

# **DAS CUBESAT PROJEKT AN DER TU DRESDEN: STUDENT'S OXYGEN MEASUREMENT PROJECT - SOMP**

S. Fasoulas<sup>1</sup>, A. Deckert<sup>1</sup>, C. Nitzschke<sup>2</sup>, P. Voigt<sup>1</sup>, A. Weber<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Technische Universität Dresden, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, 01069 Dresden, Deutschland, stefanos.fasoulas@tu-dresden.de

<sup>2</sup> DLR Raumfahrtagentur, 53183 Bonn, Deutschland, christian.nitzschke@dlr.de

## **Zusammenfassung**

SOMP (Student's Oxygen Measurement Project) ist der Name des studentischen Satellitenprojektes an der Technischen Universität Dresden. Der Pikosatellit folgt dem mittlerweile weit verbreiteten CubeSat Standard mit Abmaßen von 10cmx10cmx10cm und einem Gewicht von 1kg. Verwendet werden Pikosatelliten nach diesem Standard für wissenschaftliche und technische Anwendungen aber auch zur Ausbildung von Nachwuchskräften.

SOMP hat zwei wissenschaftliche Nutzlasten: Zum einen Sensoren zur Messung atomaren Sauerstoffs und zum anderen flexible Dünnschichtsolarzellen für einen Funktionstest. Umfangreiche Missionsanalysen geben Aufschluss über typische Randbedingungen einer CubeSat Mission. Zudem wird kurz der Satellitenbus vorgestellt. Der Start des Satelliten ist für das Jahr 2010 geplant.

## **1. EINLEITUNG**

Studenten des Studiengangs Maschinenbau in der Vertiefungsrichtung Luft- und Raumfahrttechnik an der TU Dresden haben 2006 begonnen, Ideen für den Bau eines eigenen Satelliten zu sammeln. Entstanden ist ein Konzept für den Bau eines 10cmx10cmx10cm großen und 1kg schweren Satelliten nach dem CubeSat Standard. Dieser Standard erfreut sich auch an europäischen Universitäten und Hochschulen wachsender Beliebtheit.

Inzwischen arbeitet eine Gruppe von 10 Studenten verschiedener Fachrichtungen wie Maschinenbau, Elektrotechnik, Informatik bis hin zur Physik an dem Projekt. Mit einer unterstützenden Förderung des DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Förderkennzeichen 50 RU 0802) und unter Leitung des Instituts für Luft- und Raumfahrttechnik der Fakultät Maschinenwesen soll das Konzept weiter durch Studenten verbessert und anschließend umgesetzt werden.

Ziel ist es, den Studenten die Möglichkeit zu geben, ihr theoretisches Wissen in einem interdisziplinären Umfeld anzuwenden und wertvolle Erfahrungen für den Berufseinstieg zu sammeln. Im Folgenden wird zunächst auf die zunehmende Bedeutung des CubeSat Standards in der Ausbildung von Raumfahrtingenieuren eingegangen, anschließend wird das Projekt an der TU Dresden mit seinen Zielen, dem Konzept und dem aktuellen Entwicklungsstand vorgestellt.

## **2. PIKOSATELLITEN IN AUSBILDUNG UND WISSENSCHAFT**

Die vielfältige Verbindung der Raumfahrt mit einer Vielzahl von wissenschaftlichen und technologischen Disziplinen vermag in besonderem Maße junge Menschen zum Erwerb naturwissenschaftlich-technischer Bildung

anregen. Dabei ist die raumfahrtspezifische Ausbildung an deutschen Hochschulen oftmals mit einem Ingenieurstudium der Luft- und Raumfahrttechnik und meist als Vertiefung des Studienganges Maschinenwesen verbunden (seit 1997 auch an der TU Dresden). Die Verbindung zwischen den Disziplinen erfolgt teilweise sehr erfolgreich in der wissenschaftlichen Zusammenarbeit an einzelnen Projekten und durch sporadische gemeinsame Veranstaltungen, jedoch weniger systematisch im Hinblick auf eine multi- bzw. interdisziplinäre Ausbildung. Dabei benötigt die Luft- und Raumfahrtbranche nicht nur fachspezifische Absolventen, sondern auch zunehmend Absolventen aus anderen Disziplinen, z.B. Robotik, Werkstofftechnik, Regelungstechnik, Wirtschaftswissenschaften, Medizin, Mechatronik, Nano- und Mikrotechnologien, Sensorik, Geodäsie etc.

Der 1999 von der California Polytechnic State University und der Stanford University initiierte CubeSat Standard bietet die Möglichkeit eines systematischen Ansatzes zur Verknüpfung der Disziplinen anhand eines Projektes. Der Standard definiert die Form, Größe und das Gewicht eines Miniatursatelliten. Zudem wurde eine weltraumqualifizierte Startvorrichtung entwickelt, welche eine standardisierte Verbindung zu einem Trägersystem bereitstellt. Der Standard ermöglicht somit einen kostengünstigen Start als Sekundärnutzlast. Die vergleichsweise geringen Start- und Entwicklungskosten ermöglichen vor allem Universitäten und Hochschulen den Bau und Betrieb dieser Miniatursatelliten für Forschungszwecke aber auch zur Aus- und Weiterbildung von Nachwuchskräften. Diese Projekte bieten den Studenten die Gelegenheit, an einem Projekt interdisziplinär zu arbeiten und vermitteln einen einmaligen Einblick in die Raumfahrttechnik.

Mit dem Start einer Rockot-Rakete vom russischen Weltraumbahnhof in Plessezk wurden 2003 die ersten CubeSats gestartet. Insgesamt starteten bereits 24, darunter bisher zwei aus Deutschland (UWE-1 und CompassOne). Zwei weitere (UWE-2 und BeeSat) warten

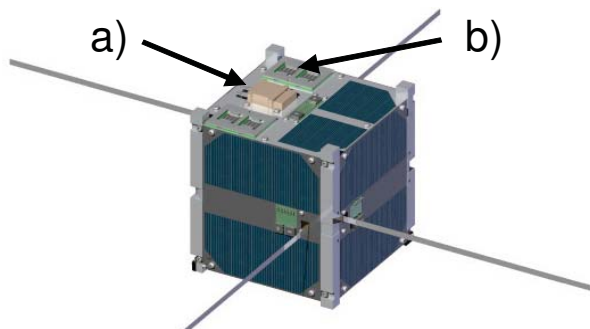


BILD 1. Entwurf von SOMP mit Blick auf die Nutzlastseite: a) FIPEX-Sensoreinheit; b) flexible Dünnschichtsolarzellen

gegenwärtig auf ihren Start. Weltweit gibt es derzeit an 82 Universitäten und Hochschulen CubeSat Projekte[2].

Das DLR fördert seit 2007 mit dem Programm: „Förderung von Kleinsatellitenprojekten an deutschen Hoch- und Fachschulen“ u.a. solche CubeSat Projekte.

Neben dem Nutzen derartiger Projekte in der Ausbildung hat eine Studie im Auftrag des DLR auch die Potentiale von Pikosatelliten für die Technologieerprobung und für wissenschaftliche Missionen aufgezeigt [3]. Vor allem Schwärme von Pikosatelliten bieten eine inhärente Redundanz und erlauben interessante Möglichkeiten in der Erdbeobachtung. Eine Vielzahl der derzeit in Entwicklung befindlichen CubeSat Projekte testen daher Technologien und Möglichkeiten solcher Missionen.

### 3. PROJEKT- UND MISSIONSZIELE

#### 3.1. Ziele

SOMP (Student's Oxygen Measurement Project) soll das Potential von CubeSats in der Ausbildung junger Nachwuchskräfte als auch die wissenschaftlichen Möglichkeiten einer Pikosatellitenmission nutzen.

Die wissenschaftlichen Nutzlasten (Sensoren zur Messung atomaren Sauerstoffs und flexible Dünnschichtsolarzellen) bilden, gemeinsam mit dem technologischen Ziel einen möglichst kostengünstigen Satellitenbus basierend auf kommerziell erhältlichen Bauteilen zu bauen, die primären Missionsziele. Als sekundäres Ziel ist die Nutzung des Satelliten als „Kurznachrichtensystem“ für Amateurfunken definiert. In BILD 1 sind die Nutzlasten von SOMP am Satelliten dargestellt.

Das Hauptziel des Projektes ist jedoch die interdisziplinäre und praktisch orientierte Ausbildung von Studenten verschiedener Fachbereiche. Aus diesem Grund sollen möglichst viele Komponenten und Baugruppen von den Studenten entwickelt und gebaut werden.

#### 3.2. FIPEX (Flux- $\Phi$ -Probe-Experiment)

Da es im niedrigen Erdborbit (LEO) aufgrund von UV-Strahlung zur Dissoziation von molekularem zu atomarem Sauerstoff kommt, bildet letzterer die dominante Spezies in diesen Höhen. Atomarer Sauerstoff ist sehr reaktiv und



BILD 2. FIPEX-Sensoren im Größenvergleich (links: Sensoren für FIPEXonISS mit einem Streichholz; rechts: Sensoren für SOMP)

somit die Hauptursache für die Degradation von Raumfahrtstrukturen. Aus diesem Grund ist die Kenntnis der räumlichen und zeitlichen Verteilung des atomaren Sauerstoffs wesentlich für die optimierte Auslegung von LEO-Systemen. Derzeit basiert die Abschätzung der Konzentration von atomarem Sauerstoff auf verschiedenen semi-empirischen Ansätzen, welche stark voneinander abweichen. Die an der TU Dresden entwickelten FIPEX-Sensoren, bieten erstmals die Möglichkeit, atomaren Sauerstoff quantitativ zeitlich aufgelöst zu messen. Derzeit werden diese Sensoren auf der Außenplattform des Columbus-Moduls auf der Internationalen Raumstation (ISS) erfolgreich eingesetzt (FIPEXonISS). SOMP soll diese Messungen auf einem polaren Orbit ergänzen und somit weitere Aufschlüsse darüber geben, welchen Einfluss die Inklination auf die Konzentration des atomaren Sauerstoffs hat. Dazu wurden die FIPEX-Sensoren in Größe und Leistungsbedarf an die Anforderungen des CubeSats angepasst (siehe BILD 2.).

#### 3.3. Flexible Dünnschichtsolarzellen (DSSZ)

Mittels neuer Herstellungsmethoden ist es möglich, Solarzellen auf flexiblen Polymerfolien zu fertigen. Dadurch können gekrümmte Flächen von Raumfahrzeugen optimiert zur Energiegewinnung genutzt werden. Außerdem sind entfaltbare Solarpaneele mit einer solchen Technologie denkbar. Aufgrund dieses Potentials für Raumfahrtanwendungen wird SOMP Proben flexibler Dünnschichtsolarzellen der Firma Solarion AG erstmals im Orbit testen. Es sollen dabei die Spannungs-Strom-Kennlinien während der gesamten Mission wiederholt gemessen werden, um Aussagen über die Langzeitstabilität der Zellen unter Weltraumbedingungen treffen zu können.

### 4. MISSIONSANALYSE

#### 4.1. Referenzorbit

Im Rahmen der Missionsanalyse gilt es, sowohl die maximale Verweildauer von SOMP im Orbit sowie die Schatten- und Kontaktzeiten zu bestimmen.

Ein exakter Ausgangsorbit ist erst mit Kenntnis einer Startgelegenheit möglich, daher müssen sich diese Betrachtungen auf verschiedene, wahrscheinliche Orbits konzentrieren. Als Ausgangsorbit wird ein sonnen-synchroner Orbit mit folgenden Parametern betrachtet

- Orbithöhe  $h = 600 \text{ km}$  (400-600km)
- Exzentrizität  $e = 0$
- Inklination  $i = 98^\circ$
- Startdatum 25.03. (nahe dem Äquinoktium)

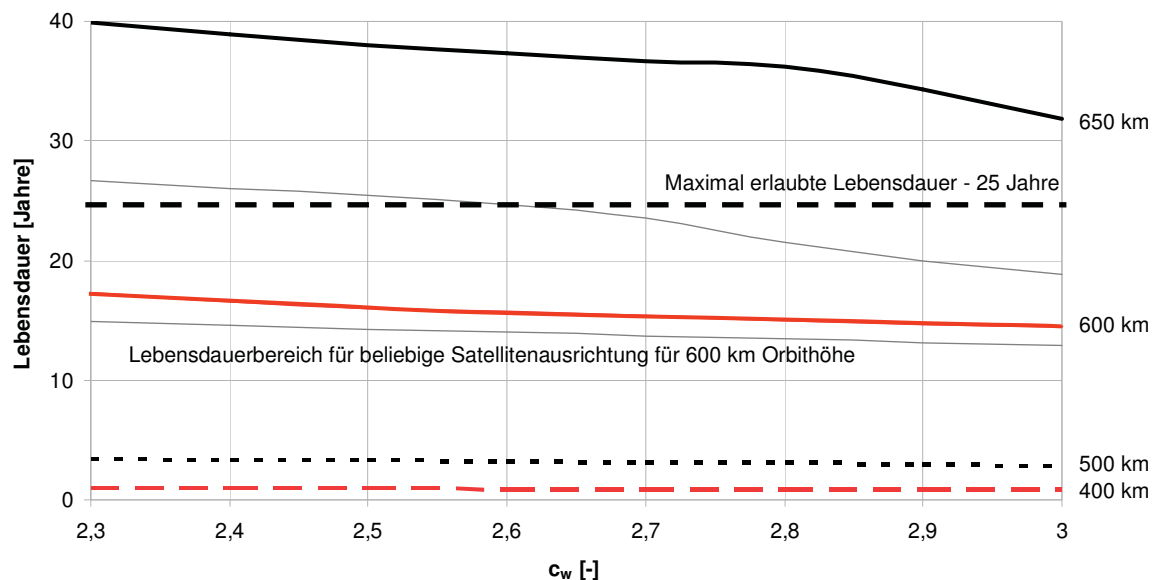


BILD 3. Lebensdauer über bezugsflächenabhängigen  $c_w$ -Wert für eine mittlere Ausrichtung des Satelliten (zusätzlich grau schraffiert: Lebensdauererweiterung für 600 km für unterschiedliche Ausrichtungen)

- Aufsteigender Knoten  $\Omega = 90^\circ$  ( $0^\circ - 90^\circ$ )
- Wiedereintrittshöhe 150 km

Der aufsteigende Knoten bestimmt die Ausrichtung der Orbitebene zur Sonne. Im Folgenden wird der Einfachheit halber für die beiden Extremfälle von einem senkrechten ( $\Omega = 90^\circ$ ) und parallelen Orbitszenario ( $\Omega = 0^\circ$ ) gesprochen.

Für numerische Orbitsimulationen sind Gravitationsgradienten im Erdgravitationsfeld bis zur Stufe J2 die wichtigste Störung, da es sich gezeigt hat, dass höhere Ordnungen keinen nennenswerten Einfluss auf die Berechnungen haben. Der Atmosphäreinfluss findet nur bei der Lebensdauerberechnung Beachtung. Andere Effekte (z.B. Drittkörperstörungen, solarer Strahlungsdruck,...) sind vernachlässigbar klein.

## 4.2. Lebensdauer

Ziel der Lebensdaueranalyse ist es, nachzuweisen, dass SOMP nach Missionsende maximal 25 Jahre im Orbit verbleibt, um den „European Code Of Conduct For Space Debris Mitigation“ einzuhalten. Da keine Antriebsmöglichkeiten vorgesehen sind und somit keine aktive Bahnregelung möglich ist, muss der Satellit innerhalb dieser Zeit aufgrund der Reibung mit der Erdatmosphäre soviel an Höhe verlieren, dass er verglüht (Wiedereintritt in einer Höhe von 150 km).

### Abschätzung der Lebensdauer mit der barometrischen Höhenformel

Eine einfache analytische Berechnung mit der barometrischen Höhenformel erlaubt eine erste Abschätzung über die Größenordnung der Lebensdauer für verschiedene Starthöhen des Satelliten. Die barometrische Höhenformel berücksichtigt nicht die veränderte Zusammensetzung der Atmosphäre in großen Höhen und ist somit zur Dichteberechnung nur bedingt geeignet.

Der hier verwendete Widerstandsbeiwert ( $c_w = 2,3$ ) ist

eine typische Annahme nach [4] für eine Maximierung der Lebensdauer was damit einem worst-case Szenario entspricht. Aufgrund der unbekannten Grenzflächenverhältnisse und ungenauer existierender Atmosphärenmodelle ist die Bestimmung des Widerstandsbeiwertes kompliziert. Analytische Betrachtungen nach [5] schränken den Widerstandsbeiwert auf ein Intervall zwischen 2,3 und 4 ein.

Die Berechnung der Lebensdauer mit der barometrischen Höhenformel ergibt mit einer Startflughöhe von 600 km und einer mittleren Ausrichtung des Satelliten (eine Seitenkante zeigt in Flugrichtung) eine Lebensdauer von  $t_L = 15,6$  Jahren. Für einen Orbit mit 800 km Starthöhe beträgt die Lebensdauer 20,5 Jahre. In beiden Fällen liegt die Lebensdauer des Satelliten unterhalb der maximal erlaubten 25 Jahre. Jedoch handelt es sich hier um stark vereinfachte Abschätzungen und die reale Lebensdauer kann um mehrere Jahre von den berechneten Werten abweichen.

### Numerische Abschätzung der Lebensdauer

Mit einer numerischen Simulation und dem Atmosphärenmodell NRLMSISE 2000 des US Laval Research Laboratory, welches die Zusammensetzung der Atmosphäre in großen Höhen berücksichtigt ist es möglich, eine realistischere Abschätzung der Lebensdauer zu erhalten.

Fasst man die Ergebnisse der Lebensdauerberechnung zusammen, ergibt sich BILD 3. Darin ist die Lebensdauer über den Widerstandsbeiwert für mehrere Höhen von 400 km bis 650 km aufgetragen. Dabei zeigt eine Seitenkante des Satelliten in Flugrichtung, was einer mittleren Ausrichtung über mehrere Jahre entspricht.

Orbitszenarien bis 600 km Höhe liegen unterhalb der geforderten Grenze von 25 Jahren. Jedoch steigt die Lebensdauer für Orbithöhen oberhalb von 600 km stark an, so dass schon bei einer Starthöhe von 650 km die Lebensdauer weit über 30 Jahren liegt.

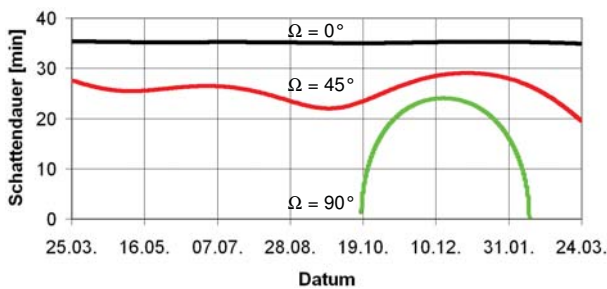


BILD 4. Schattenverlauf für ein Jahr für  $\Omega = 90^\circ$ ,  $\Omega = 45^\circ$ ,  $\Omega = 0^\circ$

Um den Graphen für 600 km ist ein schraffierter Bereich zu sehen, der die Streubreite der Lebensdauer für die maximale effektive Fläche (Satellit fliegt mit einer Ecke in Flugrichtung) bis hin zur minimalen effektiven Fläche (Satellit fliegt mit einer Seitenfläche senkrecht zur Flugrichtung) zeigt. Bei einer maximalen Fläche kann der Widerstandsbeiwert in Abhängigkeit der Grenzflächeneigenschaften zwischen 2,3 und 2,8 liegen [5]. Es ergibt sich eine maximale Lebensdauer von 15 Jahren. Im unwahrscheinlichen Fall, dass der Satellit die gesamte Zeit nur mit der kleinsten Fläche in Flugrichtung fliegt, schwankt der Widerstandsbeiwert zwischen 2,3 und 4 in Abhängigkeit möglicher Grenzflächenverhältnisse [5]. Die maximale Lebensdauer kann damit theoretisch bis zu 26 Jahre betragen. Dieser Fall setzt voraus, dass alle auftreffenden Teilchen zunächst von der Oberfläche absorbiert und anschließend wieder emittiert werden. Bei einer geplanten Missionszeit von einem Jahr beträgt die restliche Verweildauer im Orbit 25 Jahre, womit die geforderte maximale Lebensdauer ohne zusätzliche Reserven gerade eingehalten wird. Die erwartete Lebensdauer, bei der Betrachtung einer mittleren angeströmten Fläche liegt bei 17 Jahren.

### 4.3. Schatten- und Kontaktzeiten

#### Schattenverlauf

Für eine Auslegung der Subsysteme ist es entscheidend, ob und wann SOMP durch den Erdschatten fliegt, um z.B. zu entscheiden, wie stark der Satellit abkühlt oder aufgeheizt wird oder ob und wann genügend Energie zur Verfügung steht. Der Einfachheit halber gibt es keinen Unterschied zwischen den sehr kurzen Halbschattenphasen und den Kernschattenphasen.

In BILD 4 sind die Schattenverläufe für drei unterschiedliche Ausrichtungen der Orbitebene zur Sonneneinstrahlrichtung für ein Jahr zu sehen. Für den senkrechten Fall ( $\Omega = 90^\circ$ ) wird der Satellit, mit Ausnahme der Winterzeit (Nordhalbkugel), kontinuierlich von der Sonne beschienen, da dieser sich auf der Tag-Nacht-Grenze (Dusk-Dawn-Orbit) bewegt. In der Winterzeit liegt die Nordhalbkugel für längere Zeit im Erdschatten wodurch der Satellit ebenfalls immer mehr in den Erdschatten eintritt, wenn er über die Nordhalbkugel fliegt. Das Maximum der Schattenzeit liegt Mitte Dezember bei 25 min.

Im Fall einer parallelen Orbitebene mit  $\Omega = 0^\circ$  ist der Orbit so gedreht, dass immer der gleiche Anteil des Orbits hinter der Erde liegt. Somit ist die Schattenzeit von den Jahreszeiten unabhängig und beträgt für jeden Umlauf

konstant 36 min. Für ein mittleres Szenario mit  $\Omega = 45^\circ$  schließlich schwankt die Schattendauer zwischen 20 und 30 min, da hier die Winterzeit auf der Nordhalbkugel wieder einen Einfluss auf die Schattenzeiten hat.

Weitere Analysen zeigen, dass eine Änderung der Höhe nur geringfügige Änderungen der Schattenzeiten verursacht. Eine Besonderheit ergibt sich, wenn der Schatten des Mondes exakt an dem Schatten der Erde anschließt. In diesem sehr seltenen Fall kann die Schattenzeit bis zu 60 min dauern. Jedoch hat hier die Halbschattenphase mit ca. 50 min einen sehr hohen Anteil.

#### Kontaktzeiten

Die Kontaktzeiten sind eng mit den Schattenzeiten verknüpft, da nur bei Sonnenbestrahlung Kontakt hergestellt werden soll. Dadurch werden hohe Leistungsspitzen während sich der Satellit im Schatten befindet und die Energie zum „Überleben“ braucht vermieden. Eine weitere Einschränkung ist die Bodenstation. Diese soll sich in Dresden ( $51^\circ$  Nord,  $13^\circ$  Ost) befinden und hat per Definition eine Elevation von  $10^\circ$ , um eventuelle Abschattungseffekte durch Gebäude in der Umgebung zu berücksichtigen. Auf SOMP wird eine omnidirektionale Antenne verwendet, so dass in erster Näherung davon ausgegangen wird, dass dieser jederzeit Kontakt aufnehmen kann, wenn er in der Sonne ist.

Exemplarisch sollen die Ergebnisse der Analysen für die schon diskutierten Szenarien, welche senkrecht und parallel zur Sonneneinstrahlrichtung stehen, ausgewertet werden.

Das bereits vorgestellte senkrechte Orbitszenario zeigt, dass für das ganze Jahr in regelmäßigen Abständen Kontaktmöglichkeiten auftreten. Lediglich zwischen Oktober und Februar kommen weniger Kontakte zustande. Das deckt sich mit den Analysen aus BILD 4, da zu dieser Zeit der Satellit beim Überflug der Nordhalbkugel in den Erdschatten eintritt. Da Dresden auf der Nordhalbkugel liegt und der Satellit nur bei Sonnenschein funken soll, kommt es hier zu einer Ausdünnung an Kontaktmöglichkeiten. Erst gegen Ende des betrachteten Zeitraums, wenn die Schattenphasen wieder abnehmen, häufen sich die Kontakte wieder.

Mit Ausnahme des Winterzeitraums dauert es zwischen 1,5 Stunden (1 Orbit) und 14 Stunden, bis es zu neuen Kontaktmöglichkeiten kommt. Während der Winterzeit ist nur in wenigen Fällen schon nach 1,5 Stunden erneut Kontakt möglich. Im Regelfall beträgt die Zeit zwischen zwei Kontakten meist bis zu 24 Stunden. In geringeren Höhen (400 km) ist es sogar möglich, dass diese Zeit auf 48 Stunden ansteigt. Die Dauer der Kontakte schwankt zwischen wenigen Sekunden und 4,5 Minuten.

Für einen Orbit, der parallel zur Sonneneinstrahlrichtung steht, treten aufgrund der regelmäßigen Schattenzeiten wesentlich weniger Kontakte auf. Über den Großteil des Jahres liegen ca. 24 h zwischen zwei Kontakten. Lediglich in der Sommerzeit der Nordhalbkugel, wenn diese nur kurze Zeit im Erdschatten liegt, sind häufiger Kontakte möglich. Ausnahmen bilden hierbei einige Kontakte, die schon nach einem Orbit möglich sind.

Der tatsächliche Kontaktverlauf wird zwischen den beiden



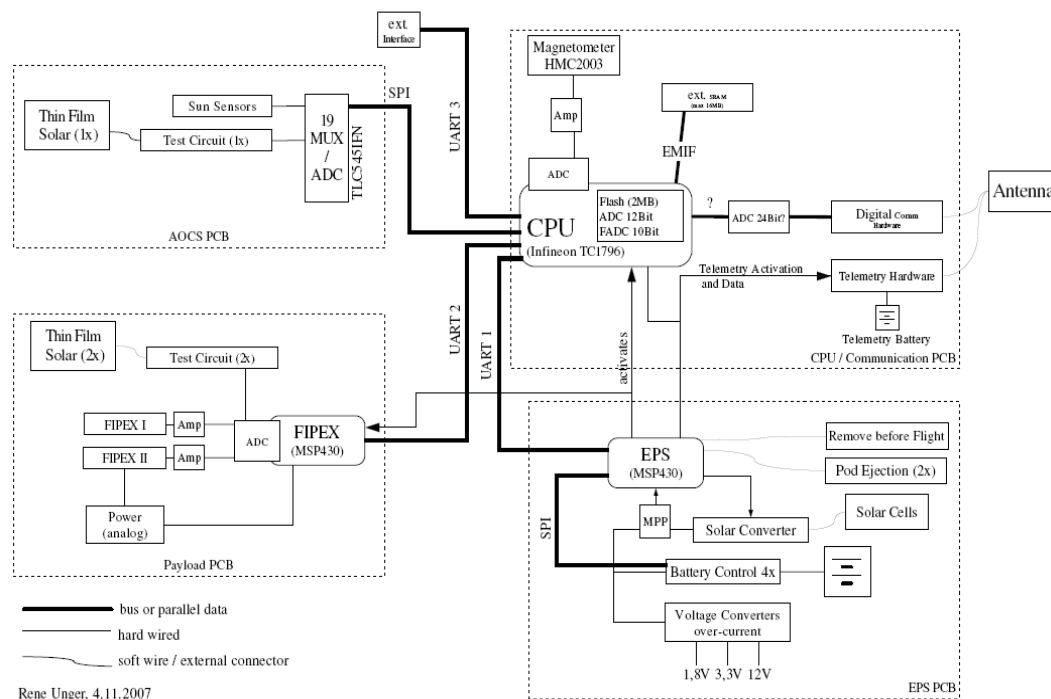


BILD 5. Entwurf des elektronischen Layouts

Fällen liegen.

## 5. SATELLITENBUS

### 5.1. Gesamtüberblick

Die Entwicklung des Satellitenbusses erfolgt im Rahmen von Studien- und Diplomarbeiten. Im Folgenden wird ein kurzer Überblick gegeben.

Alle Außenflächen, sofern nicht von der Nutzlast belegt, werden mit Solarzellen versehen (siehe Bild 2). Damit wird eine verfügbare Solarzellenfläche von 0,03m<sup>2</sup> erreicht. Die Solarzellen bilden die einzige Energiequelle. Zum Zwischenspeichern von elektrischer Energie werden Li-Ionen Akkumulatoren eingesetzt. Für den Betrieb des Satelliten und der Nutzlast stehen weniger als 2W zur Verfügung. Da die Leistungsanforderung der Nutzlast damit die Busleistung übersteigt, kann ein Nutzlastbetrieb nur über die Entladung der Akkumulatoren erfolgen. Im Inneren des Satelliten befinden sich auf vier Platinen verteilt die Elektronik der Nutzlast, des Kommunikationssystems, der Hauptcontroller, der Energieversorgung und der Lageregelung. Zwischen den symmetrisch angeordneten Leiterplatten werden die Akkumulatoren platziert (siehe BILD 6).

Eine permanente und auf bestimmte Ausrichtungen des Satelliten abzielende Lageregelung ist nicht vorgesehen. Stattdessen beschränkt sich das Konzept auf die Bestimmung der Lage und Position des Satelliten und auf die Bereitstellung eines adäquaten „Tumelns“ des Satelliten. Letzteres bedeutet, dass der Satellit durch gezielte temporäre Stellmomente daran gehindert werden soll, sich inertial im Raum auszurichten bzw. zu schnell zu rotieren. Eine inertielle Ausrichtung schränkt die Bandbreite der Messungen ein und eine zu schnelle rotatorische Bewegung schränkt die Qualität der

Messungen ein, da die zeitliche Auflösung der verwendeten Sensorik begrenzt ist.

Die Gesamtmasse des Satelliten wird wie in der Tabelle 1 angegeben auf die einzelnen Subsysteme aufgeteilt.

Komponente	Masse [g]	Bemerkungen
Nutzlast	80	
Struktur	240	
Energiesystem	240	inklusive Solarzellen und Batterien und Kabel
Kommunikation	120	Modem und Antenne und Kabel
CPU	50	
Thermal	20	
AOCS	150	Magnetometer und Magnetorquer
	900	Gesamt ohne Marge
	100	Systemmarge: 11%
Gesamt	1000	

TAB 1. Massenbudget des CubeSats

Ein Entwurf der elektronischen Komponenten ist in Abbildung 3 dargestellt. Die Hauptfunktionen zum Betrieb des Satelliten werden auf das Energiesystem und den Hauptcontroller aufgeteilt. Der Hauptcontroller ermöglicht die Abarbeitung einer Befehlsliste sowie eine grundlegende Autonomie, z.B. beim Aufbau einer Funkverbindung oder bei der Feststellung von Fehlern. Als Betriebssystem soll eCOS verwendet werden, ein freies Echtzeitbetriebssystem für eingebettete Systeme.

### 5.2. Kommunikation

Um auf die Unterstützung und Erfahrung der

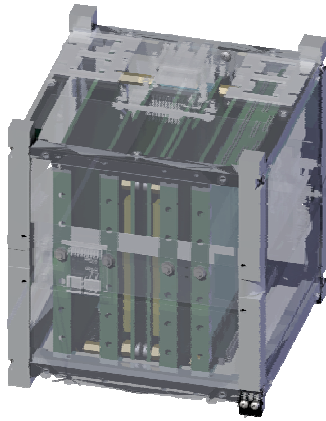


BILD 6. Innenansicht von SOMP (grün: Platinen / Akkumulatoren und deren Halterung)

Funkamateurgemeinde zurückgreifen zu können und zugleich Kosten für die Nutzung von Funkfrequenzen zu vermeiden, soll für SOMP das Amateurband (70cm) genutzt werden.

Da der Satellit nicht lagestabilisiert wird, ist eine omnidirektionale Antenne notwendig, d.h. die Antenne muss nach Möglichkeit in alle Raumrichtungen gleich gut senden können. Dafür wurde ein 4-fach Monopolkonzept mit 16cm Pollänge entwickelt. Der mögliche Antennengewinn liegt zwischen -2dB und +2,5dB.

Kommunikationssysteme von CubeSats sind meist aus terrestrischen Anwendungen entlehnt oder basieren auf Eigenentwicklungen. Analoge Satellitenfunkttechnologie ist in der notwendigen Größenklasse nicht verfügbar. Das Kommunikationskonzept des Satelliten sieht daher die Entwicklung eines digitalen Kommunikationssystems (software defined radio) vor. Dieses bietet wesentliche Vorteile gegenüber analogen Systemen:

- moderne Kodierungs- und Modulationsverfahren wie QPSK möglich,
- adaptive Kodierungs- und Modulationsverfahren möglich,
- kohärente (De-) Modulation,
- Umsetzung von Optimal- und Linear Phase Filtern möglich,
- Vorwärts-Fehlerkorrektur möglich.

### 5.3. Energiesystem

Das Energiesystem soll gezielt auf integrierte Schaltkreise und kommerziell verfügbare Komponenten zurückgreifen.

Es ist vorgesehen, die Solarzellen am maximalen Leistungspunkt zu betreiben (d.h. aktiv zu regeln). Die verfügbare Energie wird zur Ladung der Akkumulatoren verwendet. Ein Eingangswandler soll die Spannung der Solarzellen auf den benötigten Wert für den Akkumulator transformieren. Die Eingangsspannung liegt im Bereich von 0V bis etwa 4V. Ausgangsseitig liegt die Spannung im Bereich einer Li-Ionen-Zelle, also zwischen 3,3V bis 4,2V. Von den Batterien werden zentrale Spannungsebenen mit 3,3V und 5V für alle Subsysteme zur Verfügung gestellt.

Im Rahmen der Auswahl der Akkumulatoren werden

derzeit kommerzielle Standard Lithium-Ionen und Lithium-Polymer Akkumulatoren verschiedenen Tests im Vakuum unterzogen, um deren prinzipielle Eignung für den Einsatz im Weltraum zu prüfen. Lithium-Polymer Akkumulatoren haben Vorteile bei der Energiedichte, der Ladezeit und dem möglichen Entladestrom. Lithium-Ionen Akkumulatoren bieten jedoch nach den bisherigen Tests Vorteile bei der Vakuum- und Temperaturbeständigkeit. Allgemein hat sich gezeigt, dass im Vakuum die Ladekurven einen anderen Verlauf haben. Die maximale Ladespannung wird unter Vakuum deutlich früher erreicht. Der langsam sinkende Ladestrom führt dazu, dass eine geringere Ladung aufgebracht werden kann. Der Kapazitätsverlust beläuft sich auf 20-25%. Beim Entladevorgang sinkt unter Vakuum die Ausgangsspannung. Ein Absinken der verwendbaren Kapazität kann auch beim Betrieb der Akkumulatoren an den Grenzen des Betriebsbereiches festgestellt werden.

### 5.4. Lagebestimmung und -regelung

Aus den wissenschaftlichen Nutzlasten von SOMP leiten sich folgende Anforderungen an die Lagebestimmung und -regelung ab:

- Zur Auswertung der Messdaten von FIPEX muss die Lagebestimmung auf mindestens 5° genau erfolgen.
- Zur Auswertung der Dünnschichtsolarzellenmessungen ist die Kenntnis des Sonnenvektors erforderlich.

Die Positionsbestimmung erfolgt erdgestützt über so genannte Two Line Elements (TLE), d.h. über das NORAD Netzwerk. Der Satellit soll seine Position über eine durch die Bodenstation vorgegebene Anfangsposition selbstständig on-board bestimmen können. Entsprechende Algorithmen basieren auf den TLE und sind Stand der Technik (z.B. Simplified General Perturbations Satellite Orbit Model 4). Die Lage des Satelliten wird über ein 3-Achsen-Magnetometer und zwölf Sonnensensoren erfolgen. Drei Magnetorquer auf drei orthogonal zueinander stehenden Seitenflächen stehen zur Kontrolle der Rotationsrate zur Verfügung.

## 6. ZUSAMMENFASSUNG

Pikosatelliten bieten Universitäten und Hochschulen die Möglichkeit, junge Nachwuchskräfte anhand eines Satellitenprojektes Einblick in die Raumfahrt zu geben. Beispielhaft für diesen Ansatz versteht sich auch SOMP, das CubeSat Projekt an der TU Dresden, welches seit 2006 wesentlich von Studenten verschiedener Fachrichtungen vorangetrieben wurde.

Das Konzept von SOMP kombiniert die Ausbildungsaspekte mit wissenschaftlichen Nutzlasten zur Messung von atomarem Sauerstoff und dem Test von flexiblen Dünnschichtsolarzellen.

Bisherige Missionsanalysen zeigen, dass ein CubeSat in einem 600km Orbit allein aufgrund der Restreibung in der Atmosphäre den Code of Conduct for Space Debris Mitigation einhalten kann. Eine Schattenzeitanalyse ergab bis 35 min Schatten je Orbit für den Fall, dass die Orbitebene parallel zum Sonnenvektor ausgerichtet ist.

Der Satellitenbus wird von Studenten im Rahmen von Studien- und Diplomarbeiten entwickelt. Angestrebt wird ein Start Ende 2010.

## DANKSAGUNG

Die Autoren danken für die Förderung des DLR unter dem Förderkennzeichen 50 RU 0802.

## REFERENZEN

- [1] Riki Munakata: CubeSat Design Specification, California Polytechnic State University, San Luis Obispo, Revision 11, [http://cubesat.atl.calpoly.edu/media/CDS\\_rev11.pdf](http://cubesat.atl.calpoly.edu/media/CDS_rev11.pdf), abgerufen am 22.06.2009
- [2] California Polytechnic State University: CubeSat Participants List, [http://cubesat.atl.calpoly.edu/media/Documents/Developers/CubeSat\\_Participants.xls](http://cubesat.atl.calpoly.edu/media/Documents/Developers/CubeSat_Participants.xls), abgerufen am 22.06.2009
- [3] K. Schilling, K. Briß: Analyse der Anwendungsfelder und des Nutzungspotentials von Pico- und Nano-Satelliten, Abschlussbericht, DLR Förderkennzeichen: 50RU0701 und 50RU0702, 2008.
- [4] Cook, G.E.: Satellite Drag Coefficients, Planetary and Space Science Volume 13, 1965
- [5] Karsten Schindler: Ermittlung des Widerstandsbeiwertes, Internes Dokument, Technische Universität Dresden, Juni 2009.