

# Aufbau des Elektroniksystems der MIRKA2 Mikrorückkehrkapsel und dessen Flugergebnisse auf REXUS 19

M.T. Koller<sup>1,4</sup>, G. Herdrich<sup>1,2</sup>, A.S. Pagan<sup>1</sup>,  
S. Fasoulas<sup>1</sup>, S. Klinkner<sup>1</sup>, R. Laufer<sup>2,3</sup>, C. Montag<sup>1</sup> und das KSAT Studententeam<sup>4</sup>

<sup>1</sup>Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, Deutschland

<sup>2</sup>CASPER, Baylor University, Waco, Texas, USA

<sup>3</sup>Space Lab, University of Cape Town, South Africa

<sup>4</sup>J.P. Baumann, A. Behnke, M. Ehresmann, J. Franz, D. Galla, B. Gäßler, F. Grabi,  
M. Koller, N. Müller, A. Papanikolaou, J. Rieser, F. Schäfer, V. Schöneich, H. Seiler,  
M. Siedorf, V. Starlinger, A. Stier, A. Tabelaender, F. Vardar, S. Wizemann

---

## Zusammenfassung

Diese Publikation behandelt das Design des Elektroniksystems der MIRKA2 Mikrorückkehrkapsel, einem System zur Erprobung von Hitzeschutzmaterialien im CubeSat Format. Des Weiteren werden die beim Flug auf der Höhenforschungsrakete REXUS 19 gewonnenen Ergebnisse im Bezug auf das Elektroniksystem vorgestellt.

---

## 1 EINLEITUNG

Forschung und Entwicklung im Bereich der Wiedereintrittstechnologie sind wichtig, um die Sicherheit zukünftiger bemannter und unbemannter Raumfahrtmissionen während ihrer letzten Phase gewährleisten zu können. Dabei sind Hitzeschutzmaterialien und deren Eigenschaften von zentraler Bedeutung. Zur Untersuchung dieser Materialien stehen verschiedene Ansätze zur Verfügung.

Die numerische Simulation von Hitzeschutzmaterialien im Einsatz stellt eine Herangehensweise dar. Leider ist es nicht ohne Weiteres möglich die komplexen strömungsmechanischen und thermodynamischen Effekte auf Materialien bei geringer Kenntnis des Materialverhaltens realitätsgetreu abzubilden. Vereinfachte Modelle müssen herangezogen werden, um Berechnungen sinnvoll durchführen zu können. Deshalb stellt sich zumeist die Frage nach der Aussagekraft numerischer Simulationen.

Ein weiterer Ansatz sind experimentelle Tests. Diese können zum Beispiel in Plasmawindkanälen, Stoßrohren oder Freifluganlagen erfolgen. Die aerodynamischen und mechanischen Lasten können so unter Berücksichtigung der Randbedingungen der Testanlage und der Probengeometrie das tatsächliche Materialverhalten der Hitzeschutzmaterialien liefern. Stoßrohre und Freifluganlagen sind dabei bezüglich der Probengröße stark begrenzt, bilden die strömungsmechanischen Ähnlichkeitskennzahlen

hingegen gut ab. Die Stärke von Plasmawindkanälen liegt in der Nachstellung der thermochemischen Randbedingungen und der Größe der Probengeometrien, wohingegen strömungsmechanischen Ähnlichkeitskennzahlen weniger gut abgebildet werden können. [1]

Möchte man alle Effekte auf das Wiedereintrittsfahrzeug realitätsgetreu erfassen, so ist es notwendig tatsächliche Wiedereintritte mit Raumfahrzeugen durchzuführen. Dies ist jedoch mit einem hohen Zeit- und Kostenaufwand verbunden und daher mit maßstabgetreuen Raumfahrzeugen allein zum Zwecke der Hitzeschildqualifikation nicht praktikabel. Eine Möglichkeit dieses Problem zu umgehen ist es kleine und daher vom Kosten- und Entwicklungsaufwand begrenzte Systeme zu entwickeln. Gestützt vom Aufstieg der Pikosatelliten im CubeSat-Format im letzten Jahrzehnt sind so die neuen, interessanten Möglichkeiten der miniaturisierten Wiedereintrittskapseln entstanden.

## 2 MOTIVATION

Die Entwicklung des Elektroniksystems für eine miniaturisierte Wiedereintrittskapsel steht im Kontext des Mikro Rückkehr Kapsel 2 (MIRKA2) Projektes - einem studentischen Projekt betreut vom Institut für Raumfahrtsysteme (IRS) der Universität Stuttgart. Das Ziel des MIRKA2 Projektes ist es eine Plattform für einfache und kostengünstige Tests von Hitzeschildma-

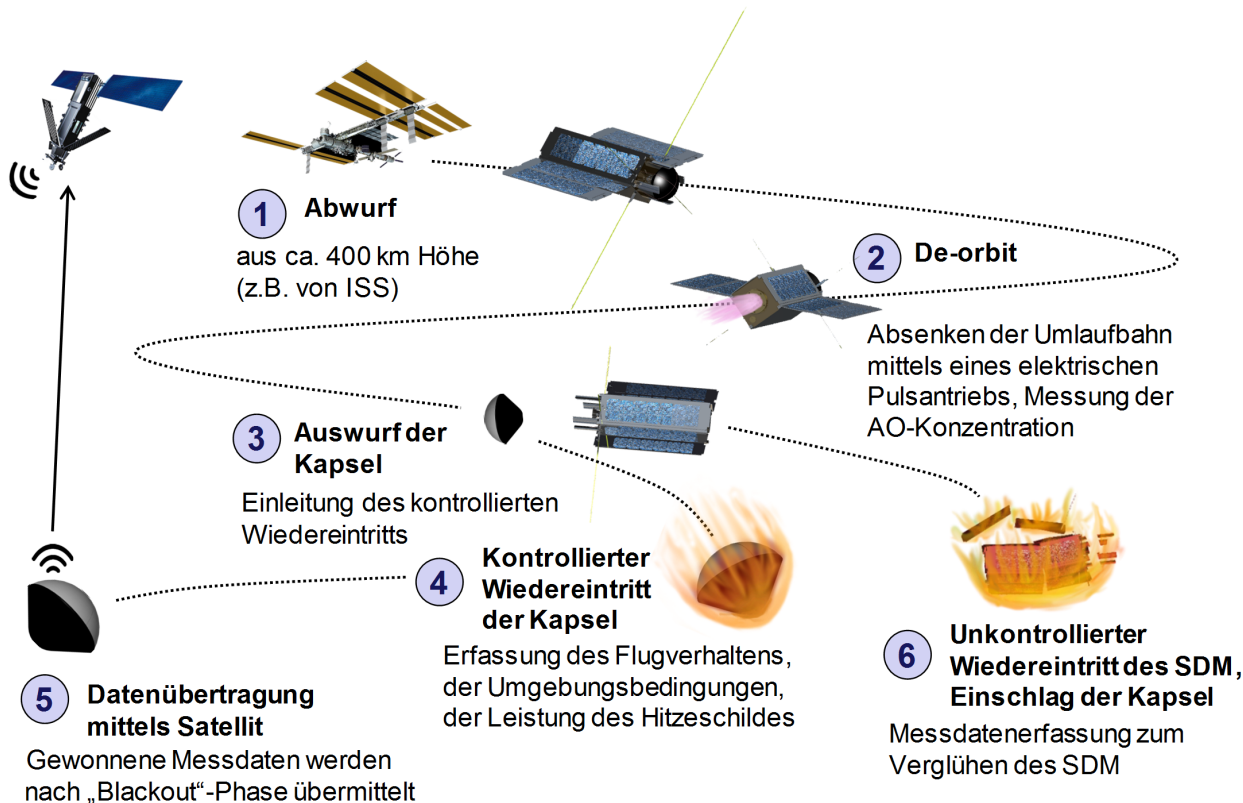


BILD 1: Cubesat Atmospheric Probe for Education (CAPE) Missionsübersicht

terialien anzubieten. Das Elektroniksystem ist hierbei für mehrere Projekte von Bedeutung. Die CubeSat Atmospheric Probe for Education (CAPE) Mission behandelt die Entwicklung eines Pikosatelliten im CubeSat-Format, dessen Nutzlast unter anderem die Mikrorückkehrkapsel ist. Der Missionsablauf dieser CubeSat-Wiedereintrittsmission ist in Abbildung 1 dargestellt. Nach dem Aussetzen des CubeSats vom entsprechenden Träger ändert der dieser mit Hilfe eines elektrischen Triebwerkes seine Bahn und

ermöglicht es so die Wiedereintrittskapsel zur entsprechenden Zeit auf einer Wiedereintrittsbahn freizusetzen. [2] Ziele der Mission sind unter anderem die Messung der Temperaturen und Wärmeströme im Hitzeschutzmaterial sowie radiometrische Messungen am Staupunkt der Wiedereintrittskapsel. Druck-, Lage- und Positionsinformationen sind zudem von Interesse. Nach Ende der Blackoutphase werden die Messdaten über Satellitenlink versendet. Die ungebremste Wasserung stellt das Ende der Mission dar. Als Vorbereitung für die CAPE Mission wurde ein Prototyp der MIRKA2-Wiedereintrittskapsel im Rahmen des Rocket Experiment for University Students (REXUS) entwickelt, gebaut und geflogen. Beim REXUS Programm handelt es sich um ein raketen-gestütztes Höhenforschungsprogramm, welches - betreut von DLR, ZARM, SSC und ESA - von Studenten gebaute Experimente auf einer ballistischen Flugbahn Forschung unter Weltraumbedingungen ermöglicht. [3] MIRKA2-RX ist im März 2016 erfolgreich geflogen. [4, 5] Der Ablauf der MIRKA2-RX Mission ist in Abbildung 2 veranschaulicht. Die MIRKA2-RX Mission diente als Qualifikation der Kapsel und des Separationsmechanismus. Besondere Wichtigkeit kam dem Elektroniksystem zu, das als Herzstück der Kapsel den Funktionsumfang definiert.

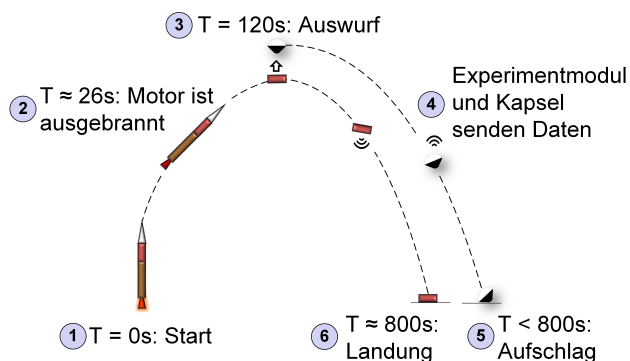


BILD 2: MIRKA2-RX Missionsübersicht

### 3 PROBLEME DER MINIATURISIERUNG

Der Grundgedanke der Miniaturisierung ist es, Systeme, die üblicherweise große Massen, Abmessungen und Volumina besitzen, in eben diesen Bereichen auf ein Minimum zu reduzieren.

Bei den mechanischen Strukturen der MIRKA2 Kapsel ist dies ohne Probleme möglich gewesen. Eine Miniaturisierung der Struktur bietet sogar den Vorteil, dass die meisten Komponenten als integrale Bauteile gefertigt werden können, da sie in einem Stück in herkömmliche Fräsen und Drehmaschinen passen.

Leider lässt sich dies nicht auf die Elektronik übertragen. Das Elektroniksystem als „Embedded System“ besteht aus vielen Mikrochips, passiven und aktiven Bauelementen, Leiterbahnen und -platten und größeren Modulen. Jedes der Bestandteile an sich ist bis zu einem gewissen Grad miniaturisiert worden. Ein perfekt miniaturisiertes Elektroniksystem würde idealerweise aus einem einzigen Mikrochip oder Modul bestehen. Da diese Lösung jedoch aus Anforderungs-, Fertigungs- und Kostengründen nicht zur Verfügung steht, muss weiterhin auf das Zusammenspiel von diskreten Komponenten gesetzt werden.

Viele dieser elektronischen Komponenten haben in den letzten Jahrzehnten eine deutliche Verkleinerung der Größe und Masse bei steigender Performance erfahren. Jedoch gibt es auch Bauteile, die sich nicht verkleinern lassen, da ihre Größe stark an ihre physikalischen Eigenschaften geknüpft sind. Als Beispiel seien hier Antennen genannt. Verkleinert man eine Antenne, so steigt im Allgemeinen die Sendefrequenz. Dies bedeutet, dass auch die Empfangsantennen angepasst werden müssen. In den meisten Fällen ist dies nicht ohne Weiteres möglich. So müsste bei MIRKA2 die Empfangsantenne der Iridium Kommunikationssatelliten angepasst werden. Das ist keine sinnvolle Option und folglich muss mit einer relativ gesehen großen Antenne gearbeitet werden.

Ein ähnliches Problem entsteht bei der Sendeleistung. Sendeleistungen im niedrigen Wattbereich stellen für ein größeres System keine große Herausforderung da, da typischerweise eine geeignete Stromversorgung zur Verfügung gestellt werden kann. Für die MIRKA2 Kapsel Elektronik sind die hohen Pulsströme des Transmitters jedoch eine ernst zu nehmende Schwierigkeit. Auch hier sind kleinere Sendeleistungen keine Option, da die Nachrichten nur als Hintergrundrauschen bei den entsprechenden Kommunikationssatelliten ankommen würden.

Bleibt man in derselben Generation an Elektronik, so lässt sich auch feststellen, dass im Allgemeinen, größere Systeme eine höhere Komplexität und damit verbunden eine größere Leistungsfähigkeit besitzen. Bessere Messgenauigkeiten, größere Datenübertragungsraten, eine gesteigerte Rechenleistung, redundante Systemarchitekturen und vieles mehr sind Eigenschaften, die bei miniaturisierter Elektronik weni-

ger ausgeprägt sind. Als Beispiel seien hier die Drucksensoren genannt. Die Auswahl an Vakuumdrucksensoren auf dem Markt ist immens. Möchte man jedoch Small-Outline-Integrated-Circuit (SOIC) Chips dieser Art erwerben, so stellt man fest, dass die Auswahl stark eingeschränkt ist. Physikalisch sind solche Lösungen im Bereich des technisch Möglichen, allerdings ist die Nachfrage hierfür verschwindend klein, weshalb Mikrochips dieser Art nicht serienmäßig produziert werden.

## 4 SYSTEMBESCHREIBUNG

### 4.1 Missionsanforderungen

Die Missionsanforderungen der MIRKA2-CAPE CubeSat-Mission sind treibend für das Elektroniksystem und wurden als Designgrundlage verwendet. Hierzu zählen hauptsächlich die geometrischen Rahmenbedingungen. Die Kapsel muss kleiner als eine CubeSat-Einheit von  $10\text{ cm} \times 10\text{ cm} \times 10\text{ cm}$  sein, eine für einen Wiedereintritt strömungstechnisch optimierte Form und einen Schwerpunkt möglichst nahe am Staupunkt besitzen, um die flugdynamischen Eigenschaften nicht negativ zu beeinflussen. Während des Wiedereintritts sind vor allem mechanische und thermische Lasten kritisch. Es wird nicht gefordert, dass die Kapsel den Aufprall auf der Erdoberfläche übersteht, jedoch sollten alle relevanten Messdaten bis dahin über ein Satellitennetzwerk versendet worden sein.

Das Elektroniksystem ist mit Sensoren auszustatten, die während des Wiedereintritts Daten über die Lage der Kapsel, das Verhalten des Hitzeschildes und die unmittelbare Umgebung der Kapsel sammeln. Die Messwerte sind zwischenspeichern und in komprimierter Form über ein Satellitenkommunikationssystem zu versenden. [6]

### 4.2 Subsysteme

Abbildung 3 zeigt einen Schnitt durch das 3D CAD Modell der Mirka2 Kapsel auf dem Stand von MIRKA2-RX. Man sieht, dass das Elektroniksystem, die Batterien und deren Haltevorrichtungen fast das komplette Innenvolumen einnimmt. Im Folgenden sollen die einzelnen Komponenten und Systeme näher erläutert werden.

Das Elektroniksystem der Kapsel kann in die Bereiche Sensorik, Datenverarbeitung, Datensicherung, Datenübertragung und Stromversorgung eingeteilt werden.

#### 4.2.1 Sensorik

Als Sensoren stehen Thermoelemente mit Kaltstellenkompensationschips zur Messung der Absoluttemperatur ( $-200\text{ °C}$  bis  $+900\text{ °C}$ ) an drei Punkten in je-

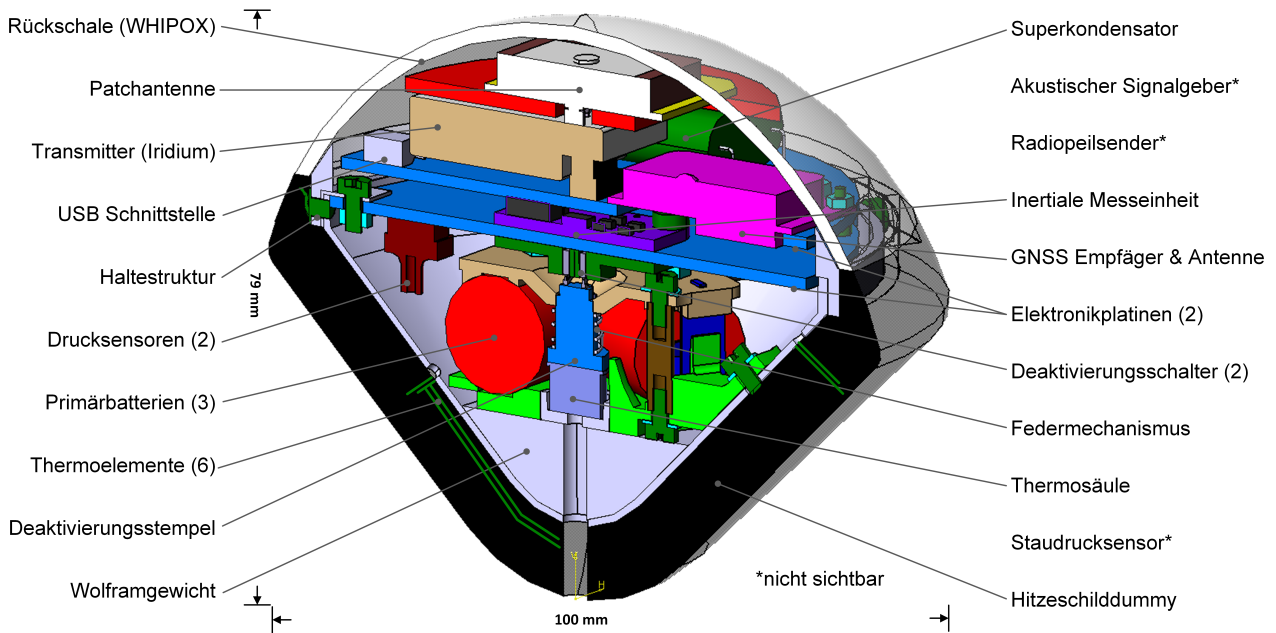


BILD 3: Querschnitt der Kapsel mit Elektronik

weils zwei verschiedenen Tiefen im Hitzeschild zur Verfügung. Zunächst wurden anstatt Thermoelementen der Typen R oder S, welche Messungen bis über  $+1700\text{ }^{\circ}\text{C}$  erlauben, aus Kostengründen Thermoelemente des Typs K (NiCr-Ni) verwendet. Ein Tausch zu Thermoelementen des Typs R oder S ist im Falle eines realen Wiedereintritts unabdingbar. Dies ist aus elektronischer Sicht auch ohne Weiteres möglich. Die Temperatur der Platine kann ebenfalls an verschiedenen Stellen erfasst werden. Die Messung der Platinentemperatur wird von den Kaltstellenkompensationschips sowie einem digitalen Drucksensor vorgenommen. Diese Informationen sind für einen Wiedereintritt interessant, da im Falle von Temperaturen jenseits von  $+85\text{ }^{\circ}\text{C}$  die Maximaltemperaturen einzelner Bauteile überschritten werden. Drei Drucksensoren wurden implementiert. Zwei digitale Drucksensoren messen den Druck auf der unteren Platine sowie den Staudruck durch einen Sensor, welcher in einer Vertiefung im Wolframingewicht mit Zugang zum optischen Kanal angebracht ist. Ein dritter Analogdrucksensor dient als prinzipredundantes System und erfasst ebenfalls den Druck im Kapselinneren. Leider war es nicht möglich, kleine Sensoren mit passender Schnittstelle, Stromverbrauch und Spannungsbereich zu finden, welche die Messung kleinerer Drücke erlauben. Der Messbereich des digitalen Drucksensors (MS5607-02BA03) deckt mit  $1 - 120\text{ kPa}$  lediglich Höhen unterhalb von  $31\text{ km}$  ab, während der Analogdrucksensor (MP3H6115A) nur unterhalb von  $13.5\text{ km}$  brauchbare Messwerte liefert. Eine Thermosäule (Dexter Digital-ST60) misst die

Strahlungstemperatur und -intensität des Plasmas am Staupunkt durch den optischen Kanal. Da im Falle der Höhenforschungsrakete kein Plasma generiert wird, handelt es sich hierbei um eine Qualifikation der Funktion für die spätere Wiedereintrittsmission.

Als inertielle Messeinheit (IMU) steht ein Sensor (BNO055) zur Verfügung, welcher Drehraten, Beschleunigungen und Magnetfeldstärke in drei Achsen messen kann. Die IMU ist selbstkalibrierend und führt eine automatische Sensorfusion der prinzipverschiedenen Messmethoden durch um die Qualität der Messungen zu verbessern.

Ein einfaches globales Navigationssatellitensystem (GNSS) Modul (LS20031) ermöglicht es Positionsdaten im Rahmen der vom Missile Technology Control Regime erlaubten Bereiche ( $v < 515\frac{\text{m}}{\text{s}}$ ,  $h < 18\text{ km}$ ) zu ermitteln. Für einen Echtflug ist dieses Modul durch ein raumfahrtqualifiziertes Teil auszuwechseln, da Geschwindigkeiten und Höhen jenseits der eben genannten Werte liegen. Hierfür ist aktuell ein freigeschalteter UBlox-8 Chip angedacht. Dieser besitzt ebenfalls eine UART Schnittstelle und passende elektrische Charakteristika bei einer kleinen Größe. Zudem ist das Ausgabeformat konfigurierbar und lässt damit mehr Möglichkeiten als das aktuelle Modul zu.

#### 4.2.2 Datenverarbeitung & Datensicherung

Die gesammelten Messdaten werden von drei AT-Mega 328P Mikrocontrollern an einem seriellen Bus (SPI) gesammelt und verarbeitet. Diese weit verbreiteten Mikrocontroller wurden gewählt, da deren Hand-



habung recht einfach ist und über die Arduino Umgebung eine große Anzahl an Softwarebibliotheken zu Sensoren und Peripheriegeräten existieren. Abgesichert wird die Dreierschaltung der Mikrocontroller über einen Watchdogmechanismus mit Mehrheitsvoting, der Mikrocontroller zurücksetzt, falls sie durch einen Fehler in einen passiven oder erratischen Zustand fallen.

ATMega 328P Mikrocontroller haben einen Spannungsbereich von 1.8 bis 5.5 V. Üblicherweise werden diese Mikrocontroller mit 5.0 V betrieben, da dies einen höheren Takt ermöglicht. Allerdings wurde, da alle anderen Sensoren und Mikrochips bei 3.3 V lauffähig sind, letztere Spannung bevorzugt, um Lösungen zur Logiklevelkonvertierung zu vermeiden. Der Takt ist hierbei mit 8 MHz gewählt worden.

Die Messdaten werden initial im Random Access Memory (RAM) der Mikrocontroller gespeichert. Zusätzliche Housekeepingdaten werden auch im nichtflüchtigen, internen Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory (EEPROM) abgelegt. Als Massenspeicher steht eine MicroSD Karte mit Kapazitäten bis zu 512 MB zur Verfügung.

#### 4.2.3 Stromversorgung

Die für den Betrieb der Elektronik benötigte Energie wird von Lithium-Mangan Primärbatterien (LM 17130) des Herstellers SAFT zur Verfügung gestellt. Hierbei handelt es sich um weltraumqualifizierte, vakuumfeste Batterien im  $\frac{1}{3}A$  Format. Drei dieser Batterien werden in Serie geschaltet um eine Spannung von 9 V (ohne Last) zu erreichen. Die Spannung wurde mit Absicht höher gewählt als die tatsächlich geforderte Eingangsspannung der Spannungswandler, um den negativen Effekt niedriger Temperaturen zu puffern. Die Spannung muss auf 5 V bzw. 3.3 V gewandelt werden. Dies erledigen zwei lineare Schaltregler. Da diese nicht sehr effizient arbeiten, jedoch eine sehr ruhige Ausgangsspannung haben, die für ADCs vorteilhaft ist, wird für folgende Versionen der 5 V Spannungsregler durch einen effizienten Schaltregler ausgetauscht. Da über diesen ein Hauptteil der Energie umgesetzt wird um den Transmitter zu speisen, ist dies ein guter Kompromiss zwischen Effizienz und Performance.

#### 4.2.4 Datenübertragung

Beim Satellitentransmitter handelt es sich um ein Iridium 9603 Modul, dem kleinsten kommerziell erhältlichen Satellitentransmitter mit globaler Abdeckung. Das Modul ist in der Lage Short Burst Data (SBD) Nachrichten über eine Keramikpatchantenne zu verschicken. Das Datenbudget wird von zwei Faktoren begrenzt. Zum einen hat der Transmitter selbst eine zeitliche Begrenzung zwischen zwei Nachrichten im

einstelligen Sekundenbereich. Mit der festen Paketgröße von 340 Bytes ist somit eine Mindestsenderate vorgegeben. Zum anderen ist die Stromversorgung kritisch, da das Modul hohe Pulsströme von etwa 1.5 A hat, die ohne Gegenmaßnahmen zu einem Spannungsabfall beim Iridiummodul führen würden. Deshalb wird ein Superkondensator mit 1.5 F Kapazität verwendet, der die Spannung auf dem geforderten Niveau hält. Trotzdem haben die Batterien nur einen begrenzten Entladestrom jenseits dessen die Batteriespannung abfällt und im schlimmsten Fall die Batterien selbst Schaden nehmen können. Der Satellitentransmitter kann folglich als Flaschenhals des Systems gesehen werden. Obwohl von Seiten der Sensorik und der Datenverarbeitung wesentlich höhere Messraten abgefragt werden könnten, ist das System beim Senden dieser Messdaten stark eingeschränkt.

## 5 ERGEBNISSE DER REXUS 19 KAMPAGNE

Der Aufbau des MIRKA2-RX Experimentmoduls bestand neben Kapsel und Separationsmechanismus zusätzlich aus einem Parallelsystem der Kapselelektronik. So hätten für den Fall, dass keine Nachrichten seitens der Kapsel empfangen worden wären, trotzdem Aussagen über das Verhalten der Elektronik gemacht werden können. Das Parallelsystem war bis auf das fehlende GNSS Modul und dem Satellitentransmitter baugleich. Der Satellitentransmitter wurde durch eine Emulation seitens des Bordcomputers des Experiments ersetzt.

Der Flug verlief seitens des Experimentmoduls nominal. Alle Pyrocutter wurden gezündet, die Kapsel erfolgreich ausgestoßen, die Kameras nahmen in den voreingestellten Sequenzen auf und das Parallelsystem lieferte über die emulierte Schnittstelle Messdaten an den Bordcomputer. Leider konnten in den ersten Minuten nach Auswurf keine Nachrichten der Kapsel empfangen werden. Etwa zehn Minuten nach dem Start trafen dann die ersten Nachrichten ein. Es stellte sich heraus, dass der Aktivierungsmechanismus der Kapsel beim Auswurf blockiert war und so das Elektroniksystem nicht aktivieren konnte. Beim Aufprall löste sich die Verklemmung und Messdaten konnten übertragen werden. Ab diesem Zeitpunkt funktionierte die Elektronik wie vorgesehen und ermöglichte dank der Positionsdaten sogar eine Bergung der Kapsel. [4, 7]

### 5.1 Kapsel

Die Kapselelektronik erlitt durch den Aufprall in den lockeren Schnee nördlich von Kiruna (Schweden) keine feststellbaren Schäden. Die Kapsel drang dabei, der Geometrie des Eintrittslochs nach zu urteilen, nahezu vertikal in den Schnee ein und kam mit einer leichten Schräglage von  $2.8^\circ$  zum liegen.

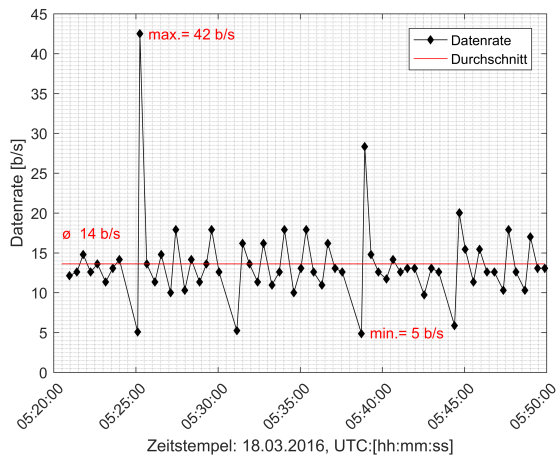


BILD 4: Erreichte Senderate, Nachrichtenevents

Die Zeitdifferenz zwischen der ersten und der letzten Kapselnachricht betrug knapp 30 Minuten. In diesem Zeitraum wurden 64 Nachrichten erfolgreich versendet. Die Housekeepingdaten des für die Kommunikation verantwortlichen Mikrocontrollers verzeichnete 67 Sendeveruche. Die drei verlorenen Nachrichten wurden vermutlich durch eine schlechte Satellitenverbindung bei bestimmten horizontnahen Konstellationen ausgelöst. Die Periodizität der verlorenen Nachrichten unterstützt diese These. Es ist unwahrscheinlich, dass die Nachrichten im Iridiumnetzwerk selbst verloren gingen, da dieses als sehr zuverlässig gilt. Mit der Größe der SBD Nachrichten von 340 Bytes lässt sich eine Datenrate der Verbindung berechnen, wie sie Abbildung 4 zeigt. Die durchschnittliche Datenrate ergab sich zu  $14 \frac{b}{s}$ . Die tatsächliche Betriebsdauer des Elektroniksystems ist besser als der berechnete Schätzwert von

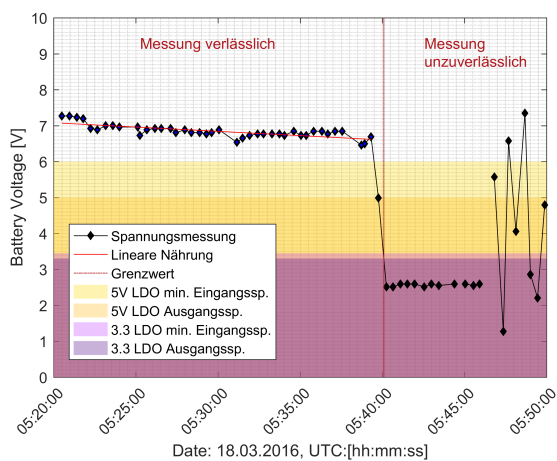


BILD 5: Gemessene Batteriespannung

22 Minuten. 5 zeigt die über einen Spannungsteiler gemessene Batteriespannung. Die lineare Abnahme der Batteriespannung während der ersten 19 Minuten entspricht der Erwartung eines stabilen Entladevorgangs. Danach ist ein deutlicher Einbruch der Spannung gefolgt von einer stark schwankenden Charakteristika festzustellen. Die Messwerte nach Nachricht 44 sind mit Vorsicht zu beurteilen, da der Spannungsregler für das 3.3 V System, welches die Mikrocontroller versorgt, ab einer Batteriespannung von weniger als ca. 3.4 V möglicherweise die Ausgangsspannung nicht halten kann. Der Mikrocontroller vergleicht die Batteriespannung im Spannungsteiler mit der Referenzspannung - in diesem Fall der Versorgungsspannung. Diese ist nun nicht mehr konstant, weshalb die Spannungswerte nicht korrekt berechnet werden. Weitere Anhaltspunkte für ein zeitweises Versagen der Mikrocontroller durch geringe Versorgungsspannungen sind die jeweiligen Systemlaufzeiten. Jeder Mikrocontroller zählt während des Betriebs einen Zähler hoch, der seiner jeweiligen Laufzeit entspricht. Bei zwei dieser Mikrocontroller sind die Laufzeiten nahezu gleich, beim dritten jedoch ist die Laufzeit geringer. An diesem Mikrocontroller hängen unter anderem die Lage- und Positionssensoren. Dieser Mikrocontroller muss folglich etwas häufiger als die beiden anderen gegen Ende der Funktion des Elektroniksystems unterversorgt gewesen sein.

Ursachen für den Spannungsabfall sind vermutlich die erschöpfte Kapazität der Batterien, der hohe Entladestrom sowie die niedrigen Umgebungstemperaturen. Nicht zu erwarten war, dass der Satellitentransmitter am Superkondensator nach Einbruch der Spannung weiterhin senden konnte, da der 5 V Spannungswandler bei einer Eingangsspannung von unter 5 V zuzüglich der Dropoutspannung nicht mehr ausreichend geladen werden sollte.

Die in Abbildung 6 geplotteten Messwerte der Thermoelemente zeigen einen Erwärmungsvorgang. Thermoelement 1 bis 5 sind hierbei an der Innenseite des Hitzeschilddummies angebracht. Thermoelement 6 ist auf der Innenseite der Whipoxrückschale positioniert worden. Es ist zu sehen, dass die Kapselaußenstruktur gegen Ende des freien Falls auf Temperaturen von  $-16$  bis  $-19^\circ\text{C}$  abgekühlt. Die Temperatur in der Schneeumgebung war mit leichten Minusgraden deutlich höher, weshalb eine Erwärmung eintrat. Die Kurve entspricht im Verlauf einer logarithmischen Funktion, wie sie für solch einen Erwärmungsvorgang ohne Wärmequellen zu erwarten ist.

Die Temperaturen der Platinen gemäß Abbildung waren anfangs im leichten negativen Bereich und erwärmten sich von etwa  $-5^\circ\text{C}$  auf  $+2^\circ\text{C}$ . Die Erwärmung der Platinen über die Umgebungstemperatur ist auf die Mikrochips als Wärmequellen zurückzuführen. Die Dissipation von elektrischer Energie und das gute Wärmeleitverhalten der Leiterplatten, hervorgeru-

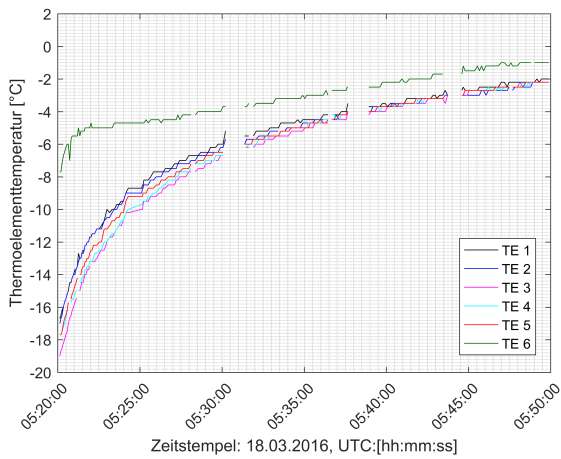


BILD 6: Messwerte der Thermoelemente

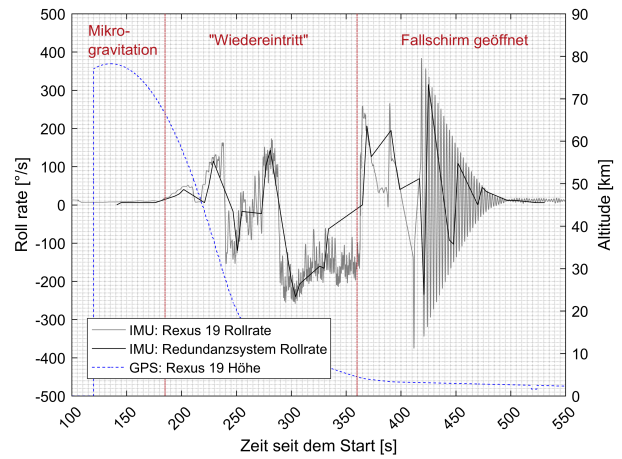


BILD 8: Vergleich der gemessenen Rollraten

fen durch zwei fast vollständig durchgängige Kupferlagen der vierschichtigen Platinen, sind Faktoren, die eine recht homogene Temperaturverteilung begünstigen.

Die Schlussfolgerung aus Abbildung 6 ist, dass Wärmeleitung von der Kapselstruktur zur Elektronik zwar stattfindet, jedoch nicht stark ausgeprägt ist. Zudem sind die am Boden relevanten Anteile der natürlichen Konvektion auf die Wärmeübertragung zu bedenken.

## 5.2 Parallelsystem

Das Parallelsystem funktionierte wie erwartet und lieferte während der Zeit nach dem Einschalten im Apogäum die geforderten Messwerte. Im Folgenden wird nur auf die Messwerte eingegangen, die bei der Kapselelektronik aufgrund der gleichbleibenden Lage wenig Aussagekraft besitzen.

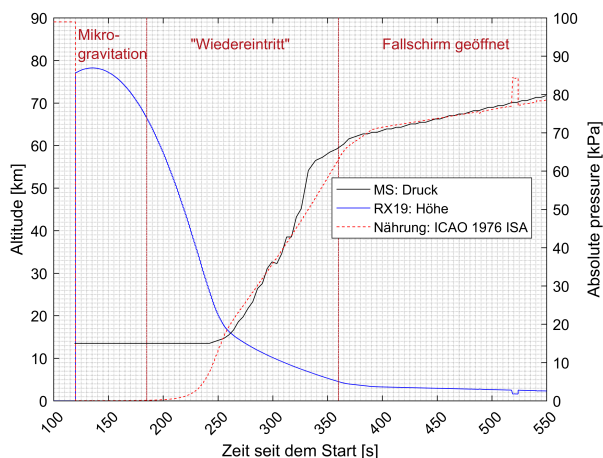


BILD 7: Messwerte des Analogdrucksensors

Der Analogdrucksensor lieferte Messwerte über den Druck im inneren des Experimentes. Da dieses nach außen offen ist kann man davon ausgehen, dass dies dem näherungsweise statischen Umgebungsdruck entspricht. In Abbildung 7 ist zu erkennen, dass der Sensor bis etwa 18 km Höhe in Sättigung ist, da der Druck unterhalb des spezifizierten Minimaldrucks lag. Von da an ist ein Anstieg zu erkennen. Als Vergleich dient eine Kurve, die aus der Höheninformation der Rakete mit dem ICAO 1976 Standardatmosphärenmodell [8] berechnet wurde. Diese Kurven zeigen eine gute Übereinstimmung.

Die IMU des Parallelsystems lieferte Messwerte der Roll-, Nick- und Gierraten, die mit der IMU des REXUS 19 Servicemoduls weitestgehend konsistent sind. Dies wird am Beispiel von Abbildung 8 gezeigt. Da die Messwerte über eine simulierte Satellitenschnittstelle an den Bordcomputer des Experiments weitergegeben wurden, ist jedoch ein deutliches Aliasing resultierend aus einer geringen zeitliche Auflösung der Messwerte zu erkennen. Dies ist angesichts der Tatsache, dass alle 24 Sekunden ein Datensatz mit nur wenigen Messwerten gesendet wird, erwartet worden. Unklar war bislang jedoch die Frage, wie der Sensor reagiert, wenn er in einer Mikrogravitationsumgebung angeschaltet wird. Der BNO055 Chip besitzt eine interne Kalibration, die erfolgt, sobald der Chip mit Strom versorgt wird. Der Sensor fusioniert dabei die Informationen von Magnetometer, Gyrometer und Accelerometer zu konsistenten Werten. Dabei liefert der Sensor Angaben, welche die Güte der Kalibration beschreiben. Die Kalibration des Magnetometers funktionierte demnach perfekt, während Gyroskop und Accelerometer die meiste Zeit als quasi unkalibriert geführt wurden. Die Gesamtkalibration zeigte trotzdem einen guten Wert an. Deshalb kann der Chip weiterhin trotz anfänglicher Bedenken auch für Mikrogravitationsumgebungen benutzt werden.



## 6 ZUSAMMENFASSUNG

Die im Rahmen der Abschlussarbeit des Autors [6] identifizierten Anforderungen konnten bei mehreren Versionen des Elektroniksystems mit fortschreitenden Verbesserungen umgesetzt werden. Interne sowie externe Funktionstest im Rahmen der MIRKA2-RX Kampagne und die Integration in die miniaturisierte Wiedereintrittskapsel waren erfolgreich. Im Allgemeinen konnte die Machbarkeit einer solch miniaturisierten Wiedereintrittskapsel bewiesen werden.

Der Flugtest mit der Höhenforschungsrakete REXUS 19 Mitte März 2016 ist ein wichtiger Schritt auf dem Weg zur CAPE Mission der Wiedereintrittskapsel. Die Erwartungen an die Messdatenqualität und Übertragungsgeschwindigkeit sind weitestgehend erfüllt worden. Weitere Untersuchungen müssen noch bezüglich der Flugstabilität und der Einsetzbarkeit des Satellitentransmitters im Flug vorgenommen werden.

Auf dem Weg zu einer möglichen Weltraummission des Elektroniksystems sollten zudem noch Teilaspekten wie beispielsweise das Thermaldesign oder einzelne Bauteile überarbeitet werden. Hierzu kann die Abschlussarbeit zum Elektroniksystems und die während des REXUS Projektes gewonnenen Erfahrungen eingesetzt werden.

## 7 AUSBLICK

Aktuell sind zwei weitere MIRKA2 Projekte, die zur Flugerprobung und Verbesserung des Systems dienen, in Vorbereitung. Zum einen wird die Flugelektronik im Oktober 2016 auf zwei Kleinraketen der Stuttgarter Studentengruppe Hybrid Engine Development (HyEnD) von der European Space and Sounding Rocket Range (Esrange), Schweden gestartet. Die Kleinraketen werden im Zuge des Studentischen Experimental Raketen (STERN) Programms des DLR entwickelt und geflogen. Ziel der Beteiligung der MIRKA2 Elektronik am Flug der HyEnD-STERN Rakete ist es, ein besseres GNSS System zu testen, welches das bisherige ersetzen soll. Zudem soll eine Satellitenverbindung nun auch im Flug bei verschiedenen Geschwindigkeiten und Höhen getestet werden. Das MIRKA2 Elektroniksystem dient HyEnD dabei als ein vom Elektroniksystem der Rakete unabhängiges Ortungssystem.

Zum Anderen ist ein Abwurf von einem Höhenforschungsballon geplant. Hierbei ist das Elektroniksystem ähnlich wie bei MIRKA2-RX komplett in einer Kapselstruktur eingebaut. Auch in diesem Fall sind ein Test der Kommunikation und weitere Verbesserungen am Elektroniksystem vorgesehen.

Langfristig ist der Einsatz des Elektroniksystems in einer miniaturisierten Wiedereintrittskapsel im Rahmen der CubeSat Mission CAPE Ziel der Entwicklung.

## 8 DANKSAGUNG

Mein aufrichtiger Dank gilt meinen universitären Betreuern Herrn Priv.-Doz. Dr.-Ing. Georg Herdrich und Herrn Dipl.-Ing. Adam Pagan sowie der herausragenden Leistung des KSat Stuttgart e.V. Studententeams, das sich den Herausforderungen der MIRKA2 Projekte angenommen hat.

## LITERATUR

- [1] Auweter-Kurtz, M., *Wiedereintrittsprobleme von Raumflugsystemen, Teil III, Hitzeschutzmaterialien - Bodentestanlagen - Meßverfahren*, 1996, [Paper].
- [2] Herdrich, G., Pagan, A. S., Laufer, R., and the KSAT Team, *CubeSat Atmospheric Probe for Education (CAPE)*, April 2015, [Paper].
- [3] Schmidt, A., *REXUS User Manual*, EuroLaunch, Dezember 2014, Version 7.11, [Benutzerhandbuch].
- [4] Galla, D., Baumann, J.-P., Behnke, A., Ehresmann, M., Franz, J., Gäßler, B., Grabi, F., Koller, M., Müller, N., Papanikolaou, A., Rieser, J., Schäfer, F., Schöneich, V., Seiler, H., Siedorf, M., Starlinger, V., Stier, A., Tabelander, A., Vardar, F., and Wizemann, S., *Student Exchange Documentation MIRKA2-RX*, Juni 2016, Version 5, [Paper].
- [5] Wizemann, S., Ehresmann, M., Baumann, J.-P., Behnke, A., Franz, J., Gäßler, B., Galla, D., Grabi, F., Koller, M. T., Kuhn, G., Müller, N., Papanikolaou, A., Rieser, J., Schöneich, V., Seiler, H., Siedorf, M., Starlinger, V., Stier, A., Tabelander, A., Pagan, A. S., Montag, C., Herdrich, G., Fasoulas, S., and Klinkner, S., *MICRO-REENTRY-CAPSULE-2 (MIRKA2) REXUS*, Dezember 2015, [Paper].
- [6] Koller, M. T., *Development of the Electronic System for the MIRKA2 Micro Return Capsule*, Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart, Dezember 2015, [Bachelorarbeit].
- [7] Ehresmann, M., Baumann, J.-P., Behnke, A., Franz, J., Friedrich, L., Gäßler, B., Galla, D., Grabi, F., Hießl, R., Koller, M. T., Kumpf, P., Müller, N., Papanikolaou, A., Rieser, J., Schäfer, F., Schöneich, V., Seiler, H., Siedorf, M., Starlinger, V., Stier, A., Tabelander, A., Wizemann, S., Vardar, F., Pagan, A. S., Montag, C., Herdrich, G., and Laufer, R., *MICRO RETURN CAPSULE 2 – REXUS EXPERIMENT RESULTS*, Juni 2016, [Paper].
- [8] ICAO, *1976 International Standard Atmosphere*, International Civil Aviation Organization, 1976, [Internationaler Standard].