiben. Dies wäre ein weiterer wichtiger Meilenstein im Entwicklungsprogramm für die Realisierung von Kleinsatellitenformationen [3]. Das entwickelte System ermittelt selbständig die Lage des Satelliten, indem Sensordaten von Gyroskopen, Magnetometern und Sonnensensoren durch einen isotropen Kalman-Filter zusammengeführt werden. In diesem Beitrag wird der aktuelle Entwicklungs- und Integrationsstand des Systems präsentiert, wobei neben einem Systemüberblick auf einzelne Design- und Implementierungsaspekte, sowie auf eingesetzte Testaufbauten und Verifikationsverfahren genauer eingegangen wird. Die damit gewonnenen Erfahrungen werden präsentiert und erzielte Testergebnisse diskutiert.

## 2. LAGEERKENNUNG

Das Lageerkennungssystem (auch Attitude Determination System, ADS, genannt) des Picosatelliten UWE-3 arbeitet mit drei verschiedenen Sensortypen: Sonnensensoren zur Bestimmung des Sonnenstandes, Magnetfeldsensoren, die den dreidimensionalen Magnetfeldvektor messen, und Gyroskope zur Bestimmung der inertialen Drehgeschwindigkeit des Satelliten. Die Sensormessungen werden mit Vorhersagen von Referenzmodellen verglichen, um so die aktuelle Lage zu schätzen.

Um das erfolgreiche Zusammenspiel der verschiedenen Sensoren testen und sicherstellen zu können, sowie um die Sensoren zu kalibrieren, sind verschiedene Testaufbauten konstruiert worden.

### 2.1. Testaufbau und Konfiguration

Für die Lageerkennung existiert ein Drehteller, der die Rotation um eine feste Achse im Laborsystem ermöglicht und diese mittels eines optischen Inkrementalgebers mit

einer Auflösung von  $0,09^\circ$  misst. Der Drehteller ist zusätzlich mit einem kleinen Elektromotor ausgestattet um konstante Drehungen zu erleichtern und mit einer Libelle, um eine genau vertikale Drehachse sicherzustellen. Um Tests mit den Sonnensensoren direkt am Arbeitsplatz und wetterunabhängig durchführen zu können, wird mit Hilfe eines kostengünstigen Halogenscheinwerfers mit Parabolspiegel (PAR 64) eine Sonne simuliert. Auf dessen Eignung und den Vergleich zu Experimenten im Freien wird in Abschnitt 2.3 eingegangen.

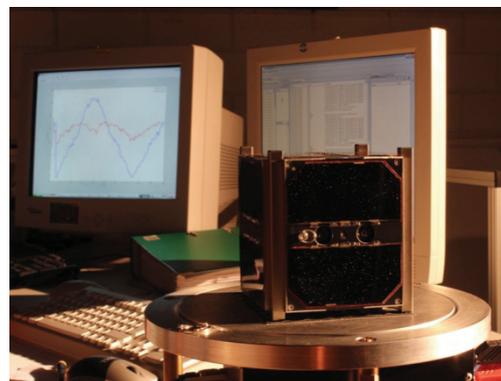


BILD 1. UWE-3 steht auf dem Drehteller und wird seitlich vom Scheinwerfer beschienen.

Der Drehteller samt Inkrementalgeber wurde bereits in [4] vorgestellt und soll hier nicht weiter beschrieben werden. Der Scheinwerfer wurde extra für die Lageerkennung mit Hilfe der Sonnensensorik dem Testaufbau hinzugefügt und muss sehr spezifische Anforderungen erfüllen. Für die im Kleinsatelliten befindliche Sensorik ist das Sonnenlicht im Low Earth Orbit (LEO) paralleles, homogenes Licht und wird trotzdem aus einer Punktquelle emittiert. Dieser scheinbare Widerspruch ist nur durch die große Entfernung der Sonne zur Erde aufzulösen und für konventionelle Tests sind daher entsprechende künstliche Lichtquellen nur mit Hilfe aufwendiger Optiken herzustellen. Die Anforderungen an die künstliche Lichtquelle für Tests mit einem Kleinsatelliten sind allerdings niedriger, da durch die ge-

ringe Ausdehnung des Satelliten nur ein kleiner Bereich des Lichtkegels diese Eigenschaften vorweisen muss. Bei Positionierung des Scheinwerfers in einer Entfernung von  $4,0 \pm 0,2$  m vom Satelliten ist die Winkelabweichung des Schattenwurfes der rechten und linken Kante des Satelliten nicht mehr messbar und wird auf unter  $1^\circ$  geschätzt. Durch die Kompaktheit des Picosatelliten ist auch die Anforderung an die Homogenität der Lichtintensität geringer, weshalb auch hier der Scheinwerfer keinen Nachteil gegenüber der Sonne zeigt. Es lassen sich immer genügend homogene Bereiche in der Größe des Satelliten im Lichtkegel finden. Die durchgeführten Experimente mit dem Scheinwerfer beweisen dessen Eignung als künstliche Sonne im Rahmen des Testaufbaus, wie weiter in Abschnitt 2.3 beschrieben ist.

Neben der eigentlichen Eignung des Scheinwerfers als künstliche Sonne ist auch der Sonnenstand, also die Position des Spots, elementar wichtig für eine konsistente Testumgebung. Da allerdings eine mechanische Führung des Scheinwerfers entsprechend der Tageszeit zu aufwendig wäre, wurde ein anderes Vorgehen entwickelt: statt den Sonnenstand dem jeweiligen Zeitpunkt anzupassen, wird die Zeit auf dem ADS dem künstlichen Sonnenstand angepasst, sodass die Berechnungen des Magnetfeldmodells und die des Sonnenstandes miteinander übereinstimmen.

Der zum künstlichen Sonnenstand passende Zeitpunkt wird durch zwei Winkel definiert, üblicherweise durch den Azimut und den Höhenwinkel der Sonne, allerdings ist dafür ein genau genordetes Referenzsystem von Nöten. Stattdessen wird für die Zeitpunktbestimmung der Winkel zwischen der Sonne und dem Magnetfeld und der Höhenwinkel der künstlichen Sonne benutzt.

Dazu wurde der Sonnenstand für ein gesamtes Jahr in minutengenauer Auflösung simuliert und der Winkel zwischen dem lokalem Magnetfeld und der Sonne berechnet. Dieser Winkel kann mit der Sensorik an Bord des Satelliten gemessen werden und mit dem zuvor berechneten Modell verglichen werden. In Kombination mit dem Höhenwinkel (Elevation) der künstlichen Sonne, der vom Satelliten ebenfalls direkt gemessen werden kann, ergibt sich ein eindeutiger künstlicher Zeitpunkt für die Testkonfiguration. Auf diese Weise kann eine Konfiguration des Testaufbaus gefunden werden, in der die Modelle mit einer Genauigkeit von unter  $0,01^\circ$  übereinstimmen. Somit wird eine konsistente Lageerkennung im Testaufbau ermöglicht.

Der Vollständigkeit halber sollte noch angemerkt werden, dass trotz der Messung der Elevation und des Winkels zwischen Sonne und Magnetfeldvektor noch ein Freiheitsgrad existiert, nämlich der gemessene künstlichen Sonnenstand am Vormittag oder Nachmittag. Daher muss bei der Zeitbestimmung bekannt sein, ob die künstliche Lichtquelle generell im Osten oder Westen des Satelliten steht, was allerdings keine praktische Einschränkung bedeutet.

## 2.2. Intensitätsbestimmung

Um eine sinnvolle Lagebestimmung mit Hilfe der Sonnensensoren zu ermöglichen, muss zwischen den sonnenbeschienenen Panels und denen im Schatten des Satelliten unterschieden werden können. Dies ermöglichen die Sonnensensoren, zusätzlich zur Winkelbestimmung der hellsten Lichtquelle in ihrem Sichtbereich, indem eine Intensitätsbestimmung der einfallenden Strahlung mittels sensoreigenen Photodioden durchgeführt wird. Die Unterscheidung zwischen der Sonne und anderen Leuchtobjekten im Sichtbereich eines Sensors ist jedoch nicht immer

eindeutig. So strahlt die Erde durchschnittlich etwa 30% des einfallenden Sonnenlichts zurück und erscheint damit für einen direkt auf die Erde ausgerichteten Sensor genauso hell, wie die Sonne für einen unter  $72,5^\circ$  zur Sonne ausgerichteten Sensor. Dieser Berechnung wurde zu Grunde gelegt, dass die auf eine Fläche einfallende Intensität  $I$  einer Strahlungsquelle sich wie

$$(1) \quad I = I_0 \cos(\theta)$$

verhält, wobei  $I_0$  die Intensität bei einer Einstrahlung senkrecht zur Fläche ist, und  $\theta$  den gemessenen Winkel ( $0^\circ < \theta < 75^\circ$ ) zwischen Lichteinfallrichtung und Flächennormalen darstellt. Für hellere Bereiche der Erde kann die Rückstrahlung allerdings durchaus mehr als 50% (bis hin zu 90% über den Polkappen) betragen, was dazu führen kann, dass die Erd-Albedo fälschlicherweise vom Sensor als Sonne interpretiert wird. Um diese Unsicherheit zu eliminieren, wurde ein Algorithmus entwickelt, der die gemessene Intensität mit dem gemessenen Winkel vergleicht und so eine bessere Aussage über die Lichtquelle treffen kann. Die sogenannte Corrected Intensity  $I_{corr}$  wird berechnet, indem die mit den Photodioden gemessene Intensität durch  $\cos(\theta)$  geteilt wird. Die Corrected Intensity berechnet sich folglich zu

$$(2) \quad I_{corr} = \frac{I}{\cos(\theta)}$$

Nimmt man an, dass die Intensität  $I$  ausschließlich durch die primäre Lichtquelle, die vom Sensor als hellste erkannt wurde, eingestrahlt wird, ergibt sich für die Corrected Intensity die Strahlungsintensität der Lichtquelle  $I_0$ . Dies ist jedoch nur bedingt realistisch, denn auch andere Objekte werfen Licht auf den Sensor und erzeugen so eine Intensität  $I_{background}$ . Zusätzlich misst der Sensor einen gewissen Dunkelstrom, sodass sich für die Corrected Intensity  $I_{corr}$  der folgende Zusammenhang ergibt:

$$(3) \quad I_{corr} = \frac{I}{\cos(\theta)} = \frac{I_{background} + I_{darkcurrent} + I_{primary}}{\cos(\theta)} \\ = \frac{(I_{background} + I_{darkcurrent})}{\cos(\theta)} + I_0$$

Die primäre Lichtintensität  $I_{primary}$  verhält sich wie in Gleichung (1) beschrieben, sodass sich für  $I_0 \gg I_{background} + I_{darkcurrent}$  ein gleichbleibender Intensitäts-Pegel einstellt, der für eine bestimmte Lichtquelle charakteristisch ist, siehe BILD 2. Ist dieser Wert für die Sonne bekannt, so kann mit diesem Verfahren zwischen Sonne, Erde oder anderen Lichtquellen unterschieden werden.

Zur dynamischen Anpassung eines sinnvollen Schwellwertes wurde ein adaptives Verfahren entwickelt, das den Intensitätsschwellwert, den ein Sonnensensor überschreiten muss, um zur Lageerkennung beizutragen, selbstständig anpasst. Zum einen sind mit Hilfe dieses Verfahrens Tests leichter handhabbar, da so keine neue Konfiguration der Software für eine neue Position und damit Entfernung des Scheinwerfers eingestellt werden muss. Zum anderen kompensiert man in dieser Form die Sensordegradierung, die unter Umständen durch Ausgasen von verschiedenen Materialien und anschließender Kontamination der Photodioden auftreten kann. Außerdem wird auf das Setzen eines künstlichen und nur durch Simulation der Sonneneinstrahlung im Orbit ermittelten Schwellwertes verzichtet.

BILD 3 zeigt den Verlauf des Intensitätsschwellwertes während eines Versuchs bei dem sich der Satellit

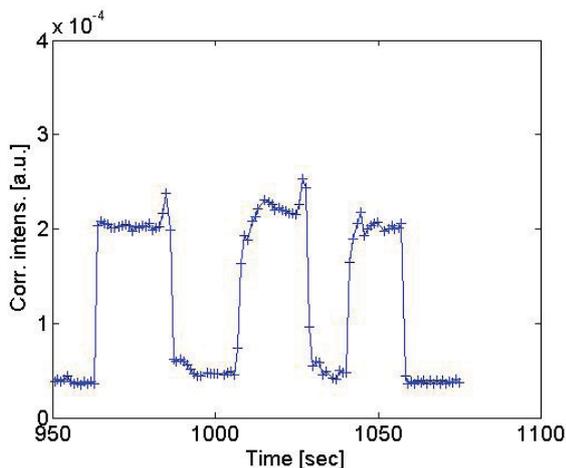


BILD 2. Die Corrected Intensity eines Sonnensensors beim Drehen des Satelliten auf dem Drehteller mit künstlicher Lichtquelle. Der Verlauf zeigt, dass es sich annähernd um eine Rechteckfunktion handelt. Die auftretenden Spitzen sind auf das Hintergrundlicht zurückzuführen.

zunächst in der taghellen aber schattigen Experimentierhalle der Universität Würzburg befand und anschließend nach draußen in die Sonne getragen wurde, sowie zum Zeitpunkt  $t = 120 \text{ sec}$  wieder zurück in die Halle. Man erkennt, dass sobald die Sonne für den Satelliten sichtbar ist, der adaptive Schwellwert erhöht wird und so nur die Sonnensensoren mit der höchsten Intensität in die Lageerkennung einfließen. Sobald der Satellit wieder in den Schatten tritt, wird der Schwellwert vermindert.

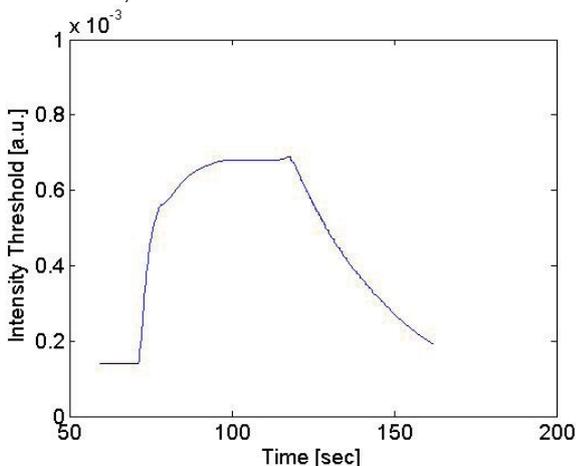


BILD 3. Der adaptive Automatismus regelt den Intensitätsschwellwert und passt ihn damit den Versuchsbedingungen an.

### 2.3. Verifizierung des Testaufbaus

In einem Experiment der Lageerkennung wurde die Eignung des Testaufbaus überprüft, indem die Ergebnisse mit denen eines Experiments mit natürlichem Sonnenlicht und außerhalb der Experimentierhalle verglichen wurden. In diesem Experiment war zunächst zu zeigen, dass die rotationsfreie Lageerkennung im Testaufbau mit selbstständig ermitteltem Zeitstempel die gleichen Ergebnisse liefert wie die Lageerkennung mit echter Sonne und aktuellem Zeitstempel. Der Satellit wurde dazu auf dem horizontal ausgerichteten Drehteller mit einer beliebigen (aber bekannten) Achse vertikal ausgerichtet (im hier beschrie-

benen Experiment war dies die Z-Achse). Der jeweilige Zeitstempel, im Labor der künstlich ermittelte und im Freien die aktuelle Zeit, wird anschließend dem ADS übergeben. Die Lageerkennung beginnt mit einem standardmäßigem Anfangswert der Ausrichtung (im Earth Centered Inertial, ECI, Referenz Koordinatensystem) und passt die Lageschätzung den Messwerten der Magnetometer und Sonnensensoren kontinuierlich an. Diese Lageschätzung kann dann in das Labor-Bezugssystem transformiert werden und die satelliteneigene Z-Achse mit der theoretischen vertikalen Achse verglichen werden. Da der Satellit keinerlei Sensorik zur Bestimmung der Gravitation besitzt, ist die Labor Z-Achse keine ausgezeichnete Achse. Daher ist die Ausrichtung bezüglich der vertikalen Achse bereits ein aussagekräftiges Kriterium für die 3-Achsen-Lagebestimmung. Um die Abweichung in einer weiteren Achse messen zu können, müsste zunächst die genaue Lage dieser Achse im jeweiligen Referenzsystem bekannt sein, was ein winkelgenaues Einnorden des Versuchsaufbaus erfordern würde. In Rotationsexperimenten, die dann eine ausgezeichnete Achse besitzen, kann die Abweichung einer weiteren Achse (z.B. die der Y-Achse) gemessen werden, indem der Inkrementalgeber des Drehtellers als Referenz dient.

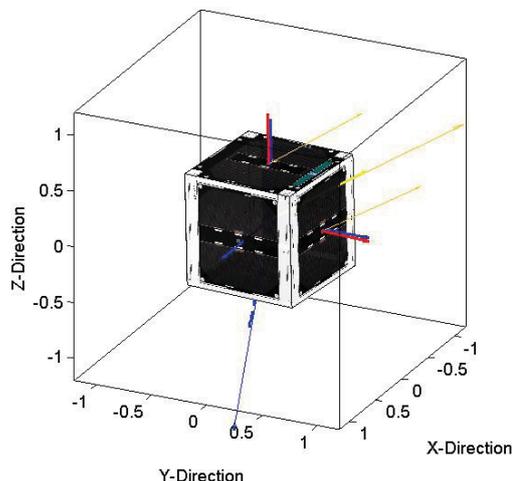


BILD 4. Die Animation von UWE-3 im Labor-Koordinatensystem wird in Echtzeit am Testaufbau angezeigt. Sowohl die eigentliche Orientierung (Körper-Achsen in rot) ist ersichtlich, als auch das gemessene Erdmagnetfeld (blau) mit dem Referenz-Erdmagnetfeld (blau, gestrichelt), sowie die Sonnensensor-Messungen (gelb) und deren Referenz.

In BILD 5 ist die Abweichung der selbstständig ermittelten Körper-Z-Achse von der Referenz Z-Achse für den Versuch im Testaufbau mit Scheinwerfer gezeigt. Man erkennt, dass der Satellit nach bereits etwa 60 Sekunden eine stabile Lösung der Lageschätzung gefunden hat und die Abweichung in der Referenzachse  $2,64^\circ \pm 0,80^\circ$  beträgt. Bei dem Versuch im Freien, gezeigt in BILD 6, dauert der Einschwingvorgang ebenso rund 60 Sekunden und die Abweichung beträgt  $1,80^\circ \pm 1,02^\circ$ . Die mittlere Abweichung von der Referenzachse ist beim Experiment mit dem Testaufbau etwas größer, das Rauschen um die Ruhelage ist jedoch vergleichbar mit dem Experiment im Freien. Das zeigt bereits, dass die Testbedingungen ähnlich sind. Vergleicht man die Unsicherheit (Kovarianz)  $p$

der beiden Lageschätzungen miteinander (siehe BILD 7) wird auch hier ersichtlich, dass die Versuchsumgebungen ähnlich sind. Die mittlere Unsicherheit ist mit dem Testaufbau etwas größer ( $\bar{p}_{Test} = 5,9 \cdot 10^{-3}$ ) im Vergleich zum Versuch im Freien ( $\bar{p}_{outside} = 5,5 \cdot 10^{-3}$ ), was bedeutet, dass die Modelle und Messungen im Testaufbau etwas weniger konsistent sind.

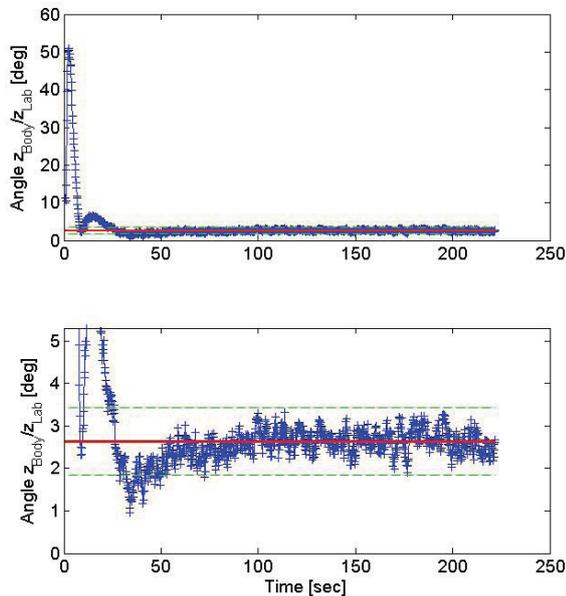


BILD 5. Z-Achsen Pointing während eines Experiments mit Hilfe des Testaufbaus. Die mittlere Abweichung ist in rot eingezeichnet, die  $3\sigma$ -Konfidenzintervalle in grün, gestrichelt.

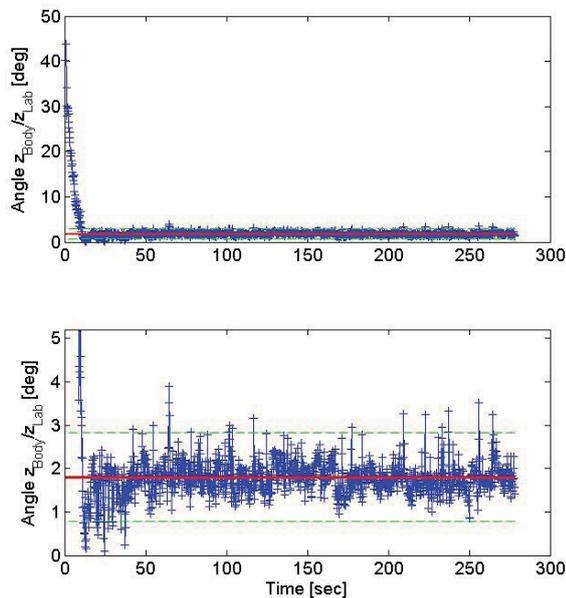


BILD 6. Z-Achsen Pointing während eines Experiments im Freien. Die mittlere Abweichung ist in rot eingezeichnet, die  $3\sigma$ -Konfidenzintervalle in grün, gestrichelt.

Eine mögliche Erklärung für diese leichten Abweichung zwischen den beiden Versuchen ist eine Deviation des Erdmagnetfeldes durch die Experimentierhalle selbst,

sodass das in der Halle gemessene Magnetfeld nicht genau dem IGRF-11 Referenzmagnetfeld entspricht und daher auch die Lageerkennung nicht mit perfekt zueinander konsistenten Messungen rechnet. Dieser Effekt ist außerhalb der Halle abgeschwächt, wie auch in dem Versuch gesehen, jedoch noch immer durch die Nähe der Halle vorhanden. Auch die Präsenz des Drehtellers samt Elektromotor kann für die Verzerrung des Erdmagnetfeldes trotz Abstandhalter verantwortlich sein.

Trotz dieser Abweichungen, die wie in [5] beschrieben nicht unüblich sind und nur durch ein künstliches Referenzmagnetfeld zu verhindern wären, zeigt der Versuch, dass die leicht handhabbare Testumgebung für Kleinsatelliten zweckmäßig ist. Mit ihrer Hilfe kann die Eignung des Lageerkennungssystems verifiziert und die Performance des Systems ermittelt werden. Dadurch kann in vielen Stunden Versuchszeit die Robustheit der Lageerkennung überprüft werden, ohne teures Testequipment zu benötigen.

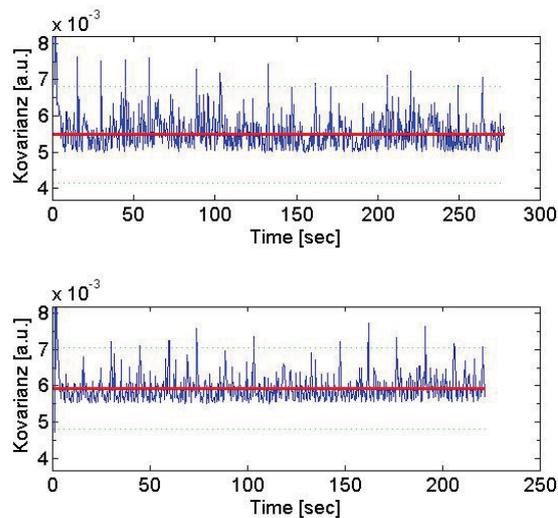


BILD 7. Kovarianz der Lagebestimmung während des Experiments im Freien (oben) und im Testaufbau (unten). Die mittlere Kovarianz ist in rot eingezeichnet, die  $3\sigma$ -Konfidenzintervalle in grün, gestrichelt.

### 3. LAGEREGELUNG

Eine der Hauptaufgaben des Lageregelungssystems (auch Attitude Control System, ACS, genannt) von UWE-3 besteht in der Lagestabilisation des Satelliten nach erfolgreicher Separation von der Trägerrakete. Dieses „detumbling“ basiert auf dem Einsatz magnetischer Aktuatoren (Magnetorquer) und eines BDot-Algorithmus, der vom ACS kommandiert wird. Weitere Anwendungen des ACS sollen die Lageausrichtung des Satelliten, sowie die Durchführung von "Sweep"-Manövern als alternative Pointing-Strategie beinhalten. Dafür ist das ACS von UWE-3 zusätzlich mit einem Miniatur-Reaktionsrad ausgestattet. Picosatelliten wie UWE-3 verwenden aufgrund ihrer geringen Größe und Gewicht miniaturisierte Aktuatoren und Sensorik, deren Datenqualität, sowie das stark begrenzte Energiebudget des Gesamtsystems, besondere Herausforderungen darstellen. Obwohl BDot Algorithmen im Allgemeinen als sehr robust gelten und im Low Earth Orbit bereits vielfach angewandt wurden [6], ist es für Kleinsatelliten daher wünschenswert, verschiedene Lageregelungskonzepte schon während der Entwicklungsphase zu

testen, zu verifizieren und zu verfeinern.

Im Allgemeinen ist das Testen und Verifizieren von Lageregelungssystemen eine aufwendige und komplizierte Aufgabe. Wie bereits erwähnt ergeben sich hierbei für Kleinsatelliten gegenüber herkömmlichen Satelliten jedoch natürliche Vorteile aufgrund ihrer geringen Größe und Masse.

Für Experimente mit dem Lageregelungssystem wurde ein Testaufbau entwickelt, der auf dem Prinzip eines Luftkissens basiert<sup>1</sup>. Dieses "Aircushion Testbed" ermöglicht es, eine reibungs- und kräftefreie Bewegung der zu testenden Hardware zu simulieren. Es können sowohl einzelne Algorithmen und Teile der Software-Hardware Interaktion getestet und verifiziert werden, als auch Lageerkennungs- und Lageregelungs-Experimente des Gesamtsystems durchgeführt werden, wie in Abschnitt 3.4 beschrieben.

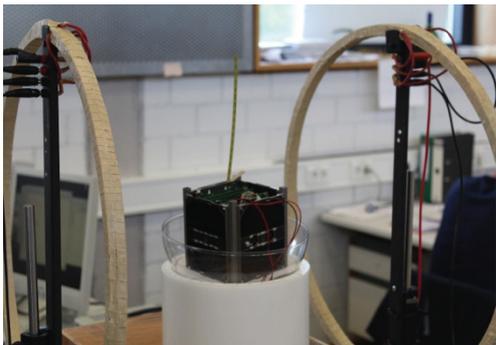


BILD 8. UWE-3 auf dem Aircushion Testbed mit zusätzlich angebrachten Helmholtz-Spulen zur Verstärkung des externen Magnetfeldes.

### 3.1. Lageregelungssystem Übersicht

Das Lageregelungssystem von UWE-3 basiert auf zwei verschiedenen Aktuator Systemen. Auf den sechs Seitenpanels des Satelliten ist je ein Magneto-Torquer angebracht, mit der Möglichkeit die Stromrichtung zu ändern und ein magnetisches Moment von je  $\mu_i = \pm 0,03 \text{ Am}^2$  zu erzeugen. Jedes Panel verfügt über einen eigenen Mikroprozessor, der über einen I<sup>2</sup>C-Bus mit dem Lageregelungssystem kommuniziert. Bei korrekter Ansteuerung der magnetischen Luftspulen ergibt sich ein maximales magnetisches Moment der Magneto-Torquer von  $\mu_{i,max} = 0,06 \text{ Am}^2$  für jede der drei Hauptkörperachsen des Satelliten. Das damit erzeugte Drehmoment berechnet sich aus dem Kreuzprodukt von magnetischem Moment und dem externen Magnetfeld

$$(4) \quad \vec{T} = \vec{\mu} \times \vec{B}_{ext}$$

Bei einem maximalen Erdmagnetfeld  $B_{earth,max} = 45 \mu\text{T}$  für den geplanten Orbit von UWE-3, ergibt sich somit ein maximales Drehmoment von  $T_{torquer,max} = 4,7 \cdot 10^{-6} \text{ Nm}$ . Das zweite Aktuator System ist ein in der Körper Z-Achse angebrachtes Miniatur-Reaktionsrad (RW1) von Astrofein [7] mit einem Drehimpuls von  $L = 5,8 \cdot 10^{-4} \text{ Nms}$  bei Nominalgeschwindigkeit. Das RW1 kann ein maximales Drehmoment von  $T_{wheel,max} = 2,3 \cdot 10^{-5} \text{ Nm}$  erzeugen.

BILD 9 zeigt die Rückseite eines Seitenpanels mit den speziell für UWE-3 entwickelten magnetischen Luftspulen mit einer Größe von  $52 \times 85 \text{ mm}^2$ ,  $N = 300$  Wicklungen und einer Masse von 6 g.

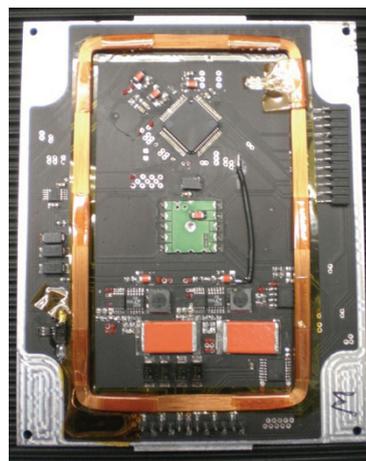


BILD 9. Die Rückseite eines Seitenpanels mit angebrachtem Magneto-Torquer. Der Mikroprozessor ist mittig im oberen Drittel des Panels zu erkennen.

### 3.2. BDot Algorithmen

BDot Algorithmen (von englisch  $\dot{B}$ , der Änderungsrate des Magnetfeldes) sind eine einfache Art, hohe initiale Drehraten von Satelliten zu reduzieren und diesen relativ zum Erdmagnetfeldvektor zu stabilisieren. Der einfachste Detumbling-Algorithmus ist ein proportionaler BDot Controller mit einem erzeugten magnetischen Kontroll-Moment in der  $i$ -ten Körperachse von

$$(5) \quad \mu_{i,prop}^{ctrl} = -K \cdot \dot{B}_i$$

wobei  $K$  ein positiver Proportionalitätsfaktor ist und  $\dot{B}_i$  die Änderung des Magnetfeldes in der  $i$ -ten Körperachse darstellt.

Aufgrund des mit den Magneto-Torquer erzeugten sehr kleinen Drehmoments und zur Steigerung der Effizienz, wurde jedoch die Anwendung eines Bang-Bang BDot Controllers gewählt, der in jeder Körperachse ein magnetisches Kontroll-Moment von

$$(6) \quad \mu_{i,BB}^{ctrl} = -1 \cdot \text{sign}(\dot{B}_i) \cdot \mu_{i,max} = \begin{cases} -\mu_{i,max} & \text{für } \dot{B}_i > 0 \\ \mu_{i,max} & \text{für } \dot{B}_i < 0 \end{cases}$$

erzeugt.

### 3.3. Magnetfeld Propagator

Eine alternative Berechnung des BDot Algorithmus wurde im Rahmen der Entwicklung des ACS von UWE-3 erstmalig getestet. Als Teil der Software auf dem Panel propagiert ein Magnetfeld Propagator die Änderung des lokalen Magnetfeldes für die Berechnung des zu erzeugenden magnetischen Kontroll-Moments.

Anstelle des kontinuierlichen Sampelns von Magnetfeldmessungen, müssen so die Gyroskope und Magnetometer wesentlich seltener vom ADCS ausgelesen werden. Die Messwerte werden dann an die Seitenpanels geschickt, um den Propagator zu aktualisieren. Zusätzlich wird die Aufgabe des eigentlichen Ansteuerns der Magneto-Torquer vom Lageregelungssystem auf die Seitenpanels übertragen. Dies entlastet den Datenaustausch zwischen ADCS und Panels.

<sup>1</sup> Das Design orientiert sich an Prototypen entwickelt von Prof. Montenegro, Universität Würzburg.

Da die Magnetometer nicht kontinuierlich gesampelt werden müssen, können die Magneto-Torquer dauerhaft angesteuert werden, ohne Magnetfeldmessungen zu beeinflussen. Der Propagator überbrückt die Zeit zwischen Magnetfeldmessungen und vereinfacht somit die Synchronisation von Magnetfeldmessungen und dem Ansteuern der magnetischen Aktuatoren.

Der Magnetfeld Propagator rotiert das im körperfesten Koordinatensystem gemessene Magnetfeld um die momentane Drehachse  $\vec{u} = \frac{\vec{\omega}}{|\vec{\omega}|}$  des Satelliten, wobei  $\vec{\omega}$  die mit den Gyroskopen im körperfesten System gemessene Drehrate darstellt. Die Drehung eines Vektors  $\vec{B}$  um die Achse  $\vec{u}$  mit dem Winkel  $\theta$  wird beschrieben durch die Rotationsmatrix  $R(\vec{u}, \theta)$  [8] und der propagierte Vektor ergibt sich aus

$$(7) \vec{B}' = R(\vec{u}, \theta) \cdot \vec{B}.$$

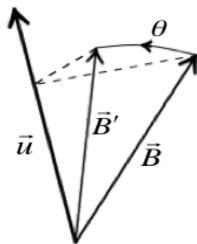


BILD 10. Rotation des Vektors  $\vec{B}$  um die Achse  $\vec{u}$  mit dem Winkel  $\theta$ .

### 3.4. Experimente mit dem Aircushion Testbed

Mit dem Aircushion Testbed ist es aufgrund der sehr geringen Reibungskräfte unter anderem möglich, Stabilisierungsexperimente durchzuführen und BDot Algorithmen zu testen. Es können somit die korrekte Ansteuerung der Magneto-Torquer sowie neue Konzepte wie der Magnetfeld Propagator als Teil der Software auf den Panels getestet und verifiziert werden. Der Picosatellit oder einzelne Seitenpanels werden dazu, wie in BILD 11 gezeigt, in einer Acrylglas Kugel befestigt, die auf einem Luftkissen schwebt. Zur Verstärkung des externen Magnetfeldes und einer damit verbundenen Steigerung des Detumbling Effektes, wurde für Experimente zusätzlich ein Helmholtz-Spulenpaar angebracht.

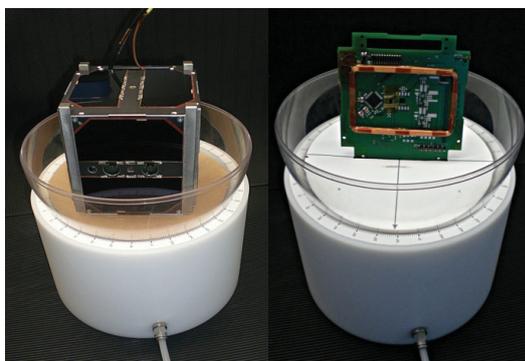


BILD 11. UWE-3 (links) und ein Seitenpanel mit Magneto-Torquer (rechts) sind in einer Acrylglas Halbkugel befestigt, die auf dem Luftkissen des Aircushion Testbeds schwebt.

### 3.4.1. Detumbling Verifikationstests

Die Ergebnisse von Detumbling-Experimenten mit einer initialen Drehrate von 9 rpm um eine Achse senkrecht zur Erdoberfläche sind in BILD 12 dargestellt. Das externe Magnetfeld wurde mit Hilfe der Helmholtz-Spulen variiert und zeigt, wie die Dauer bis zur Lagestabilisierung dadurch beeinflusst wird. Die getestete Hardware bestand aus einem einzelnen Seitenpanel mit Magneto-Torquer und dem ADC System. Die Ergebnisse zeigen die erfolgreiche Anwendung des Bang-Bang BDot Kontrollers und des Magnetfeld Propagators, wobei dieser mit einer initialen, aber adaptiven Updaterate von 0,2 Hz vom ADCS aktualisiert wurde.

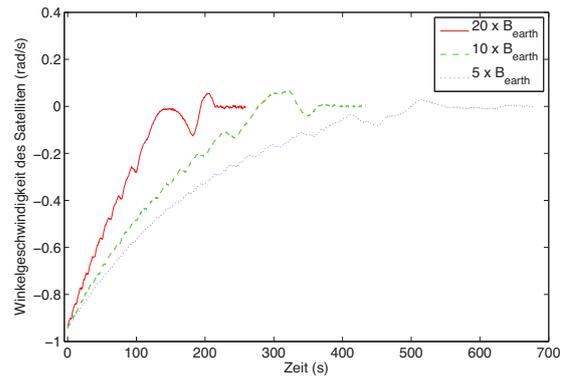


BILD 12. Abnahme der Winkelgeschwindigkeit des Satelliten während Detumbling Experimenten auf dem Aircushion Testbed mit unterschiedlichem externen Magnetfeld.

### 3.4.2. Verifikation der Funktionalität des Reaktionsrades

Das Aircushion Testbed wurde außerdem genutzt, um Experimente mit dem Gesamtsystem durchzuführen und speziell die Funktionalität des Reaktionsrades zu testen. UWE-3 wurde dazu, wie in BILD 11 gezeigt, mit der Körper Z-Achse senkrecht in der Acryl Kugel befestigt. In BILD 13 sind die Ergebnisse eines Funktionalitätstests mit dem Reaktionsrad und die resultierende Drehgeschwindigkeit des Satelliten dargestellt.

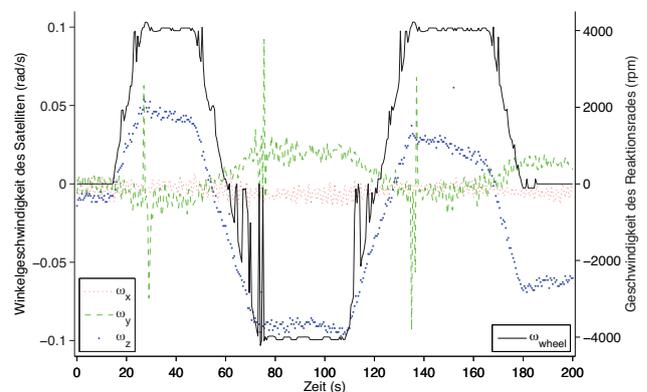


BILD 13. Funktionalitätstest des Reaktionsrades und daraus resultierende Änderung der Drehgeschwindigkeit des Satelliten auf dem Aircushion Testbed.

### 3.5. Diskussion der Experimente

Das Aircushion Testbed erlaubt erfolgreiche Detumbling Experimente durchzuführen, d.h. ein initial rotierender Körper kann vollständig zum stehen gebracht werden. Im dargestellten Experiment wurde das externe Magnetfeld auf bis das 20-fache des lokalen Erdmagnetfeldes erhöht um den Effekt zu verstärken. Dies führte nach einer initialen Drehgeschwindigkeit von 9 rpm zu einer Stabilisierung des Systems in ca. 3,5 min.

Experimente mit einem vollständigen Engineering Model werden derzeit vorbereitet. Es lässt sich jedoch bereits abschätzen, dass die Zeit, die ein vollständig bestücktes Gesamtsystem von UWE-3 benötigt, um eine initiale Drehgeschwindigkeit von 9 rpm abzubremsten in der gleichen Größenordnung liegt.

Anzumerken ist, dass derzeit Drehungen nur um eine Achse durchgeführt werden. Verfahren zur automatischen Verschiebung des Massenschwerpunktes der Testhardware um auch dreidimensionale Bewegungen zu ermöglichen sind in Arbeit.

Wie in BILD 12 und 13 zu erkennen, ist das Aircushion Testbed nicht komplett frei von Reibungs- und Störkräften. Zum einen zeigt eine Analyse von BILD 12, dass neben der kontinuierlichen Abnahme der Rotationsgeschwindigkeit des Satelliten aufgrund des BDot Algorithmus, diese auch immer wieder kurzzeitig zunimmt. Dies ist zum einen zu erklären durch die Benutzung von lediglich einem Magneto-Torquer bei diesem Experiment, da aufgrund der Kraftwirkung  $\vec{T} = \vec{\mu} \times \vec{B}_{ext}$  kein Drehmoment wirkt, wenn das erzeugte magnetische Moment parallel zum externen Magnetfeld steht. Zum anderen führen in diesen Fällen minimal schräge Bohrungen der Löcher im Luftkissen zu einem Stördrehmoment in eine Vorzugsrichtung (hier in Drehrichtung), was von den hochauflösenden Gyroskopen registriert wird. Der bei diesem Experiment benutzte Stab-Akku, der jedoch kein Bauteil des Satelliten ist, wirkte außerdem als Permanentmagnet. Dies führte zu einem Störmoment, das abhängig von der Orientierung ein zusätzliches Drehmoment erzeugt.

Eine Analyse von BILD 13 zeigt außerdem den Effekt von Restreibung des Aircushion Testbeds. Nach Stillstand des Reaktionsrades verringert sich die Drehgeschwindigkeit des Satelliten minimal (vor allem in der z-Komponente). Der Einfluss von beschleunigenden Störmomenten in eine Vorzugsrichtung zeigt sich in BILD 13 zum einen durch die unterschiedlichen Maximalgeschwindigkeiten des Satelliten in positiver und negativer Richtung. Zum anderen führt dieses Störmoment zu einem Offset der Drehgeschwindigkeit des Satelliten zum Ende des Experiments. Es wird jedoch deutlich, dass die Störmomente klein sind im Vergleich zu den Drehmomenten, die das Reaktionsrad erzeugt und somit ein erfolgreiches Testen der Reaktionsrad Funktionalität mit dem Aircushion Testbed möglich ist.

Um die Qualität von Experimenten weiter zu verbessern und noch genauere Aussagen über die Effizienz von Lageregelungsstrategien treffen zu können, gilt es daher in zukünftigen Arbeiten die Störmomente zu minimieren.

## 4. FAZIT UND AUSBLICK

Die hier vorgestellten Testumgebungen erweisen sich als sehr geeignet, um die Erprobung von Hard- und Software des Lageerkennungs- und Lageregelungssystems kontinuierlich zu ermöglichen. Es wurde vorgestellt, wie die Testaufbauten trotz kostengünstiger Mittel leicht zu konfi-

gurieren sind und eine konsistente Lageerkennung ermöglichen. Es wurde gezeigt, dass die Lageerkennung in der Testumgebung die gleichen Ergebnisse erreicht wie unter weltraumähnlicheren Bedingungen im Freien.

Das Aircushion-Testbed ist eine einfache Testplattform zur Durchführung von Lageregelungs-Experimenten und erlaubt aufgrund der sehr geringen Reibungs- und Störkräfte das Testen und Verifizieren der Funktionsweise der Magneto-Torquer und des Miniatur-Reaktionsrades. Algorithmen und neue Software-Konzepte können getestet und verfeinert werden um so das Gesamtsystem robuster zu machen.

Zukünftige Experimente, wie zum Beispiel die kontrollierte Ausrichtung des Satelliten, sollen außerdem die Lageerkennung des ADC-Subsystems nutzen und diese mit der Lageregelung kombinieren.

## Danksagungen

Gefördert von der Raumfahrt-Agentur des deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages unter dem Förderkennzeichen 50 RU 0901.

## Referenzen

- [1] S. Busch & K. Schilling, "UWE-3: A Modular System Design for the Next Generation of Very Small Satellites", Proceedings of Small Satellites Systems and Services - The 4S Symposium, Slovenia. 2012
- [2] K. Schilling (2006), "Design of Pico-Satellites for Education in System Engineering", IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine 21, p. 9-14.
- [3] M. Schmidt & K. Schilling, "Formation Flying Techniques for Pico-Satellites", 6th International Workshop on Satellite Constellation and Formation Flying. Taiwan 2010
- [4] P. Kiefel, S. Busch, W. Droege, K. Schilling, "Implementation, Calibration and Verification of a Kalman Filter based attitude determination system for the Picosatellite UWE-3", GNC 2011, June 2011, Karlovy Vary, Czech Republic
- [5] Informationen zur Genauigkeit des IGRF Models, Zuletzt besucht am: 21/08/2012, <http://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrfhw.html>
- [6] T. W. Flatley, W. Morgenstern, A. Reth, F. Bauer, "A B-Dot Acquisition Controller for the RADARSAT Spacecraft", Flight Mechanics Symposium 1997, 79-89, (NASA-CP-3345)
- [7] S. Stoltz, H. Driescher, H. Kayal, "Development of the micro reaction wheel RW 1", GNC 2008, June 2008, Tralee, County Kerry, Ireland
- [8] D. Koks: "Explorations in Mathematical Physics", Springer+Business Media, LLC., 2006 (Ch. 4, pps 147 et seq. A Roundabout Route to Geometric Algebra)