

TUPEX-5: UNTERSUCHUNG DES SEPARATIONSVERHALTENS EINES PICOSATELLITENSCHWARMS IM RAHMEN EINER PARABELFLUGKAMPAGNE

R. Wolf, N. Korn, F. Baumann, K. Brieß
Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt,
Fachgebiet Raumfahrttechnik

Zusammenfassung

Das Parabelflugexperiment TUPEX-5 untersuchte die Separation von stark miniaturisierten Satelliten mit einer Masse von jeweils 330 Gramm unter den Bedingungen der Schwerelosigkeit, nachdem sie zuvor von einem gemeinsamen Auswurfsystem simultan freigegeben wurden. Dabei wurden Dummy-Satelliten eingesetzt, die in ihren Abmessungen, Masse, Schwerpunkt und weiteren Einzelheiten den späteren Flugmodellen entsprechen. Sie sind mit einer Elektronik und Sensoren ausgestattet, um Drehraten und eventuelle Kollisionen zu erfassen. Des Weiteren wurde der Einfluss verschiedener Separationsfedern auf das Separationsverhalten überprüft. Das Experiment verifizierte den bisherigen Entwurf der Satelliten.

1. EINLEITUNG

Seit einiger Zeit wird die Aufmerksamkeit auf verteilte Satellitensysteme gelenkt, die mittels Kleinstsatelliten umgesetzt werden. Neben der Entwicklung miniaturisierter Satellitenkomponenten stellt sich die Frage, wie die Kleinstsatelliten gemeinsam von der Oberstufe eines Trägersystems im Weltraum freigegeben werden können. Bisherige Auswurfsysteme für Picosatelliten sind auf Satelliten, die der CubeSat-Entwurfsspezifikation [1] entsprechen, ausgelegt. Diese Spezifikation schreibt ein Mindestmaß der Satelliten vor. Bei kleineren Satelliten ist die Verwendung der etablierten Auswurfsysteme bisher nicht möglich. Durch den Einsatz mehrerer Satelliten in einem Auswurfsystem, können die Startkosten pro Satellit erheblich reduziert werden. Mit dem Experiment TUPEX-5 soll unter den Bedingungen der Mikrogravitation das gleichzeitige Aussetzen mehrerer Picosatelliten aus einem gemeinsamen Auswurfsystem untersucht werden. TUPEX steht für „Technische Universität Berlin Pico- und Nanosatellitenexperiment“. Es handelt sich dabei um eine Serie von Flugexperimenten des Fachgebiets Raumfahrttechnik an der Technischen Universität Berlin.

2. ERWEITERUNG DER CUBESAT-SPEZIFIKATION

Die vorhandenen Auswurfsysteme für Picosatelliten sind für Satelliten mit den Mindestabmessungen 113,5 mm × 100 mm × 100 mm entsprechend der CubeSat-Spezifikation vorgesehen. Mit Hilfe dieses Experiments soll gezeigt werden, dass sich das Mindestmaß auf mehrere Kleinstsatelliten aufteilen lässt und somit die qualifizierten Auswurfsysteme weiterhin genutzt werden können. Dadurch ist es möglich, ohne Anpassung der Trägersysteme eine höhere Anzahl an Satelliten mit einem Raketenstart in den Weltraum zu befördern.

2.1. Aufbau der Picosatelliten

Der aufzubauende Picosatellitenschwarm besteht aus vier identischen Satelliten. Diese dürfen aufgrund der Beschränkungen des gewählten Systems eine Gesamtmasse von 1.330 g sowie eine maximale Bauhöhe von 113,5 mm nicht überschreiten. Daraus ergeben sich für jeden Satelliten eine Bauhöhe von 28,4 mm sowie eine Masse von 330 g. Des Weiteren gelten die Abmessungen der CubeSat-Spezifikation bezüglich der Gleitschienen für den Auswurf des Satelliten. Aufgrund der inneren Maße des gewählten Auswurfsystems können die seitlichen Abmessungen von der CubeSat-Spezifikation abweichen und auf 113 mm × 113 mm erweitert werden. Daraus ergibt sich eine Bauform wie in Abbildung 1 als CAD-Entwurf dargestellt. Dieser Entwurf gewährleistet eine größtmögliche Platinenfläche für die Satellitenelektronik und Nutzlastelemente.

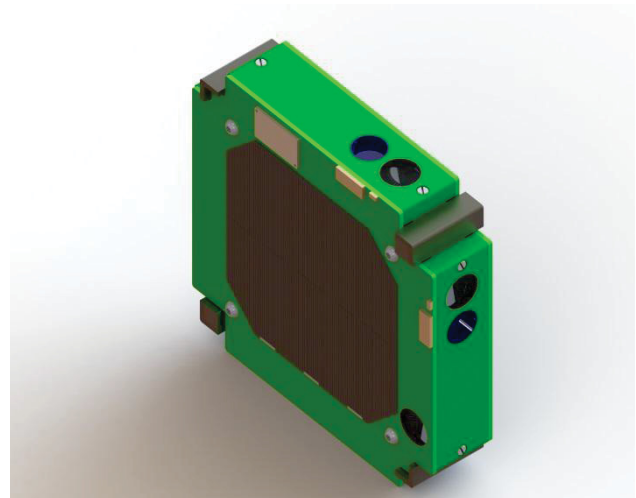


Abbildung 1: Miniaturisierter Picosatellit

2.2. Struktur

Aufgrund der Beschränkung auf eine Gesamtmasse von 330 g pro Satellit ist es notwendig, den Massenanteil der Struktur des Satelliten auf ein Minimum zu reduzieren. Daher werden nur drei tragende Strukturteile eingesetzt. Diese bestehen aus einem zentralen Element, welches die eingegossenen Akkumulatoren und die Separationselemente aufnimmt, sowie die Gleitschienen zum Auswurf des Satelliten umfasst. Des Weiteren aus zwei nahezu identische Anbauteilen, auf denen die Elektronik des Satelliten verbaut wird. Die Gesamtmasse der Satellitenstruktur kann somit auf 56 g minimiert werden. Mittels dieser Strukturauslegung wird zusätzlich ein verminderter Fertigungsaufwand und somit eine weitere Kostenreduzierung erreicht.

Wie in der Raumfahrt üblich, sind die einzelnen Strukturteile sehr filigran ausgelegt und können für sich allein betrachtet nur geringe Kräfte aufnehmen. Aber aufgrund der Verschraubungen mit den Elektronikplatinen sowie den seitlichen Verkleidungselementen wird im zusammengebauten Zustand eine ausreichend hohe Stabilität des Satelliten erreicht.

Tabelle 1: Massenbilanz des bisherigen Satelliteneutwurfs

Bezeichnung	Anzahl	Masse (g)	Gesamtmasse (g)
Struktur	1	56	56
Batterieabdeckung	2	7	14
Batterie	4	20	80
Multifunktionale Elektronik und Solarplatine, bestückt (Schätzung)	2	55	110
Epoxidharz	-	2	2
Druckstücke	2	0,5	1
Nutzlast	1	18	18
Seitenverkleidung	4	4	16
Sicherheit 10%	-	-	33
Gesamt			330

2.3. Separationsschalter

Aus Sicherheitsgründen müssen die Satelliten im Auswurfssystem deaktiviert sein. Dazu wird die gesamte Elektronik mittels Separationsschalter abgeschaltet. Während die Satelliten im Auswurfssystem aneinander gedrückt gelagert werden, sind die Separationsschalter der Satelliten betätigt und die Satellitenelektronik deaktiviert. Beim Auswurf trennen sich die Satelliten voneinander, die Separationsschalter werden nicht mehr gedrückt und die Elektronik des Satelliten schaltet sich ein. Aufgrund der Miniaturisierung der Satelliten und der damit eingehenden beschränkten Einbaumöglichkeiten, werden als Separationsschalter die in Abbildung 2 dargestellten Mikroschalter verwendet.



Abbildung 2: Miniaturisierter Separationsschalter

2.4. Separationsfedern

Damit sich die als zusammenhängender Block vom Auswurfssystem ausgestoßenen Satelliten gezielt voneinander trennen, müssen Separationsfedern zwischen den Satelliten eingesetzt werden. Mittels derer stoßen sich die ausgeworfenen Satelliten voneinander ab und nehmen unabhängige Flugbahnen ein.

Als Separationsfedern werden Druckstücke in zwei gegenüberliegenden Ecken verbaut. Diese Druckstücke zeichnen sich durch einen langen Federweg aus. Dadurch wird eine gleichmäßige Beschleunigung der Satelliten während der Auswurfphase und der damit einhergehenden Separation der Satelliten untereinander erreicht. Des Weiteren wird aufgrund der gewählten Bauform der Separationsfedern sichergestellt, dass sich die Satelliten nicht bereits im Auswurfssystem separieren und somit aktiviert werden.



Abbildung 2: Federndes Druckstück

2.5. Nutzlast

Als Nutzlastkomponenten sind u. a. optische Instrumente vorgesehen. Aufgrund der begrenzten Einbaumöglichkeiten für solche Instrumente innerhalb der Picosatelliten ist dafür die Entwicklung miniaturisierter Komponenten erforderlich. Damit dient der Einsatz dieser optischen Instrumente ebenso als Technologiedemonstration. Des Weiteren sind Instrumente zur Satellitenkommunikation und Positionsbestimmung vorgesehen. Auch diese werden aufgrund der anspruchsvollen Abmessungen des zur Verfügung stehenden Bauraumes stark miniaturisiert ausgelegt.

3. PARABELFLUGKAMPAGNE

Das Experiment TUPEX-5 erfolgte im Rahmen der ersten gemeinsamen Parabelflugkampagne der französischen Raumfahrtagentur CNES, des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) und der europäischen Raumfahrtorganisation ESA.

3.1. Ziele

Während der Parabelflugkampagne werden verschiedenen Druckfedern mit unterschiedlichen Federstärken eingesetzt. Damit soll der Einfluss der Federstärke auf das Separationsverhalten der Satelliten sowie das Separationsverhalten insgesamt untersucht werden. Des Weiteren soll gezeigt werden, dass das Aussetzen mehrerer Kleinstsatelliten aus einem System, das für den Auswurf eines einzelnen Körpers entwickelt wurde, möglich ist.

Aufgrund der zahlreichen Auslöse- und Separationsvorgänge während der Parabelflüge und den damit verbundenen hohen mechanischen Belastungen werden Dummy-Satelliten eingesetzt.

3.2. Aufbau der Dummy-Satelliten

Die Dummy-Satelliten entsprechen in ihren Abmaßen, Schwerpunktlage sowie Masse den originalen Satelliten. Da anstelle zwei redundanter vollbestückter Platinen nur eine Platine mit reduzierter Messelektronik verbaut wird, reduziert sich die Masse der Elektronik deutlich. Auf der Platine sind Sensoren zur Aufzeichnung der Drehraten und Beschleunigungen verbaut, deren Messwerte direkt im Dummy-Satelliten auf einer microSD-Karte abgelegt werden. Zur visuellen Kontrolle des Einschaltzeitpunktes der Satelliten während der Auswurfphase sind rote LEDs auf den Platinen installiert.

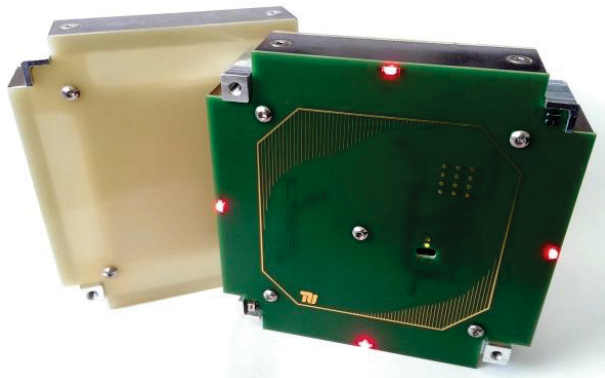


Abbildung 3: Dummy-Satelliten, Vorder- und Rückseite

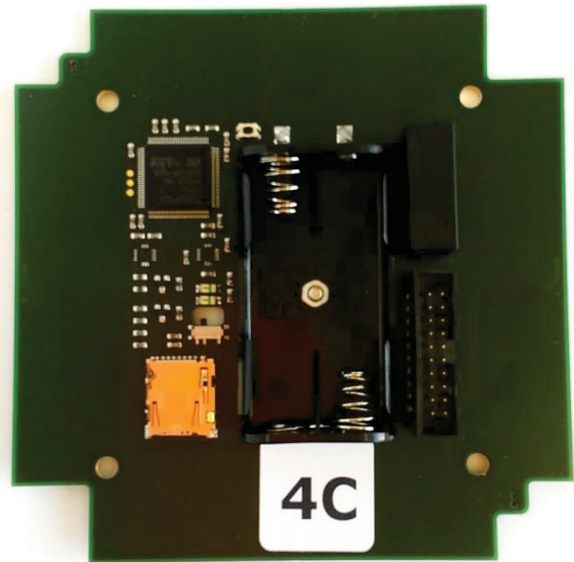


Abbildung 4: Platinenrückseite der Dummy-Satelliten

Aufgrund der Masseneinsparung bei der erforderlichen Elektronik, kann die Struktur der Satelliten-Dummys stark vereinfacht werden, was den Fertigungsaufwand erheblich reduziert. Zusätzlich wird die Struktur aufgrund der zu erwarteten erhöhten Belastungen sehr robust ausgelegt.

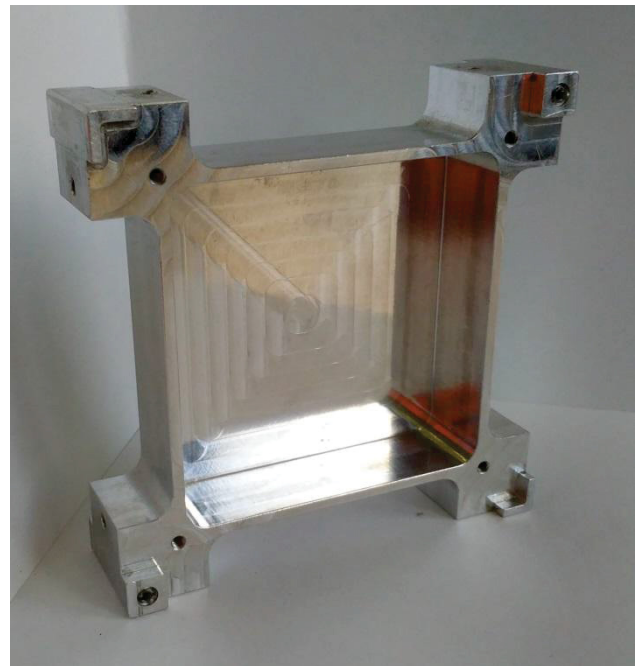


Abbildung 5: Struktur der Dummy-Satelliten

Tabelle 2: Parameter der Dummy-Satelliten

Parameter	Wert
Abmessungen	113,0 mm x 113,0 mm x 28,4 mm
Masse	330 g
Druckstücke	2x 1,5 ... 11 N
Material	Aluminium, Epoxy (Leiterplatte)
Batterie	2 Stk. Alkaline, Größe AA, je 1,5 V
Sicherung	300 mA
Leistungsaufnahme (nominell)	Max. 500 mW
Aktivierung	Manueller Schalter

3.3. Versuchsaufbau

Bei einer Parabelflugkampagne ist es nicht erlaubt, Teile eines Experiments frei im Flugzeug schweben zu lassen. Daher wird für den Test des Separationsverhaltens der Satelliten ein Sicherheitskäfig aufgebaut, in dem diese ungehindert fliegen können. Dieser Sicherheitskäfig stellt eine Free-Flow Area mit den Abmessungen 900 mm x 1000 mm x 1700 mm bereit, in der das Auswurfsystem installiert wird. Die Seiten des Käfigs werden mit einem Netz abgespannt. Somit ergibt sich ein Freiflugweg der Satelliten von etwa 1200 mm.

Zusätzlich zu den in den Satelliten verbauten Sensoren zeichnen mehrere Kameras den Flug der Satelliten auf.

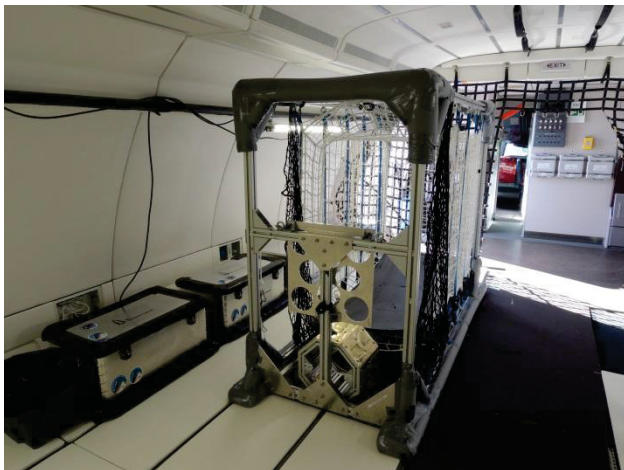


Abbildung 6: Versuchsaufbau im Parabelflugzeug

3.4. Auswurfssystem

Das Auswurfssystem der Satelliten, der PSL (Pico Satellite Launcher), wurde von Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH zur Verfügung gestellt [2]. Dieses Auswurfssystem ist bereits bei vorangegangenen Satellitenmissionen erfolgreich zum Einsatz gekommen. Vorteilhaft für die Parabelflugkampagne ist die einfache Rücksetzbarkeit dieses Mechanismus ohne zusätzliche Montageschritte. Durch den magnetischen Verschluss des Systems redu-

ziert sich der Zeitaufwand zur Versuchsvorbereitung erheblich. Dadurch ist ein Beladen mit vier Satelliten in der Zeit zwischen zwei Parabeln möglich.

Der PSL wird mittels einer Adapterplatte, die speziell für diesen Versuchsaufbau konstruiert wurde, im Sicherheitskäfig montiert, so dass ein schneller Wechsel der Experimente zwischen den Parabeln möglich ist.

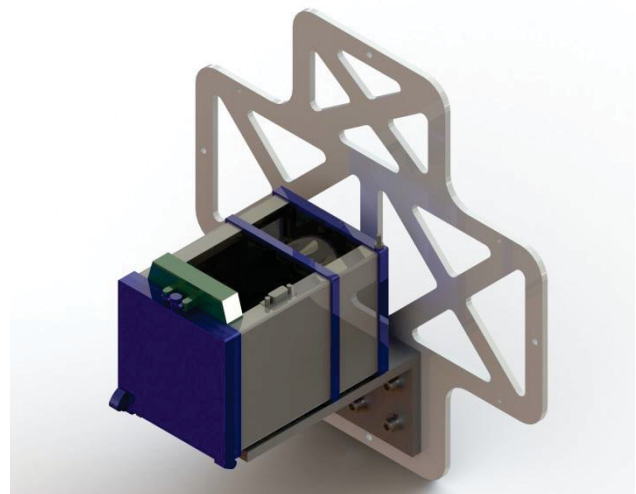


Abbildung 7: CAD-Darstellung des PSL und der Adapterplatte

Ausgelöst wird der Satellitenauswurf mittels des Electrical Ground Support Equipment (EGSE), das außerhalb des Fangnetzes angebracht ist. Nach Betätigen des Auslöseschalters geben Elektromagnete die Verschlussklappe frei. Sobald sich die Verschlussklappe in ihrer Endposition befindet, werden die Satelliten auf einem Federteller geführt aus dem Launcher ausgestoßen.

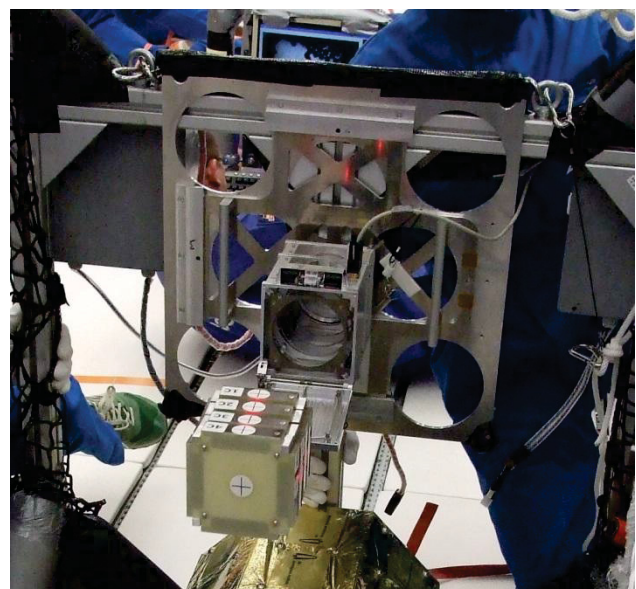


Abbildung 8: Dummy-Picosatelliten im freien Flug

Zur visuellen Kontrolle des Separationsverhaltens der Satelliten während der Auswurfphase werden die metallischen Abdeckungen des Auswurfsystems durch transparente Polycarbonatplatten ausgetauscht.

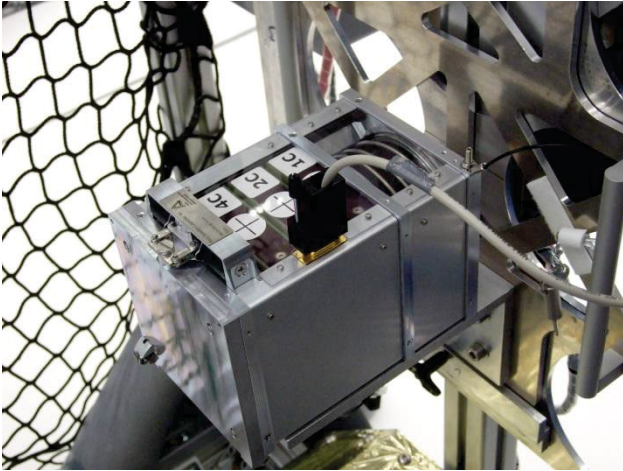


Abbildung 9: PSL mit Polycarbonatabdeckung

3.5. Experimentablauf

Bei Start und Landung des Parabelflugzeugs sowie beim Austausch der Experimente müssen der Picosatellite Launcher und die Dummy-Satelliten aus Sicherheitsgründen in einer verschließbaren Transportbox gelagert werden.



Abbildung 10: Verschließbare Transportbox

Zum Einsatz des Experiments wird dieses in eine Schiene im Sicherheitskäfig geschoben und mittels eines Bolzens fixiert. Anschließend wird die elektrische Verbindung zur Auslösebox hergestellt und der Sicherungsstift des Auswurfsystems entfernt. Nachdem die Schutznetze angebracht sind, ist das System einsatzbereit und die Kameras werden eingeschaltet.

Nach Eintritt der Schwerelosigkeit wird der Auslöseschalter betätigt und die Satelliten werden mit nominell 1,25 m/s ausgeworfen.

Am Ende der Freiflugphase werden die vier Satelliten per Hand zum Boden des Sicherheitskäfigs geführt oder am

Schutznetz festgehalten. Dazu postieren sich zwei Experimentatoren an den Seiten des Käfigs und greifen durch Öffnungen im Schutznetz, um die Satelliten einzufangen. Dadurch wird verhindert, dass die Satelliten bei Eintritt der Schwerkraft und der unmittelbar folgenden Hyper-G-Phase unkontrolliert zu Boden fallen und beschädigt werden.

Anschließend werden die Satelliten optisch auf Schäden überprüft. Für den Fall des Ausfalls eines Dummy-Satelliten steht ein Reservesatellit bereit. Nachdem die Satelliten geprüft sind, werden sie wieder in den PSL eingesetzt und das Experiment für den nächsten Parabelflug vorbereitet. Sollte ein Wechsel der Experimente anstehen, wird der Launcher mit den eingesetzten Satelliten gesichert in der Transportbox verstaut.

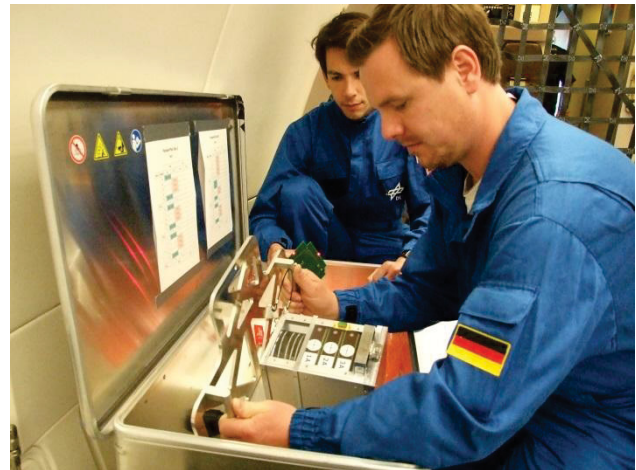


Abbildung 11: Vorbereitung des Experiments

4. ERGEBNISSE

Zur Verifikation der visuellen Aufzeichnungen des Separationsverhaltens der Satelliten, werden die aufgezeichneten Beschleunigungsdaten herangezogen. Anhand dieser Werte lassen sich Kollisionen sowie das Verhalten während der Auswurfphase zeigen.

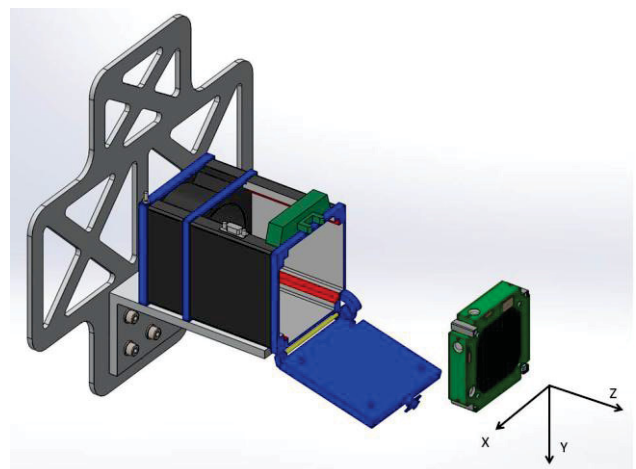


Abbildung 12: Richtung der Beschleunigungsachsen

Die nachfolgenden Abbildungen 14 bis 16 zeigen beispielhaft die aufgezeichneten Beschleunigungswerte eines Satellitenauswurfs. Die Flugverläufe der Satelliten sind farblich getrennt dargestellt. Das Diagramm der Z-Achse zeigt die Flugrichtung der Satelliten. Die Auswirkung der Separationsfedern auf die Satelliten ist anhand der verzögerten Beschleunigungswertwerte erkennbar.

Das Öffnen und Verriegeln des Verschlussdeckels erkennt man deutlich an den Schwingungen direkt nach der Auslösung. Insbesondere die Öffnungsrichtung des Verschlussdeckels entlang der Y-Achse ist an den Beschleunigungswerten zu sehen. Das Auftreffen der Satelliten auf das Fangnetz wird durch die starken Ausschläge am Ende des Freiflugs angezeigt.

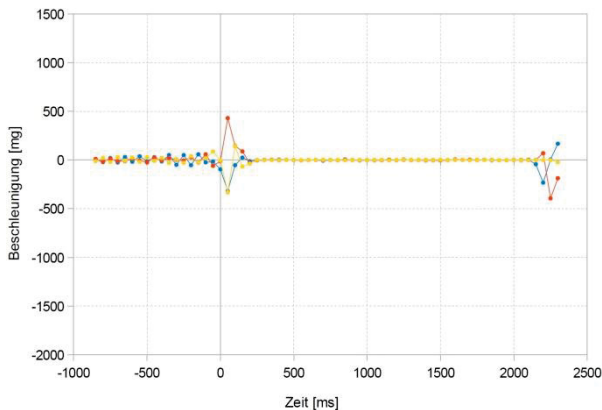


Abbildung 13: Beschleunigungen in X-Richtung

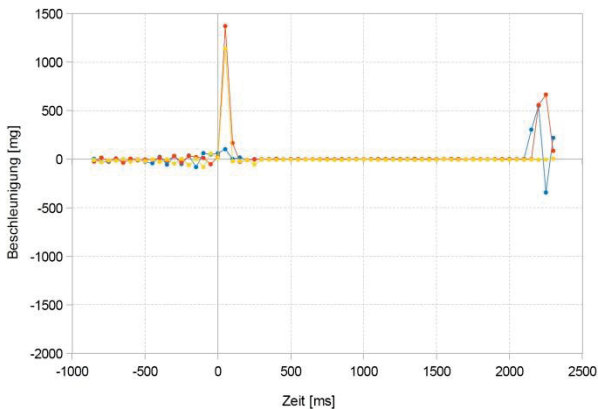


Abbildung 14: Beschleunigungen in Y-Richtung

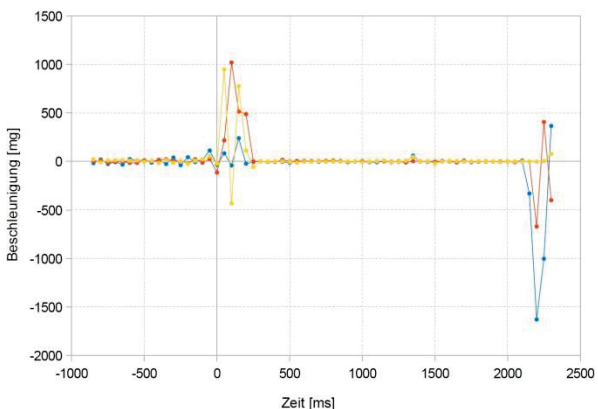


Abbildung 15: Beschleunigungen in Z-Richtung

Die visuelle Auswertung sowie die aufgezeichneten Beschleunigungswerte zeigen, dass starke Separationsfedern ein ungünstiges Separationsverhalten hervorrufen. Die Satelliten werden noch während der Auswurfphase separiert und kollidieren mehrmals miteinander. Im anschließenden Freiflug bewegen sich die Satelliten dann mit gleichbleibendem Abstand und Geschwindigkeit fort. Des Weiteren zeigt sich auch, je nach Anordnung der Satelliten zueinander, ein eintretender Pendeleffekt. Dieser ruft Kollisionen zwischen den Satelliten während des Fluges hervor.

Schwächere Separationsfedern zeigen den gewünschten Separationsverlauf. Die Federkraft der Separationsfedern muss kleiner als die des Federtellers im Auswurfssystem sein. Dadurch werden die vier Satelliten als zusammenhängender Block ausgeworfen. Nach Verlassen des Launchers, drücken sie sich gleichmäßig voneinander ab und treiben langsam auseinander. Die beobachtete Freifluggeschwindigkeit der Satelliten beträgt ungefähr 0,8 m/s. Die Abweichung zu der nominellen Auswurfgeschwindigkeit ergibt sich aufgrund der Abstoßwirkung der Separationsfedern auf die Satelliten untereinander sowie der Toleranz der Federkraft des Auswurfschlittens.

5. SCHLUSSFOLGERUNGEN

Die durchgeführten Tests der neu entwickelten Satelliten zeigen, dass es möglich ist, die CubeSat-Spezifikation zu erweitern und einen stark miniaturisierten Satelliten in einem Schwarm mittels vorhandener Auswurfssysteme zu starten. Die Satelliten werden bei allen durchgeführten Parabeln zuverlässig aus dem PSL ausgeworfen und separieren sich wie erwartet. Die ausgewählten Separationsfedern liefern das gewünschte Separations- und Freiflugverhalten. Des Weiteren wird gezeigt, dass es möglich ist, die für einen Betrieb eines Satelliten notwendige Elektronik entsprechend zu miniaturisieren und eine zusätzliche Nutzlast unterzubringen.

6. DANKSAGUNG

Das Parabelflugexperiment TUPEX-5 wurde gefördert vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestages (Förderkennzeichen: 50RU1304).

Das Experiment TUPEX-5 erfolgte in Kooperation mit AI: Aerospace Institut in einem gemeinsamen Testaufbau. Das Auswurfssystem der Satelliten, der PSL (Pico-Satellit-Launcher), wurde von Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH zur Verfügung gestellt.

7. REFERENZEN

- [1] <http://www.cubesat.org/index.php/documents/developers>, abgerufen: 07.09.2015
- [2] Technical Specification of PicoSatellite Launcher (PSL-SP01), Firmenschrift: Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH, Ausgabe 1-1 (2015)