

FRAMEWORK ZUR ERSTANALYSE AKTUELLER ORBITALER FRAGMENTIERUNGSEREIGNISSE

Daniel R. Wacker^a, Teresa Klinner-Teo^a, Eduard Gamper^a, Carsten Wiedemann^a,
Manuel Metz^b, Simona Silvestri^a

^aInstitut für Raumfahrtssysteme, TU Braunschweig, Hermann-Blenk-Str. 23, 38108
Braunschweig, Deutschland,
Email: {d.wacker, teresa.klinner-teo, e.gamper, c.wiedemann, simona.silvestri}@tu-
braunschweig.de,

^bDeutsche Raumfahrtagentur im DLR, Königswinterer Str. 522-524, 53227 Bonn,
Deutschland, Email: manuel.metz@dlr.de

Zusammenfassung

Die Notwendigkeit reaktionsschneller Analysen orbitaler Trümmerfreisetzungen nimmt angesichts der aktuellen Entwicklungen mit schnell steigenden Weltraumobjektzahlen stetig zu. Um den Kollisionsrisiken durch zusätzliche Trümmerwolken begegnen zu können, sind neben zuverlässiger Sensorik und Bahnbestimmung auch bewährte statistische Methoden erforderlich, die insbesondere in der Phase fehlender Messdaten angewendet werden können. Da ein umfassendes Weltraumlagebild erst nach vollständiger Katalogisierung verfügbar ist, müssen kurzfristige Beurteilungen die Lücke bis dahin schließen. Reaktionsschnelle Analysefähigkeiten und die Zusammenfassung der Analyseergebnisse in einem Kurzbericht tragen somit entscheidend dazu bei, die Resilienz des Raumfahrtbetriebs zu steigern.

Vor diesem Kontext wurde am Institut für Raumfahrtssysteme ein Framework entwickelt, welches reaktionsschnelle Analysen von orbitalen Fragmentierungsereignissen ermöglicht. Basierend auf Literaturrecherchen und Voranalysen werden Eingabedaten für das Framework vorbereitet, welches anschließend das Fragmentierungseignis nachsimuliert, die Fragmente in die Zukunft propagiert und mit der Hintergrund-Weltraummüllpopulation ins Verhältnis setzt. Mithilfe der ESA-MASTER Toolchain generiert das Framework automatisiert Graphen zu der Anzahl-Größenverteilung der Fragmente, deren Lebensdauer sowie deren zeitlicher und räumlicher Verteilung im Erdbereich. Weiterhin kann das langfristige zusätzliche Kollisionsrisiko durch die Fragmentierung für spezifische Weltraumobjekte, wie die ISS, quantifiziert werden. Das Framework wurde mithilfe von historischen Fragmentierungen verifiziert und dazu verwendet, um kurzfristig nach mehreren Ereignissen Analyseberichte zu erstellen. Drei dieser erstellten Berichte werden hier zusammengefasst dargestellt sowie einer im Detail zu der Fragmentierung der CZ-6A Oberstufe 2022-151B vom 12. November 2022. Darüber hinaus wurde das Framework einer Sensitivitätsanalyse unterzogen, welche unterstreicht, wie wichtig die Voranalysen und Erfahrungswerte bei der Nachsimulation von neuen orbitalen Fragmentierungen sind. Angesichts der stetig wachsenden Zahl von Satelliten und der zunehmenden Bedeutung orbitaler Infrastrukturen stellen die entwickelten Analysefähigkeiten zu Fragmentierungsereignissen ein zentrales Element dar, um die langfristige Sicherheit im Weltraum und den Schutz kritischer Systeme zu gewährleisten.

Keywords: Weltraumrückstände, Space Debris, orbitale Fragmentierungen, Kollisionen, Explosionen, ASAT Tests, Fragmentcharakteristika, Risikoanalysen

1. EINLEITUNG

Die steigende Anzahl an künstlichen Objekten in Erdumlaufbahnen erhöht das Risiko orbitaler Kollisionen, insbesondere infolge von Trümmerteilen freigesetzt durch Fragmentierungen [1]. Fragmentierungsereignisse, die meist durch unbeabsichtigte Explosionen von Raumfahrzeugen entstehen, gelten als Hauptursache für die Entstehung von Weltraummüll größer als 1 cm. Die dabei freigesetzten Trümmer stellen eine Kollisionsgefahr für aktive Satelliten sowie Raumstationen und andere Arten von Weltraumobjekten dar.

Satellitenbetreiber werden daher zunehmend gezwungen, sich mit dem Kollisionsrisiko auseinanderzusetzen, wobei die Detektion und Bahnbestimmung von Fragmenten nach einem Ereignis oft Wochen bis Jahre dauert und dabei meist nur Objekte größer als etwa 10 cm erfasst werden können [2]. Die noch nicht unmittelbar nach einem Ereignis katalogisierten Fragmente sowie die nicht verfolgten Fragmente im Kleinteilbereich können jedoch durchaus kritische Schäden verursachen. Die zahlenmäßige Zunahme von Satelliten, insbesondere durch Megakonstellationen, verschärft diese Kollisionsrisiken [1].

Aus diesem Kontext resultiert der Bedarf der Entwicklung einer Methodik zur schnellen wissenschaftlichen Analyse

und Beurteilung von neuen Fragmentierungsereignissen kurz nach deren Auftreten, um die Auswirkungen der Ereignisse zu bewerten. Die in diesem Paper vorgestellte Methodik dafür konzentriert sich auf die LEO (Low-Earth Orbit)-Region. Das Ziel dieser entwickelten Methodik besteht darin, die Analyseergebnisse in einem weitestgehend automatisch erzeugten Kurzbericht zur Verfügung zu stellen, der als Grundlage für eine erste Risikoabschätzung dient und unter anderem von Satellitenbetreibern oder anderen Weltraumakteuren genutzt werden kann.

In diesem Kurzbericht sollen aktuelle Fragmentierungsereignisse mit der orbitalen Hintergrundpopulation verglichen werden, einschließlich der Population von Objekten größer als ein Zentimeter, die modelliert werden muss, da sie nicht katalogisiert werden kann. Als Referenz dafür dient die validierte MASTER (Meteoroid and Space Debris Terrestrial Environment Reference Model) Population aus November 2016, die am IRAS (Institut für Raumfahrtssysteme) der TU Braunschweig im Auftrag der ESA/ESOC (European Space Agency, European Space Operations Centre) entwickelt wurde.

Nachfolgend wird das entwickelte Framework zur Erstellung von Fragmentierungsberichten in Kapitel 2 und dessen Verifizierung in Kapitel 3 erläutert. Als nächstes wird in Kapitel 4 ein Beispielfragmentierungsbericht zu der Fragmentierung der CZ-6A Oberstufe 2022-151B am 12. November 2022 im Detail aufgezeigt. Zuletzt werden Kurzfassungen der Ergebnisse aus drei weiteren verfassten Fragmentierungsberichten in Kapitel 5 dargestellt und die Schlussfolgerung aus dem Vorhaben in Kapitel 6 zusammengefasst.

2. FRAMEWORK ZUR ERSTELLUNG VON FRAGMENTIERUNGSBERICHTEN

Das Framework zur Simulation von Fragmentierungsereignissen und zur Erstellung von Berichten ist so konzipiert, dass es eine schnelle und weitgehend automatisierte Analyse ermöglicht. Es wurde in Python implementiert und verbindet drei bestehende Tools des IRAS, die jeweils Daten prozessieren und automatisiert Ergebnisse in numerischer und graphischer Form generieren. Der Ablauf für die Erstellung der Fragmentierungsberichte ist im nachfolgenden Unterkapitel beschrieben.

2.1. Ablauf zur Fragmentierungsberichtserstellung

Der Prozess einer Fragmentierungsberichterstellung beginnt mit der Meldung eines Fragmentierungsereignisses, gefolgt von einer Literaturrecherche und einer Voranalyse, um die nötigen ereignisspezifischen Eingangsparameter für das Framework manuell zu ermitteln. Dafür werden zunächst Pressemeldungen des 18th Space Defense Squadron geprüft, die Informationen, wie Identifikationsparameter des Mutterobjekts, den geschätzten Zeitpunkt der Fragmentierung und die anfängliche Anzahl an detektierten Fragmenten enthalten. Weiterhin werden die Eigenschaften wie Typ, Größe und Masse des Mutterobjekts recherchiert. Anschließend werden die TLE-Daten der katalogisierten Fragmente analysiert, um die Bahnparameter zur Zeit der Fragmentierung zu bestimmen. Da die in Space-Track katalogisierten Fragmente nur unregelmäßig aktualisiert werden, erfolgt dabei eine Voranalyse durch Rückpropagation der Objekte, um den exakten Ort und Zeitpunkt der Fragmentierung zu bestimmen. Dies sind wichtige Eingangsparameter für das Framework, da die

exakte Position des Fragmentierungsursprungs innerhalb der Bahn beeinflusst, wie sich die Bahnen der Fragmente durch die Zusatzgeschwindigkeitsvektoren ändern. Die mögliche Fragmentierungsursache wird durch den Vergleich mit ähnlichen Ereignissen sowie einer Berücksichtigung des Fragmentierungsortes abgeschätzt, sofern diese noch nicht bekannt sind.

Anschließend werden alle gesammelten Eingangsparameter in das Framework eingegeben und ein integriertes Tool ermöglicht die Generierung von Trümmerwolken, wobei sowohl Explosionen als auch Kollisionen simuliert werden können. Diese initialen Trümmerwolken enthalten alle relevanten Bahnparameter sowie die charakteristischen Eigenschaften der Fragmente. Die Fragmentierungsmodellierung erfolgt mithilfe einer modifizierten Version des empirischen NASA SBM (National Aeronautics and Space Administration Standard Breakup Model), auf welches in Kapitel 2.2 näher eingegangen wird.

Als nächstes wird die dynamische Entwicklung der Trümmerwolken mithilfe einer analytischen Propagation der individuellen Fragmente bestimmt. Dafür werden alle Fragmente für unterschiedliche Zeiträume von Tagen bis hin zu mehreren Jahren nach dem Ereignis propagiert. Dadurch lassen sich langlebigere Trümmer analysieren und Aussagen zur orbitalen Verteilung und voraussichtlichen Lebensdauer der Fragmente treffen.

Im letzten Schritt werden die deterministischen Objekt- und Bahndaten in statistische Aufenthaltswahrscheinlichkeiten im Erdbereich umgewandelt. Dadurch kann die räumliche Objektdichte in Abhängigkeit der Bahnhöhe und der Objektfluss auf spezifischen Bahnen bestimmt werden. Die räumliche Dichte ermöglicht einen guten Überblick über die Höhenverteilung der Fragmente eines Ereignisses sowie dessen Beitrag zur vorhandenen Hintergrundweltraummüllpopulation. Der Objektfluss quantifiziert die Anzahl an Trümmern, die mit einem anderen ausgewählten Objekt auf dessen Bahn innerhalb einer bestimmten Zeit kollidieren können. Mit dieser Auswertung können somit für aktuelle sowie für zukünftige Satellitenmissionen Risikoanalysen durchgeführt werden und der Beitrag einzelner Fragmentierungsereignisse zu diesem Risiko quantifiziert werden.

2.2. Fragmentierungsmodell

Im Rahmen des Vorhabens wurden verschiedene Fragmentierungsmodelle untersucht, wobei eine modifizierte Version des NASA SBM die Grundlage für die hier vorgestellten Ergebnisse bildet. Dieses empirische Modell stützt sich auf umfangreiche Messdaten von Radaren, Teleskopen sowie Bodenversuchen und dient zur Berechnung der Anzahl und Eigenschaften von Fragmenten, die bei Kollisionen oder Explosionen im Weltraum entstehen [3], [4]. Es umfasst drei zentrale mathematische Formulierungen: Die kumulative Anzahl der Fragmente größer als eine variable charakteristische Länge, das Flächen-zu-Massenverhältnis in Abhängigkeit der charakteristischen Länge sowie die erhaltenen Zusatzgeschwindigkeitsvektoren in Abhängigkeit vom Flächen-zu-Massenverhältnis. Die charakteristische Länge beschreibt den Mittelwert aus der größten Abmessung sowie zwei orthogonal dazu liegenden Längen eines Objektes.

Die am IRAS verwendete modifizierte Version des NASA SBM beinhaltet eine sogenannte „dynamische Skalierung“. Diese Skalierung passt die Anzahl der simulierten Fragmente an die tatsächlich beobachteten Fragmente an,

indem ein empirischer Faktor auf die Größenverteilungsfunktion angewendet wird [5]. Grundlage hierfür ist die kumulative Anzahl der Fragmente bei dem sogenannten "Minimum Trackable Diameter (MTD)", der den minimalen Durchmesser beschreiben soll, bei dem Fragmente noch getrackt und katalogisiert werden können. Der empirische Faktor wird auf Basis dieses Wertes bestimmt, um die Größenverteilung entsprechend zu skalieren [5]. Ein weiterer zentraler Schritt der Fragmentierungsmodellierung ist die Bestimmung des Flächen-zu-Massenverhältnisses der Fragmente, welches für die Berechnung der Zusatzgeschwindigkeitsvektoren entscheidend ist. In der modifizierten Version werden für Fragmente über 1 mm die Flächen-zu-Massenverhältnisse Verteilungen des NASA SBM verwendet, während für kleinere Fragmente eine durchschnittliche Materialdichte zugrunde gelegt wird [5]. Die aus den Flächen-zu-Massenverhältnissen berechneten Zusatzgeschwindigkeiten beeinflussen die Bahnparameter der Fragmente und damit ihren weiteren Verlauf im Orbit. Im NASA SBM sowie der modifizierten Version erfolgt die Zuordnung der erhaltenen Zusatzgeschwindigkeiten anhand von Verteilungsfunktionen, die sich zwischen Kollisionen und Explosionen unterscheiden [3].

3. VERIFIZIERUNG

Die Verifizierung des entwickelten Frameworks umfasst drei Hauptaufgaben, welche in den nachfolgenden Unterkapiteln behandelt werden: Die Nachsimulation bedeutender historischer Fragmentierungsereignisse, die Sensitivitätsanalyse der Eingangsparameter sowie die Überprüfung der Praxistauglichkeit des Frameworks zur Erstellung Fragmentierungsberichten anhand aktueller Ereignisse.

3.1. Nachsimulation historischer Ereignisse

Die Nachsimulation historischer Fragmentierungsereignisse wurde mit dem in Kapitel 2 beschriebenen Framework durchgeführt, welches eine semi-automatisierte Analyse ermöglicht. Dabei wurden exemplarisch der Antisatelliten-test an Fengyun-1C sowie die Kollision von Kosmos 2251 mit Iridium 33 rekonstruiert. Der Verifikationsprozess umfasste die Überprüfung der korrekten Datenverarbeitung, das fehlerfreie Speichern und Schreiben von Eingabedateien sowie deren Weitergabe an die Programme des Frameworks. Anschließend erfolgte die Verifizierung der erzeugten Trümmerwolken und deren Propagation in die Zukunft, einschließlich der dynamischen Skalierung basierend auf der Zahl katalogisierter Fragmente. Weiterhin wurden alle Ergebnisse und Zwischenergebnisse auf Plausibilität überprüft.

3.2. Sensitivitätsanalyse

Im Rahmen der Sensitivitätsanalyse wurden der Einfluss verschiedener Eingangsparameter auf die Anzahl-Größenverteilungsfunktion des Fragmentierungsmodells untersucht. Anhand eines Beispielszenarios, das die Fragmentierung einer Beispiel-Oberstufe betraf, wurde analysiert, wie sich Variationen der Eingangsparameter auf die Ergebnisse auswirken. Die untersuchten Parameter umfassten die dynamische Skalierung, den Fragmentierungstyp, die Fragmentierungsursache sowie die Masse, Größe, und Typ des Mutterobjekts. Besonders die Sensitivität gegenüber der dynamischen Skalierung wurde eingehend betrachtet: Hier zeigte sich, dass die simulierten Ergebnisse bei aktivierter dynamischer Skalierung primär von der Zahl der beobachteten Fragmente abhängen, die zusammen mit dem bahnhöhenabhängigen MTD berücksichtigt werden. Die Analyse verdeutlichte, dass die Qualität der Ergebnisse

mit zeitlichem Abstand zu einem Ereignis zunimmt, da zu Beginn oft viele Fragmente unentdeckt bleiben und erst später erfasst werden. Zudem wurde der Einfluss des Fragmentierungstyps (Kollision vs. Explosion) auf die Anzahl-Größenverteilungsfunktion untersucht, wobei sich nur geringe Unterschiede aufgrund der unterschiedlichen Steigungen der Funktionen zeigten solange die dynamische Skalierung aktiviert ist. Ohne dynamische Skalierung besitzt die fragmentierte Masse des Mutterobjekts bei Kollisionen einen signifikanten Einfluss auf die Ergebnisse. Insgesamt wurde deutlich, dass das Fragmentierungsmodell stark von zahlreichen Eingangsparametern beeinflusst wird und selbst kleine Änderungen erhebliche Abweichungen bei der kumulativen Anzahl-Größenverteilung der Fragmente bewirken können. Beispielsweise kann die Änderung des Fragmentierungstyps von Explosion auf Kollision eine Erhöhung der kumulativen Anzahl an Fragmenten um einen Faktor von mehr als 10 verursachen. Daher ist bei der Bewertung der Ergebnisse weiterhin eine umfangreiche Erfahrung des Anwenders erforderlich, um abzuschätzen, welcher Massenanteil des Mutterobjekts fragmentiert ist, was Fragmentierungstyp und -ursache sind, wie viele Fragmente zunächst unentdeckt geblieben sind, wie viele im Laufe der Zeit noch hinzukommen werden sowie wann genau und wo innerhalb der Bahn die Fragmentierung stattgefunden hat.

3.3. Praxistauglichkeit des Frameworks zur Erstellung von Fragmentierungsberichten

Die Praxistauglichkeit des Frameworks zur Erstellung von Fragmentierungsberichten wurde anhand von aktuellen Ereignissen während des Vorhabens untersucht, zu denen jeweils Berichte erstellt und bei neuerer Datenlage aktualisiert wurden. Für die Simulationen wurden erfolgreich Literaturrecherchen und Voranalysen durchgeführt, um zentrale Eigenschaften wie die Fragmentierungsursache, -epoche und -ort sowie die Objekteigenschaften, Bahnparameter und Anzahl an detektierten und katalogisierten Fragmenten zu bestimmen. Dabei wurden verschiedene Quellen genutzt, darunter offizielle Meldungen, NASA-Berichte und TLE-Daten von Space-Track. Eine wesentliche Schwierigkeit stellten Unsicherheiten bei der Bestimmung der Fragmentierungsursache dar, die häufig zusätzliche Analysen erforderte, wie etwa im Fall der Fragmentierung der Nutzlastverkleidungshälfte 2012-025F am 17. November 2022, auf die in Kapitel 5.2 näher eingegangen wird. Der Rückgriff auf Analysen ähnlicher vergangener Ereignisse erwies sich dabei als hilfreich. Zudem wurden während der Arbeit weitere Herausforderungen identifiziert, die neues Forschungspotenzial aufzeigen, beispielsweise hinsichtlich des empirischen Skalierungsfaktors im Explosionsmodell. Insgesamt kann ein erster Fragmentierungsbericht nun innerhalb von wenigen Tagen nach einem Ereignis erstellt werden, wobei insbesondere die Literaturrecherche und die korrekte Einstufung des Ereignisses die größten Herausforderungen darstellen. Die Aussagekraft frühzeitig erstellter Berichte ist jedoch durch die begrenzte Datenverfügbarkeit eingeschränkt, da die Katalogisierung von Fragmenten häufig nur Schrittweise über einen längeren Zeitraum nach dem Ereignis erfolgt. Ein Beispiel dafür ist in Abbildung 1 zu sehen, welche den zeitlichen Verlauf der Anzahl an in Space-Track katalogisierten Fragmenten der Explosion der Oberstufe 2022-151B der CZ-6A Rakete zeigt. Darin ist zu sehen, wie sich die Anzahl der katalogisierten Fragmente in den ersten 6 Monaten nach dem Ereignis signifikant verändert. Mit einer Berücksichtigung dieser zeitlichen Verzögerung der

Katalogisierung von Fragmenten über eine statistische Anpassung der erwarteten Anzahl an katalogisierten Fragmenten in Abhängigkeit des Untersuchungszeitpunkts nach dem Ereignis ließe sich das Vertrauen in künftige Berichte noch weiter steigern. Im nachfolgenden Kapitel sind beispielhaft die Ergebnisse zu dem Fragmentierungsbericht zu dem Ereignis aus Abbildung 1 aufgezeigt.

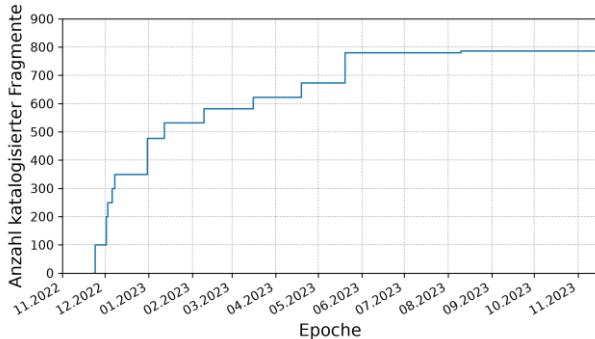


Abbildung 1: Zeitlicher Verlauf der Anzahl an auf Space-Track katalogisierten Fragmente von der Fragmentierung der zweiten Stufe 2022-151B der Trägerrakete des Typs CZ-6A.

4. BEISPIEL-FRAGMENTIERUNGSBERICHT

In diesem Kapitel wird beispielhaft einer der im Rahmen des Vorhabens erstellten Fragmentierungsberichte vom Stand 19. Dezember 2022 ausführlicher dargestellt. Dieser Bericht behandelt die Fragmentierung der zweiten Stufe einer CZ-6A-Rakete mit der COSPAR ID 2022-151B, die am 12. November 2022 in einer sonnensynchronen Umlaufbahn in etwa 840 km Höhe stattfand. In diese Bahn hatte sie den meteorologischen Satelliten Yunhai-3 befördert [2]. Als Ursache wird das Ablassen von Treibstoff beziehungsweise eine dabei aufgetretene Explosion infolge einer Treibstoffentzündung vermutet, da die Stufe mit Sauerstoff und Kerosin betrieben wurde. Die zweite Stufe hatte eine Masse von rund 4000 kg, einen Durchmesser von 3,35 m und eine Länge von etwa 10 m [6]. Bis zu dem Stand des Berichts vom 21. Dezember 2022 waren bereits 350 Fragmente größer als der MTD von etwa 10,7 cm im Satellitenkatalog von Space-Track verzeichnet [2]. Inzwischen ist bekannt, dass noch 443 weitere Fragmente katalogisiert wurden [2].

4.1. Anzahl an Fragmenten im Orbit

Nach einer Fragmentierung werden sehr viele kleine und weniger große Objekte freigesetzt. Je höher die dabei involvierte Energie ist, umso mehr Objekte, insbesondere im kleinen Größenbereich, werden freigesetzt. Abbildung 2 stellt die kumulative Anzahl der bei der Simulation des Ereignisses vom Stand 19. Dezember 2022 entstandenen Fragmente größer als einen definierten Durchmesser beziehungsweise charakteristische Länge dar. Die Fragmentanzahl größer als der höhenabhängige MTD (in dem Fall circa 10,7 cm) ist ein skaliertes Wert, der auf Grundlage der real beobachteten Fragmente korrigiert wurde. Nach dem Stand 19. Dezember 2022 wurden bereits 350 Fragmente im Katalog von Space-Track eingetragen, welcher unter anderem TLE-Daten zu diesen Objekten beinhaltet. Die Größenverteilungsfunktion wurde also so skaliert, dass in der Simulation 350 Fragmente größer als der minimal detektierbare Durchmesser entstehen. Diese Skalierung entspricht in der doppelt logarithmischen Darstellung einer Verschiebung der Kurve in y-Achsenrichtung.

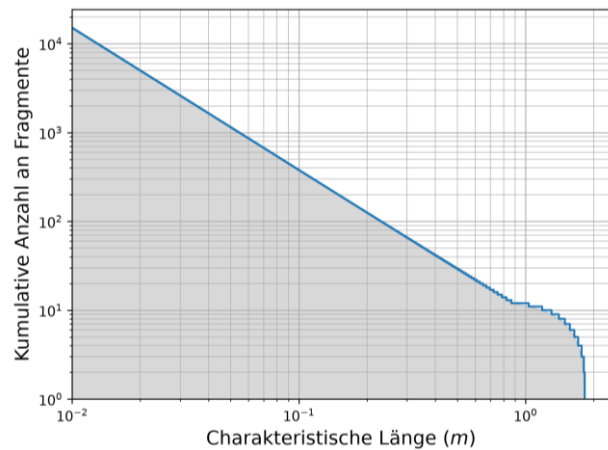


Abbildung 2: Kumulative Anzahl der bei der Simulation des Ereignisses entstandenen Fragmente größer als ein definierter Durchmesser.

Die echte Anzahl der auf Erdumlaufbahnen verbleibenden Fragmente reduziert sich mit der Zeit durch die Restreibung in der Erdatmosphäre. Abbildung 3 verdeutlicht dies für einen Zeitraum von 3 Jahren nach dem Ereignis. Ein geringer Anteil der kleineren Fragmente tritt demnach sogar unmittelbar nach dem Ereignis wieder in die Erdatmosphäre ein. Das bedeutet, dass diese Fragmente durch die Explosion so stark abgebremst wurden, dass sich das dadurch auf der gegenüberliegenden Seite der Bahn ausgebildete Perigäum in sehr tiefen beziehungsweise dichten Schichten der Erdatmosphäre befand. Alternativ kann die Ausbildung eines niedriger liegenden Perigäums auch durch radial nach außen oder in Erdrichtung ausgerichtete Beschleunigungen der Fragmente verursacht werden. Da gemäß des verwendeten Fragmentierungsmodells bei Explosionen im Orbit deutlich weniger Energie freigesetzt wird als bei katastrophalen Kollisionen, werden ausreichend niedrige Perigäumshöhen bei einer ursprünglichen Bahnhöhe von circa 840 km nur für wenige kleine Fragmente erreicht [3]. Die restlichen Fragmente können länger, teilweise deutlich länger, auf Erdumlaufbahnen verbleiben. Abbildung 3 zeigt, dass gemäß der durchgeführten Simulation drei Jahre nach dem Ereignis noch immer etwa 60 % der Fragmente größer als 1 cm im Orbit verbleibend zu erwarten wären.

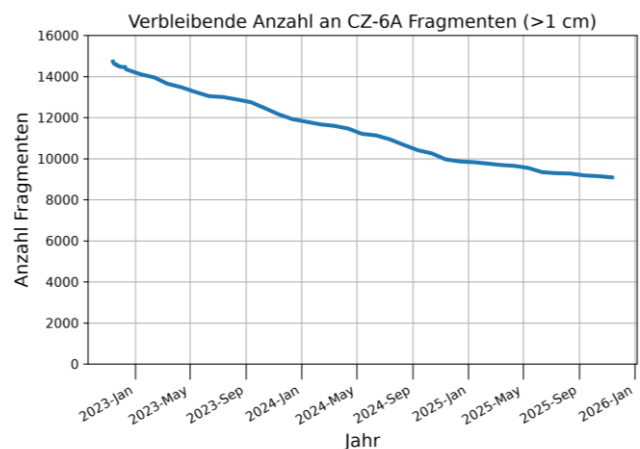


Abbildung 3: Zeitlicher Verlauf der Anzahl der in Erdumlaufbahnen verbleibenden Fragmente größer als 1 cm und 10 cm.

4.2. Orbitale Verteilung der Fragmente

Um den Einfluss einer Fragmentierung auf das Kollisionsrisiko anderer Weltraumobjekte charakterisieren zu können, ist es nötig zu wissen, auf welchen Bahnen sich die resultierenden Fragmente bewegen werden. Daher ist die Simulation der orbitalen Verteilung der Fragmente von hoher Bedeutung für die Fragmentierungsanalyse.

Eine Darstellung zur Verteilung der Objekte auf unterschiedlichen Bahnebenen und -höhen ist in Abbildung 4 gegeben. In dieser Abbildung sind die Perigäums- und Apogäumshöhen in Abhängigkeit der Inklination der Bahnen der simulierten Fragmente größer als 1 cm unmittelbar nach dem Ereignis dargestellt. Nach einer Fragmentierung durchlaufen alle Objekte wieder den Ursprungspunkt des Ereignisses, welcher als "pinch point" bezeichnet wird. Auch die restlichen Abschnitte der Bahnen der meisten Fragmente weichen nur geringfügig von der Bahn des Mutterobjektes ab. Erst durch Bahnstörungen, wie die Inhomogenität des Erdgravitationsfelds und den atmosphärischen Widerstand, welche relativ gesehen unterschiedlich auf die verschiedenen Fragmentbahnen wirken, beginnt dieser pinch point sich mit der Zeit aufzulösen. Abbildung 4 zeigt, dass sich die Bahnneigung beziehungsweise die Inklination der meisten Fragmente unmittelbar nach dem Ereignis sehr nah am Ursprungswert 98.55° befindet. Dabei sollte angemerkt werden, dass die Änderung der Inklination durch eine Fragmentierung von dem Ort beziehungsweise dem Kosinus des Winkels des Ereignisses innerhalb der Bahn in Relation zu deren aufsteigenden Knoten abhängt [7]. Aus bahnmechanischer Sicht wird dieser Winkel durch das Argument des Breitengrads (Argument des Perigäums + wahre Anomalie) beschrieben. Dieser Winkel beträgt für dieses Ereignis gemäß einer durchgeführten Rückpropagation der in Space-Track katalogisierten Fragmente circa 75° bei dem sich eine vergleichsweise geringe Änderung der Inklination ergibt. Dennoch gilt, dass auch bei einem angenommenen Argument des Breitengrads von 0° oder 180° , bei dem sich eine maximal mögliche Inklinationsänderung ergibt, die Inklinationen der Fragmente insgesamt nicht weit von der ursprünglichen Bahnneigung abweichen würden. Die Bahnebene dreht sich für die meisten Fragmente also nur um wenige Grad durch die entstehenden Zusatzgeschwindigkeitsvektoren von der Fragmentierung.

Abbildung 4 verdeutlicht ebenfalls, dass die Perigäums- und Apogäumshöhen der meisten Fragmente innerhalb weniger 100 km über-/unterhalb der Fragmentierungsbahnhöhe liegen. Je höher das Apogäum ist, desto stärker wurde das Objekt durch die Fragmentierung in Bewegungsrichtung beschleunigt und desto länger ist anschließend die Lebensdauer des Fragments. Umgekehrt gilt auch, dass je niedriger das Perigäum liegt, desto stärker wurde das Fragment abgebremst und desto kürzer ist dessen Lebensdauer.

Die Tatsache, dass sich die meisten Fragmente auf, beziehungsweise in naher Umgebung, der Bahnhöhe des Fragmentierungsereignisses befinden, lässt sich mit Abbildung 5 stützen. Darin ist die räumliche Dichte (spatial density), also die Anzahl an Objekten pro Volumeneinheit, in Abhängigkeit der Bahnhöhe für vier verschiedene Zeitpunkte dargestellt. Die Auftragung ist für Fragmente größer als 1 cm einen Tag nach der Fragmentierung sowie für drei aufeinanderfolgende Jahre nach dem Ereignis dargestellt.

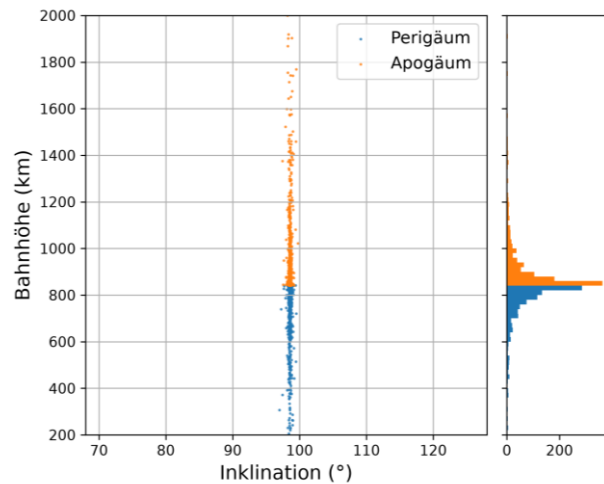


Abbildung 4: Perigäums- und Apogäumshöhe in Abhängigkeit der Inklination der Bahnen der simulierten Fragmente größer als 1 cm unmittelbar nach der Fragmentierung.

Als frühester Zeitpunkt wurde ein Tag nach dem Ereignis gewählt, um die Fragmente aus der Darstellung auszuschließen, die innerhalb kürzester Zeit wieder in die Erdatmosphäre eintreten. Diese Fragmente beeinflussen somit nicht die nachfolgenden langfristigen Untersuchungen und Risikobewertungen.

In den Darstellungen der räumlichen Dichte wird der Beitrag des neuen Ereignisses mit der Hintergrundweltraummüllpopulation der MASTER Referenzeпоche November 2016 ins Verhältnis gesetzt. Zu diesem Zeitpunkt befanden sich etwa 900 000 Objekte größer als 1 cm auf allen Erdumlaufbahnen. Diese Zahl unterscheidet sich nur geringfügig von der Heutigen [1]. Diese Referenzeпоche wurde daher bevorzugt, da es sich zu dem Zeitpunkt des Vorhabens um die aktuellste validierte Population handelte.

Es ist ersichtlich, dass die räumliche Dichte auf der Bahnhöhe des Originalorbits bei circa 840 km die höchste Zunahme besitzt. Auch ein Jahr nach dem Ereignis ist in diesem Höhenbereich noch immer eine Erhöhung der räumlichen Dichte von etwa 15 % zu erkennen. Dies ist ein nicht vernachlässigbarer Anstieg, der wegen der geringen Restreibung der Erdatmosphäre in diesem Höhenbereich auch langfristig einen merkbaren Einfluss auf die Kollisionswahrscheinlichkeit in der Umgebung der sonnensynchronen Bahn des Mutterobjektes haben wird. Weiterhin ist die räumliche Dichte auch auf höheren und niedrigeren Bahnen angestiegen. Dies ist die Folge von radial nach außen/unten oder tangential in/entgegen der Bewegungsrichtung beschleunigten Fragmenten. Jedoch ist der Beitrag auf diesen weiter entfernten Bahnhöhen geringer.

Auf der Bahnhöhe der internationalen Raumstation ISS mit circa 400 km hat sich die Objektanzahl im Grunde nicht erhöht. Obwohl alle oberhalb liegenden Fragmente durch die Restreibung der Erdatmosphäre über die Zeit an Höhe verlieren und irgendwann den Höhenbereich der ISS durchlaufen, wird dort die räumliche Dichte mit der Zeit nicht zunehmen. Zwar steigen Objekte von größeren Höhen ab, so verlieren aber auch Objekte auf beziehungsweise unterhalb der Bahn der ISS an Höhe. Bei der Annahme einer mit sinkender Höhe exponentiell ansteigenden Dichte der Erdatmosphäre, sinkt die Lebenszeit exponentiell mit Abnahme der Bahnhöhe.

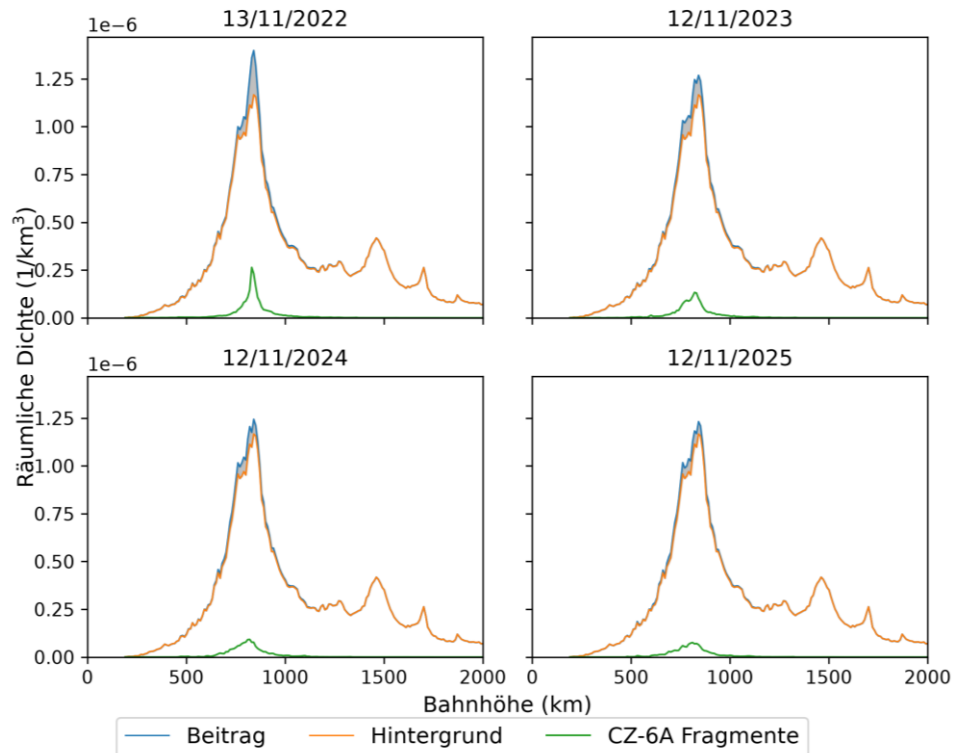


Abbildung 5: Höhenverteilung der räumlichen Dichte der simulierten Fragmente größer als 1 cm ein Tag, ein Jahr, zwei Jahre und drei Jahre nach dem Ereignis verglichen mit der Hintergrundweltraummüllpopulation.

Daher steigen mehr Objekte unterhalb ab, als von oberhalb nachkommen. Folglich wird der Beitrag des Ereignisses zur räumlichen Dichte auf allen Bahnhöhen mit der Zeit stetig sinken und immer auf der Bahnhöhe des ursprünglichen Orbits am höchsten bleiben. Dies wird durch den Vergleich der unterschiedlichen Grafiken in Abbildung 6 für die verschiedenen Zeitpunkte nach dem Ereignis deutlich. Bezogen auf das Kollisionsrisiko bedeutet dies, dass kurz nach einer Fragmentierung immer das größte zusätzliche Kollisionsrisiko gegenüber späteren Zeitpunkten besteht.

Eine weitere Darstellungsform der Fragmente des Ereignisses wird in Abbildung 6 aufgeführt. Diese ist das sogenannte Gabbard Diagramm, welches die Objekte über der Höhe in Abhängigkeit der Umlaufzeit darstellt.

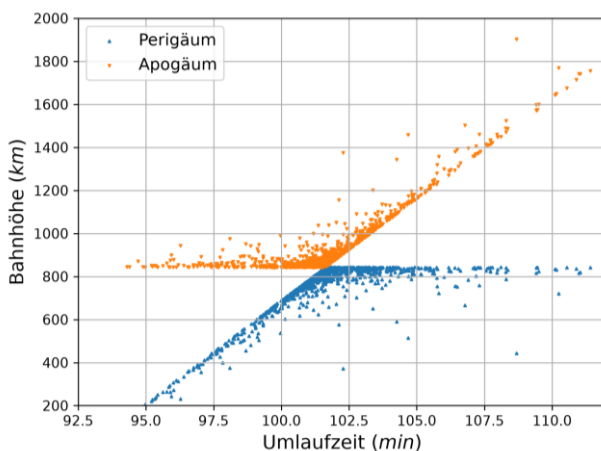


Abbildung 6: Gabbard Diagramm mit Perigäums- und Apogäumshöhen in Abhängigkeit der orbitalen Umlaufzeit für Objekte größer als 1 cm ein Tag nach der Fragmentierung.

Hier sind jeweils die zu einer Bahn eines Fragments zugehörigen Apogäen- und Perigäen-Paare dargestellt. Aus dieser Auftragung lassen sich die durch die Fragmentierung induzierten Zusatzgeschwindigkeiten auf die Objekte qualitativ ableiten. Wenn ein Objekt durch die Fragmentierung in Bewegungsrichtung beschleunigt wird, bleibt das Perigäum konstant und das Apogäum wird angehoben. Wenn das Objekt abgebremst wird, wird das Perigäum abgesenkt und das Apogäum bleibt auf der gleichen Höhe. Im verwendeten Fragmentierungsmodell wird ein Zusatzgeschwindigkeitsvektor mit definierter Standardabweichung randomisiert und den Fragmenten aufgeprägt. Weiterhin zeigt das Diagramm, auf welche Arten von exzentrischen Bahnen die Fragmente durch diese Zusatzgeschwindigkeitsvektoren befördert werden.

4.3. Schlussfolgerungen

Als wahrscheinliche Ursache für die Fragmentierung der zweiten Stufe der Trägerrakete CZ-6A wurde eine Explosion durch eine Treibstoffentzündung gefunden, obwohl der genaue Grund nicht bekannt ist.

Aufgrund der Fragmentierungsbahnhöhe von 840 km wird erwartet, dass die daraus resultierenden Fragmente für eine längere Zeit im Orbit verbleiben werden. Wie in den Grafiken zur räumlichen Dichte zu sehen ist, fand die Fragmentierung in einem Bereich statt, wo bereits die größte räumliche Dichte an Weltraumrückständen vorliegt. Dennoch ist gemäß den durchgeführten Berechnungen dieser Wert durch das Ereignis mittelfristig um etwa 15 % gestiegen. Dies könnte auch langfristig einen merkbaren Einfluss auf die Kollisionswahrscheinlichkeit in der Umgebung der Bahn des Mutterobjekts haben. Weiterhin gilt, dass diese Bahnregion eine sehr bedeutende ist, da sie zu dem Bereich der viel genutzten sonnensynchronen Bahnen gehört und sich somit in dieser Umgebung viele Wetter- und Erdbeobachtungssatelliten aufhalten.

Das aktuelle Fragmentierungsereignis hat im Vergleich zu der Kollision zwischen Iridium 33 und Cosmos 2251 zwar einen geringeren, aber dennoch signifikanten und auch langfristigen Beitrag zur Weltraummüllumgebung geleistet [8]. Weiterhin unterstreicht es die Bedeutung der Passivierung von Raketen und Satelliten im Erdbereich.

5. WEITERE FRAGMENTIERUNGSEREIGNISSE

In diesem Abschnitt werden die Erstanalysen und Schlussfolgerungen von drei weiteren betrachteten Fragmentierungsereignisse zusammengefasst, für die die gleiche Art von Graphen, wie das Ereignis aus Kapitel 4, erstellt wurden. Dies betrifft den Antisatellitentest an Cosmos 1408, eine vermutete Kollision eines unbekannten Objekts mit einer Nutzlastverkleidungshälfte einer japanischen H-IIA-202 Rakete und eine Explosion am Militärsatelliten Cosmos 2499.

5.1. Antisatellitentest an Cosmos 1408 (15.11.2021)

Am 15. November 2021 wurde der sowjetische SIGINT-Satellit Cosmos 1408 mit der COSPAR ID 1982-092A mit einer ASAT (AntiSATelliten)-Waffe abgeschossen. Zunächst wurden mindestens 1500 Fragmente beobachtet, und zu dem Stand des 09.11.2023 sind 1806 Fragmente katalogisiert [2]. Es wird angenommen, dass der Satellit nicht vollständig zerstört wurde und der Hauptkörper noch größtenteils intakt ist [9]. Die Nachsimulation des Vorfalles ergab circa 60 000 Fragmente größer als 1 cm, wobei die Anzahl beobachteter Fragmente in der Simulation als Gewichtungskriterium verwendet wurde. Da das Fragmentierungsereignis in einer Höhe von 487 km stattfand, ist eine kurze Verweildauer der Fragmente größer als 1 cm im Orbit zu erwarten, mit circa 99,9 % Wiedereintritt in die Erdatmosphäre innerhalb von drei Jahren. Die Zusatzgeschwindigkeiten führten dazu, dass einige Fragmente erheblich von der ursprünglichen Bahn abwichen, mit Apogäen bis zu 1800 km. Aufgrund der niedrigen räumlichen Dichte in dem Bahnhöhenbereich von circa 500 km, in der wichtige Raumfahrtssysteme wie die ISS betrieben werden, hat das Ereignis jedoch das relative Kollisionsrisiko in dessen Umgebung signifikant erhöht. Die Analyse zeigt eine Verdopplung des Kollisionsrisikos für die ISS im Durchschnitt über die drei Jahre nach dem Ereignis. Dies zeigt sich auch in der Tatsache, dass die Astronauten der ISS in den Tagen nach dem Ereignis Sicherheitsprozeduren zum Schutz vor Trümmereinschlägen treffen mussten [10]. Insgesamt wird das Ereignis als kritisch eingeschätzt, auch wenn es einen kürzeren Einfluss auf die Weltraummüllumgebung als zum Beispiel die Cosmos-Iridium-Kollision besitzt.

5.2. Fragmentierung Nutzlastverkleidung H-IIA-202 Rakete (17.11.2022)

Am 17. November 2022 fragmentierte die untere Nutzlastverkleidungshälfte des Typs 4/4D-LC der japanischen Trägerrakete H-IIA-202 mit der COSPAR ID 2012-025F, die am 17. Mai 2012 in eine sonnensynchrone Erdumlaufbahn gestartet wurde. Als wahrscheinliche Ursache wird eine Kollision mit einem unbekannten Objekt vermutet [11]. Es wurde gemeldet, dass circa 50 Fragmente beobachtet wurden [12]. Die Nachsimulation mit dynamischer Skalierung auf die Anzahl an beobachteten Fragmenten ergab etwa 2100 Fragmente größer als 1 cm. Die Fragmentierung fand in einer Höhe von etwa 621 km statt, was bedeutet, dass nur wenige Fragmente längere Zeit im Orbit bleiben werden. Bei etwa 85 % der Fragmente ist zu

erwarten, dass sie innerhalb von drei Jahren nach dem Ereignis in die Erdatmosphäre eintreten. Einige Fragmente wurden auf elliptische Bahnen mit Apogäen bis zu etwa 2000 km beschleunigt, während andere in tiefere Erdatmosphärenschichten fallen und infolge dessen unmittelbar wiedereintreten. Obwohl die Fragmentierung in einem Gebiet mit mittlerer räumlicher Dichte an Weltraumrückständen stattfand, war der Beitrag zur Weltraummüllumgebung mit circa 1 % nur geringfügig. Dieses Ereignis verdeutlicht, dass Kollisionen in der aktuellen Weltraumobjektpopulation bereits keine seltenen Einzelfälle mehr sind, wie sie es bisher waren [1].

5.3. Explosion Satellit Cosmos 2499 (04.01.2023)

Am 4. Januar 2023 fragmentierte der Militärsatellit Cosmos 2499 mit der COSPAR ID 2014-028E zum zweiten Mal, wobei eine Explosion des Antriebssystems als wahrscheinliche Ursache angenommen wird [11]. Zu Beginn wurden mindestens 85 Fragmente beobachtet, jedoch waren davon zu dem Zeitpunkt 16.12.2022 des Berichts noch nicht alle in Space-Track katalogisiert [2], [13]. Die Nachsimulation mit dynamischer Skalierung auf die Anzahl an beobachteten Fragmenten ergab etwa 5000 Fragmente größer als 1 cm. Die Fragmentierung ereignete sich in einer Höhe von 1334 km, was darauf hindeutet, dass die meisten Objekte für lange Zeit im Orbit verbleiben werden. Simulationsergebnisse zeigen, dass nur etwa 4 % der Fragmente innerhalb von drei Jahren in die Atmosphäre eintreten, wobei hauptsächlich kleinere Fragmente betroffen sind. Obwohl die Fragmentierung in einem Bereich mit bereits mittelgroßer räumlicher Dichte an Weltraummüll stattfand, stieg dieser Wert durch das Ereignis nur um circa 6 %. Der Einfluss auf die Kollisionswahrscheinlichkeit in der Umgebung des Mutterobjekts wird als gering eingeschätzt und das Ereignis wird im Vergleich zur Cosmos-Iridium-Kollision als nicht kritisch bewertet.

Für dieses Ereignis sollte angemerkt werden, dass für die simulierte Explosion nur etwa 15 kg statt der Gesamtmasse des Mutterobjektes von etwa 50 kg angenommen wurde. Es wird also nur von einer Teilfragmentierung ausgegangen, da der Satellit zuvor bereits eine Fragmentierung erlitten hatte und da das Antriebssystem eines Kleinsatelliten erwartungsgemäß diesen nicht vollständig zerstören kann. Das in dieser Arbeit verwendete modifizierte NASA SBM ist allerdings nicht für Teilfragmentierungen ausgelegt und kann bei Explosionen auch nicht die Masse für die Anzahl an generierten Fragmenten berücksichtigen. Es ist demnach möglich, dass bei dem Ereignis weniger kleine Fragmente entstanden sind als die Simulation errechnet. Dies verdeutlicht einen essentiellen Forschungsbedarf zu dem Thema Teilfragmentierungen sowie dem Einfluss des betroffenen Anteils der Mutterobjektmasse bei Explosionen. Weiterhin sollte die Anzahl-Größenverteilungsfunktionen bei solchen Explosionen mit niedriger involvierter Energie nicht beliebig in den Kleinteilbereich an Fragmenten bis in den Mikrometerbereich extrapoliert werden. Stattdessen ist ein Abflachen der kumulativen Anzahl-Größenverteilungsfunktion im Kleinteilbereich zu erwarten.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND SCHLUSSFOLGERUNGEN

Ein umfassendes Framework zur Nachsimulation und Erstanalyse orbitaler Fragmentierungsereignisse wurde entwickelt. Dieses ermöglicht die kurzfristige Erstellung von

Fragmentierungsberichten für aktuelle sowie vergangene Ereignisse. Diese Berichte enthalten wichtige recherchierte und ermittelte Kenndaten zu dem Fragmentierungsereignis, Darstellungen, Auswertungen und Einordnungen relevanter Simulationsergebnisse sowie allgemeine Schlussfolgerungen zu dem Ereignis. Bei der Analyse zu historischen Fragmentierungen wurde festgestellt, dass die Menge verbleibender Fragmente im Erdbereich trotz des Selbstreinigungseffekts der Resterdmosphäre langsam ansteigt, während die Häufigkeit dieser Ereignisse einen stabilen Trend zeigt. Dies unterstreicht die Notwendigkeit, Fragmentierungsereignisse zu modellieren, simulieren und analysieren, um die Beeinflussung der Kollisionswahrscheinlichkeit für andere Objekte sowie die langfristige Stabilität der Weltraummüllumgebung zu bewerten. Das Framework wurde in Python erstellt und integriert mehrere bestehende Softwaretools, um Fragmentierungsereignisse auszuwerten. Es generiert unterschiedliche Graphen, die verschiedene Charakteristika der Fragmentierung, einschließlich der Anzahl und Größe der Fragmente sowie deren zeitlichen Verlauf der Verteilung im Orbit darstellen. Zur Verifizierung des Frameworks wurden gut dokumentierte historische Fragmentierungsereignisse nachsimuliert, um die Funktionalität des Systems zu testen. Hierbei wurden Verbesserungen im Erstellungsprozess von Graphen und eine Sensitivitätsanalyse der Eingabeparameter vorgenommen, die die Wichtigkeit der dynamischen Skalierung zur Reduzierung der Unsicherheiten bei den Resultaten aufzeigte. Während der Laufzeit des Vorhabens wurden mithilfe des Frameworks Fragmentierungsberichte für aktuelle Ereignisse erstellt. Diese Berichte erforderten umfassende Voranalysen, um die Eingabeparameter des Frameworks mit hoher Genauigkeit zu wählen und wurden im Laufe des Vorhabens mehrfach aktualisiert, wenn neue Daten zur Verfügung standen. Das Framework erlaubt es, Fragmentierungsberichte innerhalb von wenigen Tagen nach einem Ereignis zu erstellen, vorausgesetzt, die Literaturrecherche ist abschließend durchgeführt. Kritische Aspekte wie die Anzahl der beobachteten Fragmente und die genaue Bestimmung der Fragmentierungsepoche sowie dem Fragmentierungsort innerhalb der Bahn sind hierbei entscheidend. Mit zunehmender Zeit nach einem Ereignis kann daher die Genauigkeit der Berichte durch die Verbesserung der Eingabe-Datenqualität signifikant erhöht werden. Das Projekt hat vielversprechendes Forschungspotential in der Modellierung und Charakterisierung von Fragmentierungsereignissen aufgezeigt. Dies betrifft zum Beispiel den Aspekt von Teilfragmentierungen, die zeitliche Verzögerung in der Katalogisierung von Fragmenten, die Berücksichtigung des fragmentierten Massenanteils bei Explosionen sowie die Randbereiche der Anzahl-Größenverteilungsfunktion. Zusammenfassend zeigt das entwickelte Framework ein vielversprechendes Werkzeug für wissenschaftliche Veröffentlichungen, welches schnell relevante Erkenntnisse zu aktuellen und historischen Fragmentierungsereignissen bereitstellen kann und somit eine Verbesserung bestehender Fragmentierungsmodelle ermöglicht.

DANKSAGUNG

Die Forschung, die zu dieser Veröffentlichung führte, wurde durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz im Rahmen des Vorhabens "Erstanalyse aktueller orbitaler Fragmentationsereignisse" mit dem Förderkennzeichen "50LZ2004" gefördert. Weiterhin danken die Autoren dem Space Debris Office der ESA, dass die MASTER Population von dem Kontrakt mit der Nummer 4000115973 /15/D/SR für Vergleiche genutzt werden konnte.

LITERATURVERZEICHNIS

- [1] 'Space Environment Report 2025', European Space Agency, 2025. [Online]. Available: https://www.sdo.esoc.esa.int/environment_report/Space_Environment_Report_latest.pdf.
- [2] 'Space-Track.org'. Accessed: Jun. 30, 2025. [Online]. Available: <https://www.space-track.org/>.
- [3] N. L. Johnson, P. H. Krisko, J.-C. Liou, and P. D. Anz-Meador, 'NASA's new breakup model of evolve 4.0', *Adv. Space Res.*, vol. 28, no. 9, pp. 1377–1384, Jan. 2001, doi: 10.1016/S0273-1177(01)00423-9.
- [4] P. H. Krisko, 'Proper Implementation of the 1998 NASA Breakup Model', *Orbital Debris Quarterly News*, vol. 15, no. 4, pp. 4–5, 2011.
- [5] A. Horstmann, 'MASTER Final Report', Jul. 2020.
- [6] 'DISCOSweb'. Accessed: Aug. 18, 2025. [Online]. Available: <https://discosweb.esoc.esa.int/>.
- [7] D. A. Vallado, *Fundamentals of astrodynamics and applications*, vol. 12. Springer Science & Business Media, 2001.
- [8] C. Wiedemann, E. David, S. Flegel, J. Gelhaus, and P. Vörsmann, 'Die Auswirkungen der Kollision zwischen Iridium-33 und Cosmos-2251 auf die Weltraummüllumgebung', 2010.
- [9] D. Cerutti-Maori, C. Carloni, J. Rosebrock, and J. Siminski, 'Observation of cosmos-1408 debris cloud with the tracking and imaging radar system', in *Proceedings of 2nd NEO and Debris Detection Conference*, 2023.
- [10] C. Pardini and L. Anselmo, 'The short-term effects of the Cosmos 1408 fragmentation on neighboring inhabited space stations and large constellations', *Acta Astronaut.*, vol. 210, pp. 465–473, Sep. 2023, doi: 10.1016/j.actaastro.2023.02.043.
- [11] 'On-orbit fragmentation in July', *Orbital Debris Quarterly News*, vol. 26, no. 3, p. 2, 2022.
- [12] '18th Space Defense Squadron'. Accessed: Dec. 07, 2022. [Online]. Available: <https://twitter.com/18thSDS/status/1595476174267891712>.
- [13] '18th Space Defense Squadron'. Accessed: Feb. 22, 2023. [Online]. Available: <https://twitter.com/18thSDS/status/1591597224081108992>.