



Technische  
Universität  
Braunschweig

Institut für  
Raumfahrtssysteme



# REGGAE



## REduced Gravity Gecko Adhesion docking Experiments

TU Braunschweig  
Institut für Raumfahrtssysteme

22. Oktober 2021



# Technical Note

Doc. No.: TN-reggae2021-01

Version: 1.0

## Abschlussbericht DLR-REGGAE 2021

**Projektmanager** Mohamed Khalil Ben Larbi  
m.ben-larbi@tu-braunschweig.de  
<https://orcid.org/0000-0002-8390-9302>  
+49 531 391 9973

**Accessibility level: internal and external restricted access**

Institut für Raumfahrtssysteme  
Hermann-Blenk-Str. 23  
D-38108 Braunschweig

Reviewer: Dipl.-Ing. Mohamed Khalil Ben-Larbi  
Author: Reggae Team

Signatures:

\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_

# Protokoll

## Änderungsprotokoll

Version	Datum	Seiten	Author	Inhalt
0.1	30.04.2021	Alle	KBL	Struktur
0.2	15.06.2021	Alle	KBL	Erster Entwurf aller Kapitel
0.2	19.09.2021	Kapitel 3	GA	Concept of Operations
0.3	20.09.2021	Kapitel 3	GA	Ergebnisse und Auswertung
0.4	20.09.2021	Kapitel 3	KBL	Korrektur und Ergänzung der Ergebnisse
0.5	21.09.2021	Kapitel 3 und 5	GA	Ergebnisse und Auswertung, Strukturierung
0.6	28.09.2021	Kapitel 4	JH	Concept of Operations, Ergebnisse und Auswertung
0.7	12.10.2021	Kapitel 2	JH, KBL	Chaser Design, Target Design
0.8	12.10.2021	Kapitel 4	KBL	Concept of Operations, Ergebnisse und Auswertung
1.0	22.10.2021	alle Kapitel	KBL	Final release

## Externe Verteilung

Name	Organisation	Ausgabe
Dr. Tobias Saltzmann	DLR RD-RW	elektronisch pdf
Marianne Weiss	DLR RD-FA	elektronisch pdf, papierform

# Inhaltsverzeichnis

<b>Protokoll</b>	<b>IV</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>VIII</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>X</b>
<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>XI</b>
<b>1. Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1. Motivation . . . . .	1
1.2. Ziele . . . . .	2
<b>2. Design des Docking-Mechanismus</b>	<b>3</b>
2.1. Funktionsweise und Klassifizierung des Gecko-Haftmaterials . . . . .	3
2.2. Auswahl der Mikrohaftstrukturen . . . . .	4
2.3. Chaser Design . . . . .	4
2.3.1. Ausgewählte Mikrohaftstrukturen . . . . .	7
2.4. Target Design . . . . .	7
2.4.1. Target-Oberflächen . . . . .	9
2.5. Astrobeemount . . . . .	11
<b>3. Boden Experimente</b>	<b>13</b>
3.1. Concept of Operations . . . . .	13
3.1.1. Luftlagertisch und Mockups . . . . .	13
3.1.2. Ziel und Vorbereitung der Experimente . . . . .	13
3.1.3. Durchführung der Experimente . . . . .	16
3.2. Ergebnisse und Auswertung . . . . .	16
3.2.1. Geckofolie . . . . .	18
3.2.2. Sylgard . . . . .	18
3.2.3. Sylgard Washed . . . . .	18
<b>4. On-Orbit Experimente</b>	<b>21</b>
4.1. Concept of Operations . . . . .	21
4.1.1. Astrobeemount . . . . .	21
4.1.2. Launch und Astronautenzeit . . . . .	22
4.1.3. Ziel und Vorbereitung der Experimente . . . . .	23
4.1.4. Durchführung der Experimente . . . . .	25
4.2. Ergebnisse und Auswertung . . . . .	26
4.2.1. Sylgard . . . . .	28
4.2.2. Sylgard Washed . . . . .	28
4.2.3. Geckofolie . . . . .	28

<b>5. Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>29</b>
5.1. Zusammenfassung . . . . .	29
5.2. Ausblick . . . . .	30
<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>i</b>
<b>A. Plots Boden Experimente</b>	<b>ii</b>
<b>B. Übersicht On-Orbit Experimente</b>	<b>x</b>
<b>C. Plots On-Orbit Experimente</b>	<b>xiii</b>



# Abbildungsverzeichnis

2.1.	Chaser-Mechanismus, mit und ohne Geckopads . . . . .	4
2.2.	Verbindungen zwischen dem äußeren und inneren Rahmen (a) und dem inneren Rahmen und dem Plateau (b) . . . . .	5
2.3.	Homing-Device . . . . .	5
2.4.	Eine der vier Suspension-Assemblies in belastetem (a) und unbelastetem (b) Zustand . . . . .	6
2.5.	Isometrische Darstellung eines Geckopads (a), Schnittansicht (b) und Schnittansicht des Zusammenbaus mit dem Plateau (c) . . . . .	7
2.6.	Mikroskopische Ansicht der Sylgard Mikrohaftstrukturen und die an dem Chaser-Mechanismus montierten Sylgard-Geckopads . . . . .	8
2.7.	Mikroskopische Ansicht der UA-foil und die an dem Chaser-Mechanismus montierte UA-foil Geckopads . . . . .	8
2.8.	Target-Mechanismus . . . . .	9
2.9.	Isometrische Ansicht einer Target-Oberfläche (a), Schnittansicht (b) und Schnittansicht der montierten Target-Oberfläche (c) . . . . .	10
2.10.	Die Target-Oberflächen für die Testkampagne auf der International Space Station (ISS) . . . . .	10
2.11.	Flugversion des Astrobee-mounts . . . . .	11
2.12.	Testversion des mounts . . . . .	12
3.1.	Schematische Darstellung des Luftlagertisches und der zugehörigen Peripherie des Instituts für Raumfahrtsysteme der Technischen Universität Braunschweig. . . . .	14
3.2.	Verwendete Mockups für die Dockingexperimente, Chaser (links) und Target (rechts). Am oberen Rand der Mockups sind die zur Positionserfassung nötigen Tracker zu erkennen. . . . .	14
3.3.	Schematischer Ablauf und Aufbau der durchgeführten Dockingexperimente. . . . .	17
3.4.	Docking mit Geckofolie and Aluminium . . . . .	19
4.1.	Astrobee Roboter . . . . .	21
4.2.	Teil der finalen REGGAE-Nutzlast . . . . .	22
4.3.	Fitcheck am NASA Johnson Space Center . . . . .	23
4.4.	Definition der Freiheitsgrade des Chaser-Astrobees. $\alpha$ ist hierbei der Gierwinkel (yaw) und $\beta$ der Nickwinkel (pitch). Der Rollwinkel bezüglich der z-Achse des Astrobees ist nicht definiert, da dieser im Rahmen der Experimente nicht variiert wurde. . . . .	24
4.5.	Ausgangspositionierung der Astrobees innerhalb des ISS-Moduls. . . . .	24
4.6.	Live Aufnahme eines Docking Testlaufs. . . . .	25
4.7.	Session 2, Run 12 mit Sylgard und Acrylglas. . . . .	27
A.1.	Docking with Gecko Foil and Acrylic Glass . . . . .	ii
A.2.	Docking with Gecko Foil and Acrylic Glass . . . . .	iii
A.3.	Docking with Sylgard and Acrylic Glass . . . . .	iv



A.4. Docking with Sylgard and Aluminium . . . . .	v
A.5. Docking with Sylgard and MLI(Kapton) . . . . .	vi
A.6. Docking with Sylgard and Acrylic Glass . . . . .	vii
A.7. Docking with Sylgard and Aluminium . . . . .	viii
A.8. Docking with Sylgard and MLI(Kapton) . . . . .	ix
C.1. Session 2, Run 11 with Sylgard and Acrylic Glass . . . . .	xiv
C.2. Session 2, Run 12 with Sylgard and Acrylic Glass . . . . .	xv
C.3. Session 2, Run 9 with Sylgard and Acrylic Glass . . . . .	xvi
C.4. Session 2, Run 8 with Sylgard and Aluminium . . . . .	xvii
C.5. Session 2, Run 10 with Sylgard and Aluminium . . . . .	xviii
C.6. Session 1, Run 1 with Sylgard and MLI . . . . .	xix
C.7. Session 1, Run 3 with Sylgard and MLI . . . . .	xx
C.8. Session 1, Run 4 with Sylgard and MLI . . . . .	xxi
C.9. Session 1, Run 5 with Sylgard and MLI . . . . .	xxii
C.10. Session 1, Run 6 with Sylgard and MLI . . . . .	xxiii
C.11. Session 2, Run 2 with Sylgard Washed and Acrylic Glass . . . . .	xxiv
C.12. Session 2, Run 3 with Sylgard Washed and Acrylic Glass . . . . .	xxv
C.13. Session 2, Run 13 with Sylgard Washed and Acrylic Glass . . . . .	xxvi
C.14. Session 2, Run 14 with Sylgard Washed and Acrylic Glass . . . . .	xxvii
C.15. Session 2, Run 15 with Sylgard Washed and Acrylic Glass . . . . .	xxviii
C.16. Session 2, Run 6 with Sylgard Washed and Aluminium . . . . .	xxix
C.17. Session 2, Run 16 with Sylgard Washed and MLI . . . . .	xxx
C.18. Session 2, Run 17 with Sylgard Washed and MLI Black . . . . .	xxxi
C.19. Session 2, Run 7 with Geckofoil and Aluminium . . . . .	xxxii

# Tabellenverzeichnis

3.1.	Übersicht der untersuchten Materialien, Geschwindigkeit und Winkel. Die Tabelle ist spaltenweise als Zusammenfassung aller untersuchten Parameter aufzufassen. Es besteht kein zeilenweiser Zusammenhang. . . . .	15
3.2.	Übersicht aller am Boden durchgeführten Dockingexperimente sowie der Anzahl der jeweiligen Messungen und der zugehörigen Erfolgsquoten der Versuchsreihen. Die Erfolgsquote (in der Tabelle mit Quote bezeichnet) gibt den prozentualen Anteil der Messungen an, bei denen mindestens eines der vier Samples (Probe am Chaser) an der Probe des Targets haften blieb. . . . .	17
4.1.	Übersicht der untersuchten Materialien, Geschwindigkeiten und Winkel. Die Tabelle ist spaltenweise als Zusammenfassung aller untersuchten Parameter aufzufassen. Es besteht kein zeilenweiser Zusammenhang. . . . .	23
4.2.	Übersicht aller im Orbit durchgeführten Dockingexperimente sowie der Anzahl der jeweiligen Messungen und der zugehörigen Erfolgsquoten der Versuchsreihen. Die Erfolgsquote (in der Tabelle mit Quote bezeichnet) gibt den prozentualen Anteil der Messungen an, bei denen mindestens eines der vier Samples (Probe am Chaser) an der Probe des Targets haften blieb. . . . .	26
B.1.	Timetable der ersten Testkampagne am 28.12.2021. Durchführung der Testläufe fand während der Crew Activity REGGAE-INST-C/O statt. . . . .	x
B.2.	Timetable der zweiten Testkampagne am 28.12.2021. Durchführung der Testläufe fand während der Crew Activity REGGAE-INST-C/O statt. . . . .	x
B.3.	Übersicht der durchgeführten Testläufe in der ersten Testkampagne am 28.12.2021.	xi
B.4.	Übersicht der durchgeführten Testläufe in der zweiten Testkampagne am 18.01.2021. . . . .	xii

# Symbolverzeichnis

## Symbole und Indizes

$E$	Energie	$J$
$g$	Erdbeschleunigung	$\frac{m}{s^2}$
$m$	Masse	$kg$
$\rho$	Dichte	$kg/m^3$
$max$	Maximalwert	
$min$	Minimalwert	

## Abkürzungen

ADR	Active Debris Removal
CFRP	Carbon-Fiber-Reinforced Plastics
CRS	Commercial Resupply Service
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
ELISSA	Experimental Lab for Proximity Operations and Space Situational Awareness
ILR	Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme
INM	Leibniz Institut für Neue Materialien
IRAS	Institute of Space Systems
ISS	International Space Station
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OSR	Optical Solar Reflector
PEI	Polyetherimid auch bekannt unter dem kommerziellen Namen ULTEM®
PLA	Polylactic Acid

# 1. Einleitung

## 1.1. Motivation

Die Bedrohung bestehender weltraumbasierter Infrastruktur sowie der bemannten Raumfahrt durch Weltraummüll ist seit Beginn der Raumfahrt kontinuierlich angestiegen. Die praktische Relevanz dieses Problems hat sich in mehreren Kollisionen in den vergangenen Jahrzehnten gezeigt, zum Beispiel die Kollision der Satelliten Kosmos 2251 und Iridium 33 im Jahr 2009 [1], der Einschlag eines Trümmerfragments in den europäischen Satelliten Sentinel-1A im Jahr 2016 [2], oder die mehr als 25 bereits durchgeführten Ausweichmanöver der Internationalen Raumstation. Wissenschaftler aus aller Welt sind sich einig, dass Maßnahmen getroffen werden müssen, sowohl um die Produktion neuen Weltraummülls zu begrenzen, als auch aktiv bereits bestehenden Weltraummüll aus dem Orbit zu entfernen. Simulationen deuten darauf hin, dass pro Jahr mindestens fünf große Weltraummüllobjekte aus ihrem jeweiligen Orbit entfernt werden müssten, um eine langfristige sichere und nachhaltige Nutzung des niedrigen Erdorbits zu ermöglichen [3, 4].

Ein solches Unterfangen, auch Active Debris Removal (ADR) genannt, stellt höchste technologische Anforderungen in den Bereichen Guidance, Navigation & Control, Antriebssysteme, Einfangmechanismus etc. Im Vergleich zum Andockvorgang zweier funktionaler Raumfahrzeuge sind die Anforderungen dadurch drastisch erhöht, dass eines der Raumfahrzeuge - das Weltraummüllobjekt - in der Regel weder Telemetrie sendet, noch lagestabilisiert ist. Alle notwendigen Schritte sind dadurch vom aktiven Raumfahrzeug zu erfüllen. Weiterhin ist das einzufangende Weltraummüllobjekt im Regelfall nicht für ein Docking entwickelt und gebaut worden, weshalb selten geeignete Dockingadapter zur Verfügung stehen werden. In Bezug auf das Einfangen des Weltraummüllobjekts stellt dies die größte Herausforderung dar. Weltraumgeprüfte Konzepte wie robotische Arme benötigen einen passenden Greifer und ein passendes Gegenstück auf Seiten des Weltraummüllobjekts. Andere Konzepte wie Netze oder Harpunen basieren darauf, das Weltraummüllobjekt zu umschließen oder zu durchschlagen und benötigen daher kein spezifisches Interface. Allerdings lassen sich anschließend durch die Seilverbindung zwischen Weltraummüllobjekt und aktivem Raumfahrzeug nur begrenzt Manöver durchführen. Darüberhinaus ist keine Reparatur möglich.

Ein neuartiges Konzept zum Andocken an Weltraummüll ist die Nutzung bionischer Materialien nach dem Vorbild des Geckos. Diese Gecko-inspirierten Materialien haften mittels einer Vielzahl von Mikrostrukturen, welche im Kontakt mit nahezu beliebigen Oberflächen durch Van-der-Waals-Kräfte eine Haftverbindung eingehen. Ein Mechanismus basierend auf solchen Materialien ist unabhängig von einem Dockinginterface und ermöglicht gleichzeitig das Herstellen eines direkten Kontakts zwischen Weltraummüllobjekt und aktivem Raumfahrzeug. Damit vereint ein solcher Mechanismus die Vorteile eines direkten Kontakts mittels eines robotischen Arms mit denen eines seilbasierten indirekten Kontakts ohne benötigtes Dockinginterface.

## 1.2. Ziele

Die Charakterisierung von Gecko-inspirierten Mechanismen mittels erdgebundenen Testumgebungen, wie das Experimental Lab for Proximity Operations and Space Situational Awareness (ELISSA), ermöglicht erste Analysen der Performance und Bewertung von operationellen Grenzen und somit die Weiterentwicklung der Mechanismen. Die Durchführung von Tests an Bord von Parabelflugzeugen ermöglicht Tests in allen sechs Freiheitsgraden, können jedoch aufgrund der kurzen Mikrogravitationsphase nur begrenzt für autonomes Docking eingesetzt werden. Daher wurden bisher an Bord von Parabelflugzeugen auch nur manuelle Tests durchgeführt. Eine umfassende Verifizierung des Konzepts des autonomen Gecko-inspirierten Dockings, als Grundlage für eine spätere potentielle Nutzung im Rahmen von Satellitenmissionen in „echter“ Schwerelosigkeit, erfordert folglich Tests im Orbit, zum Beispiel an Bord der Internationalen Raumstation. Bisher wurden an Bord der ISS einfache Gecko-inspirierte Mechanismen lediglich manuell und quasi-statisch getestet. Ein autonomes Gecko-inspiriertes Docking hat noch nicht stattgefunden.

Die Ziele des Projekts sind die Demonstration und Untersuchung von autonomen Dockingvorgängen und Stabilisierungsmanövern zweier Mikrosatelliten mittels eines auf Gecko-inspirierten Materialien basierenden Mechanismus in sechs Freiheitsgraden anhand eines ADR-Referenzszenarios. Zu diesem Zweck sollen Experimente an Bord der ISS unter Nutzung der Astrobbee Satelliten durchgeführt werden. Die erwarteten Ergebnisse sind **(1)** die Erhöhung des TRL des Mechanismus aufgrund der Demonstration der Funktion in einer relevanten Umgebung (TRL 6), **(2)** die Ermittlung von operationellen Grenzen des Mechanismus hinsichtlich verschiedener Parameter des Dockingvorgangs, wie z.B. relativer Geschwindigkeit, relativer Lage, Oberflächenmaterial und Zielgeometrie, **(3)** die Charakterisierung der verschiedenen Funktionalitäten des Mechanismus wie z.B. die Lastverteilung, das Ablösen, die Stabilisierung der Verbindung, und **(4)** die Demonstration der Stabilisierung zweier durch den Mechanismus verbundener Satelliten unter verschiedenen Unsicherheiten, wie z.B. Trägheitsparameter oder Masseverteilung. Konstante Parameter sind u.a. die Art des Gecko-inspirierten Materials, dessen Grundmaterial, das Oberflächenmaterial des zweiten Astrobbee und die von der ISS vorgegebenen Umgebungsbedingungen.

## 2. Design des Docking-Mechanismus

Die in diesem Projekt entwickelte Hardware ist in zwei Hauptbaugruppen unterteilt: den Chaser-Mechanismus und den Target-Mechanismus, die am jeweiligen Mockup (e.g. Astrobee) montiert werden [5, 6]. Der Chaser-Mechanismus enthält die Geckomaterialien (Geckopads) und wird zum Andocken an mehreren Oberflächenproben verwendet. Der Target-Mechanismus beinhaltet die Oberflächenproben, auf die angedockt wird. Die Oberflächenproben sind schnell austauschbar, um Astronautenzeit an Bord der Internationalen Raumstation (ISS) zu sparen. Vor dem Andocken müssen sich die Astrobees relativ zueinander positionieren und ausrichten, bevor der Chaser-Astrobee auf das Target-Astrobee beschleunigt. Das Designen beider Mechanismen wird im Folgenden näher beschrieben.

### 2.1. Funktionsweise und Klassifizierung des Gecko-Haftmaterials

Gecko-Haftmaterialien werden als isotrop und anisotrop klassifiziert [7], wobei die Mikrostruktur des synthetischen Materials dann typischerweise pilzförmig, beziehungsweise keilförmig, ausgeprägt ist [8]. Die für die Haftung sorgenden Van der Waals Kräfte werden erzeugt, wenn die effektive Kontaktfläche zwischen dem Gecko-Haftmaterial und dem Ziel-Material ausreichend groß ist. Durch das Beeinflussen dieser Kontaktfläche durch aufbringen von Vorspannkräften kann die Haftwirkung von Gecko-Haftmaterialien an- und abgeschaltet werden. Eine pilzförmige Mikrostruktur benötigt eine normalgerichtete Vorspannkraft, die beide Flächen aneinander drückt um die Haftkräfte zu generieren. [9]. Ein einmaliges anpressen an die Ziel-Oberfläche und aufbringen einer Vorspannkraft ist ausreichend zur Aktivierung der Haftwirkung. Die geschaffene Verbindung ist durch Normal- sowie Querkräfte belastbar und benötigt zur Ablösung der Flächen eine abrollende Bewegung der Mikrostruktur [8]. Keilförmige Mikrostrukturen unterscheiden sich von pilzförmigen Mikrostrukturen in der Art und Weise wie die Haftwirkung aktiviert und aufrecht gehalten wird. So ist zusätzlich eine quergerichtete Vorspannkraft/Vorspanntiefe notwendig, um die keilförmige Struktur umzuknicken und die effektive Kontaktfläche zwischen Gecko-Haftmaterial und Ziel-Material so zu vergrößern, dass ausreichend große Van-der-Wals-Kräfte generiert werden, um die Haftwirkung zu aktivieren [9, 10]. Ohne eine Querbelastung würden lediglich die Keilspitzen die Ziel-Oberfläche berühren und eine unzureichende effektive Kontaktfläche bilden und eine somit vernachlässigbare Haftwirkung generieren [11]. Die Deaktivierung der Haftwirkung erfolgt durch die Reduktion der Querbelastung und somit erfordert eine dauerhafte Haftwirkung eine stetig quergerichtete Vorspannkraft [8]. Das Lösen der Verbindung ist, verglichen mit dem Prozess bei der pilzförmigen Mikrostruktur, weniger kraftaufwendig (lediglich die Reduktion der Querbelastung) [12]. Gecko-Haftmaterialien mit keilförmiger Mikrostruktur ertragen größere quergerichtete als normalgerichtete Kräfte [12] und eignen sich durch die Haftkraftherzeugungsdynamiken eher für dynamische Anwendungsfälle [9]. Die zulässigen Kräfte in Normalrichtung können durch eine Modifikation der Keilspitzen hin zu einer pilzförmigen Beschaffenheit um bis zu 50% erhöht werden und ermöglichen damit, im

Vergleich zur konventionellen keilförmigen Mikrostruktur, eine größere Haftwirkung bei reduzierter quengerichteter Vorspannkraft [13]. Da die Belastung von Gecko-Haftmaterialien mit keilförmiger Mikrostruktur richtungsbehaftet ist, werden in technisch ausgeführten Mechanismen mehrere Gecko-Pads entgegengesetzt zueinander angeordnet, um Kräfte in alle Richtungen aufzunehmen [14, 11, 15].

## 2.2. Auswahl der Mikrohaftstrukturen

Die Meisten Forschungsaktivitäten zu Mikrohaftstrukturen für Raumfahrtanwendungen beschäftigen sich mit anisotropischen Mikrostrukturen. Diese Arbeit ist die erste, die das Einfangen eines freischwebenden Objektes anhand isotropischer (pilzförmig) Mikrohaftstrukturen in sechs Freiheitsgraden demonstriert. Das Verwenden isotropischer Mikrohaftstrukturen soll die Komplexität des Dockingmechanismus noch weiter vereinfachen, da im Gegensatz zur anisotropischen Mikrohaftstrukturen die Aktivierung der Haftkräfte durch den eigenen Bewegungsimpuls und nicht durch Aktuatoren erfolgt.

## 2.3. Chaser Design

Der Chaser-Mechanismus besteht aus einer Adapterplatte zum Befestigen des Mechanismus an den Astrobees, einer Federung zur kontrollierten Kraftübertragung, einer kardanischen Lagerung zum Winkelausgleich und den Aufnehmern für die Geckomaterialien. Abbildung 2.1 zeigt eine isometrische Darstellung des geplanten Mechanismus.

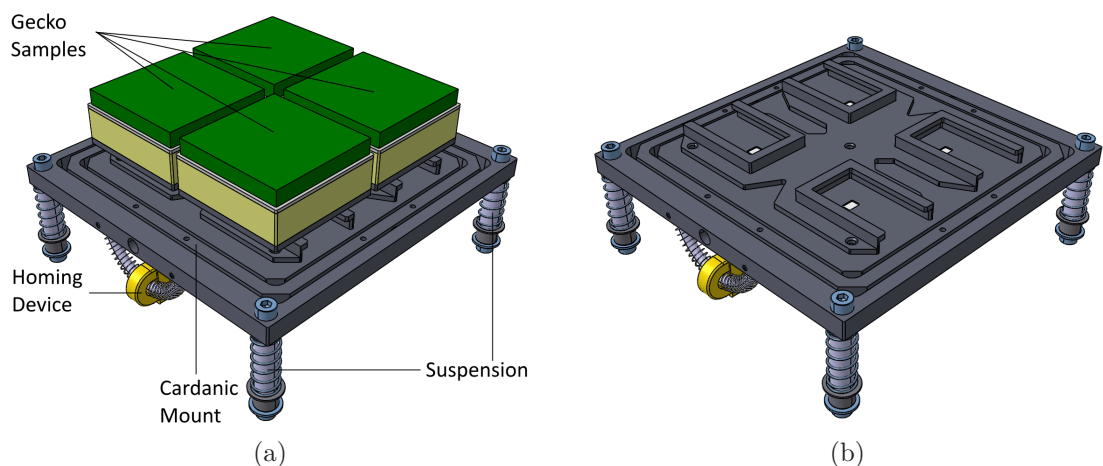


Abbildung 2.1.: Chaser-Mechanismus, mit und ohne Geckopads

Die Geckopads und deren Aufnehmer sitzen auf einer kardanisch gelagerten Platte. Sie wird im Folgenden Plateau genannt. Dieses sitzt innerhalb zweier Rahmen, welche sich jeweils um eine mittig liegende Achse drehen können. Somit kann das Plateau mit den Geckopads in zwei Richtungen verkippt werden und sich so an die Oberfläche des Targets anpassen. Die Drehung zwischen dem Plateau und dem inneren Rahmen sowie dem inneren

und äußeren Rahmen in jeweils einer Achse wird durch zwei gegenüberliegende, in Gleitlagern sitzende Passstifte realisiert. Es werden die Gleitlager HSM-0304-03 der Firma IGUS [16] verwendet. Eine Schnittansicht der Kardanhalterung ist in Abbildung 2.2 dargestellt.

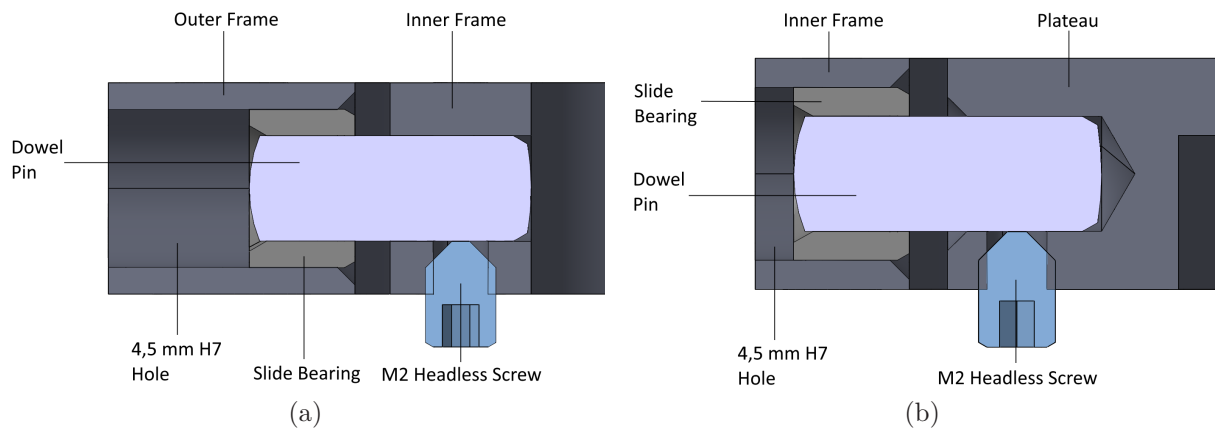


Abbildung 2.2.: Verbindungen zwischen dem äußeren und inneren Rahmen (a) und dem inneren Rahmen und dem Plateau (b)

Die Gleitlager werden in die gebohrten 4,5 mm Löcher gedrückt, während die Passstifte mit M2 kopflosen Schrauben gesichert werden. Der innere und äußere Rahmen sollen aus Aluminium gefertigt werden, während das Plateau aus Polyetherimid auch bekannt unter dem kommerziellen Namen ULTEM® (PEI) 3D-gedruckt wird.

Um die Kardanhalterung vor dem Andocken in der Nullposition zu halten, wurde ein “Homing-Device” entwickelt. Das Funktionsprinzip wird in Abbildung 2.3 erläutert. Da die Kardanhalterung zwei Freiheitsgrade hat, werden zwei Homing-Devices verwendet.

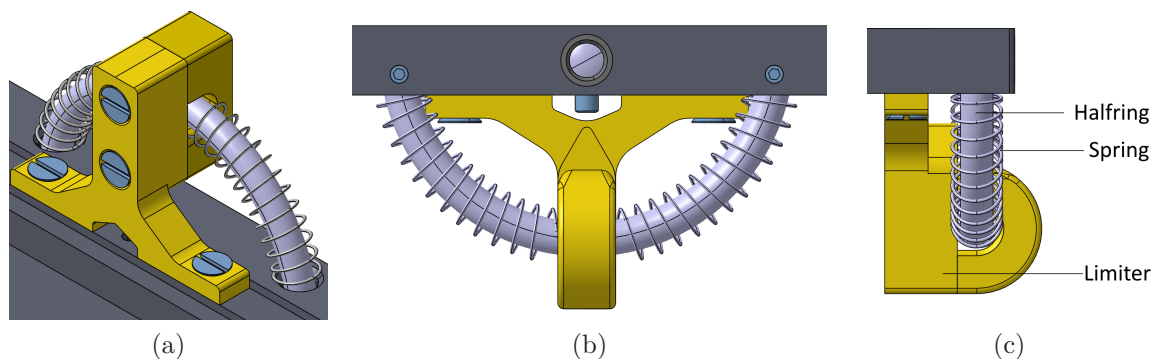


Abbildung 2.3.: Homing-Device

Ein Homing-Device besteht aus einem Halbring aus Stahl, der zwei Federn führt. Der Halbring ist mit dem äußeren Rahmen bzw. dem Plateau verbunden. Die “Limiter” beider Homing-Devices sind mit dem Innenrahmen verbunden. Wenn der äußere Rahmen oder das Plateau um einen Winkel relativ zum inneren Rahmen ausgelenkt werden, drückt der Limiter eine der benachbarten Federn zusammen und trifft daher auf eine Rückstellkraft.



Lassen die äußeren Kräfte nach, wird das Plateau zurück in seine ursprüngliche Position bewegt.

Der äußere Rahmen enthält vier Löcher zur Verbindung mit Suspension-Assemblies (Montageaufhängung). Diese werden an die Mounting-Brackets (Montagehalterungen) angeschlossen. Die Suspension-Assemblies reduzieren den Aufprallstoß beim Andocken und sind in Abbildung 2.4 dargestellt. Die Federung besteht aus vier einzelnen Linearführungen, welche zudem als Führung für die Druckfedern dienen.

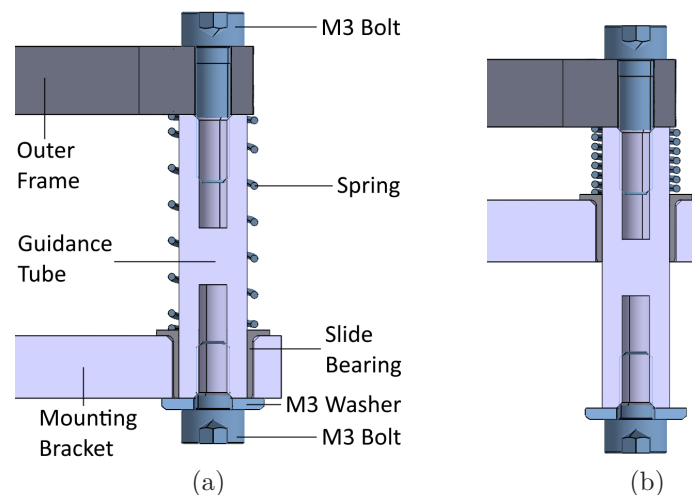


Abbildung 2.4.: Eine der vier Suspension-Assemblies in belastetem (a) und unbelastetem (b) Zustand

Die Führungsrohre aus Aluminium werden mittels M3 Schrauben am Außenrahmen befestigt. Die Führungsrohre werden durch ein Gleitlager GFM-060710-06 der IGUS GmbH [17] geführt, das sich in der unter Abschnitt 2.5 beschriebenen Montagehalterung befindet. Ein Herausrutschen des Führungsrohrs aus dem Gleitlager wird durch eine M3 Unterlegscheibe (M3 washer) verhindert, die durch eine weitere M3 Schraube gesichert ist. Ein Abstand von 19 mm zwischen der Kardanhalterung und der Montagehalterung wird durch eine Feder eingehalten. Diese Feder wird beim Andocken zusammengedrückt, um den Aufprall zu verringern.

Eines der Geckopads ist in Abbildung 2.5 (a) dargestellt. Vier davon werden auf dem kardanischen Plateau installiert, wie in Abbildung 2.1 (a) dargestellt. Ein Geckopad besteht aus einer mit Schaum verbundenen Geckomaterialprobe. Der Schaum gleicht kleine Höhenunterschiede zwischen den einzelnen Geckoproben aus, ermöglicht aber auch die Anpassung an gekrümmte Oberflächen. Der Schaum wird mit der Grundplatte verbunden, welche mit einer Führungsplatte durch einen Magneten verbunden ist. Diese Komponenten sind in Abbildung 2.5 (b) dargestellt. Das Plateau, auf dem die Proben installiert sind, enthält auch Magnete. Die Anziehungskraft zwischen beiden Magneten sorgt für die korrekte Positionierung der Geckoproben, während die Schienen beim Auseinanderziehen von Chaser und Target einen festen Sitz gewährleisten. Eine Schnittansicht der gesamten Baugruppe ist in Abbildung 2.5 (c) dargestellt. Magnete und Schaumstoff werden mittels Klebeverbindungen integriert. Verwendet wird der Scotch-Weld<sup>TM</sup> 9323-2 B/A 2-Komponentenkleber

der Firma 3M. Dieser ist in der Luft- und Raumfahrtbranche verbreitet und wird auch im Satellitenbau genutzt.

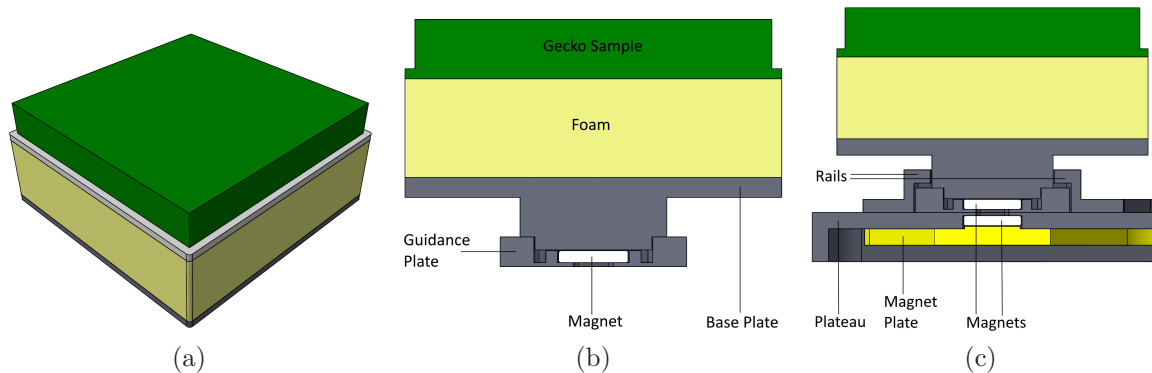


Abbildung 2.5.: Isometrische Darstellung eines Geckopads (a), Schnittansicht (b) und Schnittansicht des Zusammenbaus mit dem Plateau (c)

### 2.3.1. Ausgewählte Mikrohaftstrukturen

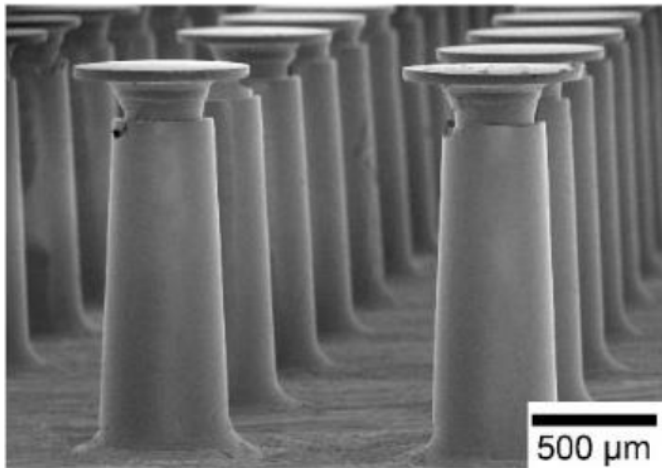
Die Mikrohaftstrukturen, die im Rahmen der On-Orbit-Experimente an Bord der ISS verwendet werden sollen, sind isotropische (pilzförmig) Trockenklebstoffe. Es werden zwei unterschiedliche Arten getestet.

**Makroskopische** Mikrohaftstrukturen mit einem “aspect ratio” (Verhältnis der Höhe zum Durchmesser) von 2.5. Diese werden aus dem Elastomer Sylgard 184 gefertigt. Zusätzlich, wird eine “washed”-Version dieser Geckopads verwendet, die weltraumzertifiziert [18] ist. Die Geckopads werden im Weiteren als **Sylgard** und **Sylgard-washed** bezeichnet. Abbildung 2.6 (a) zeigt ein Bild der Mikrohaftstrukturen. Abbildung 2.6 (b) zeigt die am Chaser-Mechanismus montierten Geckopads.

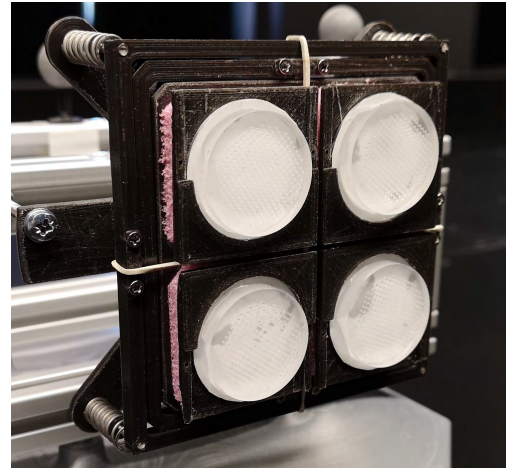
**Mikroskopische** Mikrohaftstrukturen deren Säulen  $50 \mu\text{m}$  Durchmesser/Höhe haben. Die Proben wurden aus UV-härtbarem Polyurethan Acrylate (UA 16) hergestellt und werden im Weiteren als **UA-foil** oder **Geckofolie** bezeichnet. Abbildung 2.7 (a) zeigt ein Bild der Mikrohaftstrukturen. Abbildung 2.7 (b) zeigt die am Chaser-Mechanismus montierten Geckopads. Alle Geckopads wurden am Leibniz Institut für Neue Materialien (INM) in Saarbrücken entwickelt und produziert.

## 2.4. Target Design

Der Target-Mechanismus baut auf einer Hauptplatte auf, an der die Montageausrüstung angebracht ist. Die Montageausrüstung umfasst eine Aufnahme für die Target-Oberfläche (sample accomodation), eine Führung (guidance), einen Schieber (slider), einen Griff (handle) und eine geführte Feder (spring). Der Schieber kann in Richtung des Griffs gedrückt werden, wodurch die Feder zusammengedrückt wird. Eine Target-Oberfläche kann dann in die “sample accomodation” eingeführt und der Schieber freigegeben werden. Die Feder ist nicht

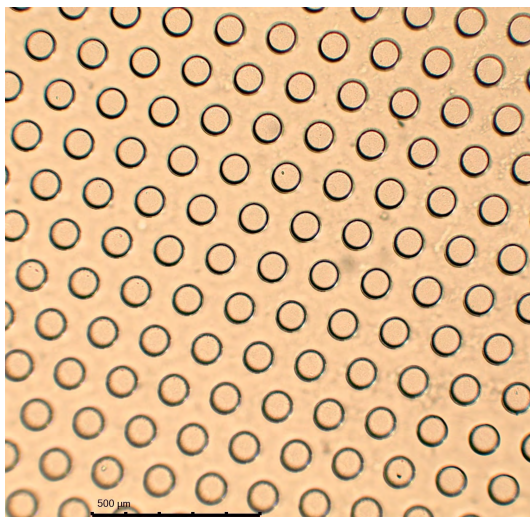


(a) Mikroskopische Ansicht der pilzförmigen Sylgard-Mikrohaftstrukturen [18]

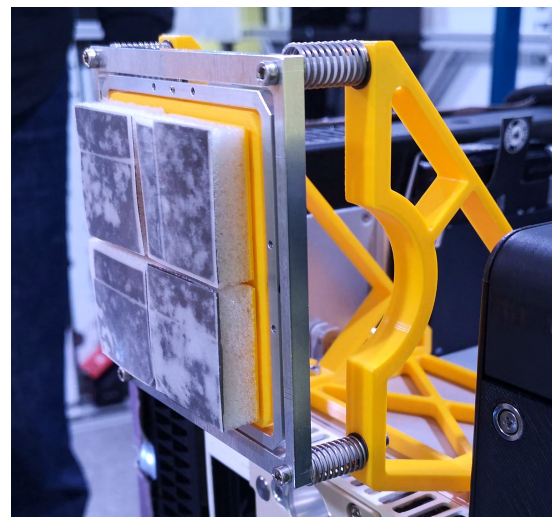


(b) Sylgard Geckopads montiert an dem Chaser-Mechanismus

Abbildung 2.6.: Mikroskopische Ansicht der Sylgard Mikrohaftstrukturen und die an dem Chaser-Mechanismus montierten Sylgard-Geckopads



(a) Mikroskopische Ansicht der UA-foil Mikrohaftstrukturen



(b) UA- foil Geckopads montiert auf dem Chaser-Mechanismus

Abbildung 2.7.: Mikroskopische Ansicht der UA-foil und die an dem Chaser-Mechanismus montierte UA-foil Geckopads

vollständig entspannt, wenn eine Target-Oberfläche eingesetzt ist, so dass sie fest im Mechanismus gehalten wird. Der Target-Mechanismus wird über die in Abschnitt 2.5 beschriebenen Montagehalterungen am Astrobbee installiert. Das Design des Target-Mechanismus ist in Abbildung 2.8 dargestellt.

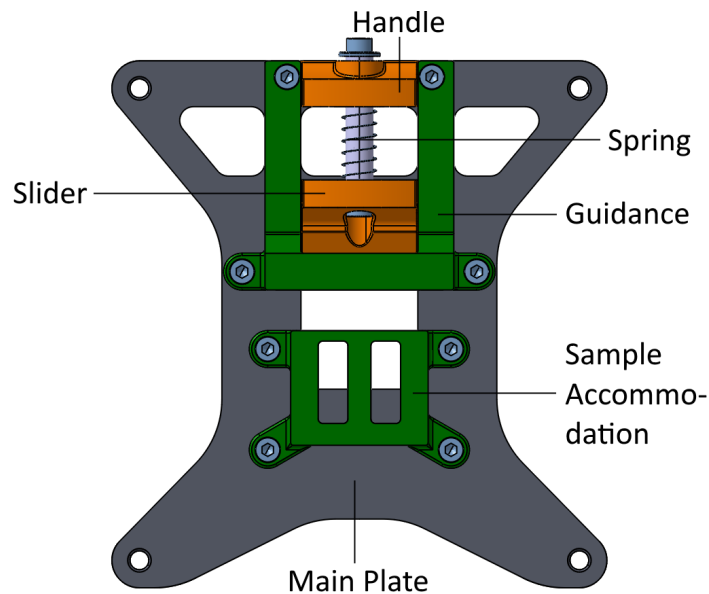


Abbildung 2.8.: Target-Mechanismus

### 2.4.1. Target-Oberflächen

Eine Target-Oberfläche besteht aus dem zu testenden Material, das zwischen der vorderen Abdeckung und der Rückplatte gehalten wird (siehe Abbildung 2.9). Die Rückplatte ist mit dem Riegel verbunden, der fest im Target-Mechanismus sitzt. Eine Übersicht über ein Beispiel ist in Abbildung 2.9 dargestellt. Die Materialien, die auf der ISS untersucht wurden, sind:

- Acrylglas
- MLI
- Aluminium
- Black MLI (als Ersatzprobe)

und sind in Abbildung 2.10 dargestellt. Weitere Materialien, wie Sicherheitsglas und Carbon-Fiber-Reinforced Plastics (CFRP) wurden aufgrund der verfügbaren Astronautenzeit und der auf der ISS herrschenden Sicherheitsstandards ausschließlich in Bodentests untersucht.

Das Acrylglas wird als Simulator für Satellitenoberflächen wie Sonnenkollektoren oder Optical Solar Reflector (OSR)-Spiegel verwendet, die von dünnen Deckgläsern [19, 20, 21] abgedeckt sind. Die genannten Oberflächen bieten ein interessantes Andockziel für Gecko-basierte Active Debris Removal (ADR)-Missionen, da Sonnenkollektoren die Standardmethode zur Erzeugung elektrischer Energie im Weltraum sind und daher auf nahezu jedem Satelliten vorhanden sind.

Aluminium und MLI werden häufig in Satellitenkonstruktionen verwendet und sind daher besonders interessant für ADR-Missionen.

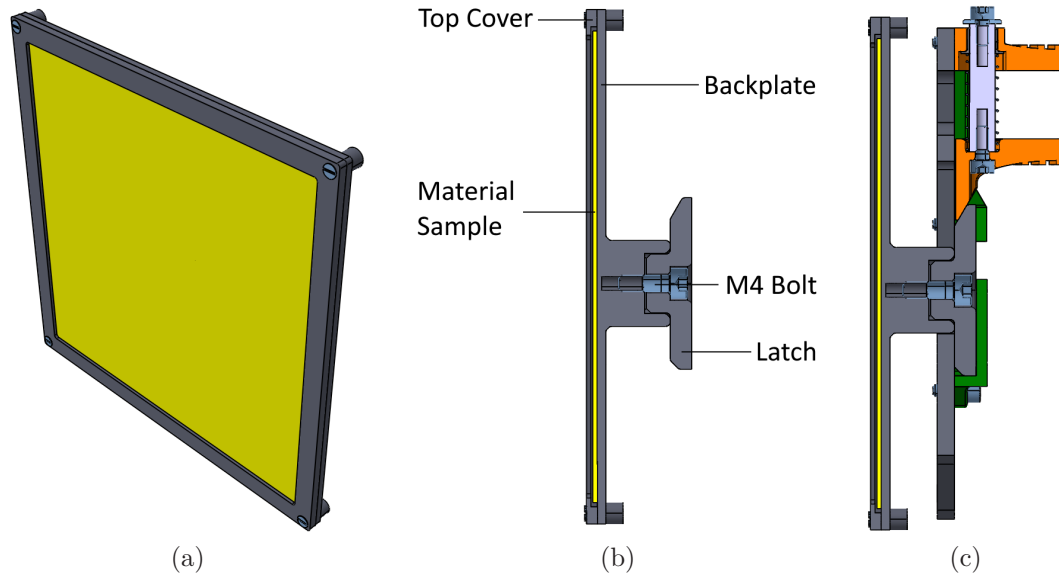


Abbildung 2.9.: Isometrische Ansicht einer Target-Oberfläche (a), Schnittansicht (b) und Schnittansicht der montierten Target-Oberfläche (c)

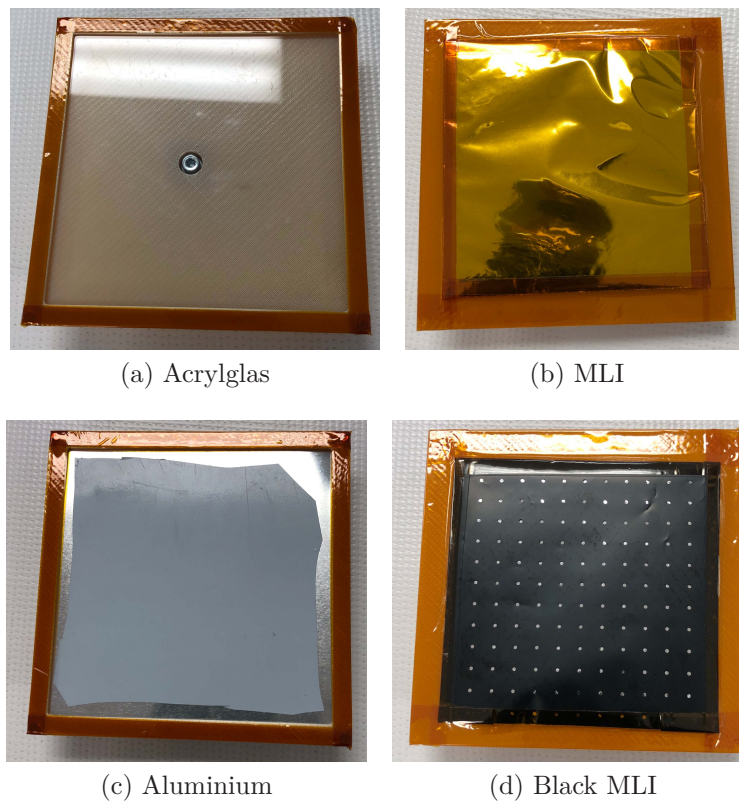


Abbildung 2.10.: Die Target-Oberflächen für die Testkampagne auf der ISS

## 2.5. Astrobeemount

Der Einfachheit halber teilen sich der Chaser-Mechanismus und der Target-Mechanismus dasselbe Design des Astrobeemount (Astrobee-Halterung). Es wurden zwei verschiedene Versionen des Astrobeemounts entwickelt, eine Flugversion für die On-Orbit-Tests an Bord der ISS und eine für die Experimente im Granitlabor des NASA Ames Research Center. Dies war notwendig, da die Astrobees im Granitlabor nur in eine bestimmten Orientierung ausgerichtet werden konnten. Abbildung 2.11 zeigt die Flugversion des Astrobeemounts. Es besteht aus einer Adapterplatte und zwei Halterungen.

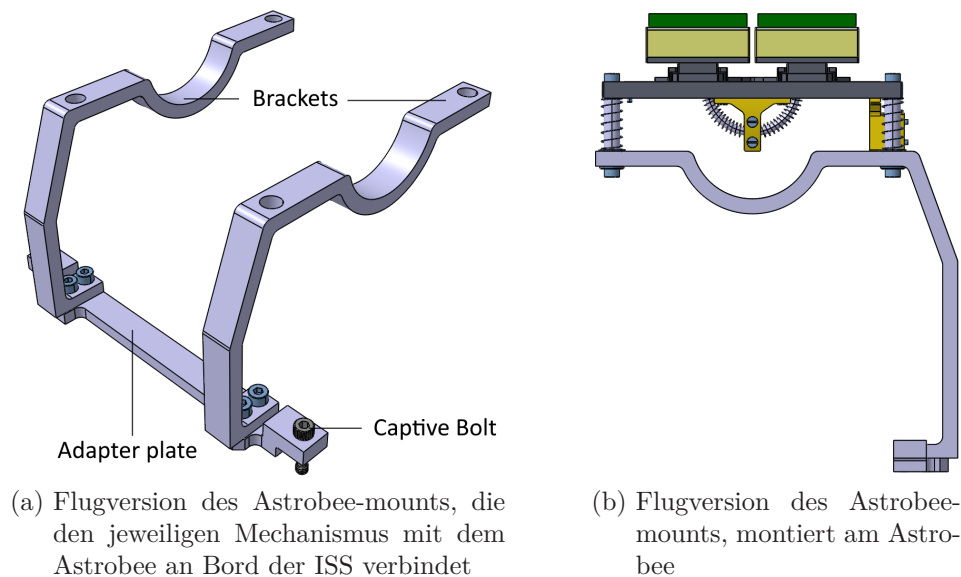


Abbildung 2.11.: Flugversion des Astrobeemounts

Die Adapterplatte stellt die direkte Schnittstelle zu den Astrobees dar. Sie wird in den Befestigungslöchern des Astrobees über zwei  $\frac{3}{4}$  inch Schrauben (captive screws) mit 8-32 Gewinde [22, 23] verbunden. Die Montagehalterungen (mounting brackets) werden mit jeweils zwei M3 Schrauben an der Adapterplatte befestigt (insgesamt 4). Die Adapterplatte und die Halterungen bestehen aus Aluminium, um eine starre Basis für die Mechanismen bereitzustellen.

Die Testversion, die im Granitlabor verwendet wurde, ist in Abbildung 2.12 dargestellt. Die Testversion besteht ebenfalls aus einer Adapterplatte und zwei Halterungen. Die Adapterplatte nutzt alle vier verfügbaren Schraubenlöcher des starren Aufsatzes des Astrobees und ist über vier der zuvor genannten Schrauben (captive screws) verbunden. Die Montagehalterungen werden mit jeweils zwei M3 Schrauben mit der Adapterplatte verbunden. Wie bei der Flugversion sind die jeweiligen Mechanismen vier Schrauben vorne mit der Halterung verbunden. Die Adapterplatte sowie die Halterungen sind 3D-gedruckt aus Polylactic Acid (PLA). Ihre Geometrie macht sie steif genug, um den Kräften beim Andocken standzuhalten.

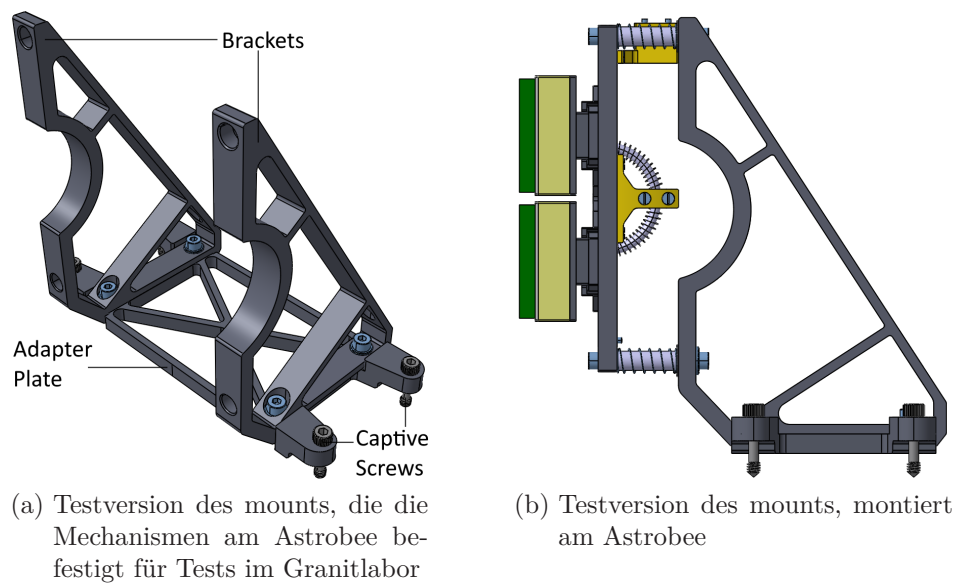


Abbildung 2.12.: Testversion des mounts

## 3. Boden Experimente

Nachdem in Kapitel 2 der verwendete Dockingmechanismus erklärt, werden in Kapitel 3 die bodenbasierten Experimente behandelt. Zunächst wird das Concept of Operations und die Besonderheiten des Versuchsaufbaus dargelegt. Abschließend werden die Ergebnisse der Experimente präsentiert und ausgewertet.

### 3.1. Concept of Operations

Die am Boden durchgeführten Experimente fanden in der Testumgebung ELISSA statt. Diese verfügt einerseits über einen Gazebo Simulationsmodus und andererseits über Hardwarekomponenten zur Durchführung von Experimenten. Die geplanten Dockingversuche beschränkten sich jedoch auf die experimentelle Umgebung von ELISSA. Die Hardwarekomponenten setzten sich dabei aus dem Luftlagertisch des Instituts für Raumfahrtssysteme der Technischen Universität Braunschweig, diversen Satelliten Mockups und den Computern im Kontrollraum für die Steuerung der Experimente und zur Datenaufzeichnung sowie sechs Kameras zur Datengenerierung zusammen. Die folgenden Abschnitte geben einen Einblick in die genutzte Hardware, definieren die Messkampagne und beschreiben den Versuchsaufbau.

#### 3.1.1. Luftlagertisch und Mockups

Die zentralen Hardwarekomponenten werden durch den Luftlagertisch und die genutzten Mockups repräsentiert. Dabei wird im folgenden entsprechend der Definition aus Kapitel 2 das aktiv angesteuerte Mockup als Chaser und das passive Mockup als Target bezeichnet.

Der in Abbildung 3.1 visualisierte Luftlagertisch weist eine Länge von 7 m und eine Breite von 4 m auf. Dabei wird das Luftlager mithilfe der im Tisch integrierten Düsen, die durch zwei Industriegebläse versorgt werden, erzeugt. Resultierend aus dem Luftlager, schweben die Mockups frei über den Tisch und weisen drei Freiheitsgrade auf. Zur Durchführung der Experimente ist der Chaser durch Rotoren ausgestattet mithilfe dessen er sich kontrolliert über den Tisch bewegen kann. Diese verfügen dabei über einen Schub von 0.3 N und werden durch einen Akku mit einer Kapazität von 5100 mAh versorgt. Zur Datengenerierung sind die Mockups mit Trackern versehen, wie in Abbildung 3.2 dargestellt, die mithilfe der Kameras des verwendeten Motion Capture Systems erfasst werden. Somit wird neben der Position von Chaser und Target auch beispielsweise deren Geschwindigkeit und Orientierung aufgezeichnet. Der Chaser wird über einen PID-Regler angesteuert und verfügt lediglich über eine Positions- und Lageregelung.

#### 3.1.2. Ziel und Vorbereitung der Experimente

Das Ziel der durchgeführten Experimente bestand darin die Eignung von Gecko-Haftmaterialien im Zusammenhang mit dem Prozess des Dockings zweier Objekte im Orbit zu prüfen.



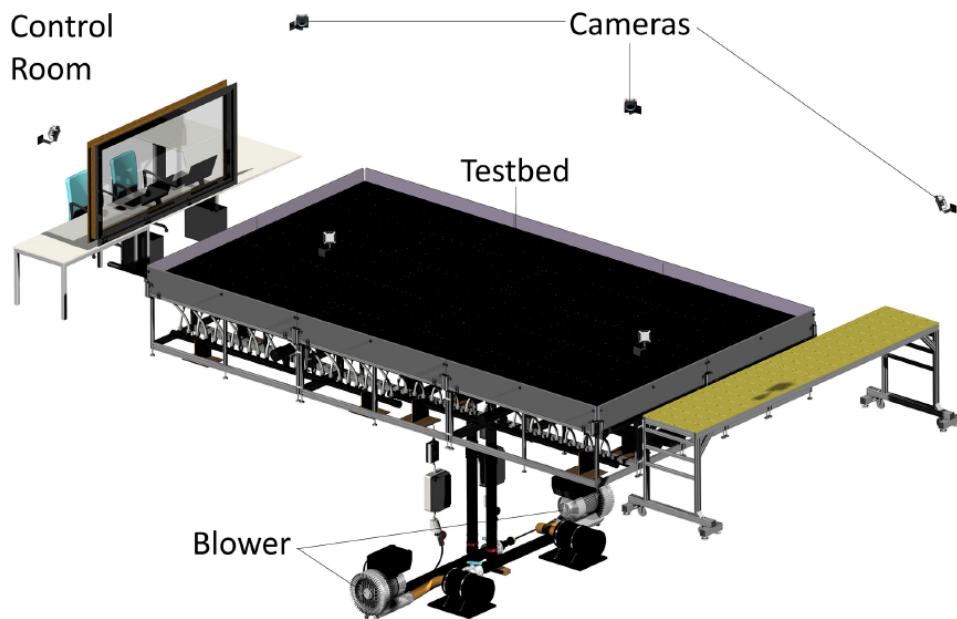


Abbildung 3.1.: Schematische Darstellung des Luftlagertisches und der zugehörigen Peripherie des Instituts für Raumfahrtssysteme der Technischen Universität Braunschweig.



Abbildung 3.2.: Verwendete Mockups für die Dockingexperimente, Chaser (links) und Target (rechts). Am oberen Rand der Mockups sind die zur Positionserfassung nötigen Tracker zu erkennen.

Weiterführend wurde neben der allgemeinen Haftwirkung auch der Einfluss der Relativgeschwindigkeit und dem Relativwinkel zwischen Chaser und Target auf die Hafteigenschaften des Materials geprüft. Zu diesem Zwecke wurde eine Testkampagne geplant für deren Vorbereitung zunächst die zu untersuchenden Materialkombinationen, Geschwindigkeiten und Winkel definiert werden mussten. Die Parameter sind in Tabelle 3.1 zusammenfassend aufgelistet. Dabei ist die Tabelle spaltenweise und nicht zeilenweise zu verstehen. Weiterführend

wurde im späteren Projektverlauf ebenfalls der Einfluss der Trägheit der Mockups auf die Haftwirkung untersucht. Die Proben wurden vor ihrer Verwendung mithilfe von Klebeband

Materialien	Geschwindigkeiten [ $\frac{\text{cm}}{\text{s}}$ ]	Winkel [ $^{\circ}$ ]
Geckofolie	5	-10
Sylgard	7,5	-5
Sylgard Washed	10	0
Acrylglas	12,5	5
Aluminiumplatte	15	10
MLI (Kapton)	-	-

Tabelle 3.1.: Übersicht der untersuchten Materialien, Geschwindigkeit und Winkel. Die Tabelle ist spaltenweise als Zusammenfassung aller untersuchten Parameter aufzufassen. Es besteht kein zeilenweiser Zusammenhang.

und Aceton gereinigt um Staub- und Fettrückstände zu entfernen.

Da wie bereits in Abschnitt 3.1.1 angesprochen der verwendete PID-Regler lediglich über eine Positions- und Lageregelung verfügt und in der Lage ist vorgegebene Trajektorien abzufahren, wurde eine gradlinige Flugbahn definiert entlang der die Geschwindigkeit des Chasers bekannt ist. Somit konnte durch Markierungen am Tisch näherungsweise die Geschwindigkeit des Chasers an den jeweiligen Punkten der vordefinierten Flugbahn vorhergesagt werden. Folglich wurde das Target vor Versuchsbeginn an der Position der zur untersuchten Geschwindigkeit entlang der Flugbahn des Chasers positioniert. Die Geschwindigkeit der Targets während der Experimente war null, somit war die Relativgeschwindigkeit zwischen den Mockups gleich der bekannten absoluten Geschwindigkeit des Chasers. Die zur Durchführung der Experimente gewählten Reglerkonstanten für die translatorische und rotatorische Bewegung des Chasers wurden für das P-Glied auf  $k_p = 0,25$  und  $k_p = 0,055$ , für das I-Glied auf  $k_i = 0$  und für das D-Glied auf  $k_d = 3$  und  $k_d = 0.1$  festgelegt. Um den jeweiligen Relativwinkel zwischen den Mockups herzustellen wurde das Target während der Experimente manuell im gewünschten Winkel zum Chaser fixiert.

Die Proben werden mittels des in Kapitel 2 beschriebenen Mechanismus an den Mockups angebracht. Dabei verfügt der Mechanismus des Chasers über vier Probenaufnehmer die abhängig von der Versuchsreihe mit Geckofolie, Sylgard oder Sylgard Washed bestückt werden. Das Target wird ebenfalls abhängig von der untersuchten Materialkombination mit Acrylglas, Aluminium oder MLI (Kapton) ausgestattet.

Da im zweiten Teil der Testkampagne der Einfluss der Trägheit auf die Haftwirkung zu untersuchen war, wurde die Masse (und damit die Trägheit des Systems) der Mockups jeweils durch ein 10 kg Gewicht erhöht. Die prinzipiellen Vorbereitungen blieben unverändert gegenüber den Experimenten ohne Zusatzmasse. Im Rahmen dieses Teils der Testkampagne mussten jedoch die Reglerkonstanten für die translatorische und rotatorische Bewegung des Chasers auf die Werte  $k_p = 5$  und  $k_p = 0.2$ ,  $k_i = 0$ , und  $k_d = 40$  und  $k_d = 0.5$  angepasst werden, um die gewünschte Bewegung des Chasers trotz der erhöhten Trägheit zu erhalten.

### 3.1.3. Durchführung der Experimente

Zur Durchführung der Experimente werden (mindestens) zwei Personen benötigt. Person A befindet sich im Kontrollraum (Abbildung 3.1) und bedient die Rechner mit der entsprechenden Software. Dabei ist sie für die Kommandierung des Chasers, die Datenaufzeichnung und die Auswertung verantwortlich. Person B befindet sich im gleichen Raum wie der Luftlagertisch und die Mockups. Sie ist für die korrekte Ausrichtung (Position, Geschwindigkeit und Winkel) des Targets entlang der vordefinierten Trajektorie verantwortlich und stellt nach dem Aufeinandertreffen von Chaser und Target fest wie viele der am Chaser angebrachten Proben am Material des Targets haften.

Zum Beginn der Experimente wird der Chaser stets auf die gleiche Ausgangsposition der Trajektorie kommandiert und das Target entsprechend der zu untersuchenden Geschwindigkeit und dem Winkel entlang der selbigen Trajektorie manuell fixiert. Wie anhand des schematischen Ablaufs der Experimente in Abbildung 3.3 zu erkennen, folgt nachdem beide Mockups die korrekte Ausgangsposition eingenommen haben eine Beschleunigungsphase. Dabei wird der Chaser mithilfe der montierten Rotoren entlang der Trajektorie (parallel zur Wand und senkrecht zu den Proben) beschleunigt, bis er in die unbeschleunigte Gleitphase (Schuberzeugung deaktiviert, Orientierungsregelung aktiviert) übergeht. Anschließend trifft dieser auf das zuvor positionierte Target auf, wobei die Fixierung des Targets kurz vor dem Zusammenstoß gelöst wird, sodass das Docking in einem freischwebenden Zustand beider Mockups stattfindet. Abschließend werden von Person A die aufgezeichneten Daten ausgewertet und die tatsächliche Relativgeschwindigkeit sowie der Winkel ermittelt. Es sei angemerkt, dass eine Abweichung zwischen den nominell geplanten Werten aus Tabelle 3.1 und den realen Werten aufgrund der Ungenauigkeiten in der manuellen Positionierung des Targets auftreten. Das jeweilige Experiment endet mit der Ermittlung der Anzahl der haftenden Proben des Chasers am Material des Targets.

Für jede Materialkombination zwischen den Materialien des Chasers (Geckofolie, Sylgard und Sylgard Washed) und des Targets (Acrylglas, Aluminium und MLI (Kapton)) wird jede nominelle Relativgeschwindigkeit für jeden nominellen Winkel untersucht. Dabei wird jede Kombination aus Geschwindigkeit und Winkel drei mal wiederholt, um möglichst zuverlässige Daten zu generieren. Folglich ergeben sich für jede Materialkombination 75 Datenpunkte (Geschwindigkeit-Winkel). Der beschriebene Ablauf ist für jegliche Kombinationen aus Materialien, Geschwindigkeiten und Winkel identisch.

## 3.2. Ergebnisse und Auswertung

Während der Durchführung der Experimente konnte festgestellt werden, dass aufgrund des freischwebenden Zustands beider Mockups sowie deren Relativgeschwindigkeit der Chaser und das Target sich nach dem Auftreffen von einander abstoßen. Ein Dockingexperiment wurde als erfolgreich gewertet, wenn mindestens eine der vier Proben dem Abstoßen stand hielt und am präparierten Target haftete. Entsprechend lässt sich daraus für jede Materialkombination, bei bekannter Gesamtanzahl der durchgeführten Tests (Kombination aus Geschwindigkeit und Winkel), eine Erfolgsquote definieren. An dieser Stelle sei angemerkt, dass im Widerspruch zu den, aus Abschnitt 3.1.3, 75 vorgesehenen Tests pro Materialkombination bei einigen Kombinationen weniger Tests durchgeführt wurden. Dies resultierte

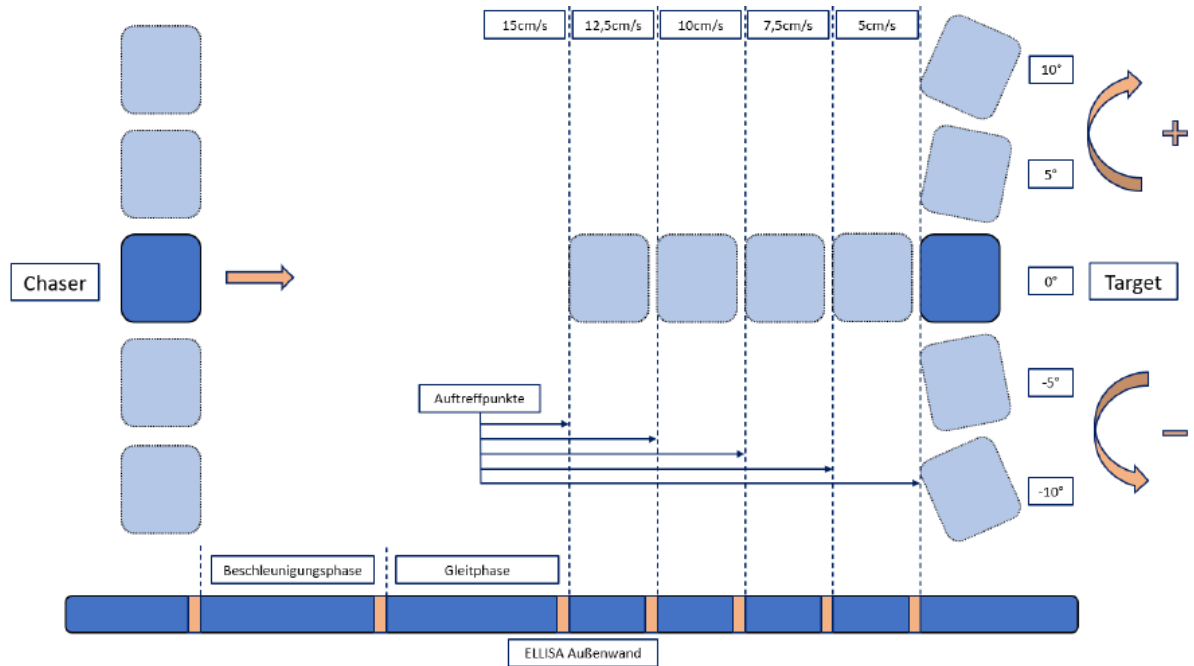


Abbildung 3.3.: Schematischer Ablauf und Aufbau der durchgeführten Dockingexperimente.

zum einen aus der absehbaren Erfolgsquote einzelner Materialkombinationen und zum anderen aus Zeitmangel. Eine zusammenfassende Übersicht aller durchgeführten Experimente, inklusive der jeweiligen Erfolgsquoten, ist in Tabelle 3.2 festgehalten.

	Acrylglas		Aluminiumplatte		MLI (Kapton)	
	Anz.	Quote [%]	Anz.	Quote [%]	Anz.	Quote [%]
Geckofolie	50	100	75	88	75	93
Sylgard	57	33	36	33	75	37
Sylgard washed	75	31	75	5	75	55
<b>10 kg Zusatzmasse</b>						
Geckofolie	75	92	10	0	21	0
Sylgard	30	0	15	0	75	52
Sylgard washed	75	16	53	0	75	63

Tabelle 3.2.: Übersicht aller am Boden durchgeführten Dockingexperimente sowie der Anzahl der jeweiligen Messungen und der zugehörigen Erfolgsquoten der Versuchsreihen. Die Erfolgsquote (in der Tabelle mit Quote bezeichnet) gibt den prozentualen Anteil der Messungen an, bei denen mindestens eines der vier Samples (Probe am Chaser) an der Probe des Targets haften blieb.

### 3.2.1. Geckofolie

Wie anhand von Tabelle 3.2 festzustellen, treten die höchsten Erfolgsquoten mit Werten zwischen 88% und 100%, bezüglich der Experimente ohne Zusatzmasse, für jegliche Kombinationen mit der Geckofolie auf. Bei der Betrachtung der Ergebnisse für die Materialkombination aus der Geckofolie und dem Acrylglas, im Zusammenhang mit der Zusatzmasse von 10 kg, entspricht die Erfolgsquote von 92% den Erwartungen. Hingegen wurde in Kombination mit dem Aluminium und MLI (Kapton) kein einziges erfolgreiches Experiment durchgeführt, sodass nach zehn beziehungsweise 21 Versuchen die Testreihe abgebrochen wurde. Das Versagen der Geckofolie bei erhöhter Masse wurde auf dessen Abnutzung, aufgrund der bereits durchgeführten Experimente, zurückgeführt. Somit war die Haftkraft nicht mehr ausreichend, um dem Abstoßen von Chaser und Target entgegen zu wirken.

Weiterführend ist exemplarisch in Abbildung 3.4 die graphische Darstellung der generierten Daten für die Materialkombination Geckofolie und Aluminium dargestellt. Dabei ist über der Ordinate der relative Winkel zwischen Chaser und Target aufgetragen und entlang der Abszisse die Relativgeschwindigkeit abzulesen. Jeder eingetragene Datenpunkt repräsentiert ein Experiment mit der zugehörigen Geschwindigkeit sowie dem Winkel. Die Anzahl der haftenden Proben ist anhand der geometrischen und farblichen Kodierung des jeweiligen Datenpunkts abzulesen. Des Weiteren sind anhand von Abbildung 3.4 die fünf zu untersuchenden Geschwindigkeitsbereiche zu erkennen und deren Abweichung zu den nominellen Werten aus Tabelle 3.1 festzustellen. Die Visualisierung der Datenpunkte aller durchgeführten Experimente sind den Abbildungen A.1 und A.2 aus dem Anhang zu entnehmen.

### 3.2.2. Sylgard

Für die Materialkombinationen mit Sylgard konnten bei den Experimenten ohne Zusatzmasse Erfolgsquoten zwischen 33% und 37% festgestellt werden, wie in Tabelle 3.2 dargestellt. Hinsichtlich der Experimente mit der Zusatzmasse lieferten die Kombinationen mit Acrylglas und Aluminium keinerlei erfolgreiche Testdurchläufe und wurden ebenfalls frühzeitig abgebrochen. Hingegen konnte bei der Kombination mit MLI (Kapton) die höchste Erfolgsquote für Sylgard mit 52% festgestellt werden. Die fehlgeschlagenen Experimente im Zusammenhang mit der erhöhten Masse wurden auch in diesem Falle auf die Abnutzung des Materials und die ohnehin moderaten Hafteigenschaften der Kombinationen zurückgeführt. Die Visualisierung der Datenpunkte aller durchgeführten Experimente sind den Abbildungen A.3, A.4 und A.5 aus dem Anhang zu entnehmen.

### 3.2.3. Sylgard Washed

Die Experimente mit Sylgard Washed verhielten sich analog zu denen mit Sylgard, wobei unabhängig von der Zusatzmasse die geringsten Erfolgsquoten mit 0% und 5% im Zusammenhang mit Aluminium festzustellen waren, wie in Tabelle 3.2 zu entnehmen ist. Die höchsten Erfolgsquoten entstanden mit 55% und 63%, jeweils bei der Materialkombination mit MLI (Kapton) im Rahmen der Experimente ohne Zusatzmasse beziehungsweise mit Zusatzmasse. Im Vergleich zu den Experimenten mit Zusatzmasse für die Kombination mit Acrylglas schnitt Sylgard Washed mit einer Erfolgsquote von 16% deutlich besser gegenüber

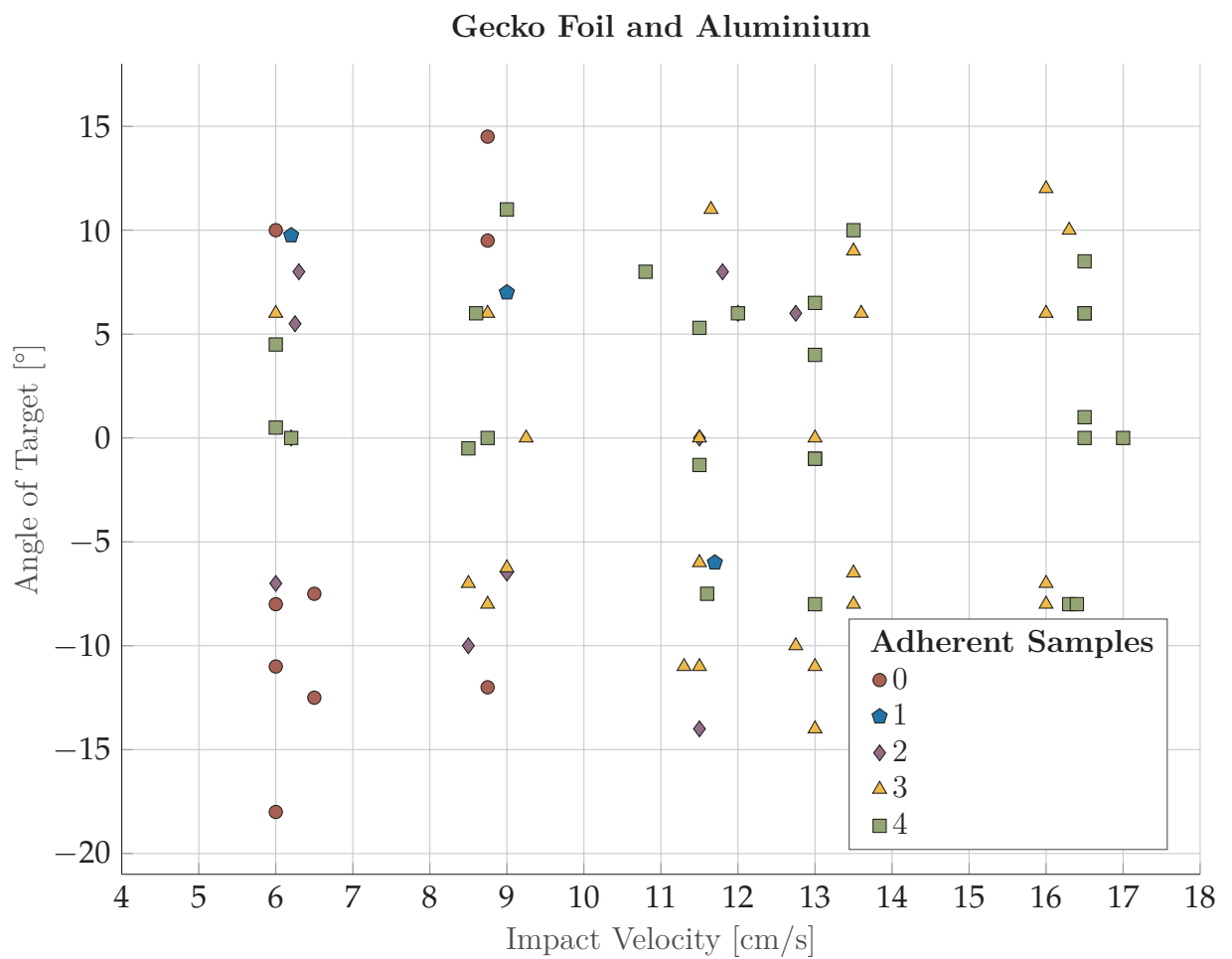


Abbildung 3.4.: Docking mit Geckofolie and Aluminium

Sylgard ab. Die Visualisierung der Datenpunkte aller durchgeführten Experimente sind den Abbildungen A.3, A.7 und A.8 aus dem Anhang zu entnehmen.

## 4. On-Orbit Experimente

Zur weiteren Verifizierung des autonomen Gecko-inspirierten Dockings wurden, zusätzlich zu den in Kapitel 3 beschriebenen bodenbasierten Experimenten, On-Orbit Versuche durchgeführt. In Kapitel 4 werden zunächst der Versuchsaufbau und die Durchführung beschrieben. Im Anschluss werden die Ergebnisse vorgestellt und ausgewertet.

### 4.1. Concept of Operations

Damit die Demonstration des Mechanismus als repräsentativ für den Einsatz im Rahmen von Satellitenmissionen in "echter" Schwerelosigkeit gelten kann, müssen Test im Orbit durchgeführt werden. Die Testkampagne erfolgte, in Zusammenarbeit mit dem ISS U.S. National Laboratory, an Bord der ISS. Als Testplattform für das autonome Docking dienten die Astrobees Roboter. Im folgenden Abschnitt wird die für die Versuche verwendete Hardware, die Vorbereitung und Durchführung der Dockingtests beschrieben.

#### 4.1.1. Astrobees

Astrobees sind free-flying Roboter die auf der ISS für unterschiedliche Experimente von Gastforschern oder zur Unterstützung der Astronauten an Bord eingesetzt werden. Abbildung 4.1 zeigt den allgemeinen Aufbau eines Astrobees.

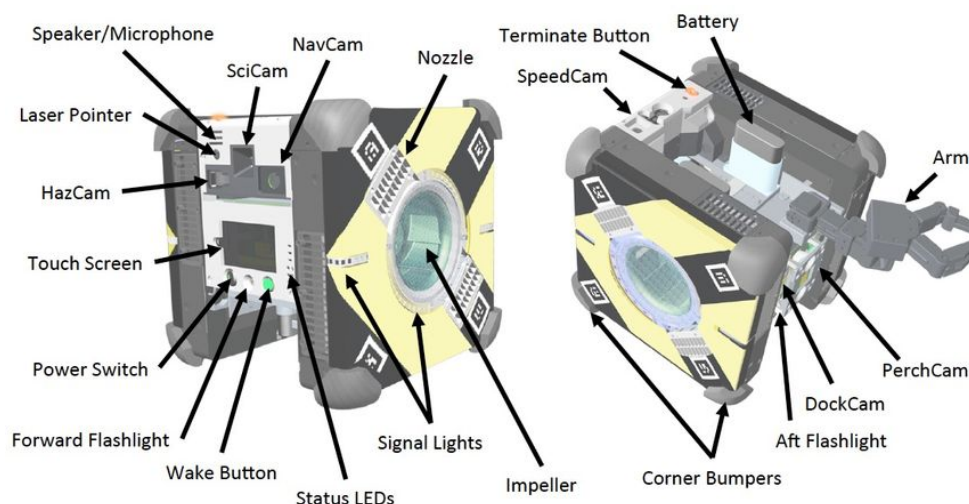


Abbildung 4.1.: Astrobees Roboter

Die Bewegung und Orientierung in sechs Freiheitsgraden erfolgt über zwei Impeller in Zusammenarbeit mit Schubdüsen. Die Payload-Bays auf der Ober- und Unterseite bieten Möglichkeiten zur Anbringung zusätzlicher Hardwarekomponenten. Die Astrobees können im Orbit oder vom Boden aus ferngesteuert werden. Alternativ ist auch eine autonome



Steuerung möglich. Eine manuelle Steuerung erlaubt beispielsweise das Abfliegen einer definierten Trajektorie inklusive Beschleunigungsprofil oder das Halten einer definierten Position und Orientierung. Die Flight-Software der Astrobee ermöglicht die Aufzeichnung von Telemetriedaten für eine spätere Auswertung.

#### 4.1.2. Launch und Astronautenzeit

Die Nutzlast des REGGAE-Projektes wurde im Sommer 2020 in die USA verschifft. Ein Fit-check der Mechanismen fand erfolgreich in Juni 2020 am Johnson Spacecenter statt (cf. Abbildung 4.3. Abbildung 4.2 zeigt ein Teil der verschifften Payload.

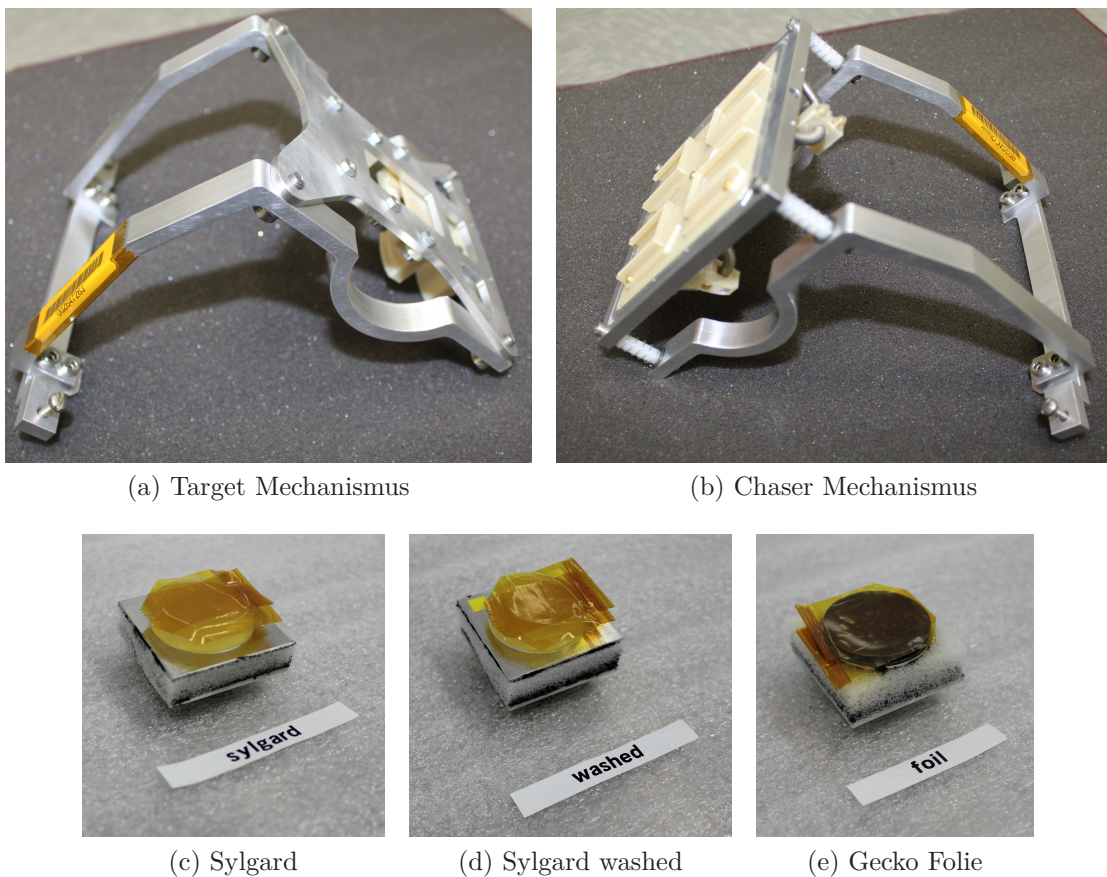


Abbildung 4.2.: Teil der finalen REGGAE-Nutzlast

Die Nutzlast des REGGAE-Projektes wurde am 03. Oktober 2020 um 01:16:14 UTC innerhalb der NG-14 Versorgungsmission (Northrop Grumman robotic resupply spacecraft Cygnus) zur ISS gestartet. Erstmals konnte der Docking-Mechanismus unter Weltraumbedingungen durchgeführt werden: auf der ISS am 28. Dezember 2020 von US-Astronaut Victor Glover und ein zweites Mal am 18. Januar 2021 von Shannon Walker. Es wurden insgesamt acht Dockingmanöver erfolgreich mit den Astrobees demonstriert. Bei den Experimenten wurden drei verschiedene Haftmaterialien und drei verschiedene Zieloberflächen kombiniert.

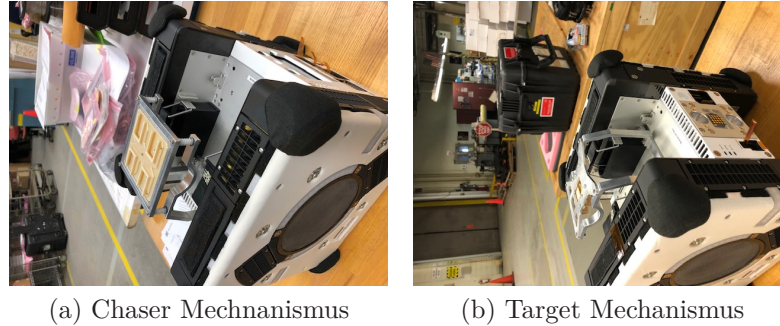


Abbildung 4.3.: Fitcheck am NASA Johnson Space Center

### 4.1.3. Ziel und Vorbereitung der Experimente

Das Ziel der Experimente bestand, aufbauend auf den in Kapitel 3 vorgestellten Zielen, die Eignung von Gecko-Haftmaterialien in einer Mikro-G Umgebung zu prüfen. Zusätzlich war durch die Verwendung der Astrobes gegenüber der bodenbasierten Experimente eine Demonstration des Mechanismus in sechs Freiheitsgraden möglich. In Tabelle 4.1 sind die für diese Testkampagne definierten Materialkombinationen, Relativgeschwindigkeiten und Relativwinkel definiert. Für die Winkel wird dabei zwischen einem Gier- und einem Nickwinkel unterschieden. Abbildung 4.4 zeigt den Chaser-Astrobee und das für die Experimente festgelegte Achsensystem mit den relevanten Rotationswinkeln. Die Prozeduren zur Vorbereitung des Dockingmechanismus und der Proben erfolgten wie in den Kapiteln 2 und 3 bereits beschrieben.

Materialien	Geschwindigkeiten [ $\frac{\text{cm}}{\text{s}}$ ]	Gierwinkel [°]	Nickwinkel [°]
Geckofolie	5	0	-10
Sylgard	7	5	-5
Sylgard Washed	10	10	0
Acrylglas	12	-	5
Aluminiumplatte	-	-	10
MLI	-	-	-
MLI (Black)	-	-	-

Tabelle 4.1.: Übersicht der untersuchten Materialien, Geschwindigkeiten und Winkel. Die Tabelle ist spaltenweise als Zusammenfassung aller untersuchten Parameter aufzufassen. Es besteht kein zeilenweiser Zusammenhang.

Für einen Testlauf wurden die Komponenten des Dockingmechanismus in den unteren Payload-Bays des jeweiligen Astrobes installiert. Am Beispiel des Chasers aus Abbildung 4.4 befindet sich der Dockingmechanismus auf der Unterseite (Bottom Face) und ist in positive z-Richtung ausgerichtet. In Abbildung 4.5 sind die Ausgangspositionen der Astrobes innerhalb des ISS-Moduls dargestellt. Das Target ist dabei im Vergleich zum Chaser um 180° um die x-Achse rotiert, sodass die Unterseite dem Chaser zugewandt ist. Abbildung 4.6 zeigt eine Aufnahme aus einem Testlauf.

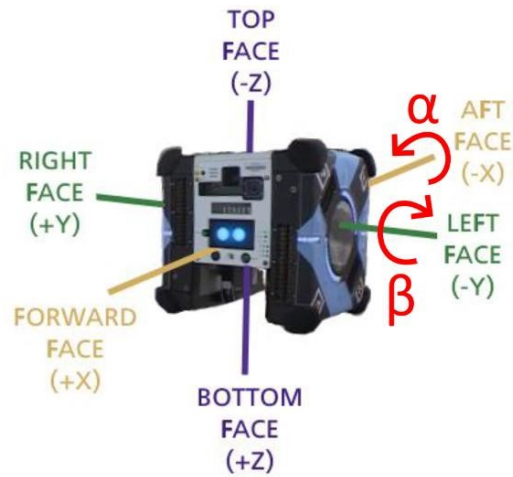


Abbildung 4.4.: Definition der Freiheitsgrade des Chaser-Astrobees.  $\alpha$  ist hierbei der Gierwinkel (yaw) und  $\beta$  der Nickwinkel (pitch). Der Rollwinkel bezüglich der z-Achse des Astrobees ist nicht definiert, da dieser im Rahmen der Experimente nicht variiert wurde.

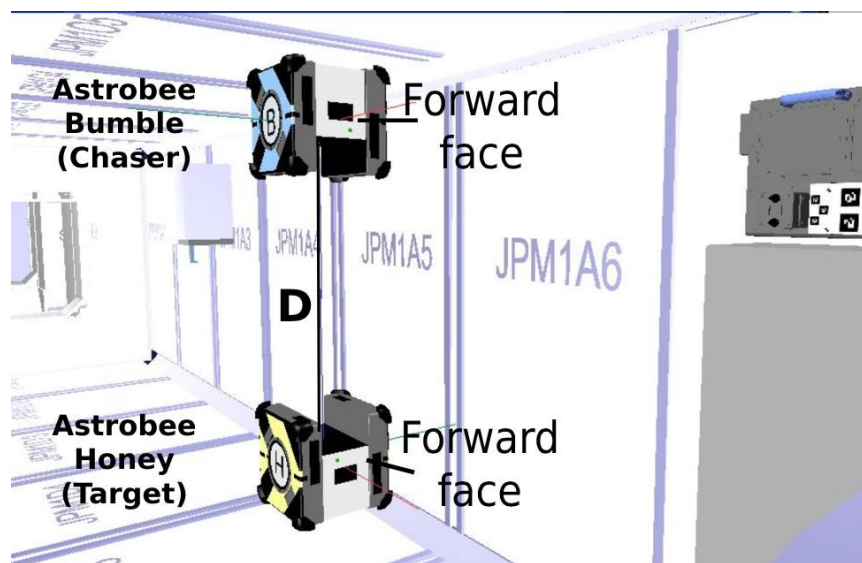


Abbildung 4.5.: Ausgangspositionierung der Astrobees innerhalb des ISS-Moduls.



Abbildung 4.6.: Live Aufnahme eines Docking Testlaufs.

#### 4.1.4. Durchführung der Experimente

Die Steuerung der Astrobees erfolgte von einer Bodenstation aus, welche sich mit der Crew an Bord der ISS in Kommunikation befand. Die Crew war für das Auswechseln der Probenmaterialien und für das händische stabilisieren des Targets bis kurz vor dem Auftreffen verantwortlich.

Während eines Testlaufs beschleunigte der Chaser rampenförmig entlang der z-Achse in Richtung des Targets. Hierfür wurde die bereits vorhandene Wegpunktregelung der Astrobees verwendet. Zur Steuerung der Auftreffgeschwindigkeit musste der Abstand zwischen Chaser und Target variiert werden. Diese Abstände wurden zunächst rechnerisch ermittelt und bei starken Abweichungen nochmals angepasst. Dieses Vorgehen war notwendig, da die Astrobees über keinen Geschwindigkeitsregler verfügen. Die Implementierung eines solchen Reglers wäre aufgrund der vielen Sicherheitsstandards, die mit der bemannten Raumfahrt einhergehen, zu aufwendig gewesen und hätte die Projektlaufzeit wesentlich verlängert. Die Positionierung des Targets innerhalb des ISS-Moduls wurde über alle Testläufe konstant gehalten. Somit entsprach die Relativgeschwindigkeit zwischen Chaser und Target der Geschwindigkeit des Chasers. Die Relativwinkel wurden durch Kommandieren der Target-Orientierung eingestellt.

Für die Durchführung der Experimente wurden zwei Termine festgelegt. Aufgrund fehlender Erfahrungswerte war im Voraus nicht klar wie viele Versuche in der verfügbaren Zeit durchgeführt werden können. Für den ersten Termin am 28. Dezember 2020 wurden etwa drei Stunden bereitgestellt. Der Zeitplan für diese Testkampagne ist in Tabelle B.1 dargestellt. Die Vorbereitungszeit für den Aufbau der Experimente fiel mit 90 Minuten über der erwarteten Dauer aus und beanspruchte somit einen wesentlichen Anteil der Kampa-

gne. Folglich war an diesem Termin die Durchführung von nur einer geringen Anzahl an Versuchen möglich. Aus diesem Grund wurden für den zweiten Termin am 18. Januar 2021 etwa fünf Stunden bereitgestellt (siehe Tabelle B.2). Allgemein war durch diese zeitliche Beschränkung eine gezielte Auswahl der durchzuführenden Versuche notwendig. Gleichzeitig wurde der Testplan in Absprache mit der Bodenstation "On-the-Fly" angepasst, um den größtmöglichen Nutzen innerhalb der verfügbaren Zeit zu erzielen. Die Auswahl der Testläufe in Hinsicht auf Materialkombination, Geschwindigkeit und Winkel erfolgte anhand der Ergebnisse der Bodenexperimente. Am ersten Termin wurden zunächst die Kombinationen mit den schlechtesten und am zweiten die mit den besten Erfolgsaussichten gewählt. Die Tabellen B.3 und B.4 zeigen eine Übersicht aller durchgeführten Testläufe an beiden Terminen.

## 4.2. Ergebnisse und Auswertung

Primäres Ziel der On-Orbit Experimente war die Validierung des Dockingmechanismus für mindestens eines der Gecko-Haftmaterialien unter unterschiedlichen Randbedingungen (Geschwindigkeit und Winkel). Als sekundäres Ziel sollte zusätzlich die Funktion möglichst aller weiteren Materialkombinationen (insgesamt neun mit MLI Black als Backup) demonstriert werden. Des Weiteren sollten die On-Orbit Experimente zur Validierung der Ergebnisse der Boden Experimente dienen. Tabelle 4.2 zeigt eine Übersicht aller durchgeführten Dockingversuche. Für jede Materialkombination ist sowohl die Anzahl der Versuche als auch die jeweiligen Erfolgsquoten aufgeführt. Dabei wurde ein Versuch als erfolgreich bewertet wenn mindestens eine der vier Chaser-Proben an der Probe des Targets haften blieb. Die in Tabelle 4.2 dargestellte Übersicht berücksichtigt alle 23 durchgeführten Testläufe unabhängig davon, ob eine Abweichung von der geplanten Durchführung stattgefunden hat (Target zu spät losgelassen, falsche Ausrichtung des Chasers, Abweichung von kommandierter Geschwindigkeit/Winkel zu gemessen). Die Tabellen B.3 und B.4 (siehe Anhang B) enthalten detaillierte Angaben zu jedem Testlauf. Außerdem wurden Abweichungen zur geplanten Durchführung eines Testlaufs festgehalten. Für 19 der 23 Testläufe war eine vollständige Datenaufzeichnung sowohl für den Chaser als auch das Target erfolgreich.

	Acrylglas		Aluminiumplatte		MLI		MLI (Black)	
	Anz.	Quote [%]	Anz.	Quote [%]	Anz.	Quote [%]	Anz.	Quote [%]
Geckofolie	-	-	1	0	-	-	-	-
Sylgard	3	67	2	50	6	50	-	-
Sylgard washed	5	40	3	33	2	100	1	0

Tabelle 4.2.: Übersicht aller im Orbit durchgeführten Dockingexperimente sowie der Anzahl der jeweiligen Messungen und der zugehörigen Erfolgsquoten der Versuchsreihen. Die Erfolgsquote (in der Tabelle mit Quote bezeichnet) gibt den prozentualen Anteil der Messungen an, bei denen mindestens eines der vier Samples (Probe am Chaser) an der Probe des Targets haften blieb.

Aus der Tabelle 4.2 lässt sich schließen, dass das primäre Versuchsziel erreicht wurde. Aufgrund einer Beschädigung der Proben der Geckofolie konnten jedoch nicht alle Materi-

Syl., Acr. glass,  $v = 5 \text{ cm/s}$ , yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 4

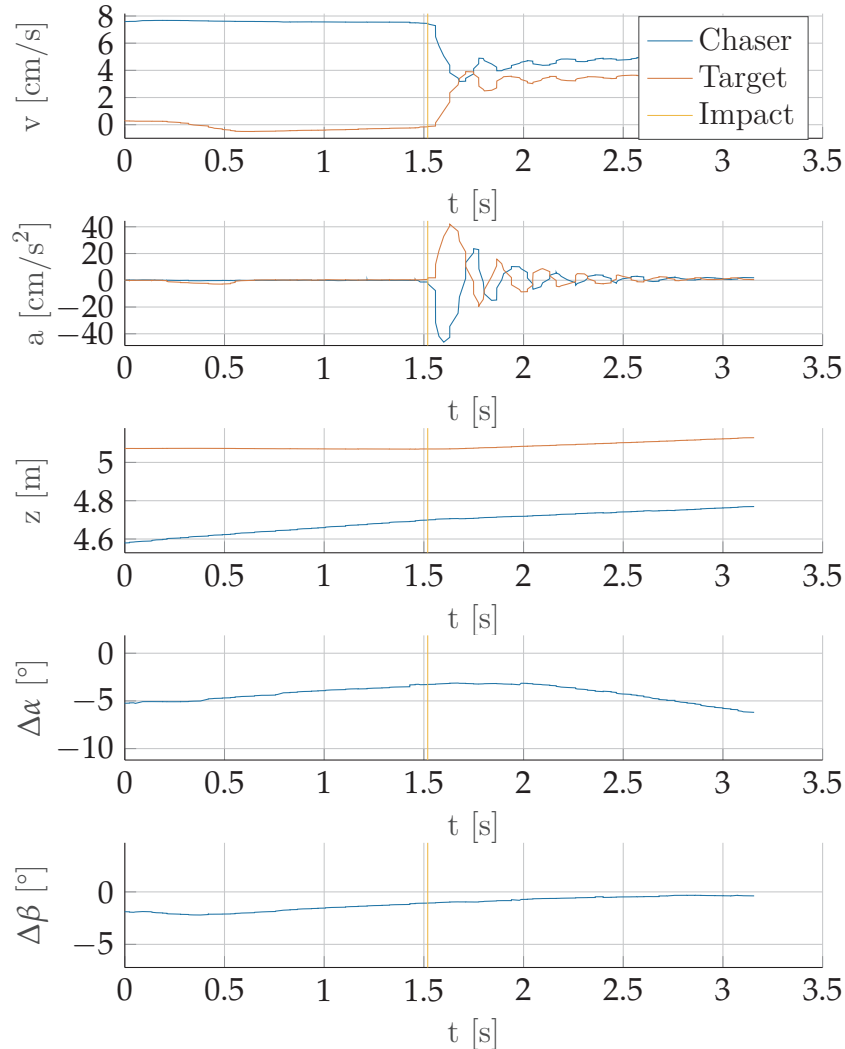


Abbildung 4.7.: Session 2, Run 12 mit Sylgard und Acrylglas.

alkombinationen erfolgreich demonstriert werden. Somit wurde das sekundäre Versuchsziel nicht vollständig erreicht. Ein Vergleich mit Tabelle 3.2 aus Kapitel 3 zeigt, dass die Boden Experimente ähnliche Erfolgsquoten zu den On-Orbit Experimente geliefert haben. Dabei muss jedoch die geringe Anzahl an On-Orbit Testläufen gegenüber der Boden Experimente berücksichtigt werden.

In Abbildung 4.7 sind für einen Testlauf die zeitlichen Verläufe für Geschwindigkeit, Beschleunigung, z-Position, Gier- und Nickwinkel dargestellt. Die Verläufe für den Chaser sind blau und die für das Target orange gefärbt. Die gelben Linien markieren den Zeitpunkt des Aufpralls. Die relativen Winkel zwischen den beiden Astrobees sind ebenfalls in Blau dargestellt. Der Test erfolgte für die Materialkombination Sylgard und Acrylglas für eine kommandierte Geschwindigkeit von  $v = 5 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$ , einem Gierwinkel (yaw) von  $\Delta\alpha = 0^\circ$  und einem Nickwinkel (pitch) von  $\Delta\beta = 0^\circ$ . Wie durch den Erfolgswert (success value) von 4 angezeigt konnten alle vier Chaser-Proben erfolgreich an der Target-Probe haften.

Anhand der Verläufe ist erkennbar, dass die gemessenen Werte von den kommandierten Werten für Geschwindigkeit und Relativwinkel abweichen. Mit  $7,6 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$  erfolgte der Aufprall mit einer höheren Geschwindigkeit als geplant. Auch die Relativwinkel wichen mit  $-3^\circ$  für den Gierwinkel und  $-1^\circ$  für den Nickwinkel von den geforderten Werten ab.

### 4.2.1. Sylgard

Insgesamt wurden elf Versuche mit dem Sylgard-Haftmaterial durchgeführt, davon drei mit Acrylglas, zwei mit Aluminium und sechs mit MLI (siehe Tabelle 4.2). Dabei wurden für alle Target-Materialien ähnliche Erfolgsquoten von mindestens 50% erzielt, wobei für Acrylglas mit 67% die höchste Quote erreicht wurde. Den Tabellen B.3 und B.4 lassen sich die Geschwindigkeiten und Relativwinkel der erfolgreichen Dockingversuche entnehmen. Die beiden erfolgreichen Versuche mit Acrylglas als Target-Material erfolgten in einem Geschwindigkeitsbereich von  $5 - 8 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$  und einem Winkelbereich von  $\pm 10^\circ$ . Mit der Aluminiumplatte wurde ein erfolgreicher Versuch mit einer Geschwindigkeit von  $6,1 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$  und Relativwinkeln von  $\pm 10^\circ$  durchgeführt. Für die Kombination mit MLI konnten drei erfolgreiche Versuche in einem Geschwindigkeitsbereich von  $5 - 6 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$  und Winkeln von  $\pm 5^\circ$  durchgeführt werden.

### 4.2.2. Sylgard Washed

Das Sylgard Washed-Haftmaterial wurde in elf Testläufen eingesetzt, davon fünf mit Acrylglas, drei mit Aluminium, zwei mit MLI und einer mit MLI Black (siehe Tabelle 4.2). Die Erfolgsquoten für dieses Haftmaterial lagen für diese Versuche weiter auseinander. Die höchste Quote von 100% wurde in den zwei Versuchen mit MLI als Target-Material erzielt. Mit dem Backup-Material MLI Black wurde nur ein Versuch durchgeführt, in dem kein erfolgreiches Docking erzielt werden konnte. Die Erfolgsquoten für Acrylglas und die Aluminiumplatte liegen mit 40% und 33% jeweils unterhalb der Quoten für das Sylgard Haftmaterial. Aus den Tabellen B.3 und B.4 lassen sich die Geschwindigkeiten und Relativwinkel der erfolgreichen Dockingversuche entnehmen. Die Kombination mit Acrylglas konnte in zwei erfolgreichen Versuchen für einen Geschwindigkeitsbereich von  $5 - 6 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$  und Winkeln von  $\pm 1^\circ$  demonstriert werden. Mit der Aluminiumplatte wurde ein erfolgreicher Versuch mit einer Geschwindigkeit von  $7 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$  und ohne Winkelversatz durchgeführt. Die beiden erfolgreichen Versuche mit MLI als Target-Material erfolgten in einem Geschwindigkeitsbereich von  $3 - 5 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$  und einem Winkelbereich von  $\pm 12^\circ$ .

### 4.2.3. Geckofolie

Wie aus Tabelle 4.2 abzulesen wurde nur ein nicht erfolgreicher Versuch mit der Geckofolie als Haftmaterial durchgeführt. Grund dafür war eine Beschädigung der Proben, die im Rahmen der Vorbereitungen für den Transport zur ISS erfolgt ist. Die Beschädigung führte dazu, dass die Hafteigenschaften des Materials verloren gingen.

Der Hintergrund für die Beschädigung ist die Verwendung von Kapton-Tape zum Schutz der Mikrohaftstrukturen gegen Staub- und Fettpartikel. Bei dieser Probe war das verwendete Tape vermutlich zu stark und führte zu einer erhöhten Oberflächenrauheit und teilweise mechanischen Beschädigung der einzelnen Säulen der Mikrohaftstruktur.

# 5. Zusammenfassung und Ausblick

## 5.1. Zusammenfassung

Im Rahmen des Vorhabens wurden verschiedene Möglichkeiten untersucht, um das Andocken mit einem freischwebenden Ziel anhand von so-genannten Gecko-Materialien zu ermöglichen. Dazu wurden unter anderem verschiedene Mikrohaftstrukturen, die für eine derartige Anwendung geeignet erschienen mittels erdgebundenen Testumgebungen analysiert und die vielversprechendsten in die Flughardware für die ISS Experimente intrigiert. Dadurch war es zum ersten Mal möglich das Andocken anhand von trockenen Klebstoffen mit einem freischwebenden Ziel in Mikrogravitation zu demonstrieren. Insbesondere wurde das Andocken für die Kombination aus drei verschiedenen Mikrohaftstrukturen und drei verschiedenen Simulatoren für die Außenoberfläche eines Satelliten untersucht. Bei den Simulatoren handelt es sich um Acrylglas als Simulator für Solarpanels, und MLI und Aluminium als Simulatoren für die Außenstruktur eines Satelliten. Bei den Gecko-Materialien handelt es sich um zwei isotropische (pilzförmige) Mikrohaftstrukturen mit einem Seitenverhältnis (Verhältnis der Höhe zum Durchmesser der Säulen) von 2,5, hergestellt aus dem Silikonelastomer Sylgard 184. Eines der beiden Mikrohaftstrukturen (im Rahmen des Projektes als „Sylgard washed“ bezeichnet) ist zertifiziert für Raumfahrtanwendungen (ECSS-Q-ST-70-02C „standard outgassing“ und ECSS-Q-TM-70-52A „kinetic outgassing of materials for space“). Das dritte Gecko-Material ist eine Mikrohaftstruktur mit einem Seitenverhältnis von 1, hergestellt aus Polyurethan Acrylate 16 (Im Rahmen des projektes als Geckofolie bezeichnet). Es wurden folgende Kombinationen erfolgreich demonstriert:

- Sylgard / Plexiglas,  $5 - 8 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$ ,  $\pm 10^\circ$
- Sylgard / Aluminium,  $6 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$ ,  $\pm 4^\circ$
- Sylgard / MLI,  $5 - 6 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$ ,  $\pm 5^\circ$
- Sylgard washed / Plexiglas,  $5 - 6 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$ ,  $\pm 1^\circ$
- Sylgard washed / Aluminium,  $7 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$ ,  $\pm 0^\circ$
- Sylgard washed / MLI,  $3 - 5 \frac{\text{cm}}{\text{s}}$ ,  $\pm 12^\circ$

Die Geckofolie konnte aufgrund einer Materialbeschädigung nicht zum Einsatz kommen. Der Hintergrund dafür ist die Verwendung von Kapton-Tape zum Schutz der Mikrohaftstrukturen gegen Staub- und Fettpartikel. Bei dieser Probe war das verwendete Tape vermutlich zu stark und führte zu einer erhöhten Oberflächenrauheit und teilweise mechanischen Beschädigung der einzelnen Säulen der Mikrohaftstruktur.

Im Rahmen dieses Projektes wurden mehrere Meilensteine über den Stand der Technik heraus erreicht:

- REGGAE ist das erste Experiment mit zwei Astrobees auf der ISS und das zweite Experiment überhaupt das Astrobees involviert. Die Gesammelte Erfahrung war



sowohl für uns als auch für die Betreiber der Astrobees (NASA Ames) von großer Bedeutung.

- REGGAE ist der zweite Gecko-basierte Dockingversuch mit einem freischwebenden Objekt unter Mikrogravitation. Der erste Versuch wurde von der Stanford University auf einem Parabelflug manuell durchgeführt. Dabei wurden allerdings anisotropische Materialien verwendet.
- Die Meisten Forschungsaktivitäten zu Mikrohaftstrukturen für Raumfahrtanwendungen beschäftigen sich mit anisotropischen Mikrostrukturen. Diese Arbeit ist die erste, die das Einfangen eines freischwebenden Objektes anhand isotropischer (pilzförmig) Mikrohaftstrukturen in sechs Freiheitsgraden demonstriert. Das Verwenden isotropischer Mikrohaftstrukturen soll die Komplexität des Dockingmechanismus noch weiter vereinfachen, da im Gegensatz zu anisotropischen Mikrohaftstrukturen die Aktivierung der Haftkräfte durch den eigenen Bewegungsimpuls und nicht durch Aktuatoren erfolgt.
- Alle Dockingversuche, unter der Verwendung von Mikrohaftstrukturen, in sechs Freiheitsgraden wurden bisher manuell durchgeführt. Im Rahmen von REGGAE wurde die Automatisierung des Andockvorgangs durch die Verwendung einer vorbestimmten Flugtrajektorie demonstriert.
- In diesem Vorhaben wurde zum ersten Mal das Andocken anhand von ECSS zertifizierten Mikrohaftstrukturen (ECSS-Q-ST-70-02C „standard outgassing“ und ECSS-Q-TM-70-52A „kinetic outgassing of materials for space“) in sechs Freiheitsgraden demonstriert.

## 5.2. Ausblick

Im Rahmen von REGGAE hat sich gezeigt, dass sich für die definierten Andockszenarien experimentelle Ergebnisse in drei Freiheitsgraden im Allgemeinen auf sechs Freiheitsgrade übertragen lassen. Dieses Ergebnis ist von großer Bedeutung, da es, unter bestimmten operationellen Umständen das Testen von Dockingmechanismen erheblich vereinfachen würde, indem die on-orbit Komponente entfällt. Weitere Tests sind allerdings nötig, um dieses Ergebnis quantitativ zu charakterisieren. Weitere mögliche Schritte wären:

- Die REGGAE Hardware ist noch auf der ISS. Es wurde vorgeschlagen die Docking Experimente mit Navigationsexperimenten vom DLR/MIT zu kombinieren. Somit würde man erstmalig das Einfangen eines nicht-kooperativen Objekts in Mikrogravitation demonstrieren.
- Aufbauend auf die erzielten Ergebnisse können Nachfolgeprojekte die Dynamik des Dockings anhand von Mikrohaftstrukturen besser modellieren. Die Verwendung von künstlicher Intelligenz wurde vorgeschlagen.
- Ein möglicher nächster Implementierungsschritt umfasst eine In-Orbit-Demonstration mit CubeSats.

# Literaturverzeichnis

- [1] C. Pardini and L. Anselmo. Physical properties and long-term evolution of the debris clouds produced by two catastrophic collisions in Earth orbit. *Advances in Space Research*, 48(3):557–569, 2011.
- [2] H. Krag, M. Serrano, V. Braun, P. Kuchynka, M. Catania, J. Siminski, M. Schimmerohn, X. Marc, D. Kuijper, I. Shurmer, A. O’Connell, M. Otten, Isidro Muñoz, J. Morales, M. Wermuth, and D. McKissock. A 1 cm Space Debris Impact Onto The Sentinel-1A Solar Array. *Acta Astronautica*, 137:434–443, 2017.
- [3] J.-C. Liou. *An Assessment of the Current LEO Debris Environment and the Need for Active Debris Removal*. ISTC Space Debris Mitigation Workshop, Moscow, Russia, April 2010.
- [4] Donald J. Kessler, Burton G. Cour-Palais. Collision frequency of artificial satellites: Creation of a debris belt. In Henry B. Garrett and Charles P. Pike, editors, *Space Systems and Their Interactions with Earth’s Space Environment*, pages 707–736. American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York, 1980.
- [5] Mohamed Khalil Ben-Larbi and Lennart Ziemer. Zwischnebericht 1 dlr-reggae.
- [6] Mohamed Khalil Ben-Larbi and Lennart Ziemer. Zwischnebericht 2 dlr-reggae.
- [7] Lasse Maywald, Malte Kießling, Lennart Ziemer, Lennart Fox, Maxim Kurilov, Benedict Grefen, Julian Baasch, Pascal Minderann, Alexander Dürkopp, Daniel Rothe, Simon Harms, Christopher Trentlage, and Enrico Stoll. Rexus22 grab: Assessment of the adhesive properties of gecko-inspired materials under space-like conditions. *23rd ESA Symposium on European Rocket and Balloon programmes and related research*, 2017.
- [8] Christopher Trentlage, Pascal Mindermann, Mohamed Khalil Ben Larbi, and Enrico Stoll. Mechanism based on mushroom-shaped adhesive microstructures. In *AIAA SPACE 2016*, 2016.
- [9] Christopher Trentlage and Enrico Stoll. The applicability of gecko adhesives in a docking mechanism for active debris removal missions. 2015.
- [10] Paul Day, Mark Cutkosky, Richard Greco, and Anastasia McLaughlin. Effects of he ++ ion irradiation on adhesion of polymer microstructure-based dry adhesives. *Nuclear Science and Engineering*, 167(3):242–247, 2011.
- [11] Aaron Parness, Matthew Heverly, Evan Hilgemann, Daniel Copel, Nicholas Wettels, Tyler Hilgendorf, Victor White, and Brett Kennedy. On-off adhesive grippers for earth-orbit. In *AIAA SPACE 2013 Conference and Exposition*, Reston, Virginia, 09102013. American Institute of Aeronautics and Astronautics.

- [12] E. W. Hawkes, E. V. Eason, A. T. Asbeck, and M. R. Cutkosky. The gecko's toe: Scaling directional adhesives for climbing applications. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 18(2):518–526, 2013.
- [13] Aaron Parness. Testing gecko-like adhesives aboard the international space station. In *AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition*, Reston, Virginia, 09122017. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [14] Elliot Wright Hawkes, David Christensen, Eric Eason, Matthew Estrada, Matt Heverly, Evan Hilgemann, Morgan Pope, Hao Jiang, Aaron Parness, Mark Cutkosky. Dynamic surface grasping with directional adhesion: (iros 2013) ; tokyo, japan, 3 - 7 november 2013 ;. In *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2013.
- [15] Hao Jiang, Elliot W. Hawkes, Vladimir Arutyunov, Jacob Tims, Christine Fuller, Jonathan P. King, Carl Seubert, Herrick L. Chang, Aaron Parness, and Mark R. Cutkosky. Scaling controllable adhesives to grapple floating objects in space. In *2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pages 2828–2835. IEEE, 26.05.2015 - 30.05.2015.
- [16] IGUS GmbH. iglide® H - Product Range. [https://www.igus.com/contentData/Products/Downloads/iglide\\_H\\_FM\\_USen.pdf](https://www.igus.com/contentData/Products/Downloads/iglide_H_FM_USen.pdf), 2019. p. 375.
- [17] IGUS GmbH. iglide® G300 - Product Range. [https://www.igus.com/contentData/Products/Downloads/iglide\\_G300\\_FM\\_USen.pdf](https://www.igus.com/contentData/Products/Downloads/iglide_G300_FM_USen.pdf), 2019. p. 89.
- [18] Christopher Trentlage, René Hensel, Roland Holzbauer, Enrico Stoll, Eduard Arzt, and Advenit Makaya. Development of gecko-inspired adhesive materials for space applications. In *69th International Astronautical Congress*, 2018.
- [19] L. Gerlach. Post-flight Investigation Programmes of Recently Retrieved Solar Generators. *13. space photovoltaic research and technology conference*, 9 1994.
- [20] Antonio De Luca. Architectural design criteria for spacecraft solar arrays. In *Solar Cells*, chapter 8. IntechOpen, Rijeka, 2011.
- [21] L. Gerlach. Inside a solar cell. [http://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Engineering\\_Technology/Inside\\_a\\_solar\\_cell](http://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Inside_a_solar_cell), May 2009. accessed 16/01/2020.
- [22] Hugo Sanchez. Payload icd astrobee. [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/a9sp-1500-m501\\_payload\\_icd.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/a9sp-1500-m501_payload_icd.pdf), August 2017. accessed 17/10/2019.
- [23] Mark O. Hilstad, John P. Enright, , Arthur G. Richards, and Swati Mohan. *The SPHERES Guest Scientist Program*. Massachusetts Institute of Technology Space Systems Laboratory, January 2010.

# A. Plots Boden Experimente

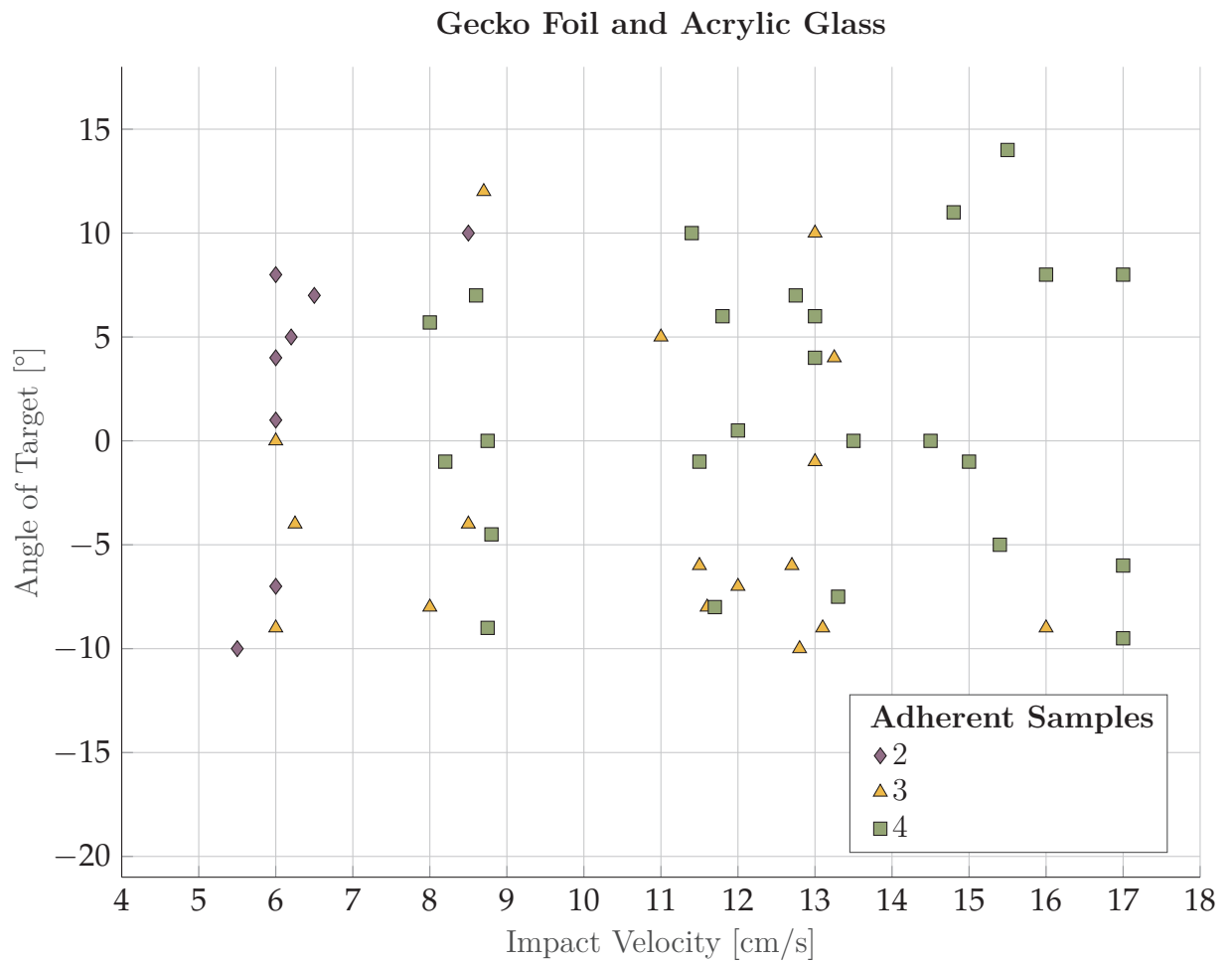


Abbildung A.1.: Docking with Gecko Foil and Acrylic Glass

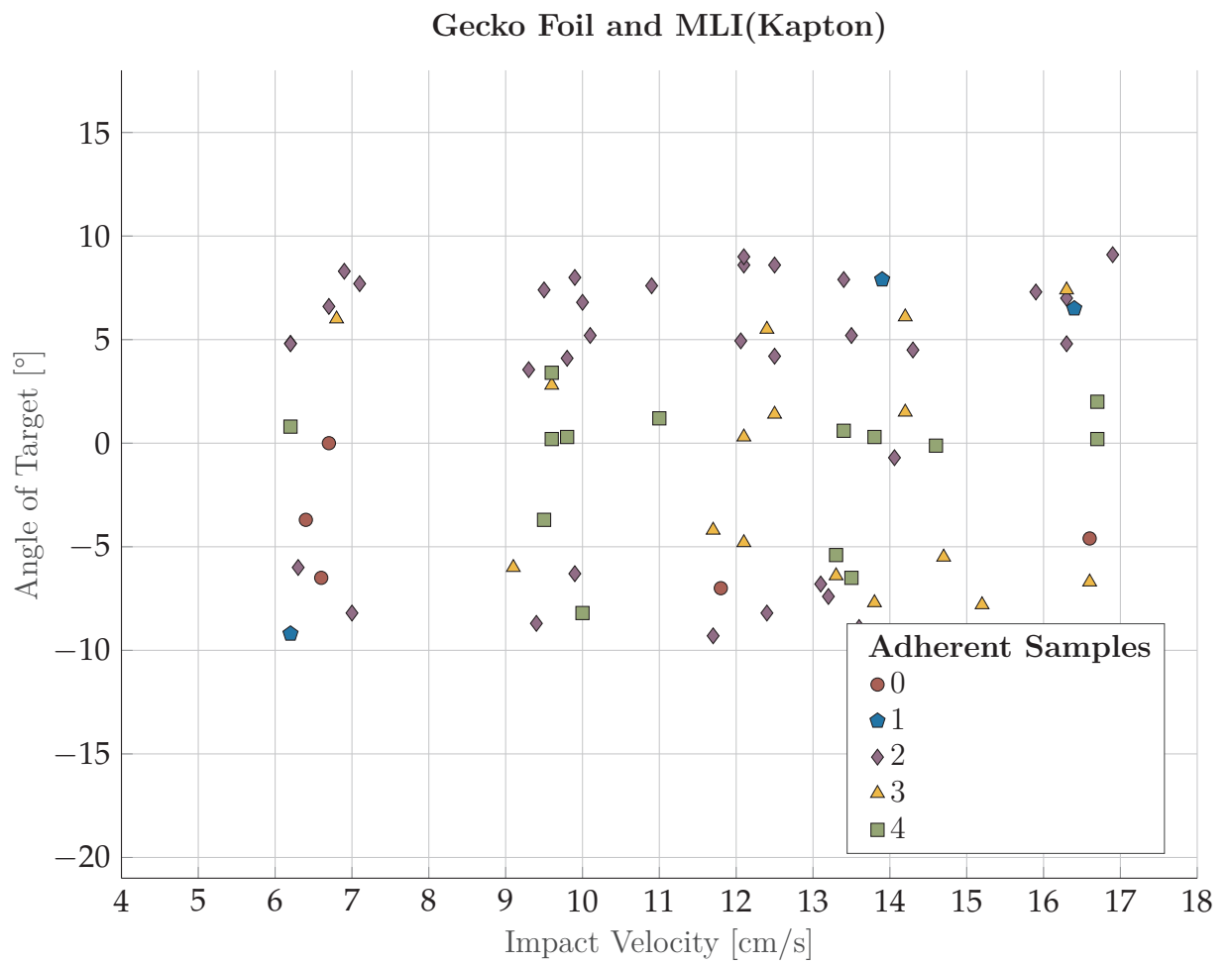


Abbildung A.2.: Docking with Gecko Foil and Acrylic Glass

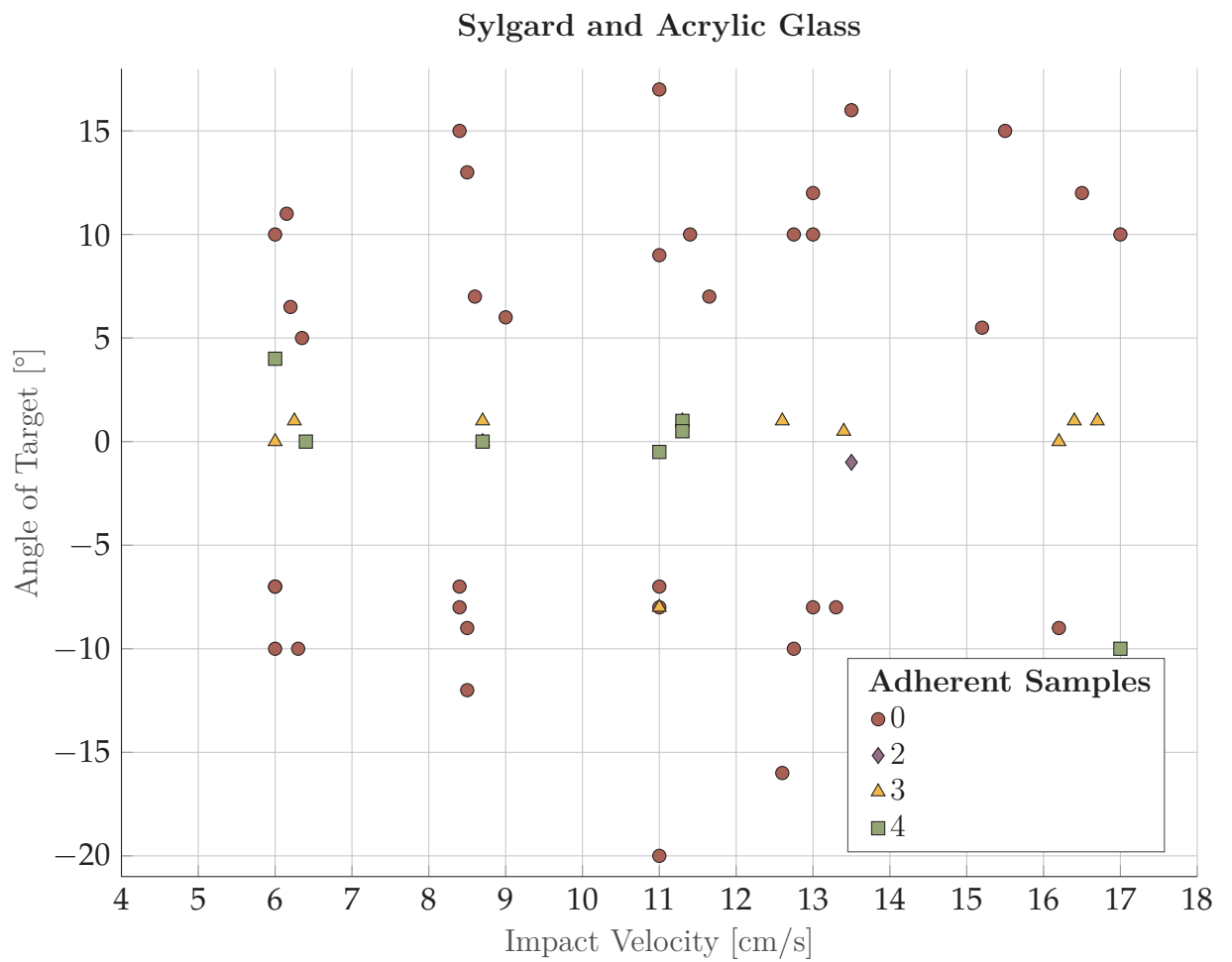


Abbildung A.3.: Docking with Sylgard and Acrylic Glass

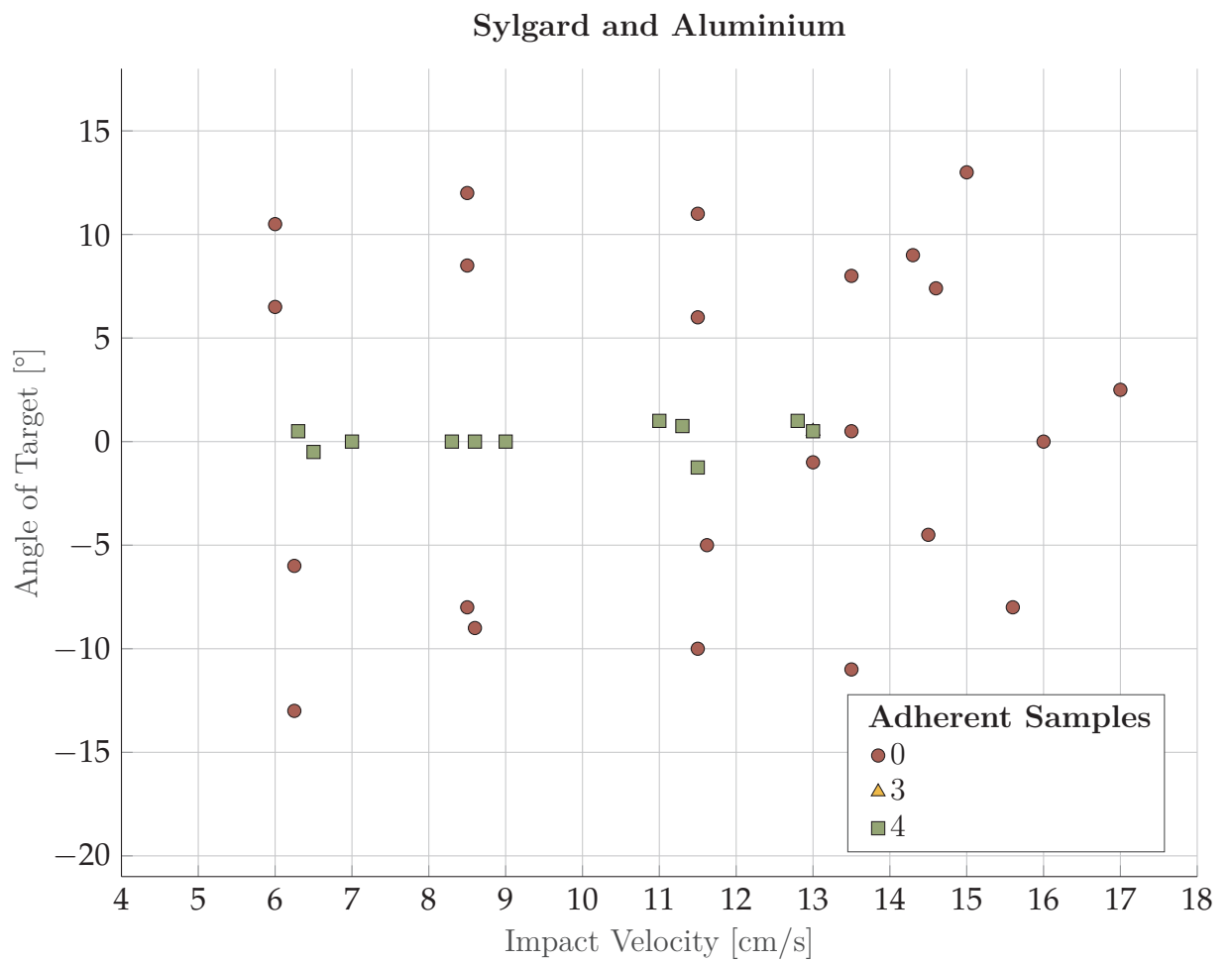


Abbildung A.4.: Docking with Sylgard and Aluminium

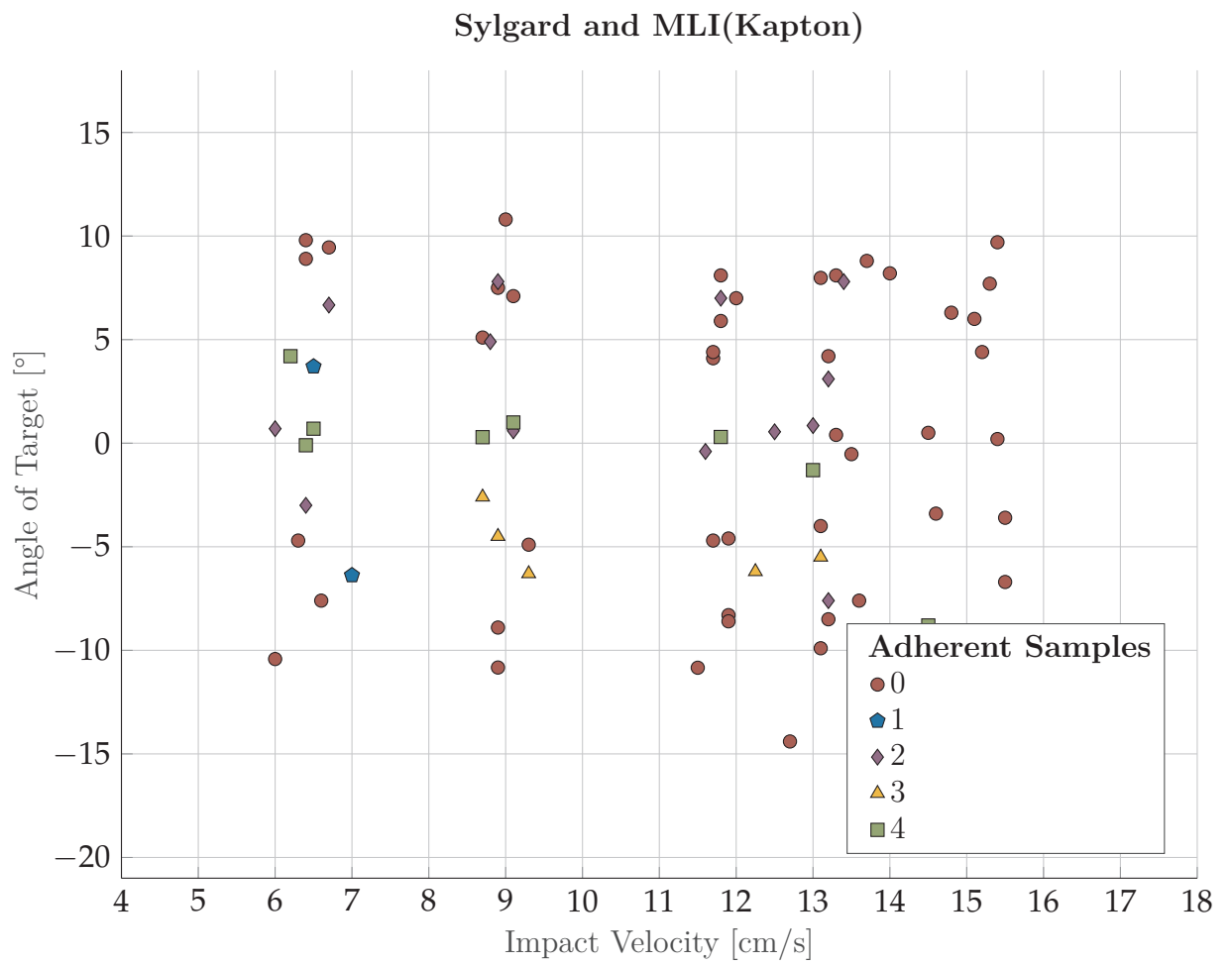


Abbildung A.5.: Docking with Sylgard and MLI(Kapton)



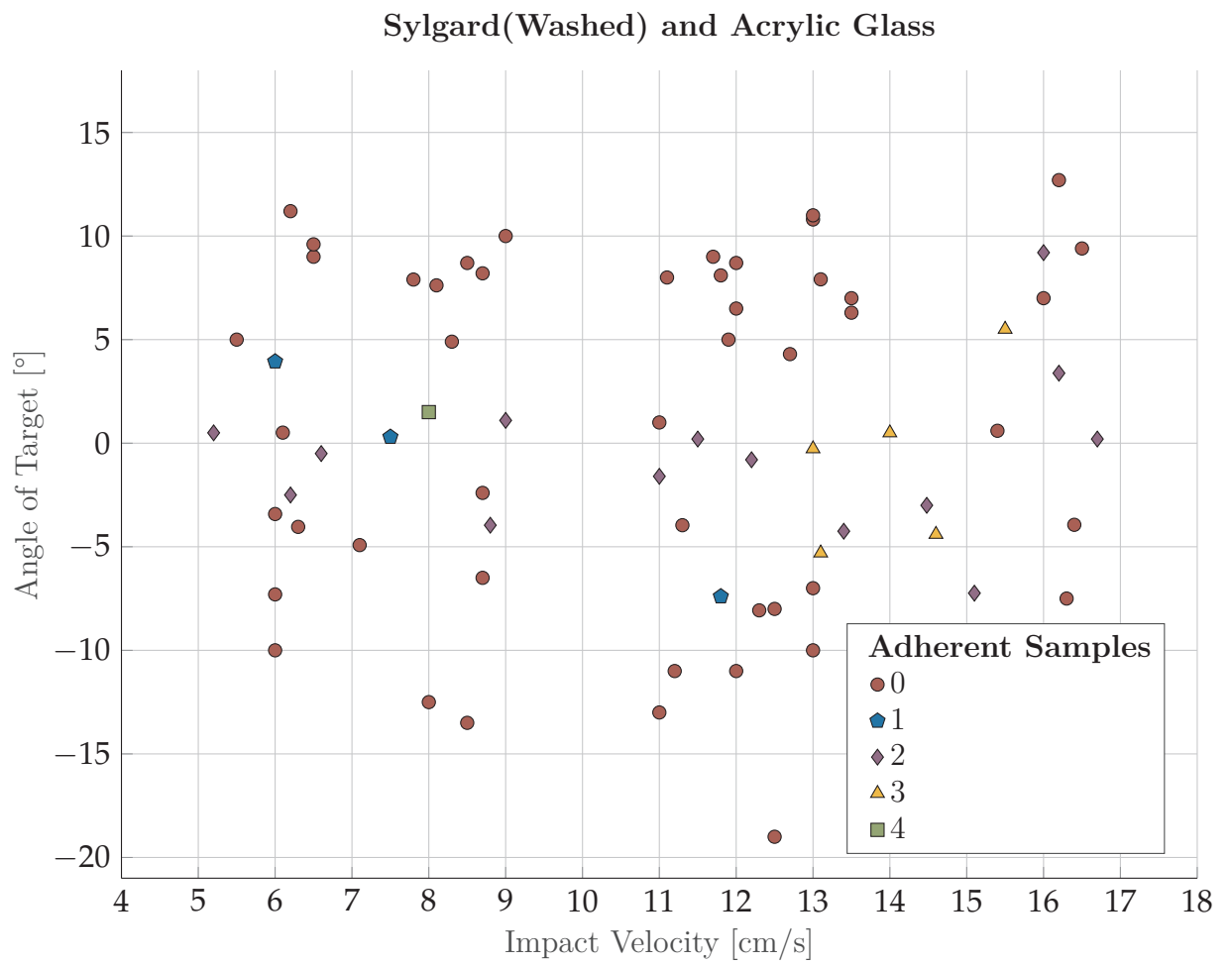


Abbildung A.6.: Docking with Sylgard and Acrylic Glass

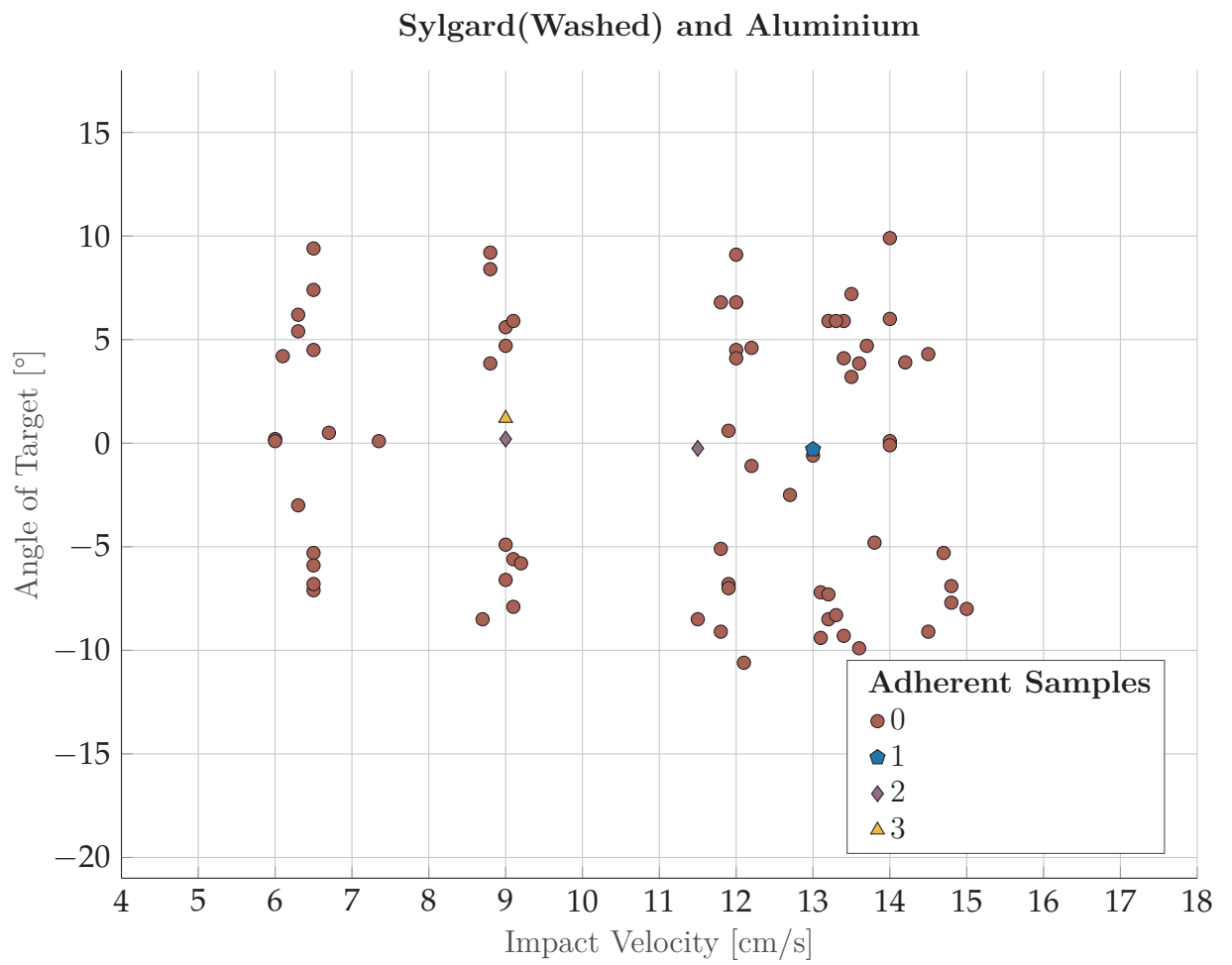


Abbildung A.7.: Docking with Sylgard and Aluminium

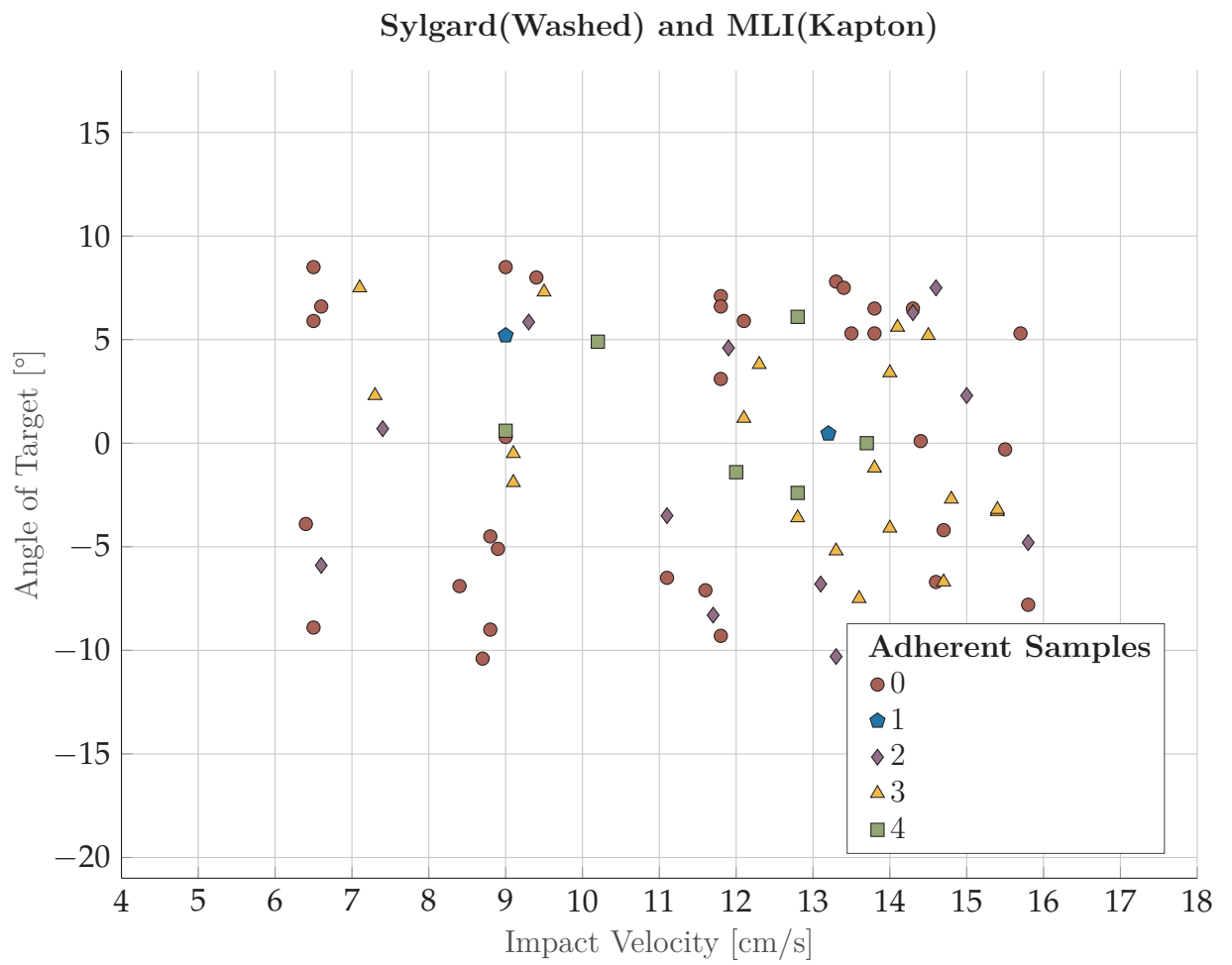


Abbildung A.8.: Docking with Sylgard and MLI(Kapton)

## B. Übersicht On-Orbit Experimente

Time GMT+0	Crew Activity
09:20-09:30	ASTROBEE-ON
16:00-16:15	ASTROBEE-CREW-CONF
16:15-18:45	REGGAE-INST-C/O
18:45-18:50 (GMT 364 or 365)	ASTROBEE-OFF

Tabelle B.1.: Timetable der ersten Testkampagne am 28.12.2021. Durchführung der Testläufe fand während der Crew Activity REGGAE-INST-C/O statt.

Time GMT+0	Crew Activity
09:20-09:30	ASTROBEE-ON
13:00-13:05	ASTROBEE-STWG-CLR
13:20-13:30	ASTROBEE-CREW-CONF
13:30-18:10	REGGAE-INST-C/O
18:20-18:25	ASTROBEE-STWG-RPLC
18:50-18:55 (GMT 020)	ASTROBEE-OFF

Tabelle B.2.: Timetable der zweiten Testkampagne am 28.12.2021. Durchführung der Testläufe fand während der Crew Activity REGGAE-INST-C/O statt.

Run Nr.	Time GMT+0	Materialien	Geschwindigkeit [ $\frac{cm}{s}$ ]		rel. Gierwinkel [°]		rel. Nickwinkel [°]		Erfolgswert	Bemerkung
			Kommandiert	Gemessen	Kommandiert	Gemessen	Kommandiert	Gemessen		
1	17:42	Syl/MLI	5	6	0	4	0	0	0	
2	17:56	Syl/MLI	5	-	0	-	0	-	2	keine Datenaufzeichnung
3	18:01	Syl/MLI	5	6	0	4	0	1	4	
4	18:10	Syl/MLI	5	6,3	5	-4	5	-6	0	Commanding Error
5	18:21	Syl/MLI	5	5,7	5	-3	5	-5	4	
6	18:34	Syl/MLI	5	6,3	10	-11	-10	12	0	

Tabelle B.3.: Übersicht der durchgeführten Testläufe in der ersten Testkampagne am 28.12.2021.

Run Nr.	Time GMT+0	Materialien	Geschwindigkeit [ $\frac{cm}{s}$ ]		rel. Gierwinkel [°]		rel. Nickwinkel [°]		Erfolgswert	Bemerkung
			Kommandiert	Gemessen	Kommandiert	Gemessen	Kommandiert	Gemessen		
1	14:43	Syl. w/MLI	5	-	0	-	0	-	4	keine Daten
2	14:59	Syl. w/Acr. glass	5	5,7	0	0	0	1	1	Astrobees falsch ausgenichtet
3	15:03	Syl. w/Acr. glass	5	4,7	0	0	0	1	3	
4	15:14	Syl. w/Alu	7	-	0	-	0	-	3	keine Chaser Daten
5	15:21	Syl. w/Alu	7	-	0	-	0	-	0	keine Chaser Daten
6	15:30	Syl. w/Alu	7	5	0	1	0	-2	0	
7	16:00	Foil/Alu	5	6	0	4	0	-2	0	Proben beschädigt
8	16:48	Syl/Alu	5	6	0	2	0	-1	0	
9	16:54	Syl/Acr. glass	5	5,7	0	9	0	0	4	
10	16:57	Syl/Alu	5	6,1	0	4	0	-3	4	
11	17:03	Syl/Acr. glass	5	5,7	0	-7	0	-5	0	
12	17:12	Syl/Acr. glass	5	7,6	0	-3	0	-1	4	
13	17:28	Syl. w/Acr. glass	5	5,9	0	-5	0	-3	0	
14	17:34	Syl. w/Acr. glass	7	7	0	-6	0	-2	0	
15	17:38	Syl. w/Acr. glass	7	7	0	-1	0	-2	0	
16	17:43	Syl. w/MLI	5	2,5	0	-12	0	-6	3	
17	17:48	Syl. w/MLI Bl.	5	5	0	-4	0	-4	0	

Tabelle B.4.: Übersicht der durchgeführten Testläufe in der zweiten Testkampagne am 18.01.2021.

## **C. Plots On-Orbit Experimente**

Syl., Acr. glass,  $v = 5 \text{ cm/s}$ , yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 0

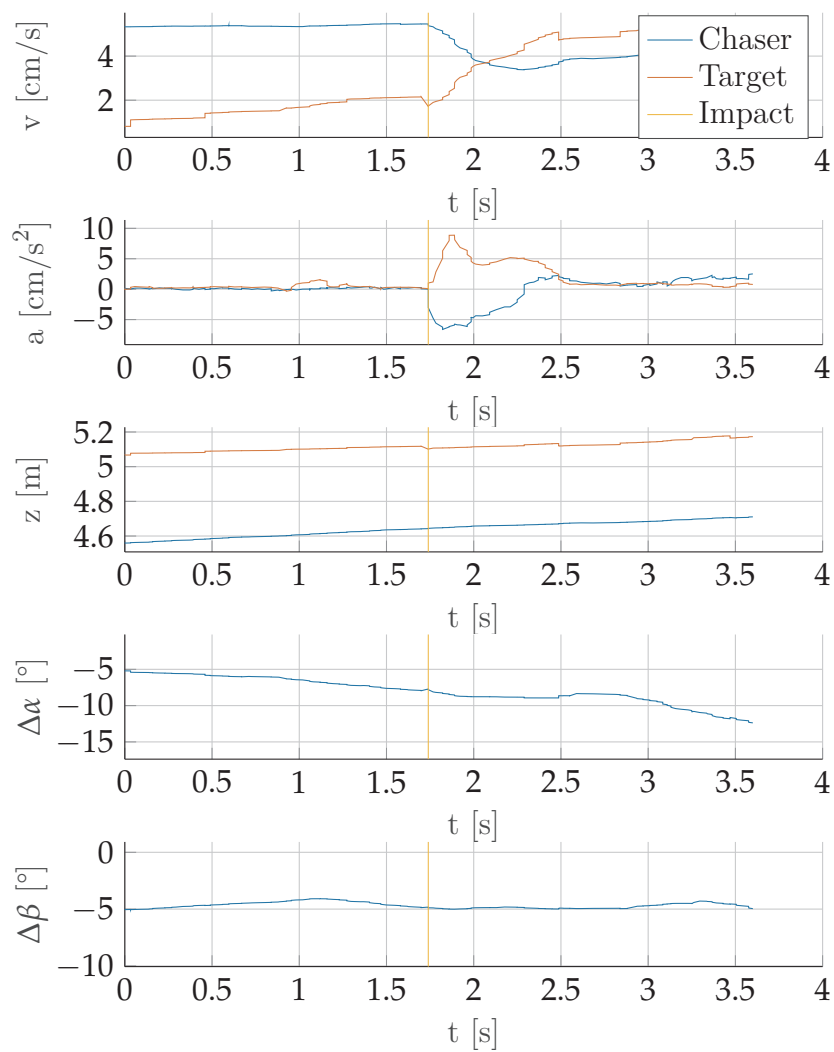


Abbildung C.1.: Session 2, Run 11 with Sylgard and Acrylic Glass



Syl., Acr. glass,  $v = 5 \text{ cm/s}$ , yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 4

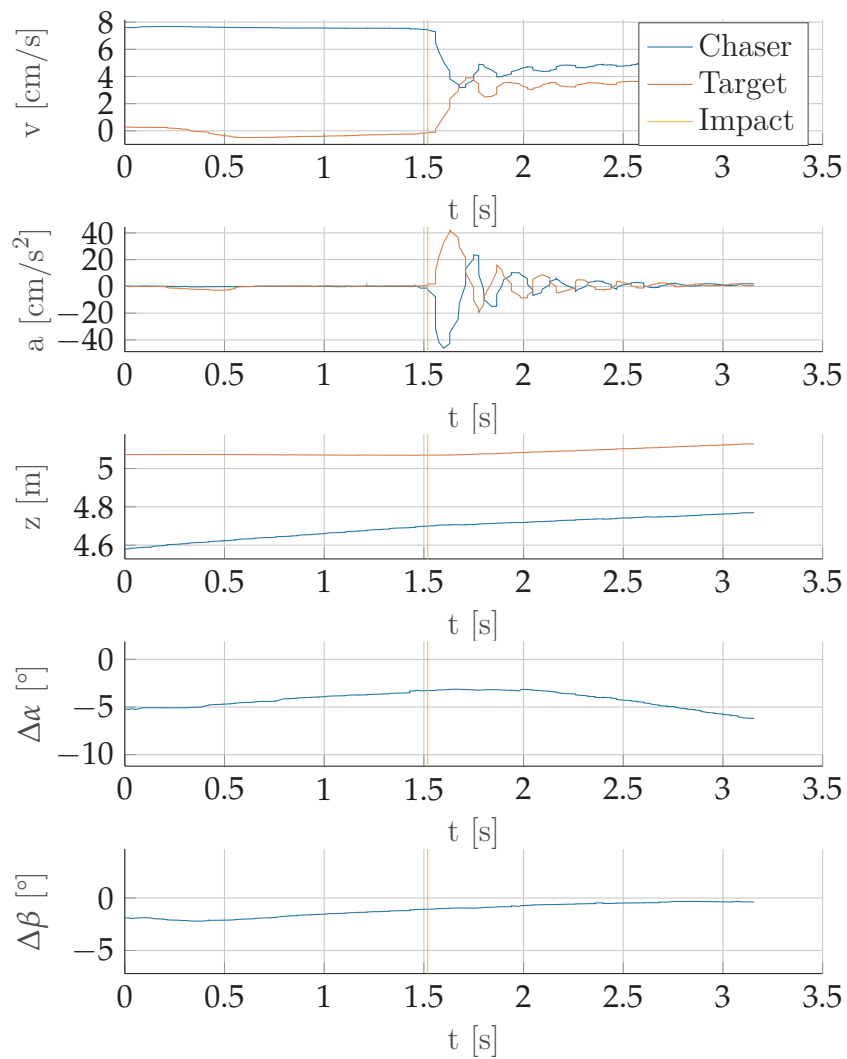


Abbildung C.2.: Session 2, Run 12 with Sylgard and Acrylic Glass

Syl., Acr. glass,  $v = 5 \text{ cm/s}$ , yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 4

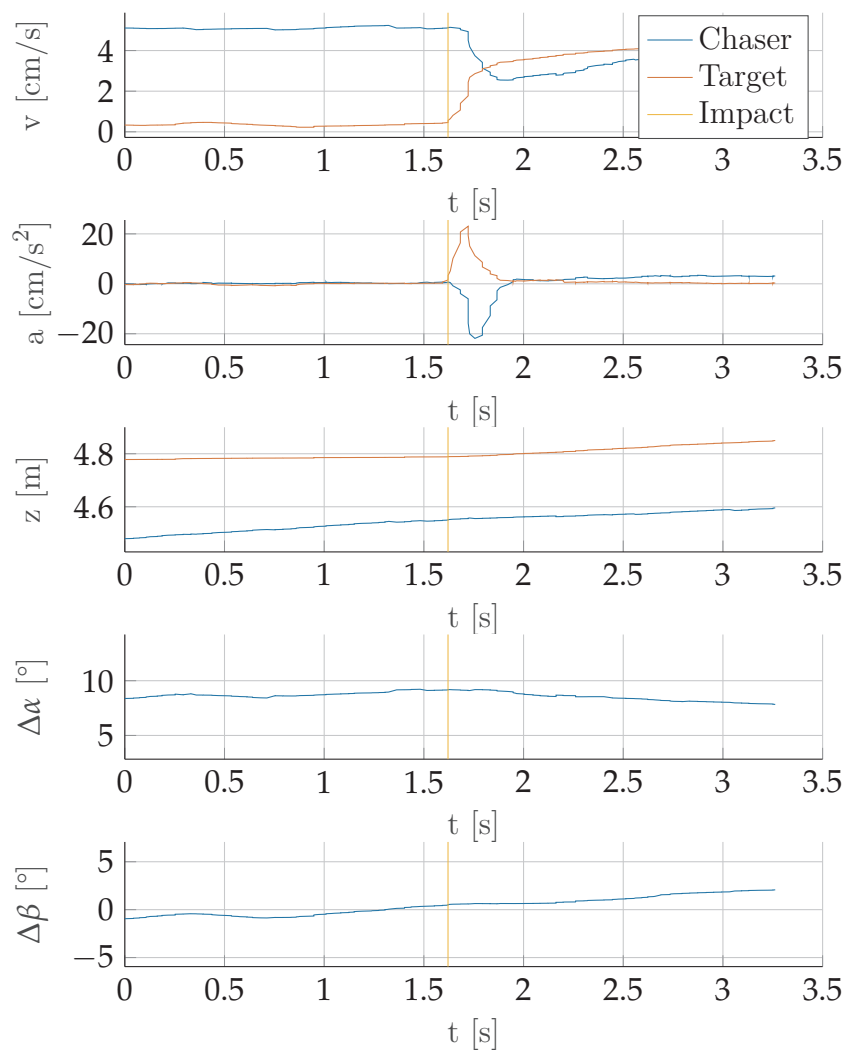


Abbildung C.3.: Session 2, Run 9 with Sylgard and Acrylic Glass

Syl., Alu,  $v = 5 \text{ cm/s}$ ,  $\text{yaw} = 0^\circ$ ,  $\text{pitch} = 0^\circ$ , success value = 0

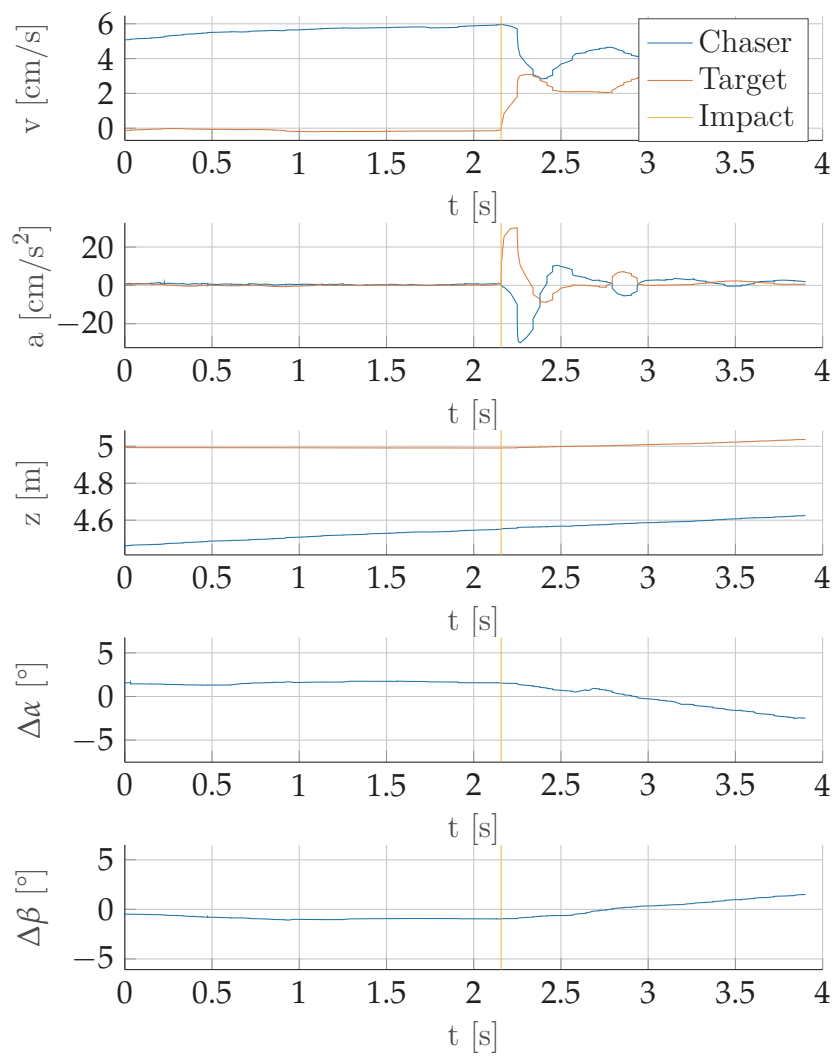


Abbildung C.4.: Session 2, Run 8 with Sylgard and Aluminium

Syl., Alu,  $v = 5 \text{ cm/s}$ ,  $\text{yaw} = 0^\circ$ ,  $\text{pitch} = 0^\circ$ , success value = 4

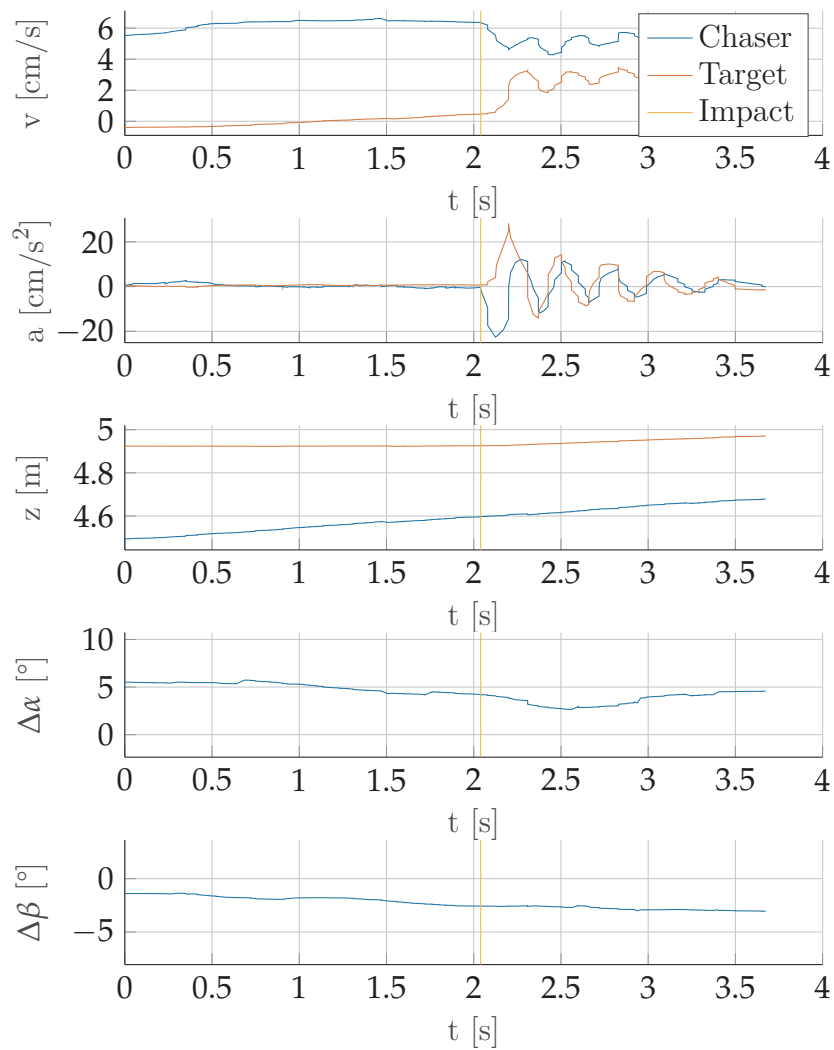


Abbildung C.5.: Session 2, Run 10 with Sylgard and Aluminium

Syl., MLI,  $v = 5 \text{ cm/s}$ ,  $\text{yaw} = 0^\circ$ ,  $\text{pitch} = 0^\circ$ ,  $\text{success value} = 0$

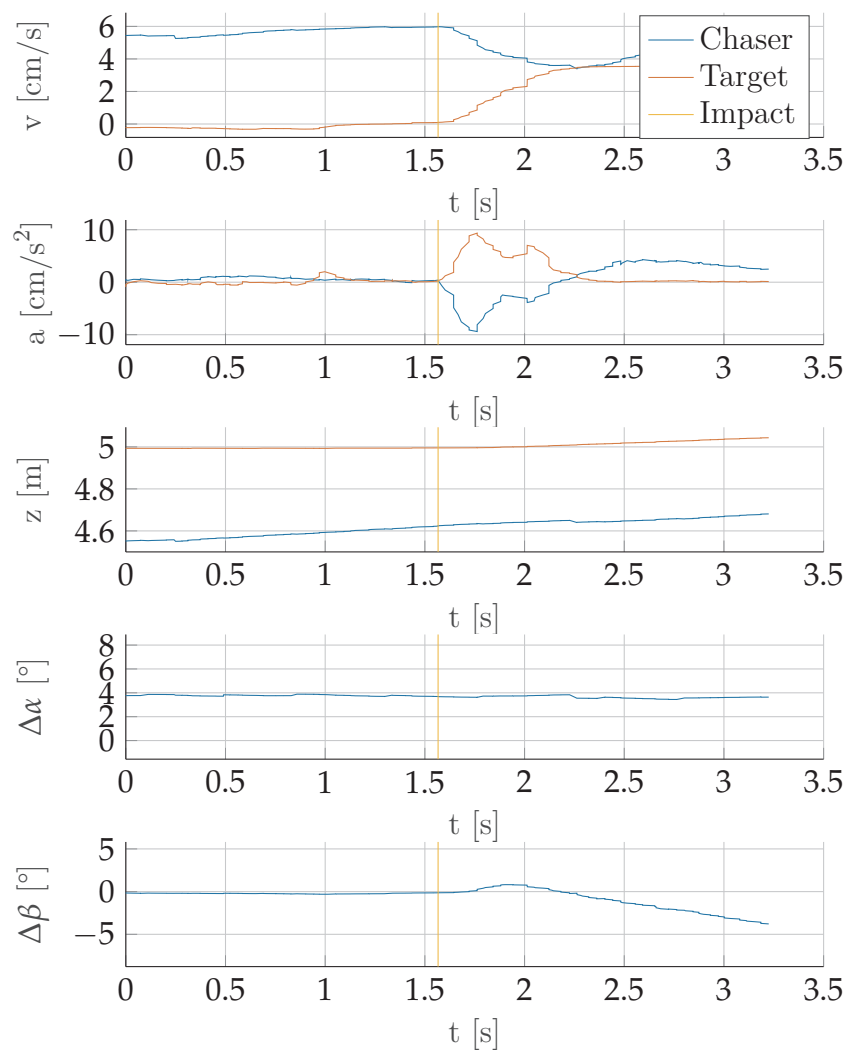


Abbildung C.6.: Session 1, Run 1 with Sylgard and MLI

Syl., MLI,  $v = 5 \text{ cm/s}$ , yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 4

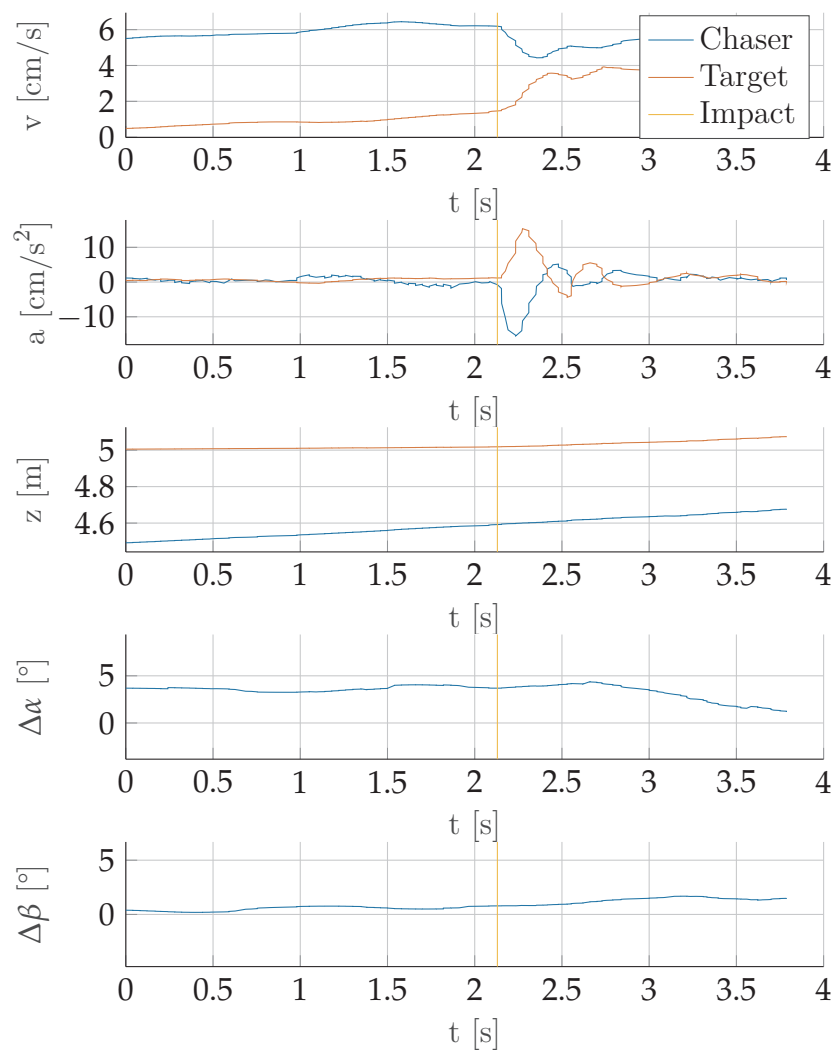


Abbildung C.7.: Session 1, Run 3 with Sylgard and MLI

Syl., MLI,  $v = 5 \text{ cm/s}$ , yaw =  $5^\circ$ , pitch =  $5^\circ$ , success value = 0

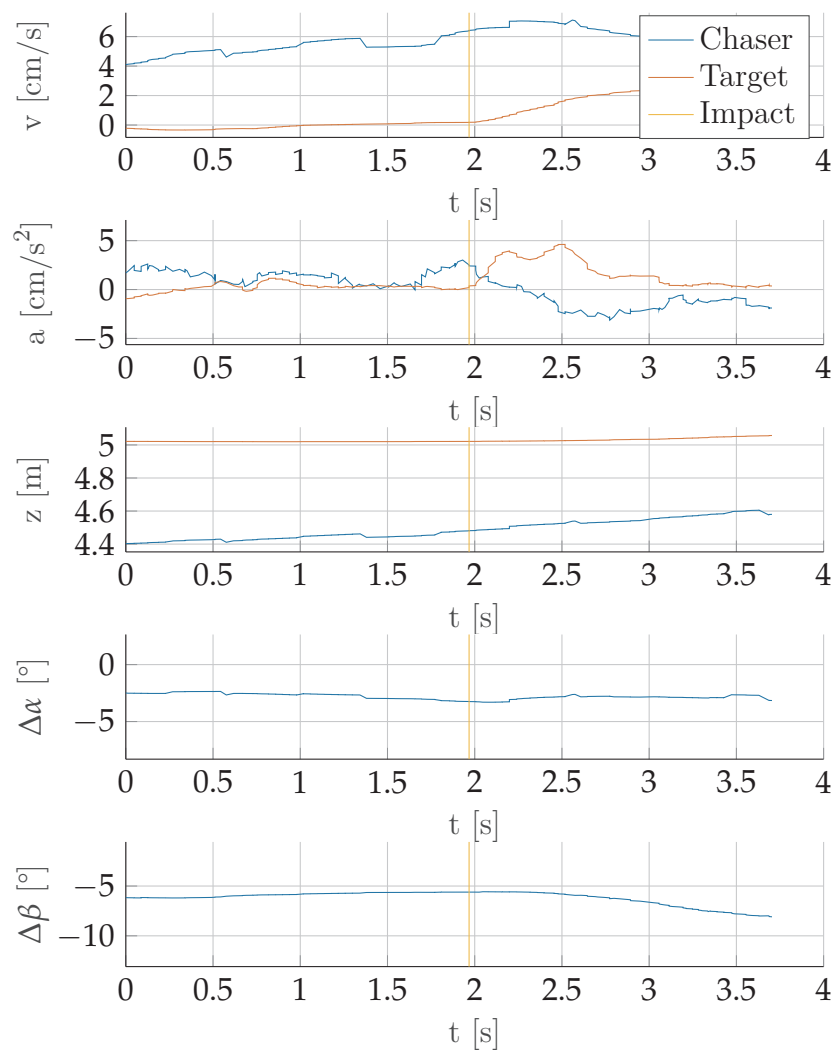


Abbildung C.8.: Session 1, Run 4 with Sylgard and MLI

Syl., MLI,  $v = 5 \text{ cm/s}$ ,  $\text{yaw} = 5^\circ$ ,  $\text{pitch} = 5^\circ$ , success value = 4

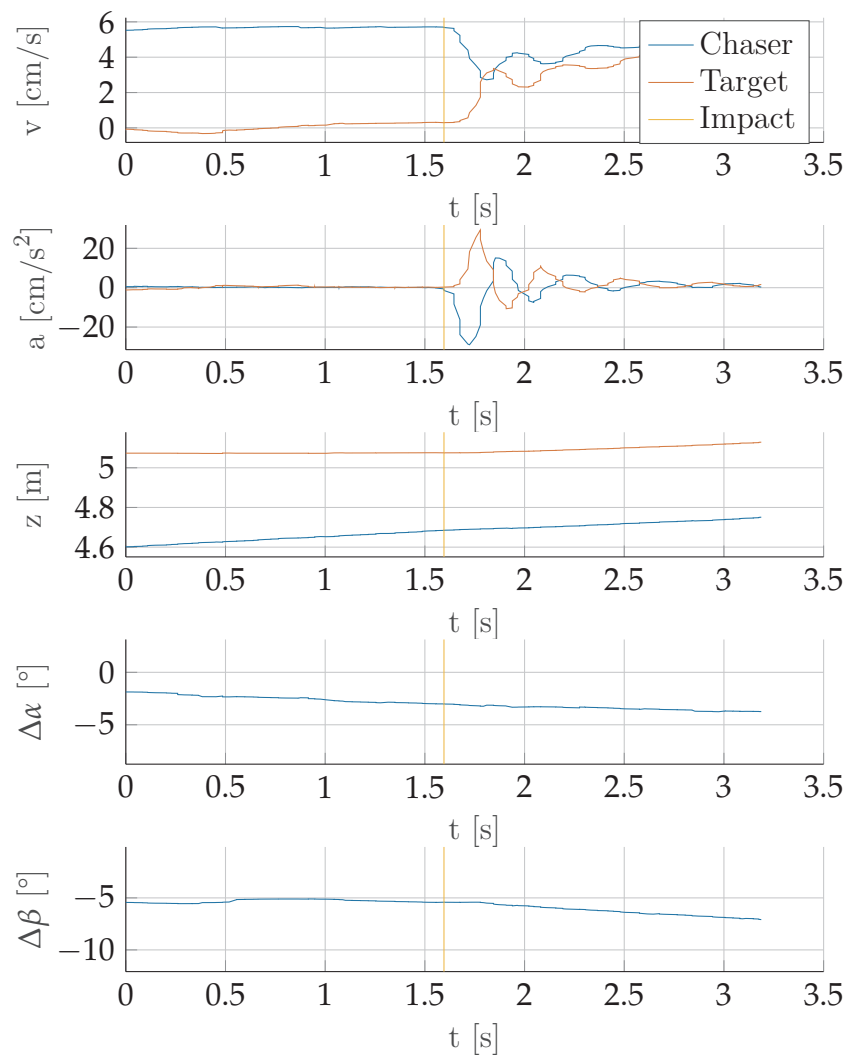


Abbildung C.9.: Session 1, Run 5 with Sylgard and MLI



Syl., MLI,  $v = 5 \text{ cm/s}$ , yaw =  $10^\circ$ , pitch =  $-10^\circ$ , success value = 0

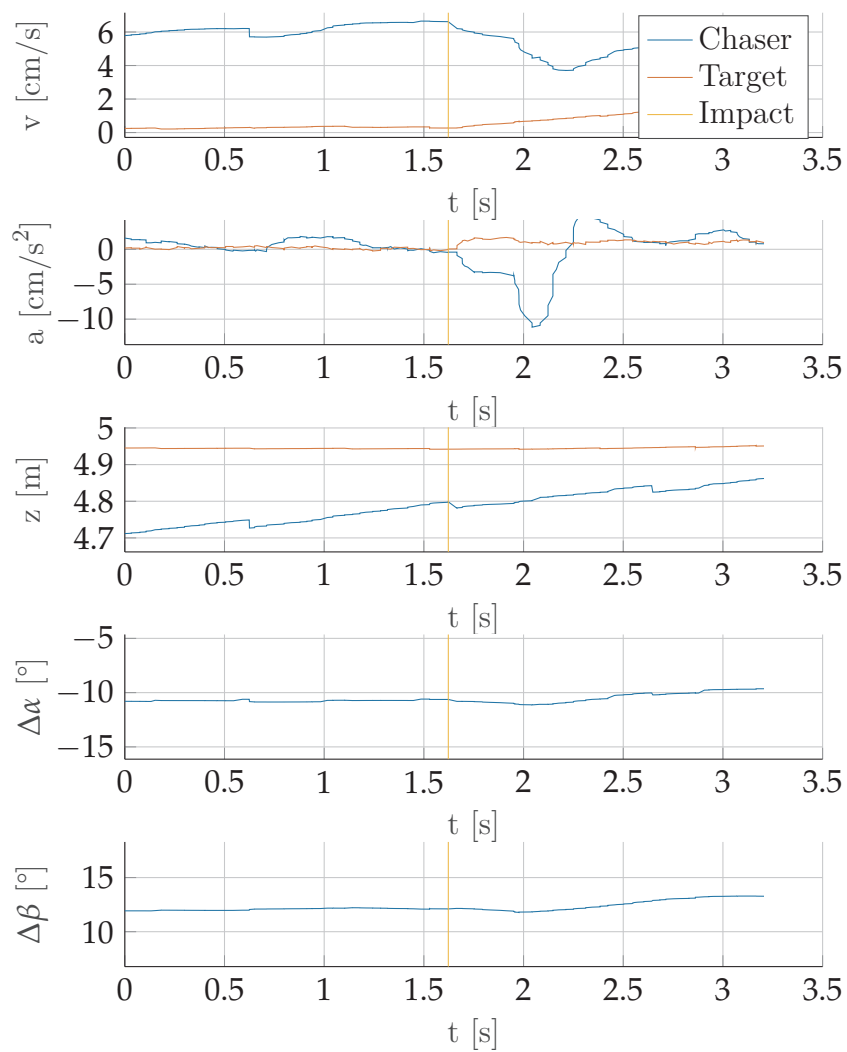


Abbildung C.10.: Session 1, Run 6 with Sylgard and MLI

Syl. washed, Acr. glass,  $v = 5 \text{ cm/s}$ , yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 1

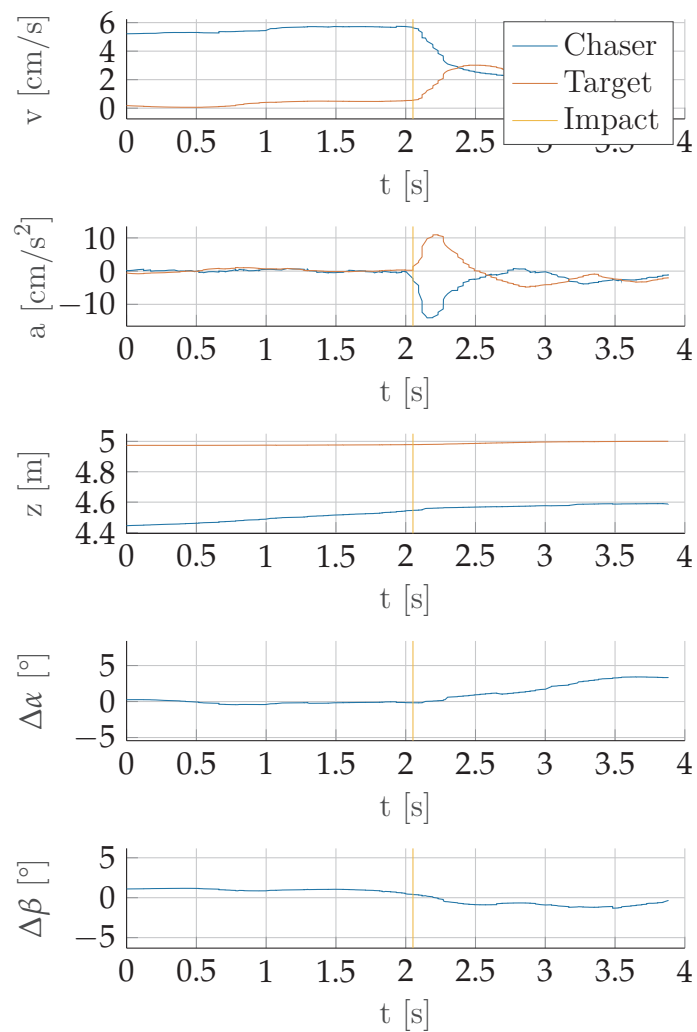


Abbildung C.11.: Session 2, Run 2 with Sylgard Washed and Acrylic Glass

Syl. washed, Acr. glass,  $v = 5 \text{ cm/s}$ , yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 3

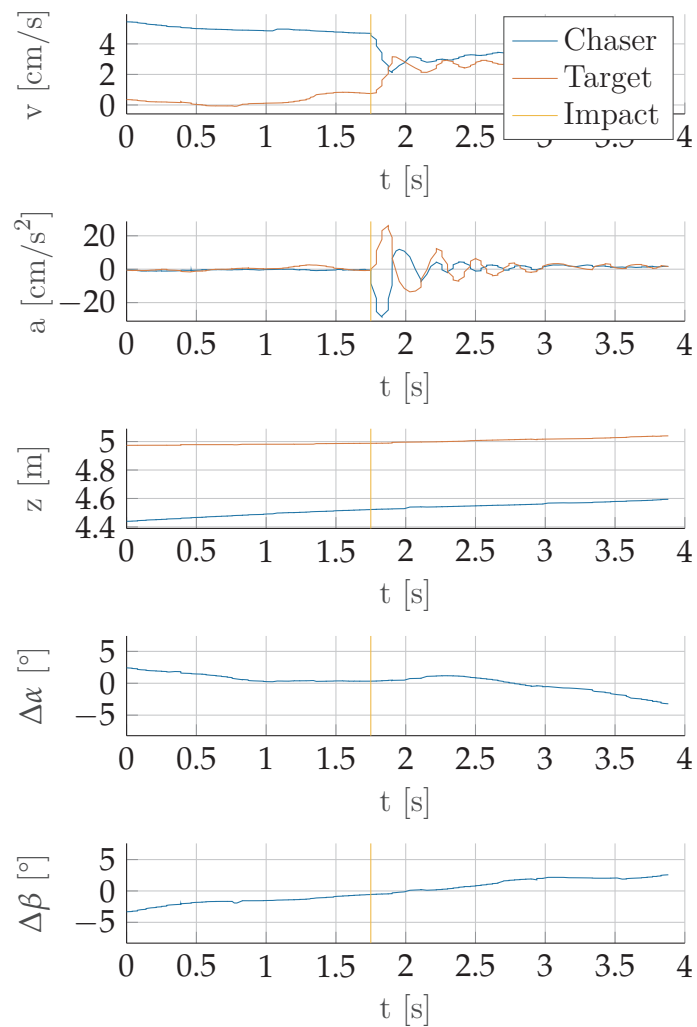


Abbildung C.12.: Session 2, Run 3 with Sylgard Washed and Acrylic Glass

Syl. washed, Acr. glass,  $v = 5 \text{ cm/s}$ , yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 0

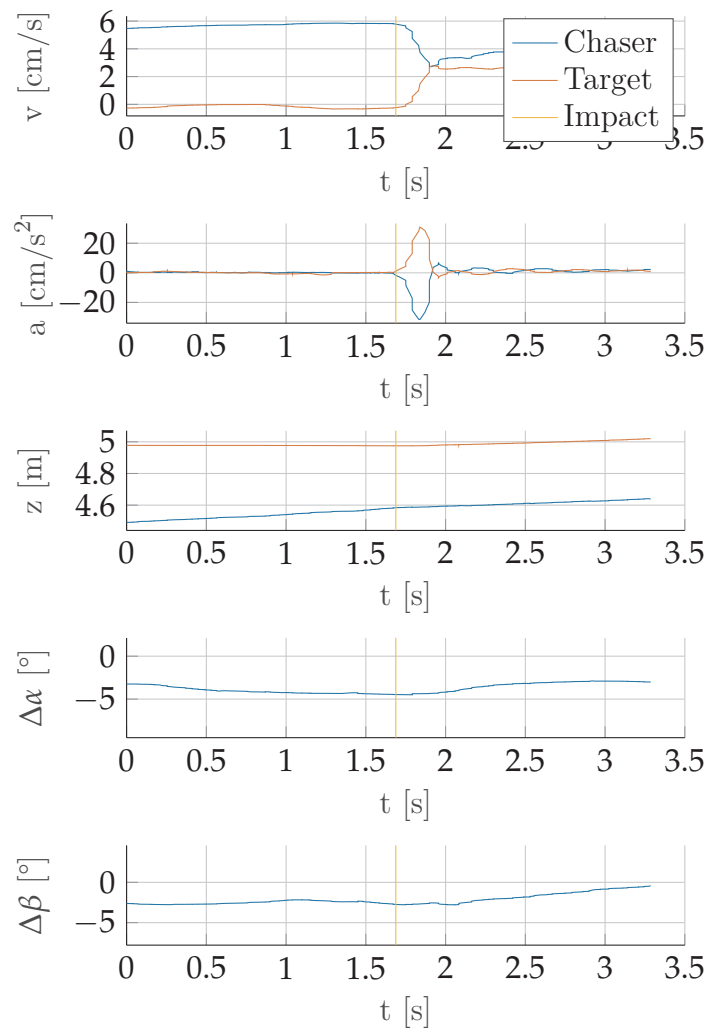


Abbildung C.13.: Session 2, Run 13 with Sylgard Washed and Acrylic Glass

Syl. washed, Acr. glass,  $v = 7 \text{ cm/s}$ , yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 0

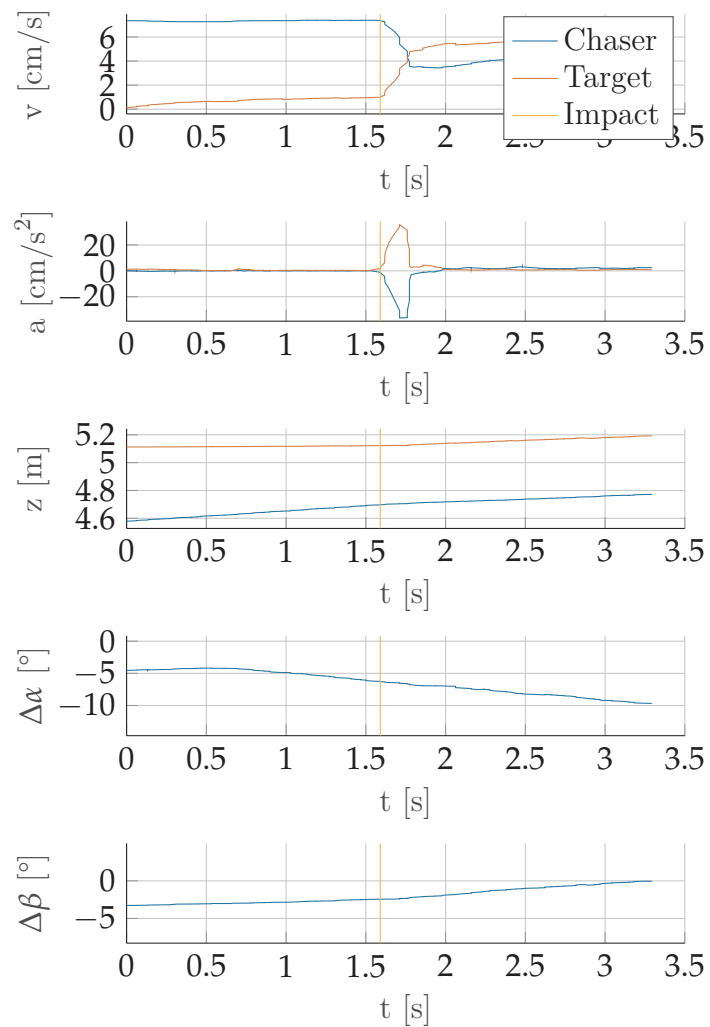


Abbildung C.14.: Session 2, Run 14 with Sylgard Washed and Acrylic Glass

Syl. washed, Acr. glass,  $v = 7$  cm/s, yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 0

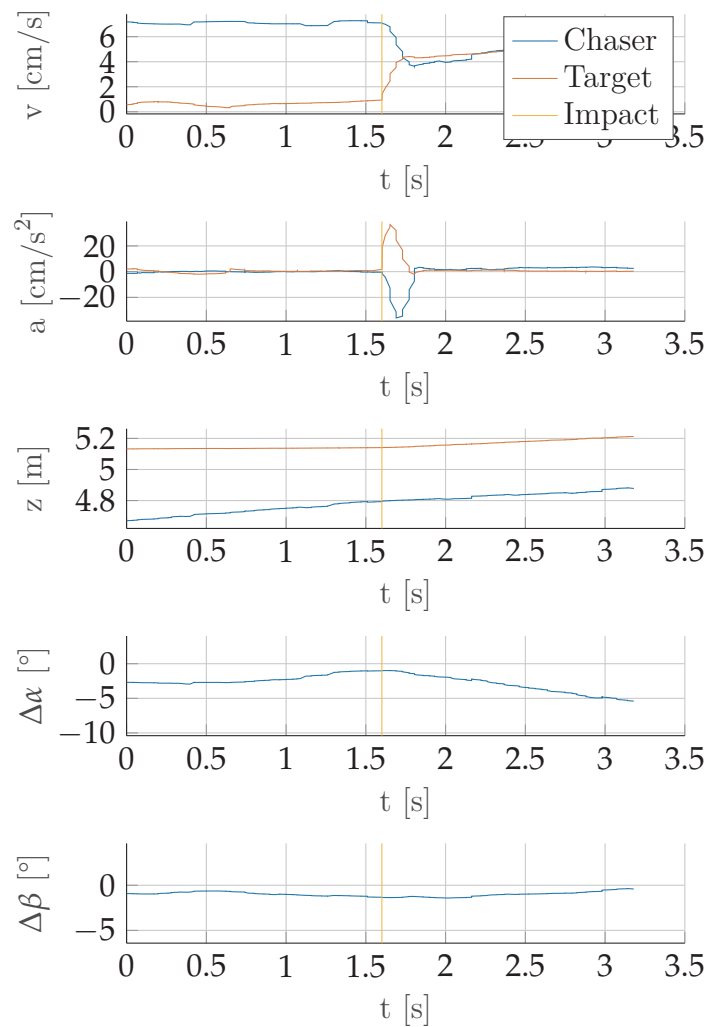


Abbildung C.15.: Session 2, Run 15 with Sylgard Washed and Acrylic Glass

Syl. washed, Alu,  $v = 7 \text{ cm/s}$ , yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 0

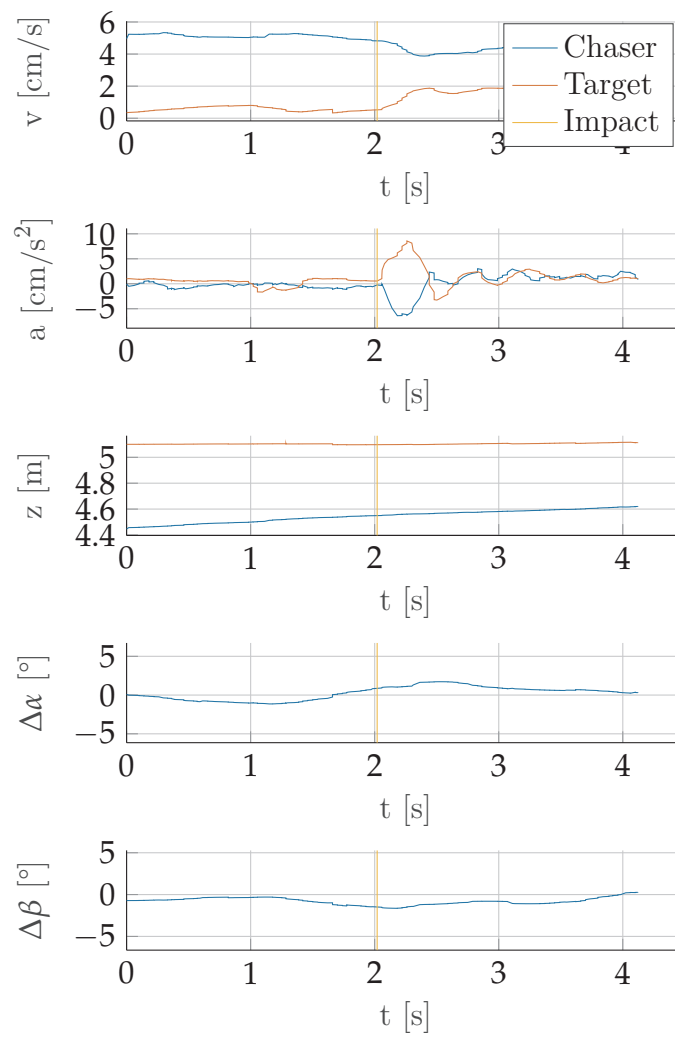


Abbildung C.16.: Session 2, Run 6 with Sylgard Washed and Aluminium

Syl. washed, MLI,  $v = 5 \text{ cm/s}$ , yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 3

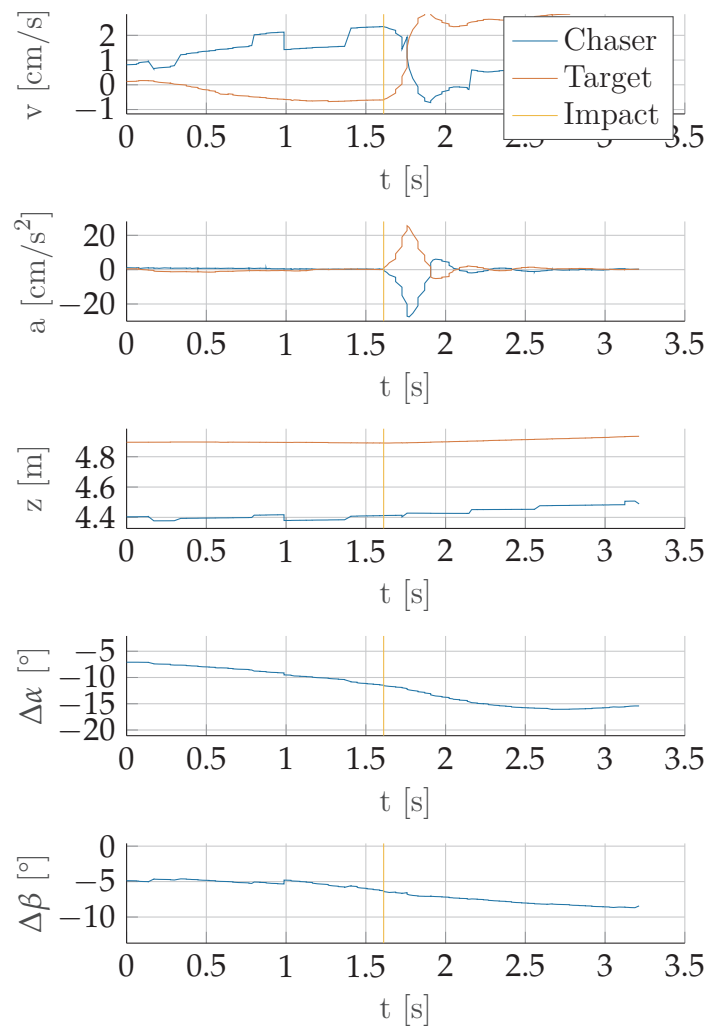


Abbildung C.17.: Session 2, Run 16 with Sylgard Washed and MLI



Syl. washed, MLI Bl.,  $v = 5 \text{ cm/s}$ ,  $\text{yaw} = 0^\circ$ ,  $\text{pitch} = 0^\circ$ , success value = 0

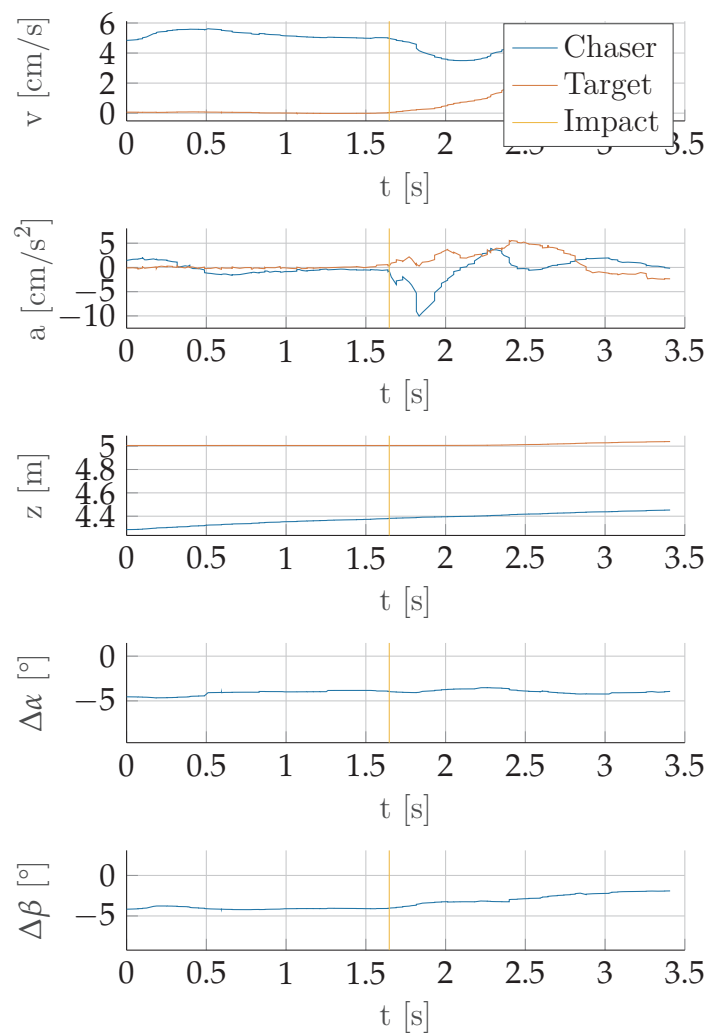


Abbildung C.18.: Session 2, Run 17 with Sylgard Washed and MLI Black

Foil, Alu,  $v = 5 \text{ cm/s}$ , yaw =  $0^\circ$ , pitch =  $0^\circ$ , success value = 0

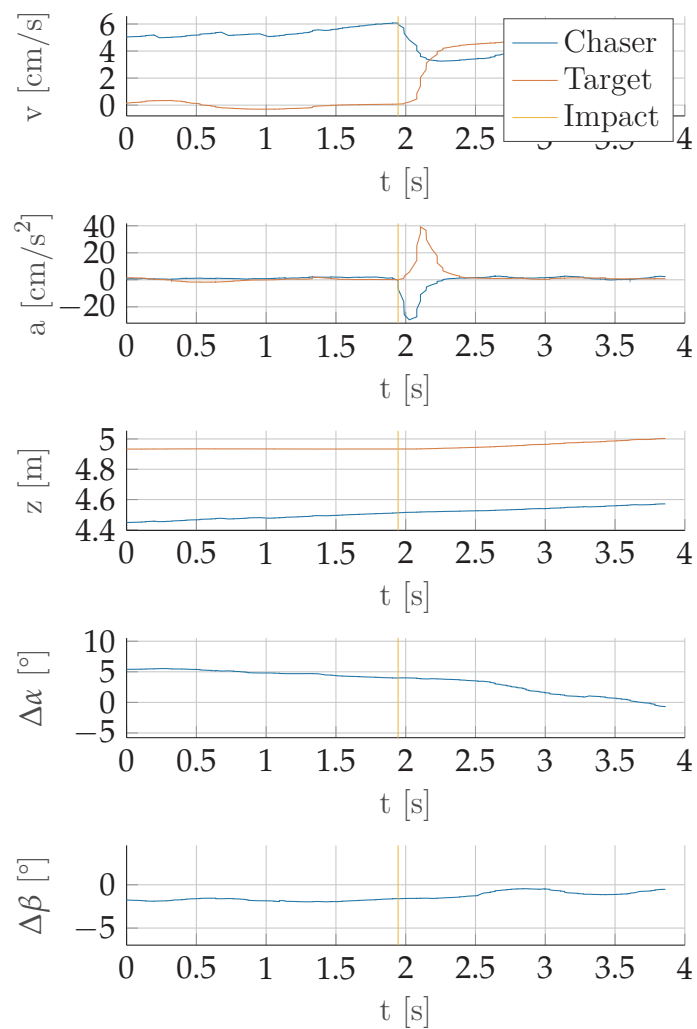


Abbildung C.19.: Session 2, Run 7 with Geckofoil and Aluminium



## Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN geplant	2. Berichtsart Schlussbericht
3a. Titel des Berichts Gecko-inspireierte Docking-Experimente in Mikrogravitation	
3b. Titel der Publikation -	
4a. Autoren des Berichts (Name, Vorname(n)) Ben-Larbi, Mohamed Khalil Haase, Joshua Atzeni, Gianfranco	5. Abschlussdatum des Vorhabens 30.04.2021
	6. Veröffentlichungsdatum geplant
4b. Autoren der Publikation (Name, Vorname(n)) -	7. Form der Publikation TIB
8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse)  Technische Universität Braunschweig Institut für Raumfahrtssysteme Hermann-Blenk-Str. 23 38108 Braunschweig	9. Ber.Nr. Durchführende Institution -
	10. Förderkennzeichen 50 WM 1863
	11a. Seitenzahl Bericht 75
	11b. Seitenzahl Publikation -
13. Fördernde Institution (Name, Adresse)  Raumfahrtagentur des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Königswinterer Str. 522-524 53227 Bonn	12. Literaturangaben 23
	14. Tabellen 8
	15. Abbildungen 50
16. Zusätzliche Angaben -	
17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) Ergebnisse aus dem wurden auch an folgender Stelle öffentlich vorgestellt: Mohamed Khalil Ben-Larbi, René Hensel, Gianfranco Atzeni, Eduard Arzt, and Enrico Stoll. Orbital debris removal using micropatterned dry adhesives: review and recent advances. Progress in Aerospace Sciences, under review, 2021.	
18. Kurzfassung In den kommenden Jahren wird die Anzahl der Objekte auf niedrigen Erdumlaufbahnen deutlich zunehmen. Von großer Bedeutung ist in diesem Zusammenhang die Frage nach der Stabilität und auch der Nachhaltigkeit der Weltraummüllumgebung. Eine Schlüsseltechnologie dabei ist das aktive Entfernen von ausgedienten Satelliten und Raketenstufen (genannt active debris removal oder kurz ADR). Ein neuartiges Konzept zum Andocken an Weltraummüll ist die Nutzung bionischer Materialien nach dem Vorbild des Geckos. Diese Gecko-inspirierten Materialien haften mittelseiner Vielzahl von Mikrostrukturen, welche im Kontakt mit nahezu beliebigen Oberflächen durch Van-der-Waals-Kräfte eine Haftverbindung eingehen. Die Eignung dieser Materialien für ein ADR Szenario wurde in den letzten Jahren kritisch untersucht. Dieser Fragestellung wurde in diesem Vorhaben nachgegangen. Dazu wurden unter anderem verschiedene Mikrohaftstrukturen, die für eine derartige Anwendung geeignet waren, mittels erdgebundener Testumgebungen analysiert und die vielversprechendsten in die Flughardware für Experimente auf der internationalen Raumstation (ISS) implementiert. Dadurch war es <b>zum ersten Mal</b> möglich das Andocken anhand von trockenen Klebstoffen mit einem freischwebenden Ziel in Mikrogravitation zu demonstrieren. Insbesondere wurde das Andocken für die Kombination aus drei verschiedenen Mikrohaftstrukturen und drei verschiedenen Simulanten für die Außenoberfläche eines Satelliten untersucht. Bei den Simulanten handelt es sich um Acrylglas als Simulant für Solarpanels, und Multi Layer Insulation (MLI) und Aluminium als Simulanten für die Außenstruktur eines Satelliten. Bei den Gecko-Materialien handelt es sich um zwei pilzförmige Mikrohaftstrukturen hergestellt aus dem Silikonelastomer Sylgard 184. Eines der beiden Mikrohaftstrukturen (im Rahmen des Projektes als „Sylgard washed“ bezeichnet) ist zertifiziert für Raumfahrtanwendungen (ECSS-Q-ST-70-02C „standard outgassing“ und ECSS-Q-TM-70-52A „kinetic outgassing of materials for space“). Das dritte Gecko-Material ist eine Mikrohaftstruktur hergestellt aus Polyurethan Acrylate 16 (Im Rahmen des Projektes als Geckofolie bezeichnet). Es wurden folgende Kombinationen erfolgreich demonstriert: Sylgard/Acrylglas, Sylgard/Aluminium, Sylgard/MLI, Sylgard washed/Acrylglas, Sylgard washed/Aluminium und Sylgard washed/MLI. Die Geckofolie konnte aufgrund einer Materialbeschädigung nicht zum Einsatz kommen.	
19. Schlagwörter Nachhaltigkeit, Weltraummüll, Active Debris Removal, Servicing, Rendezvous, Docking, Trockene Klebstoffe, Mikrohaftstrukturen, Gecko	
20. Verlag Leibniz-Informationszentrum Technik und Naturwissenschaften (TIB)	21. Preis -

## Document Control Sheet

1. ISBN or ISSN planned	2. Type of Report Final Report	
3a. Report Title REduced Gravity Gecko Adhesion docking Experiments		
3b. Title of Publication -		
4a. Author(s) of the Report (Family Name, First Name(s)) Soggeberg, Kerstin Böttcher, Lorenz Haase, Joshua	5. End of Project 30.04.2021	6. Publication Date Planned
4b. Author(s) of the Publication (Family Name, First Name(s)) -	7. Form of Publication TIB	
8. Performing Organization(s) (Name, Address)  Technische Universität Braunschweig Institut für Raumfahrtssysteme Hermann-Blenk-Str. 23 38108 Braunschweig	9. Originator's Report No. -	10. Reference No. 50 WM 1863
	11a. No. of Pages Report 75	11b. No. of Pages Publication -
	12. No. of References 23	
13. Sponsoring Agency (Name, Address)  Raumfahrtagentur des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Königswinterer Str. 522-524 53227 Bonn	14. No. of Tables 8	15. No. of Figures 50
16. Supplementary Notes -		
17. Presented at (Title, Place, Date) Results shown in the report have also been presented to the public at the following venues: Mohamed Khalil Ben-Larbi, René Hensel, Gianfranco Atzeni, Eduard Arzt, and Enrico Stoll. Orbital debris removal using micropatterned dry adhesives: review and recent advances. Progress in Aerospace Sciences, under review, 2021.		
18. Abstract Spaceflight is facing a sustainability problem in Earth orbit, where about 90% of all man-made trackable objects are without functional use. Existing research activities on active debris removal (ADR) are technologically complex and costly, which are potential reasons why no missions were carried out so far. Micropatterned dry adhesives (MDA) inspired from climbing animals, such as geckos and beetles, have been proposed as a radically new docking and capture approach for non-cooperative targets. Their successful implementation is expected to significantly reduce the technical complexity and the overall mission cost. In this project, recent developments of micropatterned dry adhesives are investigated to demonstrate the eligibility of MDA for ADR scenarios. For this purpose, various MDA were analyzed using earth-based test environments. The most promising ones were integrated in the flight hardware for experiments aboard the International Space Station (ISS). It was possible to demonstrate <b>for the first time</b> automated docking with a free-floating target using dry adhesives in microgravity. In particular, the docking for a combination of three different MDA and three different simulants for the outer surface of a satellite was investigated. The simulants are acrylic glass as a simulant for solar panels, Multi Layer Insulation (MLI) and aluminum as a simulant for the external structure of a satellite. The gecko materials are two mushroom-shaped MDA made from the silicone elastomer Sylgard 184. One of the two MDA (referred to as "Sylgard washed" in the context of the project) is certified for space applications (ECSS-Q-ST-70-02C "standard outgassing" and ECSS-Q-TM-70-52A "kinetic outgassing of materials for space"). The third gecko material is a MDA made of polyurethane acrylate 16 (referred to as gecko foil in the context of the project). The following combinations were successfully demonstrated: Sylgard / Acrylglas, Sylgard / aluminum, Sylgard / MLI, Sylgard washed / Acrylglas, Sylgard washed / aluminum and Sylgard washed / MLI. The gecko foil could not be tested due to material damage.		
19. Keywords Sustainability, Space Debris, Active Debris Removal, Servicing, Rendezvous, Docking, Dry Adhesives, Micropatterned dry adhesives, Gecko		
20. Publisher Leibniz-Informationszentrum Technik und Naturwissenschaften (TIB)	21. Price -	