



Deutsches Zentrum
DLR für Luft- und Raumfahrt



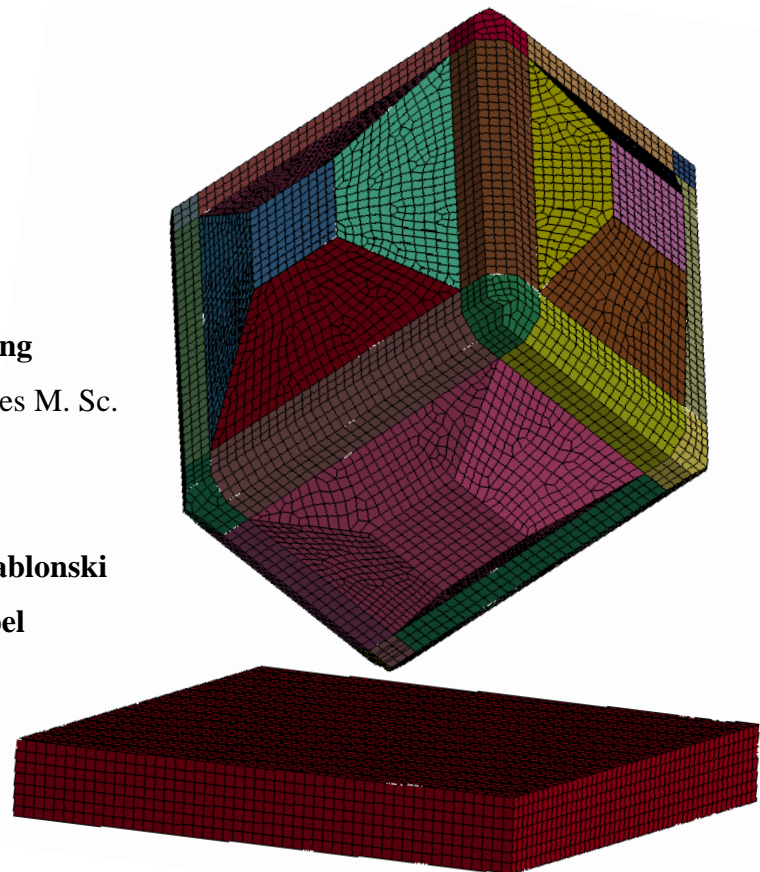
HOCHSCHULE BREMEN
UNIVERSITY OF APPLIED SCIENCES

Konstruktion, Auswahl und Analyse einer Crashstruktur für einen planetaren Lander mit hoher Aufsetzgeschwindigkeit

Verfasser: Martial **Nana Ngongang**
Studiengang: Aerospace Technologies M. Sc.
Matrikelnr.: 384087

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Frank **Jablonski**
Zweitprüfer: Prof. Dr.-Ing. Uwe **Apel**

Prüfung: Masterarbeit
Datum: 20.04.2015



Kurzfassung der Masterarbeit

Titel: Konstruktion, Auswahl und Analyse einer Crashstruktur für einen planetaren Lander mit hoher Aufsetzgeschwindigkeit

Verfasser: Martial Nana Ngongang

Gruppenarbeit?: Nein

Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. Frank Jablonski

Zweitprüfer: Prof. Dr.-Ing. Uwe Apel

Betreuer: Dipl.-Ing. Silvio Schröder

Anzahl der Seiten: 99

Anzahl der Tabellen: 19

Anzahl der Abbildungen: 47

Schlüsselwörter: Asteroidenlander, MASCOT, Jupiter Trojaner, Aufprall, Crashstruktur, Materialvergleich, Aluminium Honigwaben, Dyneema, Konstruktion, FEM-Analyse

Als Teil der zweiten Hayabusa-Mission zählt der Asteroidenlander MASCOT (Mobile Asteroid Surface Scout), der Messungen auf dem Erdbahnkreuzer 1999 JU3 mit Hilfe der mitgeführten Instrumente durchführen wird. Der Asteroidenlander MASCOT wurde für eine unkontrollierte Landung mit einer Aufsetzgeschwindigkeit von 40 cm/s ausgelegt. Für eine spätere Mission auf einem Jupiter Trojaner wird sich eine höhere Landegeschwindigkeit von 4 m/s ergeben. Es soll einer Crashstruktur entwickelt werden, die bei der Landung, die maximale Beschleunigung auf die Instrumente auf 20g begrenzt. Dafür werden Crashabsorber und Materialien verglichen. Eine Konstruktion der Crashstruktur wird dann mit dem ausgewählten Crashabsorber und den entsprechenden Materialien gefertigt. Schließlich wird der Aufprall mit Hilfe einer Crash-Simulation nachgebildet und ausgewertet. Die Ergebnisse dieser FEM-Analyse sind die Machbarkeit der Crashstruktur und eine notwendige Gewichtung der Anforderungen, die zurzeit gleichbehandelt werden. Diese Ergebnisse dienen als Grundlage für Simulationen von Landungen auf Asteroiden und zugleich als Voruntersuchung für Missionsplanungen mit Asteroidenlander ähnlich wie MASCOT.

Erklärung

Hiermit versichere ich an Eides Statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig verfasst habe und keine anderen als die angegebenen Quellen und ausgewiesenen Hilfsmittel benutzt habe.

Ich erkläre auch an Eides Statt, dass diese Arbeit in gleicher oder ähnlicher Fassung noch nicht Bestandteil einer Studien- oder Prüfungsleistung gewesen ist.

Bremen, den 20.04.2015

Kandidat-M.Sc. Martial **Nana Ngongang**

Inhaltsverzeichnis

ABKÜRZUNGSVERZEICHNIS	VII
SYMBOLVERZEICHNIS	VIII
1 EINLEITUNG	1
2 RANDBEDINGUNGEN UND ANFORDERUNGEN	4
3 THEORIE UND STAND DER TECHNIK	7
3.1 MASCOT	7
3.2 CRASHABSORBER IM ALLGEMEINEN	8
4 ENTWICKLUNG DER CRASHSTRUKTUR	12
4.1 AUSWAHL DES CRASHABSORBERS	12
4.2 BERECHNUNG DER FORM DER CRASHSTRUKTUR	14
4.3 MATERIALSUCHE	18
4.3.1 Material für den Kern	18
4.3.2 Material für die Frontflächen	21
4.4 BERECHNUNG DER DICKE DER CRASHSTRUKTUR	24
4.5 KONSTRUKTION DER STRUKTUR	28
4.6 MAßE DER GESAMTEN CRASHSTRUKTUR	36
4.7 ÜBERPRÜFUNG DER AUSGEWÄHLTE DICKE DER CRASHSTRUKTUR	38
4.7.1 Landung auf ebener Fläche	38
4.7.2 Landung auf unebener Fläche des Asteroiden	39
5 CRASH-SIMULATION DER LANDUNG	41
5.1 GRUNDLAGEN DER SIMULATION UND METHODENAUSWAHL	41
5.2 BESCHREIBUNG VON PRE- BIS POSTPROCESSING	47
5.2.1 Preprocessing	48
5.2.2 Materialmodelle	49
5.2.3 Lösungsvorgang und Postprocessing	52
5.3 UNTERSUCHUNG DER EINZELNEN KOMPONENTEN	53
5.3.1 Kernmaterial	53
5.3.2 Frontflächen	57

5.4	UNTERSUCHUNG DES SANDWICHES.....	58
5.5	UNTERSUCHUNG DER REALEN LASTFÄLLE	60
5.5.1	Landung auf breiter Seite	60
5.5.2	Landung auf schmaler Seite	61
5.5.3	Landung auf einer Kante	62
5.5.4	Landung auf einer Ecke	63
5.6	ERGEBNISSE DER SIMULATIONEN DER EINZELNEN LASTFÄLLE	64
5.7	VERBESSERUNGSVORSCHLAG	65
6	FAZIT UND AUSBLICK.....	69
	LITERATURVERZEICHNIS.....	72
	ANHANG.....	74

Abkürzungsverzeichnis

ALE	Arbitrary Lagrangian Eulerian
Alu. HW.	Aluminium Honigwaben
AP	Arbeitspaket
CAD	Computer Aided Design
DIN EN	deutsche Übernahme einer Europäischen Norm (EN)
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
ET	Elementtyp
FEM	Finite Elemente Methode
FKK	Faserverstärkter Kunststoff
HRH	Aramid Fiber Reinforced Honeycomb
HRP	Fiberglass Reinforced Phenolic Honeycomb
IGS	Initial Graphics Exchange Specification
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
KOREX	Aramid Fiber/Phenolic Resin Honeycomb
MASCOT	Mobile Asteroid Surface Scout
MESS	Mechanical-Electrical Support System
NASA	National Aeronautics and space Administration
RVC	Reticulated Vitreous Carbon
STEP	Standard for The Exchange of Product model data
TPU	Thermoplastic Polyurethane Honeycomb
UV	Ultraviolettstrahlung
VEEGA:	Venus-Earth-Earth Gravity Assist

Symbolverzeichnis

<i>Symbol</i>	Einheit	Beschreibung
a	m/s ²	Einzuhaltende Beschleunigung
A_{max}	m ²	Maximale Landefläche
c	m	Abstand zwischen dem Stein und dem Schwerpunkt des Landers
c	-	Dämpfungskonstante
c	m/s	Schallgeschwindigkeit
E	MPa	Elastizitätsmodul
E_s	MPa	Elastizitätsmodul des ursprüngliches Material
E_{kin}	J	Kinetische Energie
E_s	kJ/m	Spezifische Energieabsorption
E_t	kJ/m	Totale spezifische Energieabsorption
η_l	-	Schlagwirksamkeit
F_{Impact}	kN	Impactkraft
F_{max}	kN	Maximale Kraft während der Verformung
F_m	kN	Mittlere Kraft über den Verformungsweg
h	m	Eindringtiefe in der Crashstruktur
J_{Lander}	Kg.m ²	Trägheitsmoment des Landers
k	N/m	Federsteifigkeit
k_1, k_2	-	konstante
l	m	Größenparameter von Honigwaben
L_e, L_{shell}	m	Charakteristische Länge eines Elementes
m, m_{Lander}	kg	Masse des Asteroidenlanders
$m(c)$	kg	Relative Masse
ν	-	Poissonzahl
$p(t)$	-	Harmonische Anregung
σ_{crash}	MPa	Druckfestigkeit der Crashstruktur/Materialien
Q	-	Funktion der Volumenviskositätskoeffizienten
r_s	m	Radius des Steins
t	µm	Foliendicke bei Honigwaben
t	s	Zeit
Δt	s	Zeitschritt

θ	°	Einfallswinkel
$\ddot{\varphi}(t)$	rad/s ²	Zeitabhängige Drehbeschleunigung
$\dot{\varphi}(t)$	rad/s	Zeitabhängige Drehgeschwindigkeit
ρ	g/cm ³	dichte
ρ_s	kg/m ³	Dichte des ursprüngliches Material
u	m	Verschiebung
\dot{u}	m/s	Geschwindigkeit
\ddot{u}	m/s ²	Beschleunigung
V	m ³	Volumen
v, v_x	m/s	Geschwindigkeit
W	J	Energie
W_{max}	J	Maximale Energieabsorption
$\ddot{x}(t)$	m/s ²	Zeitabhängige Beschleunigung
$\dot{x}(t)$	m/s	Zeitabhängige Geschwindigkeit des Asteroidenlanders

1 Einleitung

Die Untersuchung des Weltraums durch die Raumfahrttechnik begann im 20. Jahrhundert mit der Weiterentwicklung der Raketentechnik und dem Streben zur Erreichung der Kosmischen Geschwindigkeit. Seitdem hat die bemannte und unbemannte Raumfahrttechnik durch zahlreiche Missionen, verschiedene Entwicklungsmeilensteine, wie zum Beispiel die Mondlandung, erreicht [1].

Die Abteilung Explorationssysteme des DLR Instituts für Raumfahrtsysteme beschäftigt sich u.a. mit der Analyse und Entwicklung von Landekonzepten zur robotischen oder bemannten Exploration unseres Sonnensystems. Neben den bereits ausgereiften Systemen wie Landebeine oder Airbags (siehe Abbildung 1.1) wird derzeit auch an kostengünstigeren, leichteren und weniger komplexen alternativen Lösungen für zukünftige Missionen gearbeitet.

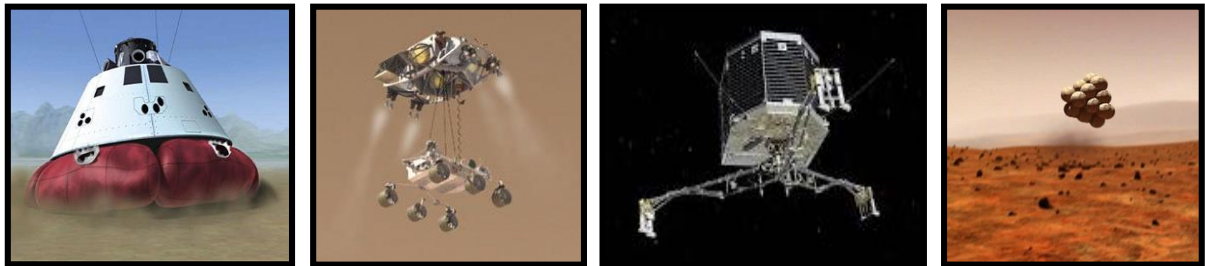


Abbildung 1.1: Landekonzepte; entlüfteter Airbag, sky crane, Landebeine, nicht entlüfteter Airbag (Quellen: Orion/ Curiosity/ Philae/ NASA Mars Exploration Rover)

Eine Möglichkeit den Landestoß zu dämpfen, besteht in der Verwendung von sogenannten Crashelementen, die um die Struktur des eigentlichen Raumfahrzeugs angebracht werden. Dabei wird die kinetische Energie beim Aufprall auf den Boden durch plastische Verformung der Crashstruktur so abgebaut, dass sich dadurch die Schockbelastung auf die Instrumentenplattform reduziert.

Diese Funktion können Crashelemente aus Aluminium Honigwaben, die schon Ende der sechziger Jahre in Landebeine bei der Apollo-Mission benutzt worden sind, oder spezielle Schäume übernehmen. In der europäisch-russischen Mission Exo Mars wird zum Beispiel ein neuer Landemechanismus mit Crashelementen aus einer Aluminium Honigwaben Struktur eingesetzt.

Diese Arbeit dient als Voruntersuchung für eine eventuelle Mission auf einem Jupiter Trojaner¹.

¹ Die Jupiter Trojaner sind Gruppen von Asteroiden, die die Sonne auf der gleichen Bahn wie Jupiter bei einem mittleren Abstand von 60° zu Jupiter umkreisen.

In dieser Masterarbeit werden geeignete Werkstoffe und Bauformen verglichen und ausgewählt, um im Anschluss eine erste Aussage über die Dimensionen der Crashstruktur geben zu können.

Durch die heutige Computerleistung und die technisch leistungsfähigere Software, ist es möglich geworden, natürliche Vorgänge mit genaueren, numerischen Modellen zu beschreiben. Die Finite-Elemente-Methode (FEM) wird immer häufiger zu diesem Zweck eingesetzt. Dank der Vorhersage von Versagensverhalten werden im Vergleich zum Prototypentest finanzielle Ersparnisse erzielt.

Mit der FE-Methode werden partielle Differentialgleichungen gelöst. Ein Lösungsgebiet wird in eine Vielzahl Teilgebiete bzw. Elemente diskretisiert und es entsteht ein Netz. Es wird dann für die gesuchte Lösungsfunktion verschiedene Ansatzfunktionen definiert. Durch eine lineare Kombination der Ansatzfunktionen werden mögliche, annähernde Lösungen festgelegt. Durch diese Methode wird die ausgewählte Struktur analysiert und bewertet. Als Basis dient ein Entwurf eines Asteroidenlanders, welcher MASCOT (Mobile Asteroid Surface Scout) [2] ähnelt und mit Geschwindigkeiten bis 4 m/s auf einem der Jupiter Trojaner landen soll.

Diese Aufgabe soll in 134 Tagen bearbeitet werden. Der Projektplan sieht eine Aufteilung der Arbeit in vier Arbeitspakete (AP1 bis AP4) vor. Der Gesamtaufwand wurde also für eine bessere Bearbeitung dem zeitlichen Rahmen wie folgt angepasst:

- **AP1.** In 48 Tagen soll eine gründliche Recherche der Literatur durchgeführt werden. Hier wird Wert gelegt auf die Vorgehensweise des Entwurfs von Landemechanismen für Asteroidenlandungen. Zusätzlich wird nach einer Simulationsmethode gesucht, die sich am besten für den Crashfall eignet. Dabei sollen die Materialien und ihre Modellierung (Materialmodelle) in der Simulation untersucht werden. Es erfolgt zusätzlich eine Interpretation der Randbedingungen und Anforderungen.
- **AP2.** Nachdem die Vorarbeit und die Literaturrecherche abgeschlossen sind, werden die Form und Dicke der Struktur untersucht, um das Modell für die spätere Simulationen entwerfen zu können. Dieses Arbeitspaket soll in 5 Tagen abgeleistet sein.
- **AP3.** Dieses Arbeitspaket soll in 59 Tagen beendet sein. Es werden zunächst die Crashverhalten aller Einzelteile der Crashstruktur mit Hilfe von FEM-Analysen untersucht. Das Modell wird folgend in der Simulation untersucht, indem die unterschiedlichen angenommenen Lastfälle nachgebildet werden. Letztendlich werden die Ergebnisse der jeweiligen Simulationen ausgewertet.

- **AP4.** Es wird begleitend zu den anderen Arbeitspaketen über die Arbeit berichtet. Am Ende wird ein Bericht abgegeben und ein Vortrag gehalten. Mit Abschluss dieses Arbeitspaketes wird auch die Arbeit abgeschlossen.

2 Randbedingungen und Anforderungen

Da Asteroiden im Vergleich zu Planeten, dem Mond und Mars spezifische Eigenschaften aufweisen wie die fehlende Atmosphäre oder die geringe Anziehungskraft, ist die Landung auf Asteroiden einfacher. Trotzdem werden folgende Asteroidenmerkmale während des Designs von Asteroidenlandemechanismen untersucht [3]:

1. **ungleichmäßige Oberfläche:** Der Asteroidenlander könnte auf einem Gefälle oder einem kleinen Berg landen und dadurch würden seine Funktionen und Mobilität beeinträchtigt werden. Bei kontrollierter Landung wird deshalb auf der gesamten Asteroidenoberfläche eine Bewertung der potentiellen Landeplätze durchgeführt.
2. **sehr geringe Anziehungskraft:** Der Asteroidenlander könnte, sollte er zu stark zurückprallen, nach der Landung die Fluchtgeschwindigkeit erreichen und sich im Raum verlieren. Deshalb soll möglichst bei der Landung die Gesamte Energie absorbiert werden, entweder indem der Lander gebremst wird, eine Dämpfung für seine Landung gebaut wird, oder indem der Lander verankert wird.
3. **Naturkräfte auf dem Asteroiden:** elektrostatische Kräfte, zentrifugale Kräfte, seismische Kräfte und andere externe Kräfte existieren auf Asteroiden. Die Summe aller diese Kräfte ist meistens größer als die Anziehungskraft. Dadurch kann der Asteroidenlander von der Oberfläche des Asteroiden fliehen und muss meistens verankert werden.

Die Randbedingungen für diese Arbeit befinden sich in der Tabelle 2.1. Es wird aufgrund der Orbitmanöver eine Landegeschwindigkeit von 4 m/s auf der ungleichmäßigen Oberfläche des Zielkörpers erreicht. Ferner soll die Crashstruktur eine Bremsung von weniger als 20g ermöglichen, so dass die Instrumentenplattform unbeschädigt nach der Landung bleibt.

Tabelle 2.1: Randbedingungen

Randbedingung	Wert
Landegeschwindigkeit	4 m/s
Zielkörper	Jupiter Trojaner
Oberfläche des Trojaners	ungleichmäßig
Max. Beschleunigung	20g

Aus diesen Randbedingungen ergeben sich funktionalen und mechanischen Anforderungen, die in Tabelle 2.2 aufgelistet werden.

Tabelle 2.2: Anforderungen an der eingesetzte Crasstruktur

Anforderung	Wert
Bauraum	Minimal halten
Masse der Crashstruktur	< 5 kg
Befestigung an den Lander	kleben
Restenergie nach Crash	~ 0 J
Werkstoffe der Struktur	Raumfahrt zertifiziert, Geringe Dichte, angemessene Druckfestigkeit
Temperaturbeständigkeit der Struktur	-180 °C bis +180 °C

Die entwickelte Crashstruktur soll ein relativ geringes Volumen vorweisen und aus leichten Materialien bestehen, so dass die gesamte Bewegungsenergie des Landers maximal um seiner Hälfte erhöht wird. Die Struktur soll an den Lander geklebt werden, so dass sich keine Notwendigkeit für weitere Bauteile wie Schrauben ergibt. Dadurch wird sich das Gesamtmasse aus dem Masse des Landers und dem Masse der Crashstruktur ergeben können. Gewünscht ist eine Restenergie nach Aufprall um die 0 J. Es soll zunächst gewährleistet werden, dass die Grenzbeschleunigung eingehalten wird. Die Restenergie nach dem Aufprall sollte nicht zur Bildung der Fluchtgeschwindigkeit ausreichen. Mit einer Fluchtgeschwindigkeit von 130 m/s am Beispiel von Hektor (624) wird vorausgesetzt, dass keine Fluchtgeschwindigkeit bei der maximalen Bewegungsenergie von 120 J des Asteroidenlander inklusiv Crashstruktur gebildet werden kann. Die eingesetzte Baustoffe sollen zulässig und Raumfahrt zertifiziert sein. Um die Instrumentenplattform effizient zu beschützen, sollen diese Baustoffe entsprechende Druckfestigkeiten vorweisen. Da der Lander und die Struktur unterschiedlichen Temperaturen ausgesetzt werden, soll auch gewährleistet werden, dass die Struktur über die verschiedenen Temperaturbereiche ihre physikalischen Eigenschaften nicht in einem für die Mission ungünstigen Maß verändert. Zudem soll die Struktur den Lander thermisch isolieren und den verschiedenen Temperaturschwankungen (von Venus bis zur Laufbahn von Jupiter) dämmen und dadurch thermische Beschädigungen der Instrumente verhindern. Die geringste Temperatur am Jupiter beträgt -163 °C und bei direkter Sonneneinstrahlung herrschen Temperaturen, die knapp über 100 °C steigen. Da vorausgesetzt wird, dass das VEEGA (Venus-Earth-Earth Gravity Assist)- Prinzip der

Galileo Mission von der NASA oder Ähnliches für den Transport umgesetzt wird, ist der Temperaturbereich von -180 bis 180 °C ausgewählt worden.

Ferner werden Separationsmechanismen untersucht, wie sich der Lander nach der Landung, aus seiner Schutzhülle erlösen kann. In diesem Sinne könnte auch die gesamte innere Fläche der Crashstruktur zur Energie-Gewinnung mit Solarzellen ausgestattet werden. Somit könnte gewährleistet werden, dass durch drahtlose Aufladung der Asteroidenlander eine viel längere Mission als MASCOT (ca. 16 Stunden) durchführen kann.

3 Theorie und Stand der Technik

3.1 MASCOT

Die Hayabusa-Mission brachte zum ersten Mal Proben eines Asteroiden - (25143) Itokawa - auf die Erde zurück [4]. Die Nachfolgemission Hayabusa 2, der japanischen Weltraumagentur JAXA startete am dritten Dezember 2014. Seine Ziele sind zum einem die Verwertung der wissenschaftlichen Daten von Hayabusa und zum anderen die Gewinnung weiterer Erkenntnisse über die Herkunft und Entwicklung des Sonnensystems [5] . Hierfür wird MASCOT [2] in der Abbildung 3.1, die Basis dieser Arbeit, als Raumsonde der Kategorie Lander/Rover mit seinen mitgeführten Instrumenten, Messungen und Analysen auf dem Zielkörper durchführen.

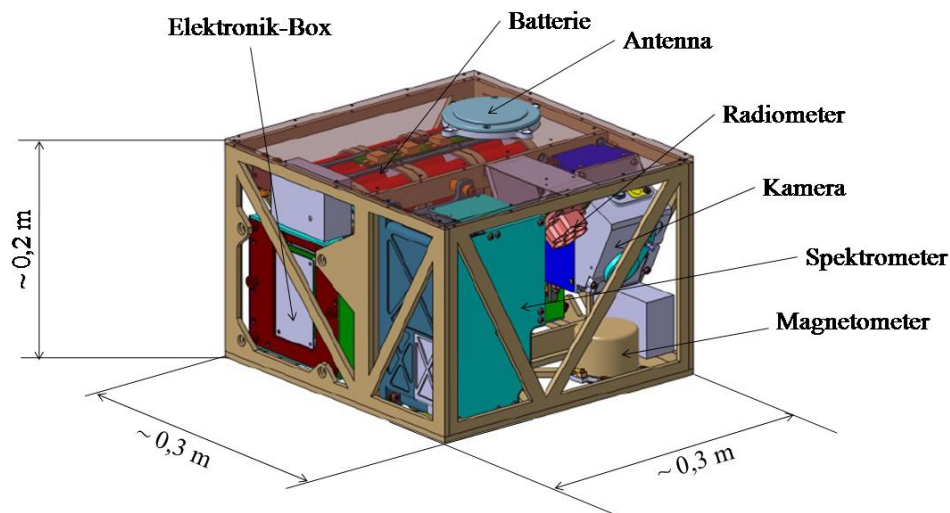


Abbildung 3.1: Obere/Seitliche Ansicht von MASCOT ohne MESS und Folien [2]

MASCOT ist ein 10 kg schwerer und etwa $0,3 * 0,3 * 0,2 \text{ m}^3$ großer selbstständiger Lander/Rover, der 3 kg Instrumente (eine Kamera, ein Radiometer, ein Infrarotspektrometer und ein Magnetometer) beinhaltet und sein Ziel im Jahr 2018 erreichen wird. Während der Asteroidenmission Hayabusa 2, wird MASCOT auf dem Erdbahnkreuzer 1999 JU3 in ungefähr 16 Stunden eine Reihe von Experimenten und Messungen durchführen [6]. 1999 JU3 hat sich seit seiner Entstehung vor rund 4,5 Milliarden Jahren kaum verändert und weist eine der der Sonne ähnliche Oberflächenzusammensetzung [7]. MASCOT (Mobile Asteroid Surface Scout) wird, wie es sein Name schon verdeutlicht, Hayabusa 2 entsprechend auch als Aufklärer dienen und ermöglicht zum ersten Mal in der Geschichte der Planetenforschung die Durchführung von Messungen an mehreren Stellen direkt auf einer Asteroidenoberfläche. Dies, dank eines Schwungarms mit Masse an seinem Ende, womit es sich umdrehen und auch Sprünge von 60

bis 200 m Weite leisten kann [7]. MASCOT wird mit Hilfe einer Halterung MESS (Mechanical-Electrical Support System) an Hayabusa 2 fixiert. Die Landegeschwindigkeit von MASCOT wird durch einen elektrischen Trennmechanismus bei Vorgabe einer Federspannkraft eingestellt und liegt bei 5 cm/s für 200 N und 40 cm/s für 2500 N. Die Landung wird, nach der Trennung vom Mutterschiff bei 100 m Höhe und die darauf folgenden Orbitmanöver, auf der Oberfläche von 1999 JU3, wie in der Abbildung 3.2 dargestellt, dämpfungslos erfolgen [2].

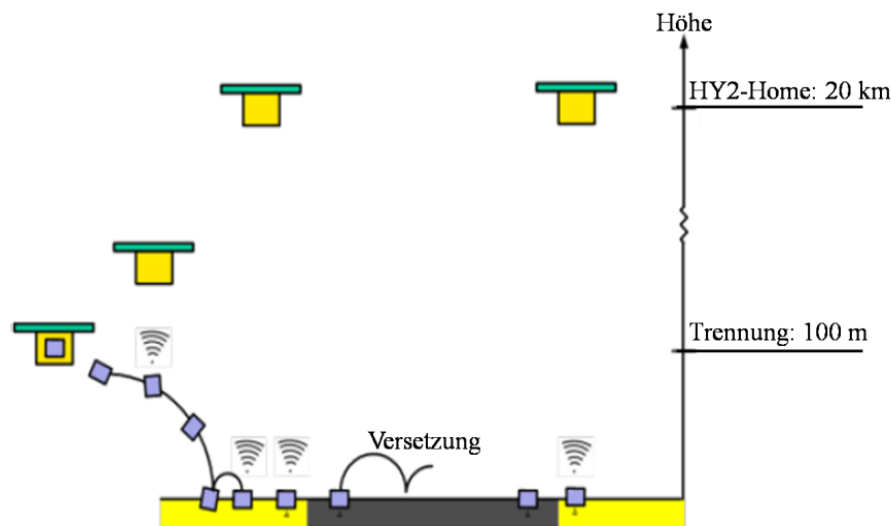


Abbildung 3.2: geplante Landung und Versetzung von MASCOT auf 1999 JU3 [2]

MASCOT hat eine entwickelte Außenstruktur aus Kohlefaserverbundwerkstoff, die die Belastungen bei der Landung auf 1999 JU3 aushält. Dadurch werden die Instrumente bei der Landung nicht beschädigt.

3.2 Crashabsorber im Allgemeinen

Es gibt verschiedene Möglichkeiten (siehe Abbildung 3.3) einen Stoß zu dämpfen und die überschüssige Energie zu absorbieren. Hierfür werden Stoßdämpfer entwickelt, die meist im Dauereinsatz funktionieren und für Sicherheit z.B. bei Fahrwerken sorgen. Diese reversiblen Pralldämpfer dissipieren die Energie entweder durch laminare oder turbulente Strömungsverluste eines Mediums (Gas, Flüssigkeit oder Feststoff) oder durch die innere Reibung von Elastomeren. Einige Pralldämpfer setzen sogar Feder und Reibungsdämpfer ein.

Für einmalige Einsätze haben sich andere, günstigere Methoden der Stoßdämpfung etabliert. Die irreversiblen Crashabsorber gehören zur passiven Sicherheitstechnik und werden in der Automobiltechnik angewendet, wenn große kinetische Energien abzubauen sind. Crashstrukt-

ren werden auch in Flugzeugen, Bussen, als Schutteinrichtung für Kraftwerke oder als Erdbebenschutz von Gebäuden und Brücken eingesetzt [8]. Diese plastischen Verformungen sind irreversibel und dauerhaft.

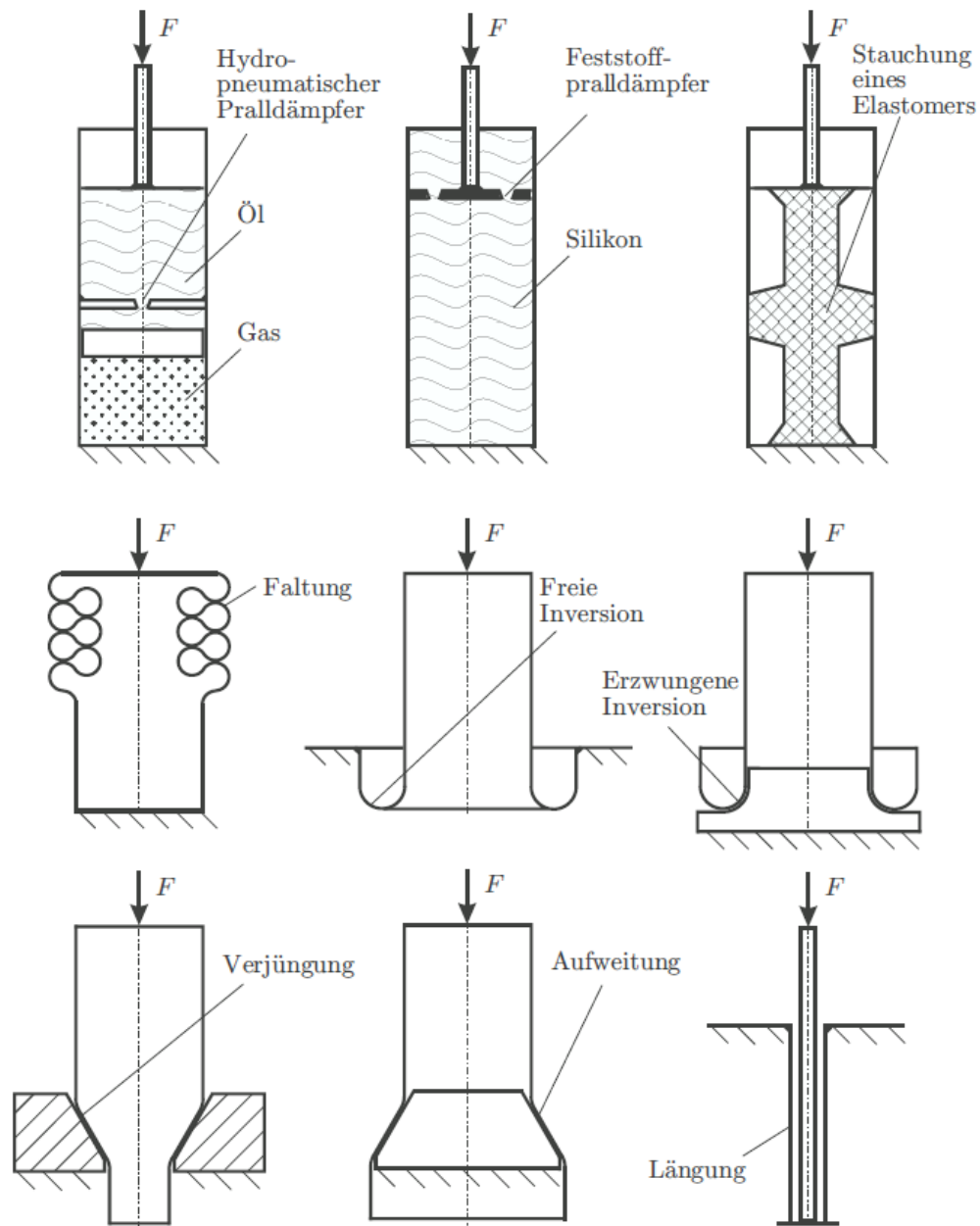


Abbildung 3.3: Beispiele reversibler und irreversibler Crashabsorber [8]

Entscheidend ist die Sprödigkeit des Werkstoffes, die gering sein soll. Wenn die Sprödigkeit sehr hoch ist, bricht der Werkstoff ohne sich vorher relevant zu verformen. Dies ist z.B. bei Gesteinen der Fall. Praktisch, werden hauptsächlich drei unterschiedliche Deformationsprinzipien angewendet. Sehr oft werden beliebig geformte Profile gefaltet. Dies ist die sogenannte

Faltung bzw. das Faltenbeulen. Dieses Prinzip wird durch zwei andere ergänzt. Bei der Inversion wird das Rohr umgestülpt. Die Verjüngung reduziert den Durchmesser eines Rohres beim Durchdrücken durch eine Matrize. Die Längung und die Aufweitung werden auch eingesetzt und zeitgleich werden andere Lösungen diskutiert und erprobt. Strukturbauteilen aus faserverstärkten Kunststoff (FVK) werden zunehmend für den Automobilbau eingesetzt, da sie heute wirtschaftlich gefertigt werden können. Ein weiterer Vorteil ist, dass sie sehr leicht im Vergleich zu Strukturen aus Aluminium sind. Geflochtene FVK-Crashabsorber können heute Kräfte um die 60 kN bei einer Länge von weniger als 20 cm komplett dämpfen [9].

Die Beurteilung und der Vergleich von Crashstrukturen kann bei der Betrachtung ihrer Kenngrößen laut Tabelle 3.1 erfolgen. Die meisten Größen lassen sich aus dem Kraft-Weg-Diagramm der jeweiligen Struktur ableiten.

Tabelle 3.1: Kenngröße von Crashabsorber [8]

Kenngröße	Berechnung
Maximale Kraft (Triggerkraft)	F_{\max}
Mittlere Kraft	$F_m = \frac{1}{\Delta s} \int_0^{\Delta s} F(s) ds$
Schlagwirksamkeit	$\eta_l = \frac{\Delta s_{\max}}{l_0}$
Maximale Energieabsorption	$W_{\max} = \int_0^{\Delta s_{\max}} F(s) ds = F_m \cdot \Delta s_{\max}$
Spezifische Energieabsorption	$E_s = \frac{W(s)}{\Delta m} ; \Delta m = m \frac{\Delta s_{\max}}{l_0}$
Totale spez. Energieabsorption	$E_t = \frac{W_{\max}}{m} = \eta_l \cdot E_s$

Während der Umformung des Crashabsorbers gibt die maximale Kraft den größten Kraftauschlag an. In dynamischen Tests ist die maximale Kraft abhängig von dem Versuchsaufbau und der Signalverarbeitung [8]. Wenn die maximale Kraft zu Deformationsbeginn auftritt wird sie als Triggerkraft bezeichnet. Die mittlere Kraft bezeichnet der Mittelwert von der Kraft über den Deformationsweg und bezieht die maximale Kraft mit ein. Das Verhältnis zwischen den maximalen Deformationsweg zu der Gesamtlänge der Crashelemente wird Schlagwirksamkeit genannt. Sie beträgt zum Beispiel 75% für die symmetrische Faltung von Rohren und kann bis zu 100% bei der Verjüngung betragen. Die maximale Energieabsorption gibt an, wie viel Energie

der Crashabsorber bei maximalen Deformation abbauen kann. Die spezifische Energieabsorption gibt dagegen das Verhältnis zwischen der absorbierten Energie und deformierter Masse an Länge. Diese Definition der spezifischen Energieabsorption eignet sich besonders für die Praxis, da meistens keine vollständige Deformation des Crashabsorbers stattfindet. Die totale spezifische Energieabsorption stellt das Verhältnis zwischen maximaler Energieabsorption und Gesamtlänge des Crashabsorbers dar [8]. Es ist zu betonen, dass die Impactkraft größer als die maximale Kraft des Crashabsorbers sein soll, andernfalls wird die Verformung nicht über den elastischen Bereich hinausgehen.

4 Entwicklung der Crashstruktur

4.1 Auswahl des Crashabsorbers

Der erste Schritt bei der Entwicklung der geforderten Crashstruktur besteht darin, zwischen den zuvor vorgestellten reversiblen und irreversiblen Crashabsorber, eine Auswahl zu treffen. Der Vergleich in der Tabelle 4.1 erfolgt anhand der folgenden Parameter:

- **Bauraum.** Wie schon erwähnt muss gewährleistet werden, dass der Lander sicher den Transfer von der Erde bis zur Landezone erreichen kann. Dieser Parameter trägt trotzdem die geringste Gewichtung (20%), da die Masse und die Komplexität der Struktur ausschlaggebend sind. Bei der Punktevergabe bedeutet 1 großer Bauraum und entsprechend steht der Wert 5 für den geringsten Bauraum.
- **Komplexität.** Die Komplexität des Crashabsorbers wird mit 30% gewichtet. Unter Komplexität zählen die Zusammensetzung, die Möglichkeiten zur Anbringung, die Anzahl von Teilkomponente und auch gegebenenfalls das Vorhandensein von Flüssigkeiten. Bei der Punktevergabe für die höchste Komplexität wird der Wert 1 gesetzt und dementsprechend steht 5 für einfache Konstruierbarkeit bzw. Montage.
- **Masse.** Die Masse ist die wichtigste Eigenschaft bei dem Vergleich und wird deswegen mit 50% gewichtet. Daraus lässt sich zum einen die Kosten für den Transport im Welt- raum berechnen und zum anderem die Konfigurierbarkeit der Instrumente und die Verfügbarkeit von Mutterschiffen ermitteln. Hohe Masse wird als negativ gewertet und verbessert sich vom Skalenwert 1 bis hin zum Wert 5.

Die Faltung wird nach dem Vergleich in der Tabelle 4.1 ausgewählt. Sie erreicht 96% der maximal möglichen Punktzahl. Die Faltung besitzt eine relativ geringe Masse dank der Schäume und anderer Materialien, mit geringer Dichte, die für seine Umsetzung eingesetzt werden. Im Gegensatz besteht der Hydro-pneumatische Pralldämpfer, der nur 24% der Punkte erhält, zum großen Teil aus massiven metallischen Werkstoffen, die seine Masse erheblich erhöhen. Die Faltung ist zudem einfach in seiner Umsetzung, Konstruktion und auch für die Befestigung an den gewünschten Bauteilen. Sie wird in Landebeine und andere Crashboxen als Stoßfänger eingesetzt. Dagegen ist wiederum der Hydro-pneumatische Pralldämpfer sehr komplex in seiner Bauform, durch hohe Anzahl an unterschiedlichen benutzten Baustoffen, seine Zusammensetzung und dann auch die Möglichkeit zur Befestigung an den gewünschten Bauteilen. Der Bauraum der Faltung ist abhängig von den Materialien und wird trotzdem in diesem Fall für

eine volle Schutzhülle aus faltbarem Schaum oder strukturierte Werkstoffe geringer als bei der Benutzung von mehrere Hydro-pneumatischen Pralldämpfer an der Oberfläche des Asteroidenlanders.

Tabelle 4.1: von Crashabsorber erreichte Gesamtbewertung bei dem Vergleich

	Masse	Komplexität	Bauraum	Total
Gewichtung	50%	30%	20%	100%
Hydro-pneumatischer Pralldämpfer	1	1	2	24
Längung	4	4	1	68
Verjüngung/Aufweitung	3	3	2	56
Feststoffpralldämpfer	2	3	2	46
Stauchung eines Elastomers	3	3	2	56
Faltung	5	5	4	96
Freie/erzwungene Inversion	3	3	3	60

Der nächstmögliche Crashabsorber nach der Faltung ist die Längung. Die Masse und die Komplexität der Längung bekommen mit jeweils 4 Punkte, ein Punkt weniger als die Faltung, wegen das Vorhandensein von massive metallische Stoffe und der komplexen Einsatz bei unkontrollierter Landung. Die Befestigung der Längung an der gewünschten Fläche bleibt problematisch und dieser Dämpfer benötigt viel Freiraum um sich auszudehnen und die Energie effizient zu absorbieren.

Die Inversion folgt mit 60% und kriegt drei Punkte für die jeweiligen Vergleichsparameter. Der Bauraum der Inversion ist größer als der Bauraum der Faltung und kleiner als der des Hydro-pneumatischen Pralldämpfers. Die Masse der Inversion ist relativ hoch, aufgrund der eingesetzten massiven Rohre. Die Inversion bleibt ziemlich komplex, da die Befestigung nicht durchs Kleben erfolgen kann. Die Verjüngung und die Aufweitung folgen mit 56% der Punkte und ähnliche Merkmale wie die Inversion. Letztlich bewegen sich bei der Verjüngung, genauso wie bei der Aufweitung die verformte Rohre in der Richtung der Instrumentenplattform. Dadurch wird ihr Bauraum größer, als der der Inversion, in der sich die verformten Teile teilweise in umgekehrter Richtung oder symmetrisch zur horizontalen Achse bewegen. Die gleiche Bewertung bekommt auch die Stauchung von Elastomere, da für eine konstante Beschleunigung die

Stauchung über einen langen Weg erfolgen soll. Dadurch erhöht sich der Bauraum. Das massiv metallische Gehäuse bewirkt, bei der Stauchung von Elastomere, eine relativ hohe Masse. Da, die Stauchung von Elastomere eine ähnliche Bauweise wie der Hydro-pneumatischer Pralldämpfer hat, bekommt sie auch zwei Punkte für den Bauraum.

Der Feststoffpralldämpfer hat mit 46% der Gesamtpunkte ein Punkt weniger als der Stauchung von Elastomere für den Parameter Masse bekommen, da Festkörper meistens eine viel höhere Masse als Elastomere vorweisen. Ansonsten sind die Stauchung von Elastomere und der Feststoffpralldämpfer ähnlich in ihrer Zusammensetzung und funktionsweise.

Zur Umsetzung der Dämpfung durch Faltung werden Falt-Crashstrukturen, die in der Regel als Sandwich hergestellt werden, eingesetzt. Sie bestehen aus einem Kern und Frontflächen an der beiden belasteten und fixierten Flächen. Die Frontblätter sind aus Massegründen sehr dünn ausgelegt und werden an den Kern geklebt.

4.2 Berechnung der Form der Crashstruktur

Der Asteroidenlander kann unkontrolliert in jeder Lage landen. Daraus folgt, dass der Aufprall nicht immer durch den Schwerpunkt geht und so nur ein Teil der Masse wirkt, die sogenannte relative Masse.

Die Verteilung der Masse über der Oberfläche des Landers soll berechnet werden, weil sie ferner die Form des Crashabsorbers beeinflusst. Sie ist von der vorgegebenen Form des Landers abhängig. Daraus resultieren die verschiedenen Landeszenarien in der Tabelle 4.2. Dabei ist auch zu beachten, dass sich die maximal mögliche Landefläche je nach Lastfall ändert und somit die Form und auch die Dicke der Crashstruktur beeinflusst.

Die Trägheit des Landers ändert sich in Bezug auf seiner Drehachse und ist bei den Landeszenarien 1 und 3 gleich; ebenso bei den Landeszenarien 2 und 4:

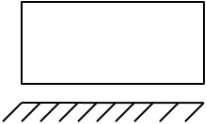
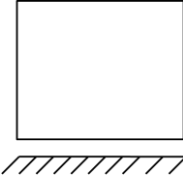
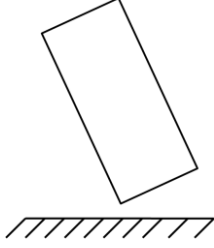
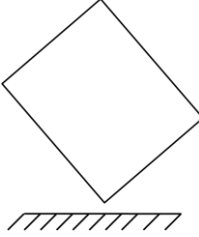
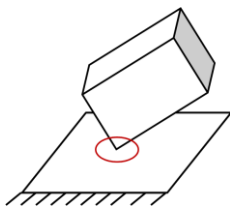
$$J_{\text{Lander}_1} = J_{\text{Lander}_3} ; J_{\text{Lander}_2} = J_{\text{Lander}_4} \quad 4.1$$

Die jeweiligen Trägheitsmomente betragen

$$J_{\text{Lander}_1} = J_{\text{Lander}_3} = \frac{1}{12} m_{\text{Lander}} (0,3^2 + 0,2^2) = 0,108 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad 4.2$$

$$J_{\text{Lander}_2} = J_{\text{Lander}_4} = \frac{1}{12} m_{\text{Lander}} (0,3^2 + 0,3^2) = 0,15 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad 4.3$$

Tabelle 4.2: Übersicht der möglichen Landeszenarien von MASCOT

Landeszenario	Bildliche Beschreibung	maximale Landefläche
1		$A_{\max_1} = 0,09 \text{ m}^2$
2		$A_{\max_2} = 0,06 \text{ m}^2$
3		$A_{\max_3} = 0,3 \times 0,001 \text{ m}^2$
4		$A_{\max_4} = 0,2 \times 0,001 \text{ m}^2$
5		$A_{\max_5} = \text{Punktfäche}$

Für die Berechnung der Massenverteilung wird die Zeitspanne untersucht, siehe Abbildung 4.1, in der die Plattform bei der Landung mit der vertikalen Geschwindigkeit v_x ein Stein beziehungsweise die Asteroidenoberfläche berührt.

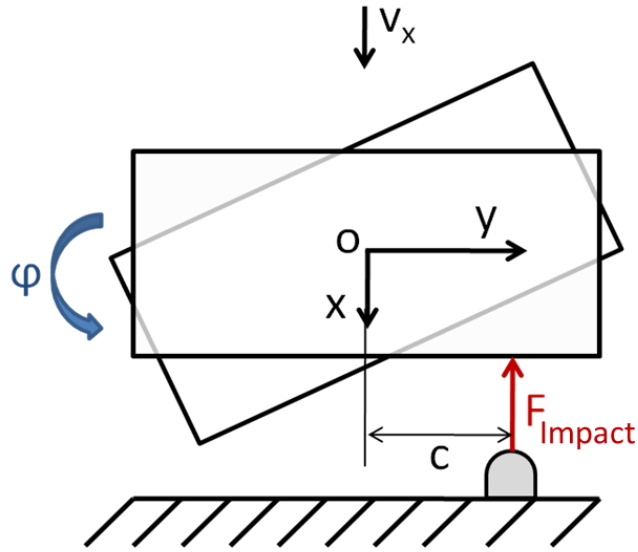


Abbildung 4.1: Vorlage für die Berechnung der Massenverteilung

Dabei dreht sich der Lander um der entsprechenden Achse um den Winkel φ . In Abhängigkeit des horizontalen Abstandes c zwischen dem Stein und dem Schwerpunkt des Landers werden mit Hilfe der Gleichungen

$$F_{\text{Impact}} = m_{\text{Lander}} \cdot a = m_{\text{Lander}} \cdot \ddot{x} \quad 4.4$$

und

$$F_{\text{Impact}} \cdot c_i = J_{\text{Lander}_i} \cdot \ddot{\varphi} \quad 4.5$$

die Berechnungen durchgeführt.

Nach Umstellen der Gleichung 4.4 kann die Wegbeschleunigung wie folgt ausgedrückt werden:

$$\ddot{x}(t) = \frac{F_{\text{Impact}}}{m_{\text{Lander}}} \quad 4.6$$

Daraus lässt sich die Geschwindigkeit durch Integrieren berechnen:

$$\dot{x}(t) = \int \ddot{x}(t) dt = \frac{F_{\text{Impact}}}{m_{\text{Lander}}} t + k_1 \quad 4.7$$

Die Konstante k_1 lässt sich über die Startbedingung, $t = 0$, wie folgt berechnen:

$$\dot{x}(0) = \frac{F_{\text{Impact}}}{m_{\text{Lander}}} \cdot 0 + k_1 = v_x \quad 4.8$$

$$\xrightarrow{k_1=v_x} \dot{x}(t) = \frac{F_{\text{Impact}}}{m_{\text{Lander}}} t + v_x \quad 4.9$$

Nach Umstellen der Gleichung 4.5 kann die Winkelbeschleunigung wie folgt ausgedrückt werden:

$$\ddot{\phi}(t) = \frac{F_{\text{Impact}} \cdot c_i}{J_{\text{Lander}_i}} \quad 4.10$$

Daraus lässt sich die Drehgeschwindigkeit durch integrieren berechnen:

$$\dot{\phi}(t) = \int \ddot{\phi}(t) dt = \frac{F_{\text{Impact}} \cdot c_i}{J_{\text{Lander}_i}} t + k_2 \quad 4.11$$

Die Konstante k_2 lässt sich über die Startbedingung, $t = 0$, berechnen. Zu diesem Zeitpunkt liegt noch keine Drehgeschwindigkeit vor:

$$\dot{\phi}(0) = \frac{F_{\text{Impact}} \cdot c_i}{J_{\text{Lander}_i}} \times 0 + k_2 = 0 \quad 4.12$$

$$\xrightarrow{k_2=0} \dot{\phi}(t) = \frac{F_{\text{Impact}} \cdot c_i}{J_{\text{Lander}_i}} t \quad 4.13$$

Es wird angenommen, dass die Drehgeschwindigkeit zum Zeitpunkt des Aufpralls auf dem Stein gleich der negativen Geschwindigkeit durch den horizontalen Abstand zwischen dem Gravitationszentrum und der Stein ist, da sich der Lander in der umgekehrten Richtung drehen wird.

$$\dot{\phi}(t_{\text{Impact}}) = \frac{-\dot{x}(t_{\text{Impact}})}{c_i} \quad 4.14$$

Die Gleichungen 4.13 und 4.14 können demnach für dieses Zeitpunkt wie folgt zusammen gestellt werden:

$$\frac{-\left(\frac{F_{\text{Impact}}}{m_{\text{Lander}}} t_{\text{Impact}} + v_x\right)}{c_i} = \frac{F_{\text{Impact}} \cdot c_i}{J_{\text{Lander}_i}} t_{\text{Impact}} \quad 4.15$$

Daraus resultiert für die Impactkraft:

$$F_{\text{Impact}} = \frac{-v_x}{t_{\text{Impact}}} \cdot \frac{1}{\frac{c_i^2}{J_{\text{Lander}_i}} + \frac{1}{m_{\text{Lander}}}} \quad 4.16$$

wobei

$$m(c_i) = \frac{1}{\frac{c_i^2}{J_{\text{Lander}_i}} + \frac{1}{m_{\text{Lander}}}} \quad 4.17$$

die Verteilung der Masse (siehe Abbildung 4.1.1 und Abbildung 4.1.2) auf der Seiten des Asteroidenlanders beschreibt.

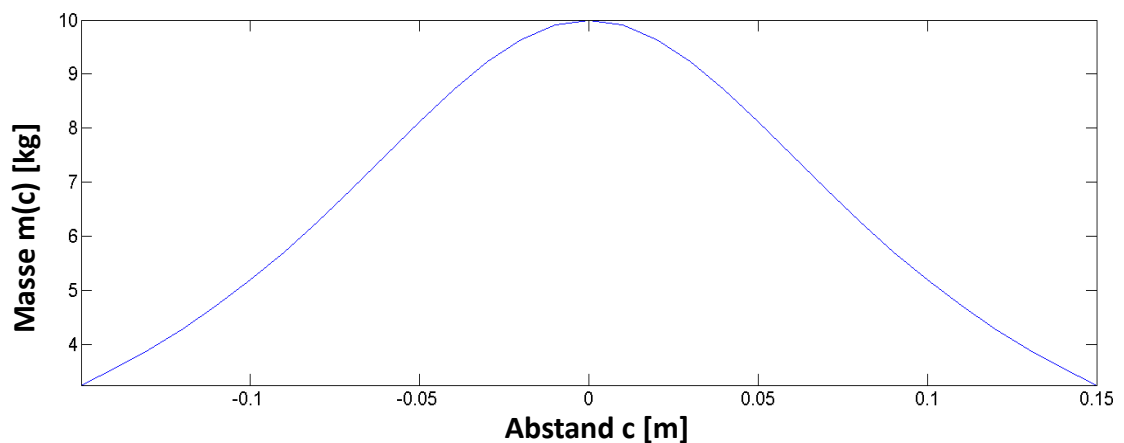


Abbildung 4.1.1: Verteilung der Masse auf der breiten Seiten des Asteroidenlanders

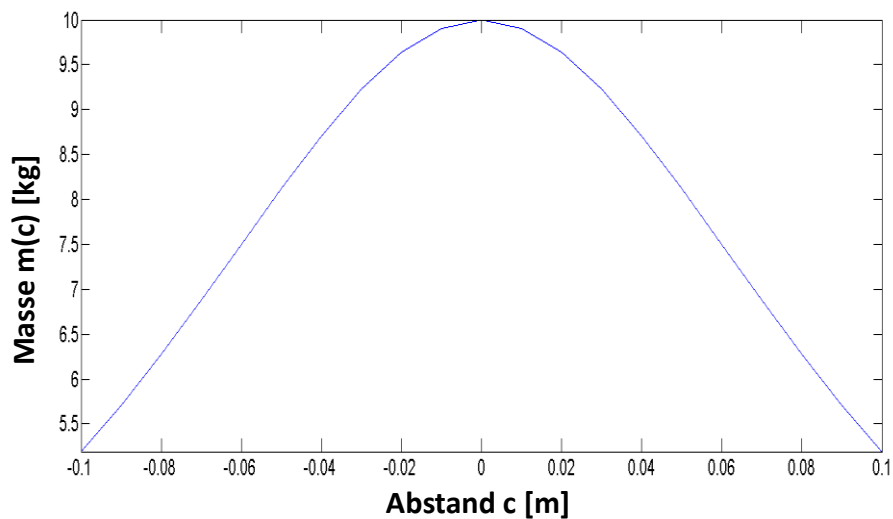


Abbildung 4.1.2: Verteilung der Masse auf der schmalen Seiten des Asteroidenlanders

Die Abbildung 4.1.1 zeigt die Verteilung der Masse auf der breiten Fläche des Landers. Die relative Masse verläuft von 3 kg an der Kanten bis zur Gesamtmasse von 10 kg in der Mitte der Verteilung, also beim Mittelpunkt der Fläche. Für die schmalen Seiten (siehe Abbildung 4.1.2) verteilt sich die relative Masse von 5 kg an den Kanten bis hin zur Gesamtmasse von 10 kg in der Mitte der Fläche. Bei diesen 2D Darstellungen befindet sich der Schwerpunkt jeweils bei der Nullposition auf der horizontalen Achse.

4.3 Materialsuche

4.3.1 Material für den Kern

Das Kern-Material der Sandwich-Crashstruktur ist der Sitz seiner Druckfestigkeit, da es für die Energieabsorption verantwortlich ist. Als Kern für die gesuchte Crashstruktur kommen

Schaumstoffe, Kunststoffstrukturen und metallische Strukturen in Frage (siehe Abbildung 4.2). Diese können anhand der Parameter **Energieabsorption**, **Uniformität** und **Reproduzierbarkeit** verglichen werden.



Abbildung 4.2: Beispiele von Materialien, die in der Crashstruktur eingesetzt werden können; von links nach rechts: Schaumstoffe, CFK-Rohr und Aluminium Honigwaben

Schäume sind isotrop und haben den Vorteil unabhängig von der Wirkungsrichtung zu sein. Sie können für Anwendungen in verschiedenen Winkeln ohne Bedenken eingesetzt werden. Dagegen sind Strukturen aus Metall und auch Kunststoff anisotrop und nur für eine Druck-Richtung ausgelegt. In den anderen Druck- und Schub-Richtungen weisen sie relativ schlechtere Dämpfungseigenschaften auf. Strukturierte Elemente sind gegenüber Schäumen zum Vorteil reproduzierbar in der Produktion und periodisch. Schäume sind eher stochastisch und haben eine nicht definierte Reproduzierbarkeit. Die Porendicke und die Porenstellen können bei Schäumen nicht gezielt definiert werden. Es besteht lediglich die Möglichkeit in Abhängigkeit der Herstellungsmethode und der Pulvermenge eine durchschnittliche Festigkeit von Schäumen zu erwarten. In der Tabelle 4.3 werden verschiedene Materialien für den Kern verglichen. Die Wertebereiche ergeben sich aus den Dokumenten [10], [11] und [12].

Unter den **Schäumen** in der Tabelle 4.3 wurden Aerogel, PU-Schäume und Kohlenstoffnanoschäume untersucht. Die wesentlichen Vorteile von Schäumen wie ihr isotropes Verhalten sind zuvor schon erwähnt worden. Vor allem können sie maßgeschneidert hergestellt werden. Unter den Aerogels wurde 2012 das Aerographit mit 99,99% Luft als Feststoff mit der geringsten Dichte ausgewählt [13]. Aerogele sind also sehr leicht, ihre Dichte ist meistens sehr klein und ihre Porosität liegt im Bereich 90 – 99,9%. Allerdings nehmen Aerogele Feuchtigkeit auf und neigen zur Rissbildung. Sie werden dank sehr guter thermischen Eigenschaften (Wärmeleitfähigkeit in dem Bereich $0,1 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$) meistens für Wärmeisolationen eingesetzt. Sie finden auch ihren Einsatz in der Geräuschunterdrückung mit Dämpfungen über 50 dB [14]. Polyurethane Schäume werden auch häufig als Wärmeisolatoren mit Wärmeleitfähigkeiten um die $0,3 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ eingesetzt.

Tabelle 4.3: Vergleich unterschiedliche Materialien für die Crashstruktur

	Name	Permeabilität	Dichte [g/cm ³]	Druckfestigkeit [MPa]
Schäume	Aerogel	Besteht (+)	0,00016 bis 0,5	
	PU schäume	Besteht (+)	0,005 bis 0,09	
	Kohlenstoffnanoschaum	Besteht (+)	0,016 bis 0,65	0,28 bis 20,7
Metallschäume	Stahlschaum nach SRSS	k.A.	0,9 bis 3,5	1,6 bis 98,2
	Duocel	k.A.	0,22	2,17
	INCOFOAM	k.A.	0,3 bis 1,6	1,5 bis 8,0
	ALPORAS	Entfällt (-)	0,18 bis 0,24	1,5 bis 2,5
	Cymat	Entfällt (-)	k.A.	k.A.
	FOAMINAL	entfällt (-)	0,5 bis 0,8	7,8 bis 30,2
	FORMGRIP	Entfällt (-)	k.A.	k.A.
	Hohlkugeln	Entfällt (-)	1,02 bis 1,44	10,0 bis 22,3
Strukturen	KOREX	Besteht (+)	0,024 bis 0,096	0,6 bis 6,9
	HRP/HFT/TPU	Besteht (+)	0,024 bis 0,192	0,4 bis 16
	Aluminium Honigwaben	Besteht (+)	0,0096 bis 0,1984	0,052 bis 9,315
Sonst.	Glashohlkugeln	Entfällt (-)	0,46	113,85

Die Polyurethane Schäume sind auch sehr leicht und werden in verschiedenen Bereiche (Medizin, Textilindustrie, Bau...) eingesetzt. Kohlenstoffnanoschäume sind eine Art Nanoschaum, was aus Kohlenstoffbasis hergestellt wird. Im Gegensatz zu Kohlenstoff-Aerogel, der aus einem Konglomerat von Nanopartikeln entsteht, bestehen Kohlenstoffnanoschäume aus graphitartigen Graphitnetzebenen. Sie sind auch sehr leicht bei teilweise geringe Wärmeleitfähigkeiten und können heute noch nicht in industrieller Menge produziert werden [12]. Das Ultramet's RVC (reticulated vitreous Carbon) Schaumstoff hat zum Beispiel eine Wärmeleitfähigkeit von 0,085 W/(m*K).

Die **Metallschäume** in der Vergleichstabelle weisen alle sehr hohen Druckfestigkeiten auf. Sie sind zudem nicht permeabel und haben deutlich höhere Dichten als alle anderen betrachteten Schäume. Sie zeigen ein hohes Energieabsorptionsvermögen und werden in der Automobilindustrie und für die Verkehrssicherheit als passive Sicherheitsstrukturen in Form von Crashabsorber eingesetzt. Sie sind für 80 J (gesamte Bewegungsenergie des Landers) für den Lander

überdimensioniert. Ein Auto von 2000 kg Masse würde bei einem Aufprall mit 4 m/s Geschwindigkeit im Vergleich 16 kJ abbauen müssen, um den Insassen genügend Schutz zu gewähren. Die **strukturierten Elemente** in der Vergleichstabelle sind HRP (Fiberglass Reinforced Phenolic Honeycomb/ Glasfaserwaben), Aluminium Honigwaben, HRH (Aramid Fiber Reinforced Honeycomb), TPU (Thermoplastic Polyurethane Honeycomb) und KOREX (Aramid Fiber/Phenolic Resin Honeycomb). Sie weisen alle geringe Dichten auf. Es liegen nur die Aluminium Honigwaben in dem gewünschten Bereich der Druckfestigkeit. Es ist zu betonen, dass die Wärmeleitfähigkeit von Aluminium Honigwaben 40-mal höher als die der Aerogele ist.

Die **Hollow spheres** können aus Kunststoffen und auch aus Metallen bestehen. Im Vergleich wurden die metallischen Hohlkugeln unter den Metallschäumen einbezogen. Als Kunststoffvariante der Hollow spheres werden in dem Vergleich die Glashohlkugeln der Firma 3M betrachtet. Sie sind ausgelegt für die Automobil- und Luftfahrtindustrie und weisen deutlich höhere Druckfestigkeiten auf. Die Dichte der Glashohlkugeln ist sehr hoch gegenüber den meisten anderen Materialien und das Material ist genauso wie die metallischen Hohlkugeln nicht permeabel.

Nach diesem Vergleich fällt die Auswahl des Materials auf die Honigwaben aus Aluminium. Da sie noch relativ hohe Wärmeleitfähigkeiten aufweisen wird eine abdeckende Materialschicht für die thermische Isolation benötigt. Das Aerogel wird also zum Zwecke der thermischen Isolation als oberste Schicht der Struktur ausgewählt, da dadurch sich die Gesamtmasse der Struktur nur leicht ändert. Dabei ist zu beachten, dass die Druckfestigkeit von Aerogele meist unter der maximalen, bei der Herstellung, berechneten Druckfestigkeit liegt. Der Kern besteht demnach aus zwei unterschiedliche Materialien und eine Zwischenschicht.

4.3.2 Material für die Frontflächen

Die Effizienz einer Sandwich-Struktur wird von den Frontflächen beeinflusst. Für die Frontflächen soll ein Material mit hoher Zugfestigkeit und hohe Elastizitätsgrenze eingesetzt werden. Heutzutage werden die hohen Werte zum Beispiel von Faserverbundwerkstoffen erreicht. Im Rahmen früherer Untersuchungen [15] [16] wurden verschiedenen Fasern verglichen und auf deren möglichen Einsatz in der Raumfahrt nach der DIN EN 9100 und den unterschiedlichen Anforderungen der Raumfahrt geprüft. Die Durchführung und Auswertung der Tests erfolgte mit dem Aufbau und der Datenerfassung in Abbildung 4.3.

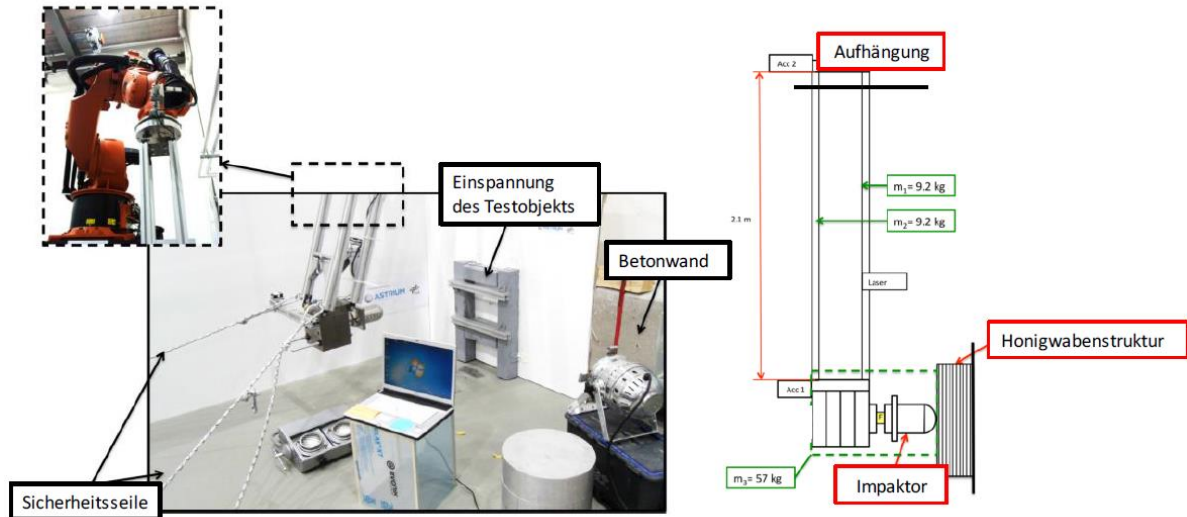


Abbildung 4.3: Test Setup für experimenteller Untersuchung von Aluminium Honigwaben als Sandwich Struktur mit verschiedenen Materialien als Gewebe der Frontflächen [15]

Mit Hilfe der aufgenommenen Daten und gewichteten Parameter wie der Materialpreis, wurde die Entscheidungsmatrix in der Tabelle 4.4 aufgestellt.

Tabelle 4.4: Vergleich der Materialien für die Frontflächen [15] [16]

	Impact Verhalten	Masse	Wärmeausdehnung	Widerstand zu UV	Schimmelbildung	Herstellung	Preis	Total
Gewichtung	48%	14%	16%	7%	10%	3%	2%	100%
Aluminium	7	2	2	10	10	10	10	61,6
GFRP	5	6	6	6	8	6	8	57,6
CFRP	2	8	10	6	8	6	6	52
Kevlar	9	9	8	2	2	2	3	73,2
Dyneema	10	10	8	2	2	2	1	79

Die Punktevergabe bei dem Vergleich der Materialien geht von ein Punkt und verbessert sich bis hin zu 10 Punkte. Die benutzten Parameter für den Vergleich sind Folgende:

- **Impactverhalten.** Das Impactverhalten begrenzt zum Teil die absorbierte Energie. Die Frontschicht verteilt die Impactkraft über die belastete Fläche der Honigwaben. Ein zu steifes Material wird eine hohe Beschleunigung zur Folge haben und die Instrumenten eventuell gefährden und beschädigen. Da das Impactverhalten entscheidend beim Aufprall ist, wird es mit 48% gewichtet. Dieser Wert beschreibt die höchste Gewichtung bei dem Vergleich.
- **Wärmeausdehnung.** Während des gesamten Prozess der Frontfläche, von der Herstellung bis Landung, wird das Material verschiedenen thermischen Gradienten ausgesetzt. Im schlimmsten Fall wird das Laminat von dem Kern-Material getrennt oder die Faser trennt sich unerwartet von dem Harz (Delamination). Das könnte dazu führen, dass zusätzlichen Spannungen entstehen und Funktionsmechanismen verhindert werden. Dieser Parameter hat eine geringere Gewichtung als das Impactverhalten, ist aber mehr gewichtet als alle anderen Parameter, weil es entscheidend für die Mission und die Funktionen des Asteroidenlanders ist.
- **Masse.** Wie schon erwähnt ist die Masse immer ein entscheidender Faktor für Raumfahrt-Missionen. Die Masse wird als dritt-wichtigste Eigenschaft gewichtet, da es ein wichtiger Faktor für die Integration von zusätzlichen Payloads ist.
- **Schimmelbildung.** Aufgrund der Umgebungsfeuchtigkeit ist das Potenzial zur Schimmelbildung hoch für die natürliche Stapelfaser. Dies könnte zu mikro-Explosionen führen aufgrund des nahezu totalen Vakuums, das im Weltraum herrscht. Dadurch wird das Impact-Verhalten verschlechtert und die Instrumente könnten durch die Ausgase beschädigt werden. Bei der Herstellung wird die Schimmelbildung durch reduzierte Luftfeuchtigkeit und thermisch kontrollierte Umgebung verhindert. Die Schimmelbildung ist aus dem Grund, dass es die Struktur beschädigen kann höher gewichtet als der Widerstand zu UV Bestrahlung, die Herstellung und der Preis.
- **Widerstand zu UV Bestrahlung.** Bei UV Bestrahlung können die Faser versagen. Dadurch würden sich Risse in dem Laminat bilden, die letztendlich das Laminat beschädigen können. Die permanente Aussetzung von UV Strahlung birgt über die Zeit ein Versagensrisiko für diese Kompositstruktur. Es wird angenommen, dass die Crashstruktur nur nach der Trennung vom Mutterschiff den Auswirkungen der Umgebung ausgesetzt ist. Dadurch bekommen die Folgen der UV Bestrahlung eine geringe Gewichtung, weil die Zeitspanne der Bestrahlung relativ kurz ist.

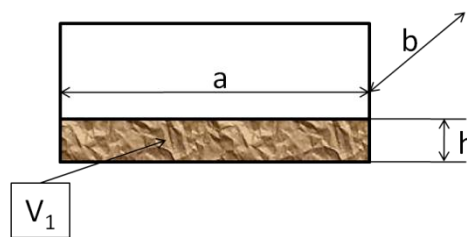
- **Herstellung und Kosten.** Die Herstellungskosten sind eher mit geringer Gewichtung in den Vergleich gezogen worden. Eine zu aufwendige Herstellung könnte zu schlechten Laminaten führen, in denen zum Beispiel nicht alle Fasern mit dem Harz getränkt sind. Der Preis wird bei dem Vergleich nahezu vernachlässigt, da es wichtiger ist, dass die Voraussetzungen für eine erfolgreiche Mission gehalten werden, auch wenn der Preis ein entscheidender Faktor für die Missionsplanung ist.

Dyneema Faser haben sich durchgesetzt, gefolgt von Kevlar. Die Erkenntnisse aus diesem Vergleich sind, dass Dyneema im Schnitt doppelte Reißdehnungswerte wie das Kevlar 49 aufweist, wie sich an den Ausfallverhalten der beiden Produkte erwiesen hat. Die Dyneema Faser sind 10% leichter als Kevlar, dennoch bis zu 15% teurer. Zusammengefasst bekommt Dyneema die höchste Bewertung mit 79% der Gesamtpunkte, gefolgt von Kevlar mit 73% der Gesamtpunkte und Aluminium mit 62% der Gesamtpunkte. Aus diesem Grund wird eine Deckschicht aus Dyneema ausgewählt. Diese Deckschicht wird aus einem quasi-isotropen Laminat bestehen, dass aus Dyneema-Fasergeweben ähnlich wie bei Exo Mars [16] ausgeführt wird.

4.4 Berechnung der Dicke der Crashstruktur

Die Dicke der Struktur bezieht sich auf den Landeszenarien eins und zwei und nimmt die Oberfläche des Asteroiden im Kauf. Dadurch ergeben sich konventionell die fünf folgenden Szenarien:

Szenario 1:



Bei diesem Szenario wird die Crashstruktur um die Höhe h zerquetscht. Das zerquetschte Volumen beträgt

$$V_1 = a \times b \times h \quad 4.18$$

wobei

$$A_{\max} = a \times b \quad 4.19$$

Die benötigte Energie um dieses Volumen zu zerquetschen ist

$$W = V_1 \cdot \sigma_{\text{crash}} \quad 4.20$$

und ist gleich der kinetischen Energie

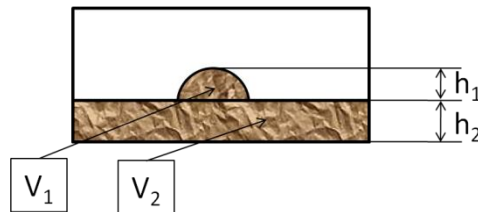
$$E_{\text{kin}} = \frac{1}{2} m_{\text{Lander}} \cdot v_x^2 \quad 4.21$$

Dies führt zu der Lösung

$$E_{\text{kin}} = W \quad 4.22$$

$$h = \frac{E_{\text{kin}}}{\sigma_{\text{crash}} \cdot A_{\text{max}}} \quad 4.23$$

Szenario 2:



Bei diesem Szenario wird die Crashstruktur um die Höhe $h = h_1 + h_2$ zerquetscht. Das vom Stein zerquetschte Volumen beträgt

$$V_1 = \frac{2}{3} \pi r_s^3 ; h_1 = r_s \quad 4.24$$

und das flache Volumen beträgt

$$V_2 = A_{\text{max}} \cdot h_2 \quad 4.25$$

Die benötigte Energie um das Volumen der Halbkugel zu zerquetschen ist

$$W_1 = V_1 \cdot \sigma_{\text{crash}} = \frac{2}{3} \pi r_s^3 \cdot \sigma_{\text{crash}} \quad 4.26$$

Die restliche kinetische Energie nach dem Stein beträgt dann

$$E_{\text{kin2}} = E_{\text{kin}} - W_1 \quad 4.27$$

Die benötigte Energie um das flache Volumen zu zerquetschen ist

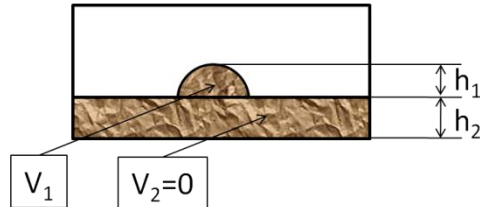
$$W_2 = V_2 \cdot \sigma_{\text{crash}} \quad 4.28$$

Durch den Energieerhaltungssatz ergibt sich

$$E_{\text{kin}2} = W_2 \quad 4.29$$

$$\Rightarrow h_2 = \frac{E_{\text{kin}2}}{\sigma_{\text{crash}} \cdot A_{\text{max}}} = \frac{E_{\text{kin}} - W_1}{\sigma_{\text{crash}} \cdot A_{\text{max}}} \quad 4.30$$

Szenario 3:



Bei diesem Szenario wird die Crashstruktur um die Höhe $h = h_1 = r_s$ zerquetscht. Es ergibt sich die gleiche Konfiguration wie bei den letzten Szenario mit der Annahme, dass

$$V_2 = A_{\text{max}} \cdot h_2 = 0 \quad 4.31$$

sei.

Das vom Stein zerquetschte Volumen beträgt weiterhin

$$V_1 = \frac{2}{3} \pi r_s^3 ; h_1 = r_s \quad 4.32$$

Die benötigte Energie um das Volumen der Halbkugel zu zerquetschen ist weiterhin

$$W_1 = V_1 \cdot \sigma_{\text{crash}} = \frac{2}{3} \pi r_s^3 \cdot \sigma_{\text{crash}} \quad 4.33$$

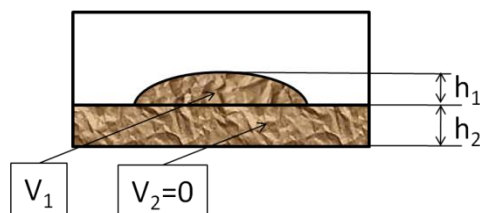
Die restliche kinetische Energie nach dem Stein beträgt dann

$$E_{\text{kin}2} = E_{\text{kin}} - W_1 = 0 \quad 4.34$$

und die Höhe

$$\Rightarrow h = r_s = \sqrt[3]{\frac{3E_{\text{kin}}}{2\pi \cdot \sigma_{\text{crash}}}} \quad 4.35$$

Szenario 4:



Dieses Szenario ist ähnlich wie der letzte. Zu betrachten ist zusätzlich, dass das zerquetschte Volumen keine Halbkugel ist. Die Eindringtiefe des Steins ist kleiner als sein Radius. Das vom Stein zerquetschte Volumen wird als Halbes Volumen eines Ellipsoids wie folgt berechnet:

$$V_1 = \frac{1}{2} \cdot \frac{4\pi}{3} \cdot A_{\max} \cdot \frac{1}{4} \cdot h_1 \quad 4.36$$

Die benötigte Energie um dieses Volumen zu zerquetschen beträgt

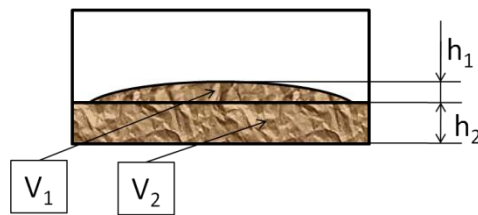
$$W_1 = V_1 \cdot \sigma_{\text{crash}} \quad 4.37$$

und ist gleich der kinetischen Energie des Landers. Dadurch ergibt sich

$$E_{\text{kin}} - W_1 = 0 \quad 4.38$$

$$\Rightarrow h_1 = \frac{E_{\text{kin}}}{\frac{\pi}{6} \cdot \sigma_{\text{crash}} \cdot A_{\max}} \quad 4.39$$

Szenario 5:



Dieses Szenario wird unter der Annahme, dass der Radius des Steines sehr viel größer als die Höhe h_1 ist, ähnlich wie das erste Szenario. Deshalb wird es nicht weiter verfolgt. Wenn die maximale Landefläche wie folgt als quadratische Fläche angenommen wird:

$$A_{\max} = 10 * 10 \text{ cm}^2 = 100 \text{ cm}^2 < A_{\max_2} \quad 4.40$$

ergibt sich folgendes in Abbildung 4.4 für die Höhe der Struktur in Abhängigkeit des Radius von dem Stein. Die maximale Druckfestigkeit der Struktur auf den äußeren Flächen soll dann betragen:

$$\sigma_{\text{crash_max}} = \frac{F_{\text{Impact}}}{A_{\max}} = 0,1962 \text{ MPa} \quad 4.41$$

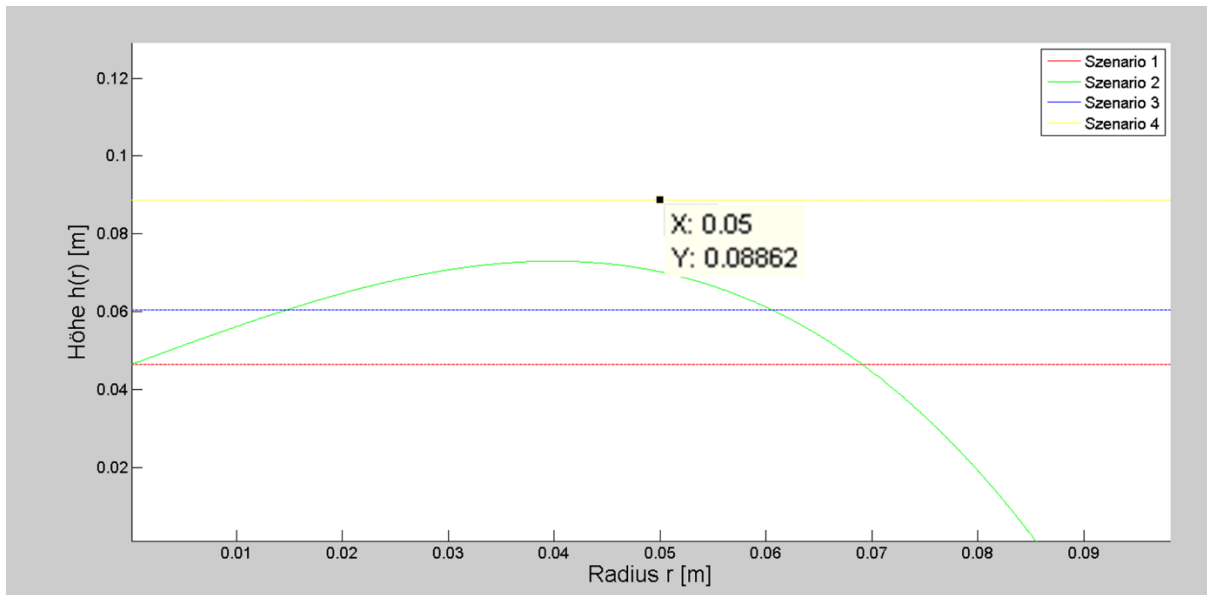


Abbildung 4.4: Höhe der Verformung in Abhängigkeit von dem Radius des Steins

Durch diese Berechnung wird die maximale Größe des Steins für die Simulation auf fünf Zentimeter gesetzt. Die maximale Dicke der Struktur wird abgerundet. Mit Beachtung der Schlagwirksamkeit von ungefähr 80% bei Aluminium Honigwaben beträgt die maximale Dicke des Crashmaterials zehn Zentimeter.

4.5 Konstruktion der Struktur

Die ersten und zweiten Lastfälle sind für die Konstruktion der Crashstruktur entscheidend. Eine einheitliche belastete Fläche von $10 \times 10 \text{ cm}^2$ wird ausgewählt, um möglicherweise ein einzelnes Material für die breiten und schmalen Außenflächen des Landers zu benutzen. Unter Beachtung der maximal ausgewählten Landefläche, lässt sich die Form der Struktur auf alle ebenen Flächen auf Basis der Massenverteilung wie folgt in der Abbildung 4.5 ändern. Dabei ergibt sich aufgrund der belasteten Fläche pyramidförmigen (grün für schmale und rot für breite Seiten) Bauteile.

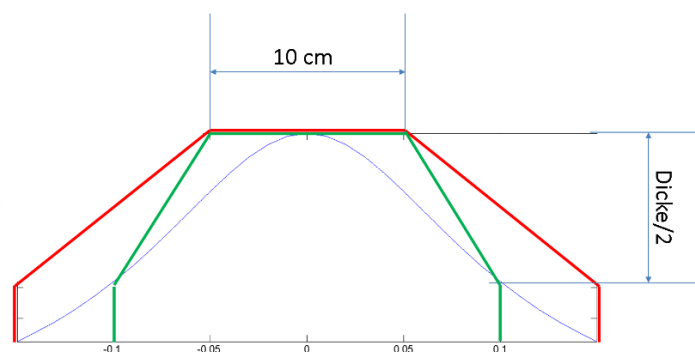


Abbildung 4.5: seitlichen Ansicht der Crashstruktur auf den Seiten des Landers

Für einheitliche Bauweise wird die Höhe der pyramidförmigen Bauteile die Hälfte der Dicke betragen. Diese Annahme resultiert daraus, dass die relative Masse des Asteroidenlanders bei allen Kanten mit 5 kg modelliert wird. Dadurch werden die Polsterungen der Ecken und Kanten ähnlich. Es resultiert die folgende Form in Abbildung 4.6. Die Crashstruktur lässt sich auf dieser Basis einfacher konstruieren, zusammenbauen und auch in die Simulation integrieren. Ferner soll die gesamte Oberfläche abgerundet werden, dadurch werden die Flächenlasten reduziert. Die gesamte Oberfläche wird mit Matten aus Dyneema laminiert.

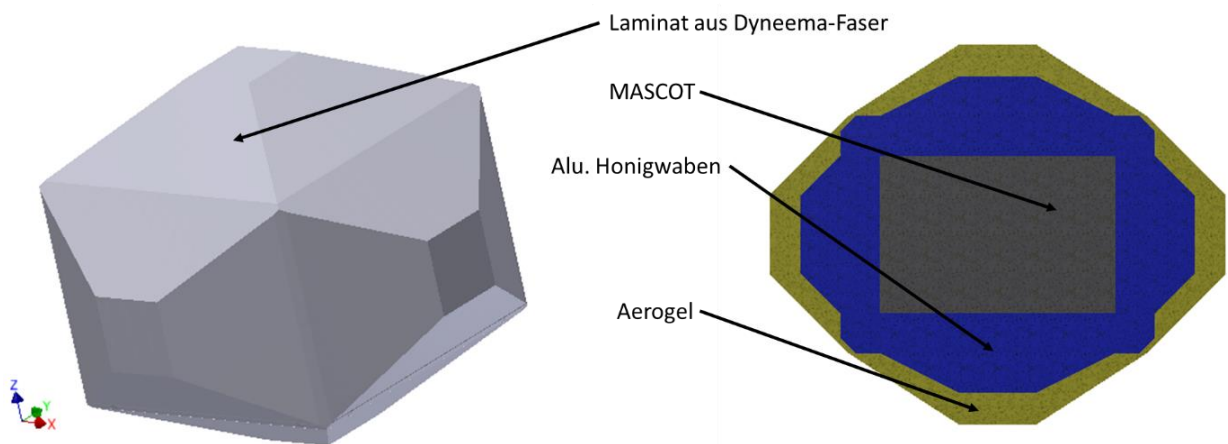


Abbildung 4.6: Lander und Crashstruktur; links äußere Ansicht und rechts Schnitt

Dieses Modell ist das Ergebnis der folgenden Konstruktionsreihenfolge. An dem Lander werden erst die Honigwaben-Formen der Seiten angeklebt. Danach werden die Honigwaben-Formen der jeweiligen Ecken und Kanten angebracht. Dann werden die Aerogelblöcke an den vorgesehenen Ecken und Kanten geklebt. Als nächster Schritt werden die restlichen Aerogelblöcke auf der Honigwaben Oberfläche geklebt. Schließlich wird die Konstruktion durch das Laminat versiegelt.

Die Einzelteile, die in der Gesamtkonstruktion involviert sind, werden jetzt einzeln beschrieben. Die Druckrichtung der Honigwaben wird jeweils mit einem roten Pfeil markiert. Alle Größen auf den Abbildungen sind in Millimeter angegeben:

- Der **Lander** wird als einfacher Quader modelliert. Es hat die Außenmaße von MASCOT ($30 \times 30 \times 20 \text{ cm}^3$) und wiegt knapp mehr als 10 kg bei einem Volumen von 18000 cm^3 .

- **Honigwabenblöcke der schmalen Seiten des Landers.** Von dem Bauteil in Abbildung 4.7 werden für die Fertigung der Schutzhülle vier Exemplare benötigt. Sie haben eine Grundfläche von 20x30 cm² und eine Höhe von 10 cm. Die maximale Landefläche wird mittig auf der Außenfläche aus einem Block gefräst. Hierfür wird das Material PACL-XR1-1.0-3/8-.0007-P-5052 der Firma Plascore ausgewählt. Es handelt sich bei diesem Material um Aluminium Honigwaben mit einer Dichte von 0,016 g/cm³ und eine Druckfestigkeit von 0,1725 MPa.

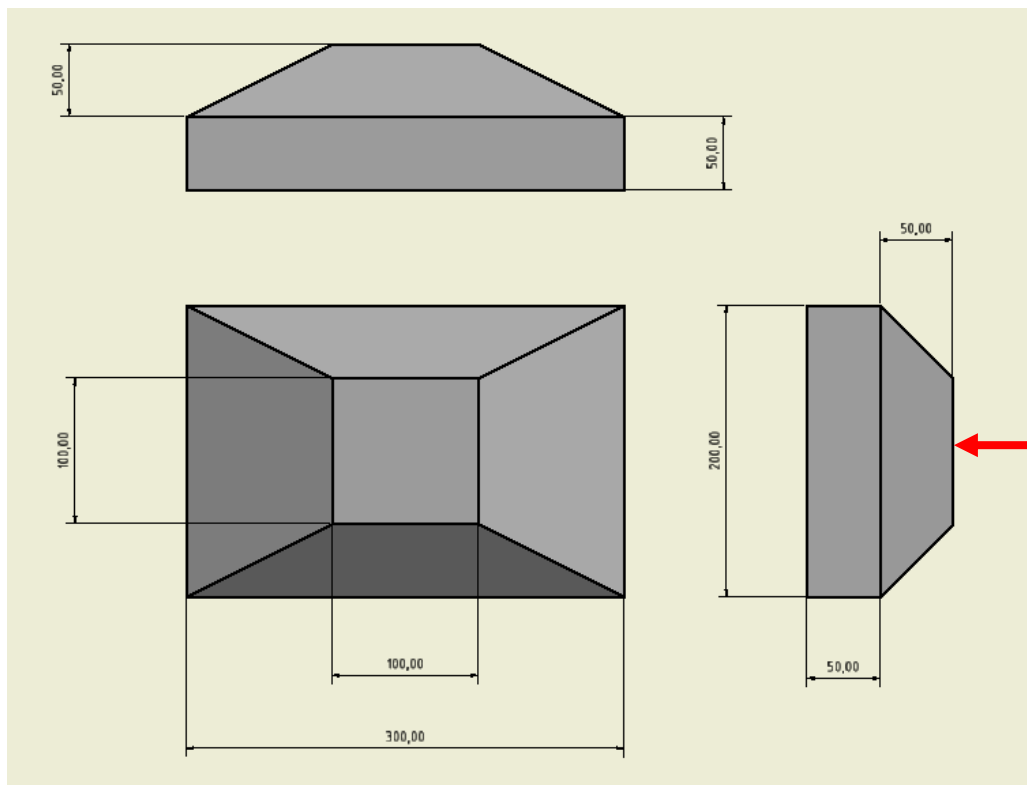


Abbildung 4.7: Struktur aus Aluminium Honigwaben für die schmalen Seiten des Asteroidenlanders

- **Honigwabenblöcke der breiten Seiten des Landers.** Von dem Bauteil in Abbildung 4.8 werden zwei Stücke zum Vervollständigen der Crashstruktur gebraucht. Einmal für die obere und einmal für die untere breite Seite des Landers. Sie werden auch aus Blöcke gefräst, so dass die Landefläche mittig steht. Hierfür wird auch das Material PACL-XR1-1.0-3/8-.0007-P-5052 der Firma Plascore ausgewählt. Sie werden genauso wie bei den schmalen Seiten mit der Druckrichtung senkrecht zur Ebene der Landefläche ausgelegt.

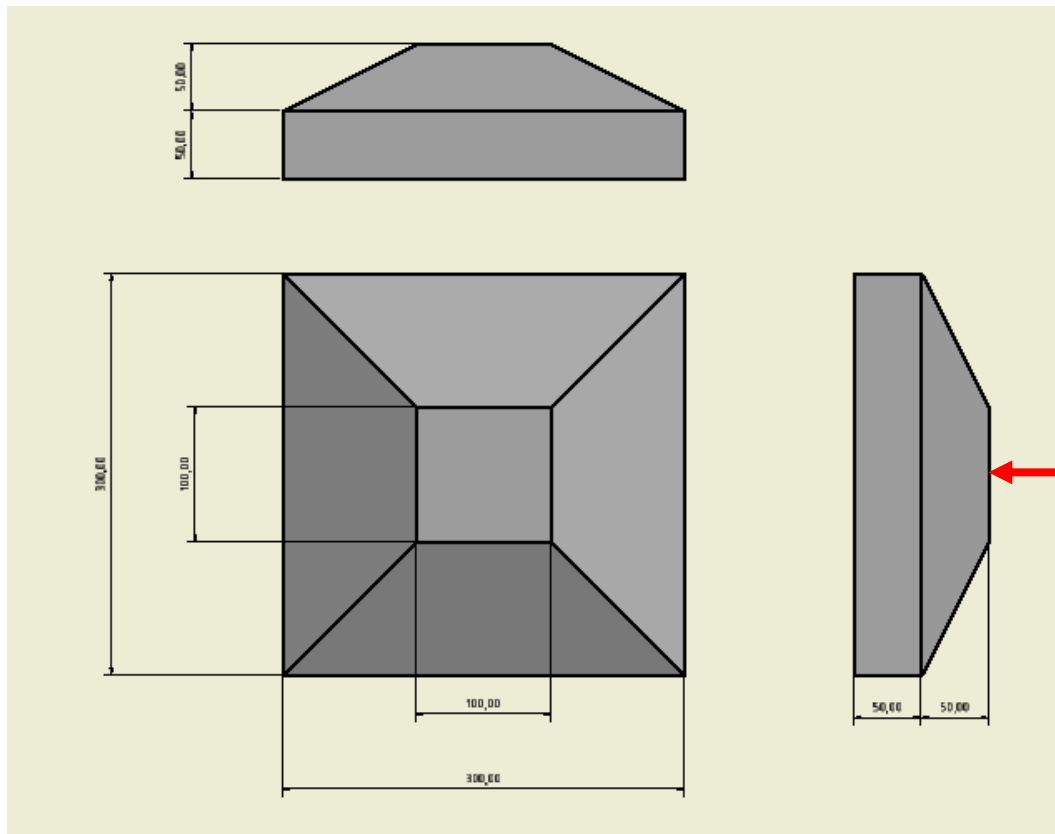


Abbildung 4.8: Struktur aus Aluminium Honigwaben für die breiten Seiten des Asteroidenlanders

- Die **Honigwabenblöcke der kurzen und langen Kanten des Landers**. Betrachtet werden nun die insgesamt vier kurze Kanten und acht langen Kanten auf dem Lander. Die Strukturen für die Kanten des Landers zeichnen sich durch die gleiche Form aus. Sie sind je nach Kante schließlich unterschiedlich lang (siehe Abbildung 4.9 und Abbildung 4.10). Für die langen Kanten wird das Material PACL-XR1-1.6-3/8-.001-P-5052 der Firma Plascore ausgewählt. Dieses Material weist eine Dichte von $0,0256\text{g/cm}^3$ und eine Druckfestigkeit von $0,3105\text{ MPa}$. Für die kurzen Kanten wird das Material PACL-XR1-2.3-1/4-.001-P-5052 der Firma Plascore ausgewählt. Dieses Material weist eine Dichte von $0,037\text{ g/cm}^3$ und eine Druckfestigkeit von $0,621\text{ MPa}$ auf. Die Druckrichtung der Materialien soll die rot gekennzeichnete Richtung auf der Abbildung 4.9 und der Abbildung 4.10 entsprechen.

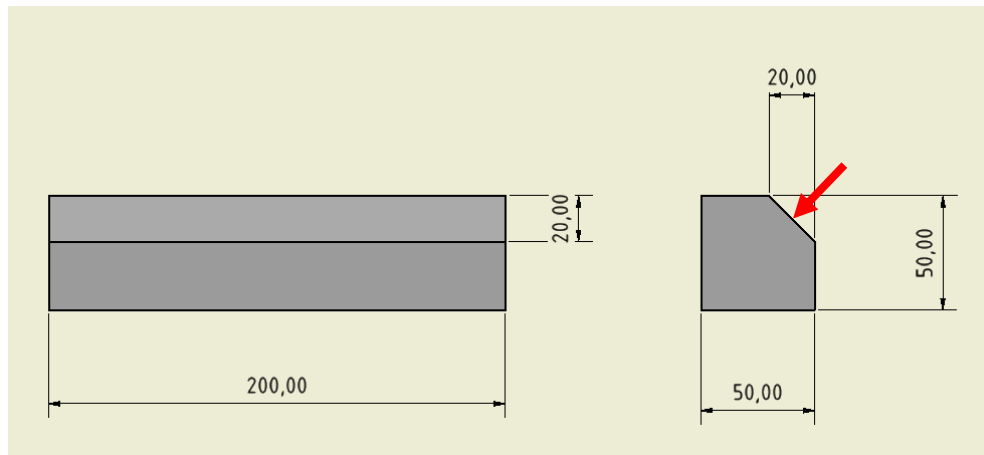


Abbildung 4.9: Struktur aus Aluminium Honigwaben für die kurzen Kanten des Asteroidenlanders

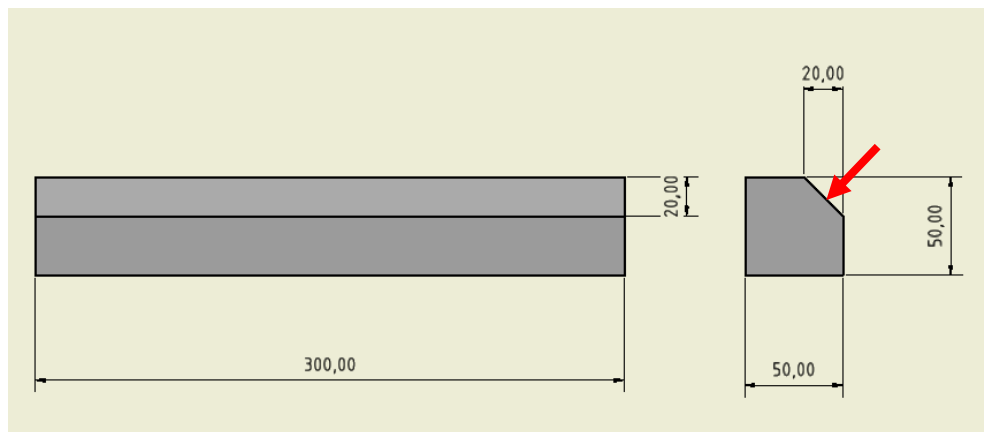


Abbildung 4.10: Struktur aus Aluminium Honigwaben für die langen Kanten des Asteroidenlanders

- Die **Honigwabenblöcke der Ecken des Landers**. Das Bauteil in der Abbildung 4.11 wird acht Mal eingesetzt; jeweils einmal für jede Ecke des Landers. Seine Geometrie ergibt sich aus dem Übergang von den anderen Honigwabenblöcke. Aufgrund der geringen Landefläche wird hier ein Material ausgewählt, was noch fester als die der Kanten ist. Dieses Material von der Firma Plascore hat die Bezeichnung PACL-XR1-4.5-1/8-.001-P-5052. Seine Dichte beträgt $0,072 \text{ g/cm}^3$ und seine Druckfestigkeit beträgt $1,8975 \text{ MPa}$. Die Druckrichtung der Honigwaben soll der rot gekennzeichnete Richtung auf der Abbildung 4.11 entsprechen.

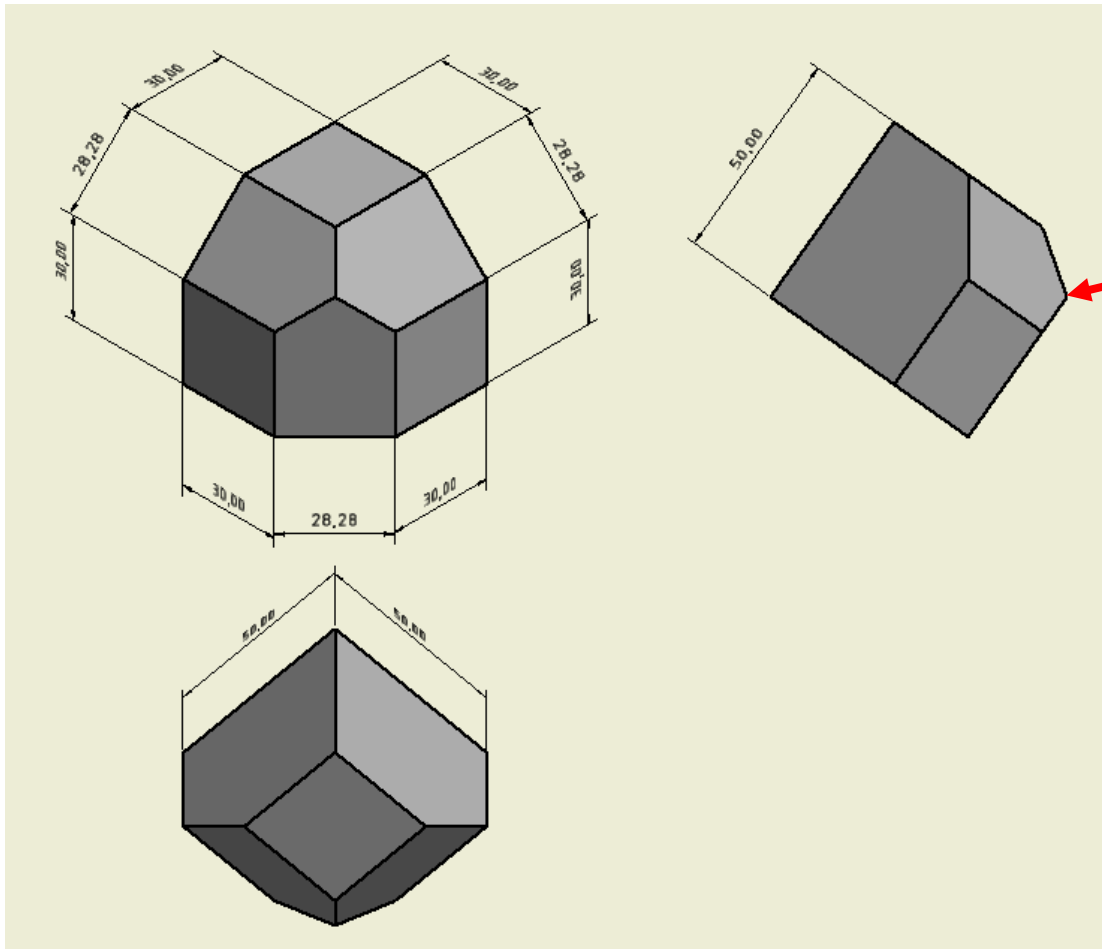


Abbildung 4.11: Struktur aus Aluminium Honigwaben für die Ecken des Asteroidenlanders

- Die **Aerogelblöcke der Kanten des Landers**. Diese Teile sind in der Abbildung 4.12 zu sehen. Ihre Form wird an die Gesamtkonstruktion angepasst.

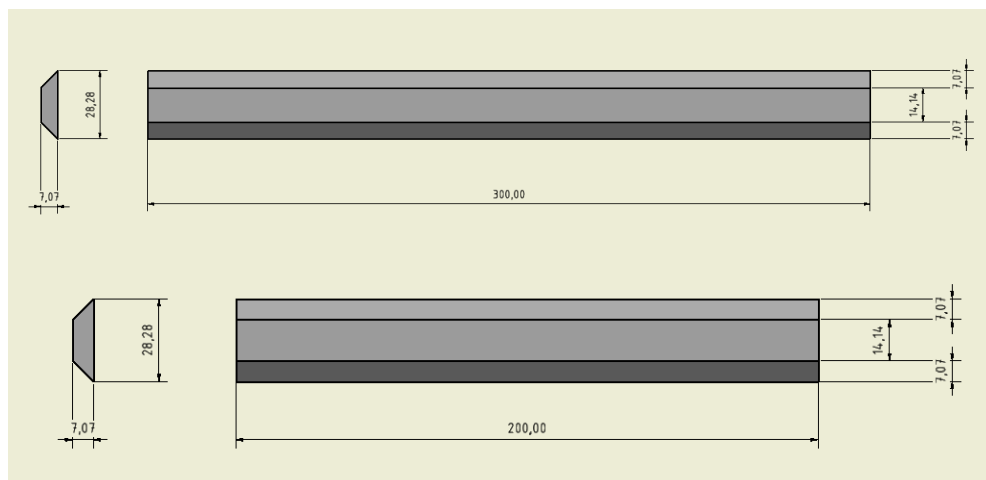


Abbildung 4.12: Aerogelblöcke der langen (oben) und kurzen (unten) Kanten

- Die **Aerogelblöcke der Ecken des Landers**. Um die Ecken auch thermisch zu isolieren werden drei Elemente aus der Abbildung 4.13 pro Ecke eingebaut. Die drei Elemente treffen sich alle an ihren Spitzen. Ihre Hinterkanten werden an die Aerogelblöcke der Kanten geklebt. Alle Aerogelblöcke werden aus Sto-Aeverso Innendämmplatten der Firma Verotec GmbH gefräst. Die ausgewählten Platten sind 40 cm dick, haben eine Dichte von $0,15 \text{ g/cm}^3$ und eine Wärmeleitfähigkeit von $0,016 \text{ W/(m}\cdot\text{K)}$. Ihre Druckfestigkeit ist bei 10% Stauchung gleich 100 kPa. Sie weisen eine Zugfestigkeit von 20 kPa auf.

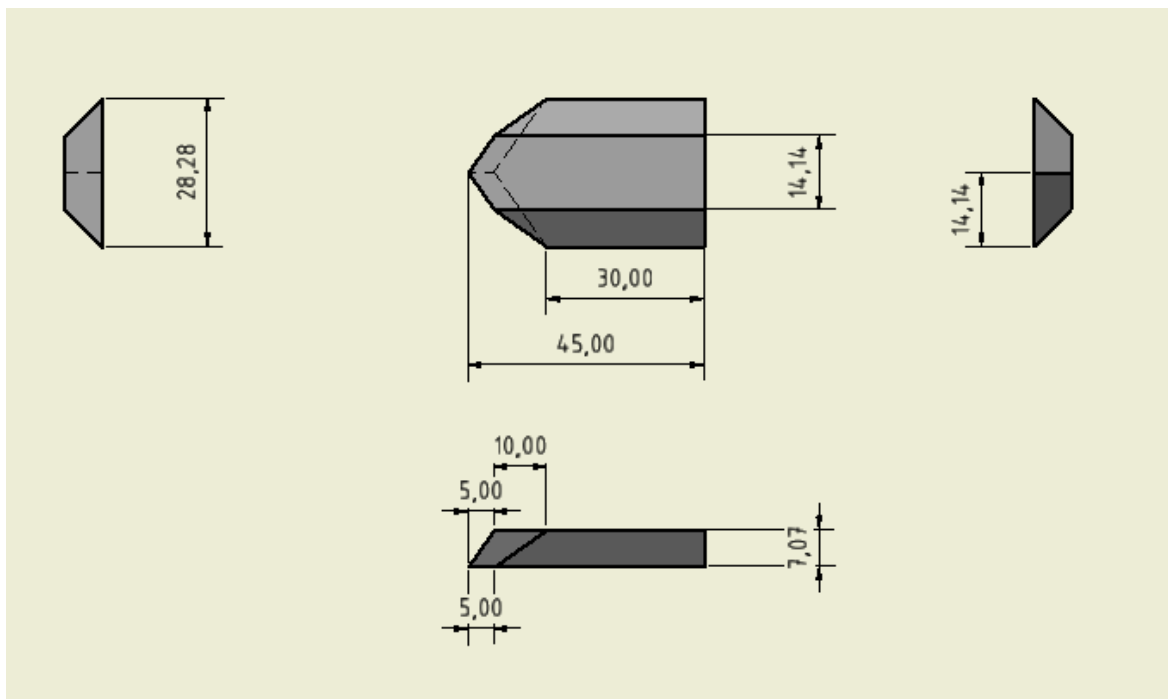


Abbildung 4.13: Struktur aus Aerogel für die Ecken des Asteroidenlanders

- Die **Aerogelblöcke der Seiten des Landers**. Die Abbildung 4.14 und die Abbildung 4.15 zeigen die letzten Bauteile der Gesamtkonstruktion. Sie entstehen aus dem Zusammenfügen von gefräste Aerogel Platten. Auf den Abbildungen sind jeweils links die äußere Ansicht und rechts die Innere zu sehen. Diese Teile werden in gleicher Anzahl wie die jeweiligen Honigwabenblöcke gebraucht. Die isotrope Druckfestigkeit des Aerogels wird mit hoher Wahrscheinlichkeit die Struktur teilweise richtungsunabhängig reagieren lassen und die winkelabhängige Belastungsantwort der Honigwaben gegebenfalls leicht uniformieren.

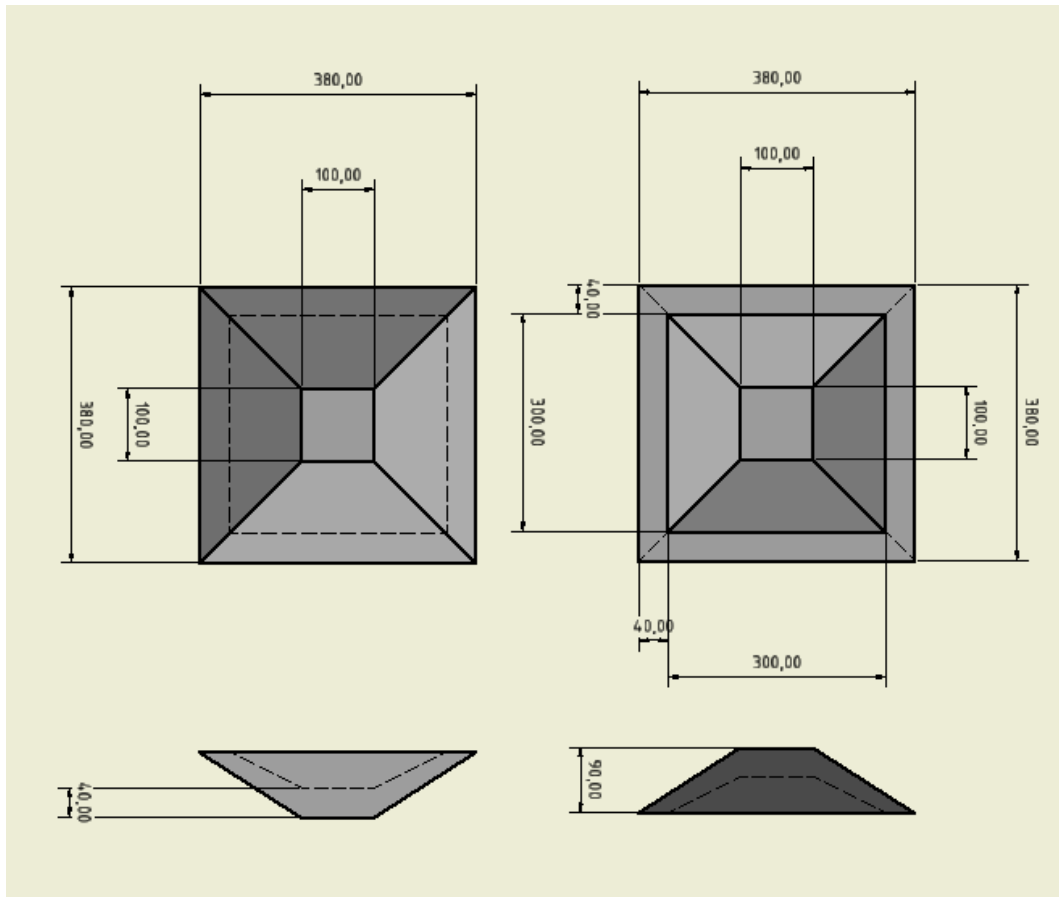


Abbildung 4.14: Struktur aus Aerogel für die breiten Seiten des Asteroidenlanders

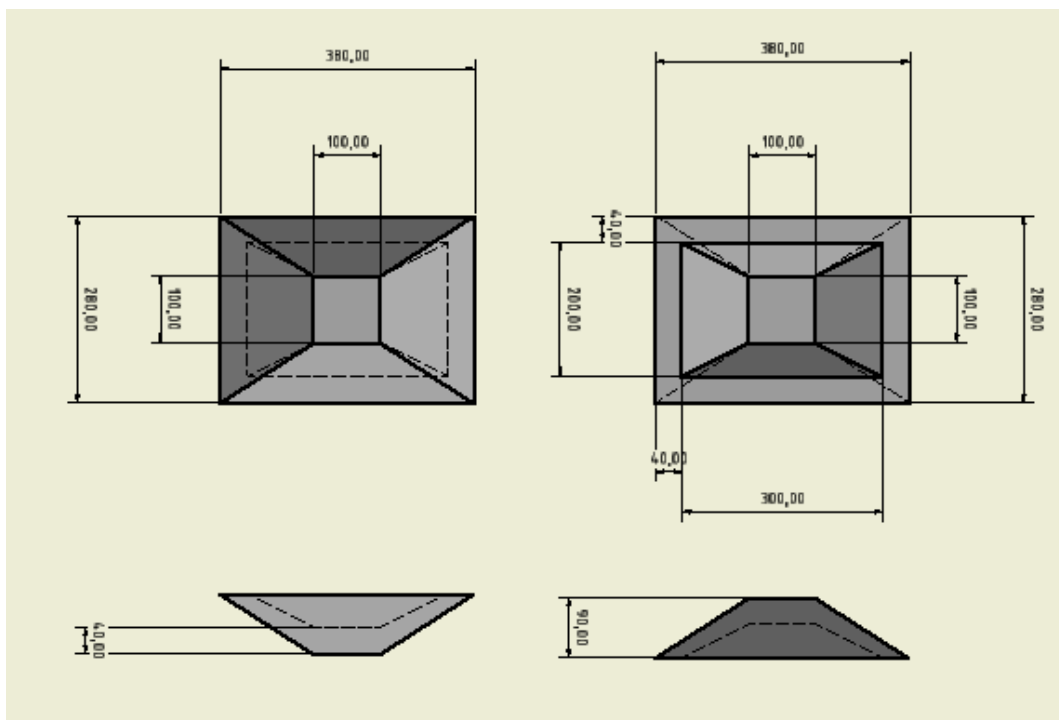


Abbildung 4.15: Struktur aus Aerogel für die schmalen Seiten des Asteroidenlanders

In der Tabelle 4.5 sind alle ausgewählten Honigwaben und ihre Eigenschaften aufgelistet.

Tabelle 4.5: Übersicht der ausgewählten Aluminium Honigwaben

Bezeichnung	Einsatz	Dichte [g/cm ³]	Druckfestigkeit in T-Richtung [MPa]
PACL-XR1-1.0-3/8-.0007-P-5052	Flächen	0,016	0,1725
PACL-XR1-1.6-3/8-.001-P-5052	Kurze Kanten	0,0256	0,3105
PACL-XR1-2.3-1/4-.001-P-5052	Lange Kanten	0,037	0,6210
PACL-XR1-4.5-1/8-.001-P-5052	Ecken	0,072	1,8975

Die Druckfestigkeiten der Honigwaben wurden annähernd zu dem Verhältnis der Impactkraft zu den ausgewählten oder vorhandenen, belasteten Fläche ausgewählt. Es wurde dabei immer das nächstweichere Material ausgewählt. Am Beispiel der Außenflächen sind die Honigwaben nach

$$\sigma_{crush} = \frac{F_{Impact}}{A_{max}} = 0,1962 \text{ MPa} \quad 4.42$$

ausgewählt worden. Wobei das nächstweichere Material eine Druckfestigkeit von 0,1725 MPa in dem Katalog von der Firma Plascore vorweist.

4.6 Maße der gesamten Crashstruktur

Die gesamte Crashstruktur hat dann ein Gesamtvolumen von 0,077 m³ (siehe Tabelle 4.6) und ist insgesamt 0,58 m tief 0,58 m breit und 0,48 m hoch. Die Bauteile werden in der Tabelle nach dem Material und ihre Position genannt. HW steht für Honigwaben, s für schmale, b für breite, k für kurze, l für lange, S für Seite und K für Kante. Das Volumen der Frontfläche ergibt sich aus der gesamte Außenfläche multipliziert mit der Dicke des Laminats. Diese Dicke wird 0,2 mm betragen, wie in der Untersuchungen [17] und [15], wo die Deckschicht einzeln untersucht wurde.

Tabelle 4.6: Liste der Bauteile der Gesamtkonstruktion

Bauteil	Anzahl	Dichte [kg/m ³]	Volumen/Stück [m ³]	Masse [kg]
Lander	1	556	0,018	10,008
HW_sS	4	16	0,005	0,293
HW_bS	2	16	0,007	0,213

Bauteil	Anzahl	Dichte [kg/m ³]	Volumen/Stück [m ³]	Masse [kg]
HW_kK	4	37	0,0005	0,068
HW_IK	8	25,6	0,0007	0,141
HW_Ecke	8	72	0,0001	0,058
Aerogel_sS	4	150	0,0029	1,739
Aerogel_bS	2	150	0,0036	1,082
Aerogel_kK	4	150	0,00003	0,018
Aerogel_IK	8	150	0,00004	0,054
Aerogel_Ecke	24	150	0,000006	0,021
Frontfläche	1	1445	0,9*0,0002	0,2601
			Σ	14

Die gesamte Masse beträgt 14 kg. Die Aerogelblöcke haben sich als zu spröde im Rahmen eines Materialtest gezeigt (siehe Abbildung 4.16) und werden aus dem Projekt fürs erste ausgeschlossen. Dies bewirkt eine zusätzliche Reduzierung der Masse auf 11 kg. Der Lander sollte erst nach der Trennung vom Mutterschiff die Umgebungseigenschaften erfahren. Aus diesem Grund erfährt er nicht unbedingt die Temperaturschwankungen über den zuvor beschriebenen Bereich. Das Problem der zu geringen Temperaturen wird also erst bei der Landung und in der Umgebung von Jupiter gelöst. Es ist also zu betonen, dass der Lander für die Experimente vor Ort beheizt wird und deswegen keine Wärmedämmung brauchen wird. Die Schutzhülle wird allein für den Aufprall eingesetzt.

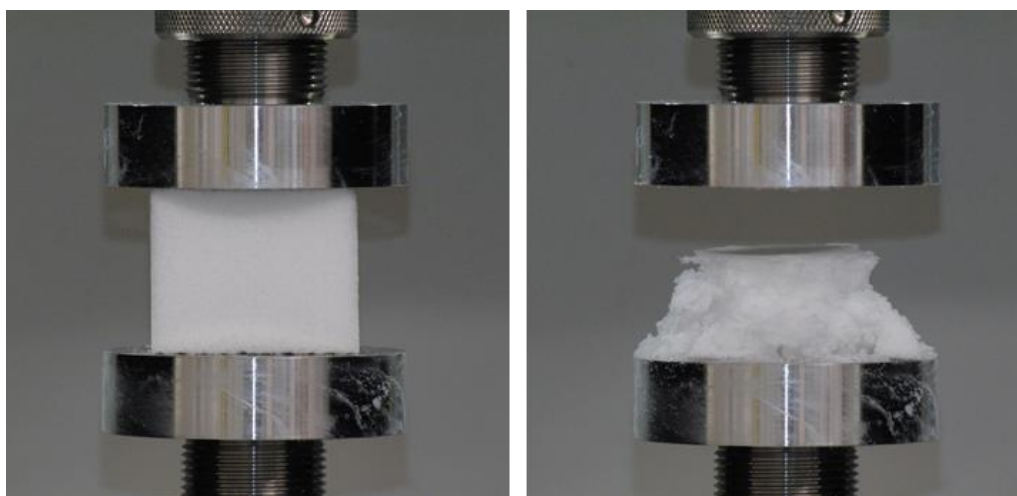


Abbildung 4.16: Aerogel Probe; links vor und rechts nach dem Test

Nach diesen Änderungen besteht die Crashstruktur nur noch aus Aluminium Honigwaben, Frontflächen und Klebeschichten wie in der Abbildung 4.17 dargestellt.

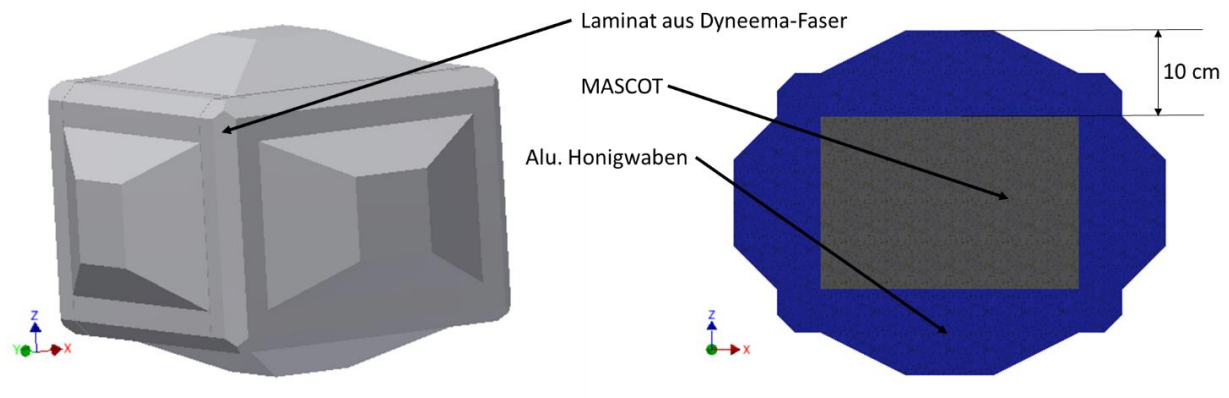


Abbildung 4.17: Lander und Crashstruktur nach Änderungen an der Crashstruktur

Die maximale Höhe der Honigwabenblöcke beträgt 0,1 m und wird in dem folgenden Abschnitt verifiziert.

4.7 Überprüfung der ausgewählte Dicke der Crashstruktur

Es wird angenommen, dass durch Materialänderung die Gesamtmasse von dem Lander und der Crashstruktur maximal 15 kg betragen könnte. Bei dieser Masse und eine Geschwindigkeit von 4 m/s muss eine kinetische Energie von 120 J abgebaut werden. Wie zuvor vorgestellt hat dem pyramidförmigen Teil der Crashstruktur auf jeder Fläche als Höhe die Hälfte der Dicke. Der untere Teil dient zur Befestigung der Blöcke an den Kanten und ferner Ecken. Für die Absorption der gesamten kinetischen Energie beim Aufprall, muss ein Volumen von

$$V_{crush} = \frac{E_{kin}}{\sigma_{crush}} = 696 \cdot 10^{-6} m^3 \quad 4.43$$

komplett verformt werden. Es werden zu diesem Zweck zwei kritischen Fälle betrachtet: die Landung auf einer ebenen Fläche am Zielkörper und eine Landung auf unebener Fläche am Zielkörper. Bei den Berechnungen werden für eine bessere Übersicht die Dimensionen in cm angegeben.

4.7.1 Landung auf ebener Fläche

Bei einer Landung auf ebener Fläche des Asteroiden wird die Crashstruktur auf Seiten um eine 2D-Höhe h (siehe Abbildung 4.18) verformt.

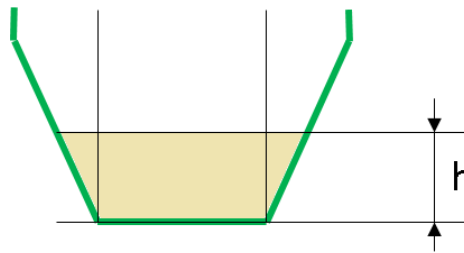


Abbildung 4.18: Landung auf glatter Fläche

Das gesamte verformte Volumen berechnet sich aus der Addition der einzelnen Volumina der verformte Geometrien:

- Ein mittlerer Quader
- Vier Quaderhälften um den mittleren Quader
- Vier Pyramiden, die das verformte Volumen vervollständigen

Diese Addition ergibt:

$$V_{crush} = 100h + 30h^2 + (4/3)h^3 \quad 4.44$$

Daraus ergibt eine Höhe von 0,0327 m um die gesamte kinetische Energie absorbieren zu können. Die tatsächliche Dicke der Honigwaben soll in diesem Fall durch ihrer Schlagwirksamkeit (80%) geteilt werden und beträgt somit 0,041 m.

4.7.2 Landung auf unebener Fläche des Asteroiden

Bei einer Landung auf unebener Fläche des Asteroiden wird die Crashstruktur auf Seiten um eine Höhe h und zusätzlich dem Radius des Steins (siehe Abbildung 4.19) verformt. Der Stein wird mit einer Halbkugel von Radius 5 cm modelliert, weil bei höheren Radien die Steine nicht mehr in der ausgewählten begrenzten Landefläche durchdringen können. Größere Steine werden als ebener Fläche nachgebildet. Viel kleinere Steine dagegen würden nicht viel Volumen verformen und der komplette mittlere Quader würde genauso wie bei der Landung auf glatter Fläche, das verformte mittiges Volumen nachbilden.

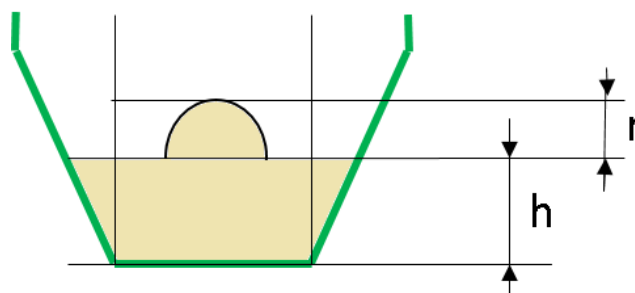


Abbildung 4.19: Landung auf unebener Fläche

Das gesamte verformte Volumen berechnet sich aus der Addition der einzelnen Volumina der verformte Geometrien:

- Eine Halbkugel mit dem Radius 5 cm
- Ein mittlerer Quader
- Vier Quader Hälften um den mittleren Quader
- Vier Pyramiden, die das verformte Volumen vervollständigen

Diese Addition ergibt:

$$V_{crush} = (2/3)\pi r^3 + 30h^2 + (4/3)h^3 \quad \mathbf{4.45}$$

Daraus ergibt sich eine Höhe von insgesamt 0,0852 m um die gesamte kinetische Energie absorbieren zu können. Die tatsächliche Dicke der Honigwaben soll wieder ihrer Schlagwirksamkeit von 80% angepasst werden und beträgt somit zirka 0,10 m wie zuvor angenommen. Es ist zu beachten, dass das Volumen um die Halbkugel herum vernachlässigt wurde (mittlerer Quader), um den kritischen Fall nachzubilden. Denn es wird angenommen, dass durch seiner Geometrie die Halbkugel leicht in die Crashstruktur eindringen kann.

5 Crash-Simulation der Landung

5.1 Grundlagen der Simulation und Methodenauswahl

Um physikalische Vorgänge mit Simulationen zu untersuchen, muss das System diskretisiert werden. Endlich viele Teilbereiche werden erzeugt und durch ihre Eckpunkte (Knoten) verbunden, um ein Netz entstehen zu lassen. Die Verschiebungen im Element werden mit den unbekannten Knotenverschiebungen mit Hilfe von Ansatzfunktionen korreliert. Durch das Kräftegleichgewicht am Knoten resultiert eine Steifigkeitsbeziehung, die die inneren und äußeren Kräfte mit den Knotenverschiebungen koppelt. Diese lokale Daten werden mit Hilfe der Transformationsmatrix in globale Daten umgewandelt und erzeugen aus den Knotenverschiebungen den Dehnungs- und den Verzerrungszustand und ferner die Spannungen [18]. Es ist möglich unregelmäßige Netze zu erzeugen. Im 3D Raum können die Formulierung nach Euler oder auch Lagrange verwendet werden.

Nach der Regel von EULER ist das Netz raumfest. Bei dem Ansatz von LAGRANGE ist das Netz dagegen fest mit der Struktur verbunden. Jede Formulierung hat seine Vor- und Nachteile. Der Ansatz von LAGRANGE erfolgt aufgrund gleichbleibender Masse in kürzeren Rechenzeiten als bei EULER erzielt werden können und ermöglicht eine leichtere Erfassung der Belastungsgeschichten von Materialien. Die Formulierung nach Lagrange hat als weiteren Vorteil die Möglichkeit Strukturränder scharf abzubilden, da die Materialgrenzen und die Elementgrenzen der Oberflächen identisch sind. Es gibt keine Netzverzerrung bei Euler, wo sehr große Formänderung dargestellt werden können. Dagegen bricht bei Lagrange das Programm, wegen zu großer Elementverzerrungen, ab. Die Vorteile der beiden Formulierungen können kombiniert in vielen FE-Programmen als ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) benutzt werden.

Bei Betrachtung des einfachsten Fall der Bewegungsgleichung im technischen Sinne, ein gedämpfter Feder-Masse-Schwinger in der Abbildung 5.1, wird nach Anwendung der Freischneidetechnik die Kräftebilanz in x-Richtung nach D'Alembert aufgestellt:

$$m\ddot{u} + c\dot{u} + ku = p(t) \quad 5.1$$

Wobei c die Dämpfungskonstante, k die Federsteifigkeit und u die Verschiebung sind. Die Lösungen dieser Differentialgleichung sind einfach zu bestimmen. Häufig wirkt eine harmonische Anregung auf das System und dadurch lassen sich die Verschiebung sowie die Eigenfrequenz und das Dämpfungsmaß bestimmen.

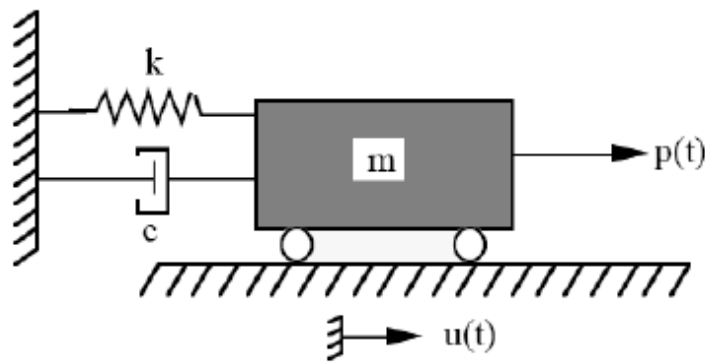


Abbildung 5.1: gedämpfter Feder-Masse-Schwinger [19]

Bei der Annahme, dass eine der Funktionen in der Differentialgleichung nichtlinear ist, wird das Problem nichtlinear. Zum Beispiel, wenn die interne Kraft (f_{int}) eine nichtlineare Funktion der Verschiebung ist:

$$m\ddot{u} + c\dot{u} + f_{int}(u) = p(t) \quad 5.2$$

Solche Probleme werden nur noch durch numerische Lösungen behandelt. Zur Lösung von dynamischen Problemen können Modenüberlagerungen oder direkte Integrationsverfahren eingesetzt werden. Unter direkten Integrationsverfahren befinden sich die explizite Methode der zentralen Differenzen und den Impliziten Methoden nach Newmark, Wilson und Houbolt [18]. Die Lösungsmethode wird in Abhängigkeit des Lastfalls ausgewählt, da jede Methode bestimmte Vor- und Nachteile (siehe Tabelle 5.1) aufweist. Im Wesentlichen unterscheiden sich die implizite und explizite Lösungsmethoden bei dem Rechenaufwand pro Zeitschritt.

Tabelle 5.1: Vor- und Nachteile der Impliziten und expliziten Methode

Methode	Vorteile	Nachteile
Implizite Lösung	Die Zeitschrittweite kann groß gewählt werden. An jedem Zeitpunkt wird das Gleichgewicht berechnet	Die Rechenzeit je Zeitpunkt ist groß. Bei Nichtlinearitäten werden viele Iterationen notwendig und der Berechnungsaufwand groß.
Explizite Lösung	Die Rechenzeit je Zeitpunkt ist gering. Die Gesamt-Steifigkeitsmatrix wird nicht invertiert.	Es wird kein Gleichgewicht berechnet. Die Zeitschrittweite muss klein gewählt werden.

Bei Implizite Lösungsmethoden, wie die Newmark-Methode, ist das Ergebnis zum Zeitpunkt t_{n+1} abhängig des zum Zeitpunkt t_n vorliegenden Ergebnis als Startbedingung aber auch abhängig der Erwartung für den Zeitpunkt t_{n+1} [18]. Bei der impliziten Lösung werden für den neuen Zeitschritt t_{n+1} die neue Steifigkeitsmatrix und der neue Verschiebungsvektor zugrunde gelegt und die Lösung bestimmt. Da, ein nichtlineares System von Gleichungen iterativ zu jedem Zeitschritt gelöst werden soll, erhöht sich der Rechenaufwand. Es liegt zum Zeitpunkt t_{n+1} eine Gleichgewichts-Lösung vor.

Bei starkem nichtlinearem Verhalten, wie zum Beispiel in Crash-Simulationen, soll der Zeitschritt für physikalisch korrekte Ergebnisse sehr klein gewählt werden. Die implizite Lösung wird also nicht für kurzzeitige dynamische Probleme empfohlen, weil die Ergebnisse meistens nicht konvergieren. Diese Methode wird für große Zeitschrittweiten benutzt und eignet sich besonders für statische und langsam ablaufende Vorgänge. Sie wird von Programmen wie ANSYS oder NASTRAN angeboten.

Bei der expliziten Methode ist das Ergebnis zum Zeitpunkt t_{n+1} nur von dem vorhandenen Ergebnis zum Zeitpunkt t_n abhängig. Die explizite Lösungsmethode wird für stark nichtlineare und hochdynamische Vorgänge benutzt. Die Zeitschrittweiten sind sehr klein und es liegt als Ergebnis für den Zeitpunkt t_{n+1} nicht notwendigerweise Gleichgewicht vor. Dieses Vorgehen bedingt einen Verlust an Information. Bei der expliziten Lösungsmethode wird die Bewegungsgleichung zum Zeitpunkt t umgestellt und mithilfe der zentralen Differenzenmethode (siehe Abbildung 5.2), die Zustandsgrößen zum Zeitpunkt $t+\Delta t$ berechnet [17].

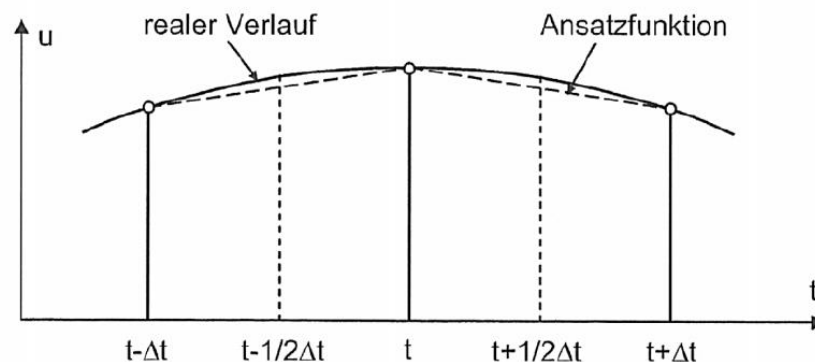


Abbildung 5.2: Prinzip der zentralen Differenzenmethode [17]

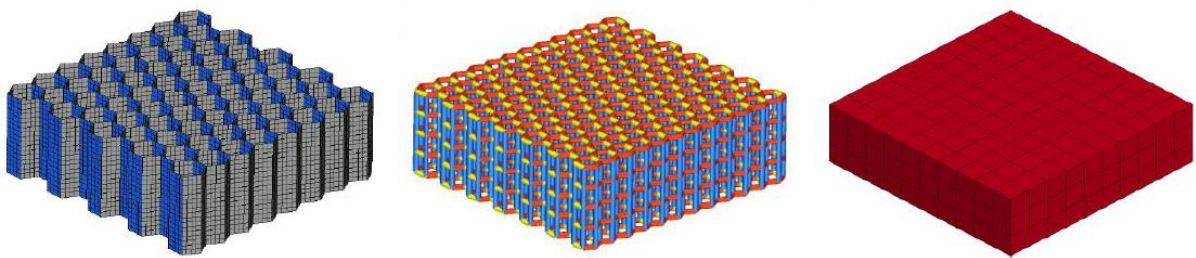
Diese Methode benötigt weniger mathematische Operationen pro Zeitschritt. Seine Stabilität hängt von der kritischen Zeitschrittweite, nach Courant-Friedrichs und Lewy, ab. Diese orientiert sich an der höchsten Eigenfrequenz im System und besagt, dass die kritische Zeitschritt-

weite gleich der Transitzeit einer Material Schallwelle durch das kleinste Element ist. Das Verfahren konvergiert gegen die richtige Lösung, wenn der Zeitschritt immer kleiner als der kritische Zeitschritt ist. Der kritische Zeitschritt ergibt sich allgemein aus der Ungleichung:

$$\text{Informationsausbreitungsgeschwindigkeit des Systems} < \text{vorhandene physikalische Ausbreitungsgeschwindigkeit der Belastung} \quad 5.3$$

Es wird eine Crashstruktur simuliert und deshalb die explizite Lösungsmethode umgesetzt und dabei der Solver LS-DYNA benutzt.

Es gibt unterschiedliche virtuelle Darstellungsmöglichkeiten für Aluminium Honigwaben (siehe Abbildung 5.3). Diese Darstellungsmöglichkeiten unterscheiden sich in der Modellierung, dem Rechenaufwand, den abbildbaren Versagensarten und dem Detaillierungsgrad der Ergebnisse [17].



- **Abbildung 5.3: verschiedene Darstellungsmöglichkeiten für Aluminium Honigwaben; von links nach rechts: das Mesomodell, Darstellung mit Stabelemente und Volumenelemente [20]**

Mit dem **Mesomodell** werden die Deformationen der Honigwaben genau abgebildet. Diese detailtreue Darstellung erfordert eine hohe Exaktheit des Modells und eine entsprechend hohe Diskretisierung der Zellen sowie eine entsprechend kleine Zeitschrittweite. Diese Bedingungen führen zu hohen Rechenzeiten bei größeren Modellen. Eine Simulation mit **Stabelemente** hat als Vorteile eine Einsparung der Rechenzeit gegenüber Mesomodellen und eine stabile Berechnungsweise bei starken Deformationen. Eine Darstellung der Honigwaben als **Schalenmodell** ist möglich. Jedoch werden, trotz Einsparung der Rechenzeit, nur wenige Versagensarten, aufgrund schlechter Bedingungen bezüglich des Verschiebungsverlaufes der Struktur über die Dicke, nachgebildet.

Die homogenen **Volumenelemente** erzielen bei vereinfachter Darstellung der realen Struktur, kürzere Rechenzeiten als Mesomodellen und Stabelemente. Sie sind Körpern (Quads) mit 8

Knoten. Mit dieser Darstellung können globale Versagensarten aber keine lokale Stabilitätsversagen wie das Beulen nachgebildet werden. Diese Darstellungsmethode wird im Laufe dieser Arbeit für den Honigwabekern eingesetzt. Schalenelementen werden die Frontflächen nachbilden und die Crashstruktur vervollständigen. Die Volumenintegration erfolgt mithilfe der Gauß-Quadratur. Dabei wird ein Punkt als Zentrum des Volumenelementes definiert und die Ecken des Volumenelementes angenähert. Die 1-Punkt-Integration erfolgt dann im Zentrum des Volumenelementes und reduziert den Berechnungsaufwand mit einem Faktor größer 25 im Vergleich zu der 8-Punkt-Integration [18]. Da nur eine konstitutive Evaluierung nötig ist, reduziert sich auch die Berechnungszeit der Spannungen mit dem Faktor 8. Die 8-Punkt-Integration weist noch ein zusätzlicher Nachteil auf. Zwar blockieren vollintegrierte Elemente bei der Berechnung der Plastizität und andere Probleme mit einer Querkontraktionszahl nahe 0,5 in den konstanten Biegemoden. Um das Blockieren auszuschließen, wird ein Druck über die Elemente definiert. Dadurch werden deviatorischen Belastungen widerstandsfähig gegen den Nullenergiemoden. Der größte Nachteil der 1-Punkt-Integration ist die Notwendigkeit Nullenergiemoden kontrollieren zu müssen. Für Volumenelemente berechnet sich der kritische Zeitschritt Δt_e eines Elementes wie folgt aus:

$$\Delta t_e = \frac{L_e}{(Q + (Q^2 + c^2)^{1/2})} \quad 5.4$$

wobei Q als Funktion der Volumenviskositätskoeffizienten (C_0 und C_1) und L_e als charakteristische Länge eines Elementes stehen.

Die Schallgeschwindigkeit wird bei Benutzung von Volumenelemente für elastische Materialien mit einer konstanten Querkontraktionszahl wie folgt mit E als E-Modul und ν als Poisson Ratio ausgerechnet.

$$c = \left(\frac{E(1 - \nu)}{(1 + \nu)(1 - 2\nu)\rho} \right)^{1/2} \quad 5.5$$

Für **Schalenelemente** wurde in LS-DYNA als Lösung für den Rechenaufwand der Belytschko-Lin-shell Elementtyp entworfen. Der Elementtyp 2 nach Belytschko-Lin-Tsay ist die Standard Elementformulierung in LS-DYNA für Schalenelementen und kann für explizite Berechnungen eingesetzt werden. Um die Nullenergiemoden (nicht physikalische Verformungen, die bei der Nutzung unterintegrierten Elementtypen entstehen) in Abbildung 5.4 auf der Oberfläche zu vermeiden werden in dieser Arbeit vollintegrierte Schalenelemente des Typs 16 eingesetzt. Hier wird ein mit dem Element rotierendes Koordinatensystem eingeführt, welches sich nach den 4 Knoten des Elements richtet und sich mit dem Element verformt.

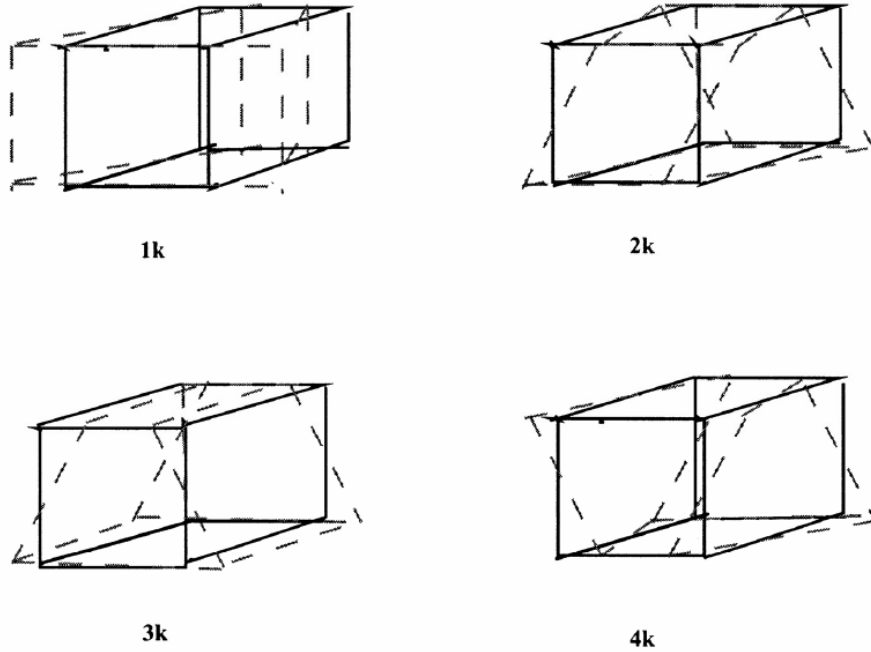


Abbildung 5.4: 4 der insgesamt 12 möglichen Nullenergie-Eigenmoden [18]

Die Berechnung der Spannungen erfolgt bei jedem der 4 Knoten, wodurch der höhere Rechenaufwand. Für Schalenelemente berechnet sich der kritische Zeitschritt Δt_e eines Elementes wie folgt aus:

$$\Delta t_e = \frac{L_{shell}}{c} \quad 5.6$$

und die Schallgeschwindigkeit aus:

$$c = \left(\frac{E}{(1 - \nu^2)\rho} \right)^{1/2} \quad 5.7$$

Die Interaktion zwischen Körpern wird in LS-DYNA mithilfe drei unterschiedlichen Methoden dargestellt, bei denen Knoten in Master- und Slave-Knoten geteilt werden. Bei der **Distributed-Parameter-Methode** wird im Rahmen von 3D-Berechnungen ausschließlich ein Gleiten der Kontaktparameter angegeben. Diese Methode wird in dieser Arbeit nicht umgesetzt und deshalb auch nicht genauer erläutert.

Die **Kinematic-Constraint-Methode** benutzt die Kontaktdefinitionen (Aufprall- und Auflösungsbedingungen) von Hughes et al [18]. Dabei werden durch eine Transformation die Freiheitsgrade in Normalen Richtung der Slave-Knoten eliminiert. Probleme treten auf, wenn die Master- und Slave-Knoten nicht gleich groß sind. Dann entstehen Knicke auf der Gleitlinie [18].

Die **Penalty-Methode**, die bei den Untersuchungen umgesetzt wird, setzt lineare Federelemente zwischen den durchdringenden Knoten und der dazugehörigen Kontaktfläche ein. Somit werden die Überschneidungen ausgeglichen. Die Federsteifigkeitsmatrizen werden dann in den Gesamtsteifigkeitsmatrizen eingebaut. Die Kontaktkräfte werden anhand der Durchdringungen der Slave- beziehungsweise Masterknoten zum zugehörigen Kontaktsegment berechnet und den in Kontakt stehenden Knoten zugeordnet. Diese Methode beinhaltet die Gefahr von Nullenergiemoden, welche über die Einstellung eines SOFT-Parameters beeinflusst werden können. Eine höhere numerische Stabilität dieser Kontaktmethode kann zusätzlich durch eine Erhöhung der Kontaktsteifigkeit oder einer Reduzierung der Zeitschrittweite erreicht werden [17].

5.2 Beschreibung von Pre- bis Postprocessing

Im Rahmen dieser Arbeit werden, von dem Preprocessing bis hin zum Postprocessing, die aufgelistete Programme in Tabelle 5.2 eingesetzt.

Tabelle 5.2: eingesetzte Programme von der Vorbereitung bis zur Auswertung der Simulationen im Laufe der Analysen in dieser Arbeit

Programm	Version
Autodesk Inventor Professional	2014 - Studentenversion
ANSYS Workbench LS-DYNA	15
Hyperworks Hypermesh	11 – 13 (abhängig vom Arbeitsplatz)
LS-PrePost	4.2
ANSYS Mechanical APDL Product Launcher	15
service pack for ANSYS LS-DYNA	ANSYS 15.0.3

Der Solver LS-DYNA kann entweder durch das Programm LS-DYNA, der ANSYS Add-In „Workbench LS-DYNA“ oder auch über die „ANSYS Mechanical APDL Product Launcher“ aufgerufen werden. ANSYS LS-DYNA entstand dank der Zusammenarbeit von Livermore Software Technology Corporation (LSTC) und ANSYS, um die Dynamik von LS-DYNA mit dem easy-to-use ANSYS Workbench zu koppeln. Die Benutzung des Solvers LS-DYNA erfolgt über den MAPDL unter Angabe einer „Keyword-Datei (.k)“. Diese Datei kann entweder in LS-PrePost oder auch mit herkömmlichen FE-Programme wie ANSYS, PATRAN, ANSA oder Hypermesh erstellt werden.

5.2.1 Preprocessing

Die Konstruktion wird in „Autodesk Inventor Professional“ gefertigt und mit den Format STEP bzw. IGES exportiert. Diese CAD-Dateien werden anschließend in „ANSYS Workbench LS-DYNA“ oder in „ANSYS LS-DYNA-Export für Explizite Dynamik“ importiert für eine Bearbeitung der Geometrie. Die zuvor erstellte Geometrie wird um dünne äußere Oberflächen bei Beibehaltung aller solide Bauteile, für die Nachbildung der Frontflächen, erweitert. Die daraus resultierende Geometrie wird wieder mit dem Format STEP bzw. IGES exportiert. Die CAD-Datei inklusive dünne Oberflächen wird mit dem Programm „Hypermesh“, nach dem Import, vernetzt. Die eigentlichen Frontflächen entstehen als mittlerer Fläche der dünnen Oberflächen. Die Volumenelemente werden unter „3D→solid map“ bei klicken auf „mesh“ erzeugt. Es sollten zuvor alle Volumenkörper ausgewählt werden, sowie das Elementtyp (Quads only) und die Größe der Elemente definiert werden. Die Frontflächen werden nach Auswahl aller erzeugten mittleren Flächen unter „2D→automesh“, mit der Auswahl des Elementtyps (Quads only), die Eingabe der Elementgröße und ein Klick auf „mesh“ erzeugt. Nach der Erstellung des Netzes wird unter „File→Export→Solver Deck“, bei Auswahl des Programms LS-DYNA, die Konfigurationsdatei für LS-DYNA mit der Endung .k exportiert. Die weitere Bearbeitung des Modells erfolgt in „LS-PrePost“, wo Kontaktbedingungen, Startbedingungen, Kontrollparameter und Materialmodelle eingegeben werden.

Die Kontaktbedingungen werden im Laufe dieser Arbeit mit den Parametern: SSID (Slave Segment ID), MSID (Master Segment ID), SSTYP (Slave Segment Typ) und MSTYP (Master Segment Typ) definiert. Dabei werden die Reibungs- und Dämpfungskoeffizienten vernachlässigt. Durch setzen des Parameters SOFT (Soft constraint option) auf dem Wert Null, wird die penalty Methode für die Beschreibung des Kontakts angewendet. Die verschiedenen Kontaktformulierungen befinden sich unter dem Schlüsselwort „CONTACT“.

Unter dem Schlüsselwort „CONTROL_ENERGY“ wird die Energie mit den Parametern: HGEN (Hourglass energy calculation option), RWEN (Stonewall energy dissipation option), SLNTEN (Sliding interface energy dissipation option) und RYLEN (Rayleigh energy dissipation option) kontrolliert. Durch das Setzen aller diesen Parametern auf dem Wert zwei, werden Nullenergie, die Reibungs- und Dämpfungsenergie, in der Energiebilanz einbezogen. Unter „CONTROL_TERMINATION“ wird die Simulationszeit mit dem Parameter ENDTIM (Termination time) definiert. Der Parameter DTMIN gibt ein Skalierungsfaktor für die Berechnung der minimalen Zeitschritte vor. Unter „CONTROL_TIMESTEP“ wird die Zeitschrittweite als Funktion der kritischen Schrittweite mit dem Faktor TSSFAC angegeben. Dieser Faktor hat

standardmäßig den Wert 0,9 und kann theoretisch Werte zwischen 0,2 und 0,98 annehmen. Es kommt vor, bei starke Deformationen, dass ein Element so stark verformt wird, dass sein Volumen als negativ berechnet wird. Wenn der Parameter ERODE auf dem Wert eins gesetzt wird, werden Elemente mit negativen Volumen gelöscht. Ansonsten, mit Erode auf den Wert Null, wird bei Auftreten negativer Volumen die Simulation abgebrochen.

Die Ausgabe der Berechnungen wird unter dem Schlüsselwort „DATABASE“, bei Vorgabe des Zeitschritts definiert. Die gesamte Energiebilanz wird von GLSTAT (Global Statistics) bereitgestellt; die Energien für einzelne Bauteile werden von MATSUM bereitgestellt; RCFORC stellt die resultierende Kräfte der Kontakte bereit; SLEOUT gibt die Master- und Slave-Energie aus. In BINARY_D3PLOT werden Materialzustände im Laufe der Berechnung aufgenommen, um anschließend der Vorgang animiert zu beobachten oder als Video zu speichern. Erst durch Setzen von SHGE (Shell hourglass) auf dem Wert zwei bei EXTEND_BINARY, werden Nullenergien von Schalenelementen ausgegeben.

Unter „DEFINE_CURVE“ werden alle Belastungskurven der Materialien importiert. Die Kontrolle der Nullenergiemoden wird unter „HOURGLASS“ mit der Auswahl eines Kontrolltypen IHQ und eines Koeffizienten QM definiert.

Die Geschwindigkeit wird unter INITIAL_VELOCITY_GENERATION eingegeben. Durch das Setzen von IVATN auf dem Wert eins, bewegen sich alle Slave Knoten des Masters mit der gleichen Geschwindigkeit wie er. Die Materialien werden unter „MAT“ mit der entsprechenden Materialkarten nachgebildet. Nachdem alle Parts mit definierter Section, Material und Kontrollparameter für die Nullenergiemoden erzeugt sind, kann die Simulationsdatei gespeichert werden.

5.2.2 Materialmodelle

Das Materialmodell MAT126 erlaubt im Vergleich zu MAT026, für die Darstellung von Aluminium Honigwaben, die Modellierung von zusätzlichen Eigenschaften und wurde zudem schon bestätigt, indem die experimentelle Ergebnisse der Bachelorarbeit [15] durch Simulationen in den Diplom- und Masterarbeiten [20] und [17] erfolgreich korreliert wurden. Die folgende Abbildung 5.5 zeigt beispielhaft die Materialkarte des Materialmodells MAT126 von LS-DYNA. Das Materialmodell MAT126 kann in drei verschiedenen Ausführungen benutzt werden. Die dritte Version des Materialmodells MAT126 entstand bei Toyota als Verbesserung der zweiten Version, und benötigt drei Kurven als Eingabe. Einmal LCA, die die Druckfestigkeit des Materials in Abhängigkeit des Druckwinkels beschreibt. Einmal LCB, die die Druckfestigkeit in T-Richtung des Materials in Abhängigkeit seiner Stauchung beschreibt. Zu guter

Letzt steht hier als LCC, die Kurve, die die Druckfestigkeit des Materials in L-Richtung in Abhängigkeit der Stauchung darstellt. Diese Kurven resultieren aus einer Weiterverarbeitung der Rohdaten und ermöglichen bei falscher Behandlung zusätzlichen Ungenauigkeitsquellen.

*MAT_MODIFIED_HONEYCOMB_(TITLE) (126) (1)								
TITLE HW								
1	MID	RO	E	PR	SIGY	VF	MU	BULK
	1	16.000000	4.170e+007	0.0500000	4.050e+008	0.2000000	0.0500000	0.0
2	LCA	LCB	LCC	LCS	LCAB	LCBC	LCCA	LCSR
	1	2	3	0	4	5	6	0
3	EAAU	EBBU	ECCU	GABU	GBCU	GCAU	AOPT	MACE
	4.166e+008	914.00000	3.065e+004	8.280e+007	4600.0000	4.830e+007	2.0000000	1
4	XP	YP	ZP	A1	A2	A3		
	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.0000000		
5	D1	D2	D3	TSEF	SSEF	VREF	TREF	SHDFLG
	0.0	1.0000000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

Abbildung 5.5: Materialkarte des Materialmodells MAT126

Die erste Version des Materialmodells MAT126 wird umgesetzt. Sie setzt sechs Kurven (siehe Anhang) ein und immer die Rohdaten aus der Drucktests und wird deswegen im Weiteren eingesetzt. Bei dieser Version sind die Kurven LCA, LCB und LCC die Ergebnisse der Druckversuche jeweils für die T-, L- und W-Richtung. Die Kurven LCAB, LCBC und LCCA sind die Ergebnisse aus den Schubtests in LT-, LW- und WT-Richtung. Nur die Eingabekurven sind abhängig der benutzten Version des Materialmodells. Für völlig verformte Blöcke werden die Eigenschaftswerte der Aluminium Legierung 5056 übernommen. Unter TITLE (siehe Abbildung 5.5) wird dem Material ein Name gegeben. Im Rahmen dieser Arbeit wurden, außer den Belastungskurven, folgenden Parameter entscheidend:

- Die Dichte des Materials (RO)
- Der E-Modul des vollständig verformten Materials (E)
- Die Querkontraktionszahl des vollständig verformten Materials (PR)
- Die Fließgrenze des vollständig verformten Materials (SIGY)
- Das relative Volumen für vollständig verformtes Material abgeleitet von der Schlagwirksamkeit (VF)

- Die Elastizität- und Schubmodule des nicht verformten Materials (EAAU bis GCAU)
- Die globale Orthotropie des Materials, die mit AOPT gleich zwei und mit den Vektoren A (A1 bis A3) und D (D1 bis D3) definierte Material-Achsen festgelegt wird.

Für die Modellierung der Frontflächen wird die folgende Materialkarte in Abbildung 5.6 eingesetzt. Das Materialmodell MAT054/055 dient zur Nachbildung von Faserverstärkten Kunststoffen benutzt. Dieses Materialmodell erlaubt die Modellierung von orthotropischen Materialien und verschiedene Versagensarten. Die Eingabeparameter in der Abbildung 5.6 stammen aus einer Analyse der, bei Exo Mars eingesetzte Crashstruktur [16].

*MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE_(TITLE) (054/055) (2)

TITLE
Dyneema

1	MID	RO	EA	EB	(EC)	PRBA	(PRCA)	(PRCB)
	5	1445.0000	6.586e+009	6.586e+009	0.0	0.3000000	0.0	0.0
2	GAB	GBC	GCA	(KF)	AOPT			
	5.080e+009	0.0	0.0	0.0	2.0000000			
3	XP	YP	ZP	A1	A2	A3	MANGLE	
	0.0	0.0	0.0	1.0000000	0.0	0.0	0.0	
4	V1	V2	V3	D1	D2	D3	DFAILM	DFAILS
	0.0	0.0	0.0	0.0	1.0000000	0.0	0.0535000	1.0000000
5	TFAIL	ALPH	SOFT	FBRT	YCFAC	DFAILT	DFAILC	EFFS
	0.0	0.0	1.0000000	0.0	1.0000000	0.0535000	-0.0535000	0.0
6	XC	XT	YC	YT	SC	CRIT	BETA	
	2.000e+008	2.000e+008	2.000e+008	2.000e+008	4.000e+007	54.0	0.0	
7	PEL	EPSE	EPSR	TSMO	SOFT2			
	0.0	0.0	0.0	0.0	1.0000000			
8	SLIMT1	SLIMC1	SLIMT2	SLIMC2	SLIMS	NCYRED	SOFTG	
	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.0000000	
9	LCXC	LCXT	LCYC	LCYT	LCSC	DT		
	0	0	0	0	0	0.0		

Abbildung 5.6: Materialkarte für das Materialmodell MAT054/055 [16]

Die entscheidende Eingabeparameter bei der Nachbildung von Faserverstärkten Kunststoffe mit dem Materialmodell MAT054/055 sind:

- Die Dichte (RO)
- Die E-Module in longitudinale und transversale Richtungen (EA und EB)
- Die Querkontraktionszahl in der Eben (PRBA)
- Der Schub-Modul in der Ebene (GAB)
- Die Formulierung der Orthotropie (AOPT)
- Die Koordinaten-Vektoren (A, V und D)

- Die maximale Dehnungen für Matrix und Faser (DFAILM, DFAILS, DFAILT und DFAILC)
- Die Zugfestigkeiten (XC bis SC)
- Das Versagenskriterium nach Chang oder Tsai-Wu (CRIT)

Das Laminat wird als global orthotropisch modelliert mit AOPT gleich 2. Alle Soft-Parameter bekommen den Wert eins und somit werden Reduktionsfaktoren für das Versagen in paralleler und in orthogonaler Richtung linear interpoliert.

Bauteile (Asteroidenlander und Oberfläche des Asteroiden) bei denen die Verformung nicht untersucht wird, werden mit dem Materialmodell MAT020 modelliert. Dieses Materialmodell wird mit der Materialkarte in Abbildung 5.7 eingegeben. Durch diese Modellierung reduziert sich die Rechenzeit, da die mit MAT020 definierten Elemente bei der Berechnung übersprungen werden.

*MAT_RIGID_(TITLE) (020) (1)							
TITLE							
Kugel							
1	MID	RO	E	PR	N	COUPLE	M
	1	6945.0000	207.00000	0.3000000	0.0	0	0.0
2	CMO	CON1	CON2				
	1.0	0	0				
3	LCO OR A1	A2	A3	V1	V2	V3	
	0.000	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	

Abbildung 5.7: Materialkarte für das Materialmodell MAT020

Für rigide Materialien sind als Eingabeparameter: die Dichte (RO), der E-Modul (E), Die Querkontraktionszahl (PR) und die Optionen der Einsparung (CMO, CON1 und CON2) entscheidend. Mit CMO auf dem Wert Null wird der entsprechende Bauteil mit sechs Freiheitsgrade modelliert. Feste Einsparungen werden mit CMO auf dem Wert eins, CON1 auf dem Wert sieben und CNO2 auf dem Wert sieben erreicht. CON1 behandelt die Translationsfreiheiten und CON2 die Rotationsfreiheiten.

5.2.3 Lösungsvorgang und Postprocessing

Jede Simulation in dieser Arbeit wird mit dem Lösungsprozessor „ANSYS Mechanical APDL Product Launcher“ durchgeführt. Die Simulationsumgebung, Die Lizenz, ein Ordner für die Ausgaben und die Simulationsdatei müssen ausgewählt werden. Ferner muss der Anzahl von benutzten Prozessoren und die Größe eines reservierten Speicherbereiches für die Berechnung

definiert werden. Der Service Pack „ANSYS 15.0.3 for LS-DYNA“ wurde zur Behebung von Speicherzugriffe entwickelt. Ohne ihn brechen die meisten Simulationen mit dem Fehlercode STACK OVERFLOW ab.

Das Postprocessing erfolgt mit Hilfe des Programms LS-PrePost. Die d3plot Dateien werden mit dem Menüpunkt „Fille→Open→LS-DYNA Binary plot“ geöffnet. Unter Post→ASCII können alle DATABASE Ausgabekurven geladen und untersucht werden.

5.3 Untersuchung der einzelnen Komponenten

5.3.1 Kernmaterial

Da, die bestellten Aluminium Honigwaben während der Bearbeitung dieser Aufgabe parallel bei der Firma Plascore gefertigt werden, werden die Eingabeparameter für die Materialkarte berechnet und teilweise aus einem Katalog der Firma Hexcel [11] übernommen. Die Firma Plascore stellt leider zu wenig Informationen und Materialdaten zur Verfügung. Die Werte EAAU, EBBU, ECCU und GBCU wurden, basierend auf folgender Geometrie in Abbildung 5.8 , mit Hilfe folgender Formel aus [21] berechnet:

$$E_{aaU} \cong (E_s \cdot t)/l \quad 5.8$$

$$E_{bbU} = \left(\frac{t}{l}\right)^3 \cdot \frac{E_s \cdot \cos\theta}{\left(\frac{h}{l} + \sin\theta\right)\sin^2\theta} \quad 5.9$$

$$E_{ccU} = \left(\frac{t}{l}\right)^3 \cdot \frac{E_s \cdot \left(\frac{h}{l} + \sin\theta\right)}{\cos^3\theta} \quad 5.10$$

$$G_{bcU} = \left(\frac{t}{l}\right)^3 \cdot \frac{E_s \cdot \left(\frac{h}{l} + \sin\theta\right)}{\left(\frac{h}{l}\right)^2 \cdot \left(1 + 2\frac{h}{l}\right) \cdot \cos\theta} \quad 5.11$$

$$\frac{t}{l} \cong \frac{\rho}{\rho_s} \quad 5.12$$

Die Aluminium Honigwaben sind wie schon erwähnt anisotrope Materialien. Ihre Wirkungsrichtungen sind abhängig ihrer Struktur und werden nach der Wabenform benannt. In Abbildung 5.8 wird die T-Richtung, die die Tiefe des Materials repräsentiert nicht dargestellt. Die L-

und W-Richtung werden bei Betrachtung der Abbildung 5.8 durch die Richtungsvektoren x_2 bzw. x_1 nachgebildet.

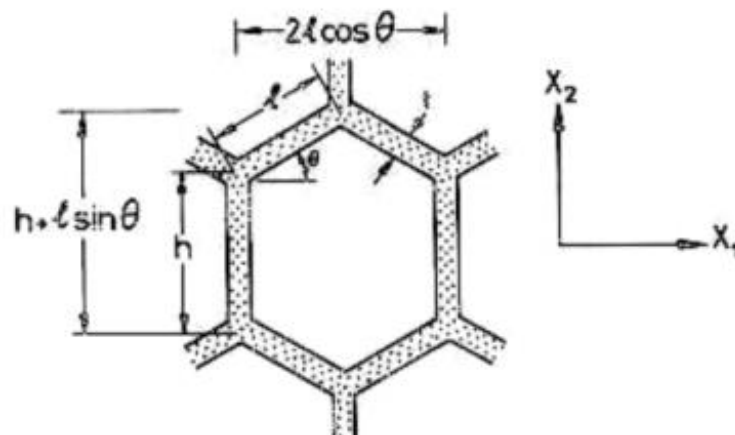


Abbildung 5.8: Geometrie der Zellen von Honigwaben [21]

Es wurde angenommen, dass das Verhältnis h/l ein Wert von 2 für alle betrachteten Aluminium Honigwaben ergibt und der Winkel θ (siehe Abbildung 5.8) 20° groß ist. Dadurch ergeben sich folgende Werte in der Tabelle 5.3, die Schub und E-Module der Materialien in den folgenden Richtungen beschreiben:

- EAAU für die T-Richtung
- EBBU für die L-Richtung
- ECCU für die W-Richtung
- GABU für die LT-Richtung
- GBCU für die LW-Richtung
- und GCAU für die WT-Richtung.

Tabelle 5.3: Elastizitäts- und Schubmodule der Honigwaben in verschiedene Richtungen

Dichte des Materials [kg/m ³]	EAAU [MPa]	EBBU [MPa]	ECCU [MPa]	GABU [MPa]	GBCU [MPa]	GCAU [MPa]	Herkunft
16	69			82,8		48,3	abgelesen
	416,593	0,0009	0,0306		0,0046		berechnet
25,6	138			144,9		75,9	abgelesen
	666,5481	0,0037	0,1255		0,0188		berechnet
37	310,5			220,8		111,78	abgelesen

Dichte des Materials [kg/m ³]	EAAU [MPa]	EBBU [MPa]	ECCU [MPa]	GABU [MPa]	GBCU [MPa]	GCAU [MPa]	Herkunft
	963,370	0,0113	0,379		0,0569		berechnet
72	1035			483		213,9	abgelesen
	1874,667	0,08325	2,7927		0,4193		berechnet

Da die Materialien bei einem anderen Hersteller als Hexcel bestellt wurden, sind die berechneten Werte bis auf GABU und GCAU ausgewählt worden. Diese Werte werden in den entsprechenden Materialkarten im weiteren Bearbeitungsprozess eingegeben.

Die fehlenden Eingabekurven für die bestellten Honigwaben werden basierend auf bestehende Kurven des Materials PAMG-XR1-2.0-3/16-.0007-HP-5056-CL2 von Plascore skaliert. Als Skalierungsfaktor wird das Verhältnis der Druckfestigkeiten der verschiedenen Materialien ausgewählt.

Es wird bei dem Test der Honigwaben nur das Verhalten bezüglich der Nullenergiemoden bei unterschiedlichen Kontrollvorgaben analysiert. Der Test erfolgt mit dem FEM Modell in Abbildung 5.9.

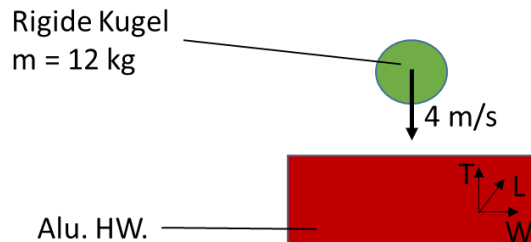


Abbildung 5.9: Skizze des Modells für die FEM Analyse der Honigwaben

Ein Honigwabenblock (rot abgebildet) des Materials PACL-XR1-1.0-3/8-.0007-P-5052 und der Maße $20 \times 30 \times 10 \text{ cm}^3$, modelliert mit dem Materialmodell MAT126 und das Elementtyp 1, wird mit Volumenelemente (Quads) der Kantenlänge 1 cm diskretisiert und an den lateralen Seiten und der untere Fläche fest eingespannt. Eine rigide Kugel (grün abgebildet) mit einem Durchmesser von 10 cm und einem Masse von 12 kg, modelliert mit dem Materialmodell MAT020 als nicht verformbar, prallt mit einer Geschwindigkeit von 4 m/s auf dem Honigwabenblock. Der Kontaktalgorithmus zwischen der Kugel und den Honigwaben wird mit der Formulierung CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE und der penalty Methode beschrieben. Dabei ist der Honigwabenblock Master und die Kugel Slave. Durch diese Kon-

taktbedingung wird jedes Einzelne Slave-Knoten auf Durchdringung in der entsprechenden Fläche des Masters geprüft. Es wird jedes Mal die Energiedifferenz zwischen innere Energie und Nullenergie betrachtet. Laut dem Support von LS-DYNA soll die gesamte Nullenergie weniger als 10% der inneren Energie betragen, ansonsten würden die Ergebnisse die Realität in ungünstiger Maße nachbilden [22].

Die nicht physischen Deformationen werden wie schon erwähnt, in LS-DYNA mit einem Kontrolltyp (IHQ) und einem Koeffizient (QM oder QH) modelliert. Die Ergebnisse dieser Tests werden in der Tabelle 5.4 eingetragen. Der Anteil an Nullenergie ergibt sich jeweils aus dem Quotient der Nullenergie über der inneren Energie.

Tabelle 5.4: Einfluss der Nullenergie Kontrolltypen auf die Ergebnisse

Tests	IHQ	QH	Nullenergie [%]
1	2	0,1	14,4
2	4	0,1	17,5
3	4	0,03	10,8
4	4	0,05	14
5	4	0,07	16,6
6	5	0,1	17,5
7	5	0,03	10,9
8	5	0,05	6
9	6	0,1	16
10	6	0,03	9,8
11	6	0,003	4,6
12	6	0,07	13,4
13	6	1	---

Es werden basierend auf diesen Ergebnisse im weiteren Verlauf der Arbeit die Honigwaben mit IHQ gleich 6 und QH gleich 0,003 modelliert. Die Kontrolle der Nullenergie-Moden bleibt nach diesem Test auch für andere Bauteile wichtig, da bei ungünstige Kontrollparameter die Simulation abbricht. Die folgende Abbildung 5.10 zeigt beispielsweise nicht physikalischen Deformationen, wie sie im Laufe der Simulationen auftreten können. Bevor sich beide Körper berühren, verformen sich die Aluminium Honigwaben in der Richtung der Kugel. Es wird bei dieser Verformung keine Energie abgebaut.

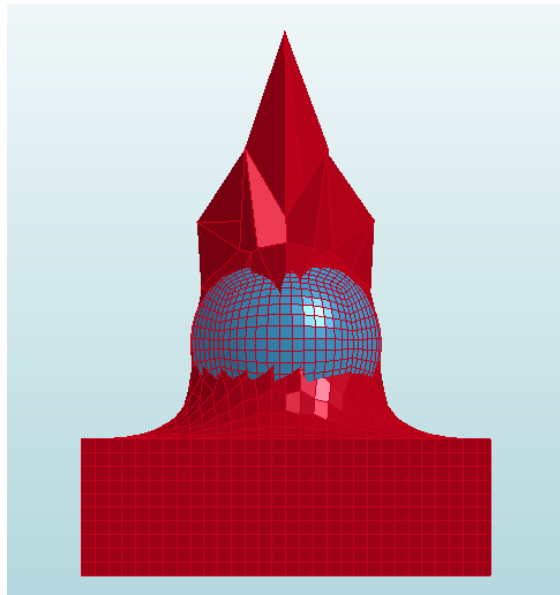


Abbildung 5.10: Beispiel von nicht physikalischen Deformationen mit den Kontrollparameter IHQ gleich sechs und QH gleich eins bei benutzung einer größeren und leichteren Kugel

5.3.2 Frontflächen

Das Prinzip bei der Analyse der Frontflächen bleibt gleich (siehe Abbildung 5.11). Eine rigide Kugel (grün abgebildet) mit 10 cm Durchmesser und eine Masse von 12 kg prallt auf ein, mit dem Materialmodell MAT054/055 und Quads der Kantenlänge 1 cm, modellierter Laminat aus Dyneema- Faser Geweben (grau abgebildet). Das Laminat wird mit Schalenelemente vernetzt, an seinen Kanten eingespannt und ist 0,2 mm dick. Der Kontaktalgorithmus zwischen den beiden Körpern wird hier auch mit der Formulierung AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE nachgebildet.

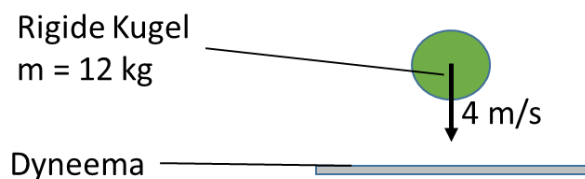


Abbildung 5.11: Modell für die FEM Analyse der Frontfläche

Bei Schalenelemente werden die nicht physikalischen Verformungen nur mit dem Elementtyp 16 kontrolliert. Es wird also zwischen den Elementtyp 2 ohne Kontrollparameter und dem Elementtyp 16 mit IHQ gleich 8 verglichen (siehe Tabelle 5.5).

Tabelle 5.5: Einfluss der Nullenergie Kontrolltypen auf die Ergebnisse

Tests	ET	QH	Nullenergie [%]
1	2	ohne	379
2	16	0,1	1,9
3	16	0,03	1,5
4	16	0,003	1

Die Ergebnisse der Tests in der Tabelle 5.5 bezwecken die Auswahl des Elementtypen 16 und der Kontrollparameter IHQ gleich 8 und QH gleich 0,03 für die Modellierung der Schalenelemente in dem weiteren Verlauf der Arbeit.

5.4 Untersuchung des Sandwiches

Die Untersuchung des Sandwiches erfolgt unter verschiedenen Belastungswinkeln (α) zur horizontalen Achse (siehe Abbildung 5.12), so dass sowohl die Druck- als auch Schub-Eigenschaften in den Volumenelementen ermittelt werden.

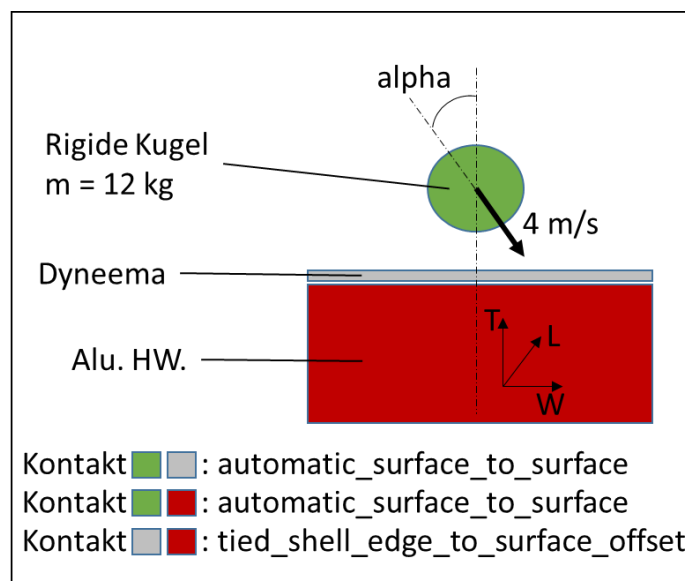


Abbildung 5.12: Modellierung für die Untersuchung des Sandwiches

Um der Winkel α nachzubilden, wird die Geschwindigkeit in zwei Komponenten in x- und z-Richtung zerlegt und in der Tabelle 5.6 eingetragen. Durch die Eingabe dieser Werte in LS-DYNA unter INITIAL_VELOCITY_GENERATION werden die Bewegungsrichtung und die Geschwindigkeit der Kugel festgelegt. Die ausgewählten Kontaktalgorithmen (siehe Abbildung 5.12) bewirken, dass die Frontschicht auf die Honigwaben geklebt ist. Die Honigwaben und die

Frontschicht verformen sich beim Aufprall gemäß der Oberfläche der Kugel. Die Honigwaben und die Frontschicht werden mit Quads einer Kantenlänge von 1 cm vernetzt. Die lateralen Seiten und die untere Seite des Sandwiches werden fest eingespannt.

Tabelle 5.6: Geschwindigkeitskomponente zur Nachbildung des Winkels alpha

Einfallswinkel alpha [°]	v_x [m/s]	v_z [m/s]
60	3,5	2
45	2,83	2,83
30	2	3,5
15	1,04	3,9
0	0	4

Am Ende der Simulationen werden die Austrittsgeschwindigkeit und die Eindringtiefe in dem Sandwich in der Tabelle 5.7 aufgenommen.

Tabelle 5.7: Ergebnisse der Untersuchung des Sandwiches

Einfallswinkel alpha [°]	Austrittsgeschwindigkeit [m/s]	Geschwindigkeitsverlust [%]	Eindringtiefe [mm]
60	3,37	16,4	11,5
45	2,38	40,5	17,6
30	1,48	63,3	23,1
15	0,87	78,5	25,2
0	0,38	91	26,6

Ein Geschwindigkeitsverlust ist zwangsläufig. Auch bei einem hohen Einfallswinkel von 60° erfährt die Kugel eine Abbremsung und ein Geschwindigkeitsverlust von 16%. Bei senkrechtem Aufprall erfährt die Kugel eine effizientere Bremsung und ein Geschwindigkeitsverlust von 91%. Die Eindringtiefe bleibt unter 3 cm und ist ziemlich gering im Vergleich zu dem Test ohne Frontfläche (siehe Abbildung 5.12.1). Die Frontfläche wird in seiner Aufgabe nach diesem Vergleich bestätigt. Die Verformung wird dadurch kleiner und die Belastung verteilt sich besser.

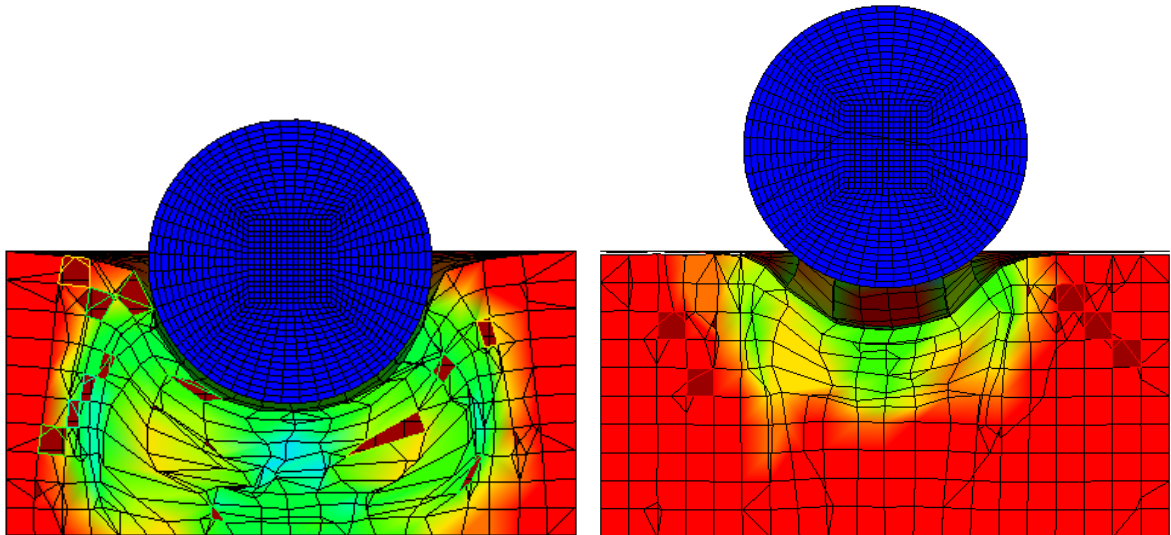


Abbildung 5.12.1: Ergebnisse der Simulationen als Bilder; links belastete Aluminium Honigwaben und rechts belasteter Sandwich bei gleichen Modellierungsangaben

5.5 Untersuchung der realen Lastfälle

Für die Untersuchung der realen Lastfälle wird das Modell in Abbildung 5.13 benutzt. Die Anzahl an Knoten wird durch separater Darstellung der einzelnen Lastfälle reduziert und ermöglicht schnellere Berechnungen als der Einsatz des gesamten Modells.

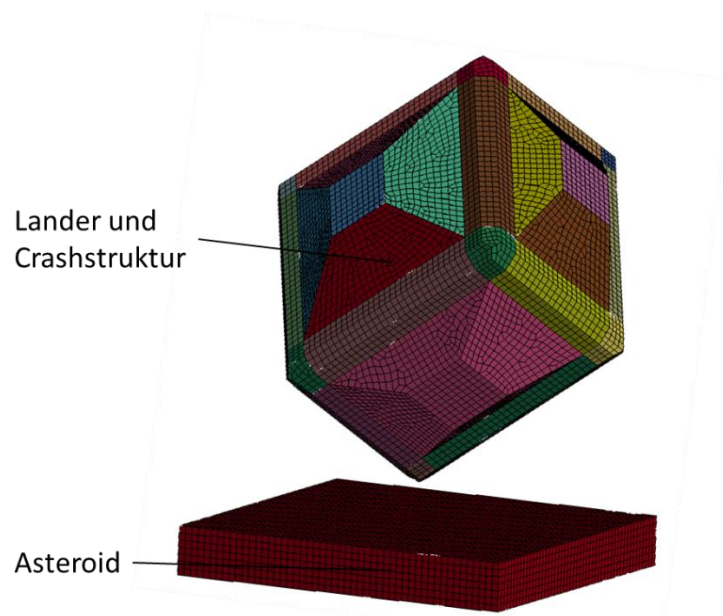


Abbildung 5.13: vernetzte Gesamtkonstruktion und modellierte glatte Asteroidenoberfläche

5.5.1 Landung auf breiter Seite

Der Lastfall 1.1 (siehe Abbildung 5.14 ohne Betrachtung des blaufarbigen Steines) beschreibt die Landung des Asteroidenlanders auf einer seiner breiten Seiten auf einer ebenen Fläche des

Asteroiden. Der Lastfall 1.2 (siehe Abbildung 5.14 mit Betrachtung des blaufarbenen Steines) beschreibt bei gleicher Modellierung die gleiche Landung auf unebener Fläche des Asteroiden. Der Kontaktalgorithmus zwischen der modellierten Asteroidenoberfläche und die restliche Elementen wird mit `contact_automatic_general` nachgebildet. Dadurch verhält sich die Asteroidenoberfläche gleichermaßen mit alle anderen Elementen und jede Verformung bezüglich des Aufpralls auf dem Asteroiden wird erfasst. Eine andere Möglichkeit dieser Kontakt nachzubilden wäre das zuvor benutzte `contact_automatic_surface_to_surface`, was allerdings für jedes einzelne Bauteil definiert werden muss. Der hellgrüne Aluminium Honigwaben werden mit der Kontaktformulierung `contact_tied_surface_to_surface` an dem lilafarbenen Lander geklebt. Der Lander wird die Gesamtmasse von 12 kg vergeben, um trotz reduziertes Modell reale Auswirkungen zu untersuchen. Diese Masse erlaubt ein Spielraum von 1 kg bezüglich der Instrumentenplattform und eingesetzten Materialien der Deckschicht. Die dunkelgrünen Frontflächen werden mit dem Kontaktalgorithmus `contact_tied_shell_edge_to_surface_offset` an den Honigwaben geklebt. Bei dieser Formulierung wird während der Simulation der Abstand von 0,1 mm zwischen den Honigwaben und der Frontflächen nach Möglichkeit beibehalten. Dadurch wird die Klebeschicht modelliert.

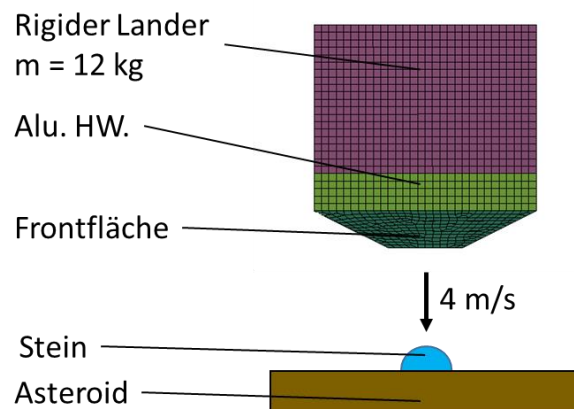


Abbildung 5.14: Lastfälle 1.1 und 1.2

5.5.2 Landung auf schmaler Seite

Die Lastfälle 2.1 und 2.2 (siehe Abbildung 5.15) werden ähnlich wie die Lastfälle 1.1 und 1.2 modelliert. Der Lastfall 2.1 beschreibt die Landung auf einer schmalen Seite auf ebener Oberfläche des Asteroiden und der Lastfall 2.2 beschreibt die ähnliche Landung auf unebener Oberfläche des Asteroiden. Die Kontaktalgorithmen sind die gleichen aus den Lastfällen 1.1. und 1.2.

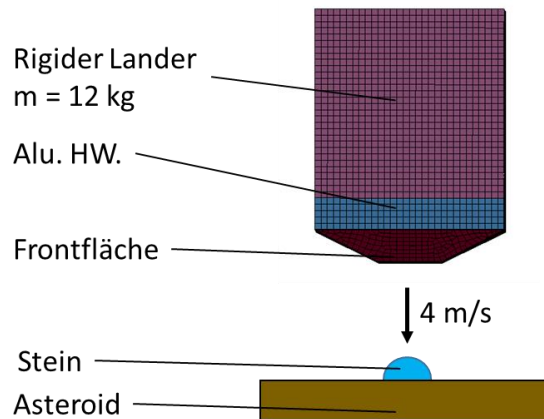


Abbildung 5.15: Lastfälle 2.1 und 2.2

5.5.3 Landung auf einer Kante

Die Lastfälle 3.1 und 3.2 für die Landung auf der kurzen Kanten und die Lastfälle 4.1 und 4.2 für die Landung mit der langen Kanten werden in der Abbildung 5.16 dargestellt. Die Kontaktalgorithmen zwischen Lander und Honigwaben genauso wie zwischen Honigwaben und Frontfläche bleiben erhalten. Die Oberfläche des Asteroiden wird wieder mit dem Kontaktalgorithmus `contact_automatic_general` mit den anderen Bauteilen interagieren. Der Kontaktalgorithmus zwischen den Aluminium Honigwaben an den Seiten und den Aluminium Honigwaben an der Kanten wird mit `contact_tied_surface_to_surface` modelliert.

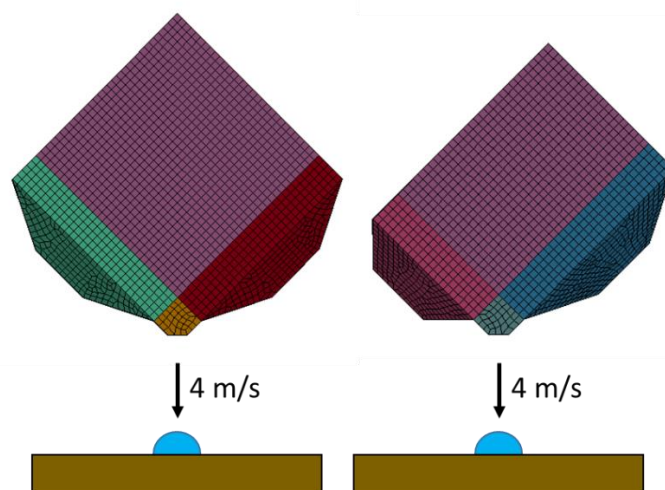


Abbildung 5.16: Lastfälle 3.1 und 3.2 links und Lastfälle 4.1 und 4.2 rechts

5.5.4 Landung auf einer Ecke

Bei der Landung auf der Ecke müssen noch mehr Komponente als bei der Landung auf einer Kante untersucht werden. Bei diesem Landeszenario ist erwartet, dass sowohl die Honigwaben auf den naheliegenden Seiten als auch die Honigwaben auf den naheliegenden Kanten verformt werden. Das Model in der Abbildung 5.17 beinhaltet der Lander, drei Honigwabenblöcke für die Seiten, drei Honigwabenblöcke für die Kanten und eine Honigwaben-polsterung für die untersuchte Ecke. Die Kontaktalgorithmen bleiben erhalten. Der Kontakt zwischen der Astero-
idenoberfläche und die anderen Bauteile werden mit `contact_automatic_general` mit der Astero-
idenoberfläche als Master formuliert. Der Kontakt zwischen dem Lander und den Honigwa-
benblöcke auf seiner Seiten wird mit `contact_tied_surface_to_surface` modelliert. Die gleiche
Formulierung wird für den Kontakt zwischen den Honigwaben auf den Seiten des Landers und
den Honigwaben auf den Kanten des Landers benutzt. Die Aluminium Honigwabenblöcke an
den Ecken werden an den Honigwaben der Kanten geklebt mit dem Kontaktalgorithmus
`contact_tied_surface_to_surface`. Letztendlich wird die Frontschicht mit dem Kontaktalgorith-
mus `contact_tied_shell_edge_to_surface_offset` an den Honigwaben geklebt, um die Klebe-
schicht wie zuvor erwähnt nachzubilden.

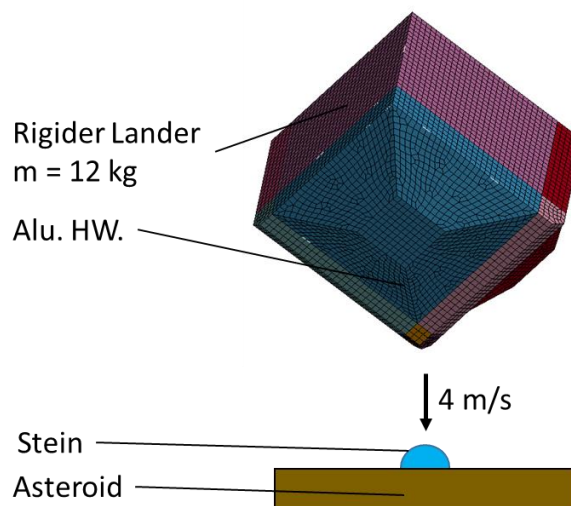


Abbildung 5.17: Lastfälle 5.1 und 5.2

5.6 Ergebnisse der Simulationen der einzelnen Lastfälle

Als Ergebnisse der Simulationen in der Tabelle 5.8 werden jedes Mal die Dauer der Bremsung, die Eindringtiefe oder Verformung in der Höhe, die maximale Beschleunigung auf dem Lander und die Berechnungszeit angegeben.

Tabelle 5.8: Ergebnisse der Simulationen der einzelnen Lastfälle

Lastfall-Nr.	Abbremsdauer [s]	Max. Beschleunigung [*g]	Eindringtiefe [mm]	Simulationszeit [s]
1.1	0,015	46,6	24	204
1.2	0,028	26,3	49	229
2.1	0,020	34,5	33	200
2.2	0,027	32,7	45	274
3.1	0,028	32	48	6921
3.2	---	>> 20	59	560
4.1	0,034	32	53	953
4.2	---	>> 20	62	1322
5.1	---	>> 20	73	2132
5.2	---	>> 20	74	1548

Die Simulationsdauer geht von drei Minuten bis auf zwei Stunden. Die Landungen auf Seiten erzielen die besten Ergebnisse wie zum Beispiel die Landung mit breiten Seiten auf unebener Asteroidenoberfläche, die eine maximale Beschleunigung von 26g erreicht. Dagegen konnten die Simulationen der Lastfälle 3.2, 4.2, 5.1 und 5.2 nicht vollendet werden. Diese Simulationen brechen ab, weil zum einen die Honigwaben vollständig verformt werden und die Beschleunigung sprunghaft steigt und zu anderen weil die Honigwabenblöcke an den Kanten zum Beispiel verrutschen und ein direkter Kontakt zwischen Lander und Asteroidenoberfläche entsteht. Dieses Verhalten wird in der Abbildung 5.18 am Beispiel der Lastfälle 5.1 und 5.2 dargestellt. Die Eindringtiefe von 73 oder auch 74 mm bei den Lastfällen 5.1 und 5.2 bedeutet, dass die Honigwaben vollständig verformt wurden, da sie knapp über 70 mm in der Druckrichtung lang sind.

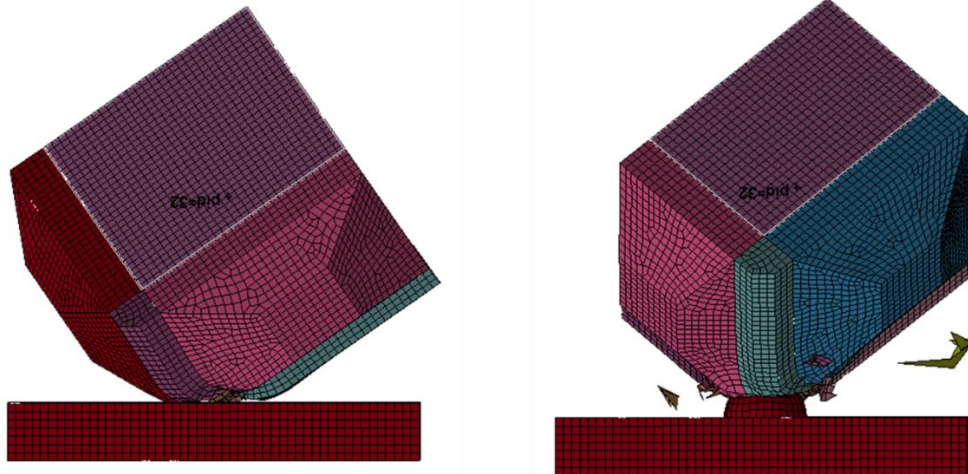


Abbildung 5.18: Simulationsergebnisse der Lastfälle 5.1 links und 5.2 rechts als Bild

5.7 Verbesserungsvorschlag

Die Beschleunigung kann verringert werden indem der Verformungsweg größer gemacht wird und weichere Materialien ausgewählt werden. Da die Beschleunigung mehr als doppelt so hoch wie MASCOT sie ertragen kann ausfällt wird jetzt untersucht in wie weit die Beschleunigung reduziert werden kann. Diese Analyse erfolgt nur für die Honigwabenblöcke, die an den Seiten des Asteroidenlanders angebracht werden. Da, die Beschleunigungen 2,5-mal höher liegen, wird nach einem Material gesucht, der in diesem Verhältnis eine geringere Druckfestigkeit als dem zuvor getesteten Material für die Seiten vorweist. Bei dem Hersteller Plascore wird ein Material mit der Bezeichnung PACL-XR1-1.0-1-.002-P-3003 angeboten, das die Eigenschaften in der Tabelle 5.9 hat. Seine Druckfestigkeit ist 2,5-mal geringer wie gefordert.

Tabelle 5.9: möglicher weiches Material für den Einsatz auf die Seiten des Landers

Bezeichnung der Alu. Honigwaben	Einsatz	Dichte [g/cm ³]	T-Druckfestigkeit [MPa]	Faktor für σ_{crash}
PACL-XR1-1.0-1-.002-P-3003	Flächen	0,016	0,069	2,5

Die Dicke der Crashstruktur wird auf 20 cm verdoppelt und die kritischen Fälle der Landung auf glatter und unebener Asteroidenoberfläche werden analysiert, um Erwartungswerte bezüglich des verformten Volumens zu bekommen. Da, sich die Geometrie verändert hat, berechnet sich das verformte Volumen bei der Landung auf glatter Oberfläche gemäß

$$V_{crush} = 100h + 15h^2 + (1/3)h^3 \quad 5.13$$

und bei der Landung auf unebener Oberfläche wie folgt

$$V_{crush} = (2/3)\pi r^3 + 15h^2 + (1/3)h^3 \quad 5.14$$

aus. Daraus ergibt sich eine minimal nötige Dicke von 17,5 cm. Um den Flächenübergang langsamer einzustellen und der Spielraum zwischen den berechneten 17,5 cm und der ausgewählten Dicke von 20 cm, wird die Form in der Abbildung 5.19 bei einer Dicke von 20 cm benutzt.

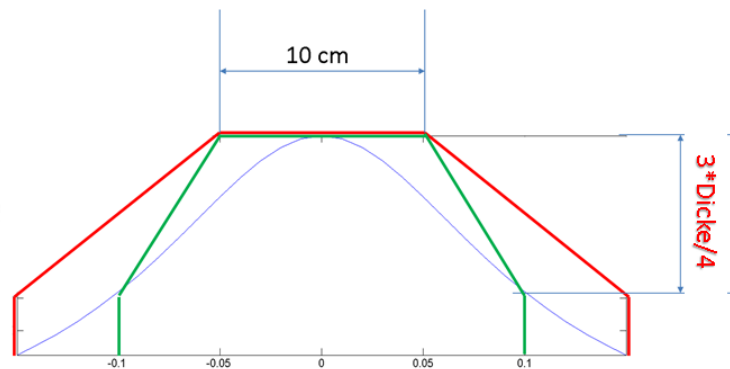


Abbildung 5.19: neue Form der Honigwabenblöcke auf den Seiten des Landers

Die Lastfälle werden mit dem neuen Modell erneut formuliert. Der Vorgang und die Modellierungsangaben bleiben bis auf der Abwesenheit von Frontflächen unverändert. Zwei unterschiedliche Tests werden durchgeführt:

- Simulationen mit neuem Bauraum und das gleiche Material wie zuvor. Diese Simulationen bekommen die Endung 1.
- Simulationen mit neuem Bauraum und weiches Material. Für diese Simulationen wird die 2 ausgewählt.

Ohne Frontflächen sollen die Honigwabenblöcke stärker verformt werden (siehe Vergleich in vorheriger Abbildung1). Dadurch wird das errechnete Volumen nach Möglichkeit vollständig verformt.

Die Ergebnisse der Simulationen werden in der Tabelle 5.10 aufgenommen. Die Erhöhung des Bauraums ermöglicht eine Begrenzung der Beschleunigung bei einer Landung auf der jeweiligen Seite bis 25g. Bei dem Einsatz eines weichen Materials wie das PACL-XR1-1.0-1-002-P-3003, werden bei Landungen mit den Seiten des Asteroidenlanders die Beschleunigungen unter 20g bleiben.

Tabelle 5.10: Ergebnisse der Simulationen nach Änderungen an der Crashstruktur

	Lastfall-Nr.	Abbremsdauer [s]	Max. Beschleunigung [*g]	Eindringtiefe [mm]	Simulationszeit
Volumen erhöht	1.1.1	0,029	24,7	46	139
	1.2.1	0,032	25,3	53	248
	2.1.1	0,033	22,4	53	253
	2.2.1	0,036	22,4	54	344
Volumen erhöht & Material weicher	1.1.2	0,045	17	79	143
	1.2.2	0,045	15	82	272
	2.1.2	0,063	15,8	90	1275
	2.2.2	0,066	13,8	89	1951

Die Simulationszeiten gehen von 2 Minuten bis hin zu 33 Minuten. Der Vorgang dauert länger und verläuft gleichmäßig. Die Eindringtiefen sind größer als bei dem Ausgangsmodell. Ein direkter Vergleich kann bei der Betrachtung der Lastfälle 1.1, 1.2, 1.1.1, 1.2.1, 1.1.2 und 1.2.2 in der Abbildung 5.20 durchgeführt werden.

Die spezifische Druckfestigkeit des Crashabsorbers ändert sich beim Ausgangsmodell, aufgrund des Flächenüberganges, auch schnell. Dank der Frontfläche verteilt sich bei dem Lastfall 1.1 zum Beispiel die Impactkraft gleichmäßig über die Fläche. Ohne Frontfläche in den Lastfälle 1.2.1 und 1.2.2 durchdringt die Halbkugel in den Honigwaben, die sich seitlich verschieben. Das weichere Material in den Lastfällen 1.1.2 und 1.2.2 verformt sich stärker und über eine längere Zeit. Dieses Vorgehen entspricht dem gewünschten Verhalten.

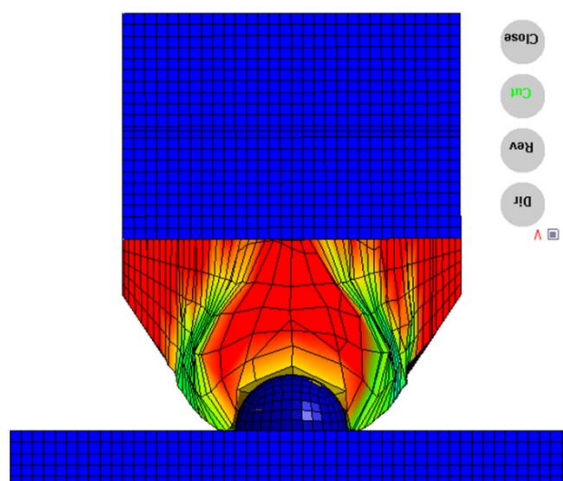
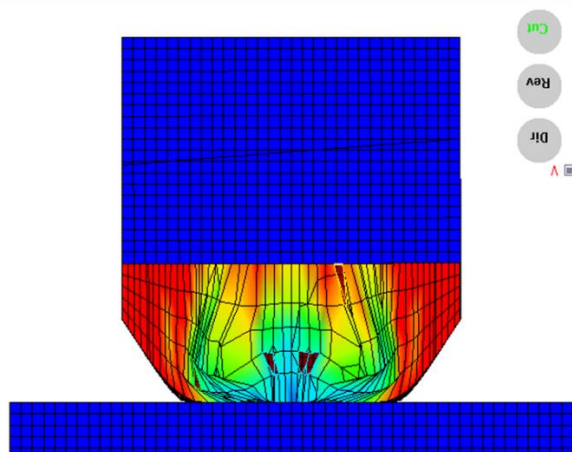
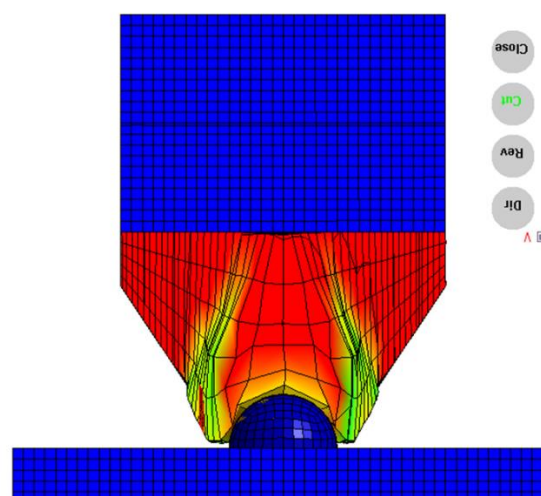
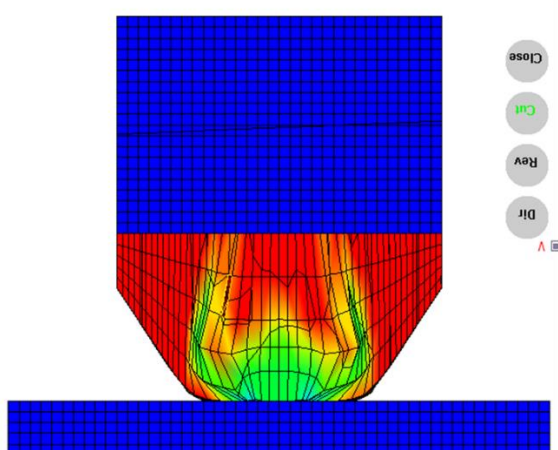
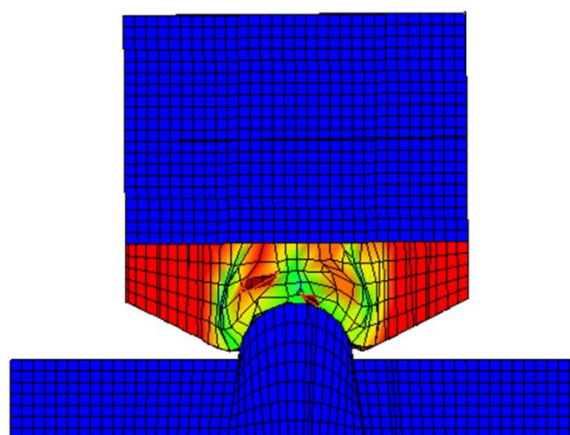
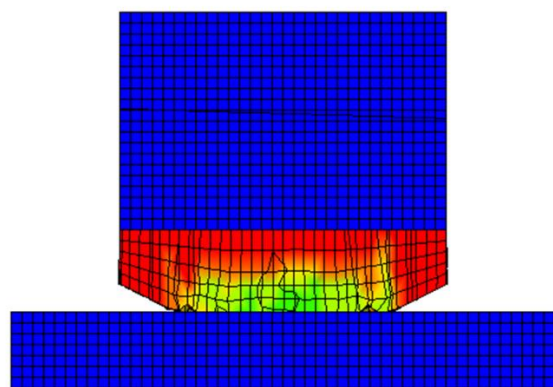


Abbildung 5.20: Ergebnisse der Lastfälle 1.1 links und 1.2 rechts beim Ausgangsmodell oben, beim Modell mit erhöhtem Bauraum ohne Frontfläche in der Mitte und beim Modell mit erhöhtem Bauraum und weichere Materialien ohne Frontflächen unten

6 Fazit und Ausblick

Die Untersuchungen in dieser Arbeit (Vergleich von Crashabsorber und Auswahl der Faltung, Vergleich von Materialien für den Kern und Auswahl von Aluminium Honigwaben, Vergleich von Materialien für die Frontflächen und Auswahl von Dyneema-Faser Geweben, Konstruktion der Crashstruktur und die FEM-Analyse seines Crashverhaltens) haben gezeigt, dass die Möglichkeit besteht, ein Asteroidenlander ähnlich wie MASCOT mit 4 m/s mit einer geringeren Beschleunigung als 20g auf einen Asteroiden aufprallen zu lassen. Die untersuchte Landung schließt die Nutzung von Landebeinen, Airbags oder auch Fallschirmen aus. Dadurch könnte der Lander ohne Lageregelung die erwünschte Aufprallgeschwindigkeit erreichen und unkontrolliert landen ohne Schaden zu sich zu nehmen. Der Bauraum sollte minimal gehalten werden und so wurde eine maximale Dicke der Crashstruktur von 10 cm ausgewählt. Bei Einhaltung dieses Bauraums werden Beschleunigungen bis 50g erreicht, da das Material für den Schutz der Instrumente zum einen härter sein muss und der Bremsvorgang schneller zu Ende geht. Diese Arbeit hat dadurch die Notwendigkeit hervorgehoben, eine Untersuchung durchzuführen, in der die Möglichkeiten einer Auslegung von MASCOT für Beschleunigungen bis 50g und weiter analysiert werden sollten.

Die Analyse der einzelnen Materialien hat eine Grundlage für die Kontrolle der nicht physikalischen Deformationsmodi ermöglicht. Durch die Analyse des Sandwiches konnte dazu noch eine Prognose für den Geschwindigkeitsverlust in Abhängigkeit des Belastungswinkels der Aluminium Honigwaben gewonnen werden. Die Untersuchung des Sandwiches stellte auch die Auswirkung der Frontflächen dar, da sich die Aluminium Honigwaben mehr als doppelt so viel verformen als das Sandwich unter gleichen Belastungen. Die erarbeiteten Lastfälle beschreiben die kritischen Szenarien, die bei der Landung vorkommen können. Ohne Drehmoment (wenn der Lander nur Translationsfreiheiten besitzt) würden die Belastungen kontinuierlich beim Aufprall auf die entsprechende Fläche wirken. Jedoch wurden bei den nicht symmetrischen Lastfällen (Landung auf Ecken oder Kanten), der Lander mit Translations- und Rotationsfreiheiten ($f = 6$) modelliert, um die realen Bedingungen nachzubilden. Dadurch dreht sich der Lander bei der Simulationen der nicht symmetrischen Lastfällen (Landung auf Ecken oder Kanten) und sollte geringere Beschleunigungen erreichen.

Bei den Folgeuntersuchungen muss in erster Linie die komplette Außenfläche der Crashstruktur abgerundet werden (siehe Abbildung 6.1) und dabei mehr Material an den Ecken und Kanten angebracht werden. Bei dieser Untersuchung müssen die Modelle nicht aufgeteilt werden. Alle

10 Lastfälle sollen mit einem vollständigen Modell, der vollständig mit einem Laminat aus Dyneema-Faser Geweben versiegelt ist, untersucht werden.

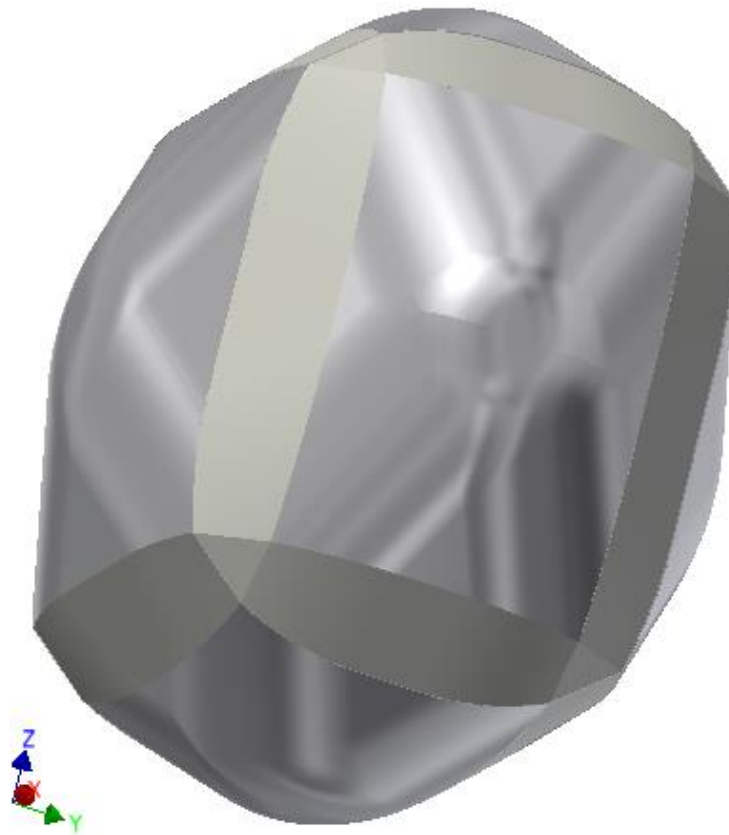


Abbildung 6.1: Crashstruktur mit geglätteter Oberfläche

Somit würde der Lander selber mit 10 kg modelliert werden und sich die Gesamtmasse aus den Dichten und Volumen der einzelnen Bauteile ergeben. Es soll untersucht werden, wie die Frontfläche die einzelnen Bauteile zusammenbacken kann und das Verrutschen der Bauteile verhindert. Die Eingabeparameter der Aluminium Honigwaben sollten durch Materialtests bestätigt werden. Diese Simulationen beanspruchen konsequenterweise mehr Zeit als die Untersuchungen in dieser Arbeit. Es ist zu betonen, dass in dieser Arbeit einzig eine erste Aussage über die Dicke der Crashstruktur genauso wie über den eingesetzten Materialien und die Konstruktion gemacht werden sollte. Deshalb wurden für eine angemessene Verteilung der Bearbeitungszeit über die Arbeitspakete, Simulationsmodelle mit einer geringen Anzahl an Elemente und Bauteilen analysiert.

Die Ergebnisse der Simulationen sollten mit experimentellen Untersuchungen korreliert werden, um Änderungen an dem Modell einzig und allein durch Simulationen während der Entwicklungsprozess prüfen zu können. Dadurch werden je nach Anzahl der Änderungen an der

Konstruktion der Crashstruktur, Investitionskosten für die experimentelle Analysen gespart. Schließlich sollte noch für Missionen in einer wärmeren Umgebung, die Einsatzmöglichkeit von Aerogel oder ähnliche Materialien zum thermischen Schutz, simulativ und experimentell untersucht werden. Die Auswirkung der Sprödigkeit von Aerogele könnte beispielsweise durch die Benutzung von dehnbare Folien eingegrenzt werden.

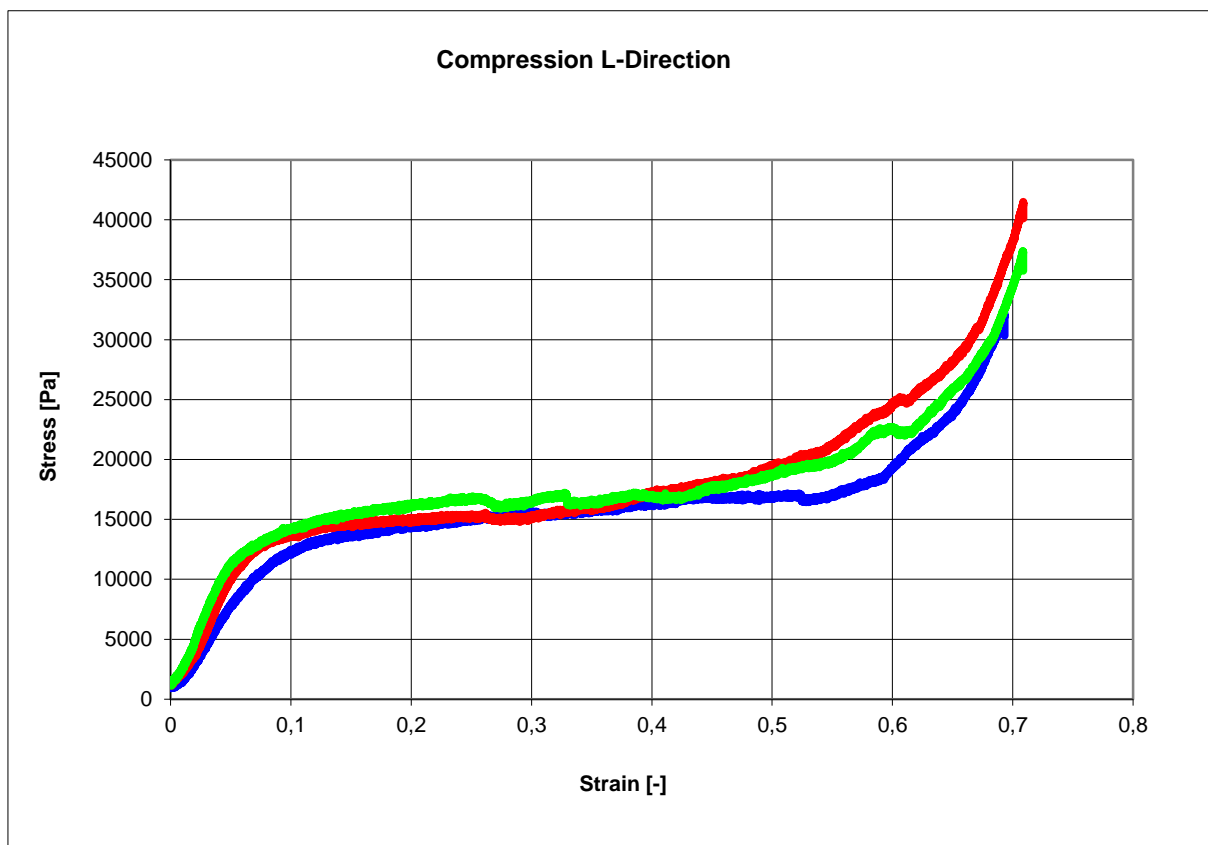
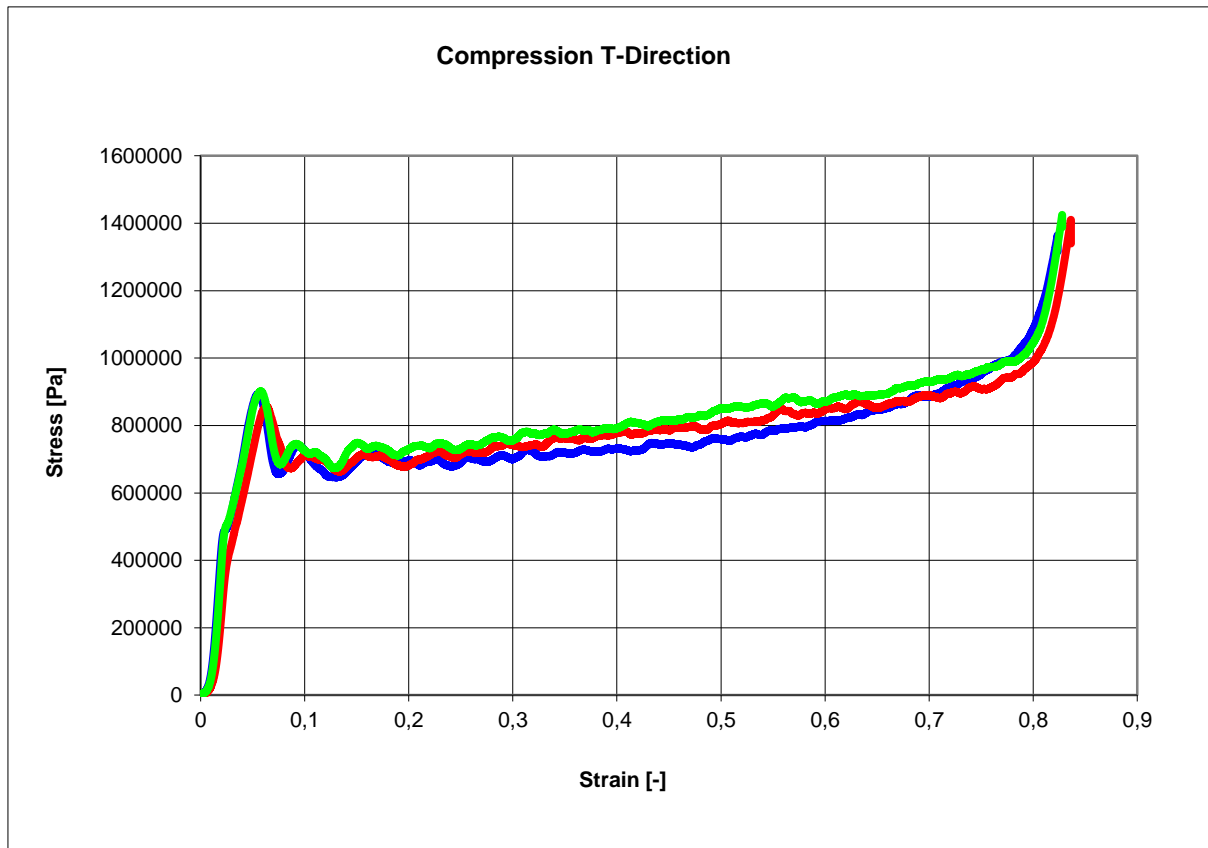
Literaturverzeichnis

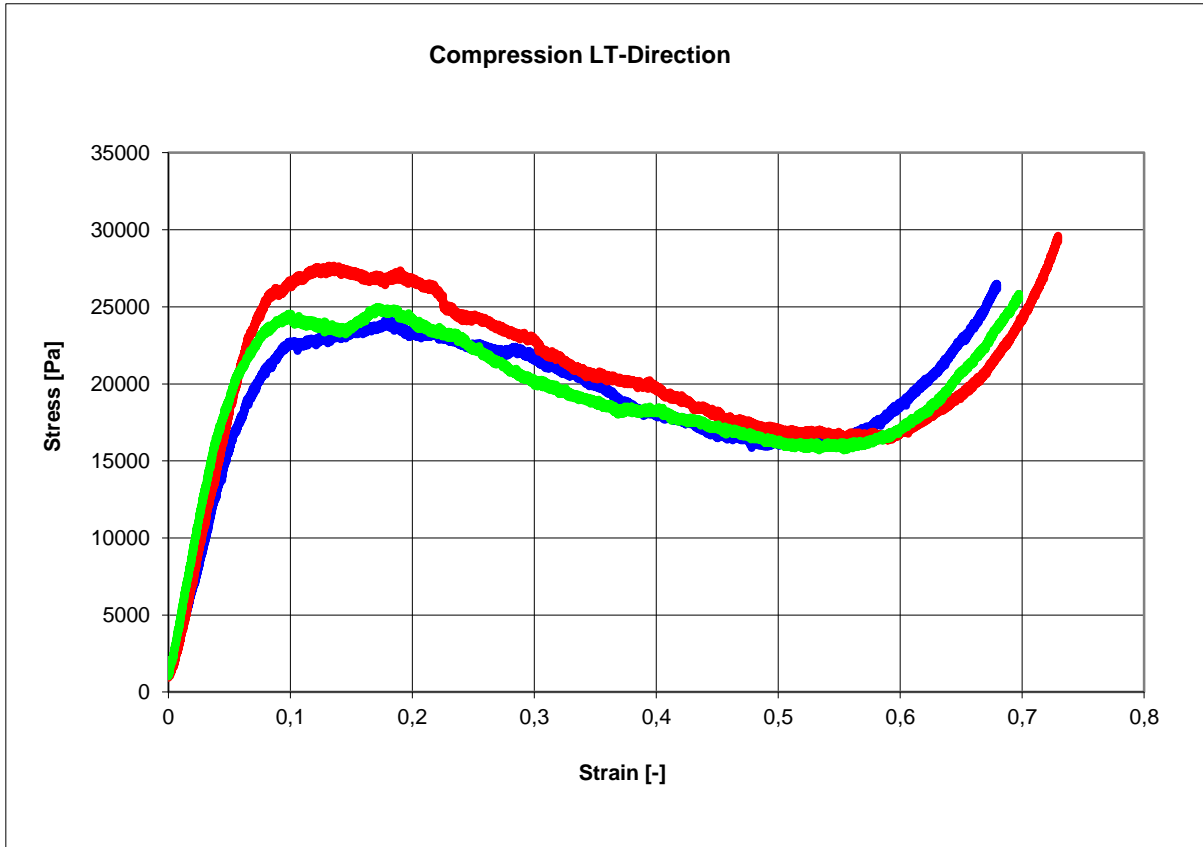
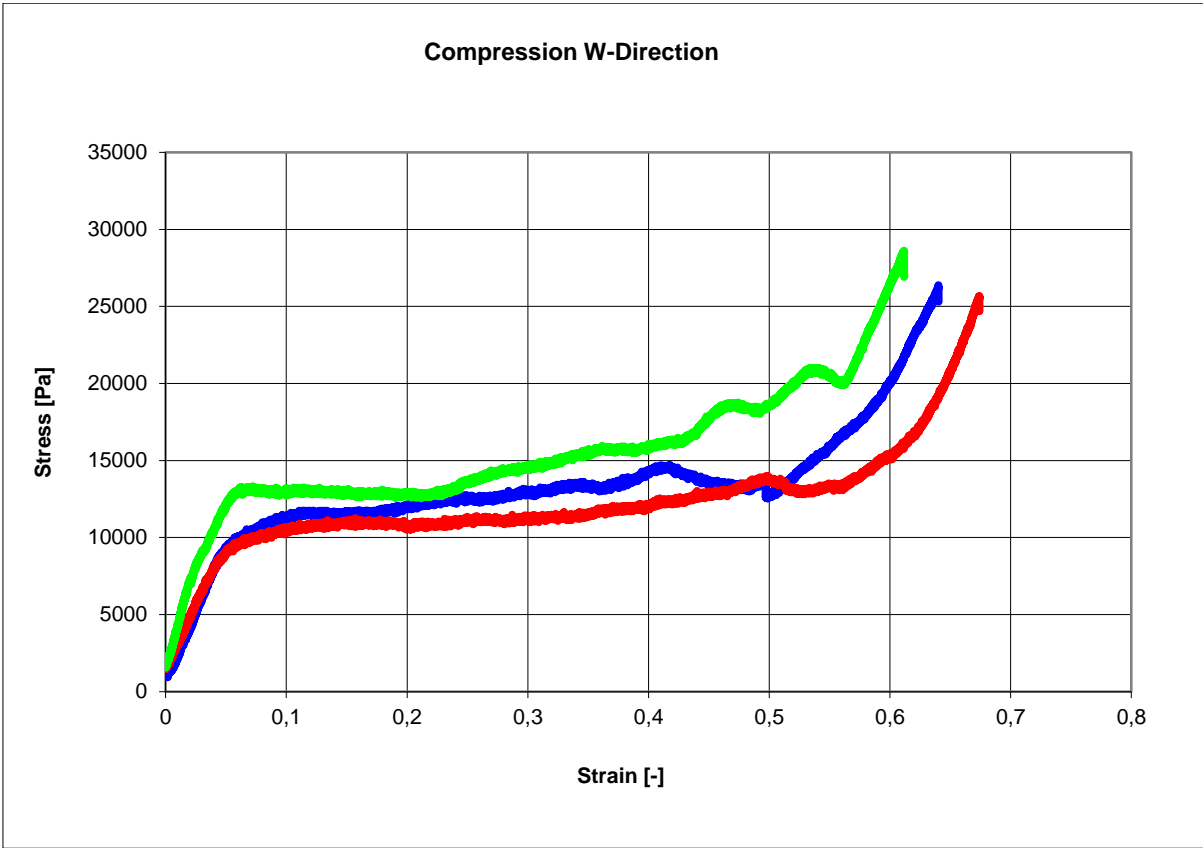
- [1] G. Siefarth, Geschichte der Raumfahrt, München: C.H. Beck oHG, 2001.
- [2] C. Lange, „How to build a 10 kg autonomous Asteroid landing package with 3 kg instruments in 6 years?" - Systems Engineering challenges of a high-density deep space system in the DLR MASCOT project,“ DLR Bremen, Portugal/Lisbon/Technical University of Lisbon, 2012.
- [3] Z. Zhijun, „Study on the Landing Mechanism Employed in Asteroid Exploration,“ State Key Laboratory of Robotics and System Harbin Institute of Technology, Harbin, Heilongjiang Province, China, 2012.
- [4] M. Braun, „DLR Presse-Informationen,“ 28 November 2012. [Online]. Available: http://www.dlr.de/dlr/presse/desktopdefault.aspx/tabid-10172/213_read-5773/#/gallery/8344.
- [5] H.-2. P. JAXA/ISAS & JSPEC, „Planetary Protection of Hayabusa-2 Mission, a Sample Return from 1999 JU3, C-type NEO,“ USA/Washington D.C., 2012.
- [6] C. Lange, „MASCOT - a lightweight multi-purpose lander platform,“ DLR, Deutschland/Bremen, 2012.
- [7] R.-M. Richter, „Hayabusa-2 und MASCOT: Senden Sie Ihren Namen ins All,“ 9 Oktober 2014. [Online]. Available: <http://www.raumfahrer.net/news/raumfahrt/09072014220659.shtml>.
- [8] M. Kröger, „Methodische Auslegung und Erprobung von Fahrzeug-Crashstrukturen,“ Universität Hannover, Deutschland/Hannover, 2002.
- [9] R. Matheis, „FAT-Forschungsprojekt "Beirat zum Fortschritt im Automobilleichtbau durch Entwicklung von Crashabsorbern aus textiverstärkten Kunststoffen auf Basis geflochtener Preforms und deren Abbildung in der Simulation",“ Deutschland/Aachen, 2010.
- [10] S. Angel, „Das SchlickerReaktionsSchaumSinter (SRSS)- Verfahren im Vergleich zu Aluminium- und Nickelschaum,“ Institut für Eisenhüttenkunde, RWTH Aachen, Aachen.
- [11] HexWeb, „A comprehensive guide to standard Hexcel honeycomb materials, configurations, and mechanical properties,“ 1999.

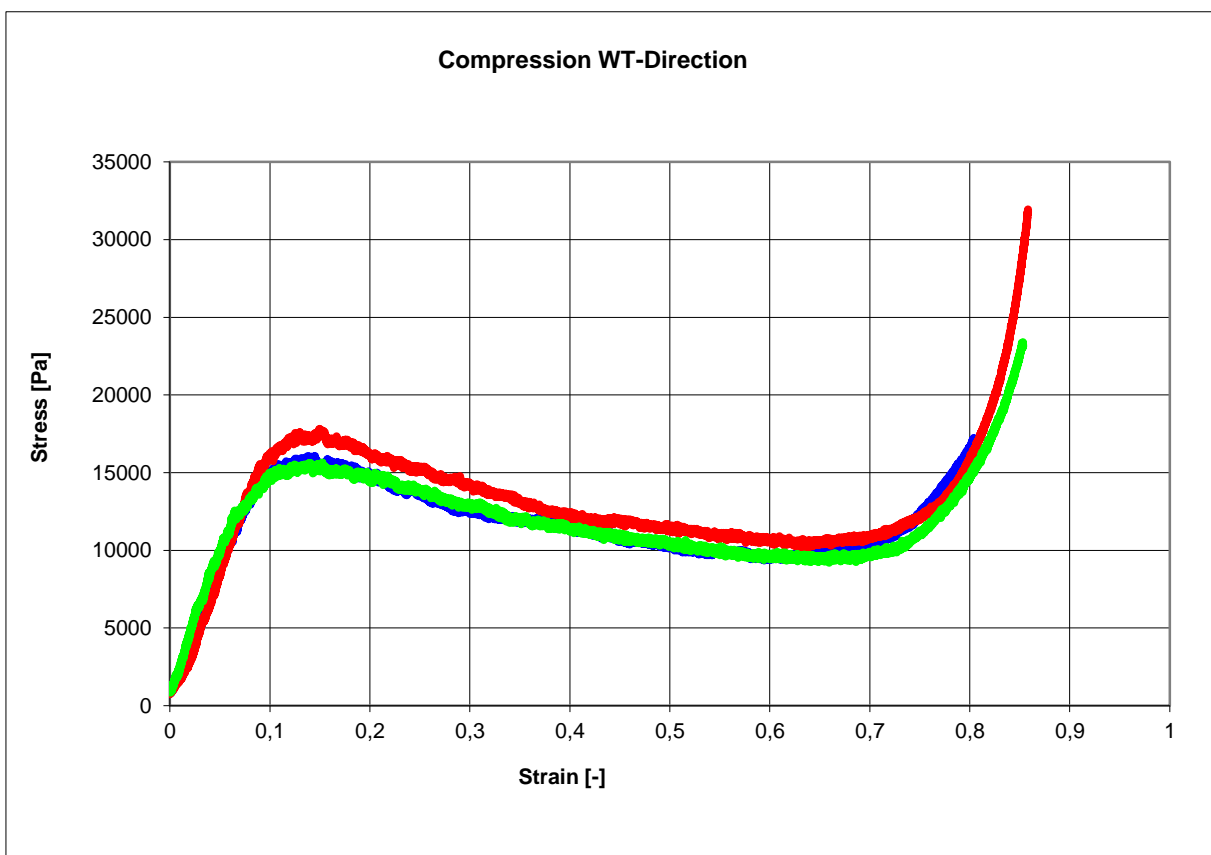
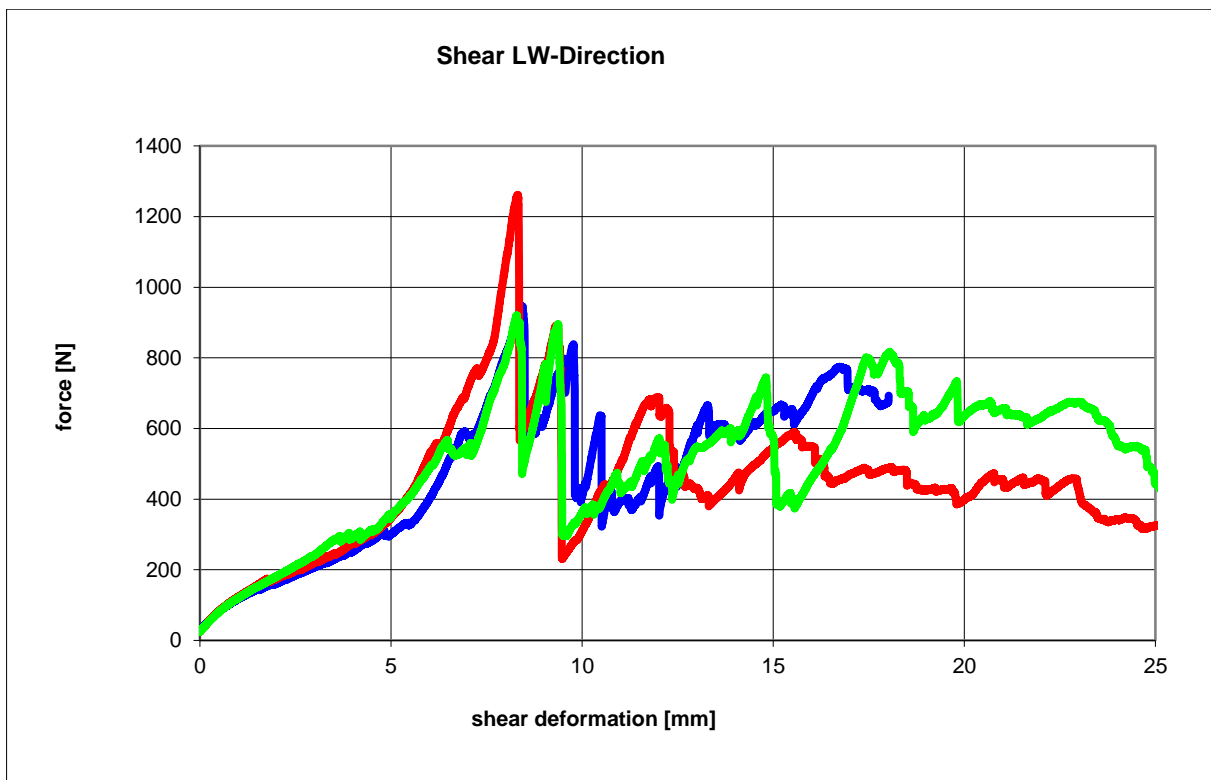
- [12] G. Nidia, „Carbon foams for thermal management,“ *Carbon 41*, pp. 1461 - 1466, 18 Februar 2003.
- [13] A. S. Matthias Mecklenburg, „Aerographite: Ultra Lightweight, Flexible Nanowall, Carbon Microtube Material with Outstanding Mechanical Performance,“ *Advanced Materials*, pp. 3486 - 3490, july 2012.
- [14] L. Ratke, „Herstellung und Eigenschaften eines neuen Leichtbetons: Aerogelbeton,“ *Beton- und Stahlbetonbau 103 (2008), Heft 4*, pp. 236 - 243, 2008.
- [15] B. Reinhardt, „Experimental Investigation and Evaluation of the Crash Behaviour of a Planetary Landing Platform Using Crushable Layers of Aluminum Honeycombs,“ Bremen, 2012.
- [16] B. Reinhardt, „Touchdown Simulation, Testing and Validation of a Marslander Demonstrator,“ Faserinstitut Bremen, Universität Bremen, Bremen, 2014.
- [17] F. Meyer, „Korrelation und Bewertung eines FE-Modells zum virtuellen Testen des Crashverhaltens von Aluminium-Honigwaben-Sandwichstrukturen innerhalb des Marslander-Projektes,“ Braunschweig, 2014.
- [18] J. Hallquist, „LS-DYNA Theory Manual,“ März 2006.
- [19] H. Sebastian, „Einfache Falltestberechnungen mit dem expliziten FE-Programm 'LS-DYNA' und Kopplung zum impliziten Programm 'ANSYS',“ Oktober, 2006.
- [20] K. Verena, „Correlation and Evaluation of a finite Element Model using Solid Elements for the Virtual Testing of the Touchdown Behaviour of a Robotic Landing Platform with a crushable Shock Absorber,“ RWTH, Lehrstuhl und Institut für Leichtbau, Aachen, 2013.
- [21] I. Ali, „Mathematical Models for in-Plane Moduli of Honeycomb Structures-A Review,“ *Research Journal of Applied Sciences, Engineering and Technology*, pp. 581-592, 20 Januar 2014.
- [22] LS-DYNA, November 2014. [Online]. Available: www.dynasupport.com.

Anhang

Belastungskurven des Materials PAMG-XR1-2.0-3/16-.0007-HP-5056-CL2 von Plascore [20]







Reduzierte Keyword-Datei der Lander auf einer Ecke auf unebener Asteroidenoberfläche

```
$# LS-DYNA Keyword file created by LS-PrePost 4.2 (Beta) -
25Oct2014(08:00)
*KEYWORD
*TITLE
$#
title
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
*CONTROL_ENERGY
$#      hgen      rwen      slnten      rylen
          2          2          2          2
*CONTROL_TERMINATION
$#  endtim      endcyc      dtmin      endeng      endmas
    0.100000          0 1.0000E-8      0.000 1.0000E+8
*CONTROL_TIMESTEP
$#  dtinit      tssfacc      isdo      tslimt      dt2ms      lctm      erode
mslst
    0.000 0.900000          0      0.000      0.000          0          1
0
$#  dt2msf      dt2mslc      imsc1      unused      unused      rmscl
    0.000          0          0      unused      unused      0.000
*DATABASE_GLSTAT
$#      dt      binary      lcur      ioopt
    5.0000E-5          0          0          1
*DATABASE_MATSUM
$#      dt      binary      lcur      ioopt
    5.0000E-5          0          0          1
*DATABASE_NCFORC
$#      dt      binary      lcur      ioopt
    5.0000E-5          0          0          1
*DATABASE_RCFORC
$#      dt      binary      lcur      ioopt
    5.0000E-5          0          0          1
*DATABASE_SLEOUT
$#      dt      binary      lcur      ioopt
    5.0000E-5          0          0          1
*DATABASE_BINARY_D3PLOT
$#      dt      lcdt      beam      npltc      psetid
    5.0000E-8          0          0          0          0
$#  ioopt
    0
*DATABASE_EXTENT_BINARY
$#  neiph      neips      maxint      strflg      sigflg      epsflg      rltflg
engflg
    0          0          3          0          1          1          1
1
$#  cmpflg      ieverp      beamip      dcomp      shge      stssz      n3thdt
ialemt
    0          0          0          1          2          1          2
1
$#  nintsld      pkp_sen      sclp      hydro      msscl      therm      intout
nodout
    0          0 1.000000          0          0          0      OSTRESS
STRESS
$#      dtdt      resplt
    0          0
```

```

*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
          1          1          1          0          0          0          0
0
*SECTION_SOLID_TITLE
Asteroid
$#      secid      elform      aet
          1          1          0
*MAT_RIGID_TITLE
Asteroid
$#      mid      ro      e      pr      n      couple      m
alias
          1 667.000002.0000E+11 0.300000 0.000 0.000 0.000
$#      cmo      con1      con2
1.000000 7. 7.
$#lco or al      a2      a3      v1      v2      v3
0.000 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
          10          3          11          0          1          0          0
0
*SECTION_SOLID_TITLE
HW_10
$#      secid      elform      aet
          3          1          0
*MAT_MODIFIED_HONEYCOMB_TITLE
72_HW_10
$#      mid      ro      e      pr      sigy      vf      mu
bulk
          11 72.000000 4.1700E+7 5.0000E-2 4.0500E+8 0.200000 5.0000E-2
0.000
$#      lca      lcb      lcc      lcs      lcab      lcbc      lcca
lcsr
          19.      20.      21.      0.      22.      23.      24.
0
$#      eaau      ebbu      eccu      gabu      gbcu      gcau      aopt
macf
1.8750E+9 83300.000 2.7930E+6 4.8300E+8 4.1900E+5 2.1390E+8 2.000000
1
$#      xp      yp      zp      a1      a2      a3
0.000 0.000 0.000 0.500000 0.500000 -0.500000
$#      d1      d2      d3      tsef      ssef      vref      tref
shdflg
0.500000 -0.500000 0.500000 0.000 0.000 0.000 0.000
0.000
*HOURLASS_TITLE
HW
$#      hgid      ihq      qm      ibq      q1      q2      qb/vdc
qw

```

```

1          6 3.0000E-3          0 1.500000 6.0000E-2 0.100000
0.100000
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
      16          4          12          0          1          0          0
0
*SECTION_SOLID_TITLE
HW_16
$#      secid      elform      aet
      4          1          0
*MAT_MODIFIED_HONEYCOMB_TITLE
37_HW_16
$#      mid      ro      e      pr      sigy      vf      mu
bulk
      12 37.000000 4.1700E+7 5.0000E-2 4.0500E+8 0.200000 5.0000E-2
0.000
$#      lca      lcb      lcc      lcs      lcab      lcbc      lcca
lcsr
      13.      14.      15.      0.      16.      17.      18.
0
$#      eaau      ebbu      eccu      gabu      gbcu      gcau      aopt
macf
9.6340E+8 11300.000 3.7900E+5 2.2080E+8 57000.000 1.1780E+7 2.000000
1
$#      xp      yp      zp      a1      a2      a3
      0.000      0.000      0.000 0.500000 0.500000 0.000
$#      d1      d2      d3      tsef      ssef      vref      tref
shdflg
      0.500000      0.000 0.500000      0.000      0.000      0.000      0.000
0.000
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
      24          5          14          0          1          0          0
0
*SECTION_SOLID_TITLE
HW_24
$#      secid      elform      aet
      5          1          0
*MAT_MODIFIED_HONEYCOMB_TITLE
25_HW_24
$#      mid      ro      e      pr      sigy      vf      mu
bulk
      14 25.600000 4.1700E+7 5.0000E-2 4.0500E+8 0.200000 5.0000E-2
0.000
$#      lca      lcb      lcc      lcs      lcab      lcbc      lcca
lcsr
      7.      8.      9.      0.      10.      11.      12.
0
$#      eaau      ebbu      eccu      gabu      gbcu      gcau      aopt
macf

```



```

6.6650E+8 3740.0000 1.2550E+5 1.4490E+8 18800.000 7.5900E+7 2.000000
1
$#      xp      yp      zp      a1      a2      a3
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.500000 -0.500000
$#      d1      d2      d3      tsef      ssef      vref      tref
shdflg
      0.500000 -0.500000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000
0.000
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
      25      6      13      0      1      0      0
0
*SECTION_SOLID_TITLE
HW_25
$#      secid      elform      aet
      6      1      0
*MAT_MODIFIED_HONEYCOMB_TITLE
25_HW_25
$#      mid      ro      e      pr      sigy      vf      mu
bulk
      13 25.600000 4.1700E+7 5.0000E-2 4.0500E+8 0.200000 5.0000E-2
0.000
$#      lca      lcb      lcc      lcs      lcab      lcba      lcca
lcsr
      7.      8.      9.      0.      10.      11.      12.
0
$#      eaau      ebbu      eccu      gabu      gbcu      gcau      aopt
macf
6.6650E+8 3740.0000 1.2550E+5 1.4490E+8 18800.000 7.5900E+7 2.000000
1
$#      xp      yp      zp      a1      a2      a3
      0.000      0.000      0.000      0.500000      0.000 -0.500000
$#      d1      d2      d3      tsef      ssef      vref      tref
shdflg
      0.000 -0.500000 0.500000      0.000      0.000      0.000      0.000
0.000
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
      28      7      9      0      1      0      0
0
*SECTION_SOLID_TITLE
HW_28
$#      secid      elform      aet
      7      1      0
*MAT_MODIFIED_HONEYCOMB_TITLE
16_HW_28
$#      mid      ro      e      pr      sigy      vf      mu
bulk
      9 16.000000 4.1700E+7 5.0000E-2 4.0500E+8 0.200000 5.0000E-2
0.000

```

```

$#      lca      lcb      lcc      lcs      lcab      lcbc      lcca
lcsr      1.      2.      3.      0.      4.      5.      6.
0
$#      eaau      ebbu      eccu      gabu      gbcu      gcay      aopt
macf
4.1660E+8 914.00000 30600.000 8.2800E+7 4600.0000 4.8300E+7 2.000000
1
$#      xp      yp      zp      a1      a2      a3
0.000 0.000 0.000 0.000 1.000000 0.000
$#      d1      d2      d3      tsef      ssef      vref      tref
shdflg
1.000000 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000
0.000
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
30      8      8      0      1      0      0
0
*SECTION_SOLID_TITLE
HW_30
$#      secid      elform      aet
8      1      0
*MAT_MODIFIED_HONEYCOMB_TITLE
16_HW_30
$#      mid      ro      e      pr      sigy      vf      mu
bulk
8 16.000000 4.1700E+7 5.0000E-2 4.0500E+8 0.200000 5.0000E-2
0.000
$#      lca      lcb      lcc      lcs      lcab      lcbc      lcca
lcsr      1.      2.      3.      0.      4.      5.      6.
0
$#      eaau      ebbu      eccu      gabu      gbcu      gcay      aopt
macf
4.1660E+8 914.00000 30600.000 8.2800E+7 4600.0000 4.8300E+7 2.000000
1
$#      xp      yp      zp      a1      a2      a3
0.000 0.000 0.000 1.000000 0.000 0.000
$#      d1      d2      d3      tsef      ssef      vref      tref
shdflg
0.000 0.000 1.000000 0.000 0.000 0.000 0.000
0.000
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
31      9      10      0      1      0      0
0
*SECTION_SOLID_TITLE
HW_31
$#      secid      elform      aet
9      1      0

```

```

*MAT_MODIFIED_HONEYCOMB_TITLE
16_HW_31
$#      mid      ro      e      pr      sigy      vf      mu
bulk
      10 16.000000 4.1700E+7 5.0000E-2 4.0500E+8 0.200000 5.0000E-2
0.000
$#      lca      lcb      lcc      lcs      lcab      lcba      lcca
lcsr
      1.      2.      3.      0.      4.      5.      6.
0
$#      eaau      ebbu      eccu      gabu      gbcu      gcau      aopt
macf
4.1660E+8 914.00000 30600.000 8.2800E+7 4600.0000 4.8300E+7 2.000000
1
$#      xp      yp      zp      a1      a2      a3
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      1.000000
$#      d1      d2      d3      tsef      ssef      vref      tref
shdflg
      0.000      1.000000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000
0.000
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
      32      2      2      0      0      0      0
0
*SECTION_SOLID_TITLE
Lander
$#      secid      elform      aet
      2      1      0
*MAT_RIGID_TITLE
Lander
$#      mid      ro      e      pr      n      couple      m
alias
      2 667.000002.0000E+11 0.300000      0.000      0.000      0.000
$#      cmo      con1      con2
      0.000      0.      0.
$#lco or a1      a2      a3      v1      v2      v3
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
      72      10      3      0      2      0      0
0
*SECTION_SHELL_TITLE
FS
$#      secid      elform      shrif      nip      propt      qr/irid      icomp
setyp
      10      16 0.833000      3 1.000000      0.000      0
1
$#      t1      t2      t3      t4      nloc      marea      idof
edgset

```

```

2.0000E-4 2.0000E-4 2.0000E-4 2.0000E-4      0.000      0.000      0.000
0
*MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE_TITLE
Dyneema
$#      mid      ro      ea      eb      (ec)      prba      (prca)
(prcb)
      3 1445.0000 6.5860E+9 6.5860E+9      0.000 0.300000      0.000
0.000
$#      gab      gbc      gca      (kf)      aopt
5.0800E+9      0.000      0.000      0.000      0.000
$#      xp      yp      zp      a1      a2      a3      mangle
0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000
$#      v1      v2      v3      d1      d2      d3      dfailm
dfails
0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000 5.3500E-2
1.000000
$#      tfail      alph      soft      fbrt      ycfac      dfailt      dfailc
efs
0.000      0.000 1.000000      0.000 1.000000 5.3500E-2 -5.350E-2
0.000
$#      xc      xt      yc      yt      sc      crit      beta
2.0000E+8 2.0000E+8 2.0000E+8 2.0000E+8 4.0000E+7 54.000000      0.000
$#      pel      epsf      epsr      tsmd      soft2
0.000      0.000      0.000      0.000 1.000000
$#      slimt1      slimc1      slimt2      slimc2      slims      ncyred      softg
0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000 1.000000
*HOURLASS_TITLE
FS
$#      hgid      ihq      qm      ibq      q1      q2      qb/vdc
qw
      2      8 3.0000E-2      0 1.500000 6.0000E-2 0.100000
0.100000
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
      73      10      3      0      2      0      0
0
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
      74      10      3      0      2      0      0
0
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
      75      10      3      0      2      0      0
0
*PART

```

```

$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
      76      10      3      0      2      0      0
0
*PART
$#
title
auto created
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt
tmid
      77      10      3      0      2      0      0
0
*MAT_MODIFIED_HONEYCOMB_TITLE
16_HW
$#      mid      ro      e      pr      sigy      vf      mu
bulk
      4 16.000000 4.1700E+7 5.0000E-2 4.0500E+8 0.200000 5.0000E-2
0.000
$#      lca      lcb      lcc      lcs      lcab      lcbc      lcca
lcsr
      1.      2.      3.      0.      4.      5.      6.
0
$#      eaau      ebbu      eccu      gabu      gbcu      gcau      aopt
macf
4.1660E+8 914.00000 30600.000 8.2800E+7 4600.0000 4.8300E+7 2.000000
1
$#      xp      yp      zp      a1      a2      a3
0.000 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000
$#      d1      d2      d3      tsef      ssef      vref      tref
shdflg
0.000 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000
0.000
*MAT_MODIFIED_HONEYCOMB_TITLE
25_HW
$#      mid      ro      e      pr      sigy      vf      mu
bulk
      5 25.600000 4.1700E+7 5.0000E-2 4.0500E+8 0.200000 5.0000E-2
0.000
$#      lca      lcb      lcc      lcs      lcab      lcbc      lcca
lcsr
      7.      8.      9.      0.      10.      11.      12.
0
$#      eaau      ebbu      eccu      gabu      gbcu      gcau      aopt
macf
6.6650E+8 3740.0000 1.2550E+5 1.4490E+8 18800.000 7.5900E+7 2.000000
1
$#      xp      yp      zp      a1      a2      a3
0.000 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000
$#      d1      d2      d3      tsef      ssef      vref      tref
shdflg
0.000 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000
0.000
*MAT_MODIFIED_HONEYCOMB_TITLE
37_HW

```

```

$#      mid      ro      e      pr      sigy      vf      mu
bulk
      6 37.000000 4.1700E+7 5.0000E-2 4.0500E+8 0.200000 5.0000E-2
0.000
$#      lca      lcb      lcc      lcs      lcab      lcbc      lcca
lcsr
      13.      14.      15.      0.      16.      17.      18.
0
$#      eaau      ebbu      eccu      gabu      gbcu      gcau      aopt
macf
      9.6337E+8 11300.000 3.7900E+5 2.2080E+8 57000.000 1.1780E+7 2.000000
1
$#      xp      yp      zp      a1      a2      a3
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000
$#      d1      d2      d3      tsef      ssef      vref      tref
shdflg
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000
0.000
*MAT_MODIFIED_HONEYCOMB_TITLE
72_HW
$#      mid      ro      e      pr      sigy      vf      mu
bulk
      7 72.000000 4.1700E+7 5.0000E-2 4.0500E+8 0.200000 5.0000E-2
0.000
$#      lca      lcb      lcc      lcs      lcab      lcbc      lcca
lcsr
      19.      20.      21.      0.      22.      23.      24.
0
$#      eaau      ebbu      eccu      gabu      gbcu      gcau      aopt
macf
      1.8747E+9 83300.000 2.7930E+6 4.8300E+8 4.1900E+5 2.1390E+8 2.000000
1
$#      xp      yp      zp      a1      a2      a3
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000
$#      d1      d2      d3      tsef      ssef      vref      tref
shdflg
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000
0.000
*INITIAL_VELOCITY_GENERATION
$#nsid/pid      styp      omega      vx      vy      vz      ivatn
icid
      32      2      0.000      2.300000      2.300000 -2.300000      1
0
$#      xc      yc      zc      nx      ny      nz      phase
irigid
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0
0
*ELEMENT_SOLID
...
...

*DEFINE_CURVE_TITLE
...
...

*CONTACT_AUTOMATIC_GENERAL_ID
$#      cid
title

```

```

1Asteroid
$#      ssid      msid      sstyp      mstyp      sboxid      mboxid      spr
mpr
      0          1          0          3          0          0          0
0
$#      fs        fd        dc        vc        vdc        penchk      bt
dt
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000          0
0.0001.0000E+20
$#      sfs        sfm        sst        mst        sfst        sfmt        fsf
vsf
      1.000000    1.000000      0.000      0.000    1.000000    1.000000    1.000000
1.000000
$#      soft      sofsc1    lcidab    maxpar      sbopt      depth      bsort
frcfrq
      0  0.100000          0  1.025000    2.000000          2          0
1
*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_ID
$#      cid
title
2Lander-Flaeche_1
$#      ssid      msid      sstyp      mstyp      sboxid      mboxid      spr
mpr
      31          32          3          3          0          0          0
0
$#      fs        fd        dc        vc        vdc        penchk      bt
dt
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000          0
0.0001.0000E+20
$#      sfs        sfm        sst        mst        sfst        sfmt        fsf
vsf
      1.000000    1.000000      0.000      0.000    1.000000    1.000000    1.000000
1.000000
$#      soft      sofsc1    lcidab    maxpar      sbopt      depth      bsort
frcfrq
      0  0.100000          0  1.025000    2.000000          2          0
1
*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_ID
$#      cid
title
3Lander-Flaeche_2
$#      ssid      msid      sstyp      mstyp      sboxid      mboxid      spr
mpr
      30          32          3          3          0          0          0
0
$#      fs        fd        dc        vc        vdc        penchk      bt
dt
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000          0
0.0001.0000E+20
$#      sfs        sfm        sst        mst        sfst        sfmt        fsf
vsf
      1.000000    1.000000      0.000      0.000    1.000000    1.000000    1.000000
1.000000
$#      soft      sofsc1    lcidab    maxpar      sbopt      depth      bsort
frcfrq
      0  0.100000          0  1.025000    2.000000          2          0
1
*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_ID

```

```

$#      cid
title
      4Lander-Flaeche_3
$#      ssid      msid      sstyp      mstyp      sboxid      mboxid      spr
mpr
      28      32      3      3      0      0      0
0
$#      fs      fd      dc      vc      vdc      penchk      bt
dt
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0
0.0001.0000E+20
$#      sfs      sfm      sst      mst      sfst      sfmt      fsf
vsf
      1.000000      1.000000      0.000      0.000      1.000000      1.000000      1.000000
1.000000
$#      soft      sofsc1      lcidab      maxpar      sbopt      depth      bsort
frcfrq
      0      0.100000      0      1.025000      2.000000      2      0
1
*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_ID
$#      cid
title
      5Kante_1.1
$#      ssid      msid      sstyp      mstyp      sboxid      mboxid      spr
mpr
      16      28      3      3      0      0      0
0
$#      fs      fd      dc      vc      vdc      penchk      bt
dt
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0
0.0001.0000E+20
$#      sfs      sfm      sst      mst      sfst      sfmt      fsf
vsf
      1.000000      1.000000      0.000      0.000      1.000000      1.000000      1.000000
1.000000
$#      soft      sofsc1      lcidab      maxpar      sbopt      depth      bsort
frcfrq
      0      0.100000      0      1.025000      2.000000      2      0
1
*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_ID
$#      cid
title
      6Kante_1.2
$#      ssid      msid      sstyp      mstyp      sboxid      mboxid      spr
mpr
      16      30      3      3      0      0      0
0
$#      fs      fd      dc      vc      vdc      penchk      bt
dt
      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0
0.0001.0000E+20
$#      sfs      sfm      sst      mst      sfst      sfmt      fsf
vsf
      1.000000      1.000000      0.000      0.000      1.000000      1.000000      1.000000
1.000000
$#      soft      sofsc1      lcidab      maxpar      sbopt      depth      bsort
frcfrq

```



```

0 0.100000 0 1.025000 2.000000 2 0
1
*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_ID
$# cid
title
7Kante_2.1
$# ssid msid sstyp mstyp sboxid mboxid spr
mpr 25 30 3 3 0 0 0
0
$# fs fd dc vc vdc penchk bt
dt 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000 0
0.0001.0000E+20
$# sfs sfm sst mst sfst sfmt fsf
vsf 1.000000 1.000000 0.000 0.000 1.000000 1.000000 1.000000
1.000000
$# soft sofsc1 lcidab maxpar sbopt depth bsort
frcfrq 0 0.100000 0 1.025000 2.000000 2 0
1
*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_ID
$# cid
title
8Kante_2.2
$# ssid msid sstyp mstyp sboxid mboxid spr
mpr 25 31 3 3 0 0 0
0
$# fs fd dc vc vdc penchk bt
dt 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000 0
0.0001.0000E+20
$# sfs sfm sst mst sfst sfmt fsf
vsf 1.000000 1.000000 0.000 0.000 1.000000 1.000000 1.000000
1.000000
$# soft sofsc1 lcidab maxpar sbopt depth bsort
frcfrq 0 0.100000 0 1.025000 2.000000 2 0
1
*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_ID
$# cid
title
9Kante_3.1
$# ssid msid sstyp mstyp sboxid mboxid spr
mpr 24 28 3 3 0 0 0
0
$# fs fd dc vc vdc penchk bt
dt 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000 0
0.0001.0000E+20
$# sfs sfm sst mst sfst sfmt fsf
vsf 1.000000 1.000000 0.000 0.000 1.000000 1.000000 1.000000
1.000000

```

```

$#      soft      sofsc1      lcidab      maxpar      sbopt      depth      bsort
frcfrq      0  0.100000      0  1.025000  2.000000      2      0
1
*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_ID
$#      cid
title
      10Kante_3.2
$#      ssid      msid      sstyp      mstyp      sboxid      mboxid      spr
mpr      24      31      3      3      0      0      0
0
$#      fs      fd      dc      vc      vdc      penchk      bt
dt      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0
0.0001.0000E+20
$#      sfs      sfm      sst      mst      sfst      sfmt      fsf
vsf      1.000000  1.000000      0.000      0.000  1.000000  1.000000  1.000000
1.000000
$#      soft      sofsc1      lcidab      maxpar      sbopt      depth      bsort
frcfrq      0  0.100000      0  1.025000  2.000000      2      0
1
*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_ID
$#      cid
title
      11Ecke_1.1
$#      ssid      msid      sstyp      mstyp      sboxid      mboxid      spr
mpr      10      25      3      3      0      0      0
0
$#      fs      fd      dc      vc      vdc      penchk      bt
dt      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0
0.0001.0000E+20
$#      sfs      sfm      sst      mst      sfst      sfmt      fsf
vsf      1.000000  1.000000      0.000      0.000  1.000000  1.000000  1.000000
1.000000
$#      soft      sofsc1      lcidab      maxpar      sbopt      depth      bsort
frcfrq      0  0.100000      0  1.025000  2.000000      2      0
1
*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_ID
$#      cid
title
      12Ecke_1.2
$#      ssid      msid      sstyp      mstyp      sboxid      mboxid      spr
mpr      10      24      3      3      0      0      0
0
$#      fs      fd      dc      vc      vdc      penchk      bt
dt      0.000      0.000      0.000      0.000      0.000      0
0.0001.0000E+20
$#      sfs      sfm      sst      mst      sfst      sfmt      fsf
vsf

```

```

1.000000 1.000000 0.000 0.000 1.000000 1.000000 1.000000
1.000000
$# soft sofsc1 lcidab maxpar sbopt depth bsort
frcfrq 0 0.100000 0 1.025000 2.000000 2 0
1
*CONTACT_TIED_SURFACE_TO_SURFACE_ID
$# cid
title
13Ecke_1.3
$# ssid msid sstyp mstyp sboxid mboxid spr
mpr 10 16 3 3 0 0 0
0
$# fs fd dc vc vdc penchk bt
dt 0.000 0.000 0.000 0.000 0.000 0
0.0001.0000E+20
$# sfs sfm sst mst sfst sfmt fsf
vsf 1.000000 1.000000 0.000 0.000 1.000000 1.000000 1.000000
1.000000
$# soft sofsc1 lcidab maxpar sbopt depth bsort
frcfrq 0 0.100000 0 1.025000 2.000000 2 0
1
*END

```