

DIE NACHHALTIGKEIT VON WELTRAUMMÜLL- VERMEIDUNGSMAßNAHMEN

C. Wiedemann¹, M. Möckel¹, S. Flegel¹, J. Gelhaus¹, V. Braun¹, M. Metz², P. Vörsmann¹

¹Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme, Technische Universität Braunschweig
Hermann-Blenk-Str. 23, 38108 Braunschweig, Germany

²DLR, Raumfahrtagentur, Königswinterer Str. 522-524, 53227 Bonn, Germany

ÜBERSICHT

Die Weltraummüllumgebung ist sehr dynamisch. Es gibt Prozesse, die zu einer Erhöhung der Objektpopulation führen. Der bedeutendste ist die Fragmentierung von Raumfahrzeugen. Andere Prozesse führen zu einer Verringerung der Objektpopulation. Der Wichtigste ist die Restreibung der Atmosphäre auf erdnahen Umlaufbahnen, die viele Objekte zum Abstieg führt. Es wäre erstrebenswert, wenn zwischen beiden Prozessen zumindest ein Gleichgewicht erreicht werden könnte, so dass sich die Anzahl der Objekte im Weltraum nicht weiter erhöht. Insgesamt ist jedoch ein kontinuierlicher Anstieg der Zahl von Weltraummüllobjekten zu beobachten. Simulationsrechnungen zeigen, dass die steigende Tendenz in der Zukunft anhalten wird. Dafür gibt es zwei Ursachen. Zum Einen steigt die Zahl der Objekte aufgrund von Raumfahrtaktivitäten. Das führt besonders auf sonnensynchronen Umlaufbahnen (SSO) zu einer hohen Ansammlung von ausgedienten Raumfahrzeugen. Zum Anderen steigt die Wahrscheinlichkeit einer katastrophalen Kollision auf SSO. Aufgrund der hohen Kollisionsgeschwindigkeiten, die sich aus der Einschlagsgeometrie für Satelliten und Raketenoberstufen in SSO ergeben, sind besonders hochenergetische Kollisionen auf diesen Bahnen zu erwarten. Die resultierenden Trümmer führen zu einer weiteren Erhöhung der Kollisionsgefahr. Es ist daher ratsam, keine weiteren Trümmer auf SSO freizusetzen. Es ist jedoch zu erwarten, dass auch im Falle einer Unterdrückung aller zukünftigen Explosionen, ein Anstieg der orbitalen Trümmererzeugung auf Grund versehentlicher Zusammenstöße auftritt. Daher ist die Einführung weiterer Weltraummüllvermeidungsmaßnahmen sinnvoll. Die Umsetzung von Vermeidungsmaßnahmen ist mit Kosten verbunden. Die Kosten zweier wichtiger Vermeidungsmaßnahmen werden miteinander verglichen.

1. EINLEITUNG

Auf niedrigen Erdumlaufbahnen (LEO) können besonders hohe Kollisionsgeschwindigkeiten auftreten. Das Risikopotential des Weltraummülls besteht in der hohen kinetischen Energie, die bei einer Kollision freigesetzt werden kann. Die Kollisionsgeschwindigkeiten liegen in LEO in einer Größenordnung von zehn Kilometern pro Sekunde. Ein Risiko für aktive Raumfahrzeuge besteht ab einem Partikeldurchmesser von etwa einem Millimeter. Ab dieser Größe kann eine Satellitenstruktur beschädigt werden. Ein besonderes Risiko geht von Objekten aus, die größer sind als etwa einen Zentimeter. Solche Objekte können einen Satelliten außer Funktion setzen. Sie durchschlagen jede Struktur, auch wenn diese zum Schutz mit Mehrfachwänden umgeben ist. Gegen den Einschlag von Objekten, die größer als etwa einen Zentimeter sind, können

Satelliten nicht mehr geschützt werden. Derzeit gibt es auf allen Erdumlaufbahnen etwa 700.000 künstliche Objekte größer als einen Zentimeter. Die Anzahl der Objekte größer als einem Millimeter wird auf etwa 200 Millionen geschätzt [1]. Die Anzahl der Objekte im Submillimeterbereich beträgt mehrere Billionen. Die gefährlichsten Objekte sind die zwischen einem und zehn Zentimetern Durchmesser. Sie sind zu klein für eine Bahnvermessung und zu groß für Schutzmaßnahmen.

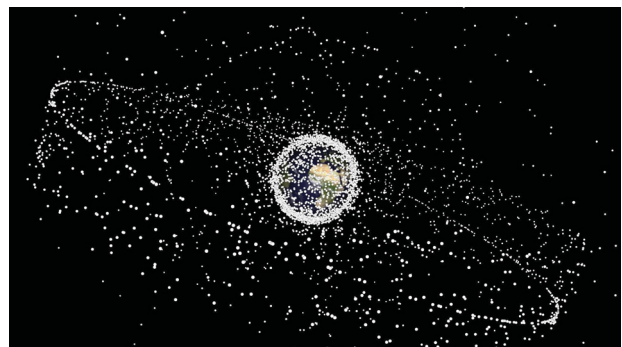


Abbildung 1: Die Anzahl der katalogisierten Objekte liegt heute bei ca. 16.300.

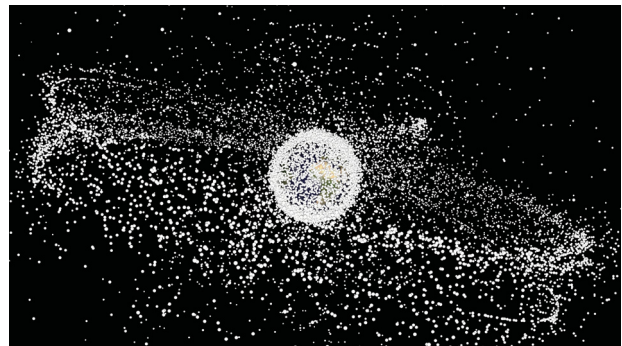


Abbildung 2: Die Anzahl der Objekte größer als 10 cm beträgt etwa 29.000 (MASTER-2009).

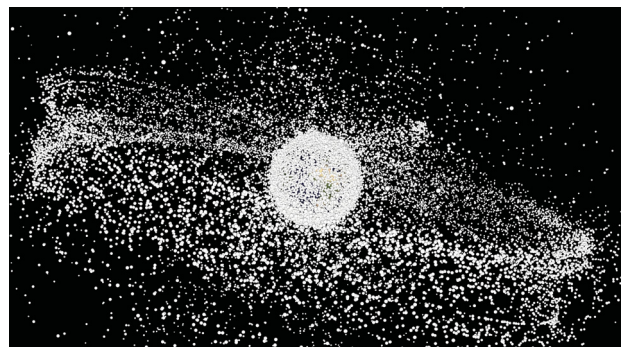


Abbildung 3: Die Anzahl der Objekte größer als 5 cm beträgt etwa 60.000 (MASTER-2009).

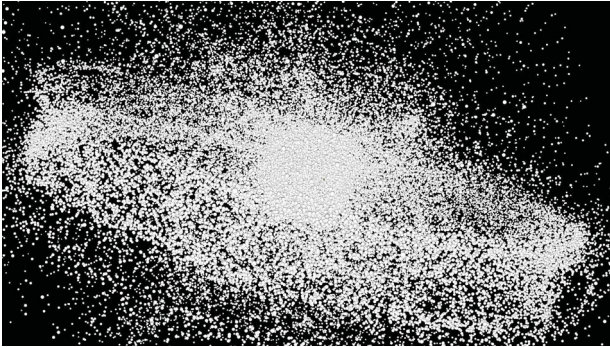


Abbildung 4: Die Anzahl der Objekte größer als 1 cm beträgt etwa 700.000 (MASTER-2009).

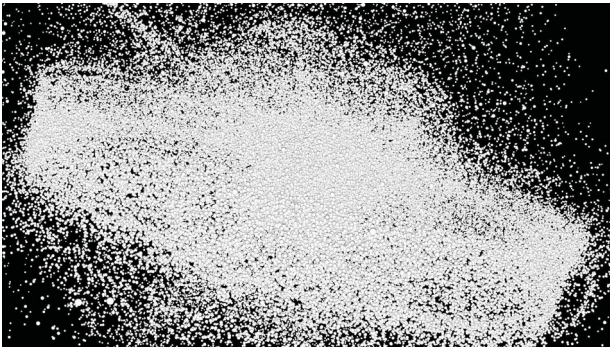


Abbildung 5: Die Anzahl der Objekte größer als 1 mm beträgt etwa 200 Millionen (MASTER-2009).



Abbildung 6: Die Anzahl der Objekte größer als 0,1 mm beträgt mehrere Billionen (MASTER-2009).

Ein wesentlicher Anteil der größeren orbitalen Objekte wird mit Sensoren kontinuierlich verfolgt. Der daraus erstellte Bahndatenkatalog umfasst etwa 16.300 Objekte (siehe Abbildung 1, [2]). Diese Bahndaten werden veröffentlicht und für Analysezwecke zur Verfügung gestellt. Die katalogisierten Objekte machen allerdings nur einen kleinen Anteil der tatsächlichen Weltraummüllpopulation aus. Die Existenz kleinerer Objekte ist aus einzelnen Messkampagnen bekannt [1]. Allerdings können ihre Bahnen nicht verfolgt werden. Die Anzahl und die orbitale Verteilung der kleinen Objekte muss durch statistische Modelle beschrieben werden. Das Modell muss über die Fähigkeit verfügen, die sporadisch gewonnenen Messdaten zu reproduzieren. Besonders im Millimeter- und Zentimeterbereich gibt es jedoch große Unsicherheiten aufgrund fehlender Messdaten. Die simulierte Verteilung von Weltraummüllobjekten bis zu 0,1 mm Größe ist in Abbildung 2 bis Abbildung 6 dargestellt.

MASTER (*Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference*) ist das europäische Modell zur

Abbildung der Partikelumgebung auf Erdumlaufbahnen. Die Aufgabe des MASTER Modells ist die realistische Beschreibung der Umgebung natürlicher und künstlicher Partikel auf Erdumlaufbahnen. MASTER ermöglicht eine Risikoabschätzung durch Flussvorhersagen auf definierten Zielorbits. Das Modell wird zur Abschätzung des Partikelflusses auf Raumfahrzeugoberflächen eingesetzt. MASTER liefert einen hoch aufgelösten Partikelfluss auf orientierte Flächen in Erdumlaufbahnen, wobei Bahnhöhen von LEO bis GEO berücksichtigt werden. Das Kernmodul von MASTER ist ein Modell, das die Erzeugung und Propagation von orbitalen Debris-Objekten größer als einem Mikrometer simuliert. Das Modell basiert auf der Simulation von Ereignissen, bei denen Weltraummüll erzeugt wird. Das Modell propagiert die Objektpopulation bis zu einer Referenzepoche, wobei alle relevanten Bahnstörungen berücksichtigt werden. Die Populationserzeugungsmechanismen werden durch verschiedene Untermodelle beschrieben. Für jede Quelle von Weltraummüll gibt es ein eigenes Untermodell. Die einzelnen Quellen sind (siehe auch Abbildung 7):

- Fragmentationsereignisse, bei denen Trümmer entstehen (Explosionen und Kollisionen).
- Feststoffmotorzündungen, die Schlacke- und Staubpartikel freisetzen.
- Kühlmittelaustritt aus nuklearen Reaktoren im Weltraum.
- Das Aussetzen von Kupfernadeln im Weltraum.
- Oberflächenalterungsprozesse.
- Einschläge von Kleinpartikeln, die zur Erzeugung von Auswurfpartikeln führen.
- Natürliche Meteoriten.

Die orbitale Verteilung des Weltraummülls ist ein dynamischer Prozess. Das Modell simuliert die Erzeugung von orbitalen Partikeln, ihre zeitliche und räumliche Verteilung sowie ihren Abstieg. Die Ergebnisse werden mit Messwerten verglichen. Am Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme der TU Braunschweig wurde die neueste Version des europäischen Weltraummüllmodells mit der Bezeichnung MASTER-2009 entwickelt (unter ESA/ESOC Vertrag). Die wesentlichen Verbesserungen gegenüber der vorangegangenen Version betreffen die folgenden Bereiche:

- Verbesserte Modellierung von Fragmentationen im Kleinteilbereich.
- Einführung von Mehrschichtisolation (MLI) als neue Weltraummüllquelle.
- Einführung der Möglichkeit, Flussbeiträge einzelner neuer Ereignisse mit der Hintergrundpopulation zu überlagern.
- Erweiterung der zukünftigen Population bis in den Kleinstteilbereich von einem Mikrometer.

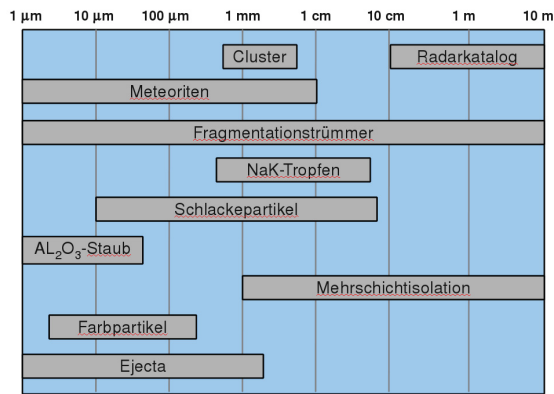


Abbildung 7: Objektquellen und Größenklassen, die in MASTER-2009 berücksichtigt werden.

2. RISIKOORBITS

Es ist notwendig, die Größenordnung des Kollisionsrisikos für die wichtigsten Bahnen zu identifizieren. Für diese Bahnen ist es sinnvoll, Regelungen zur Vermeidung von Weltraummüll zu treffen. Die höchste räumliche Objektdichte für Weltraummüll besteht in Höhen nahe 900 km. Nur im Mikrometerbereich findet sich die höchste Dichte in der Nähe von 1000 km. Dies kann durch Simulationsrechnungen gezeigt werden. Unterhalb von 900 km verringert sich die orbitale Lebensdauer von Objekten aufgrund der atmosphärischen Restreibung, was zu einer Verringerung der räumlichen Objektdichte auf niedrigeren Höhen führt. Oberhalb von 900 km Höhe lassen die Raumfahrtaktivitäten nach, so dass hier weniger Weltraummüll produziert wird. Generell steigt das Kollisionsrisiko mit der räumlichen Objektdichte. Die Bahnen mit dem höchsten Risiko einer Kollision sind polare und sonnen-synchrone Umlaufbahnen in der Nähe von 900 km Höhe. In diesen Bahnen ist auch die Wahrscheinlichkeit für Frontalzusammenstöße am höchsten. In diesem Fall entspricht die Kollisionsgeschwindigkeit der zweifachen Bahngeschwindigkeit, was zu extrem hohen kinetischen Energien führt.

In Abbildung 8 bis Abbildung 10 ist die Entwicklung der kritischen Bahnregion in der Nähe von 900 km Höhe auf Grund jüngster Fragmentationsereignisse dargestellt. Es ist zu erkennen, dass das Maximum der räumlichen Objektdichte bei 900 km im Jahr 2005 bei ca. $6 \cdot 10^{-7}$ Objekten pro km^3 lag. Durch die Fragmentation von Fengyun-1C, sowie der Kollision zwischen Kosmos-2251 und Iridium-33 Anfang des Jahres 2009, ist eine deutliche Erhöhung der räumlichen Objektdichte in der kritischen Bahnhöhe von 900 km zu verzeichnen, die nunmehr (1. Mai 2009) bei fast $1 \cdot 10^{-6}$ Objekten pro km^3 liegt. Unterstrichen wird dieses Ergebnis weiterhin durch den kumulativen Partikelfluss für unterschiedliche Objektdurchmesser auf einer sonnen-synchronen Bahn, wie in Abbildung 11 dargestellt ist. Vor allem im Bereich zwischen 1 mm und 10 cm dominieren mittlerweile die Kollisionstrümmer als signifikante Weltraummüllquelle. Für kleinere Objekte dominieren Rückstände aus Feststoffmotorzündungen, sowie Mikrometeoriten.

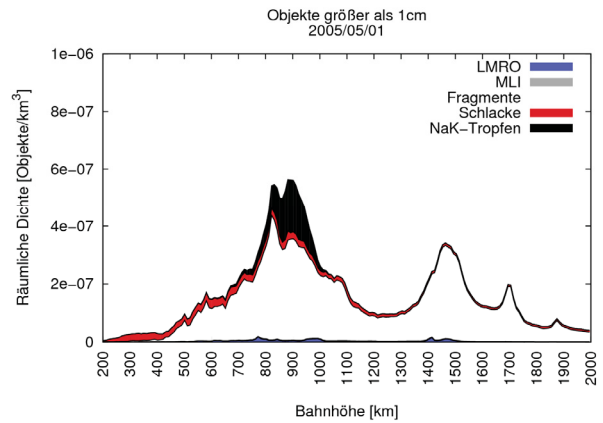


Abbildung 8: Die räumliche Dichte der Objekte größer als einen Zentimeter im Jahr 2005 (MASTER-2009).

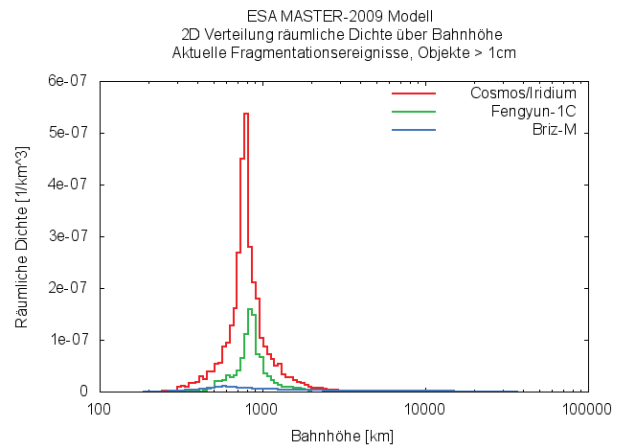


Abbildung 9: Die räumliche Dichte von drei neuen Ereignissen im Jahr 2009 (MASTER-2009).

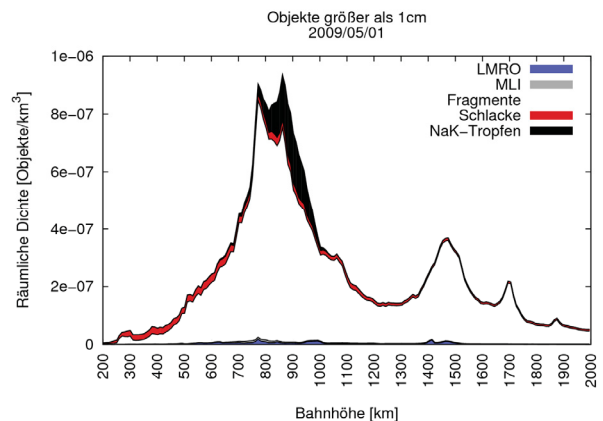


Abbildung 10: Die räumliche Dichte der Objekte größer als einen Zentimeter im Jahr 2009 (MASTER-2009).

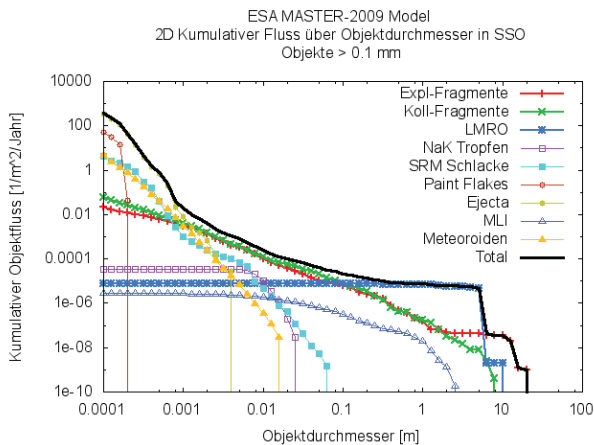


Abbildung 11: Kumulativer Partikelfluss über dem Teilchendurchmesser für verschiedene Quellen auf einer sonnensynchronen Bahn am 1. Mai 2009 (MASTER-2009).

2.1. Bahnhöhe

Je kleiner die Teilchen, desto höher ist ihre Anzahl. Bei der Zentimeterpopulation besteht der größte Beitrag aus Fragmenten. Schlackepartikel dominieren nur auf den niedrigen Umlaufbahnen, auf denen wir bemannte Raumfahrt betrieben. NaK-Tropfen liefern nur in 900 Kilometern Höhe einen wesentlichen Beitrag zum Weltraummüll. Die gefährlichsten Umlaufbahnen liegen in 900 Kilometern Höhe. Dort liegt in allen Größenbereichen die höchste Trümmerdichte vor. Ausgerechnet in den Bahnhöhen (etwas unterhalb von 900 km) betreiben wir sehr viele Erdbeobachtungssatelliten. In Abbildung 12 ist sehr gut zu erkennen, dass in der Höhe von 900 km ein Maximum der räumlichen Dichte bis hinunter in den Mikrometerbereich vorzufinden ist.

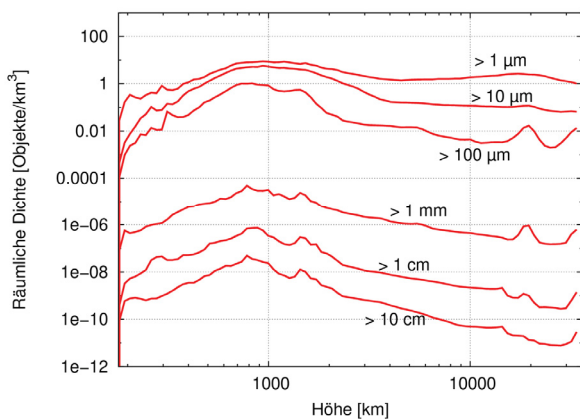


Abbildung 12: Die räumliche Dichte der Objekte für verschiedene Größenklassen (MASTER-2009).

2.2. Kollisionsgeometrie

Begegnen sich zwei Objekte auf polarnahen Bahnen aus gegensätzlicher Richtung addieren sich die Umlaufgeschwindigkeiten von jeweils 7,5 km/s beider Kollisionspartner in Erdnähe zu 15 km/s. Da die Aufenthaltswahrscheinlichkeit (räumliche Dichte) von Weltraummüllpartikeln über den beiden Polgebieten der Erde größer ist als in der Äquatorebene, ist auch die Kollisionswahrscheinlichkeit für Weltraummüllereinschläge in der Nähe der Pol-

region höher. Zudem treffen zwei Kollisionspartner im polnahen Bereich häufig frontal aufeinander, wie Abbildung 13 zeigt.

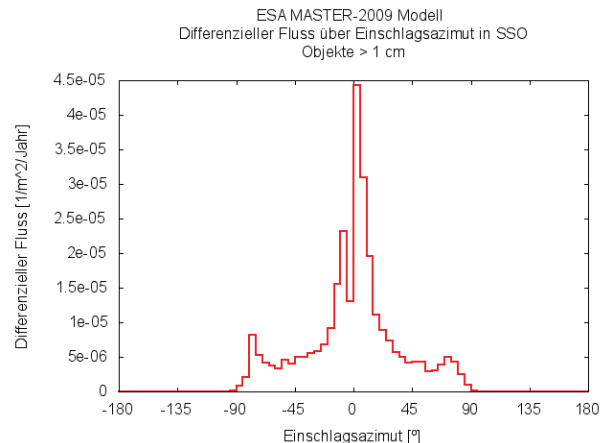


Abbildung 13: Einschlagsazimut für Objekte größer als 1 cm auf einer sonnensynchronen Umlaufbahn (MASTER-2009).

2.3. Bahnneigung

Katastrophale Kollisionen sind in den Regionen zu erwarten, in denen die höchste räumliche Dichte vorliegt. Mit Hilfe des Langzeitsimulationstools LUCA (*Long-term Utility for Collision Analysis*) kann untersucht werden, auf welchen Umlaufbahnen mit katastrophalen Kollisionen zu rechnen ist. Die Positionen zukünftiger katastrophaler Kollisionen wurden berechnet unter der Annahme eines Business-as-Usual Szenarios und unter Verwendung einer Ausgangspopulation, die aus dem ESA MASTER Modell stammt. Die höchste Anreicherung von orbitalem Müll findet sich in 900 km Bahnhöhe. In diesen Höhen liegt die höchste Kollisionswahrscheinlichkeit vor. Bezüglich der Bahnneigungen werden hauptsächlich sonnensynchrone Satelliten ($i \approx 98^\circ$) und russische Objekte ($i \approx 82^\circ$) kollidieren, wie auch in Abbildung 14 zu sehen ist.

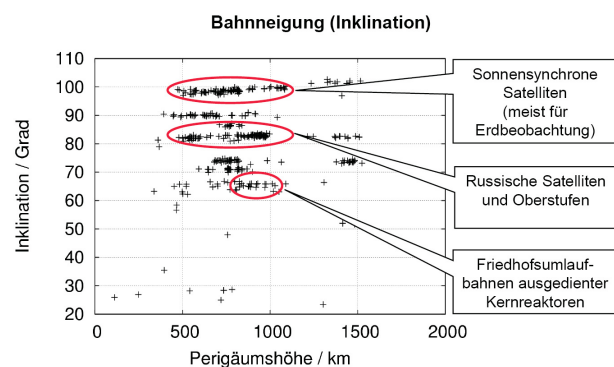


Abbildung 14: Simulierte zukünftige Kollisionen in Abhängigkeit von Inklination und Perigäumshöhe.

Dabei sind sehr energiereiche Frontalzusammenstöße bei doppelter Bahngeschwindigkeit in der Nähe der Pole zu erwarten, von denen viele als katastrophale Kollisionen auftreten werden (Bei einer katastrophalen Kollision werden die Kollisionspartner vollständig fragmentiert. Wenn die dabei entstandenen Trümmerstücke ihrerseits katastrophale Kollisionen auslösen, spricht man von Feed-

back-Kollisionen). Heute sind katastrophale Kollisionen noch kein großes Problem. Sie treten durchschnittlich alle 5 bis 10 Jahre auf. Wenn man aber Raumfahrt weiterhin so betreibt wie bisher, werden Kollisionen in Zukunft häufiger auftreten und könnten langfristig zum dominierenden Effekt bei der Erzeugung von Weltraummüll werden.

2.4. Instabilität der LEO-Population

Simulationsrechnungen deuten darauf hin, dass mit der steigenden Zahl von aktiven und außer Dienst gestellten Raumfahrzeugen die Wahrscheinlichkeit katastrophaler Kollisionen zunehmen wird. Wenn die entstanden Trümmer ihrerseits katastrophale Kollisionen auslösen, kann es zu einem kaskadenartigen Anstieg bei der Trümmererzeugung kommen. Dieser Kollisions-Kaskadeneffekt wird auch als Kollisionskettenreaktionseffekt oder Kessler-Syndrom bezeichnet [3],[4]. Die Entwicklung der räumlichen Dichte in niedrigen Erdumlaufbahnen ist für einen Zeitraum von 1970 – 2050 in Abbildung 15 dargestellt, woraus nochmals deutlich wird, dass die räumliche Dichte in Bahnhöhen von 900 km sehr stark zunehmen wird.

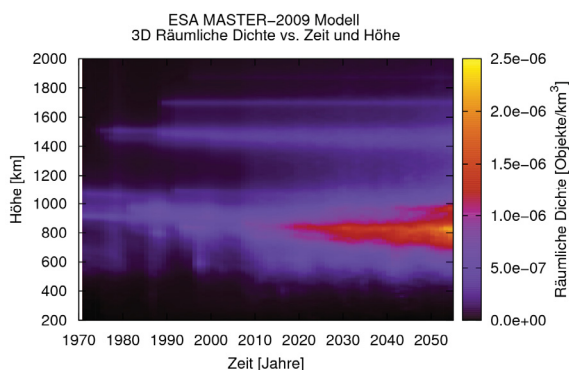


Abbildung 15: Die Entwicklung der räumlichen Dichte in LEO für die Jahre zwischen 1970 – 2050 (MASTER-2009).

3. AUSGEWÄHLTE VERMEIDUNGSMASSNAHMEN

Das Bewusstsein des Risikos, ausgehend von der Erzeugung von neuem Weltraummüll ist weltweit vorhanden. Workshops und Konferenzen werden mit dem einzigen Zweck der Diskussion möglicher Verfahren des aktiven Entfernens von Weltraummüll abgehalten. Richtlinien zur Einführung von Vermeidungsmaßnahmen sind vorhanden, so z.B. die IADC (*Inter-Agency Space Debris Coordination Committee*) Space Debris Mitigation Guidelines [5]. Das Ziel solcher Richtlinien ist es, die Weltraummüllumgebung in einem Zustand zu erhalten, welcher die Nutzung aller relevanten Umlaufbahnen auch in Zukunft ermöglicht. Die IADC Richtlinien konzentrieren sich insbesondere auf bestimmte Bahnregionen, die geschützt werden müssen. Die beiden sogenannten „geschützten Regionen“, welche in diesem Zusammenhang definiert wurden, sind zum einen LEO, welche als von der Erdoberfläche bis zu einer Bahnhöhe von 2000 km festgelegt wird und alle Deklinationen beinhaltet, sowie die geosynchrone Region, welche die Bahnhöhe der geostationären Satelliten ± 200 km und Deklinationen zwischen -15 und $+15$

Grad relativ zum Äquator zur Grundlage hat. Eine Option für die Vermeidung von Weltraummüll ist die Reduktion der Anzahl der Objekte, welche während oder nach einer Mission entstehen. Eine andere Möglichkeit ist es, Objekte aus den geschützten Regionen zu entfernen, entweder durch sogenannte End-of-Life-Manöver oder durch andere Maßnahmen. Optionen, welcher zur erstgenannten Kategorie zählen, sind die Vermeidung der Freisetzung von missionsbedingten Objekten, der Generierung von Schlackepartikeln, sowie die Passivierung. Zur letztgenannten Option zählen Maßnahmen wie die Reduktion der Verweilzeit in LEO, der Einschuss in Friedhofsumlaufbahnen oder das aktive Entfernen von Objekten. Es ist außerdem wichtig zu erwähnen, dass nicht alle Verfahren in gleichem Maße bzw. mit dem gleichen gewünschten Effekt auf die betroffenen Objekte angewendet werden können. Für jedes Objekt muss eine individuelle Bewertung der Optionen vorgenommen werden.

3.1. Prioritätenliste zu entfernender Objekte

Um ein größtmögliches Kosten-Nutzenverhältnis zu erzielen, müssen potentielle Zielobjekte mit einem geeigneten Prioritätskriterium bewertet werden. Dieses Kriterium kann eine Funktion der Kollisionswahrscheinlichkeit und der Masse des Zielobjektes sein. Mit zunehmender Kollisionswahrscheinlichkeit steigt der Rang des Zielobjektes in der Prioritätenliste. Die Masse gibt an, wie viele Trümmer bei einer katastrophalen Kollision entstehen können. Das heißt: eine zunehmende Masse führt zu einem zunehmenden Risiko für andere Objekte. Eine alternative Methode zur Ableitung einer Prioritätenliste basiert auf dem Fluss, der mit dem ESA MASTER-2009 Modell berechnet werden kann. MASTER berücksichtigt alle relevanten Weltraummüllquellen und Meteoriten bis zu einem Mikrometer Größe für historische als auch zukünftige Populationen. In dieser Untersuchung werden nur Projektile, die größer als einen Zentimeter sind, berücksichtigt.

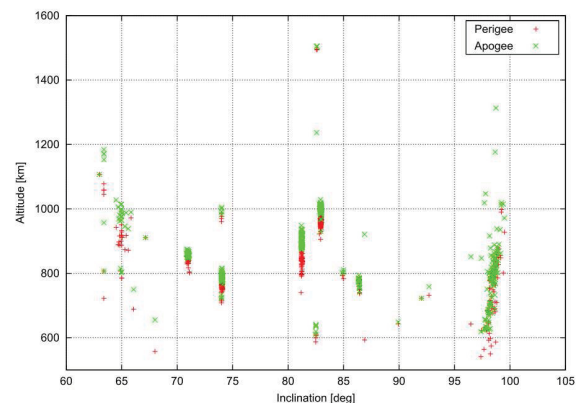


Abbildung 16: Top 500 der potentiellen Zielobjekte

Dazu gehören katalogisierte Objekte, Start- und missionsbedingte Objekte, Explosions- und Kollisionsfragmente, Schlackepartikel aus Feststoffmotoren und Natrium-Kalium-Tropfen. Diese Einschränkung erfolgt auf Grund der Tatsache, dass nur Objekte von mehr als einem Zentimeter Größe (meist ab etwa 10 cm Größe) genügend kinetische Energie besitzen, um ein Fragmentationsereignis auszulösen. Das Prioritätskriterium ist eine Funktion des Flusses und der Masse des Zielobjektes. (Nur Zielobjekte mit einer Masse von mehr als 100 kg werden in dieser Untersuchung berücksichtigt.) Die Prioritätenliste,

welche in graphischer Form in Abbildung 16 und in tabellarischer Form in Tabelle 1 dargestellt ist, zeigt, dass sich viele baugleiche, ausgediente Raketenoberstufen unter den Top-Risikoobjekten befinden.

Tabelle 1: Prioritätenliste der Top 20 Zielobjekte mit der höchsten Wahrscheinlichkeit einer katastrophalen Kollision

Rang	Inkl. [deg]	Perigäum [km]	Apogäum [km]	Masse [kg]
1	64,9	806,7	815,3	16800
2	98,6	787,8	789,2	8111
3	63,4	807,0	807,0	10000
4	97,8	270,9	1047,1	12900
5	71,0	849,2	852,0	9000
6	71,0	816,9	851,5	8226
7	71,0	845,6	852,8	8226
8	71,0	843,9	852,5	8226
9	71,0	846,9	848,3	8226
10	71,0	845,9	856,1	9000
11	71,0	839,1	852,1	8226
12	82,6	470,9	1236,7	9250
13	71,0	839,8	857,2	8226
14	86,5	740,5	763,3	661
15	71,0	835,9	857,5	9000
16	71,0	834,8	852,2	8226
17	97,7	632,2	656,0	8300
18	98,3	805,9	818,9	8226
19	71,0	839,9	855,7	8226
20	71,0	834,1	857,1	8226

3.2. Kostenschätzung De-Orbiting

In diesem Abschnitt soll zunächst geschätzt werden, was es kosten würde, wenn die Objekte der Prioritätenliste über die Fähigkeit verfügen hätten, ein kontrolliertes De-Orbit Manöver am Ende des operationellen Lebens durchzuführen. In der Realität verfügt keines der Objekte über diese Fähigkeit. Für ein De-Orbiting wäre ein Antriebsmodul mit ausreichend Treibstoff erforderlich. Für die folgende Kostenschätzung wird für jedes Objekt der Prioritätenlisten ein hypothetisches Antriebsmodul angenommen. Ziel der Betrachtung ist es darzustellen, dass es erheblich billiger wäre, einen Satelliten oder eine Oberstufe von vorne herein mit einem De-Orbit Triebwerk auszustatten, als es später durch eine aufwändige Active Removal Mission entfernen.

Das Antriebssystem eines Satelliten ist für den Orbitalbetrieb ausgelegt, wie zum Beispiel die Lageregelung. Die Leistungsfähigkeit des Antriebssystems ist auf diese Aufgabe beschränkt. Wenn ein Raumfahrzeug einen zusätzlichen Geschwindigkeitsbedarf für ein Wiedereintrittsmanöver aufbringen muss, so kann das bestehende Antriebssystem diese Aufgabe nicht erfüllen. Der Satellit muss mit zusätzlichen oder erweiterten Antriebskomponenten, wie Tanks oder Motoren ausgestattet werden.

Tabelle 2: Kostenschätzung für De-Orbiting eines Zielobjektes der Prioritätenliste unter Verwendung eines hypothetischen bordeigenen Antriebsmoduls.

Rang	Delta-V [m/s]	De-Orbiting Kosten [Mio. \$FY11]
1	202,48	10,08
2	196,80	7,69
3	201,47	8,33
4	163,48	8,42
5	212,40	8,24
6	208,30	7,94
7	212,05	8,00
8	211,80	8,00
9	211,65	8,00
10	212,50	8,24
11	211,15	7,99
12	213,20	8,33
13	211,88	8,00
14	187,49	4,36
15	211,43	8,22
16	210,63	7,98
17	159,57	7,07
18	202,83	7,84
19	211,70	8,00
20	211,15	7,99

Es wird davon ausgegangen, dass das De-Orbit-Manöver mit einem zusätzlichen Antriebsmodul aufgrund der begrenzten Leistungsfähigkeit des Lageregelungssystems durchgeführt wird. Die Größe des Antriebsmoduls wird aus gesammelten Daten von Subsystemmassen geschätzt. Die Treibstoffmasse wird in Abhängigkeit des vorgegebenen Geschwindigkeitsbedarfs berechnet, unter der Annahme, dass am EOL (End-of-Life) die Trockenmasse des Satelliten einschließlich des Antriebsmoduls zum Wiedereintritt gebracht werden müssen. Die geschätzte Masse des Antriebs-Modul ist der Eingabeparameter für ein Kostenmodell.

3.3. Kostenschätzung Active Removal

Die Kostenschätzung für Active Removal (aktives Entfernen eines Objektes) basiert auf der Annahme, dass ein anspruchsvoller Service-Satellit ein Zielobjekt gezielt zum Absturz bringt. Der Service-Satellit soll von der Erde aus gestartet werden und in den Orbit des Zielobjektes manövrieren. Nach einem Rendezvous- und Docking-Manöver (mittels robotischem Greifarm) soll das Zielobjekt gemeinsam mit dem andockten Service-Satelliten ein Deorbit-Manöver durchführen. Hierfür wird ein impulsives Manöver angesetzt, welches das Perigäum auf 80 km absenkt und damit den benötigten atmosphärenbedingten Abstieg des Zielobjektes zusammen mit dem Service-Satelliten zur Folge hat. Das Zielobjekt ist aus der Prioritätenliste zu wählen, woraus sich direkt die Anforderungen für den benötigten Missionstreibstoffbedarf ergeben, stets unter der Voraussetzung, dass das Perigäum der Bahn auf 80 km abgesenkt wird. Eine weitere Annahme ist, dass der robotische Greifarm unabhängig vom Zielobjekt eine konstante Masse von weniger als 100 kg besitzt. Im vorliegenden Kostenmodell sollen sämtliche Kosten von der Entwicklung des Satelliten bis zum Ende der Mission berücksichtigt werden. Die Größe des Satelliten ist abhängig vom Treibstoffverbrauch. Es wird zunächst vorausgesetzt, dass der Service Satellit selbst bei der Mission verloren geht.

Tabelle 3: Kostenschätzung für Active Removal eines Zielobjektes der Prioritätenliste unter Verwendung eines "Wegwerf"-Service-Satelliten.

Rang	Delta-V [m/s]	Active Removal Kosten [Mio. \$FY11]
1	202,48	759
2	196,80	479
3	201,47	552
4	163,48	550
5	212,40	539
6	208,30	504
7	212,05	510
8	211,80	510
9	211,65	510
10	212,50	539
11	211,15	509
12	213,20	549
13	211,88	510
14	187,49	148
15	211,43	537
16	210,63	508
17	159,57	419
18	202,83	494
19	211,70	510
20	211,15	509

3.4. Elektrische Antriebe

Es soll die Option diskutiert werden, einen potentiellen Deorbiter mit Ionentriebwerken auszustatten, um eine effiziente Manövrierfähigkeit zu gewährleisten. Ein möglicher Vorteil dieser Technik wäre die Fähigkeit des Raumfahrzeugs, während einer Mission mehrere Removal-Ziele anzufliegen und damit den effektiven Nutzen des Einsatzes zu erhöhen. Um dies zu untersuchen, ist es notwendig, das Kostenmodell um die Berücksichtigung von Ionentriebwerken zu erweitern. Zur Bewertung der möglichen Optionen für eine kostengünstige Rückführung ausgedienter Satelliten oder Raketenoberstufen ist es erforderlich, eine ergänzende Untersuchung durchzuführen. Diese Untersuchung soll sich mit der Frage beschäftigen, ob an Bord des Bergungssatelliten ein treibstoffsparendes, wiederverwendbares elektrisches Antriebsmodul zur Rückführung eines Zielobjektes eingesetzt werden kann. Ein solcher Deorbiter bietet aufgrund seiner Wiederverwendbarkeit und Langlebigkeit die theoretische Option der Kosteneinsparung gegenüber herkömmlichen chemischen Antriebsmodulen. Wiederverwendung bedeutet, dass das Bergungsgerät bei den Wiedereintrittsmanövern nicht selbst verloren geht. Die Langlebigkeit wird durch den niedrigen Bedarf an Stützmasse (Treibstoff) begründet. Die Kosteneinsparung wird durch die Wiederverwendbarkeit, d. h. durch den Wegfall eventueller zusätzlicher Produktions- und Startkosten in Serie gefertigter Verlustgeräte, ermöglicht. Ein Nachteil der Wiederverwendbarkeit besteht jedoch darin, dass keine gezielte Rückführung des Zielobjektes möglich ist. Das Zielobjekt könnte lediglich an die oberen Schichten der Atmosphäre angenähert werden. Dann muss das Bergungsgerät abgekoppelt werden und ein lang andauerndes Bahnanhebmanöver durchführen, um nicht selbst in die Atmosphäre einzutreten und verloren zu gehen. Für das Zielobjekt müsste in diesem Fall ein unkontrollierter Wiedereintritt in Kauf genommen werden. Es ist eine Abwägung zu treffen, welche Restlebensdauer für das Zielobjekt akzeptabel

erscheint. Für den Einsatz von elektrischen Triebwerken ist ein Kostenmodell zu entwickeln, welches die Entwicklungs- und Produktionskosten des Bergungsmoduls umfasst. Dafür sind geeignete Kostenmodelle zu recherchieren und ggf. zu modifizieren. Es ist zu untersuchen, inwieweit die Kosten mit dem aufzubringenden Geschwindigkeitsbedarf (Delta-V Bedarf) eines Wiedereintrittsmanövers in Zusammenhang stehen. Grundsätzlich kann angenommen werden, dass die Kosten für die Durchführung des Manövers aufgrund des geringen Stützmassenverbrauchs, im Gegensatz zu chemischen Triebwerken, unabhängig vom Geschwindigkeitsbedarf sind. Jedoch übersteigen die Entwicklungs- und Produktionskosten eines elektrischen Antriebsmoduls die der chemischen Triebwerke. Es muss analysiert werden, ob es einen Break-Even-Point gibt, an dem die Massenzunahme des chemischen Treibstoffs höhere Kosten verursacht, als die Hardware eines elektrischen Antriebsmoduls. Oberhalb dieses Punktes könnten sich elektr. Triebwerke lohnen.

4. SCHLUSSFOLGERUNGEN

Die hier durchgeführte Kostenschätzung wurde für die 20 Top-Objekte der Prioritätenliste durchgeführt. Dabei wird das De-Orbiting mit dem Active Removal verglichen. Es zeigt sich, dass De-Orbiting deutlich günstiger ist als ein nachträgliches Active Removal. De-Orbiting ist allerdings nur möglich, wenn im Vorfeld ein Antriebsmodul vorgesehen wurde. Tatsächlich ist diese Fähigkeit bei den historischen Objekten in der Prioritätenliste nicht vorhanden. Die hier gezeigte Kostenschätzung für die 20 Top Objekte ist daher rein hypothetischer Natur. Das Kostenmodell für Active Removal hat vorläufigen Charakter. Es basiert auf der Voraussetzung, dass für jedes Zielobjekt ein einzelner Bergungssatellit entwickelt und gestartet wird, sowie, dass dieser Satellit nach einmaligem Gebrauch verloren geht. Das ist die teuerste Möglichkeit, die denkbar ist. Kostenreduktionsmöglichkeiten könnten darin bestehen, einen standardisierten Satellitentyp zu entwickeln und ihn wiederzuverwenden. Der Satellit kann dann für ein mehrfaches Active Removal eingesetzt werden. Eine Weiterentwicklung des Kostenmodells ist daher erforderlich. Sie soll die Grundlage für Langzeitsimulationen zur Kosten-Nutzenanalyse legen.

5. DANKSAGUNG

Die Ergebnisse, die in diesem Paper präsentiert werden, sind während der Untersuchung zur "Wirtschaftlichkeit der Stabilisierung der 'Space Debris'-Population auf niedrigen Erdumlaufbahnen" (50RM1005) des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie (BMWi) für das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) entwickelt worden. Jegliche Verantwortung zum Inhalt dieser Veröffentlichung liegt bei den Autoren.

6. LITERATUR

- [1] Flegel, S., Gelhaus, J., Möckel, M., Wiedemann, C., Kempf, D., *Maintenance of the ESA MASTER Model – Final Report*, ESA Contract No. 21705/08/D/HK, 7. Juni 2011.
- [2] Anon., *Satellite Situation Report – August 22, 2011*, AFSPC, Space-Track, <http://www.space-track.org>.

- [3] **Kessler, D.**, *Collisional Cascading: The limits of population growth in low earth orbit*, Advances in Space Research, Vol. 11, No.12, 1991, S. 63 – 66.
- [4] **Kessler, D., Cour-Palais, B.**, *Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt*, Journal of Geophysical Research, Vol.83, No. A6, 1.Juni 1978, S. 2637 – 2646.
- [5] **Anon.**, *IADC Space Debris Mitigation Guidelines*, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, IADC-02-01, Revision 1, September 2001.