

TeSeR – Technology for Self-Removal – H2020 Projekt zur sicheren Entsorgung von Raumfahrzeugen nach Missionsende (Post Mission Disposal)

Cornelius Vogt^a, Philipp Voigt^a, Ralf Schubert^a, Hedley Stokes^b, Craig Underwood^c, Alexandru Cornogolub^c, Malcolm Macdonald^d, Emma Kerr^d, Lesley Jane Smith^e, Roger Förstner^f, Alexandra Wander^f, Kostas Konstantinidis^f, Monica Valli^g, Simone Brilli^g, Tobias Lips^h, Laura León Pérezⁱ, Leonardo Ghizoniⁱ, Anders Kristensen^j, Jens Frederik Dalsgaard Nielsen^j, Colin McInnes^k, Denis Bensoussan^l

^a Airbus Defence and Space GmbH, Friedrichshafen, Deutschland

^b PHS Space Ltd., Watford, Vereinigtes Königreich

^c Surrey Space Centre, University of Surrey, Guildford, Vereinigtes Königreich

^d University of Strathclyde, Glasgow, Vereinigtes Königreich

^e Weber-Steinhaus & Smith, Bremen, Deutschland

^f Universität der Bundeswehr München, Neubiberg, Deutschland

^g D-Orbit SpA, Fino Mornasco, Italien

^h HTG Hyperschall Technologie Göttingen GmbH, Katlenburg-Lindau, Deutschland

ⁱ GomSpace A/S, Aalborg East, Dänemark

^j Aalborg University, Esbjerg, Dänemark

^k University of Glasgow, Glasgow, Vereinigtes Königreich

^l Beazley Group, London, Vereinigtes Königreich

Zusammenfassung

Eine der hauptsächlichen Quellen von Weltraumschrott sind Raumfahrzeuge, die nach dem Ende ihrer Missionsdauer nicht entsorgt werden. Verschiedene Regularien (z.B. ISO 24113) erfordern die Entsorgung von Raumfahrzeugen zum Ende ihrer Lebensdauer – bekannt als Post Mission Disposal (PMD) – mit einem Erfüllungsgrad von 90%. Das Ziel: zu verhindern, dass ausgediente Raumfahrzeuge die Weltraumschrottpopulation vergrößern. Eine Untersuchung der ESA brachte zum Vorschein, dass der tatsächliche Erfüllungsgrad in 2013 nur bei 50%-60% lag.

TeSeR (Technology for Self-Removal) hat sich zum Ziel gesetzt, erste Schritte in Richtung eines kostengünstigen und zuverlässigen PMD-Moduls zu machen. Das PMD-Modul soll am Boden an ein Raumfahrzeug angebracht werden und soll die Entsorgung zum Ende der operationellen Lebenszeit des Vehikels sicherstellen. Das PMD-Modul soll skalierbar und flexibel sein, um verschiedenartige Raumfahrzeuge bedienen zu können. Damit kann die bestehende Entsorgungslücke zwischen dem geforderten Erfüllungsgrad von 90% und der tatsächlichen Erfolgsquote geschlossen werden.

Die für erfolgreiches PMD erforderlichen technischen Entwicklungen werden im TeSeR-Projekt angegangen. Die Hauptziele des Projekts sind:

- Entwicklung und Fertigung eines PMD-Modul-Prototyps
- Entwicklung von drei verschiedenen Entsorgungssystemen (Feststoffantrieb, elektrodynamisches System, Entfaltstruktur) mit Plug-in/Plug-out zum PMD-Modul

TeSeR ist der erste Schritt zur Demonstration der erforderlichen Techniken. Im Projekt werden technische Aktivitäten durch nicht-technische ergänzt, z.B. Untersuchung von Rechtsfragen mit Bezug zu PMD, Durchführung einer Marktstudie und einer Betrachtung, inwiefern TeSeR-Technik als Möglichkeit zur Weiterentwicklung von ISO-Normen in Frage kommt. Dieser doppelgleisige Ansatz soll sicherstellen, dass sich die technischen Entwicklungen von Anfang an am tatsächlichen Bedarf der Raumfahrt ausrichten.

Bisher wurden die Prototypen der drei Subsysteme zur Entsorgung entwickelt, gefertigt und getestet zusammen mit dem gemeinsamen Interface zum Prototypen des PMD-Moduls. Der Prototyp des PMD-Moduls wird bis Sommer 2018 gefertigt. Im Anschluss folgt die Integration der Subsysteme zur Entsorgung unter Nutzung desselben Interfaces.

Keywords: space debris, post mission disposal, autonomous, standardized, modular, prototype

1. Einführung

Der Entstehung neuen Weltraumschrotts kann vorgebeugt werden, indem zukünftige Raumfahrzeuge nach dem Ende ihrer operationellen Lebensdauer entsorgt werden (Post Mission Disposal, PMD). Jedoch zeigen Untersuchungen der ESA, dass die PMD-Erfolgsrate statt der geforderten 90% nur bei ca. 60% liegt (PMD-Lücke).

Ein PMD-Modul könnte diese Lücke schließen. Das Modul soll autonom, skalierbar und flexibel sein. Dadurch kann es an ganz verschiedenen Raumfahrzeugen während der Integration angebracht werden. Mit Abschluss der operationellen Phase (beabsichtigt oder unbeabsichtigt) kann das PMD-Modul vom Boden aus aktiviert werden. Das Raumfahrzeug wird aus dem operationellen Orbit entfernt und wird nicht zu gefährlichem Weltraumschrott. Dank der Autonomie und Zuverlässigkeit des PMD-Moduls wird die PMD-Erfolgsrate gesteigert.

Ziel des TeSeR-Projekts ist es, den Prototyp eines autonomen PMD-Moduls zu entwickeln, zu fertigen und zu testen. Dies umfasst die Entwicklung von drei verschiedenen PMD-Subsystemen (Feststoffantrieb, elektro-dynamisches System, Entfaltstruktur) für ein unkompliziertes Plug-in/Plug-out-Konzept. Dadurch soll die Entsorgung von Raumfahrzeugen unterschiedlicher Größe und Orbits ermöglicht werden.

Diese Zielstellungen werden unterstützt durch die Missionsanalyse zur Identifikation möglicher weiterer PMD-Subsysteme (Steigerung der Effizienz) und der Erkundung von Mehrzweck-Konzepten (Steigerung des Mehrwerts des PMD-Moduls). Weiterhin erfolgen eine Untersuchung der zu beachtenden rechtlichen Aspekte eines PMD-Moduls und der Versicherungsaspekte. Die nichttechnischen Analysen sollen die bestmögliche Berücksichtigung der Bedarfe der Raumfahrtcommunity gewährleisten.

Das EU H2020-Projekt TeSeR (Grant Agreement No 687295) begann im Februar 2016 und endet im Januar 2019. Bis zum Sommer 2018 wird die Entwicklung und Fertigung der PMD-Subsysteme abgeschlossen sein. Anschließend erfolgt die finale Integration des PMD-Moduls. Anschließend werden die Prototypen verschiedenen funktionalen und Umwelttests unterzogen.

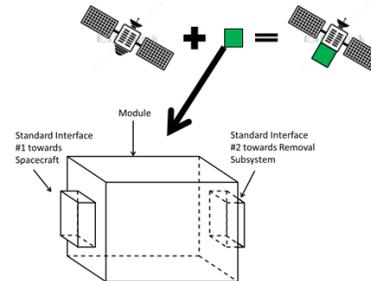


Fig. 1. Prinzip des PMD-Moduls: Befestigt am Raumfahrzeug (grüner Kasten) und mit zwei standardisierten Schnittstellen

2. Missionsanalyse

Es wurde mit einer umfassenden Untersuchung von De- und Re-orbittechniken und -konzepten begonnen, die in eine Taxonomie von ca. 40 Konzepten mündete. Davon waren 12 Konzepte gänzlich neu. Die qualitative Analyse aller 40 Konzepte wurde anhand einer Vergleichsmatrix mit 12 Parametern durchgeführt. Die Parameter beinhalteten u.a. den technologischen Reifegrad, Komplexität, Massen- und Volumeneffizienz, Empfindlichkeit für Orbitexzentrizität und -neigung. Die fünf vielversprechendsten Konzepte wurden anschließend detailliert untersucht.

Dazu gehören: Aerodynamische Widerstandsvergrößerung, Sonnensegel, elektrodynamisches Kabel, Niedrigschubantriebe und Starkschubantriebe.

Drei zusätzliche Konzepte ergaben sich aus Kombinationen der vormaligen fünf ausgewählten Konzepte. Mithilfe eines zu diesem Zweck entwickelten Tools konnten die acht ausgewählten Konzepte einer quantitativen Analyse unterzogen werden.

Das Tool ist in der Lage, Wiedereintrittszeiträume abhängig von bestimmten Missionsparametern zu berechnen. Unter Einbeziehung der Monte Carlo-Analyse wurden Trade-offs innerhalb und zwischen den verschiedenen Konzepten für zahlreiche Missionsparameter ermöglicht.

Vier Szenarien wurden für die quantitative Analyse unterschieden: LEO-De-orbit schnell (1 Jahr) und lang (25 Jahre); GEO-Re-orbit schnell (1 Jahr) und lang (25 Jahre). Das Ergebnis der quantitativen Analyse waren vorläufige Missionsparameter, Systemskalierung und Trade-offs für die acht untersuchten Konzepte. Eine schnelle Übersicht liefert die tabellarische Darstellung in Table 1 und Table 2. Jedes Konzept hat ein eigenes Initial:

D(rag), S(olar Sailing), E(lectrodynamic Tether), L(ow Thrust Propulsion), H(igh Thrust Propulsion), C(ombination Sail), LD(Low Thrust Propulsion and Drag) and HD(High Thrust Propulsion and Drag). Der Farbcode zeigt die Anwendbarkeit: grün für (H)igh, gelb für (M)oderate und rot für (L)ow. NR steht für not recommend und I für inapplicable.

Es zeigt sich, dass keines der Konzepte für einen GEO-Re-orbit über eine Zeitspanne von 25 Jahren geeignet ist. Dies ist insbesondere darin begründet, dass die Wahrscheinlichkeit eines Defekts bei aktiven Systemen über 25 Jahre auf ein inakzeptables Maß ansteigt.

Weiterhin zeigt sich, dass jedes Konzept sowohl Vorteile als auch Herausforderungen in sich birgt. Keines der Konzepte ist universell einsetzbar und nützlich. Dementsprechend konzentrieren sich die Empfehlungen auf die Fragen, wie jedes einzelne der Konzepte sein maximales Nutzenpotential ausnutzen kann und welches Konzept in bestimmten Situationen am effektivsten ist.

Interessant sind die Erkenntnisse, dass es 1.) einen Bedarf zur „Enttaumelung“ des Raumfahrzeugs vor Aktivierung des jeweiligen Systems gibt und dass 2.) keines der ausgewählten Konzepte vorbehaltlos für Langzeitmissionen empfohlen werden kann.

Tab. 1. Anwendbarkeit der Konzepte für LEO-De-orbit

	1 Jahr							
	D	S	E	L	H	C	LD	HD
<1kg	H	/	H	L	M	H	L	M
1-10kg	H	/	H	L	M	H	L	M
10-100kg	M	/	H	M	M	H	M	M
100-500kg	L	/	H	M	H	H	M	H
500-1000kg	L	/	H	H	H	H	H	H
1000-2000kg	L	/	M	H	H	H	H	H
>2000kg	L	/	M	H	H	M	H	H
	25 Jahre							
	D	S	E	L	H	C	LD	HD
<1kg	H	/	H	L	M	H	L	M
1-10kg	H	/	H	L	M	H	L	M
10-100kg	M	/	H	M	M	H	M	M
100-500kg	L	/	H	M	H	H	M	H
500-1000kg	L	/	H	H	H	H	H	H
1000-	L	/	M	H	H	H	H	H

2000kg								
>2000kg	L	/	M	H	H	M	H	H

Table 2. Anwendbarkeit der Konzepte für GEO-Re-orbit

	1 Jahr							
	D	S	E	L	H	C	LD	HD
<1kg	/	M	/	L	M	/	/	/
1-10kg	/	M	/	L	M	/	/	/
10-100kg	/	M	/	M	M	/	/	/
100-500kg	/	M	/	M	H	/	/	/
500-1000kg	/	H	/	H	H	/	/	/
1000-2000kg	/	H	/	H	H	/	/	/
>2000kg	/	H	/	H	H	/	/	/
	25 Jahre							
	D	S	E	L	H	C	LD	HD
<1kg	/	NR	/	NR	NR	/	/	/
1-10kg	/	NR	/	NR	NR	/	/	/
10-100kg	/	NR	/	NR	NR	/	/	/
100-500kg	/	NR	/	NR	NR	/	/	/
500-1000kg	/	NR	/	NR	NR	/	/	/
1000-2000kg	/	NR	/	NR	NR	/	/	/
>2000kg	/	NR	/	NR	NR	/	/	/

3. Konzept eines PMD-Moduls

Die Definition verschiedener PMD-Module umfasste folgende Schritte:

- Ableitung eines umfassenden Sets von System-, Subsystem- und funktionalen Anforderungen
- Definition eines konsistenten operationellen und autonomen Konzepts für vier verschiedene Szenarien
- Definition standardisierter Schnittstellen zu den PMD-Subsystemen und dem Raumfahrzeug
- Definition einer Systemarchitektur, die die Anforderungen zufriedenstellend erfüllt

Designvariablen

Zunächst wurden drei verschiedene Größenklassen von Raumfahrzeugen (500, 1000, and 4000 kg) und zwei Orbitklassen (700 and 1200 km Höhe) definiert.

Zusätzlich zu den genannten Klassen wurde das PMD-Subsystem als Variable betrachtet. Die PMD-

Strategie (De-orbit oder Re-orbit) hängt vom operationellen Orbit ab. Mithin ist damit die Auswahl des PMD-Subsystems bestimmt. Wir nahmen an, dass ein Raumfahrzeug auf einem niedrigen LEO de-orbitet wird und ein Raumfahrzeug auf einem hohen LEO in einen höheren Friedhofsorbit re- oder de-orbitet wird.

Weiterhin wurden auf der funktionalen Ebene vier Designfälle definiert, um den Möglichkeiten des Entwicklungspfad Rechnung zu tragen:

- Basisvariante für kurzfristige Entwicklung unter voller Kontrolle des Operateurs am Boden
- Ausbauvariante #1 sammelt für den Operateur am Boden zusätzliche Informationen zur „Gesundheit“ des Raumfahrzeugs
- Ausbauvariante #2 bietet den „Gesundheitscheck“ des Raumfahrzeugs und detektiert den Status durch Nutzung eigener Sensoren
- Ausbauvariante #3 detektiert autonom den Status des Raumfahrzeugs und ist in der Lage, das PMD selbstständig auszulösen und den PMD-Prozess autonom zu überwachen

Die obere Ebene des CONOPS des PMD-Moduls ist in Fig. 1 dargestellt.

Während „Normal Operations“ führt das Raumfahrzeug nominal seine Mission aus. Das PMD-Modul mit dem PMD-Subsystem sind im Schlafmodus. Wöchentlich schaltet sich das PMD-Modul an, um zu prüfen, ob ein Befehl zum PMD vom Boden erteilt wurde.

Der „Survival Operations Mode“ ist ähnlich wie der vorhergenannte Modus mit dem Unterschied, dass das Raumfahrzeug in den Fault Resolution Mode gegangen ist.

Sobald das Missionsende oder das Lebensende von der Bodenkontrolle bestätigt wurde und sich das Raumfahrzeug passiviert hat, treten die „Removal Preparation Operations“ in Kraft. Das PMD-Modul enttaumelt das Raumfahrzeug und macht es bereit zur Auslösung des PMD-Subsystems.

Während der „Removal Operations“ wird das PMD-Subsystem eingesetzt und erzeugt das benötigte ΔV für die Entsorgung. Zuletzt wird auch das PMD-Modul passiviert.

Concept of Operations

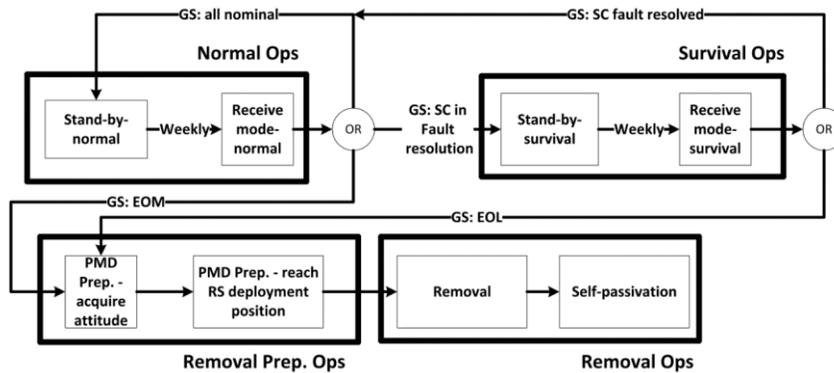


Fig. 1 Obere Ebene des Concept of Operations (CONOPS)

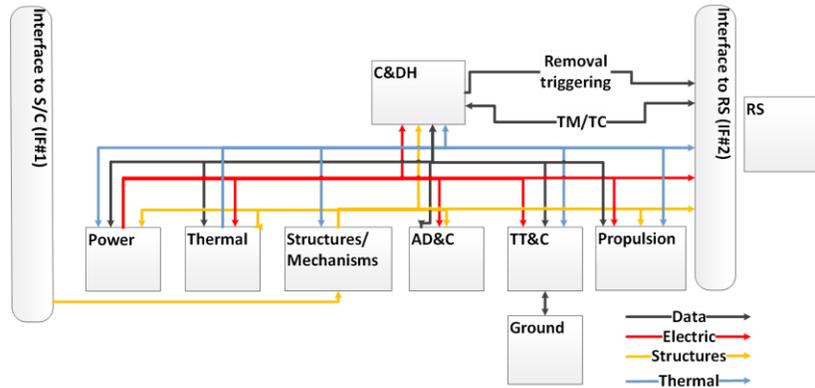


Fig. 2 Funktionales Blockdiagramm einer Version des PMD-Moduls, seiner Subsysteme, der Verbindungen zwischen ihnen und der zwei Schnittstellen zum Raumfahrzeug und zum PMD-Subsystem

Funktionale Architektur

Fig. 2 zeigt ein Diagramm der wesentlichen Subsysteme des PMD-Moduls sowie der Schnittstellen.

Das PMD-Modul soll in der Lage sein, an Raumfahrzeuge unterschiedlicher Größenklassen und Orbits angebracht zu werden und soll zudem verschiedene PMD-Subsysteme unterstützen können. Daraus leitet sich eine Vielzahl von Designfällen ab. Gleichzeitig besteht ein "Core Set" von funktionalen Anforderungen für alle Designfälle. Es wurde außerdem die Möglichkeit untersucht, bestimmte Funktionalitäten mit dem Raumfahrzeug zu teilen. Für die initiale Auslegung wurde jedoch geschlussfolgert, dass Unabhängigkeit, Simplizität und Robustheit des PMD-Moduls Vorrang haben sollen.

4. PMD-Modul-Prototyp

Der PMD-Modul-Prototyp besteht aus einer autonomen Nanosatellitenplattform basierend auf existierenden Standardsubsystemen. Die PMD-Subsysteme können in diese Plattform integriert werden.

Die Hauptdesignkriterien sind:

- Unterstützung der verschiedenen PMD-Subsysteme: Power Bus, Data Bus, On-board Processing
- Das PMD-Modul soll, basierend auf den Anforderungen des PMD-Subsystems, die Aktivierung des De-orbit-Systems kontrollieren
- Zur Anbindbarkeit der drei verschiedenen PMD-Subsysteme soll das PMD-Modul kompatible Schnittstellen bereithalten: mechanisch, elektrisch, Datenfluss
- Der PMD-Modul-Prototyp soll als CubeSat designed sein und den

Standardspezifikationen von Nanosatelliten folgen soweit es geht

- Der PMD-Modul-Prototyp soll die Menge an nicht vollqualifizierten Komponenten soweit wie möglich minimieren, um das Hauptaugenmerk während der Testkampagne auf die Qualifizierung des PMD-Subsystem legen zu können

Da das Projekt keine konkrete Mitfluggelegenheit nennt, soll dem Launcherinterface und dem Orbit keine Aufmerksamkeit gewidmet werden.

Die GomSpace 6U-Plattform wurde als Hardware für den PMD-Modul-Prototyp ausgewählt. Hinzu kommt ein maßgeschneidertes Interface Board für Power, Kommunikation und Software-Architektur.

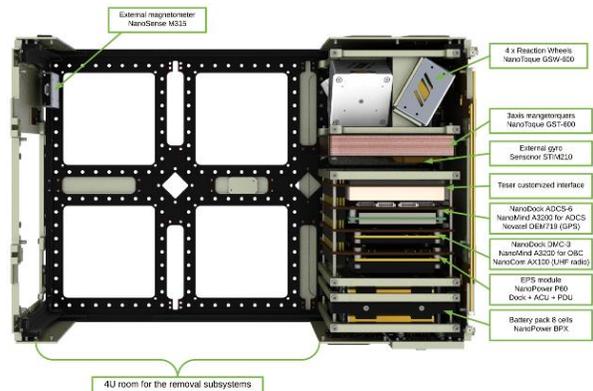


Fig. 3 Der PMD-Modul-Prototyp mit der Plattformavionik

Ein und derselbe PMD-Modul-Prototyp soll alle drei PMD-Subsysteme aufnehmen und das Gesamtsystem soll für alle drei Fälle funktional getestet werden. Die 6U-Struktur wurde mechanisch leicht angepasst, um den Einsatz der PMD-Subsysteme zuverlässig zu gewährleisten.

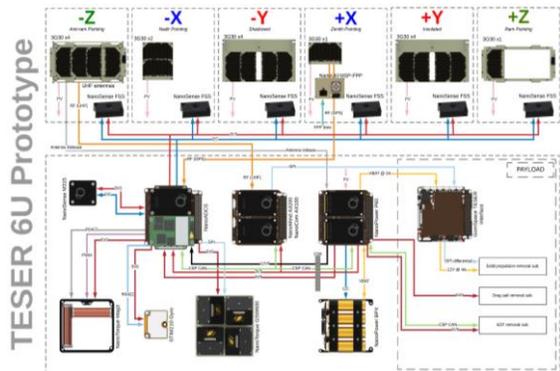


Fig. 4 Systemdiagramm des PMD-Modul-Prototyps einschließlich der drei Schnittstellen für die PMD-Subsysteme

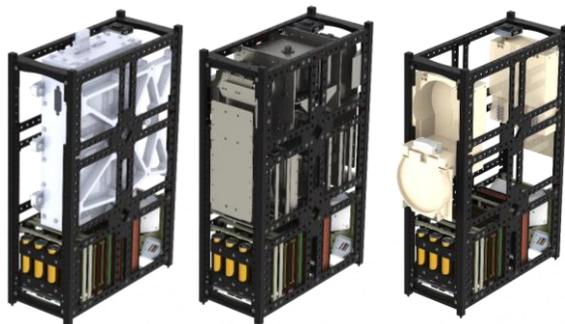


Fig. 5 Der PMD-Modul-Prototyp mit den drei verschiedenen PMD-Subsystemen: Feststoffantrieb, elektrodynamisches System, Dragsail

Der mit dem Dragsail komplettierte PMD-Modul-Prototyp soll in einer Umwelttestkampagne getestet werden. Der Test wird sehr viele Möglichkeiten für unterschiedliche Launcher und LEO-Umweltbedingungen abdecken. Damit ist das System für ein Nachfolgeprojekt mit einem tatsächlichen Flug vollqualifiziert.

Die noch ausstehenden Aktivitäten des TeSeR-Projekts sind:

- Finalisierung der Fertigung der PMD-Standard subsysteme von GomSpace
- AIV-Kampagne – Assembly, Integration, Verification des PMD-Modul-Prototyps und Integration der PMD-Subsysteme
- Umwelttestkampagne mit Struktur-, Mechanik- und Thermaltests
- Hardwarelieferung an den Kunden
- Post-Test Reporting

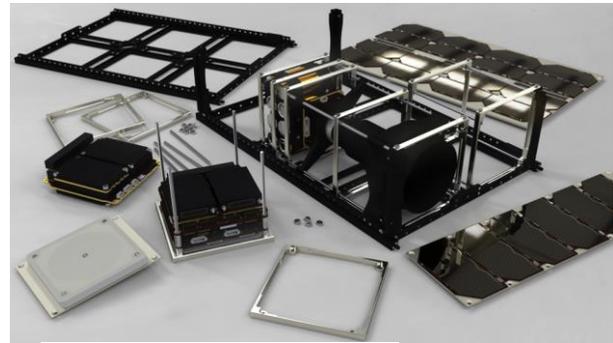


Fig. 6 Die für TeSeR genutzte GomSpace 6U-Plattform, modulare Struktur, Teile des Avioniksystems

TeSeR stellt die Machbarkeit eines modularen PMD-Rüstsatzes mit Nutzung unterschiedlicher PMD-Subsystemtechnologien unter Beweis.

5. PMD-Subsystem: Feststoffantrieb

Das PMD-Subsystem für den kontrollierten Wiedereintritt liefert ein vorab definiertes Delta-V für das erforderliche, den Orbit beeinflussende Flugmanöver. Das PMD-Subsystem zeichnet sich durch eine modulare Architektur aus: jede Funktion ist in diskreten Einheiten untergebracht, die auf dem Bus/dem Hauptmodul Platz finden. Schnelle Rekonfigurierbarkeit und Customizing sollen dadurch ermöglicht werden. Im Rahmen des TeSeR-Projekts besteht die Konfiguration in erster Linie aus dem Electro-Explosive Subsystem (EES) und dem Solid Rocket Motor (SRM).

Das EES beinhaltet die Steuerungselektronik und ein Safe-and-Arm Device, mit dem die unbeabsichtigte Zündung des Feststoffs verhindert wird. Hauptaufgabe des EES ist die Zündung des SRM. Für jeden SRM-Puls steht ein EES zur Verfügung, d.h. mehrere EES im Falle eines Multipuls-SRM.

Das Safe-and-Arm Device (SAD) ist ein elektromechanischer Aufbau mit einer mehrfach gesicherten, mechanischen Barriere zwischen Zünder und der pyrotechnischen Kette des SRM.

Die Ignition Control Electronics (ICE) ist ein elektronisches Board mit einer raumfahrtqualifizierten FPGA zur Steuerung der EES-Aktuation. Auf dem Board befindet sich auch der Feuerschaltkreis mit vier elektrischen Barrieren sowie manuell zu bedienenden Sperren (Remove-Before-Flight und Plug-Before-Flight).

Das EES wurde in Übereinstimmung mit MIL-STD-1576 (USAF) und mit Referenz auf ECSS-E-ST-33-11C entwickelt.

Der SRM hält die benötigte Schubkraft bereit. Sofern missionsbedingt erforderlich, ist der SRM mit Schubvektorkontrolle (TVC) ausstattbar.

Das PMD-Subsystem wird vollständig durch das PMD-Modul gesteuert. Das PMD-Subsystem kennt mehrere Modi:

- Housekeeping Mode: für Housekeeping und Tests. Zündung ist deaktiviert. Housekeeping ist zugleich Safe-Mode.
- Fire Mode: Zur Zündung des SRM. TVC, wenn vorhanden, ist aktiv für die Schubvektorkontrolle. Die Feuersequenz des SRM, für die eine Reihe von Kommandos erforderlich sind, ist eingeschaltet.

Nach der Aktivierung des PMD-Subsystems durch das PMD-Modul laufen zunächst einige funktionale Tests ab.

Anschließend ist das PMD-Subsystem bereit und beginnt mit der Akquise der Fluglage. Der Fire Mode ist jetzt aktiv. Das Manöver wird durchgeführt. Sofern missionsbedingt erforderlich, kann das PMD-Subsystem noch passiviert werden.

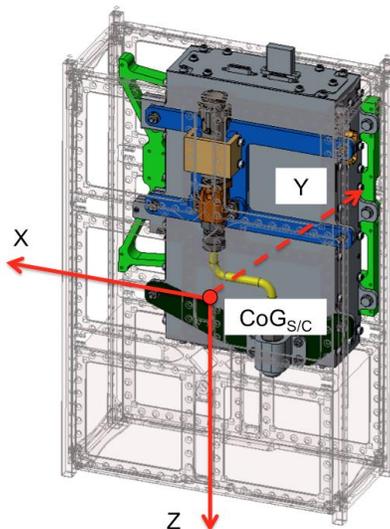


Fig. 7 Integration des Feststoffantriebs in die 6U-Struktur

Operational mode	Power Consumption	Application time
IDLE	1 W	-

HOUSEKEEPING	5 W	-
FIRE	The FIRE mode is divided in the sub-modes detailed in the following lines.	
PreArm Command	5 W	< 100 ms
Arm Command	5 W	< 100 ms
Unlock Maneuver	22 W	< 60 s
SAD Arm Command	42 W	< 4 s
Fire command	36 W	< 100 ms

Tab. 2: Leistungsaufnahme in jeder operationellen Phase

Das Data Handling wird vom PMD-Modul übernommen. Die Schnittstelle bildet ein TTC-B01 Serial Data Interface (eins je EES).

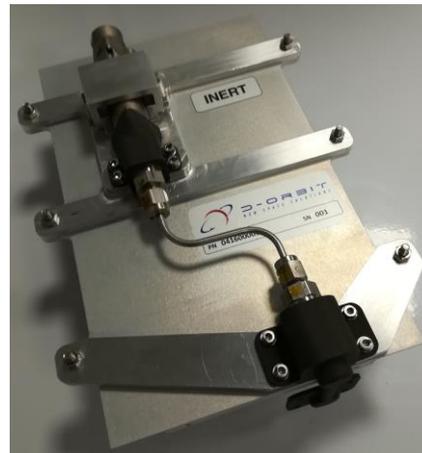


Fig. 8 Nahaufnahme des SRM

6. PMD-Subsystem: Dragsail

Die im Rahmen von TeSeR durchgeführte Wiedereintrittsanalyse zeigt klar die Vorteile eines Dragsails. Ein Proof-of-Concept für das Dragsail wurde bereits 2014 durchgeführt. Ein von der Aalborg University entwickeltes Dragsail mit Selbstentfaltungsstruktur startete auf dem NanoRacks-GOMX-2 von GomSpace. Der Start der Rakete schlug katastrophal fehl. Der Satellit konnte geborgen werden und bemerkenswerterweise funktionierte das Dragsail noch einwandfrei.

Basierend auf diesen Erfahrungen wurde der Fokus im TeSeR-Projekt auf die Faltechnik für das Dragsail gelegt. Ziel dabei ist es, dass Verhältnis von gefalteter zu ausgefalteter Dragsailfläche zu

verbessern. Im Ergebnis wächst dadurch die einsetzbare Dragsailfläche und die Zeit bis zum Wiedereintritt kann verkürzt werden.

Das Prinzip basiert auf der Speicherung von Energie durch Nutzung eines hochelastischen Rahmens, der das Dragsail aufspannt. Dazu sind ein gutes Verständnis und die Fähigkeit zur Modellierung des mechanischen Verhaltens und der auftretenden Lasten während des Faltens nötig.

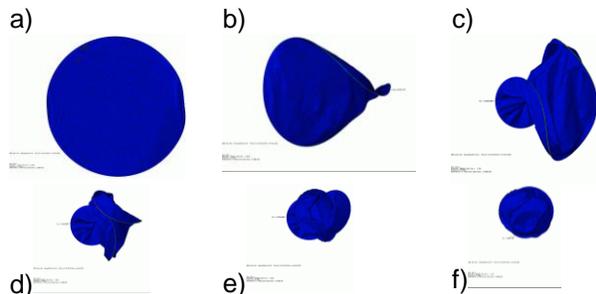


Fig. 9 a) - f) Dreifaches Falten des Dragsails. Das hochgradig nichtlineare Falten wird durch die Aktivierung von Gabelungen im flexiblen Rahmen erreicht. Der flexible Rahmen hat ein rechteckiges Querprofil.

Mit steigender Anzahl der Faltungen und steigenden Lasten, steigt auch das Risiko von Brüchen oder dauerhaften Verformungen. Im Ergebnis würde das Dragsail nicht mehr planmäßig entfaltet werden. Die entwickelten numerischen Falten-Modelle reflektieren dreifaches bis neunfaches Falten.

Die gewonnenen Ergebnisse zeigen Spitzenlasten von 1600MPa über 0,75s bei einem Winkel von 270 Grad während des Faltens. Für den faltbaren Rahmen wurde rostfreier Stahl, austenitic, cold rolled strip, Sandvik SSS-11R51-0.5-19, Proof Strength (Yield Strength) $R_{p0.2}=1824$ MPa, $R_m=1900$ MPa ausgewählt. Es konnten bis zu 9 Faltungen im Modell und in realen Tests realisiert werden, wobei das Dragsail einwandfrei entfaltet werden konnte. Für die 6U-GomSpace-Konfiguration kann je Dragsail eine Widerstandsfläche von $125663,71\text{mm}^2$ erzeugt werden. Dies übersteigt die aus der Wiedereintrittsanalyse hervorgegangene erforderliche Fläche.



Fig. 10 Das Dragsail-Subsystem mit einem entfaltenen Segel

Das entwickelte Konzept ist ausklappbar, wodurch die Zahl möglicher Kontaktpunkte während des Entfaltens reduziert wird. Die Freigabe des gefalteten Dragsails aus der Kammer wird kontrolliert bis zur Aktivierung. Zwei vorgespannte Kabel halten den Deckel der Kammer. Jedes Kabel liegt über einem Widerstand. Durch das Anlegen einer Spannung erhitzen sich die Widerstände. Dadurch werden die vorgespannten Haltekabel durchtrennt. Die Klappe öffnet sich dank einer Feder im Scharnier, das Dragsail kommt zur Entfaltung. Die Klappe ist so angebracht, dass ein Verfangen des sich entfaltenden Dragsail vermieden wird. Das Dragsail ist mit einer Klemme am Gehäuse befestigt und so angebracht, dass es sich vom Raumfahrzeug weg entfaltet, um Kollisionen oder Verfangen zu vermeiden.

7. PMD-Subsystem: Elektrodynamisches System (EDT)

Es wurde ein elektrodynamisches System (Electro-Dynamic Tether, EDT) untersucht, mit dessen Hilfe eine On-orbit-Kraft generiert werden kann. Diese Kraft soll zum unkontrollierten Wiedereintritt eines Raumfahrzeugs führen. Zunächst musste dafür ein Breadboard-Prototyp entwickelt und getestet werden, um das grundsätzliche Funktionsprinzip zu bestätigen.

EDT-Prinzipien

EDTs werden schon seit einiger Zeit vorgeschlagen, als ein potentielles Mittel zum Deorbit von Raumfahrzeugen, insbesondere vom LEO. Diese Systeme nutzen die Lorentzkraft in einem langen leitenden Kabel oder Band, während es sich dank der Bewegung eines Raumfahrzeugs durch das Magnetfeld der Erde bewegt. Die dadurch generierte elektromotorische Kraft (EMK) treibt einen Strom durch das Kabel, welche zurückgegeben wird durch die lokale Ionosphäre durch eine aktive oder passive plasmaberührende Elektrode.

$$V_{emf} = \int_0^L (\vec{v}_{orb} \times \vec{B}) d\vec{L}.$$

Die generierte Lorentzkraft ist mithin im Verhältnis zum Vektorprodukt der Geschwindigkeit des Raumfahrzeugs \underline{v} relativ zum lokalen magnetischen Feld und zur Feldstärke \underline{B} .

$$\vec{F} = \int_0^L I(L) d\vec{L} \times \vec{B}.$$

Es entsteht ein elektrodynamischer Widerstand entgegen der Bewegung des Raumfahrzeugs. Das Raumfahrzeug verliert an Höhe.

Um allerdings effektiv zu sein, müssen EDTs sehr lang sein (mehrere Kilometer) und sehr dünn, um Masse zu sparen. Dadurch sind sie anfällig für Durchtrennungen durch Kollisionen mit Mikrometeoriten und Debris. Zudem sollte die Entfernung zur Erde nicht zu groß sein, da das magnetische Feld mit wachsendem Abstand quadratisch ungefähr schwächer wird. Die Stabilität eines üblicherweise flexiblen EDTs beruht auf dem Effekt des Gravitationsgradienten. Dadurch erhält ein EDT eine nahezu vertikale Ausrichtung abhängig von der relativen Stärke des Gravitationsgradienten zur Lorentzkraft. Im Ergebnis sind EDTs in niedrigen, äquatorialen LEO-Orbits am effektivsten.

Durch verschiedene aktive Maßnahmen, wie der Kontrolle des Stroms im EDT, können verschiedene unerwünschte Aspekte (schwierige Dynamiken beim Deployment, zeitlich und räumlich variierende Elektronenumgebung) besser stabilisiert werden.

Rigid Boom EDT/Dragsail Hybrid

Für TeSeR wird eine alternative Form eines EDTs vorgeschlagen. Das Kabelement ist deutlich verkürzt (15m-150m) durch einen stabilen elektrodynamischen Boom. Zudem wird aktiv solar-generierter elektrischer Strom genutzt. Ein großer Vorteil dabei ist, dass für Raumfahrzeuge auf polaren Orbits, der steife horizontale Boom zu einer stärkeren Lorentzkraft führt als ein Gravitationsgradient-stabilisierter vertikaler Boom. Außerdem soll dadurch das Deployment zuverlässiger werden und die Lageregelung stark vereinfacht im Vergleich mit einem flexiblen Kabel.

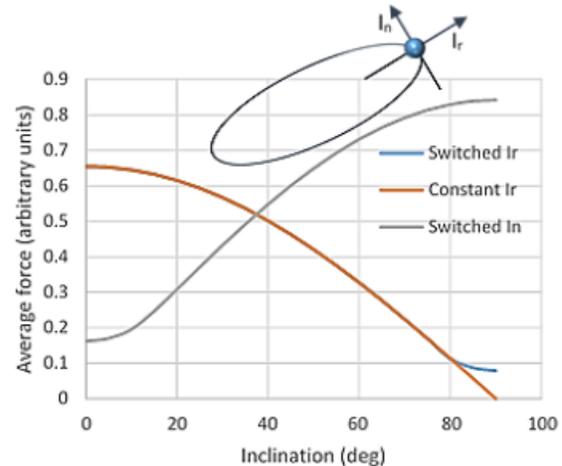


Fig. 11 Durchschnittliche Widerstandskraft je Orbit für horizontale (In) und vertikale Tether (Ir) als Funktion der Orbitinklination (1000km Höhe)

Die Booms haben Vorratskathoden als Elektronenemitter an ihren Enden. Wenn diese positiv vorgespannt werden (~200-300V), werden die leitenden Booms zu elektronensammelnden Anoden. Die Booms werden je nach Orientierung im magnetischen Feld als Anode oder Kathode eingesetzt. Gleichzeitig können die elektrisch leitenden Dragsails als Elektronenkollektoren dienen und sie vergrößern in niedrigen Flughöhen zudem den aerodynamischen Widerstand. Genau betrachtet, handelt es sich um ein Hybrid-System, welches als Rigid Boom Electro-Dynamic Drag Sail (RBEDDS) bezeichnet werden kann.

Zur Stromversorgung des Systems dienen entfaltbare Solarsegel die potentiell von neuer Dünnschicht-Solarzellentechnologie Gebrauch machen können.

Fig. 12 zeigt die relative Effektivität/den Beitrag der einzelnen Komponenten des hybriden Systems in Abhängigkeit von der Flughöhe.

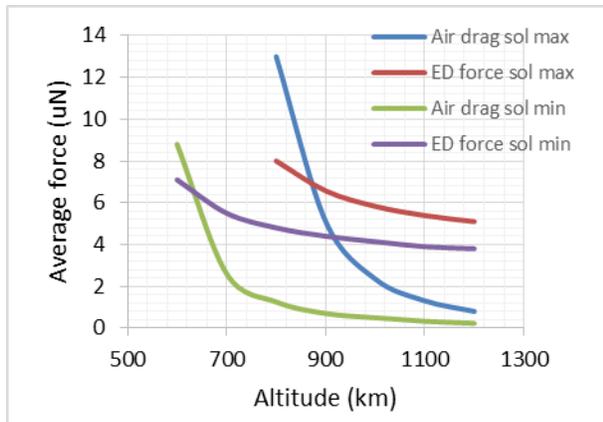


Fig. 12 Vergleich der durchschnittlichen Widerstandskraft (für ein Segel mit 8m²) mit der ED-Kraft eines 30m langen vertikalen EDT-Systems (2 Booms von je 15m Länge) betrieben mit 30 mA auf äquatorialem Orbit

Das System ist abhängig von der Masse des Raumfahrzeugs skalierbar. Es ist geeignet für Satelliten mit einer Masse von 10kg bis zu ca. einer Tonne. Bei noch größeren Satelliten ist zu untersuchen, ob sie für einen unkontrollierten Wiedereintritt noch in Frage kommen.

S/C Mass (kg)	Boom Length (m)	Sail Area (m ²)	Solar Array Orbit Average Power (W)
10	2 x 15	8	20
50	2 x 25	24	60
500	2 x 80	80	200
1000	2 x 115	100	270

Tab. 3 Systemskalierung bei maximaler Flughöhe von 1.500 km und einer maximalen Verbleibdauer von 25 Jahren nach Missionsende, Twin-Boom-System und äquatorialem Orbit

Für den Test des Aufbaus wurde eine Argon-Gasplasmaquelle entwickelt und gefertigt, die in einer Ultrahochvakuumkammer angebracht wurde. So wird das umgebende Ionosphärenplasma simuliert. Es wird eine kommerziell verfügbare Vorratskathode vorgespannt (240V) eingesetzt mit einem isolierten Heizer (~6W). Zum Monitoring wurde eine Langmuir-Sonde verwendet. Die Vorratskathode ist im Betrieb hochsensibel gegen „Luftverschmutzung“. Die Hochvakuumbedingungen lagen daher bei 10^{-6} torr. Die Elektronenemission war erfolgreich mit einem maximal gemessenen Elektronenstrom von ~7mA.

Ein Breadboard-Demonstrator des vollständigen Systems befindet sich gegenwärtig in der

Entwicklung. Innerhalb der 6U-Cubesatstruktur nimmt das RBEDDS 4U ein.

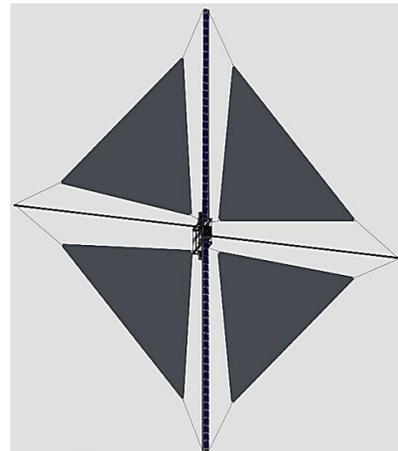


Fig. 13 6U-CubeSat-Struktur des Bodendemonstrators

8. Mehrzweckkonzepte und ISO

Es wurde eine Machbarkeitsstudie für ein Mehrzwecksystem durchgeführt. Das Mehrzwecksystem soll mögliche weitere Vorteile aus einer PMD-Technik generieren. Verschiedene mögliche Zusatznutzen wurden untersucht:

- Abschirmung gegen Einschläge von Debris oder Mikrometeoriten auf das Raumfahrzeug während der Mission
- Deorbiting vom LEO nach Missionsende
- Messung von Debris- und Meteoriteneinschlägen

Der Entwurf des Mehrzweckkonzepts (MZK) beinhaltet einen Rahmen mehrerer Paneele, die aus abschirmendem Material sind. Zum Start einer Mission sind die Paneele eingefaltet. Mit etwas Abstand vom Raumfahrzeug dienen sie als Schutzschild gegen Einschläge von Objekten bis zu einer Größe von mehreren Millimetern.

Sobald die Mission des Raumfahrzeugs beendet ist, lassen sich die Paneele zur Vergrößerung des aerodynamischen Reibungswiderstands einsetzen. Damit kann das Raumfahrzeug innerhalb der 25-Jahresfrist zum unkontrollierten Wiedereintritt gebracht werden. Das MZK soll in der Lage sein, einen 1.000 kg schweren Satelliten in einer Höhe von 800 km zu deorbiten.

Während der Mission sorgen Sensoren dafür, Einschläge von Debrisobjekten und Mikrometeoriten auf den Paneelen zu detektieren. Die Informationen darüber dürften für Operateure und jene interessant sein, die an der Verbesserung

der Modelle zur Simulation der LEO-Kleinstdebrispopulation arbeiten.

Separat von den Untersuchungen für das MZK wird untersucht, wie die in TeSeR entwickelte PMD-Technologie mögliche PMD-Designregeln beeinflusst. So wird beispielsweise untersucht, ob ISO 24113 im Hinblick auf Passivierung einer Anpassung bedarf, wenn TeSeR als integraler Bestandteil des Raumfahrzeugs betrachtet wird. Dies könnte nötig werden, da das PMD-Modul nach dem Lebensende des Raumfahrzeugs operationell ist. Anders könnte es sich verhalten, wenn TeSeR-Technologie als ein System zum Active Debris Removal (ADR) betrachtet wird. Hierfür existieren gegenwärtig keine ISO-Vorgaben, sodass TeSeR wichtige Beiträge für mögliche ADR-Designregeln liefern könnte.

9. Wiedereintrittssimulationen

Gegenwärtig gibt es zwei klassische Szenarien für den Wiedereintritt in die Atmosphäre: kontrolliert und unkontrolliert.

Relativ neu ist das Konzept des halb-kontrollierten Wiedereintritts. Dabei wird die mögliche Einschlagsgegend (Impact Track) für Trümmerfragmente eingeengt auf einen begrenzten Bereich. Die Einschlagsgegend kann sich dabei über die Bodenspur weniger als eines oder mehr als eines Orbits erstrecken.

Halb-kontrollierte Wiedereintritte sind dann interessant, wenn ein Unfallrisiko von mehr als 10^{-4} besteht und wenn gleichzeitig nicht der erforderliche Schub für einen kontrollierten Wiedereintritt zur Verfügung steht. Dies kann der Fall sein, wenn zur Entsorgung ein elektrischer Antrieb zum Einsatz kommt oder ein Dragsail oder ein elektro-dynamischer System. Das Hauptziel des halb-kontrollierten Wiedereintritts ist die Reduzierung des Unfallrisikos verglichen mit einem unkontrollierten Wiedereintritt. Dazu müssen zwei Fragen beantwortet werden: 1. Wie lang ist die mögliche Einschlagsgegend? 2. Wo sollte die mögliche Einschlagsgegend liegen?

Die erste Frage ist ein Problem der Quantifizierung der Unwahrscheinlichkeit. Das folgende Beispiel nimmt eine Bogenlänge von 7.000 s an, was als konservativ für einen Dragsail unterstützten Wiedereintritt betrachtet werden kann. Die zweite Frage stellt ein Optimierungsproblem dar. Fig. 14 zeigt die optimierte Lösung für eine Bahnneigung von 98,5 deg und eine Bogenlänge von 7.000 s. Die mittlere Bevölkerungsdichte in der betroffenen

Gegend beträgt lediglich 0,4% der Gegend eines unkontrollierten Wiedereintritts. Dadurch kann das Unfallrisiko um 99,6% reduziert werden und ist fast so effektiv wie ein kontrollierter Wiedereintritt.

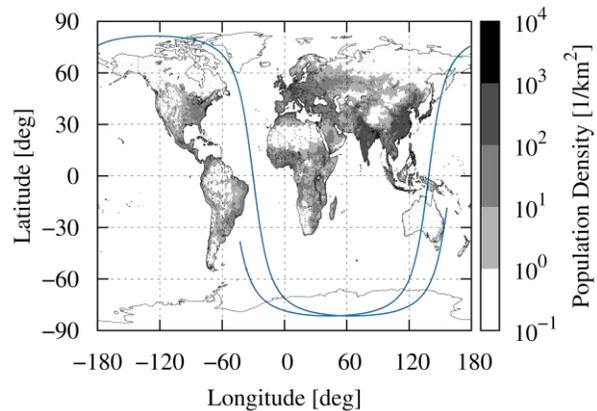


Fig. 14 Optimumbogen von 7.000 s Länge bei einer Neigung von 98,5 deg

Die Untersuchung zeigt, dass halb-kontrollierter Wiedereintritt eine effektive Methode zur Reduktion des Unfallrisikos am Boden ist.

10. Rechtliche Aspekte

Eine zentrale Herausforderung für den sicheren Betrieb von Raumfahrzeugen ist die Weltraumschrottsituation. Zu entwickelnde Regeln könnten durchsetzbare Pflichten und Sanktionen beinhalten. Dabei kann TeSeR einen Beitrag leisten zu der Frage, wie technische Standards mit den existierenden rechtlichen Normen und Instrumenten mit Bezug zum Weltraum verknüpft werden können. Es besteht heute ein Bedarf zur Neuformulierung in diesem Bereich. Ein umfassender Rahmen einer rechtlichen Ordnung mit verfügbaren Lösungen für die dauerhafte Nachhaltigkeit der Raumfahrt ist nötig. Aktuelle rechtliche Diskussionen verlaufen unter der Überschrift eines Space Traffic Management (STM). STM könnte rechtliche und technische Regeln in einem umfassenden Ordnungsregime vereinen: sicherer Zugang zum, sicherer Betrieb im und sichere Entfernung vom Weltraum.

Schließung der regulatorischen Lücke

Die klassischen Weltraumverträge definieren PMD nicht als einklagbare Verpflichtung. Staatenverantwortung und -haftung sind die hervorstechenden Prinzipien des Weltraumrechts. Artikel III des Haftungsübereinkommens regelt die Haftung von Schäden im Weltraum nur im Falle von Verschulden oder Fahrlässigkeit. Da große Teile des Weltraumschrotts gleichsam

„umhertreiben“, ist Rechtshilfe begrenzt. Zudem ist Verschulden nicht klar (technisch) definiert.

Die Lage ist auch dadurch erschwert, dass der Weltraum keinen rechtlichen Status hat, der ihn vor der andauernden Generierung neuen Schrotts beschützen könnte. Wenngleich ein globales Gemeingut, besitzt der Weltraum doch keine Rechtspersönlichkeit. Es besteht keine Pflicht zum Schutz des Weltraums vor Weltraumschrott. Die Existenz von Weltraumschrott ist kein gesetzeswidriger Zustand.

ISO 24113 bietet einen technischen Zugang zu dem Problem. Nationale Regeln verlangen die Befolgung technischer Standards. Bis auf wenige Ausnahmen sind keine rechtlichen Konsequenzen im Falle der Nichtbefolgung zu befürchten. Die Verknüpfung von Verschulden mit der Nichteinhaltung technischer Standards wäre ein Ansatz zur Lösung.

Langfristig Nachhaltige Richtlinien

Mit dem Ziel die langfristige nachhaltige Nutzung des Weltraums zu ermöglichen, hat die UN COPUOS Arbeitsgruppe zu Long-Term Sustainability (LTS) 21 freiwillige Richtlinien von Best Practices entwickelt. Die Übereinstimmung dazu konnte im Juni 2018 im Rahmen des UNISPACE+50-Forums erzielt werden. Sie werden im Dezember 2018 der Generalversammlung der Vereinten Nationen zur Zustimmung vorgelegt.

11. Versicherungsaspekte

Aufgabe der Risikobewertung und Untersuchung der Versicherungsaspekte ist es, Risiken bezüglich PMD zukünftig besser zu managen und dabei

Risikselbstbehalt, Risikotransfer sowie in Verbindung stehende Kosten und Leistungen besser bewerten zu können. Zudem soll die Analyse die technische Entwicklung des TeSeR-Projekts unterstützen: in Bezug auf kritische Designabwägungen und die Qualifikation der Technik. Ziel ist es, das optimale Maß an Zuverlässigkeit, Kosten und Risiko zu finden.

Ergebnisse

Abwägungen zur Technik und zum Risikomanagement haben entscheidenden Einfluss auf das Risikoprofil der PMD-Mission und der sich daraus ergebenden Versicherbarkeit sowie den Versicherungskosten.

Ein sicheres Design und nachweisliche operative Zuverlässigkeit haben einen Einfluss auf die Gesamtkosten des Raumfahrzeugs. Risikselbstbehalt spielt insbesondere für Folgeentwicklungen eine Rolle.

Mögliche Fehlerszenarien und daraus abgeleitete Eventualpläne sollten frühzeitig identifiziert und untersucht werden.

Die Versicherbarkeit der PMD-Mission hängt von den Erfahrungen des Versicherungsmarktes mit der TeSeR-Philosophie und -Lösungen, Demonstration der Fähigkeit, Qualifikation und Risikominimierung ab. Die frühzeitige Untersuchung des Risikos und der Versicherungsaspekte wie auch das hohe Maß an Transparenz schon im Entwicklungsstadium sind positiv zu bewerten hinsichtlich der Beschaffung von Versicherungsschutz.