

# ZERSTÖRUNG VON RAUMFAHRTOBJEKten WÄHREND DES WIEDEREINTRITTS – ANALYSE UND RISIKOABSCHÄTZUNG

T. Lips, B. Fritsche, G. Koppenwallner  
 HTG – Hyperschall Technologie Göttingen  
 Max-Planck-Str. 19, 37191 Katlenburg-Lindau

## ÜBERSICHT

Dieses Paper beschreibt und vergleicht die verschiedenen Ansätze und Methoden zur numerischen Simulation der Zerstörung von Raumfahrtobjekten während des Wiedereintritts. Diese werden benötigt, um das Risiko am Boden abschätzen zu können, dass Menschen durch überlebende Fragmente zu Schaden kommen. Beim Vergleich der Methoden wird insbesondere auf die Bereiche Aerodynamik und Aerothermodynamik eingegangen. Allgemeine Verfahren zur Risikoabschätzung werden dargestellt.

## 1. EINLEITUNG

Die Lebensdauer von Raumfahrtobjekten in niedrigen Erdumlaufbahnen ist begrenzt. Der geringe Luftwiderstand, verursacht durch die in diesen Höhen zwar stark verdünnte aber dennoch vorhandene Atmosphäre, bremst alle Objekte langsam ab und bewirkt einen kontinuierlichen Höhenverlust. Wird dieser Abbremsung nicht durch entsprechende Schubmanöver entgegen gewirkt, führt sie letztendlich zum Wiedereintritt in die Erdatmosphäre. In der Regel verglühen diese Objekte aufgrund der enormen Wärmebelastungen. Dennoch können bei hinreichend großen Wiedereintrittsobjekten große Fragmente den Wiedereintritt überleben (zwischen 10% und 40% der ursprünglichen Masse [1]) und so den Erdboden erreichen. Diese Objekte stellen dann ein Risiko für die Bevölkerung am Boden dar.

Zwischen 1957 und Ende 2002 wurden Raumfahrtobjekte mit einer Gesamtmasse von etwa 32.700 t in Erdumlaufbahnen gebracht. Annähernd 27.500 t (ca. 84%) davon sind bis Ende 2002 wieder in die Erdatmosphäre eingetreten [2]. Dies entspräche einer durchschnittlichen Wiedereintrittsrate von ca. 610 t/Jahr.

Die jährliche Wiedereintrittsrate ist jedoch stark von den Startaktivitäten abhängig und wird seit 1981 vor allem von den Landungen des US Space Shuttles geprägt. Entfernt man aus den Wiedereintrittsdaten alle bemannten Missionen bzw. alle kontrollierten Landungen der Wostok, Mercury, Gemini, Apollo, Sojuz und Shenzhou Kapseln, des Space Shuttles und des Buran Testfluges, so ergeben sich drei Phasen:

- 1957 – 1967 – Anfangsphase der Raumfahrt mit stark steigenden Wiedereintrittsralten

- 1968 – 1990 – Phase des „Kalten Krieges“ mit konstanten Wiedereintrittsralten auf hohem Niveau, ca. 520 t/Jahr
- 1991 – 2002 – Reduziertes Startaufkommen führt zu niedrigeren Wiedereintrittsralten, ca. 400 t/Jahr

BILD 1 veranschaulicht diese Entwicklung.

Gegenwärtig treten pro Jahr also etwa 400 t vom Menschen geschaffene Raumfahrtobjekte in die Erdatmosphäre ein, welche als Weltraumschrott (Space Debris) einzurunden sind. Das entspricht etwa 1,1 t/Tag. Zwischen 40% und 50% der jährlichen Wiedereintrittsmasse – also 180 t/Jahr – lässt sich Großobjekten wie Raketenoberstufen und Satelliten zuordnen.<sup>1</sup> Solche Großobjekte treten im Mittel etwa 100 Mal im Jahr in die Erdatmosphäre ein [1]. Die durchschnittliche Masse dieser Wiedereintrittsobjekte liegt demnach bei 1,8 t, von denen im Schnitt zwischen 200 kg und 700 kg den Wiedereintritt überstehen und auf der Erdoberfläche aufschlagen – und das ca. zweimal jede Woche.

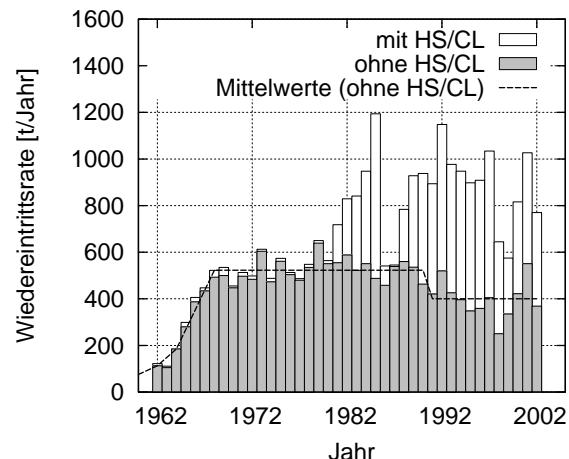


BILD 1. Entwicklung der Wiedereintrittsrate, mit und ohne bemannte Raumfahrt (Human Spaceflight, HS) bzw. kontrollierte Landungen (Controlled Landing, CL)

Es ist also davon auszugehen, dass im Mittel 45 t Weltraumschrott pro Jahr den Wiedereintritt überleben. Nimmt man eine Gleichverteilung der Aufschlagpunkte über die gesamte Erdoberfläche an, dann stürzen 71% (~32 t) ins Meer und 29% (~13 t) schlagen auf der Landfläche auf.

<sup>1</sup> Die restlichen 220 t setzen sich aus Klein- und Kleinstobjekten zusammen (z.B. Explosionstrümmer), von denen angenommen wird, dass diese in der Regel komplett verglühen.

Bis zum Jahr 2002 konnten etwa 250 der überlebenden Bruchstücke in allen Teilen der Erde geborgen werden [1]. Typischerweise handelt es sich dabei um Tanks und Brennkammern von Raketenstufen aus hochschmelzenden Legierungen (siehe BILD 2). Einschläge erfolgten auch in der Nähe von bewohnten Gebieten. Bisher kam jedoch noch kein Mensch zu Schaden. Erst eine Frau wurde im Januar 1997 von einem sehr leichten Trümmerstück am Arm getroffen, jedoch nicht verletzt (siehe BILD 3). Auch kam es bisher nicht zu nennenswerten Beschädigungen an Gebäuden.

Das jährliche, persönliche Risiko für einen Menschen von einem Stück Weltraumschrott getötet bzw. ernsthaft verletzt zu werden wird derzeit auf etwa 1:110 Milliarden geschätzt. Im Vergleich dazu liegt das Risiko von einem Blitz getroffen zu werden mit 1:2 Millionen rund 60 Tausend Mal höher [2].



**BILD 2. Überlebende Bruchstücke der zweiten und dritten Stufe der Delta II Rakete (Fotos NASA)**



**BILD 3. Erster von einem Stück Weltraumschrott getroffener Mensch – Lottie Williams aus Tulsa, Oklahoma, USA (Foto Tulsa World)**

Bei einem derart geringen Risiko im Vergleich zu natürlichen Gefahren stellt sich natürlich die Frage, ob die Gefahren durch Weltraumschrott am Boden nicht zu vernachlässigen sind. Dabei ist jedoch zu beachten, dass der Wiedereintritt eines Raumfahrtobjektes und der eventuell daraus resultierende Aufschlag von Trümmern in bewohntem Gebiet von der Bevölkerung nicht als ein unvermeidbares Ereignis wahrgenommen werden. Gerade aufgrund ihrer Seltenheit werden solche Ereignisse umso dramatischer empfunden und von der Presse dargestellt. Das Imagerisiko für die Raumfahrtindustrie und die staatlichen Raumfahrtagenturen ist also um ein vielfaches höher einzuschätzen. Hinzu kommt, dass die Startnation eines jeden Raumfahrtobjektes (nicht der Betreiber) für jeden Schaden haftbar gemacht werden kann, den dieses Objekt (oder Teile davon) während des Starts, im Orbit oder beim Wiedereintritt verursacht [3].

Die nationalen Raumfahrtagenturen verlangen daher den Nachweis, dass das Risiko, dass bei einem Wiedereintrittsereignis irgendein Mensch zu Schaden kommt, geringer ist als 1:10.000. Bei 100 Wiedereintrittsereignissen pro Jahr und einer geschätzten Weltbevölkerung von 6 Milliarden führt die Einhaltung des obigen Limits zu einem jährlichen, persönlichen Risiko von 1:600 Milliarden. Das wäre demnach noch etwa 5 Mal geringer als die Schätzung für das derzeitige Risiko.

Um die Einhaltung der Richtlinien für das Risiko am Boden zu überprüfen, ist es notwendig, die Anzahl, Größe und kinetische Energie der überlebenden Fragmente eines Wiedereintrittsobjektes zu bestimmen. Anzahl und Größe bestimmen die Wahrscheinlichkeit, dass ein Mensch getroffen werden kann. Die kinetische Energie hat Auswirkungen auf den Grad möglicher Verletzungen.

Zu diesem Zweck wurde in der Vergangenheit eine Vielzahl von Methoden und Simulationsprogrammen entwickelt, mit denen die Zerstörung von Raumfahrtobjekten während des Wiedereintritts bestimmt werden kann. Die Ergebnisse dieser Analysen können dann zur Risikoabschätzung am Boden verwendet werden.

## 2. WIEDEREINTRITTS-SIMULATIONSPROGRAMME

Ein Wiedereintritts-Simulationsprogramm erfordert zunächst die modellhafte Beschreibung der benötigten Einflussgrößen des zu analysierenden Wiedereintrittsobjektes. Dieser Modellansatz muss die folgenden Analysen ermöglichen:

- Berechnung der aerodynamischen, aerothermodynamischen und mechanischen Lasten in Abhängigkeit von Geometrie und Anströmbedingungen
- Auswirkung dieser Lasten auf den dynamischen (Eigenbewegung und Flugbahn), thermalen (Erwärmung und Schmelzen) und strukturellen (Abbrechen von Bauteilen) Zustand des Wiedereintrittskörpers
- Verfolgung aller Fragmente bis zum Boden

Die Strömungszustände für die Berechnung der aerodynamischen und aerothermodynamischen Beiwerte während des Wiedereintritts erstrecken sich vom Hyper- ( $Ma > 6$ ) und Überschall ( $Ma > 1$ ), über den Transschall ( $Ma \approx 1$ ), bis in den Unterschall ( $Ma < 1$ ). Dabei ist in großen Höhen zu beachten, dass die zunächst freimolekulare Strömung über einen verdünnten Übergangsbereich in die Kontinuumsströmung übergeht. Dieser Übergang findet im Hyperschall statt.

Wir haben es hier also im Wesentlichen mit einem Simulationsproblem zu tun, dass die Bereiche Aerodynamik und Aerothermodynamik sowie Thermodynamik und Strukturmechanik umfasst. Dieser umfassende, *multidisziplinäre Ansatz* kann mit vertretbarem Rechenaufwand nur unter Verwendung *vereinfachter Analysemethoden* gelöst werden.

Diese Idee wurde in einer Reihe von Programmen verwirklicht, wobei sich jedoch zwischen zwei grundsätzlichen Kategorien unterscheiden lässt:

- Objekt-orientierte Methoden
  - ORSAT (Object Reentry Survival Analysis Tool; NASA)
  - DAS (Debris Assessment Software; NASA)
  - DRAMA/SESAM (Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis/Spacecraft Entry Survival Analysis Module; ESA)
- Raumfahrtzeug-orientierte Methoden
  - SCARAB (Spacecraft Atmospheric Re-entry and Aerothermal Break-up; ESA)

Ein detaillierter Vergleich dieser Programme wird in [4] und [5] beschrieben. [6] beinhaltet einen Vergleich der Ergebnisse einer objekt-orientierten Methode (ORSAT) und einer Raumfahrtzeug-orientierten Methode (SCARAB).

## 2.1. Objekt-orientierte Methoden

Objekt-orientierte Methoden reduzieren das wiedereintrende Raumfahrtzeug auf einen *Satz geometrisch vereinfachter Objekte*<sup>2</sup>. Alle Hauptkomponenten werden durch Quader, Zylinder und Kugeln bestehend aus jeweils einem einheitlichen Material beschrieben (z.B. kugelförmiger Tank aus einer Titanlegierung, quaderförmige Batterie aus einer Aluminiumlegierung). Die integralen aerodynamischen und aerothermodynamischen Eigenschaften dieser einfachen Körperformen sind in objekt-orientierten Methoden fest implementiert.

Der Wiedereintritt aller Objekte wird im Wesentlichen unabhängig von einander berechnet, d.h. die Objekte beeinflussen einander nicht. Allerdings besteht bei Pro-

grammen dieser Art die Möglichkeit, Objekte ineinander zu verschachteln. Das bedeutet, ein oder mehrere untergeordnete Objekte werden erst dann freigesetzt, wenn das dazugehörige übergeordnete Objekt vollständig zerstört wurde.

Dieser so genannte *Parent-Child Ansatz* findet vor allem in der Anfangsphase des Wiedereintritts seine Anwendung. Die äußere Form des gesamten Raumfahrtzeugs wird durch ein einziges Hauptobjekt dargestellt, welches alle modellierten Komponenten quasi in sich trägt. Nach der Zerstörung dieses Hauptobjektes beginnt nun die Wiedereintrittsanalyse der Unterobjekte (siehe BILD 4 und BILD 5).

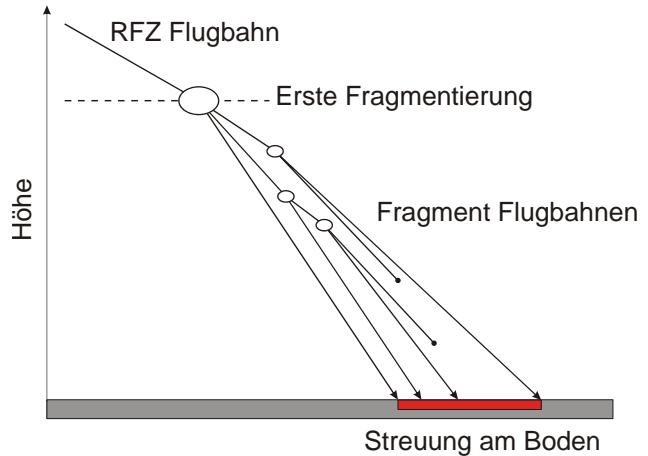


BILD 4. Fragmentierung während des Wiedereintritts basierend auf dem Parent-Child Ansatz

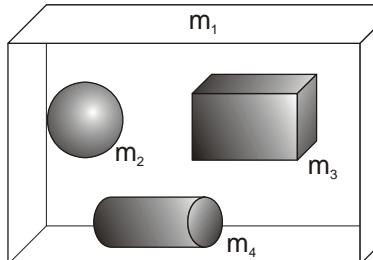
In einfacheren objekt-orientierten Programmen wird die Zerstörung des Hauptobjektes beim Erreichen einer vorher festgelegten *Break-up Altitude* angenommen. Diese Höhe liegt typischerweise im Bereich zwischen 60 km und 80 km. Beobachtungen von Wiedereintritten haben gezeigt, dass in diesem Höhenbereich besonders heftige Fragmentierungereignisse auftreten, da hier die Wärmelasten und Verzögerungskräfte besonders stark ansteigen.

Weiterentwickelte Programme dieser Art berechnen diese erste Fragmentierung (und auch jede weitere) mit Hilfe einer *Unterscheidung zwischen aerodynamischer und thermaler Masse*. Die aerodynamische Masse ist die für die Berechnung der Flugbahn relevante Masse, d.h. einschließlich der Masse aller Objekte, die noch in dem übergeordneten Objekt enthalten sind. Die thermische Masse ist nur die Masse des gerade zu analysierenden Objektes, d.h. die Masse die durch thermische Lasten zum Schmelzen gebracht werden muss, bevor die untergeordneten Objekte danach freigesetzt werden können (siehe BILD 5).

Fragmentierungen werden also nur durch *thermische Zerstörungsprozesse* wie Schmelzen verursacht. Mechanische Effekte wie das Brechen von Verbindungen werden nicht berücksichtigt. Für die Thermalanalyse wird für

<sup>2</sup> Der Begriff objekt-orientiert darf im Zusammenhang mit Wiedereintrittsanalyseprogrammen nicht mit objekt-orientierter Programmierung verwechselt werden. Objekt-orientierte Programme zur Wiedereintrittsanalyse müssen nicht zwangsläufig auch objekt-orientiert programmiert sein.

jedes Objekt meist eine einheitliche Temperatur angenommen. Es gibt jedoch auch Programme, die jedes Objekt in Schichten mit unterschiedlichen Temperaturen unterteilen und so Wärmeleitung zwischen den Schichten sowie ein schichtweise Schmelzen ermöglichen.



$$m_{\text{aero}} = m_1 + m_2 + m_3 + m_4$$

$$m_{\text{thermal}} = m_1$$

**BILD 5. Parent-Child Ansatz und Unterscheidung zwischen aerodynamischer ( $m_{\text{aero}}$ ) und thermaler Masse ( $m_{\text{thermal}}$ )**

Objekt-orientierte Methoden beschränken sich in der Regel auf die Integration der Bewegungsgleichungen mit 3 Freiheitsgraden. Es handelt sich um rein ballistische Berechnungen ohne Auftrieb. Es werden also Taumelbewegungen bzw. stabile Lagen der Objekte angenommen, die im Mittel nur Widerstandskräfte hervorrufen. Dies führt bei den überlebenden Fragmenten am Boden dazu, dass eine Streuung der Aufschlagspunkte nur längs der Flugbahn möglich ist. Streuung quer zur Flugbahn tritt nicht auf.

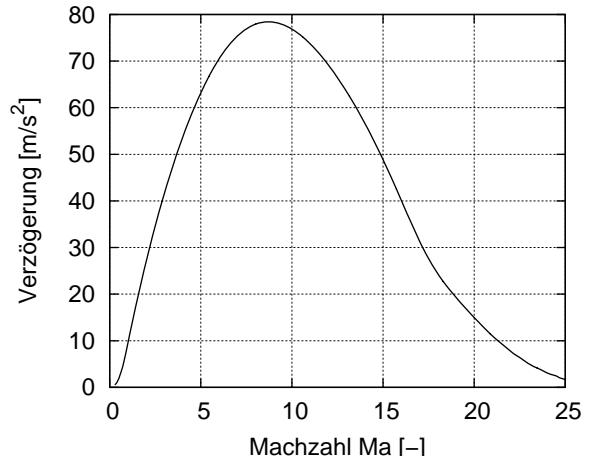
### 2.1.1. Aerodynamik Objekt-orientierter Methoden

Der wesentliche Teil der Abbremsung während des Wiedereintritts findet im Hyperschall statt, wie BILD 6 für das Beispiel einer Kugel mit einem Durchmesser von 1 m und einer Masse von etwa 110 kg veranschaulicht. Die aerodynamische Analyse für objekt-orientierte Methoden muss also in erster Linie Widerstandsbeiwerte für die möglichen Objektgeometrien für  $Ma > 6$  liefern. Gleiches gilt später auch für Raumfahrtzeug-orientierte Methoden.

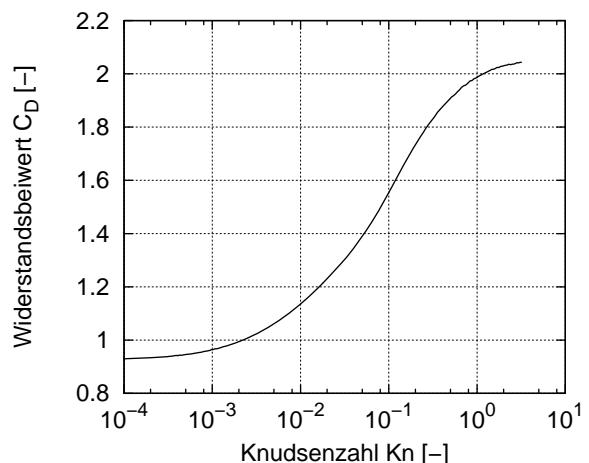
Wie bereits erwähnt, unterteilt sich der Hyperschallbereich während des Wiedereintritts in die Bereiche der freimolekularen Strömung ( $Kn > 1$ ), der Kontinuumsströmung ( $Kn < 0,001$ ) und des dazwischen liegenden Übergangsbereichs. Oberhalb und unterhalb dieser Grenzen nähert sich der Widerstandsbeiwert asymptotisch Grenzwerten an, wie in BILD 7 am Beispiel der Kugel deutlich zu sehen ist.

Objekt-orientierte Methoden benutzen berechnete bzw. experimentell bestimmte Lösungen für die als konstant angenommenen Hyperschall-Widerstandsbeiwerte der möglichen Objektgeometrien im Kontinuum und in der freimolekularen Strömung. Für den Übergangsbereich werden geeignete Bridging Funktionen bestimmt. Es werden also feste Funktionsverläufe implementiert, die

allgemein von der Form des Objekts, seinem Eigenbewegungszustand<sup>3</sup> und im Übergangsbereich zusätzlich von der Knudsenzahl abhängen.



**BILD 6. Verzögerung einer Kugel während des Wiedereintritts in Abhängigkeit von der Machzahl**  
( $D = 1 \text{ m}$ ,  $m \approx 110 \text{ kg}$ )



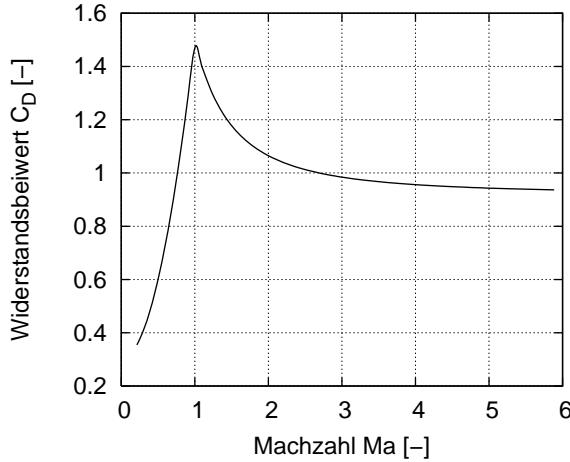
**BILD 7. Widerstandsbeiwert der Kugel in Abhängigkeit von der Knudsenzahl (Hyperschall Bereich)**

Unterhalb des Hyperschall Bereichs kommt es im Transschall um  $Ma = 1$  zu einem steilen Anstieg des Widerstandsbeiwertes, sowie zu einem starken Abfall im Unterschall (siehe BILD 8). In der Regel berücksichtigen objekt-orientierte Methoden diesen Transschallpeak nicht und verwenden den Hyperschall Widerstandsbeiwert als integrale Nährung bis zum Boden. Es gibt jedoch auch Programme, die bei  $Ma = 1$  unter Verwendung einer Stufenfunktion auf den inkompressiblen Grenzwert für  $Ma = 1$  umschalten.

Allerdings spielt der Bereich  $Ma < 3$ , in dem die Abweichungen von der Hyperschall Lösung größere Werte erreichen, keine besondere Rolle mehr, da die Flugbahnen

<sup>3</sup> Im Allgemeinen handelt es sich hierbei um konstante Orientierungen (z.B. senkrecht zur Strömung) oder eine zufällige Taumelbewegung.

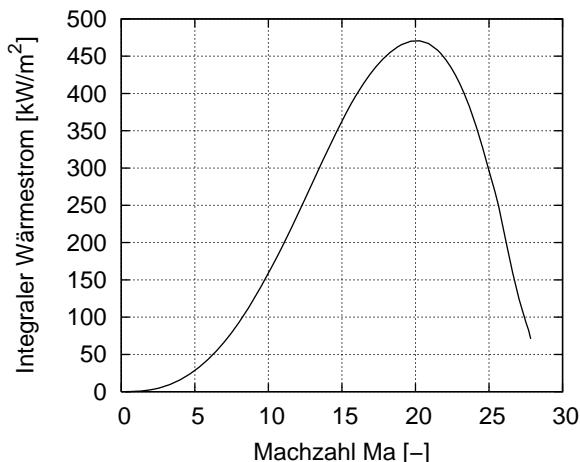
der Objekte hier schon so steil geworden sind, dass der Einfluss auf die Streuung am Boden vernachlässigt werden kann. Höchstens für eine möglichst exakte Bestimmung der kinetischen Energie beim Aufschlag könnte eine genauere Berechnung des Widerstandsbeiwertes und der damit verbundenen Endgeschwindigkeit von Interesse sein.



**BILD 8.** Widerstandsbeiwert der Kugel in Abhängigkeit von der Machzahl (Unter-, Trans- und Überschall Bereich)

### 2.1.2. Aerothermodynamik Objekt-orientierter Methoden

Für die Aerothermodynamik zeigt sich die Dominanz des Hyperschallbereichs noch deutlicher als bei der Aerodynamik. BILD 9 zeigt für das Beispiel des Wiedereintritts einer Kugel mit einem Durchmesser von 1 m und einer Masse von etwa 250 kg, dass die höchsten integralen Wärmeflussbelastungen im hohen Hyperschallbereich liegen. Mit Verlassen des Hyperschalls kann die Phase der thermalen Zerstörungsprozesse als beendet angesehen werden.



**BILD 9.** Integraler Wärmestrom auf eine Kugel während des Wiedereintritts ( $D = 1 \text{ m}$ ,  $m \approx 250 \text{ kg}$ )

Wie bei der aerodynamischen Analyse muss die aerothermodynamische Analyse für objekt-orientierte Methoden vor allem *Wärmeübergangskoeffizienten* für die möglichen Objektgeometrien für  $Ma > 6$  liefern. Gleichermaßen gilt später auch für Raumfahrzeug-orientierte Methoden. Die Erwärmung im Über-, Trans- und Unterschall kann vernachlässigt werden. Objekt-orientierte Methoden verwenden die für den Hyperschall abgeleiteten Funktionen im Allgemeinen unverändert auch für  $Ma < 6$ .

Auch für die Bestimmung der resultierenden Wärmestromme ist wieder zwischen den Bereichen der freimolekularen Strömung, der Kontinuumsströmung und des dazwischen liegenden Übergangsbereichs zu unterscheiden. Die Wärmestromdichte im Staupunkt  $q_{st}$  wird dabei durch die *dimensionslose Stantonzahl*  $St$  ausgedrückt:

$$(1) \quad St = \frac{q_{st}}{0,5 \cdot \rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^3}$$

Für den freimolekularen Bereich ist die Stantonzahl des Staupunktes konstant. Diese Konstante wird *thermaler Akkommodationskoeffizient* genannt und liegt nah bei 1. Im Allgemeinen wird ein Wert von 0,9 angenommen.

Im Kontinuumsbereich wird oft auf die Formel von Detra-Kemp-Riddell [4] für die Wärmestromdichte im Staupunkt einer Kugel mit dem Radius  $R$  zurückgegriffen:

$$(2) \quad q_{st,c} \left[ \text{W/cm}^2 \right] = \frac{11.028,5}{\sqrt{R[\text{m}]}} \left( \frac{\rho_{\infty}}{\rho_{sl}} \right)^{0,5} \left( \frac{V_{\infty}}{V_{circ}} \right)^{3,15}$$

$\rho_{sl}$  ist die Dichte der Atmosphäre auf Meereshöhe ( $1,225 \text{ kg/m}^3$ ),  $V_{circ}$  ist die Bahngeschwindigkeit eines niedrigen Kreisorbits ( $7802,88 \text{ m/s}$ ).

BILD 10 zeigt den Verlauf der Stantonzahl im Staupunkt einer Kugel in Abhängigkeit von der Knudsenzahl. Für den Übergangsbereich zwischen den beiden Lösungen für die freimolekulare Strömung und den Kontinuumsbereich wurde eine asymptotisch verlaufende *Bridging Funktion* definiert. Die dargestellte Funktion stellt allerdings nur eine mögliche Lösung dar. Die verschiedenen objekt-orientierten Methoden verwenden unterschiedliche Bridgingverfahren, die sich jedoch nur geringfügig voneinander unterscheiden.

Das bisher beschriebene Verfahren zur Bestimmung der Stantonzahl im Staupunkt der Kugel lässt sich unter Verwendung von Mittelungsfaktoren, die von der Art der Eigenbewegung abhängen, auf die gesamte Oberfläche der Kugel erweitern. Die Erweiterung auf andere Objektformen basiert letztendlich auf der Bestimmung äquivalenter Krümmungsradien des Staupunktes.

Insgesamt werden also auch bei der aerothermodynamischen Analyse objekt-orientierter Methoden feste Funktionsverläufe implementiert, die den integralen Wärmefluss

strom auf die Objekte während des Wiedereintritts in Abhängigkeit von der Körperform, der Eigenbewegung und der Knudsenzahl liefern.

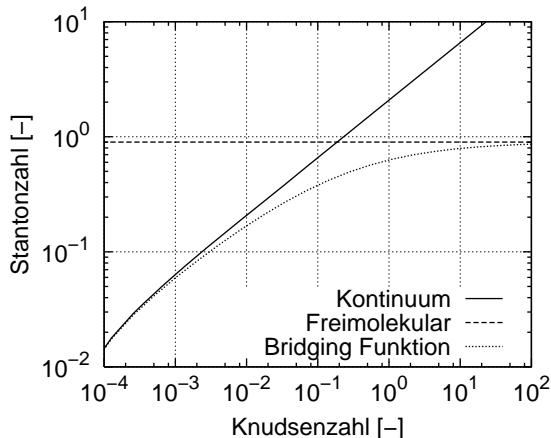


BILD 10. Verlauf der Stantonzahl im Staupunkt einer Kugel in Abhängigkeit von der Knudsenzahl sowie einer möglichen Bridging Funktion

## 2.2. Raumfahrtzeug-orientierte Methoden

Raumfahrtzeug-orientierte Methoden schaffen mit Hilfe eines CAD Systems ein *möglichst realitätsnahe Abbild* des wiedereintretenden Raumfahrtzeugs. Dieses dreidimensionale Geometrie Modell (siehe BILD 11) wird in *Volumenpanels* unterteilt, deren geometrische Eigenschaften die Grundlage für die weiteren aerodynamischen, aerothermodynamischen und thermalen Berechnungen sind.

Die Fragmentierung während des Wiedereintritts folgt keiner durch das Modell vorgegebenen Hierarchie wie beim objekt-orientierten Ansatz. Stattdessen wird für jeden Zeitschritt der Analyse die *strukturelle Integrität* des Modells geprüft. Unverbundene Gruppen von Volumenpanels, die durch das Schmelzen von Verbindungen entstanden sind, können so identifiziert werden, um danach als unabhängige Fragmente den Wiedereintritt fortzusetzen (siehe BILD 12). Die *thermale Zerstörung* wird also *auf Panelebene* simuliert. Das Volumenpanel ist die kleinste geometrische Einheit des Modells. Dadurch können beliebig geformte Fragmente entstehen (siehe BILD 13). Für jedes Panel wird die Temperatur separat bestimmt, so dass auch Wärmeleitung zwischen sich berührenden Panels berechnet werden kann. Auch Wärmeaustausch durch Strahlung ist im Prinzip möglich, jedoch mit einem sehr hohen Rechenaufwand verbunden.

Aufgrund der realistischen Abbildung der Geometrie des Raumfahrtzeugs ist es auch möglich, *strukturmechanische Analysen* durchzuführen. Einfache Ingenieursmethoden wie die Definition von Schnittebenen und die Berechnung der Spannungen in diesen Schnitten lassen sich verhältnismäßig leicht implementieren. Aber auch komplizierte Verfahren wie Finite Elemente Metho-

den könnten verwendet werden, wenn auch nur in stark vereinfachter Form.

Da die aerodynamische Analyse der kompletten 3D Geometrie nicht nur Widerstandsbeiwerte sondern auch Auftriebs- und Momentenbeiwerte liefert, kann die Integration der Bewegungsgleichungen mit 6 *Freiheitsgraden* durchgeführt werden. Sowohl die Flugbahn also auch die Taumelbewegungen während des Wiedereintritts werden berechnet. Daraus ergibt sich auch eine vollständige Streuung längs und quer zur Subspur des Raumfahrzeugs.

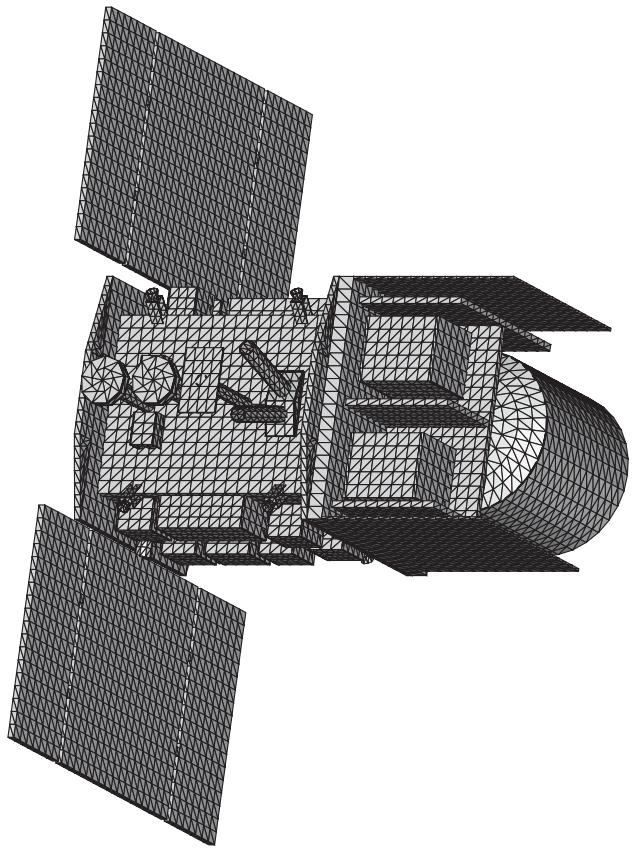


BILD 11. Beispiel einer panelisierten SCARAB Geometrie

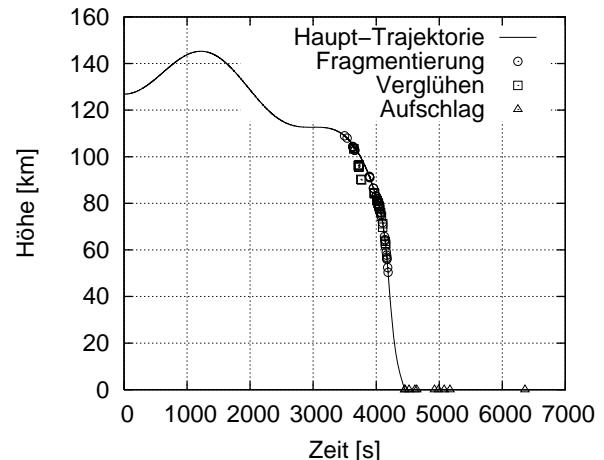
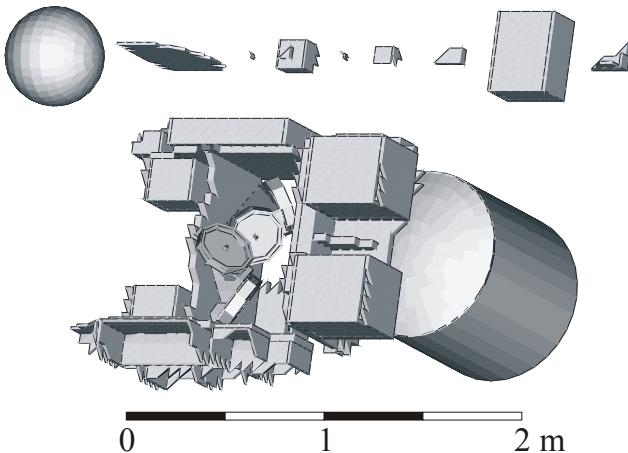


BILD 12. Fragmentierungsverlauf des in BILD 11 dargestellten Satelliten



**BILD 13.** Überlebende Fragmente des in BILD 11 dargestellten Satelliten

Den bisher beschriebenen Vorteilen der Raumfahrtzeug-orientierten Methoden steht gegenüber, dass der Modellierungs- und Rechenaufwand um ein Vielfaches größer ist als bei den objekt-orientierten Methoden. Während eine komplette Wiedereintrittsanalyse (inkl. Modellierung) mit einem objekt-orientierten Programm innerhalb einer Woche zu schaffen ist, kann dies bei einem Raumfahrtzeug-orientierten Programm bis zu 10 Mal solange dauern.

Zurzeit gibt es nur ein Raumfahrtzeug-orientiertes Programm zur Wiedereintrittsanalyse – das im Auftrag der ESA entwickelte SCARAB.

### 2.2.1. Aerodynamik/Aerothermodynamik Raumfahrtzeug-orientierter Methoden (SCARAB)

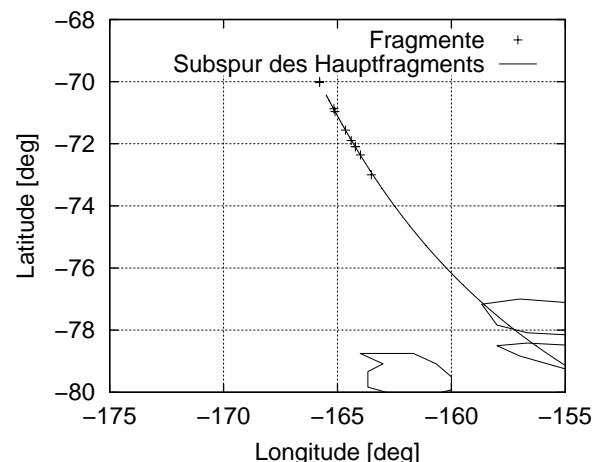
Die aerodynamische und aerothermodynamische Analyse von SCARAB basiert grundsätzlich auf *Hyperschallnäherungen* für  $Ma > 6$  und auf *lokalen Panelmethoden*. Letzteres bedeutet, dass bspw. die lokalen aerodynamischen Beiwerte für jedes Panel einzeln bestimmt werden und sich die Gesamtbewerte aus einer Integration über alle Panel ergeben. Die berechneten Wärmeflüsse wirken direkt (lokal) auf das jeweilige Panel.

Der erste und gleichzeitig besonders rechenintensive Schritt dieses Verfahrens ist die so genannte *Schattenanalyse*. Es werden alle Panels identifiziert, die die Strömung sozusagen „sehen“ können und nicht von in Strömungsrichtung davor liegenden Bauteilen abgeschirmt werden. Für all diese Panels werden dann die entsprechenden lokalen Panelmethoden für die aerodynamische bzw. aerothermodynamische Analyse durchgeführt.

Im freimolekularen Strömungsbereich werden die lokal einfallenden Impuls- und kinetischen Energieströme bestimmt (unter Verwendung von *Nocilla oder Schaaf-Chambre Akkommotionskoeffizienten*). Im Kontinuum kommt bei der aerodynamischen Analyse ein *modifiziertes Newtonverfahren* zum Einsatz. Die aerothermodynamische Analyse verwendet eine *modifizierte Lees Theorie*, wobei ein mittlerer Krümmungsradius für die gesamte Geometrie verwendet wird. Grundsätzlich werden immer beide Lösungen berechnet, unabhängig von dem tatsächlichen Strömungsbereich. Erst danach findet zwischen beiden Lösungen ein (ebenfalls lokales) *Bridging* statt, das die notwendige Abhängigkeit von der Knudsenzahl herstellt.<sup>4</sup>

Für den Bereich  $Ma < 6$  wird keine Analyse der Aerothermodynamik mehr durchgeführt, da die bisher verwendeten Hyperschallnäherungen nun keine Gültigkeit mehr haben. Für die überlebenden Fragmente wird eine *Variation* aller möglichen Kombinationen von *Anstellwinkel* und *Querneigungswinkel* durchgeführt. Unter der Annahme, dass die jeweiligen Winkelkombinationen bis zum Boden konstant beibehalten werden, wird für jedes Fragment die Wahrscheinlichkeitsdichte der Verteilung am Boden bestimmt. Die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte werden nach der *Crossflow Methode* für jedes Fragment und dessen Lagevariationen bestimmt, wobei die Fragmente durch äquivalente, vereinfachte Körperformen ersetzt werden (ähnlich einer objekt-orientierten Methode). Die Wahrscheinlichkeiten der resultierenden Aufschlagspunkte werden mit dem Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand gewichtet. Hohe Auftriebswerte werden dabei als unwahrscheinlich angesehen, da die in Realität taumelnden Fragmente im Mittel keinen Auftrieb haben dürften.

Die Variation des Anstell- und Querneigungswinkels verursacht für jedes Fragment eine zusätzliche Streuung am Boden, deren Wahrscheinlichkeitsdichteverteilung für weitere Risikoabschätzungen am Boden verwendet werden kann. BILD 14 zeigt die wahrscheinlichsten Aufschlagspunkte der überlebenden Fragmente des in BILD 11 dargestellten Satelliten.



**BILD 14.** Wahrscheinlichste Aufschlagspunkte der überlebenden Fragmente des in BILD 11 dargestellten Satelliten

<sup>4</sup> Eine detaillierte Darstellung der verwendeten Verfahren ist in [8] und [9] zu finden.

### 3. RISIKOABSCHÄTZUNG AM BODEN

Zur Risikoabschätzung am Boden müssen die für die Fragmente gewonnenen Ergebnisse (Streuung und Größe) mit der Bevölkerungsdichte am Boden überlagert werden. Der NASA Safety Standard NSS 1740.14 [10] definiert zu diesem Zweck die so genannte *Casualty Area*  $A_c$ :

$$(3) \quad A_c = \sum_i (\sqrt{A_h} + \sqrt{A_i})^2$$

Dabei repräsentiert  $A_h$  die mittlere Querschnittsfläche eines menschlichen Körpers ( $\sim 0,36 \text{ m}^2$ ).  $A_i$  sind die mittleren Querschnittsflächen der überlebenden Fragmente. Für jedes dieser Fragmente liefert der Term hinter dem Summenzeichen aus Gl. (3) den Stoßquerschnitt zwischen diesem Fragment und dem menschlichen Körper (siehe BILD 15). Die Summe aller Stoßquerschnitte für alle Fragmente ist die Casualty Area.

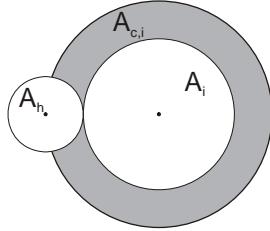


BILD 15. Schematische Darstellung zur Berechnung des Stoßquerschnittes

Befindet sich ein Mensch innerhalb der von den Fragmenten aufgespannten Casualty Area, so kommt es zu einem Treffer. Die Wahrscheinlichkeit  $P_c$ , dass ein Mensch von überlebenden Fragmenten getroffen wird, ergibt sich also aus der Multiplikation der *Bevölkerungsdichte* mit der Casualty Area.

Im einfachsten Fall geht man von einer Gleichverteilung der Bevölkerung über die gesamte Erdoberfläche aus. 1994 betrug die Gesamtbevölkerung der Erde etwa 5,63 Milliarden<sup>5</sup>. Die Oberfläche der Erde beträgt etwa  $5,11 \cdot 10^8 \text{ km}^2$ . Daraus ergibt sich eine mittlere Bevölkerungsdichte von etwa 11 Personen pro  $\text{km}^2$ . Der im NASA Safety Standard geforderte Maximalwert für die Casualty Area von  $8 \text{ m}^2$  pro Wiedereintrittsereignis entspricht demnach dem allgemein akzeptierten Höchstrisiko von 1:10.000:

$$(4) \quad P_{c,\max} = A_{c,\max} \cdot \bar{\rho}_{1994} \\ = 8 \text{ m}^2 \cdot 11 \text{ km}^{-2} = 8,8 \cdot 10^{-5} \approx 1/11.000$$

Das in der Einleitung angegebene jährliche, persönliche Risiko für einen Menschen von 1:110 Milliarden von einem Stück Weltraumschrott getroffen zu werden, basiert auf der Annahme, dass jährlich 450 Fragmente mit

einer mittleren Casualty Area von  $10 \text{ m}^2$  den Boden erreichen:

$$(5) \quad P_{c,pers} = \frac{450 \text{ Jahr}^{-1} \cdot 10 \text{ m}^2 \cdot 11 \text{ km}^{-2}}{5,63 \cdot 10^9} \\ = 8,8 \cdot 10^{-12} \approx 1/110 \cdot 10^9$$

Für genauere Risikoabschätzungen am Boden ist jedoch nicht eine mittlere, globale Bevölkerungsdichte relevant, sondern die tatsächliche Bevölkerungsdichte im Bereich der berechneten Verteilung der Aufschlagspunkte. Hierbei ist jedoch zu berücksichtigen, dass dieses Verteilungsergebnis nur die Folge der vom Benutzer spezifizierten Anfangsbedingungen, d.h. der anfänglichen Bahnelemente des Satelliten, ist. Da diese Daten für unkontrollierte Wiedereintritte in der Regel nicht vorherzusagen sind, handelt es sich bei dem Ergebnis der Wiedereintrittsrechnung nur um eine Möglichkeit unter vielen. Grundsätzlich kann diese Verteilung am Boden an jedem Punkt innerhalb des vom Satelliten überflogenen Breitengradbereichs liegen.

Für kontrollierte Wiedereintritte bzw. kurzfristige Wiedereintrittsanalysen, bei denen die anfänglichen Bahnelemente bekannt bzw. recht genau abschätzbar sind, beschreibt [11] eine sehr genaue Methode zur Bestimmung des Bodenrisikos auf Basis von hoch aufgelösten Daten zur Bevölkerungsdichte.

Für unkontrollierte Wiedereintritte bzw. langfristige Voraussagen des Bodenrisikos ist es im Allgemeinen sinnvoller, mit mittleren *Bevölkerungsdichten für den überflogenen Breitengradbereich* zu arbeiten. [2] liefert hierzu Werte für die wichtigsten Bahninklinationen. Danach ist die überflogene Bevölkerungsdichte für Bahnen mit Inklinationen zwischen  $25^\circ$  und  $55^\circ$  besonders hoch (rund 25% höher als der globale Mittelwert). Für äquatoriale und polare Bahnen ist die überflogene Bevölkerungsdichte besonders niedrig (rund 25% niedriger als der globale Mittelwert). Daher geht von Wiedereintritten von Bahnen mit mittleren Inklinationen, wozu mit  $51,6^\circ$  auch die Bahn der internationalen Raumstation ISS gehört, ein grundsätzlich höheres Bodenrisiko aus als von Bahnen mit höheren oder niedrigeren Inklinationen.

### 4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Pro Jahr treten im Mittel 180 t Weltraumschrott in Form von größeren Objekten wie Satelliten und Raketenoberstufen in die Erdatmosphäre ein. Es ist davon auszugehen, dass davon rund 45 t pro Jahr (~25%) diesen Wiedereintritt überleben und in Form von Trümmern den Boden erreichen. Von den nationalen Raumfahrtagenturen wird verlangt, dass das Risiko, dass ein Mensch am Boden von überlebenden Fragmenten getötet oder ernsthaft verletzt wird, bei jedem Wiedereintrittsereignis kleiner ist als 1:10.000.

<sup>5</sup> Der Anstieg der Weltbevölkerung seit 1994 soll im Rahmen dieses Papers vernachlässigt werden.

Bei den für diesen Nachweis zur Verfügung stehenden Programmen zur Wiedereintrittssimulation wird zwischen zwei grundsätzlichen Kategorien unterschieden: objekt-orientierte Methoden und Raumfahrzeug-orientierte Methoden.

Objekt-orientierte Methoden bilden das wiedereintretende Raumfahrzeug als einen Satz vereinfachter geometrischer Objekte ab. Die Aerodynamik und Aerothermodynamik kann sich daher auf die Berechnung der entsprechenden Koeffizienten für Widerstand und Wärmefluss für diese Geometrien beschränken. Der Verlauf der Fragmentierung während des Wiedereintritts wird durch die Verschachtelung der Objekte ineinander während der Modellierung fest vorgegeben. Durch die starke Abstrahierung von der Realität und die Beschränkung auf eine Integration der Bewegungsgleichungen auf 3 Freiheitsgrade wird der Rechenaufwand gering gehalten, wodurch diese Methoden während der eigentlichen Analyse sehr schnell sind.

Raumfahrzeug-orientierte Methoden basieren auf einem möglichst realitätsnahen 3D Geometriemodell, dass in Volumenpanels diskretisiert wird. Die Berechnung der aerodynamischen und aerothermodynamischen Eigenschaften erfolgt auf Grundlage einfacher lokaler Panelmethoden. Die Fragmentierung ergibt sich vor allem aus der thermalen Zerstörung auf Panelebene. Es werden jedoch auch vereinfachte mechanische Analysen für das Abbrechen von Bauteilen durchgeführt. Die Verwendung der Panelmethoden erfordert eine rechenintensive Schattenanalyse. Diese Analyse sowie die Integration der Bewegungsgleichungen mit 6 Freiheitsgraden führen zu einem sehr hohen Zeitaufwand für eine komplett Wiedereintrittsrechnung.

Beide Methoden liefern als Hauptergebnis eine Verteilung der überlebenden Fragmente am Boden, sowie deren Eigenschaften wie Größe, Masse und Geschwindigkeit beim Aufschlag. Diese Daten werden zur Abschätzung des Risikos am Boden benötigt. Dabei ist zwischen langfristigen Vorhersagen (bspw. für unkontrollierte Wiedereintritte) mit im Wesentlichen unbekannten Anfangsbedingungen und Analysen für kontrollierte Wiedereintritte bzw. kurzfristigen Vorhersagen mit besser abzuschätzenden Anfangsbedingungen zu unterscheiden, da beide Verfahren unterschiedlich genaue Daten über die Bevölkerungsdichte am Boden erfordern.

Alle Programme werden zurzeit kontinuierlich weiterentwickelt, intensiv getestet und miteinander verglichen. Vergleiche mit Beobachtungsdaten und geborgenen Trümmerstücken sollen zu einer besseren Validierung beitragen.

Als ein Schwerpunkt für zukünftige Entwicklungen (vor allem von SCARAB) hat sich der Einsatz für die Wiedereintrittsanalyse von Raketenstufen herauskristallisiert. Dieses Anwendungsgebiet erfordert neue Analysemethoden zur Bestimmung von Tankberst- und Explosionser-

eignissen. Letzteres führte zu einer Kopplung von Raumfahrzeug-orientierten Methoden und objekt-orientierten Methoden, da nur diese schnell genug sind, um den Wiedereintritt einer durch eine Explosion erzeugten Trümmerwolke mit hunderttausenden von Fragmenten durchzuführen.

## LITERATUR

- [1] W. Ailor et al., Analysis of Reentered Debris and Implications for Survivability Modeling, *Proceedings of the 4<sup>th</sup> European Conference on Space Debris*, ESA Publications Division, SP-587, pp. 539-544, 2005.
- [2] H. Klinkrad, *Space Debris – Models and Risk Analysis*, Springer-Praxis Books in Astronautical Engineering, Springer Verlag Berlin, 2006.
- [3] Anonym, *United Nations Treaties and Principles on Outer Space*, United Nations Publication, New York, 2002.
- [4] T. Lips, B. Fritsche, A comparison of commonly used re-entry analysis tools, *Acta Astronautica*, Vol. 57, pp. 312-323, 2005.
- [5] T. Lips et al., On-Ground Risk Assessment Software for Re-entering Spacecraft, *Proceedings of the 1<sup>st</sup> IAASS Conference*, ESA Publications Division, SP-599, pp. 191-196, 2005.
- [6] T. Lips, J. Dobarco-Otero et al., Comparison of ORSAT and SCARAB Reentry Survival Results, *Proceedings of the 4<sup>th</sup> European Conference on Space Debris*, ESA Publications Division, SP-587, pp. 533-538, 2005.
- [7] R.W. Detra, N.H. Kemp, F.R. Riddell, Addendum to Heat Transfer to Satellite Vehicles Reentering the Atmosphere, *Jet Propulsion*, Vol. 27, No. 12, pp. 1256-1257, 1957.
- [8] B. Fritsche et al., Spacecraft Disintegration during Uncontrolled Atmospheric Re-entry, *Acta Astronautica*, Vol. 47, Nos. 2-9, pp. 513-522, 2000.
- [9] G. Koppenwallner et al., SCARAB – A Multi-Disciplinary Code for Destruction Analysis of Spacecraft during Re-entry, *Proceedings of the 5<sup>th</sup> European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles*, ESA Publications Division, SP-563, pp. 281-287, 2004.
- [10] Anonym, *NASA Safety Standard – Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris*, NSS 1740.14, Office of Safety and Mission Assurance, Washington, D.C., USA, 1995.
- [11] H. Klinkrad, B. Fritsche, T. Lips, A Standardized Method for Re-entry Risk Evaluation, 55<sup>th</sup> International Astronautical Congress, IAC-04-IAA.5.12.2.07, Vancouver, Canada, 2004.