

IN-ORBIT VALIDIERUNG DES MULTIVIEW-STERNSENSORS AUF DEM SONATE-2 CUBESAT

T. Neumann[#], O. Balagurin[#], T. Kaiser[#], H. Kayal[#], A. Maurer[#], C. Riegler[#], T. Schwarz[#]
[#]JMU Würzburg, Institut für Informatik VIII Raumfahrttechnik, Würzburg, Deutschland

Zusammenfassung

Es wurde ein mehrköpfiger Sternsensor für CubeSats für den Einsatz im sog. TunaCan-Slot konzipiert. Der Sensor zeichnet sich durch die gegebene Redundanz auf Grund der Verwendung einer Vielzahl an Sensorköpfen trotz des geringen Bauvolumens aus. Im Falle eines Ausfalls oder bei fehlenden Messdaten werden die Sensoren autonom umgeschaltet, die so die Verfügbarkeit der Lagedaten erhöht. Der MultiView-Sternsensor wurde an Bord des SONATE-2 Nanosatelliten Anfang März 2024 in die Erdumlaufbahn gebracht. Neben anderen Subsystemen als Technologiedemonstration, wurde der Sensor während der Missionslaufzeit in Betrieb genommen und bereits mehreren Tests unterzogen. Damit wird die Raumfahrttauglichkeit sowie der Einsatz im Low-Earth Orbit nachgewiesen. In diesem Paper werden die für die Validierung benötigten Aspekte dargestellt. Wichtig sind die Überprüfungen sowohl der Grundfunktionen als Subsystem gegenüber dem Satelliten, als auch der Messprozesse der Sensorköpfe selbst. Die bisherigen Ergebnisse der In-Orbit-Tests werden in Verbindung mit den dargestellten Validierungsaspekten präsentiert. Sie bestätigen die Funktion des Konzeptes und bilden bereits eine gute Grundlage für die in Aussicht gestellte Validierung auf TRL 9.

Stichworte

Sternsensoren; Redundanz

1. EINFÜHRUNG

MultiView ist ein mehrköpfiger Sternsensor, entwickelt an der Universität Würzburg (FKZ VAL-2007-002), welcher verschiedene Himmelsbereiche abdeckt[1]. Er wurde für den TunaCan-Slot konzipiert, in dem alle Sensoren inkl. Gehäuse untergebracht sind. Im Rahmen des Vorhabens wurde bereits die Entwicklung bis zu einem Technology Readiness Level (TRL) 8 angestrebt. Durch die zu dem Zeitpunkt nebenherlaufen-

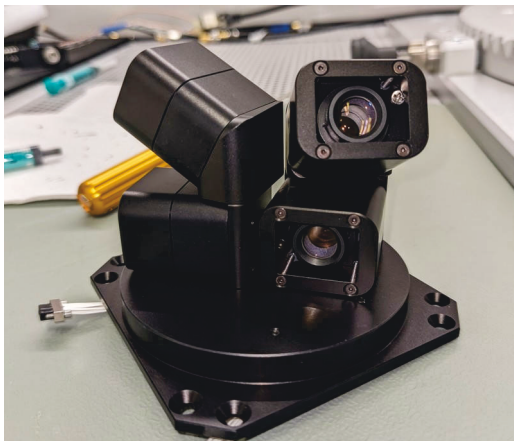


BILD 1: Vier-köpfiges MultiView Flugmodell im Reinraum vor der Integration in das SONATE-2 Flugmodell.

de Arbeiten an SONATE-2 ergab sich die Möglichkeit, den Sternsensor mitfliegen zu lassen und somit ein TRL 9[2] zu erreichen. Diese Validierung findet auf verschiedenen Ebenen statt. Zum einen zur Funktion als Subsystem auf einem CubeSat mit redundantem Bus, aber auch die Eignung in der Low Earth Orbit (LEO) Umgebung für eine Missionsdauer von einem Jahr. Zum anderen zur eigentliche Funktionen als Sternsensor, worauf folgend die Alleinstellungsmerkmale dieses Sensorkonzeptes aufbauen.

Ein Flugmodell mit vier Sensorköpfen, zu sehen in BILD 1, wurde auf dem SONATE-2 6U+ CubeSat integriert. Dieser Nanosatellit wurde am 4. März 2024 mit dem Transporter-10 Start durch SpaceX in einen etwa über 500km hohen Sun-Synchron-Orbit (SSO) ausgesetzt. Ziel der Mission ist eine Technologiedemonstration zur Erhöhung der Autonomie im Orbit durchzuführen. Dabei soll mithilfe von Künstliche(r) Intelligenz (KI) Anomalien detektiert werden, um so später bspw. das Datenvolumen für den Downlink durch Auswahl der interessanten Daten zu reduzieren, aber auch in-situ Entscheidungen noch on-Bord des Satelliten zu treffen. Der wichtige Aspekt dabei ist das Training der KI im Orbit, was die Fähigkeit des Lernens von u.a. fremden Umgebungen im Deep-Space de-

Parameter	Wert
Anzahl der Sensoren (SONATE-2)	4
el.& komm. Interface	CAN
Stecker	Nano-D
Masse	230g
Abmessungen	59mm x Ø79mm (TunaCan)
Spannungsversorgung	5V

TAB. 1: Grundcharakteristiken des MultiView-Sternsensors, die nicht sonst im Zuge der Validierung in diesem Paper betrachtet werden.

monstrieren soll. Seit dem Start in den Orbit wird, neben dessen Subsystemen, auch der MultiView-Sternsensor betrieben & der hier betrachteten Validierung unterzogen.

Dieses Paper stellt das MultiView-Konzept kurz vor und beschreibt die Tests und Bedingungen, die zur erfolgreichen Validierung im Orbit benötigt werden. Anschließend werden die bisherigen Ergebnisse dieser Tests, betrachtet mit der Einbindung in das SONATE-2 Satellitensystem[3], präsentiert.

1.1. MultiView Konzept

Neben der kurzen Vorstellung in diesem Abschnitt wird an dieser Stelle der interessierte Leser für detailliertere Erläuterungen auf [1] verwiesen.

Die Konfiguration für MultiView selbst ist missionsabhängig konzipiert worden. D.h. die Ausrichtung der Sensorköpfe ist durch die Struktur- und Gehäuseteile an die Szenarien anzupassen, in denen der Sternsensor eingesetzt werden soll. Ebenfalls ist die Anzahl der Köpfe zwischen 2-6 je nach verfügbarem Platz wählbar. Generell gilt, je mehr Köpfe in unterschiedliche Richtungen schauen, desto höher ist die Verfügbarkeit für Lagedaten. Trotz der Mehrzahl an Sensoren sind diese in einer einzelnen montierbaren Einheit untergebracht. Die Sensoren selbst wurden besonders für die lichtschwachen Bedingungen des Signals getestet und ausgewählt.

Das Konzept ermöglicht eine mehrschichtige Redundanz. Zum einen stehen bei Ausfall eines oder je nach Konfiguration gar mehrerer Sensoren weitere zur Verfügung. Zum anderen kann der Ausfall auch bzgl. der Verfügbarkeit der Messdaten stattfinden, wenn bspw. Sensoren durch die Sonne geblendet werden oder die Erde im Blickfeld haben. Für beide Fälle ist eine Um-

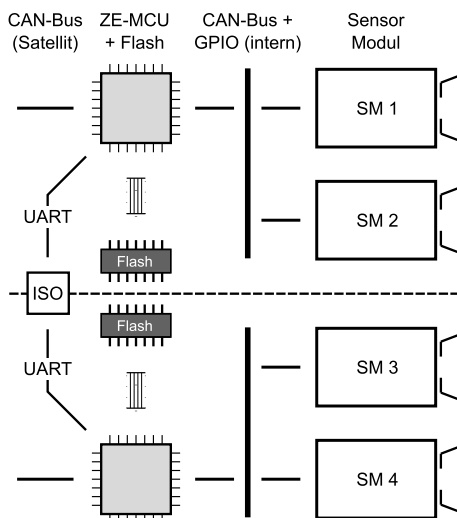


BILD 2: Systemübersicht innerhalb der Zentralen Einheit an einem redundantem Satellitenbus, in diesem Beispiel mit vier Sensorköpfen (SM).

schaltalgorithmik integriert, sodass hierbei die Sensoren autonom umgeschaltet werden können. Ferner stehen zwei Schnittstellen zur Daten- und elektrischen Verbindung zur Verfügung, sodass die Sensorköpfe an einem redundant-ausgelegten Satellitenbus betrieben werden können. In BILD 2 wird eine Übersicht des beschriebenen Systems gezeigt. Eines der Alleinstellungsmerkmale dabei ist, dass das beschriebene System für die Nutzung auf einem CubeSat konzipiert wurde. Für solch einen Einsatz wurde die Optik- und Elektronikauslegung miniaturisiert und der Stromverbrauch minimiert. Trotz der Nutzung einer kleinen Satellitenplattform im Raumsegment kann damit eine hohe Erfassungsgenauigkeit der aktuellen Satellitenlage mit inhärenter Fehlerresistenz bereitgestellt werden.

Die Grundcharakteristiken im Falle des Flugmodells für die SONATE-2 Mission in BILD 1 sind in TAB. 1 gelistet. Spezifisch diese Konfiguration wurde auf Grund der Nutzlastszenarien, aber auch externer Komponenten wie u.a. der ausgeklappten Solarpaneele, gewählt.

2. IN-ORBIT-VALIDIERUNG

Zur konkreten Validierung zum Erreichen des TRL 9 bedarf es Tests zur Funktion der Lagebestimmung selbst, aber auch diejenigen bzgl. des Satellitensystem. Dies beinhaltet die Kommunikation mit dem Satellitenbus und Möglichkeiten zur Konfiguration der Sensorparameter. Je nach Kategorisierung können diese in verschiedene Ebenen aufgeteilt werden. In

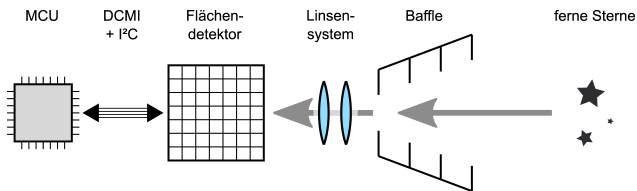


BILD 3: Fluss der Informationen ausgehend des Sternenlichts bis hin zum Mikrocontroller der Sensorköpfe.

diesem Paper wurde der Ansatz des Signalverlaufes durch das System verfolgt, d.h. der Weg des Lichtes durch die Linsen, die Umwandlung in Ladung durch den Sensor und gesamte Datenprozessierung innerhalb:

1. Resilienz gegenüber der Umgebung
2. Optoelektronik
3. Bilddatenauswertung
4. Lagebestimmung
5. Zentrale Koordinierung
6. Satellitenbus Anbindung

Folgend werden die gelisteten Ebenen betrachtet, deren Reihenfolge sich an dem Informationsfluss der Messung und der Messdatenauswertung auf den Mikrocontrollern selbst orientiert. Der Teil bis zu den Sensorköpfen ist in BILD 3 dargestellt, während die Datenverbindungen in BILD 2 gezeigt werden.

2.1. Resilienz gegenüber der Umgebung

Bereits im LEO ist die Umgebung sehr belastend für die verbauten Komponenten. Besonders bei CubeSats handelt es sich um Commercial Off The Shelf (COTS) Teile und sind demnach nicht für Raumfahrtanwendungen ausgelegt. Dazu zählen die Strahlung für Halbleiterelemente, das stetige Vacuum, aber auch die Belastungen durch die hohen Temperaturänderungen mit dem Wechsel zwischen Tag- und Nachtseite im SSO von SONATE-2. Folgendes Monitoring muss während der gesamten Missionslaufzeit betrieben werden:

- Beobachtungen von jeglichem unerwarteten Fehlverhalten, welches auf Single-Event Effects (SEE) in Prozessoren und Speichern schließen könnte.
- Degradierung in der Bildgebung der Bildsensoren der Sensorköpfe. Je nach Art der Strahlung wird hier ein stetig stärkeres Rauschen aber auch die Vermehrung von sog. „Hot Pixel“ erwartet.
- Kontinuierliche Aufzeichnung der erfahrenen Temperaturwerte. Hierbei wurden entsprechende Sensoren auf den Sensorköpfen verbaut, die während dem Betrieb Messungen aufnehmen und zusam-

men mit den Housekeeping Daten heruntergeladen werden. Am Ende der Mission ist damit nachvollziehbar, zu welchen Temperaturen die Sensoren in Betrieb waren und ob etwaige Ausfälle damit korrelieren.

2.2. Optoelektronik

Physikalisch wird das parallele Sternenlicht zu den Linsen in der Optik auf den Bildsensor gebündelt. Dazu muss die Optik die richtigen Charakteristiken aufweisen, damit unter diesen lichtschwachen Bedingungen der Bildsensor – mit ebenfalls starkem Einfluss seiner Eigenschaften – die Sterne auf seiner Oberfläche in der richtigen bzw. erwarteten Skalierung detektieren kann. Wichtige Eigenschaften sind dabei:

- Die integrierte Lichtmenge, die je Stern gebündelt auf die Sensorfläche einfällt. Die Blende der Optik limitiert dabei den passierbaren Querschnitt, während die Linsen das parallele Licht bis zu einem bestimmten Grad bündelt.
- Die Sensorperformance, d.h. vor allem das Hintergrundrauschen und der Schwarzwert. Wichtig ist aber auch die Umwandlungsrate der Lichtteilchen in elektrische Ladung, damit das Signal erkennbar stärker ist als das Hintergrundrauschen nach dem Auslesen.
- Die Lichtbündelung durch die Optik und damit die Bildgebung auf dem Bildsensor sind nicht optimal. Gründe sind physikalische Limitierungen aber auch die Fertigungsqualität der Optik. Auf Grund dessen – aber auch durch die geometrische Konstellation beider Komponenten – kommt es zu Verzerrungen, denen es durch Kalibrierung entgegenzuwirken gilt. Dazu wurde zur in-situ Korrektur auf dem Sternensensor das Brown-Conrady Modell[4] implementiert, dessen Parameter im Orbit angepasst werden können.
- Den Exklusionswinkel für Sonne und Mond, über dem diese beiden Lichtquellen den Sensor im jeweiligen Sensorkopf überblenden. Dies zieht einen höheren den durchschnittlichen Hintergrund nach sich.

2.3. Bilddatenauswertung

In diesem Schritt werden die digitalisierten Pixelwerte des Bildsensors durch den Mikrocontroller im Sensorkopf ausgelesen und ausgewertet. Aus den Daten werden je nach Modi entweder Sterne detektiert oder sie werden als Rohdaten zum SONATE-2 On-Board Computer (OBC) übertragen, damit sie später für

weitere Analysen am Boden heruntergeladen werden können. Notwendige Funktionen und Eigenschaften:

- Die Geschwindigkeit der Datenschnittstelle zwischen Bildsensor und Mikrocontroller ist so ausgelegt, damit weitere Bearbeitung in einem engen Zeitrahmen vonstatten gehen kann. Auch die Pixeldatenverarbeitung selbst wurde unter diesem Aspekt optimiert.
- Sterne werden in den Bilddaten erkannt und die Mittelpunktbestimmung Sub-Pixel-genau berechnet. Dabei kommt das Region-Labeling Verfahren zum Einsatz, welche in [1] weiter beschrieben wird.
- Drehrate des Satelliten, bis zu dem der Sternsensor noch Sterne erkennen und dessen Mittelpunkte ermitteln kann.
- Zwischenspeicherung der Bilddaten im RAM der Sensormikrocontroller, die folgend von der Zentralen Einheit ausgelesen werden.

2.4. Lagebestimmung

Mit den erkannten Sternen im vorherigen Schritt müssen diese nun mit dem Katalog verglichen werden, um so die Lage zu bestimmen. Dieser Identifizierungsschritt wird über einen modifizierten Polestar-Algorithmus[5] vollzogen. Als Grundlage wird der Hipparcos-Katalog[6] verwendet, der dreifach im externen Speicher abgelegt ist. Auf Basis dessen wird eine Vorausberechnung mit gefilterter Grenzmagnitude unternommen, da der Polestar-Algorithmus mit einer solchen Look-up Table (LUT) arbeiten kann. Für die Berechnung der Lage wird QUEST[7] verwendet, der die drei Mittelpunkte mit den jeweils identifizierten Stern aus dem Katalog verrechnet. All dies erfolgt noch auf den Mikrocontrollern der Sensorköpfe selbst. Wichtige Erkenntnisse:

- Rate für Sternidentifikationen überhaupt, aber auch den Anteil von False-Positives.
- Genauigkeit der Lagebestimmung, die durch diese verwendete Algorithmik zusammen mit der Optoelektronik erreicht wird.

2.5. Zentrale Koordinierung

Die Zentrale Einheit muss alle Sensorköpfe zu jeder Zeit und auf jeder Busseite in jeglicher Hinsicht koordinieren:

- Für die erhöhte Verfügbarkeit von Lagedaten, die durch das MultiView Konzept anvisiert wird, muss die Zentrale Einheit die Sensoren je nach Zustand ein- und ausschalten. Mit nur maximal einem aktiven Sensorkopf fließen Informationen, wie das Ergebnis der Lagebestimmung (d.h. auch bspw. Über-

blendungen), eventuell auftretende kritische Fehler oder gar ein nicht reagierender Sensorkopf in die Umschaltentscheidung, mit ein. Der Ablauf wird in [1] vorgestellt.

- Zur Feinabstimmung der oben benannten Lagebestimmungskette, zur Reaktion auf Fehlerzustände, aber auch für den nominellen Betrieb sind sämtliche Parameter sowohl im Sensorkopf als auch die beiden Mikrocontroller der Zentralen Einheit im Orbit konfigurierbar. Zur vereinfachten Analyse sind diese Parameter aber auch auslesbar und können mit Hilfe des OBCs zum Boden gesendet werden. SONATE-2 sieht dafür entsprechende Telekommandos und Protokolle vor.
- Die Software der Sensorköpfe ist im Orbit nach Upload der Binaries zusätzlich aktualisierbar. Die Zentrale Einheit sieht in ihrem externen Speicher Bereiche für die Zwischenspeicherung der Binaries vor.
- Die Bildaufnahmen der Sensorköpfe können über den internen CAN-Bus angefragt und auf den externen Flash der Zentralen Einheit abgelegt werden. Ein entsprechendes Protokoll über das besagte CAN-Interface ist zur Datenübertragung implementiert.

2.6. Satellitenbus Anbindung

MultiView als Subsystem muss mit dem Satellitenbus sowohl elektrisch als auch auf Kommunikationsebene kompatibel sein. Auch die Integration der Lagedaten in das ADCS-System seitens MultiView muss korrekt abgewickelt werden. Dazu zählt:

- Es dürfen keine unerwarteten Stromspitzen auftreten und den Bus elektrisch (auch auf den Datenleitungen) nicht stören. Zusätzlich müssen jegliche Überbrückungen zwischen zwei Bussen müssen galvanisch getrennt werden.
- Die für SONATE-2 für Nutzlasten und Subsysteme konzipierten Protokolle für Telekommandos, Housekeeping und Datendownload sind in der Zentralen Einheit implementiert. Für die Mission selbst war dies eine Anforderung, damit das Kommando- und Datahandling auf dem Satellitenbus vereinheitlicht werden konnte.
- Die im externen Flash der Zentralen Einheit zwischengespeicherten Bilder können angefragt und auf den Satellitenbus ausgesendet werden. Die Datensenden können dabei der OBC oder bspw. auch die SSTV Amateurfunknutzlast von SONATE-2 sein.



BILD 4: **Links:** Nicht-linear skalierte Bildaufnahme von Sensorkopf #1. Markiert ist das Sternbild Kreuz des Südens. **Rechts:** Vergleich des gleichen FOVs. Screenshot aus der Software Stellarium[8].

- Nach erfolgreichem Commissioning werden die Lagedaten an das ADCS über den Satellitenbus weitergeleitet. In jedem Datenpaket sind zusätzliche Metadaten, wie beispielsweise die Validität der verschickten Lagedaten, enthalten. Da die Ausführung der Lagebestimmungskette eine gewisse Zeit dauert und je nach Sternenanzahl nicht konstant ist, steht eine Synchronisationsleitung bereit, die an das ADCS angebunden ist. Damit kann der genaue Zeitpunkt der Bildaufnahme und damit der Messung selbst bestimmt und bei Empfang der eigentlichen Lagedaten mit dem richtigen Zeitstempel in die Kontrollschleife eingespeist werden.

3. ORBITDATEN UND ERSTE ERGEBNISSE

Seit dem Auswurf von SONATE-2 von der Oberstufe wurden die kritische Systeme dem Commissioning unterzogen und die Haupt-KI-Nutzlast betrieben[9]. MultiView, in diesem Kontext als Sekundärnutzlast zu verstehen, wurde ebenfalls in Betrieb genommen und alle Grundfunktionen getestet. Durch einige dieser Tests und dem seither fortlaufenden Betrieb konnten bereits ein Großteil der in Abschnitt 2 aufgeführten Validierungsschritte absolviert werden. Im Moment befindet sich der MultiView-Sternsensor in der Kalibrierungsphase, dessen Validierung mit Hilfe der korrekten Parametrisierung vervollständigt wird. Nachfolgend werden die *vorläufigen* Ergebnisse präsentiert, die zusammen mit dem bisherigen Betrieb des SONATE-2 CubeSats erzielt werden konnten.

3.1. Resilienz gegenüber der Umgebung

Der Sternsensor übersteht die Weltraumumgebung sehr gut. Es sind keine Auffälligkeiten durch Strah-

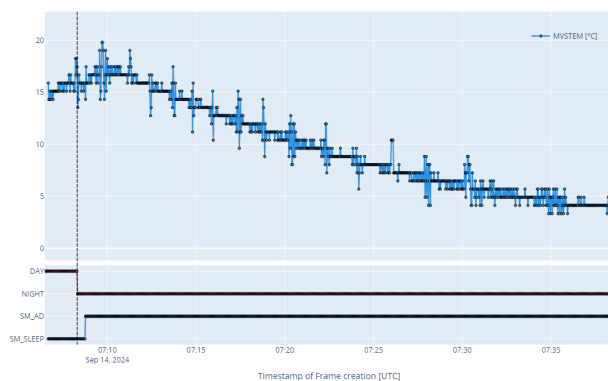


BILD 5: Temperaturverlauf einer gesamten Schattenphase mit etwas Vorlaufzeit vor der Überschreitung der Begrenzung zur Sonne (schwarze vertikale Linie) – Temperaturbereich der dargestellten Kurve von +3°C bis +20°C.

lung, besonders in Bezug zu SEEs, aufgetaucht. Auch das Rauschen bzw. die Standardabweichung des Hintergrundes der Rohbilder zeigen bisher keinen erkennbaren veränderlichen Trend. Genaue Aussagen zu solchen Langzeiteffekten sind allerdings erst am Ende der Mission machbar. Während dem Betrieb wurden Temperaturen an den Sensorköpfen zwischen -6°C und $+37^{\circ}\text{C}$ gemessen, welches innerhalb der Spezifikation liegt. Ein Auszug einer Messreihe kurz nach Eintreten in eine Schattenphase am 14.09.2024 ist in BILD 5 dargestellt.

3.2. Optoelektronik

Die Festlegung der Katalog-Magnitude, welche als Filter für die LUT fungiert, wurde mit der damit zusammenhängenden Belichtungszeit und dem Schwellwert zur Sternerkennung abgestimmt. Letzteres ist besonders von dem Hintergrundrauschen & Schwarzwert (Durchschnittswert) abhängig. Die Pixelausdehnung eines Sensorkopfes liegt bei $47.63\text{-}48.25''$ und damit das resultierende diagonale FOV zwischen $\pm 10.56^{\circ}$ und $\pm 10.70^{\circ}$, je nach Evaluation entsprechender Bildausschnitte in der Mitte oder am Rand des Blickfeldes auf Grund von Verzerrungen durch die Optik. Diese Verzerrungen werden für eine robustere Sternerkennung- & identifizierung herauskalibriert, dessen Feinabstimmungsschritt noch aussteht. Messungen zum Mondexklusionswinkel ergaben Werte zwischen 9° und 18° . Dies ist auch abhängig von der relativen Roll-Lage des Sternkopfes zum Mond auf Grund des rechteckigen FOVs und der augenblicklichen Beleuchtungsphase des Mondes. Diese Werte liegen weit in der Spezifikation in Bezug eines einzelnen

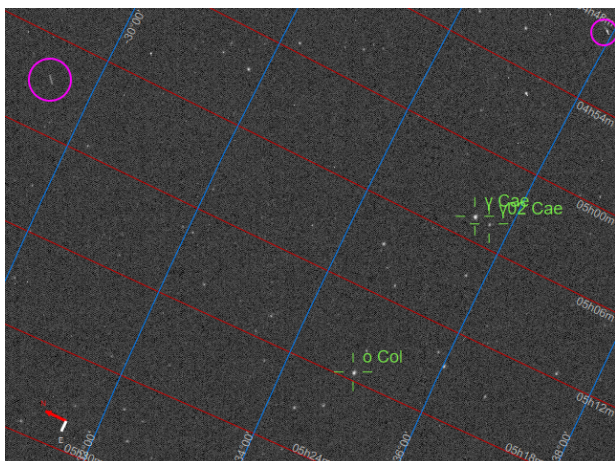


BILD 6: Nicht-linear skalierte Bildaufnahme von Sensorkopf #2. Magenta markiert sind links eine Spur von Debris oder eines Satelliten und rechts Effekte eines Strahlungsteilchens. Weitere Beschriftungen wurden durch die Siril Software[10] generiert.

Sensorkopfes. In-Orbit Messungen in Hinblick auf den Sonnenexklusionswinkel stehen noch aus.

3.3. Bilddatenauswertung

Die komplette in Abschnitt 2.3 betrachtete Prozesskette zur Auswertung der eigentlichen Bild- bzw. Pixeln Daten wurde im Orbit verifiziert. Es wurden bereits 40.28MiB über 72 Bilder im Flash der Zentralen Einheit gepuffert, heruntergeladen und analysiert. Als Beispiel ist ein Rohbild in BILD 4 verglichen mit dem gleichen Blickfeld aus der Stellarium Software[8] gezeigt. Strahlungseffekte und Debris oder Satelliten waren ebenfalls bereits sichtbar, wie in BILD 6 dargestellt und hervorgehoben wird.

Zu einem Zeitpunkt konnten bis zu 21 Bilder gleichzeitig in verschiedenen Formaten in einen Flash der Zentralen Einheit (d.h. eine Busseite) gepuffert werden. Somit werden komplexere Experimentszenarien ermöglicht. Dedizierte Experimente zur maximalen Drehraten während der Lageerfassung bezüglich der Verschmierung der Sterne im Bild stehen noch aus, allerdings konnten $0.5 \frac{\circ}{s}$ für einen eher nominellen Betrieb des Satelliten mit funktionierender Lagebestimmung stabil erreicht werden.

3.4. Lagebestimmung

Die Sternidentifikation ist funktionsfähig (s. BILD 7) und wird gegenwärtig im Zusammenhang mit der endgültigen Lagebestimmung weiter parametrisiert. Die On-Board-Berechnung der LUT für den Identifikationsalgorithmus ist arbeitet fehlerfrei. Berechnung zur

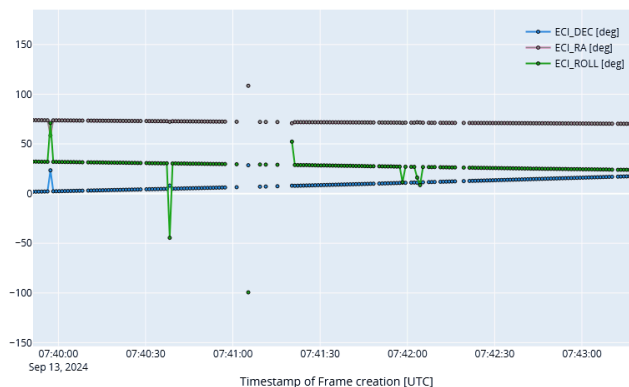


BILD 7: Ausschnitt zur korrekten Lagebestimmung. Zur Beseitigung der Ausreißer und Lücken bedarf es weiterer Kalibrierung.

Lagebestimmung mittels QUEST funktioniert ebenfalls vollständig. Ein Beispiel zur Sternzuordnung kann in BILD 8 eingesehen werden. Eine Korrektur der leichten Abweichungen besonders am Rand bedarf weiterer Kalibrierung, behinderte jedoch die Bestimmung der Lage nicht. Weiterhin steht die Genauigkeitsanalyse noch aus, da sie weitere Arbeiten an besagter Kalibrierung voraussetzt.

3.5. Zentrale Koordinierung

Wie in Abschnitt 3.3 und Abschnitt 3.6 numerisch benannt, werden Telekommandos Housekeeping- und Bilddaten erfolgreich nach Spezifikation erfasst, weitergeleitet und gepuffert (respektive). Letztere wurde damit auch an das OBC des SONATE-2 Satelliten gesendet. Die In-Orbit Konfigurationen aller – für die bisher getesteten Funktionen – benötigten Parameter für waren erfolgreich. Die Tests von Softwareupdates und zur automatischen Umschaltung der Sensorköpfe stehen zum Zeitpunkt des DLRKs noch aus.

3.6. Satellitenbus Anbindung

Da das MultiView Flugmodell auf dem SONATE-2 Satelliten validiert werden soll, ist auch die Anbindung an den SONATE-2 Bus entsprechend notwendig. Während der Commissioning Phase wurde der Sternsensor angesteuert und erfolgreich u.a. Bildaufnahmen getestet. Genaue Details dieser Phase und weitere Ergebnisse der Mission kann in [9] nachgelesen werden. Insgesamt ist damit die Kommunikation mit dem OBC funktionsfähig und es zeigten sich keine elektrischen Auffälligkeiten. Der Stromverbrauch bei 5V Spannungsversorgung liegt bei <60mA im Durchschnitt, ein Limit geltend für jeden Modi, und ein Spitzenverbrauch von <70mA und damit innerhalb der Spezifikationen. Bis zum DLRK wurden über 2300 Te-

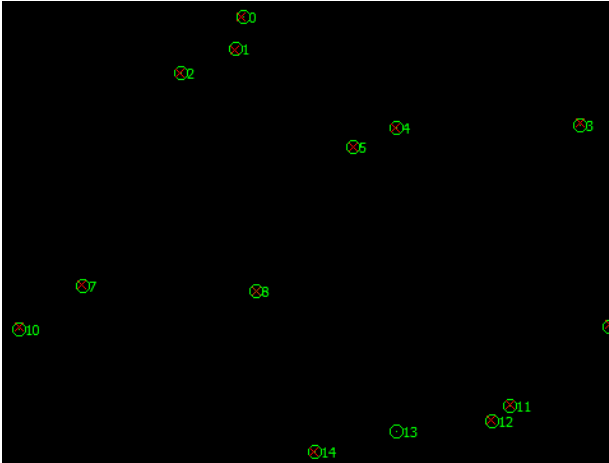


BILD 8: Erkannte & Lage-Generierte Sterne von Daten im Orbit überlagert im gleichen FOV. Screenshot aus dem EGSE-Client[1] mit den heruntergeladenen Daten. **Grün:** Tatsächlich vom Sensor erkannte Sterne. **Rot:** Theoretisch im-FOV-liegende Sterne bzgl. der von MultiView berechneten Lage.

lekommandos und über 84000 Housekeepingframes über den Satellitenbus übertragen. Darunter liegt die erfolgreiche Übertragung der Lagedaten an das SONATE-2 ADCS über den Satellitenbus. Tests zur Softwareupdatefähigkeit der Zentralen Einheit durch den OBC steht noch aus, ebenfalls die Nutzung des Synchronisations-Signals (GPIO) durch das ADCS für die Bestimmung des Messzeitpunktes. Schlussendlich erfüllt der Sternsensor alle Anforderungen in Bezug der Anbindung an den Satellitenbus.

4. ZUSAMMENFASSUNG & AUSBLICK

Nach der SONATE-2 Hauptnutzlast (siehe auch [9]) wird nun MultiView als Sekundärnutzlast zum Erreichen des TRL 9 umfassend kalibriert und validiert. Dabei ist stetiger Fortschritt zu verzeichnen. Wie der hier präsentierte bisherige Stand zeigt, sind die meisten Funktionen auf Busebene bereits validiert worden. Dazu zählt die gut funktionierende zentrale Koordination der Sensorköpfe auf Daten- und Steuerungsebene. Auch die optoelektronische Kette zeigt mit dem Einsatz aktuell eine gute Performance, die auch im Laufe der Zeit in der Orbitumgebung erhalten ist. Wir gehen daher von der Erfüllung aller gesteckten Ziele bis zum Missionsende von SONATE-2 aus. Für die vervollständigte Validierung stehen noch die in Abschnitt 2 genannten aber bis heute nicht auswertbaren Aspekte an und wurden in Abschnitt 3 als solche mit aufgeführt. Dementsprechend sind die Ergebnisse auf Grund des laufenden In-Orbit-Betriebs der an-

stehenden Analysen zur Validierung zukünftigen Veröffentlichungen vorbehalten.

Danksagung

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.

Abkürzungen

ADCS	– Attitude Determination and Control System
CAN	– Controller Area Network
COTS	– Commercial Off The Shelf
DLRK	– Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress
EGSE	– Electrical Ground Support Equipment
FOV	– Field Of View
GPIO	– General Purpose Input/Output
KI	– Künstliche(r) Intelligenz
LEO	– Low Earth Orbit
LUT	– Look-up Table
OBC	– On-Board Computer
RAM	– Random-Access Memory
SEE	– Single-Event Effect
SSO	– Sun-Synchron-Orbit
SSTV	– Slow-Scan Television
TRL	– Technology Readiness Level

Kontaktadresse:

tobias.neumann@uni-wuerzburg.de

Literatur

- [1] T. Neumann *u. a.*, „MultiView: Koordinierter Sternsensorverbund im TunaCan-Format für CubeSats“, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Dresden, 2022*, Nov. 2022, doi: [10.25967/570437](https://doi.org/10.25967/570437).
- [2] European Cooperation for Space Standardization, „ECSS-E-HB-11A: Space Engineering - Technology readiness level (TRL) guidelines Handbook“. März 2017.
- [3] O. Balagurin *u. a.*, „SONATE-2 Nanosatellitenmission für Künstliche Intelligenz und Höhere

Autonomie“, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Dresden, 2022*, Nov. 2022.

- [4] D. C. Brown, „Decentering distortion of lenses“, *Photogrammetric Engineering*, Bd. 32, Nr. 3, S. 444–462, Mai 1966.
- [5] E. Silani und M. Lovera, „Star identification algorithms: novel approach & comparison study“, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Bd. 42, Nr. 4, S. 1275–1288, 2006, doi: [10.1109/TAES.2006.314572](https://doi.org/10.1109/TAES.2006.314572).
- [6] ESA, Hrsg., *The HIPPARCOS and TYCHO catalogues. Astrometric and photometric star catalogues derived from the ESA HIPPARCOS Space Astrometry Mission*, Bd. 1200. in ESA Special Publication, vol. 1200. 1997. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.cosmos.esa.int/web/hipparcos/catalogues>
- [7] R. O. Duarte, L. S. Martins-Filho, und H. K. Kuga, „Performance comparison of attitude determination Algorithms developed to run in a microprocessor environment“, in *20th International Congress of Mechanical Engineering*, Nov. 2009.
- [8] G. Zotti, S. M. Hoffmann, A. Wolf, F. Chéreau, und G. Chéreau, „The Simulated Sky: Stellarium for Cultural Astronomy Research“, *Journal of Skyscape Archaeology*, Bd. 6, Nr. 2, S. 221–258, März 2021, doi: [10.1558/jsa.17822](https://doi.org/10.1558/jsa.17822).
- [9] O. Balagurin u. a., „Erste Flugergebnisse der Satellitenmission SONATE-2“, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Hamburg, 2024*, Sep. 2024.
- [10] C. Richard, V. Hourdin, C. Melis, und A. Knagg-Baugh, „Siril: An Advanced Tool for Astronomical Image Processing“. [Online]. Verfügbar unter: <https://arxiv.org/abs/2408.03346>