

ROBUSTE UND FEHLERTOLERANTE LAGEREGELUNG DES DLR-TET-1 SATELLITEN

Zizung Yoon¹, Thomas Terzibaschian², Christian Raschke³

¹ TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt, Marchstrasse 12, Berlin, Deutschland

² DLR Berlin-Adlershof, Optische Informationssys., Rutherfordstr.2, Berlin, Deutschland

³ Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH, Albert-Einstein-Str. 12, Berlin, Deutschland

Zusammenfassung

Der Satellitenbus des Technologieerprobungsträger (TET-1) basiert auf der vom DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) entwickelten BIRD (Bispectral Infra-Red Detection) Satellitenplattform. Der TET-1 ist ein Mikrosatellit der 100-150 kg Klasse und soll mit einer Nutzlast bis 50 kg im Orbit betrieben werden können. Das Lageregelungs- und Navigationssystem (AOCS) des TET-1 ist das komplexeste Subsystem des TET-1 mit einer Vielzahl von Sensoren, Aktuatoren und einer komplexen Regelungssoftware. In diesem Paper wird das AOCS des TET-1 vorgestellt, wobei ein besonderes Augenmerk auf das Design für Robustheit und Fehlertoleranz gelegt wird. Die redundante Hardware Konfiguration und der robust ausgelegte Regelkern der AOCS Software werden vorgestellt. Des Weiteren wird der Failure Detection, Isolation and Recovery (FDIR) Mechanismus des AOCS erläutert. Anschließend werden Test- und Verifikationsmethoden des vorgestellten Designs beschrieben.

1. EINLEITUNG

Kleinsatellitenmissionen mit begrenzten Ressourcen verfolgen oft eine kostengünstige Entwicklungsstrategie, häufig auf Kosten der Zuverlässigkeit und Fehlertoleranz des Satelliten. Insbesondere die Reduktion der Kosten im Bodensegment erzwingt ein höheres Maß an Autonomie, als es etwa bei einem ständig erreichbaren geostationären Satelliten der Fall sein muss.

Die Ausfallrate von Kleinsatelliten ist deutlich höher als bei ausgewachsenen und teuren Satellitenmissionen. BILD 1 hat die Satellitenmissionen der NASA (National Aeronautics and Space Administration) und USA zwischen 1990 und 2001 nach Missionserfolg kategorisiert. In diesem Zeitraum hat die NASA im Rahmen des Discovery Programms vergleichsweise kostengünstige Missionen mit kleineren Satelliten und kurzer Entwicklungsdauer gestartet. Alle Missionen mit einer Startmasse über 800 kg waren erfolgreich und Fehler traten erhöht unter 500 kg Missionen auf. [1]

Surrey Satellite Technology Ltd (SSTL) erzielte im Zeitraum von 1981 bis 2002 eine Erfolgsrate von 90 % für 21 Kleinsatellitenmissionen. [2]

Eine Analyse der kleinsten Satellitenklasse, der Picosatelliten, die durch die 19 Cubesats (einschließlich Double und Triple Cubesats) repräsentiert werden, offenbart eine

Erfolgsrate von nur 50 % (Stand 2007). Der Verlust von 15 Cubesats durch das Versagen der zweiten Stufe der Träger Rakete Dnepr im Jahre 2006 wurde in der Analyse nicht berücksichtigt. [3]

Ein Schlüsselproblem für den weiteren Erfolg und Einsatz von Klein- und Kleinstsatelliten ist demnach die Erhöhung der Fehlertoleranz und Zuverlässigkeit bei weiterhin günstigen Entwicklungskosten. In diesem Paper wird ein Ansatz für dieses Problem anhand des 120kg wiegenden Kleinsatelliten TET-1 (Technologie Erprobungsträger) präsentiert. Es beschreibt das fehlertolerante und robuste Design des Lageregelungs- und Navigationssystems (AOCS- Attitude and Orbit Control System) des TET-1.

Das AOCS von TET-1 hat die Aufgabe, eine dreiaxiale Ausrichtgenauigkeit von 5 arcmin (vergleich: BIRD 6 arcmin) zu realisieren und muss zusätzlich fehlertolerant gegen Störeffekte und Anomalien der Komponenten ausgelegt sein. Zum einen wird dies natürlich durch Redundanzkonzepte der Hardware Komponenten erreicht. Die notwendige Autonomie erfordert an Bord Methoden der Fehlererkennung und Fehlerbehandlung. Um z.B. die Hardware-Redundanz effektiv und autonom verwalten zu können, werden so genannte „Konfigurationen“ und ein Konfigurationsmanagement eingeführt. Dieses Konfigurationsmanagement hatte sich bereits im BIRD Projekt bewährt.

Das AOCS ist ein sehr komplexes Subsystem, welches

dementsprechend auch aus einer sehr komplexen Software besteht. Die autonome Überwachung der Software-module, insbesondere des für die zugrunde liegenden zeitgetakteten Filter- und Regelalgorithmen sehr wichtigen „Timings“ aller Vorgänge vom Einlesen der Daten bis zur Ausgabe der Regelaktivitäten, beeinflussen Robustheit und Fehlertoleranz stark.

Ein weiterer entscheidender Faktor für ein robustes AOCS ist ein Regelkreis, der auf Störeinflüsse und Ausfälle von Komponenten reagieren kann.

Über Robustheit und Fehlertoleranz wird bereits beim Systementwurf entschieden und selbstverständlich gehören auch in die in den Entwicklungsphasen B und C vorgesehene Test und Verifikationsmethoden für Hard- und Software zum Thema dieses Beitrages.

Die verwendeten Methoden hatten bereits dem BIRD das sichere Überleben ermöglicht, obwohl in rascher Folge (nach deutlichem Überschreiten der projektierten Lebensdauer) das einzige Kreiselssystem und drei von vier Reaktionsrädern ausgefallen waren.

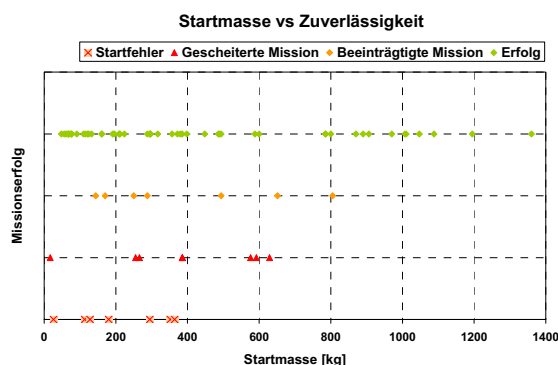


BILD 1. Erfolgsrate von Satellitenmissionen über die Startmasse von NASA und US Missionen zwischen 1990 und 2001

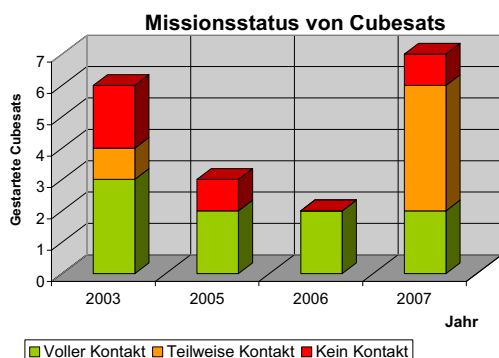


BILD 2. Erfolgsrate bei Cubesats bis 2007

2. GESAMTÜBERSICHT DES TET-1 AOCS

Dieses Kapitel beschreibt die Missionsanforderungen an das AOCS, und den daraus abgeleiteten Aufbau der Hard- und Software.

2.1. AOCS Anforderungen

Die Anforderungen an das AOCS leiten sich aus den Missionsanforderungen ab. Einige grundlegende AOCS Anforderungen sind:

- Dreiachsige Stabilisierung und Regelung
- Einzelfehlertolerant auf Komponentenebene
- Autonome Fehlererkennung
- Lagebestimmung: < 0,5 arcmin
- Ausrichtgenauigkeit: < 5 arcmin
- Pointing Jitter: < 2 arcmin/s
- Positionsbestimmung: < 150 m

2.2. AOCS Aufbau

Ein Überblick der AOCS ist in BILD 3 dargestellt. Die AOCS Software übernimmt die gesamte Datenverarbeitung des AOCS und läuft als Applikation unter dem Betriebssystem BOSS (BIRD Operating System) auf dem SBC. [4]

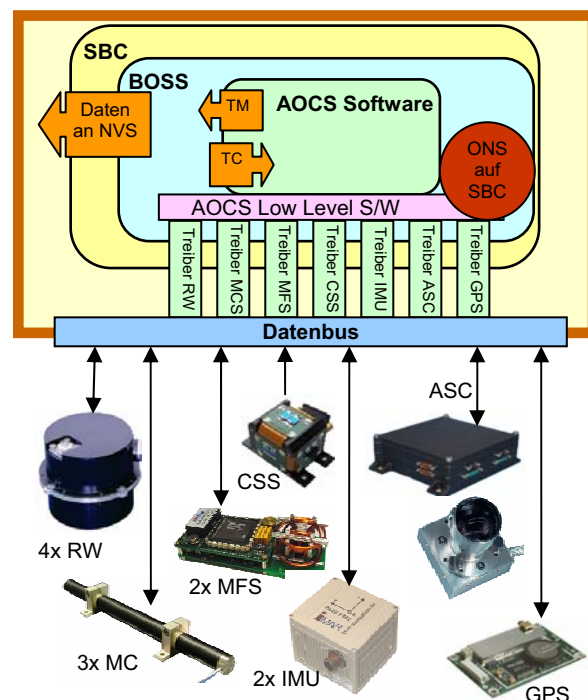


BILD 3. AOCS des TET-1 im Überblick

Die Abkürzungen werden folgend erläutert:

ASC	Sternkamera
BOSS	Betriebssystem
CHU	Camera Head Unit
CSS	Sonnensensorsystem
DPU	Data Processing Unit
GPS	Global Positioning System
IMU	Kreiselssystem
MC	Magnetspule
MCS	Magnetspulensystem
MFS	Magnetfeldsensor
RW	Reaktionsrad
ONS	On-Board Navigationssystem
PCDU	Power Control and Distribution Unit
SBC	Bordcomputer

2.2.1. AOCS Hardware

Als Aktuatoren werden vier Reaktionsräder und drei Eisenkernspulen verwendet. Die Drallachsen der Reaktionsräder werden in Form eines Tetraeders angeordnet. Das hat den Vorteil der Symmetrie. Der im 4-Rad-Betrieb vorhandene zusätzliche Freiheitsgrad wird zur Reduktion der Drehzahlen im Reaktionsradsystem benutzt, was wiederum den mechanischen Verschleiß der einzelnen Reaktionsräder reduziert, ansonsten kann der Ausfall eines Reaktionsrades auch ohne Probleme abgefangen werden.

Die drei intern redundanten Eisenkernspulen (Torquer) werden in orthogonaler Ausrichtung angebracht. Jede Magnetspule ist getrennt ansteuerbar. Sowohl die Reaktionsräder, als auch die magnetischen Torquer sind mit zwei redundanten Bussen an den SBC angeschlossen.

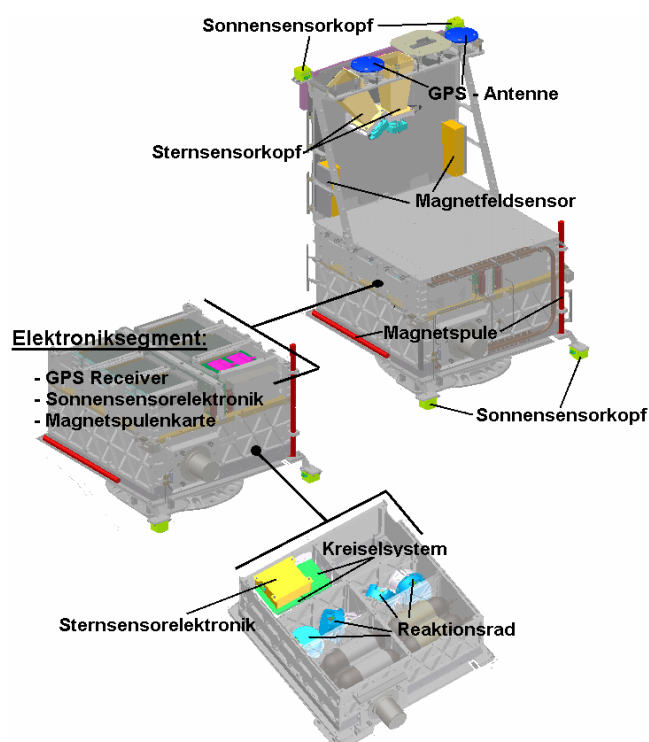


BILD 4. Anordnung der Aktuatoren und Sensoren im Satellitenbus

Das Sonnensensorsystem besitzt vier intern heiß redundante Sensorköpfe und eine intern redundante Elektronik. Sie gestatten die Bestimmung der Sonnenrichtung in jeder Lage. Durch die Verteilung der Köpfe am Satellitenbus sind die Sonnensensorsysteme unempfindlich gegen Abschattungen eines Kopfes.

Als weiterer Referenzsensor werden zwei kalt redundante Fluxgate-Magnetfeldsensoren verwendet, die den Magnetfeldvektor nach Betrag und Richtung bestimmen. Informationen über Sonne und Magnetfeld sind so wichtig, dass ein Abschalten der Sonnensensoren und beider Magnetfeldsensoren nicht vorgesehen ist.

Des Weiteren werden zwei kalt redundante Kreiselsysteme verwendet, welche die Satellitendrehrate des Satelliten in drei orthogonalen Achsen bestimmen können. Ebenfalls

zum Einsatz kommt ein Sternsensor mit zwei Sensorköpfen und einer „double-DPU“ (intern kalt redundante Elektronik). Die Sensorköpfe werden beide auf derselben Seite des Satelliten mit freiem Blick ins All und unter einem Winkel von etwa 30 Grad zueinander eingebaut. Durch diese Ausführung des Sensorkopfes und den Winkel zwischen beiden Köpfen können gleichzeitige Blendungen beider Kameras weitgehend vermieden werden. Sie bestimmen die wahre inertielle Orientierung mit höchster Genauigkeit und gestatten die Ableitung einer durchschnittlichen Satellitendrehrate (gemittelt über 500 ms Regeltakt).

Zur Positionsbestimmung dienen zwei kalt redundante GPS Systemen. Diese besteht jeweils aus einem Empfänger, einer Antenne und einem LNA (Low Noise Amplifier). Ein On-Board Navigationssystem gestattet mittels eines Orbitmodells unabhängig vom GPS zu jeder Zeit eine Positionsangabe. Deren Autonomie und Genauigkeit steigen natürlich, wenn der GPS Empfänger verwendet wird.

2.2.2. AOCS Software

Die Lageregelungssoftware ist eine modular aufgebaute objektorientierte Software mit einer baumartigen statischen Softwarearchitektur. Die AOCS Software läuft als Applikation unter dem Betriebssystem BOSS auf dem SBC und ist in mehrere „Software-Schichten“ untergliedert. Die Softwarearchitektur ermöglicht eine autonome, übersichtliche und robuste Handhabung der einzelnen Funktionen und hat sich bereits im BIRD-Projekt bewährt. Die Softwarearchitektur ist aus der folgenden Abbildung zu entnehmen.

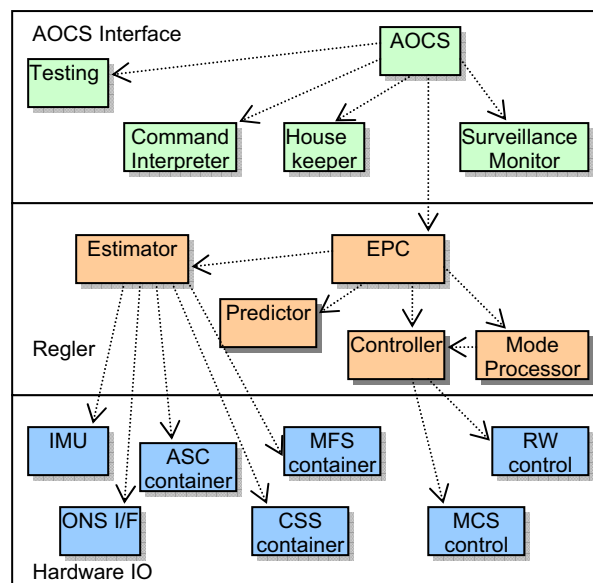


BILD 5. AOCS Software Architektur

In der untersten Schicht befinden sich die Schnittstellenmodule zu den Hardwarekomponenten. Das Navigationssystem „ONS“ ist eine Softwareapplikation, die von der AOCS Software als Komponente betrachtet wird. In dieser untersten Schicht werden die Sensor- und Aktuatordaten ausgewertet und für die Regelung werden die Rohdaten des Sensors in ein hardwareunabhängiges Datenformat überführt.

Eine Schicht darüber befindet sich die eigentliche Regelung. Der Regelkern setzt sich zusammen aus den Komponenten Estimator, Prediktor und Controller, dem ModeProcessor und der kapselnden Komponente EPC (näheres siehe Kapitel 3). Das EPC enthält die Datenverwaltung der Regelung.

Die oberste Schicht enthält die Schnittstelle zur Telemetrie und Kommandierung des AOCS sowie seiner Komponenten. Zusätzlich beherbergt die oberste Schicht die grundlegende Verwaltung und Überwachung des gesamten AOCS. Die Komponente Testing dient reinen Testzwecken des AOCS am Entwicklungsmuster. Der ausführbare Code in dieser Komponente lässt sich grundsätzlich nur durch spezielle Compileroptionen aktivieren und kann so nicht auf das Flugmuster gelangen. Es ist vorgesehen, auch bestimmte Test zu automatisieren.

Das zugrundeliegende Betriebssystem BOSS ist ein objektorientiertes Echtzeit-Framework, welches die benötigten Dienste zum Datenaustausch, Datenspeicherung und dem Scheduling (Timing auf 1 ms genau) bereitstellt. Die Programmierung der AOCS Software erfolgt objektorientiert in C++.

3. REGELKERN- DAS EPC MODUL

In diesem Kapitel wird der Regelkern der sich in der „mittleren Schicht“ der AOCS Software befindet, vorgestellt. In BILD 6 ist der Ablauf des Regelkerns vereinfacht dargestellt.

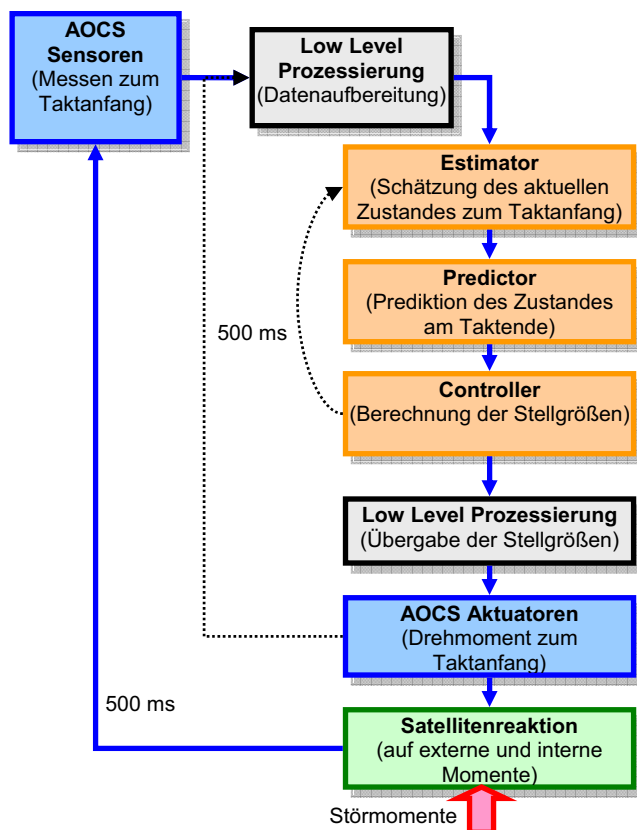


BILD 6. Regelkern- EPC Modul im AOCS Regeltakt

Die Regelung des AOCS ist zeitdiskret und besitzt einen 500 ms Regeltakt. Nach dem Einlesen der verfügbaren

Informationen werden Zustandsgrößen des Satelliten bestimmt (Drehimpulse, Drehmomente, Drehrate, Lage, etc). Diese Größen werden zum Ende des Regeltaktes vorherberechnet (Prediktion). Aus den erwarteten Abweichungen vom Sollzustand werden dann die notwendigen Regelaktivitäten für den kommenden Regeltakt abgeleitet.

3.1. Estimator Modul

Die Zustandsschätzung findet modularisiert und hierarchisch statt. Jeder Zustandsgröße ist funktional ein spezielles Estimatoremodul zugeordnet, welches aber auch in weitere Module unterteilt sein kann. Jedes Estimatoremodul kann auf die Ergebnisse des vorangegangenen Regeltaktes zugreifen. Die Zustandsschätzung basiert zunächst auf den Messwerten und Statusinformationen, die aus der Low Level Schicht stammen (wenn vorhanden).

Jede Komponente lässt seine Daten in genau ein Estimatoremodul einfließen. Die Estimatoremodule sind verschiedenste Kalmanfilter. Die Filter sind so gestaffelt, dass Datenausfälle in einem beliebigen Zweig kein „Umschalten“ auf eine neue Software notwendig machen. D.h. es gibt kein im mathematischen Sinne optimales Gesamtfiler, welches den gesamten Zustandsvektor in einem Schritt schätzt, sondern suboptimale Einzelfilter, die aber das System insgesamt tolerant und robust machen, weil Ausfälle in einzelnen Zweigen nicht das Gesamtsystem blockieren können. In ein Estimatoremodul fließen außerdem Ergebnisse der Prediktion und des Controller Moduls aus dem vorangegangenen Regeltakt ein. Im Estimator werden erneut Prüfungen der Eingangsdaten inklusive der Status Informationen aus der Low Level Schicht vorgenommen. Im Ergebnis werden AOCS Konfigurationsbits gesetzt. Zu bestimmten Zustandsgrößen liegen im Normalfall sowohl die Messwerte, als auch die Prediktion vor. Diese fließen nicht nur in üblicher Weise in verschiedene Kalmanfilter ein, sondern gestatten darüber hinaus bereits eine „high level“ Diagnostik.

Das Estimatoremodul benutzt die AOCS Konfiguration, um den kommandierten Zustand des eigenen wie anderer Module und Geräte zu erkennen und zu setzen. Die Estimator Module liefern ihre Daten außerdem in die Telemetrie, an die Nutzlast und an die Prediktor Module.

3.2. Prediktor Modul

Auch die Prediktion ist modularisiert. Die Prediktor Module verwenden die Ergebnisse der Estimator Module und die im aktuellen Regeltakt ausgegebenen Regelaktivitäten. Die nicht linearen Zustandsgleichungen werden dann über einen Regeltakt integriert. Die Ergebnisse werden im aktuellen Takt vom Controller Modul und im nächsten Regeltakt vom Estimator Modul verwendet. Da die ONS Daten auch für die Regelung benutzt werden, liefert das ONS bereits selbst Prediktionswerte für den kommenden Regeltakt. Das ONS bestimmt im Kern die Satellitenposition zu einer bestimmten Zeit. Zusätzlich liefert das ONS positions- und zeitabhängige Größen, wie den lokalen Magnetfeldvektor (IGRF 2000, 6. Ordnung) und die zeitabhängige Richtung zur Sonne im Inertialsystem. Damit werden weitere Redundanzen in das AOCS eingebaut: Bei Kenntnis der inertialen Orientierung können

Albedo-Effekte aus dem Sonnensensorsignal beseitigt werden, es können „high level“ Prüfungen der Sonnenvektoren und der Magnetfeldvektoren unterstützt werden und es kann aus der Kombination der ONS Daten mit den Sensordaten eine inertielle Orientierung des Satelliten unabhängig von den Sternkameras bestimmt werden, was wiederum deren „high level“ Prüfung unterstützt.

3.3. Controller Modul

Auch die Regelung, also Berechnung der Stellgrößen (Drehmomente), ist modularisiert. Die eigentliche Lageregelung ist separiert von der so genannten Drehimpuls Entsättigung und auch von der Kompensation der Störmomente. Dieses Konzept der „virtuellen Wheelsysteme“ wurde bereits bei BIRD erfolgreich eingesetzt. [5]

3.3.1. Lageregelung

Aus Zustandsschätzung und Prediktion ergibt sich der wahrscheinlich am Ende des aktuellen Regelzustandes erreichte Zustand. Die Soll Orientierung des Satelliten und seine Soll drehrate ergeben sich aus dem aktuellen „Attitude Mode“. Im Kern ist die festgestellte Attitude auf die „Target Attitude“ zu bringen. Unabhängig vom Attitude Mode hat der Regler also immer die gleiche Aufgabe zu lösen. Deshalb gibt es auch nur genau ein Regler Modul für die eigentliche Attitude Regelung. Die Berechnungen benötigen nur die Komponenten des Zustandsvektors. Die Algorithmen sind unabhängig vom Attitude Mode und von den verfügbaren Geräten. Deshalb ist im Entwurf die EPC Komponente auch in der Mittelschicht anzutreffen. Am Ende berechnet das Controller Modul ein notwendiges Drehmoment, welches aus dem aktuellen Zustand über zeitoptimale Trajektorien in den Sollzustand führt.

3.3.2. Drehimpulsentsättigung

Aus der üblichen „Entsättigung der Reaktionsräder“ wird bei TET ein genereller Drehimpulsabbau. Es wird ein externes „Entsättigungs“-Drehmoment berechnet, welches den Gesamtdrehimpuls reduziert. Dieser Algorithmus kann separat aktiviert und deaktiviert werden und führt zu einem Abbau des Gesamtdrehimpulses unabhängig von der Attitude Control und ohne diese zu stören. Bei TET generieren nur die magnetischen Aktuatoren externes Drehmoment. Die Räder generieren über zwei parallele Mechanismen interne Drehmomente: durch die direkte Beschleunigung der Schwungmasse und durch die Kopplung des Rad-Drehimpulses mit der Satellitendrehrate. Es wird das notwendige „Entsättigungsdrehmoment“ für die Räder berechnet, welches das magnetische „Entsättigungsdrehmoment“ kompensiert. Für das Überleben des Satelliten hat diese Methode eine nützliche Auswirkung: Bei ruhendem Satelliten wird der Drehimpuls in den Rädern reduziert. Bei rotierendem Satelliten und komplett ausgefallenen oder ausgeschalteten Rädern wird der Satellitendrehimpuls reduziert – bis zum Stillstand des Satelliten.

3.3.3. Kompensation von Störmomenten

In den Estimatoremodulen wird versucht, Störmomente zu schätzen. Diese können sowohl externe Störmomente sein

(z.B. durch den Eigendipol des Satelliten induziert) als auch interne Störmomente (z.B. durch eine rotierende Masse im Satelliten). Im letzteren Fall wird dann auch ein so genannter verborgener Drehimpuls im Satelliten mit geschätzt. Die Regelung hat nun die Aufgabe, die Wirkungen dieser Drehmomente mit einem „Gegenmoment“ zu kompensieren. Dieser Algorithmus kann ebenfalls aktiviert und deaktiviert werden, falls es unerwünschte Nebeneffekte geben sollte.

3.3.4. Zusammenfassung der Drehmomente

Sowohl die eigentliche Lageregelung als auch die Drehimpulssteuerung und Störmomentkompensation ergeben benötigte Drehmomente und elektromagnetisches Dipolmoment. Die Summe ist dann das letztlich gewünschte Drehmoment und Dipolmoment. Es wird dann entweder von den Reaktionsrädern alleine oder in Kooperation mit den Magnetspulen aufgebracht, je nach aktueller AOCS Konfiguration. Dazu werden der benötigte Raddrehmoment und die benötigten elektromagnetischen Dipolmomente der Magnetorquer in entsprechenden Controller Modulen berechnet und an die Low Level Schicht übergeben. Dort findet die Aufteilung auf die beteiligten Aktuatoren und die Umrechnung in individuelle Gerätekommandos statt. Damit ist auch diese Position unempfindlich gegenüber Umkonfigurationen im laufenden Betrieb. Wichtig ist nur, dass ein kompletter Drehmomentvektor über die Aktuatoren generierbar ist.

4. FDIR ARCHITEKTUR

FDIR findet im AOCS an verschiedensten Stellen statt. Es beginnt bei den „low level checks“ auf Komponentenebene, geht über die „High Level Checks“ im EPC Modul bis hin zur Überwachung und Prüfung der empfangenen Telekommandos und des AOCS Thread timings. Das Prinzip ist, dass jeder Fehler so früh wie möglich in der Verarbeitungskette erkannt werden soll. Jede Prüfung ist vorurteilsfrei, wird also nicht durch das Prüfungsergebnis aus dem vorangegangenen Regeltakt beeinflusst. Eine Ausnahme ist das Einschränken dieser Prüfungen durch Konfigurationsentscheidungen die vom Boden aus per Telekommando gesetzt wurden. In diesem Falle wird am Boden entschieden, wie das Ergebnis der Prüfung in jedem Fall sein wird.

Um die Reaktion auf erkannte Probleme und das Reporting zu regeln, wird das so genannte Konfigurationsmanagement benutzt.

4.1. On-Board Konfigurationsmanagement

Konfigurationsmanagement meint hier die aktuelle Konfiguration von ein oder ausgeschalteten AOCS Komponenten, von benutzten Geräten, von aktivierten oder passivierten EPC Modulen und Statusinformationen, die erkannte Probleme betreffen.

Die AOCS - Konfiguration besteht aus:

1. Satellitenkonfiguration
2. Sensorkonfiguration
3. Sensor Health Konfiguration
4. Aktuator Konfiguration
5. Aktuator Health Konfiguration

6. Prediktor Konfiguration
7. Estimator Konfiguration
8. Controller Konfiguration

In der AOCS Satellitenkonfiguration ist erkennbar, welche Geräte gerade durch die Relaisbaugruppe als „gepowert“ signalisiert wurden. Mit allen Geräten, die gepowert sind, wird die Low Level Kommunikation grundsätzlich durchgeführt. Zusätzlich werden dort weitere Informationsbits geführt wie z.B. Schatteneintritt und -austritt, Aktivitäten der Nutzlast, Zustand der Solarpaneele usw.

Die Sensorkonfiguration bzw. Aktuatorkonfiguration verwaltet den Einsatzzustand der AOCS Komponenten. Sind sie auf „In USE“ gesetzt, stehen sie dem AOCS zur Nutzung zur Verfügung, ansonsten liefern sie weiter ihre Daten, die aber nur in die Telemetrie weitergeleitet werden.

Die Health Konfigurationen verwalten und signalisieren erkannte Probleme der AOCS Geräte.

Die EPC Konfigurationen verwalten und signalisieren, welche Module enabled bzw. disabled sind. Das wird am Beispiel der Konfiguration von Sensoren und EP Modulen in der Tabelle illustriert:

Estimator/Prediktor Filter Konfiguration				
Sensor	Est	Pred	Out	
In use	an	an	Schätz- werte	Höchste Genauigkeit
Not in use	an	an	Predikt. Werte	Überbücken von Datenlücken. Genauigkeit nimmt mit der Zeit ab.
Not in use	aus	an oder aus	Keine Daten	Der Signal- zweig ist abgeschaltet.
In use	an	aus	Rohdaten	

TAB 1. Estimator/Prediktor Filter Konfiguration

Dieses Konfigurationsmanagement an Bord macht das AOCS unempfindlich gegen Ausfälle. Die unveränderte Software wird mit allen denkbaren Konfigurationen automatisch fertig. Alle Flags werden in jedem Regeltakt erneut gesetzt. Dieser Mechanismus kann auch für jedes einzelne Flag vom Boden gesperrt werden.

4.2. Fehlererkennung in der Low-Level Schicht

Es wird geprüft, ob Geräte überhaupt kommunizieren. Anschließend wird in der Low Level Schicht grundsätzlich geprüft, ob z.B. Daten mit korrekten Prüfsummen, zur korrekten Zeit, mit der Korrekten Kennung usw. eingetroffen sind (Formale Prüfung). Im Ergebnis wird eine erste Statusinformation abgeleitet, die an die Estimatoremodule durchgereicht wird.

4.3. Fehlererkennung in der EPC Ebene

In der EPC Ebene finden dann so genannte High Level Analysen statt:

- Die Messwerte werden mit den Prediktionswerten verglichen
- Abweichungen werden mit Toleranzgrenzen verglichen
- Sind Zustandsgrößen auf unterschiedlichen Wegen bestimmbar, werden die Ergebnisse „über Kreuz“ verglichen und deren Abweichungen voneinander wiederum mit Toleranzgrenzen.

Auch diese Prüfungen sind immer vorurteilsfrei in jedem Regeltakt erneut und unabhängig von der Vorgeschichte, es sei denn, am Boden wurde bereits eine Entscheidung festgelegt und kommandiert. Im Ergebnis werden ansonsten Sensoren und Aktuatoren in den entsprechenden AOCS Konfigurationsvektoren als „Healthy = in Ordnung“ oder „Not Healthy = etwas stimmt nicht“ gekennzeichnet. Die verwendeten Toleranzgrenzen sind AOCS Parameter, die per Telekommando veränderbar sind.

4.4. AOCS Überwachungsfunktionalität

Eine AOCS Überwachungsfunktionalität (Surveillance Modul, siehe auch BILD 5) überprüft, ob die vorgesehen zeitliche Abfolge der EPC Module eingehalten wird und ob die in einem Attitude Mode definierten Konfigurationsvoraussetzungen erfüllt sind. Bei schwer wiegenden Abweichungen wird ein Signal generiert, das im Extremfall einen Neustart des Satelliten Betriebssystems auslösen kann. Außerdem werden Logbuch – Einträge geführt und der Telemetrie verfügbar gemacht.

4.5. Automatischer Test im „Loop Test“

Um eine automatisierte Diagnostik in verschiedenen Ausbaustufen des Satelliten zu ermöglichen, wird ein spezieller Lageregelungsmodus definiert, der so genannte „Loop Test“, in dem nach vorgegebenen Testplänen alle AOCS Geräte und Module angesprochen und diagnostiziert werden. Die Auswertung ist dann über die AOCS Telemetrie möglich.

5. VERIFIKATION DES AOCS

Verifikation von FDIR und Fehlertoleranz von TET startet mit der Prüfung der benutzten Algorithmen und den Eingangstests der AOCS Geräte. Aus den Messdaten werden relevante Parameter wie Rauschintensitäten, Zeitkonstanten usw. abgeleitet, die in den Algorithmen verwendet werden. Am Ende stehen Tests am Flugmuster und auf einem speziellen AOCS Teststand an.

5.1. AOCS Teststand

Der AOCS Teststand, welcher von der Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH entwickelt und gebaut wurde, wird zur Simulation des dynamischen Verhaltens des Satelliten eingesetzt. Das heißt, dass die Algorithmen der Lageregelung mit der Hardware in the Loop getestet und verifiziert werden können und sich so das dynamische Antwortverhalten nachbilden und beobachten lässt. Zum Teststand gehören ein Luftlagertisch, eine künstliche Sonne und ein Erdmagnetfeldsimulator sowie ein Sicherheitsmechanismus.

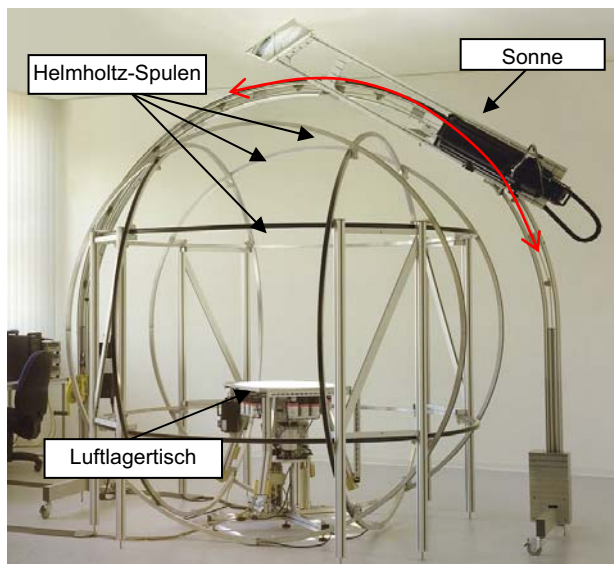


BILD 7. Lageregelungsteststand

Die Testplattform schwebt auf einem Präzisionsluftlager, welches Rotationen um die Vertikalachse von 360° und um die Horizontalachsen um ca. 20° erlauben. Das Luftlager kann eine Last von maximal 180 kg aufnehmen. Zur Plattform gehört ein Justagesystem des Schwerpunktes. Dieses ist derzeit so ausgelegt, dass verschiedene Lageregelungsbaugruppen mit einer Masse von bis zu 15 kg auf der Plattform montiert werden können. So werden die Trägheitsmomente eines Kleinsatelliten nachgebildet und der Schwerpunkt befindet sich im Drehpunkt. Für die Feinjustage können 100 g Massen in 0,01 mm Schritten in jeder Achse verfahren werden. Die Steuerung des Justagesystems erfolgt über WLAN. [6] [7]

Aus der Verwendung des Präzisionsluftlagers und der genauen Schwerpunktsjustage folgen sehr kleine Störmomente $< 10^{-5}$ Nm um jede Achse.

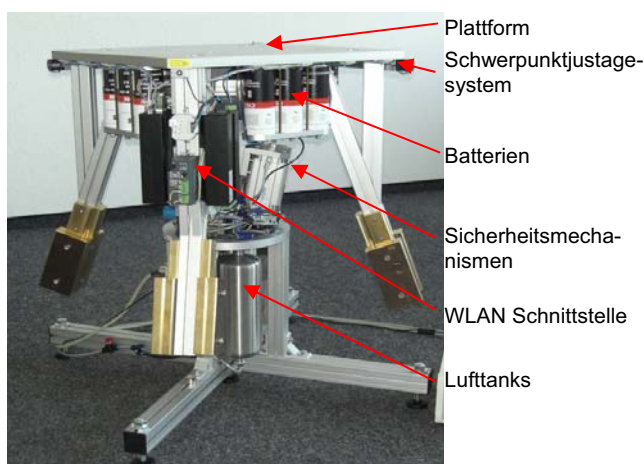


BILD 8. Luftlagertisch des Teststandes

Die Energieversorgung der Baugruppen erfolgt durch wiederaufladbare Batterien, welche unter der Plattform befestigt sind. Dabei werden stabilisierte Spannungen von 3,3 V bis 32 V durch das Energiesystem bereitgestellt.

Der Teststand, im speziellen das Luftlager, ist durch ein Sicherheitssystem gegen Stromausfall oder einen

Druckabfall abgesichert. Dieses besteht aus zwei Drucktanks und drei Pneumatikzylindern, so dass im Fehlerfall die Pneumatikzylinder ausgefahren werden können und diese die Plattform abfangen.

Die Magnetfeldsimulation erfolgt über drei Paar Helmholtzspulen und einer softwarebasierten Ansteuerung. Das Magnetpulensystem kann ein Magnet-feld von maximal ± 210.000 nT in jeder Achse mit einer Genauigkeit von 1% erzeugen. Die Steuersoftware enthält ein Orbitmodel (SGP4) und ein Erdmagnetfeldmodel (IGRF), so dass der dynamische Verlauf des Magnetfeldes im Orbit simuliert werden kann. Des Weiteren kann der Einfluss des örtlichen Magnetfeldes durch Einstellen eines Offsets minimiert werden.

Die künstliche Sonne ist eine HMI Dampflampe, welche ein Spektrum ähnlich dem der Sonne erzeugt. Die Lichtstärke auf der Plattform beträgt ca. 50.000 lux und ist damit ebenfalls mit der auf einen Satelliten eintreffenden Sonnenstrahlung vergleichbar. Die künstliche Sonne kann frei um den Teststand verschoben werden, so dass verschieden Einstrahlwinkel realisiert werden können.

5.2. AOCS Verifikationsstrategie

Die Algorithmen werden zunächst darauf geprüft, ob z.B. physikalische Gesetze (z.B. Drehimpulserhaltung) richtig widerspiegelt werden. Berechnungen in Mathcad™ und MatLab /Simulink™ werden mit den Ergebnissen der Software Modultests abgeglichen. Auf dem Teststand können dann zusätzlich alle möglichen Vorzeichen mit der Originalsoftware getestet werden. Die geringen Reststörungen des Teststandes gestatten aber auch das Testen von Lageregelungsmanövern und Dauertests.

Bei der Verifikation der Software soll auf die Ergebnisse des SiLEST Projekts zurückgegriffen werden- angepasst an das TET Projekt. [8] [9]

6. ZUSAMMENFASSUNG

Das auf BIRD basierende AOCS Design des Kleinsatelliten TET-1 wurde hinsichtlich der Robustheit und Fehlertoleranz beschrieben. Das Grundkonzept beim Entwurf des AOCS war es, Funktionalitäten möglichst zu entkoppeln und zu modularisieren. Dies gilt sowohl für die Sensoren und Aktuatoren als auch für die Software. Lokale Störungen sollten keine Auswirkungen auf eine höhere Ebene oder das komplette AOCS haben. Des Weiteren wurde auch die Verifikationsstrategie zum Testen der Robustheit in Kapitel 5 vorgestellt.

Das vorgestellte AOCS Design zeigt ein Implementierungsbeispiel, wie in einer Kleinsatelliten-mission mit begrenztem Budget und Ressourcen durch intelligente Redundanzverwaltung, robustes Design und Fehlererkennung die Zuverlässigkeit des Systems erhöht werden kann.

7. REFERENZEN

- [1] Bearden D., *When is a satellite mission too fast and too cheap*, 2001 MAPLD International Conference
- [2] Sweeting M., *Small Satellite Business*, Presentation at NASDA Symposium, 2003 Tokyo

- [3] Yoon Z., *Robust attitude control system of a three axis micro satellite*, Dissertation TU Berlin, (Veröffentlichung 2010)
- [4] Montenegro S., Holszky F., *BOSS: Ein verlässliches Open-Source Betriebssystem*, Kongress Embedded Betriebssysteme, 2004 München
- [5] Terzibaschian, T., *Experiences with the BIRD magnetic coil system for wheel desaturation, satellite rate damping and attitude control - the concept of virtual wheel systems*, Small Satellites for Earth Observation - Selected Proceedings of the 5th International Symposium of the International Academy of Astronautics, Berlin 4-8, 2005, S. 361 – 368
- [6] Roemer S., et al., *Experiences with the BIRD ACS test facility and the resulting design of a state of the art mini- and micro-satellite ACS test facility*, Small Satellites for Earth Observation – Selected Proceedings of the 6th International Symposium of the IAA, Berlin, 2007.
- [7] Yoon Z., Terzibaschian T., Raschke C., *Optimal three-axis attitude control design, simulation and experimental verification for small satellites using magnetic actuators*. Small satellites systems and services-4S symposium, 2008 Greece
- [8] Schumann, H., Berres, A., Maibaum O., Liebezeit T., *Simulation-Based Testing of Small Satellite Attitude Control Systems*, Small Satellites for Earth Observation - Selected Proceedings of the 6th International Symposium of the International Academy of Astronautics, 2007Berlin,
- [9] Montenegro, S., Jähnichen, S., Maibaum O., *Simulation-Based Testing of Embedded Software in Space Applications*, Embedded Systems- Modelling, Technology and Applications, 2006 Springer Netherlands,