

MULTIVIEW: KOORDINIRTER STERNSENSORVERBUND IM TUNACAN-FORMAT FÜR CUBESATS

T. Neumann*, O. Balagurin*, D. Baldsiefen*, T. Gerling*, T. Kaiser*, H. Kayal*, A. Maurer*,
C. Riegler*, T. Schwarz*

* JMU Würzburg, Institut für Informatik VIII Raumfahrttechnik, Würzburg, Deutschland

Zusammenfassung

Der Zusammenschluss mehrerer miniaturisierter Sternsensoren bietet in der richtigen Konfiguration eine stark erhöhte Verfügbarkeit an genauen Lagedaten. Das begrenzte Bauvolumen auf einem CubeSat stellt dabei eine Herausforderung dar. Die Verwendung des TunaCan-Slots, verbunden mit dem Einsatz der gegebenen hohen Sensorredundanz, ermöglicht allerdings die Realisierung eines solchen Verbundes, während die Anforderungen im Rahmen einer CubeSat-Mission bleiben. Die internen Komponenten müssen selbständig miteinander arbeiten, um die funktionale Redundanz zu bewerkstelligen. Dazu zählt sowohl die Software als auch die entsprechend entworfene Elektronik. In diesem Paper wird solch ein Konzept ausgearbeitet und die Implementierung aufgeführt. Die interne Arbeitsweise zur Redundanzsteuerung und der Datenverarbeitung wird erläutert und die Validierung zum Einsatz im Orbit in Aussicht gestellt.

Keywords

Sternsensoren; Redundanz; CubeSat; Lagebestimmung

1. EINFÜHRUNG

Immer kleinere, aber performantere Bauteile ermöglichen zunehmend komplexere Missionsprofile, die mit Kleinsatelliten durchgeführt werden können. Dies erhöht allerdings auch die Anforderungen an den Satellitenbus und die unterstützende Peripherie wie Telekommunikation, Energieversorgung, aber auch der Lagebestimmung. Je nach Nutzlast wird eine höhere oder geringere Genauigkeit der Lagekenntnis benötigt. Oft reichen dafür Sonnensensoren mit $0,1^{\circ}$ - 3° und Magnetometer mit $0,5^{\circ}$ - 5° [1] aus, aber auch einzelne Sternsensoren werden in miniaturisierter Form verbaut [2–4]. Letztere bieten zwar weitaus bessere Genauigkeiten, sind aber in ihrer Funktionsfähigkeit an die Lage des Trägersatelliten im Raum gebunden und dadurch unter Umständen stark eingeschränkt. Dazu zählt das Blenden durch Sonne, Mond und der Erde auf Grund des hohen Albedowertes, aber auch das Verdecken der Sterne durch die Erde selbst. Dies ist besonders bei CubeSats der Fall, da es sich oft um Erdbeobachtungsmissionen in einer niedrigen Erdumlaufbahn handelt [5, 6].

Um den zukünftigen Missionen mit entsprechenden Anforderungen an die Lagebestimmung gerecht zu werden, muss hierfür eine Lösung zur ständigen Ermittlung genauer Lageinformationen geschaffen werden. Mit Hilfe von Redundanzen wird mit dem MultiView-Sternsensor bei einer nicht vorhandenen Sichtbarkeit der Sterne auf Grund von Himmelskörpern oder bei technischen Ausfällen die Verfügbarkeit der Lagedaten maximiert. Dies wird hauptsächlich durch den Verbau

mehrerer Sensormodule erreicht, die selbst auf Vorentwicklungen eines miniaturisierten Sternsensors[7] aufbauen. Sie werden in das benötigte Formformat für den Verbau im TunaCan-Slot integriert und sind je isoliert funktionsfähig. Diese werden dann zentral zusammengeschaltet und der Situation entsprechend koordiniert. Um der Nutzung des kostbaren Bauplatzes in CubeSats entgegenzuwirken, ist das Design zum Verbau in den genannten Slot ausgelegt. Damit können die Sichtfelder der Sensormodule, soweit andere externe Satellitenperipherie es zulässt, über mindestens einer halben Himmelskugel verteilt werden.

In den folgenden Kapiteln wird eine Systemübersicht gegeben und die einzelnen Baugruppen & Konzepte erläutert. Dies beinhaltet auch die zentrale Koordination zur bestmöglichen Bewerkstellung der Lageinformationen, aber auch die Sensormodule selbst, auf denen die eigentlichen Algorithmen zur Lagebestimmung ausgeführt werden.

Das MultiView-Sternsensor Vorhaben wird durch den Freistaat Bayern unter dem Förderkennzeichen VAL-2007-0002 mit den Mitteln des Bayerischen Staatsministeriums für Wirtschaft, Landesentwicklung und Energie gefördert.

2. SYSTEMÜBERSICHT

Der MultiView-Sternsensor lässt sich in zwei Systeme aufteilen. Dabei handelt es sich zum einen um das Sensormodul, welches im Kern die Funktion der eigentlichen Lagebestimmung trägt. Hierbei ist für jedes Modul ein eigener Bildsensor samt Optik zur Stern-

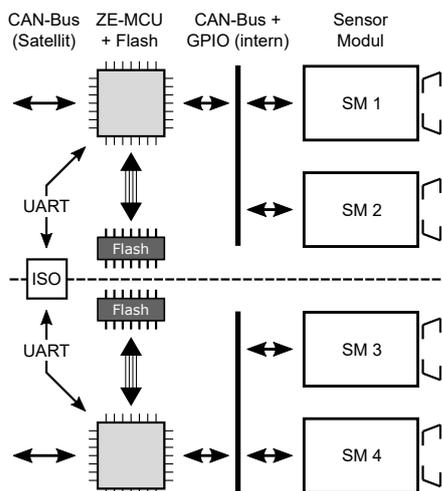


BILD 1. Komponentenübersicht aus Sicht der Zentralen Einheit mit vier angeschlossenen Sensormodulen.

fassung verbaut. Nachfolgend im Informationsfluss verarbeitet ein Mikrocontroller das aufgenommene Bild und berechnet – soweit möglich – die Orientierungslage des Sensormoduls im Raum. Der genaue Aufbau basiert auf einer vorherigen Entwicklung (AROS Version OP1[7]) mit einer weiteren Miniaturisierung, worauf in Kapitel 4 näher eingegangen wird. Diese Baugruppe wurde bereits auf dem SONATE (SOLutus NANosaTElite) CubeSat[3] im Orbit verifiziert und hat damit das TRL (Technology Readiness Level) 9 erreicht.

Die Zentrale Einheit, dessen Komponenten in Bild 1 dargestellt sind, hat mehrere Aufgaben. Eine ist die Steuerung zum Ein- und Ausschalten der Sensormodule, damit nach voran definierten Kriterien entschieden werden kann, welches Modul bei Ausfall des aktuell aktiven Sensors als nächstes die Lagedaten liefern soll. Da die in den Sensormodulen verwendeten Algorithmen auf der Lost-in-Space Annahme basieren, werden dazu als Entscheidungskriterien zur Umschaltung einzig die aktuelle Sternsichtbarkeit und die Operationszustände der einzelnen Sensormodule herangezogen. Weiterhin muss die Zentrale Einheit die Kommunikation mit dem Satellitenbus ermöglichen und die Lagedaten, sobald sie verfügbar sind, weiterleiten. Auch sind hier Funktionen zur Aktualisierung der Software und Sternkataloge der Sensormodule implementiert, da diese nicht direkt mit dem Satellitenbus verbunden sind. Weiteres wird in Paragraphen des Kapitels 3 erläutert.

Zusammen soll das Gesamtsystem die in Tabelle 1 angegebenen Leistungsparameter erreichen, wodurch mit der Vielzahl miniaturisierter Sternsensoren gute Bedingungen auf CubeSat-Missionen geschaffen werden können.

2.1. Struktureller Aufbau

Für eine hohe Datenverfügbarkeit müssen neben der hohen Sensoranzahl diese auch entsprechend über die Himmelsphäre verteilt werden. Somit wird verhindert, dass bei einer Überbelichtung oder Verdeckung eines Sensors der gleiche Effekt bei richtungsnahen

Parameter	Wert
Genauigkeit pitch & yaw	36 arcsec, 3σ
Genauigkeit roll	180 arcsec, 3σ
Brennweite	16mm bei F1,6 je Kam.
Anzahl der Sensoren	je nach Mission, 4-6
Grenzmagnitude	mind. 5,0
Sun excl. Angle	<90° je Kamera
Ausgaberate	max. 4Hz
Winkelgeschwindigkeit	bis zu 2°/s
Komm. Interface	CAN
Stecker	Nano-D
Masse	ca. 300g
Abmessungen	59mm x Ø79mm
Spannungsversorgung	5V
Verbrauch	<300mW
Op. Temperatur	-20°C ... +40°C

TAB 1. Erwartete Leistungsparameter des MultiView-Systems (bzw. einzelner Kameras), die in der Validierungsphase weiter verifiziert werden. Einige Parameter werden durch Tests genauer ermittelt.

Sensoren ebenfalls auftritt. Für eine Betrachtung mit beliebigen auftretenden Satellitenlagen bedeutet dies eine maximale Winkeldistanz zwischen den Sichtfeldern. Ein beispielhafter Aufbau mit fünf Sensormodulen ist in Bild 2 gezeigt.

Je nach Mission kann es allerdings erforderlich sein, dass die Genauigkeit der Lagedaten während des Einsatzes einer Nutzlasten benötigt wird und damit zusammenhängend keine beliebige Satellitenlage mehr angenommen kann. Um für den eigentlichen Zweck die Redundanz zu erhöhen muss dabei das Missionsprofil mit einbezogen werden, wie es als Beispiel bei SONATE-2 im Target-Pointing der Fall ist [8]. Dabei werden zwei Nutzlasten zeit-disjunkt jeweils auf die Erde gerichtet, wofür die Sternsensoren die maximale im entsprechenden Orbit verfügbare Himmelswinkelfläche abdecken müssen. Als Hilfe werden hier Simulationen verwendet, um in Verbindung mit Optimierungsschritten die sternlose Zeit zu minimieren [9]. Als weitere Hürden können hier externe Peripherie, wie bspw. ausklappbare Solarpaneele, einen Teil der verfügbaren Himmelsphäre verdecken. Im Falle von SONATE-2 ergibt sich damit die Konfiguration wie in Bild 3 gezeigt.

Mit der Platzierung im TunaCan-Slot gehen weitere mechanische Limitierungen einher. So muss der gesamte Sensorkomplex innerhalb der Zylindermaße 60mm x Ø80mm¹ liegen. Weiterhin wird zur Minimierung der Anfälligkeit einer Verblendung bzw. besonders des Sonnenausschlusswinkels ein einfacher Streulichtschutz im Rahmen des verfügbaren Volumens um das Objektiv verbaut. Die Simulationen haben bestätigt, dass jede Verminderung des Ausschlusswinkels das

¹Genauere Maßanforderungen für die TunaCan-Verwendung können sich je nach Startanbieter unterscheiden.



BILD 2. Beispielaufbau für eine generelle Mission ohne Limitationen auf Grund von Nutzlastoperationen oder anderer Satellitenperipherie.

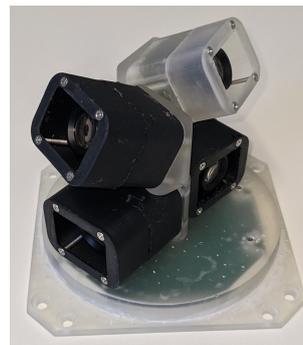


BILD 3. Aufbau für die SONATE-2 Mission. Dieser erschließt sich auf Grund von Nutzlastoperationen und externen Bauteilen, wie bspw. ausgeklappten Solarpaneelen. Links: CAD Modell, rechts: Prototyp im 3D-Druck Gehäuse.

Blenden mehrerer Sensoren reduziert und somit jeder verfügbarer Platz genutzt werden muss. Aus diesem Grund sind die verbaute Menge an Sensormodulen begrenzt.

Als Strukturmaterial wird aus Robustheitsgründen für den Start auf einer Trägerrakete Aluminium AW-7075 verwendet. Die Oberflächen eines jeden Strukturbauteils sind schwarz eloxiert, um eintretendes Streulicht möglichst vor dem Eintritt in die Optik bzw. dem Bildsensor zu absorbieren.

3. ZENTRALE KOORDINIERUNG

Die Zentrale Einheit darf nicht als Single-Point-of-Failure dienen, da sonst die hohe Redundanz durch die Sensorvielfalt nicht erhalten werden kann. Hierzu wird der MultiView-Sternsensor extern über zwei galvanisch-getrennte Systembusse angeschlossen, worüber jeweils gesteuert und Daten bezogen werden können (siehe Bild 1). Damit wird die Zentrale Einheit zu Redundanzzwecken in zwei symmetrische Seiten aufgeteilt. Dazu gehören die Steuerungsmikrocontroller, die Speicherverwaltung und die galvanisch-getrennte Spannungsversorgung. Die Versorgungsleitungen können mit einem Strombegrenzer, hinter denen sämtliche Peripherie und auch alle Sensormodule angeschlossen sind, separat über den Power-Enable Pin an- oder ausgeschaltet werden.

Auch die Kommunikation und der Datenaustausch zwischen den beiden Systemklassen läuft über zwei interne CAN-Bussysteme (Controller Area Network) ab, die folglich zu je einer Seite der Satellitenbusse assoziiert sind. Zur Bewerkstelligung der internen Kommunikation beider Seiten sind die Steuerungsmikrocontroller über zwei UART-Schnittstellen (Universal Asynchronous Receiver Transmitter) verbunden, die über Isolatoren verlaufen. Die am externen Interface verfügbaren ADCS-Trigger (Attitude Determination and Control System) werden nur an die Sensormodule durchgereicht, da hiermit der genaue Zeitpunkt der Bildaufnahme an dem aktiven Sensor ausgelöst werden kann. Somit werden Verzögerungen durch die Kommunikation über die Mikrocontroller der Zentralen Einheit vermieden.

Zur Übertragung großer Datenmengen spielt der externe Flash eine große Rolle, da sie darauf zwischengespeichert werden und an die Module verteilt werden können. Auch können darüber Rohdaten von einzelnen Aufnahmen der Bildsensoren zur Inspektion am Boden übertragen werden. Die Flash-Chips auf beiden Seiten haben jeweils 128 MiBits Speicherkapazität. Dies reicht für permanente Konfigurationsdaten in mehrfacher Ausführung und dedizierte Speicherbereiche für den Softwareupload der Sensormodule, Aktualisierungen der Sternkataloge und auch den Download der Rohdaten der Bildaufnahmen auf maximaler Auflösung.

Darüber hinaus ist an dem Reset-Pin beider Mikrocontroller je ein WatchDog verbaut, damit dieser im Fall eines Ausfalls zurückgesetzt wird. Der Ausgangspin der WatchDogs wird zur Ausfalldetektion außerdem über einen Isolator an einen Interrupt-GPIO-Pin (General Purpose Input/Output) des Nachbar-Mikrocontrollers gelegt.

3.1. Steuerungsverfahren

Durch den hohen Leistungsverbrauch eines aktiven Sensormoduls von >200mW kann während nomineller Operation nur eines zur gleichen Zeit aktiviert sein. Aus diesem Grund wird umgeschaltet, sobald das aktuell aktive Modul keine Sterne mehr detektieren kann oder aus technischen Gründen ausgefallen ist. Zur Auswahl des nächsten Moduls werden mehrere Parameter betrachtet. Am wichtigsten ist die relative Winkelausrichtung zwischen den Modulen, da es am Besten ist, das am weitesten entfernte Modul zu aktivieren, sollte Verblenden oder Verdecken die Ursache sein. Somit wird durch die große Richtungsänderung die Wahrscheinlichkeit für eine sofortige erneute Störung minimiert. Um ein Hin- und Herschalten zwischen den beiden am weitesten entfernten Sensoren zu vermeiden, wird ein Graph erzeugt, dessen Knoten die Sensoren und dessen gewichteten Kanten die Winkelentfernungen darstellen. Daraus wird ein längster Pfad erzeugt, der eine Sequenz aller Sensormodule enthält und welches zur Auswahl benutzt wird. So-

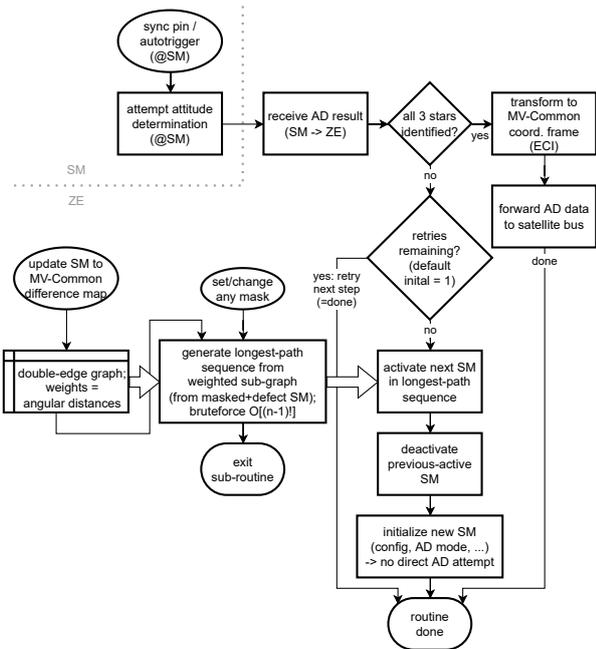


BILD 4. Diagramm zur Auswahl eines neuen aktiven Sensormoduls.

mit wird jedes Modul der Reihe nach, aber mit einer möglichst großen globalen Entfernung, ausgewählt. Sollte nun allerdings ein Sensormodul aus technischen Gründen ausfallen, welches nicht durch Warten oder einen Power-Cycle wiederhergestellt werden kann, muss dieses aus dem Graph entfernt und die Sequenz Neuberechnet werden. Zusätzlich kann man manuell einzelne Module mit einer Maske aus dem Graphen ausschließen. Hat man bspw. ein Missionsszenario mit einer bekannten Lage zur Sonne während der Nutzung des Sternsensors, so können bewusst diejenigen Sensoren ausgeschlossen werden, von denen man ein Blenden der Sonne bereits erwartet. Gleiches gilt besonders mit dem Verdecken der Sterne durch die Erde während Target-Pointing Szenarien. Der Auswahlalgorithmus mit den Vorberechnungen ist in Bild 4 dargestellt.

Zusätzlich muss die Zentrale Einheit die Lagedaten der Module in ein gemeinsames Koordinatensystem bringen, damit der Nutzer des Sternsensors selbst nicht die Orientierungen jedes einzelnen Sensors berücksichtigen muss, sondern sich für eigene Berechnungen auf die Montagerichtung des gesamten Komplexes in Relation des CubeSats beziehen kann. Dafür sind in den externen SPI-Flashes (Serial Peripheral Interface) jeweils die relativen Orientierungen der einzelnen Sensormodule in Bezug zum MultiView-Gesamtsystem abgespeichert. Diese werden bei Erhalt der Lagedaten mit einberechnet, bevor sie an den Nutzer weitergegeben werden.

Die eben beschriebenen Koordinierungen werden aktiv nur von einem Mikrocontroller übernommen. Dabei werden beide in die Rollen des Coordinators und des Forwarders eingeteilt, wobei letzteres nur eine Untermenge der Funktionen des Coordinators darstellt. Beide Rollen leiten alle eingehenden Nachrichten von

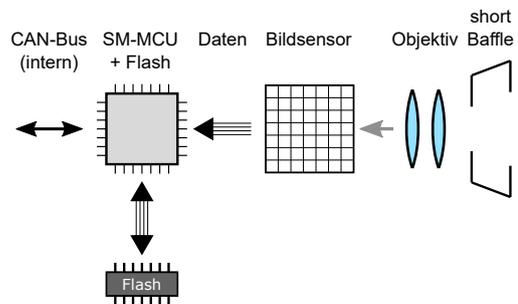


BILD 5. Komponentenübersicht des Sensormoduls.

der internen und externen CAN-Schnittstelle an den Nachbar-Mikrocontroller über die UART-Verbindung weiter. Damit wird sichergestellt, dass jede Seite die Daten und Kommandos gesehen hat und darauf reagieren kann. Ausgenommen sind lediglich die großen Datenmengen für den Upload, die auf Grund der Datenübertragungsrates nur über einen Bus auf den Flash einer Seite übertragen wird. Während der Coordinator alle bisher beschriebenen Funktionen besitzt und auch ausführt, hat der Forwarder nur die Aufgabe der Weiterleitung aus dem Quell-Interface zum Ziel-Interface, aber auch die GPIO-Ansteuerung für die Sensormodule auf der eigenen Seite (siehe Anordnung in Bild 1). Dazu gehören der Boot-Pin, damit das Sensormodul in den Bootloader für die Neuprogrammierung versetzt werden kann, aber auch die individuellen Power-Enable Pins zur dedizierten Ein- und Abschaltung der Module. Die Rollen beider Mikrocontroller können über ein Telekommando gewechselt werden.

4. SENSORMODUL

Die Optik und die Bilddatenverarbeitung basieren auf einem bereits am Institut entwickelten Sternsensor OP1, der aus dem AROS Vorhaben (FKZ 50RM1522) hervorging. Dabei wurde ein Optimierungstool für das Sternsensordesign von Pico- und Nanosatelliten entwickelt [7]. Zur Validierung wurde dieser auf dem SONATE CubeSat verbaut und im Orbit validiert [3]. Damit OP1 für das MultiView-System eingesetzt werden kann, wurden weitere Miniaturisierungen vorgenommen. Dazu gehören neben der Auswahl eines kleineren Mikrocontrollergehäuses auch die Platzierung aller Bauteile auf einer Platine anstatt zwei, und die Adaption an die neue Operationsumgebung. Zusätzlich wurde der Streulichtschutz eines Moduls auf eine Blende reduziert um als Kompromiss ein kleineres Volumen einzunehmen. Dies reduziert zwar den Streulichtschutz, allerdings war dies nicht das Designziel und es entsteht durch die hohe Redundanz wieder eine Gegenwirkung.

Wie im Bild 5 gezeigt, setzt sich das Sensormodul aus dem eigentlichen Bildsensor mit dem Objektiv für die Bildaufnahme, dem Mikroprozessor und einem externen SPI-Flash zusammen. Letzteres enthält die Konfigurationsdaten zur permanenten Speicherung und den Hipparcos-Sternkatalog in dreifacher Ausführung. Damit kann im Zweifel der Katalog Byte für Byte

Parameter	Wert
Auflösung	1280x960
Pixelgröße	3,75µm
Datenformat	Mono, 12bit
Spannungsversorgung	1,8V/2,8V
Verbrauch	max. 270mW

TAB 2. Eigenschaften des im Sensormodul verbauten Bildsensors.

im Voting-Verfahren auf Fehler überprüft und gegebenenfalls repariert werden. Zusätzlich enthält der Flash eine für die konfigurierten Parameter vorberechnete Datenbank für eine schnellere Ausführung des Sternidentifikationsalgorithmus. Der Mikroprozessor ist für die Bilddatenverarbeitung, die Kommunikation auf dem internen CAN-Bus & die Lagebestimmung verantwortlich.

Als zusätzliche Peripherie ist wie bei der Zentralen Einheit ein WatchDog verbaut. Die DC/DC-Wandler, die die eingehende 5V Spannung auf die benötigten 2,8V für den Bildsensor und 3,3V für die restliche Logik umwandeln, ist mit der Power-Enable Eingangsleitung und einem PullDown-Widerstand verbunden. Damit ist sichergestellt, dass alle Komponenten des Sensormoduls stromlos geschaltet werden können. Separate Quarz-Oszillatoren stellen stabile Timingquellen für die Logikoperationen des Bildsensors und dem Mikrocontroller bereit.

4.1. Optik

Für das Sensormodul wurde der Bildsensor (Tabelle 2) gewählt, der sich bereits im Einsatz als Sternsensor durch OP1 bewiesen hatte. Weitere Optionen mit geringerem Leistungsverbrauch wurden untersucht und getestet, boten allerdings eine zu geringe Lichtempfindlichkeit. Andere anforderungserfüllende Sensoren wurden verworfen, da sie entweder nicht mehr produziert werden oder auf dem Markt im Rahmen des Vorhabenzeitraumes nicht zur Verfügung standen.

Das Linsenobjektiv muss auf Grund des geringen Bau- raumes ein kleines Gehäuse und eine kurze Rück- brennweite aufweisen. Dennoch muss die Blendenöff- nung groß genug sein, damit genügend Sternenlicht gesammelt und fokussiert werden kann. Bestenfalls sollte dafür die Blendenzahl gering sein, allerdings finden sich erfahrungsgemäß unter F1,2 starke opti- sche Verzeichnungen wieder. Eine Herstellung nach solchen Spezifikationen ist ebenfalls schwierig, da bei den gegebenen Parametern die Toleranzen so gering sind, dass bei der Fertigung und dem Zusammenbau die kleinsten Abweichungen zu großen Leistungsver- lusten führen. Aus diesem Grund wurde auf ein kommer- zielles 16mm F1,6 Linsenobjektiv zurückgegriffen, des- sen beschafftes Modell geringe Maße und eine relativ große Öffnung besitzt. Tests zeigten Abweichungen von den theoretischen Angaben, welche allerdings im Rahmen der Spezifikationen liegen.

M	M	M	M
M	X	→	

BILD 6. Maske für das Region-Labeling Verfahren zum zeilenweise Erkennen von Sternen in Rohbildern. M = bereits betrachtete Pixel zum Verbund zu einem Stern. X = aktuell-betrachteter Pixel im Laufe des Algorithmus. → = Laufrichtung des Algorithmus für den nächsten Pixel.

Mit dieser Kombination aus Bildsensor und Objektiv ergeben sich pro Kamera ein theoretisches FOV (Field of View) mit 17,24° x 13,01° und eine erwartete Grenz- magnitude 5,78 bei 145ms Belichtungszeit.

4.2. Bilddatenverarbeitung

Die im Folgenden beschriebene Prozesskette kann über den ADCS Trigger-Pin flankengesteuert zur ge- nauen zeitlichen Bestimmung der Aufnahme ausgelöst werden. Daneben gibt es Modi mit fixen Auslöseraten von 1Hz, 2Hz oder 4Hz. Nachdem der Bildsensor die Aufnahme mit einer vorkonfigurierten Belichtungszeit gemacht hat, werden die Rohdaten auf Grund des limitierten RAM-Speichers des Mikrocontrollers zeilen- weise ausgelesen. Mittels Region-Labeling mit der im Bild 6 dargestellten Maske werden über einen vorde- finierten Schwellwert einzelne Pixelinseln als Sterne erkannt, wobei die zuvor erkannten Pixel in den mar- kierten Zellen mit dem aktuellen Pixel zu eine Insel zusammengenommen werden. Darauf folgend werden dessen Massenschwerpunkte zwischengespeichert. Eine Überblendung zeigt sich an dieser Stelle entwe- der durch eine große Insel an erkannten Pixeln oder an sehr vielen bzw. zu vielen erkannten vermeintlichen Sternen.

Zur Sternidentifizierung aus dem Hipparcos Katalog wird der Polestar-Algorithmus[10] verwendet. Dazu wurde vorher eine Ringmusterdatenbank aus dem Ka- talog erzeugt und im externen Flashspeicher abgelegt, aus denen Scores für die Zuweisung des zentralsten im Bild erkannten Sterns berechnet werden. Der höch- ste Score wird mit dem entsprechenden Stern des Ka- talog identifiziert. Folgend werden zwei weitere Nach- barsterne ausgewählt, die in einer Dreieckskonstel- lation zum Zentralstern mindestens 45° auseinander liegen. Diese werden benötigt, um die Ausrichtung aus den Koordinaten aller drei Sterne zu berechnen. Es wird ein Lost-in-Space Szenario angenommen, wes- wegen keine Ergebnisse aus vorherigen Iterationen verwendet werden. Bei einer Verdeckung werden an dieser Stelle entweder keine oder zu wenig Sterne erkannt, als es für die Musterdetektion des Polestar- Algorithmus notwendig ist. Das resultierende Ergebnis wird als Quaternion an die Zentrale Einheit weiterge- leitet und stellt die Orientierung des Sensors innerhal- b des ICRS J1991.25 dar, in dessen Koordinaten die Sterne des Hipparcos Katalogs angegeben sind.

Um die Pixelkoordinaten in tatsächliche Richtungen auf der Himmelsphäre umrechnen zu können, bedarf es einer Kalibration der Optiken jedes einzelnen

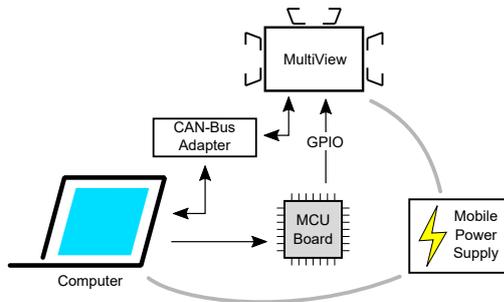


BILD 7. Hardwarediagramm des EGSE.

Sensormoduls, da es sich während des Betriebs um nicht-ideale Bauteile nach einer nicht-idealen Fertigung handelt. Hierbei werden Parameter des Brown-Conrady Distortion Models zur Rückrechnung der Effekte durch tangentielle, radiale und Thin-Prism Verzeichnungen[11] verwendet. Diese entstehen bspw. durch eine gekrümmte und nicht ausgerichtete (bzw. nicht-auszurichtende) Fokusebene des Linienobjektives oder durch die Lage dessen optischen Achse, die nicht der Normalen der Bildsensorfläche ausgehend vom Flächenzentrum gleicht. Das Sensormodul ermöglicht eine automatische Kalibration dieser optischen Parameter mit Hilfe einer erweiterten Methode des SIMPLEX Optimierungsverfahrens[12] während des nominellen Betriebs. Dieses Verfahren verändert die Parameter numerisch durch den Vergleich der Sternkoordinaten des Katalogs mit den berechneten Daten. Damit die automatische Kalibration allerdings nicht von Null² anfangen muss, werden diese am Boden mit Hilfe eines Schachbrettmusters auf ihre groben Optimalwerte gebracht. Da dies am Boden vollzogen werden soll und somit Zugang zu vorimplementierten Bibliotheken besteht, wird dies mittels dem EGSE (Kapitel 5) unterstützend realisiert.

5. EGSE

Damit der MultiView-Sternsensor im vollen Umfang getestet werden kann, wird ebenfalls Electrical Ground Support Equipment (EGSE) benötigt, welches sich aus den in Bild 7 gezeigten Komponenten zusammensetzt. Dieses muss die GPIOs des MultiView-Systems ansteuern, d.h. Bootpin für den Bootloader, PowerEnable zur Unterbrechung des Stromflusses auf einer Seite und der ADCS Trigger-Pin, damit die flankengesteuerte Bildauslösung getestet werden kann. Ebenfalls besitzt das EGSE CAN-Adapter für die externen Anschlüsse beider Busse zu einem Laptop, auf dem eine Clientsoftware zur Steuerung und Analyse ausgeführt wird. Weiterhin wird eine Spannungsversorgung sowohl für den Laptop, als auch 5V DC für den MultiView-Sternsensor benötigt, damit im Feldtest auch ohne extern verfügbarer Stromquelle getestet werden kann. Wichtig dabei ist eine stabile 5V Spannung, damit Anomalien auf Grund von einer schwankenden Versorgungsspannung ausgeschlossen werden können.

²In diesem Fall sind die optischen Parameter tatsächlich auf 0,0 initialisiert.

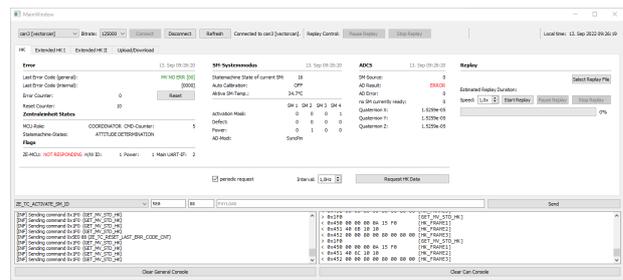


BILD 8. Screenshot der EGSE Client Software. Zu sehen sind Anzeigen zu Statusdaten im mittleren Bereich und eine Kommandierungszeile mit Logprotokollen im unteren Teil. Oben können die CAN-Busse konfiguriert und dessen Verbindung gesteuert werden.

Der genannte EGSE-Client ist in der Lage zur vollständigen Kommandierung des MultiView-Sternsensors, zur Parameterkonfiguration & Ausführung der Vorkalibration, zum Ein- & Auslesen bzw. Up- & Download von Daten und besonders zur visuellen Auswertung der erhaltenen Lagedaten. Damit ist ein vereinfachter Vergleich dieser Lagedaten mit den aufgenommen Bilddaten und den Bildpositionen der erkannten Sterne möglich. Ein Screenshot der Softwareoberfläche ist in Bild 8 gezeigt. Ebenfalls besitzt der Client die Funktion, Kommandosequenzen abzuspeichern und wieder aufzurufen, aber auch gesamte Kommunikationenaufnahmen in Form von Datenstreams einzulesen und damit Housekeeping- & Lagebestimmungsdaten bspw. während der operationellen Phase anzuzeigen.

6. VALIDIERUNG

Das Ziel des Vorhabens ist die Umsetzung des in den obigen Kapiteln gezeigten Konzepts und die vollständige Validierung dessen bis zu einem TRL 8, welches durch das bereits validierte Vorkonzept des AROS Vorhabens möglich ist. Hierbei handelt es sich um Vibrations- und Schocktests zur Simulation eines Trägerraketensstarts, die Strahlungsermüdung der Halbleiterelemente durch TID-Strahlung für die Simulation im Erdorbit über ein Jahr, aber auch Funktionstests vor und nach den genannten Test sowie in allen anderen Stadien des Vorhabens. Als finaler Test wird der MultiView-Sternsensor mit dem EGSE einem vollständigen Funktionstest auf dem Feld unterzogen und Leistungsparameter wie bspw. Grenzmagnitude oder Drehrate bestimmt. Dieser Test wird unter freiem Nachthimmel auf dem Boden und fern von ziviler Lichtverschmutzung vollzogen.

Bei einem erfolgreichem Feldtest ist darüber hinaus ein voller Funktionstest im Orbit an Board des bereits im Kapitel 2.1 genannten SONATE-2 CubeSats geplant [8]. Der EGSE-Client kann hierbei gut genutzt werden, da die Telemetriedaten als Stream eingelesen und zur Analyse abgespielt werden können. Im Zuge dessen kann das TRL des MultiView-Sternsensors als flugerprobte Komponente auf Stufe 9 gebracht werden.

7. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Ein Sternsensor mit mehreren integrierten Sensoren zur Funktionsredundanz wurde vorgestellt und dessen Systemkonzept aufgeschlüsselt. Die Designentscheidungen auf Grund der Anforderungen zum Verbau im TunaCan-Format eines CubeSats wurden dazu erläutert. Das resultierende System bietet bei Verwendung eine flexible Nutzung hinsichtlich der Satellitenlage, welches die Operationslimits potentieller Nutzlasten mit der benötigten Lagebestimmungsgenauigkeit erweitert. Dabei wurden die implementierten Funktionsweisen & Algorithmen und die Leistungsparameter aufgeführt. Im Rahmen des Vorhabens stehen nun spezifische Tests zur Validierung für das TRL 8 bevor. Weiterhin kann auf der SONATE-2 Mission (FKZ 50RU2100) mit geplanten Start in 2024 eine Flugerprobung eines dafür gefertigten Modells erfolgen. Dabei werden Tests zur vollständigen Funktionsüberprüfung unternommen und schlussendlich bei Erfolg in die Lageregelung des CubeSats integriert.

Kontaktadresse:

tobias.neumann@uni-wuerzburg.de

Literatur

- [1] O. Balagurin, H. Kayal, and H. Wojtkowiak. STELLA – a new small star tracker for pico and nano satellites. In *8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation*. International Academy of Astronautics, 2011.
- [2] J. Bouwmeester and J. Guo. Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology. *Acta Astronautica*, 67(7):854–862, 2010. ISSN: 0094-5765. DOI: [10.1016/j.actaastro.2010.06.004](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.06.004).
- [3] T. Schwarz et al. SONATE – 3U nano satellite mission for highly autonomous payloads. In *The 4S Symposium 2018*, Sorrento, Italy, 2018.
- [4] J. Praks et al. Aalto-1, multi-payload cubesat: Design, integration and launch. *Acta Astronautica*, 187:370–383, Oct 2021. ISSN: 0094-5765. DOI: [10.1016/j.actaastro.2020.11.042](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.11.042).
- [5] H. Polat, J. Virgili-Llop, and M. Romano. Survey, statistical analysis and classification of launched cubesat missions with emphasis on the attitude control method. *Journal of Small Satellites*, 5:513–530, 01 2016.
- [6] C. Williams and S. DelPozzo. Nano/microsatellite market forecast, 10th edition (2020). Report, SpaceWorks Enterprises, Inc., 2020. Retrieved from www.spaceworks.aero.
- [7] T. Greiner, O. Balagurin, H. Kayal, and T. Schwarz. Optimization tool for mission specific design of star sensors. In *The 4S Symposium 2018*, Sorrento, Italy, 2018.
- [8] T. Greiner et al. SONATE-2 – a technology demonstration mission for artificial intelligence. In *The 4S Symposium 2022*, Vilamoura, Portugal, 2022.
- [9] O. Balagurin, C. Miethaner, T. Neumann, and T. Schwarz. MultiView – a novel star sensor providing reliable attitude determination for cubesats. In *14th Pico- and Nano-Satellite Workshop on “Technologies for Small Satellite Research”*, Würzburg, Germany, 2021.
- [10] E. Silani and M. Lovera. Star identification algorithms: novel approach & comparison study. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 42(4):1275–1288, 2006. DOI: [10.1109/TAES.2006.314572](https://doi.org/10.1109/TAES.2006.314572).
- [11] Duane C. Brown. Close-range camera calibration. In *Symposium on Close-Range Photogrammetry*, Urbana, Illinois, 1971.
- [12] Y. Collette and P. Siarry. *Multiobjective Optimization*, chapter 3 of part 1, pages 77–98. Decision Engineering. Springer, 2004. DOI: [10.1007/978-3-662-08883-8](https://doi.org/10.1007/978-3-662-08883-8).