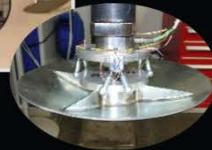
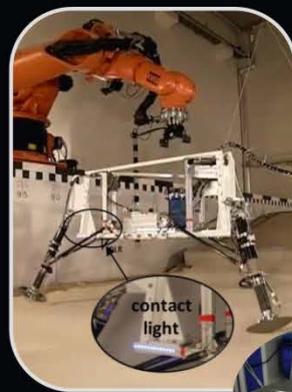
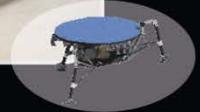
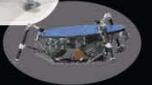


# Triple-A Follow-on

## Systemtest von Schlüsseltechnologien zum autonomen Aufsetzen und Ausrichten einer robotischen Landeplattform

Vorhaben: 50 RA 1321

Schlussbericht



## Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN n.a.	2. Berichtsart Schlussbericht
3. Titel des Berichts Schlussbericht zum Projekt Triple-A Follow-on	
4. Autoren des Berichts (Name, Vorname(n)) Buchwald, Robert	5. Abschlussdatum des Vorhabens 31.03.2014
	6. Veröffentlichungsdatum 30.09.2014
	7. Form der Publikation Report
8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Airbus DS GmbH Airbusallee 1 28199 Bremen	9. Ber.Nr. Durchführende Institution AAA-AST-RP-0008
	10. Förderkennzeichen 50 RA 1321
	11. Seitenzahl Bericht 18
12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Raumfahrt-Agentur des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e. V. Königswinterer Straße 522-524 53227 Bonn	13. Literaturangaben 20
	14. Tabellen 1
	15. Abbildungen 20
16. Zusätzliche Angaben Datenpaket Triple-A Follow-on + ergänzende technische Dokumentation	
17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) n.a.	
18. Kurzfassung Die vorangegangene „Triple-A Studie“ (Förderkennzeichen 50RA1030) hat ein robotisches Konzept zum autonomen Aufsetzen und Abschalten der Triebwerke und zum anschließenden Absenken und Ausrichten einer Landeplattform bereitgestellt. Die Schlüsseltechnologien wurden im Rahmen von Komponenten und Baugruppentests erfolgreich getestet.  Die Arbeiten im aktuellen Vorhaben "Triple-A Follow-on" konzentrierten sich auf die anschließende experimentelle Untersuchung des Konzeptes auf Systemebene bei realitätsnahen Bedingungen. Im Gegensatz zu den bisherigen Einzeltests wurde im Rahmen von "Triple-A Follow-on" eine Landeplattform mit drei Landebeinen, Kontaktsensoren und robotischen Aktuatoren unter simulierter Marsgravitation erfolgreich getestet. Die Tests wurden auf der Lande- und Mobilitätstestanlage LAMA des DLR Instituts für Raumfahrtsysteme durchgeführt.  Das Projekt wurde vom DLR unter dem Förderkennzeichen 50 RA 1321 als Zuwendung mit 50% gefördert.	
19. Schlagwörter Exploration, Mars Sample Return, Robotic Exploration, Landing Technology, Ground Contact Sensor	
20. Verlag n.a.	21. Preis n.a.

**Titel:** Schlussbericht zum Projekt **Triple-A Follow-On**

**Projekt:** **Triple-A Follow-On**  
"Systemtest von Schlüsseltechnologien zum autonomen Aufsetzen und Ausrichten einer robotischen Landeplattform" **Förderkennzeichen:** 50 RA 1321

**Bewilligungszeitraum:** 01.09.2013 - 31.03.2014 **Bescheid vom:** 30.07.2013<sup>1</sup>  
14.11.2013<sup>2</sup>

**Autor:** Triple-A Follow-On Team

**Zuwendungs-empfänger:** Airbus DS GmbH (ehem. Astrium GmbH)

**Kurzbeschreibung:** Dieses Dokument beinhaltet den Schlussbericht des vom DLR geförderten F & E Vorhabens *Triple-A Follow-on - Systemtest von Schlüsseltechnologien zum autonomen Aufsetzen und Ausrichten einer robotischen Landeplattform*.

**Autor:** Triple-A Follow-On Team **Org. Einh.:** diverse **Unternehmen:** Airbus DS GmbH

  
**Geprüft:** R. Buchwald **Org. Einh.:** TO23 **Unternehmen:** Airbus DS GmbH

  
**Genehmigt:** P. Kyr **Org. Einh.:** TO23 **Unternehmen:** Airbus DS GmbH

<sup>1</sup> Zuwendungsbescheid 50 RA 1321 vom 30.07.2013 einschl. Anlagen

<sup>2</sup> Änderungsbescheid vom 14.11.2013 zum Zuwendungsbescheid 50 RA 1321 vom 30.07.2013

## Inhaltsverzeichnis

<b>Abkürzungsverzeichnis .....</b>	<b>3</b>
<b>1. Dokumente .....</b>	<b>4</b>
1.1 Anwendbare Dokumente .....	4
1.2 Referenzdokumente .....	4
<b>2. Einleitung und programmatischer Hintergrund .....</b>	<b>5</b>
<b>3. Aufgabenstellung und Arbeitsplanung .....</b>	<b>6</b>
3.1 Projektziele .....	6
3.2 Vorbereitende Arbeiten .....	6
3.3 Arbeitsorganisation.....	6
<b>4. Zusammenfassung der wissenschaftlichen und technischen Ergebnisse .....</b>	<b>7</b>
4.1 Anpassungen des A <sup>3</sup> LEM an die Test - Anforderungen .....	7
4.2 Anpassung der Messtechnik an die Test - Anforderungen .....	9
4.3 Ergebnisse der Kontaktsensor Systemtests .....	12
4.4 Ergebnisse der Tests des robotischen Systems .....	15

## Abkürzungsverzeichnis

<b>A<sup>3</sup>LEM</b>	Triple-A Lander Engineering Model
<b>AD</b>	Applicable Document
<b>AP</b>	Arbeitspaket
<b>CAD</b>	Computer aided design
<b>CFK</b>	Carbonfaserverstärkter Kunststoff
<b>DAQ</b>	Data Aquisition
<b>DLR</b>	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
<b>DMS</b>	Dehnmessstreifen
<b>EEV</b>	Earth Entry Vehicle
<b>ERV</b>	Earth Return Vehicle
<b>ESA</b>	European Space Agency
<b>F &amp; E</b>	Forschung und Entwicklung
<b>FPF</b>	Footpad Force
<b>fps</b>	Bildaufzeichnungsrate in "frames per second"
<b>IMU</b>	Inertia Measurement Unit
<b>LAMA</b>	Lande- und Mobilitätstestanlage des DLR Instituts für Raumfahrtssysteme
<b>LL</b>	Lunar Lander
<b>MAV</b>	Mars Ascent Vehicle
<b>MKS</b>	Mehrkörper Simulation
<b>MPL</b>	Mars Precision Lander
<b>MS</b>	Microsoft
<b>MSR</b>	Mars Sample Return
<b>PDR</b>	Preliminary Design Review
<b>PM</b>	Progress Meeting
<b>PSD</b>	Primary Strut Displacement
<b>PSF</b>	Primary Strut Force
<b>RD</b>	Reference Document
<b>R&amp;D</b>	Research and Development
<b>R&amp;T</b>	Research and Technology
<b>SFR</b>	Sample Fetch Rover
<b>SRF</b>	Sample Receiving Facility
<b>SSD</b>	Secondary Strut Displacement
<b>SSF</b>	Secondary Strut Force
<b>TDS</b>	Touchdown Signal
<b>TN</b>	Technical Note
<b>Triple-A</b>	Autonomes <u>A</u> ufsetzen und <u>A</u> usrichten
<b>TRL</b>	Technology Readiness Level

## 1. Dokumente

Dieses Dokument beinhaltet den Zwischenbericht der Beauftragung für das Vorhaben **Triple-A Follow-On** "Systemtest von Schlüsseltechnologien zum autonomen Aufsetzen und Ausrichten einer robotischen Landeplattform". Folgende Dokumente sind anwendbar oder wurden referenziert.

### 1.1 Anwendbare Dokumente

- [AD 1] Zuwendungsantrag Nr. 1aZvgvbe vom 05.07.2013 einschl. Vorhabenbeschreibung und AZKs
- [AD 2] Zuwendungsbescheid 50 RA 1321 vom 30.07.2013 einschl. Anlagen
- [AD 3] Antrag auf kostenneutrale Verlängerung TO-RIBRE-DFX-0006-13 vom 08.11.2013
- [AD 4] Änderungsbescheid vom 14.11.2013 zum Zuwendungsbescheid 50 RA 1321 vom 30.07.2013
- [AD 5] AAA-AST-SPE-0001 - Triple-A Operating Modes and Requirements

### 1.2 Referenzdokumente

- [R1] AAA-AST-RP-0005 - Schlussbericht Triple-A
- [R2] AAA-AST-RP-0006 - Erfolgskontrollbericht Triple-A
- [R3] AAA-AST-RP-0007 - Zwischenbericht Triple-A Follow-on (Berichtszeitraum 01.09. - 31.12.2013)
- [R4] AAA-AST-DJD-001 - Triple-A Design Justification and System Trades
- [R5] AAA-AST-DJD-002 - Contact Sensor Design Description and Justification
- [R6] AAA-AST-TN-0001 - Load Limiter Characterisation Tests
- [R7] AAA-AST-TN-0002 - Primary Shock Absorber Characterisation Tests
- [R8] AAA-AST-TN-0003 - Steel Leg Performance Tests
- [R9] AAA-AST-TN-0004 - Robotic System Design Optimisation
- [R10] AAA-AST-TN-0005 - Robotic System Breadboard Tests
- [R11] AAA-AST-TN-0006 - Structural Analyses CFRP leg
- [R12] AAA-AST-TN-0007 - CFRP Leg Performance Tests
- [R13] AAA-ILB-TN-0001 - Static and Dynamic Tests with Honeycomb Crash Absorbers
- [R14] AAA-ILB-TN-0002 - Auslegung, Fertigung und Testen eines Bodenkontaktsensors
- [R15] AAA-AST-TN-0008 - Contact Sensor System Tests
- [R16] AAA-AST-TN-0009 - Robotic System Tests
- [R17] Mattingly, R., May, L., *Mars Sample Return as a Campaign*, IEEE Aerospace Conference, March 2011, Paper #1805
- [R18] Perkinson, M. et al; *Mission Architecture and System Design of a Mars Precision Lander*, 9<sup>th</sup> International Planetary Probes Workshop, 2012, Toulouse, France
- [R19] Buchwald, R. et al; *Stepwise development testing and technology demonstration of a landing system with landing legs*; 60<sup>th</sup> German Aero- and Astronautical Congress, Sept. 2011, Bremen, Germany
- [R20] Witte, L. et al; *A Vehicle Dynamics Test Facility for Planetary Surface Mobility*, ECSSMMT, Sept. 2009, Toulouse, France

## 2. Einleitung und programmatischer Hintergrund

Die vorangegangene Triple-A Studie (Förderkennzeichen 50 RA 1030 [R1]) hat ein robotisches Konzept zum autonomen Aufsetzen und Abschalten der Triebwerke und zum anschließenden Absenken und Ausrichten einer Landeplattform bereitgestellt (siehe Abbildung 2-1). Die Schlüsseltechnologien wurden im Rahmen von Komponenten und Baugruppentests bereits erfolgreich getestet und zeigten das Potential des Konzeptes zum autonomen Aufsetzen und Ausrichten der Landeplattform mittels eines robotischen Arms.

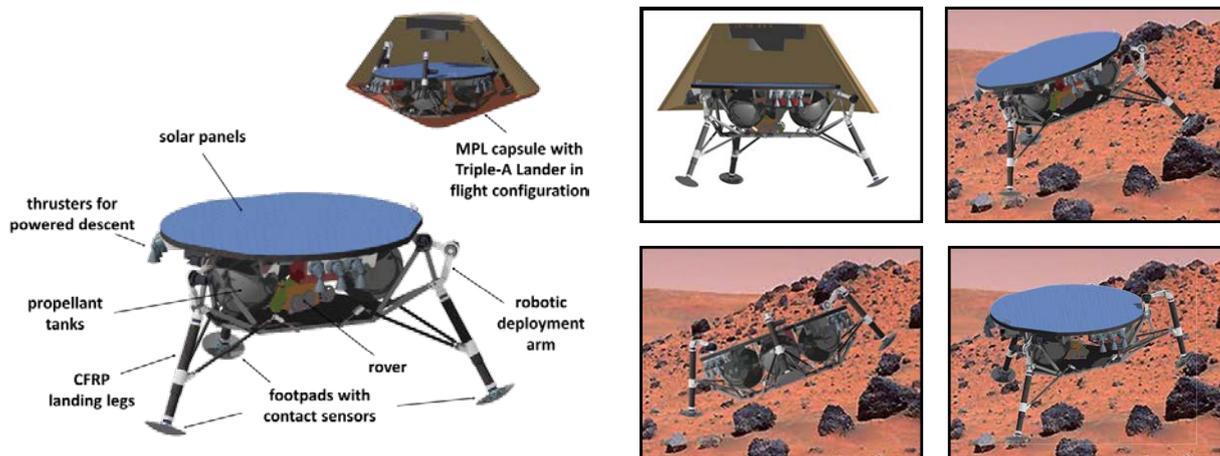


Abbildung 2-1: Triple-A Lander Konzept

Als Referenzmission für die Ermittlung realistischer Anforderungen und für die Definition der Testumgebung wurde die ESA Studie *Mars Precision Lander* ausgewählt [R18]. Der Mars Precision Lander ist Teil einer Probenrückführungsmission zum Mars und beinhaltet eine weiche Präzisionslandung zum Absetzen eines kleinen, agilen Rovers. Aufgabe des Rovers ist es, einen zuvor deponierten Probencontainer abzuholen und zur Mars Aufstiegsstufe, dem sogenannten *Mars Ascent Vehicle* (MAV), zu bringen (siehe Abbildung 2-2) [R17].

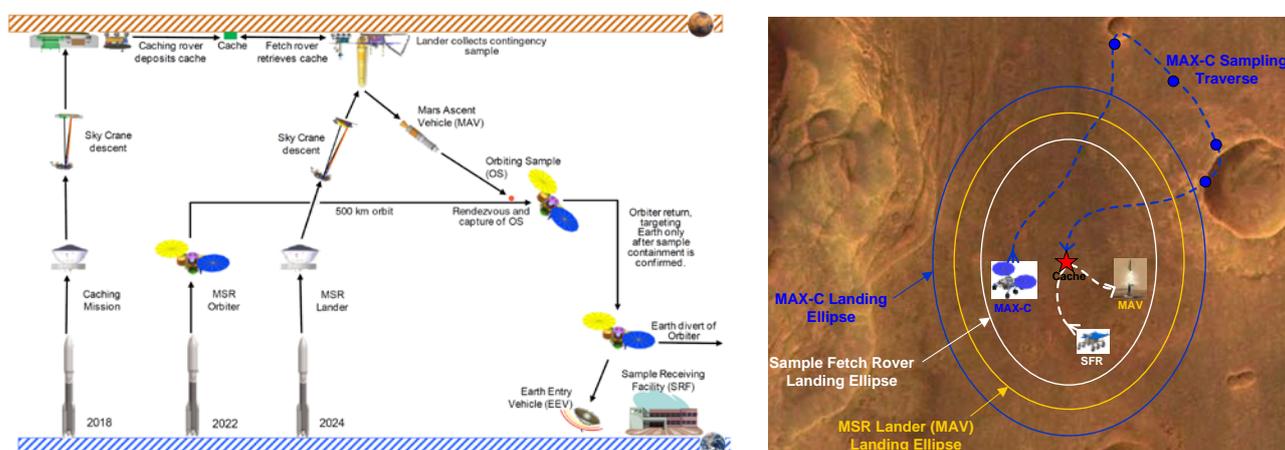


Abbildung 2-2: Referenz Mars Sample Return Szenario mit Mars Precision Lander [R17], [R18]

Die Arbeiten im Vorhaben "*Triple-A Follow-On*" konzentrierten sich auf die experimentelle Untersuchung des Konzeptes auf Systemebene bei realitätsnahen Bedingungen. Im Gegensatz zu den bisherigen Einzeltests, wurde nun eine Landeplattform mit Landebeinen, Kontakt - Sensorik und Aktuatorik betrachtet. Die repräsentative Testumgebung wurde durch simulierte Marsgravitation auf einer schiefen, sandigen Ebene generiert.

Der vorliegende Bericht beschreibt die finalen Ergebnisse zum Ende des Projektes. Da die Arbeiten des Projektes Triple-A Follow-On auf den Inhalten aus dem vorangegangenen Projekt Triple-A [R1] aufbauen, schließt auch die Nummerierung aller Dokumente und Berichte fortlaufend an den Schlussbericht von Triple-A an. Der erste Zwischenbericht des Projektes Triple-A Follow-On begann daher mit der Kennzeichnung AAA-AST-RP-0007 [R3], der Schlussbericht knüpft daran mit der Kennzeichnung AAA-AST-RP-0008 an.

Das Projekt wurde vom DLR unter dem Förderkennzeichen 50 RA 1321 als Zuwendung mit 50% gefördert.

### 3. Aufgabenstellung und Arbeitsplanung

#### 3.1 Projektziele

Die wesentlichen wissenschaftlichen Herausforderungen und technischen Arbeitsziele des Vorhabens lassen sich folgendermaßen zusammenfassen:

- Untersuchung und Bewertung des Verhaltens des Triple-A Kontaktsensors unter repräsentativen Einsatzbedingungen
- Untersuchung und Bewertung des Leichtbaulandebeines und des Schockdämpfungssystems unter repräsentativen Einsatzbedingungen im Freifalltest einer *full-scale* Landeplattform des *Mars Precision Lander* unter Erdgravitation
- Experimentelle Bestimmung der Betriebslasten des robotischen System unter repräsentativen Einsatzbedingungen, insbesondere hinsichtlich:
  - reduzierter Gravitation
  - auf sandigem Untergrund
  - bei Bodenneigung von bis zu 15°
  - im Betrieb mit nach dem Aufsetzen verformten Beinen
- Erhöhung der technischen Reife des Triple-A Systems auf TRL 4-5

#### 3.2 Vorbereitende Arbeiten

Im Vorfeld der eigentlichen Systemtests wurden zur Vorbereitung der Hardware zunächst folgende Schritte unternommen:

1. Umbau des von Astrium und DLR im Rahmen des Verbundprojektes Landetechnologie entwickelten Technologie - Demonstrators A<sup>3</sup>LEM zur Aufnahme der Triple-A Komponenten
2. Applikation und Kalibration der notwendigen Messtechnik, insbesondere zur Bestimmung der Betriebslasten an den Robotik - Elementen während der Leveling und Lowering Tests.

#### 3.3 Arbeitsorganisation

Die Organisation der Arbeiten orientiert sich an dem in [AD 1] beschriebenen Arbeitsstrukturplan und den Arbeitspaketbeschreibungen:

1. Kontakt Sensor Systemtest:  
Test des Kontaktsensor Breadboards als komplementäres "Experiment" während einer im Verbundprojekt Landetechnologie durchgeführten Testkampagne zur Bestimmung des Aufsetzverhaltens eines Landesystems mit Landebeinen. Um während dieser kurzzeit-dynamischen Vorgänge keine ungewollte Interaktion mit der Testanlage zu erhalten, wurden diese Tests unter Erdgravitation als Freifalltests durchgeführt.
2. Systemtests des robotischen Konzeptes:  
Die Systemtests des robotischen Konzeptes des Triple-A Landers wurden in mehreren aufeinander folgenden Schritten unter emulierter Marsgravitation durchgeführt:
  - a. Leveling Step 1: Durchführung von ersten symmetrischen Lastfällen des Robotik System Tests unter Mars Gravitation mit der bestehenden Software zur Pfadplanung.
  - b. Leveling Step 2: Umbau und Validierung der Software zur Pfadplanung und Ansteuerung der Aktuatoren auf 3D Bewegungen zur korrekten Abbildung des Verformungszustandes der Landebeine nach erfolgter Landung.
  - c. Leveling Step 3: Verifikation von Software und *full-scale* Hardware unter repräsentativen Umgebungsbedingungen (3/8g, granularer / sandiger Boden). Der Verformungszustand des Landesystems wurde durch Verwendung von Komponenten aus den Kontaktsensor Systemtests eingeführt. Die Feststellung des Zustandes wurde über "on-board" Sensorik autonom bestimmt und an die Bodenstation übermittelt. Nach erfolgter Pfadplanung wurde das entsprechende Skript zur Lander Control Software überspielt und dort wieder autonom abgearbeitet.

Im Gegensatz zu den Kontaktsensor Systemtests wurden die Robotik-Systemtests unter emulierter Marsgravitation durchgeführt. Die Unterteilung in mehrere Schritte gewährleistete hierbei eine optimale Nachvollziehbarkeit der einzelnen Schritte.

## 4. Zusammenfassung der wissenschaftlichen und technischen Ergebnisse

### 4.1 Anpassungen des A<sup>3</sup>LEM an die Test - Anforderungen

Zur Anpassung des A<sup>3</sup>LEM an die Testanforderungen des Systemtests im Rahmen von Triple-A Follow-On mussten unterschiedliche Konfigurationen vorbereitet werden.

Die Konfigurationen unterscheiden sich bzgl. ihrer Masse wie folgt:

- 150kg für Robotik - Tests unter Erdgravitation (Konfiguration entspricht den Triple-A Robotik Tests)
- 400kg für Robotik - Tests unter Marsgravitation und Drop - Tests unter Erdgravitation

Des Weiteren unterscheiden sich die Konfigurationen ebenfalls hinsichtlich der verwendeten Komponenten:

- Freifalltests unter Erdgravitation ohne Robotik-Elemente, jedoch mit Greifer - Adapter zum Roboter
- Robotik - Tests unter emulierter Marsgravitation mit aktiven Landebeinen und permanenter elastischer Aufhängung am Interface zum Roboter

Die beiden verwendeten Konfigurationen sind in Abbildung 4-1 einander gegenübergestellt.

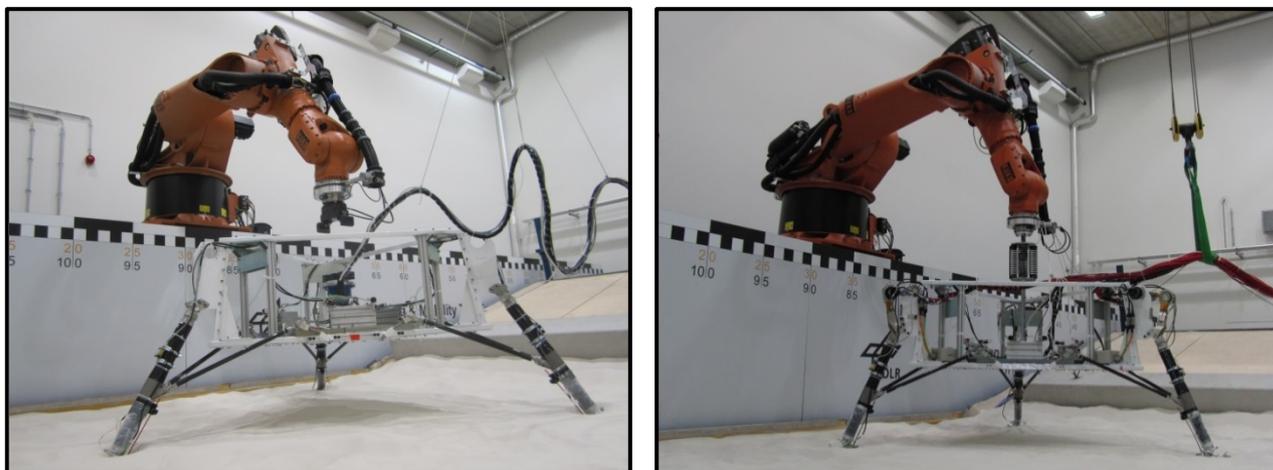


Abbildung 4-1: A<sup>3</sup>LEM nach Abwurf unter Erdgravitation und bei Leveling Tests unter Marsgravitation

Es war angestrebt, trotz der Unterschiede bei der Ausstattung der beiden Konfigurationen keine Unterschiede hinsichtlich Masse des Testobjektes und seiner Lage des Schwerpunkts zu erhalten. Um dies zu bewerkstelligen wurden zunächst alle Konfigurationen in der 3D Konstruktionssoftware Catia umgesetzt (Abbildung 4-2).

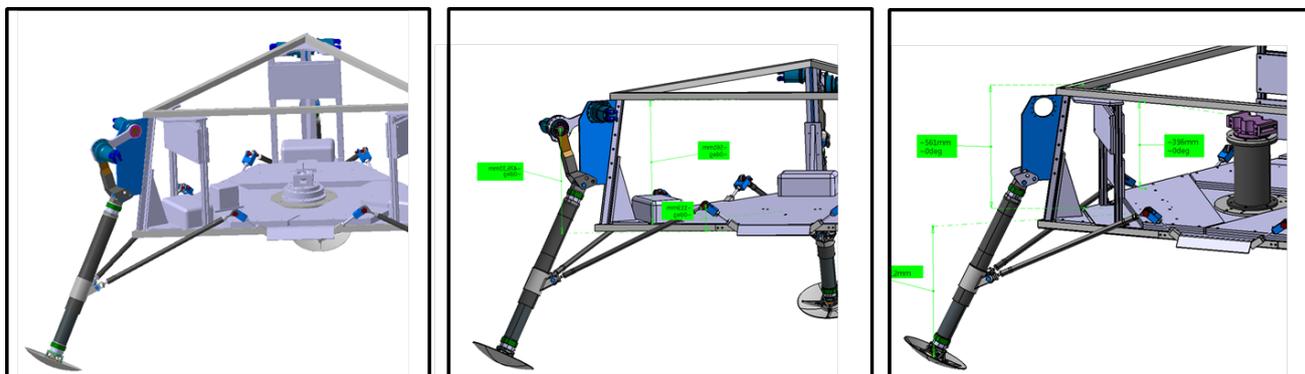


Abbildung 4-2: A<sup>3</sup>LEM Konfigurationen (*links*: Robotik Breadboard 400kg, *mittig*: Robotik Breadboard 150kg, *rechts*: Drop - Test Breadboard 400kg)

Die Darstellung in der Mitte zeigt hierbei die bereits bei Triple-A verwendete Basiskonfiguration mit Robotik - Elementen und 150kg Masse. Das linke Bild stellt die Leveling - Konfiguration mit 400kg dar, während das rechte Bild die Drop - Test - Konfiguration mit 400kg darstellt. Für den Ausgleich der Masse wurden variable Zusatzmassen definiert, welche zur Anpassung des Schwerpunkts vertikal verschoben werden konnten.

Während bei den Freifalltests die reine Kenntnis über die genaue Lage des Schwerpunktes zum späteren Vergleich mit den Simulationen bereits ausreichte, musste für die geplante aktive Lastreduktion bei den Leveling-Tests ein Kugelgelenk als Schnittstelle zum LAMA Roboter exakt im Schwerpunkt der Plattform positioniert werden.

Die Einstellung erfolgte in mehreren Schritten:

1. Die Eigenschaften der Freifallkonfiguration wurden experimentell mittels einer Kranwaage und einer Schwerpunktwage hinsichtlich Masse des Testobjektes und Lage des Schwerpunktes überprüft und bestätigt.
2. Nach Umbau zur Leveling-Konfiguration und Austausch aller dafür notwendigen Komponenten wurde die Gesamtmasse mittels einer Kranwaage überprüft und durch Austauschgewichte wieder auf 400kg eingestellt.
3. Per CAD Modell wurde die Positionierung der Ausgleichsmassen abgeschätzt (siehe Abbildung 4-3).

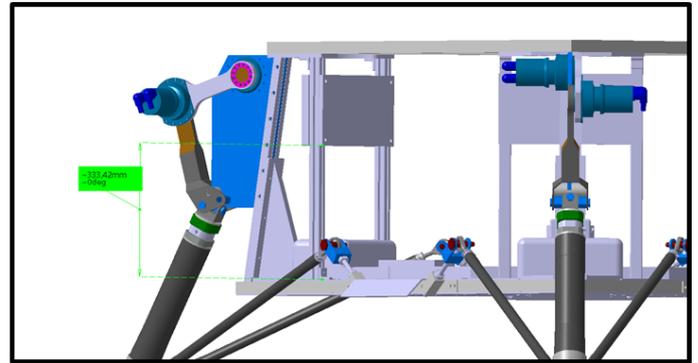
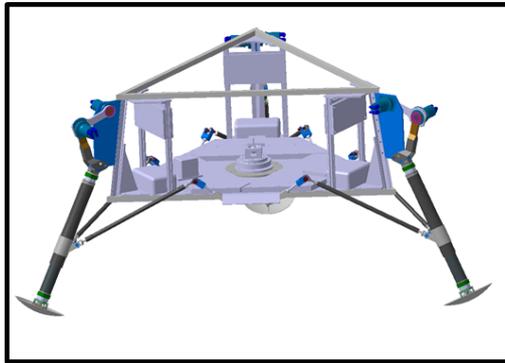


Abbildung 4-3: Positionierung von Ausgleichsmassen zum Einstellen des Schwerpunktes in einem CAD Werkzeug

4. In mehreren experimentellen Schritten (siehe Abbildung 4-4) wurde anschließend diese Position zunächst mittels einer Schwerpunktwage überprüft (linkes Bild) und die Lage der Ausgleichsmassen angepasst. Anschließend wurde die Lage des Kugelgelenkes durch *Shimming* - Bleche zwischen Kugelgelenkadapter und Plattform - Boden exakt eingestellt (mittleres Bild).



Abbildung 4-4: Überprüfung und Feinjustierung des Schwerpunktes und des Kugelgelenkes an der fertigen Hardware

Die abschließende Überprüfung (Abbildung 4-4 rechtes Bild) am freihängenden Testobjekt zeigte, dass sich die Plattform auch bei künstlich herbeigeführter Schräglage nach Freigabe des Kugelgelenkes nicht zurück in eine Ausgangslage bewegte. Die Position wurde somit mit hinreichender Genauigkeit realisiert.

## 4.2 Anpassung der Messtechnik an die Test - Anforderungen

Zur Vorbereitung der Testkampagnen wurde nach Abschluss der Hardware-Anpassung des A<sup>3</sup>LEM ebenfalls die Messtechnik an die erweiterten Anforderungen des Systemtests angepasst. Hierzu wurden zunächst die bereits bei Triple-A an einem Landebein eingesetzten Kraft- und Weg- Sensoren (siehe Abbildung 4-5) an allen Landebeinen angebracht und kalibriert. Zusätzlich wurden bei den Kontaktsensortests an jedem Fußsteller die elektrischen Spannungen an den jeweils drei Sensorbolzen aufgezeichnet, um das tatsächliche Versagen der einzelnen Bolzen zeitlich bestimmen zu können. Diese Sensoren ergaben bereits 14 Kanäle Echtzeitmessung pro Bein.

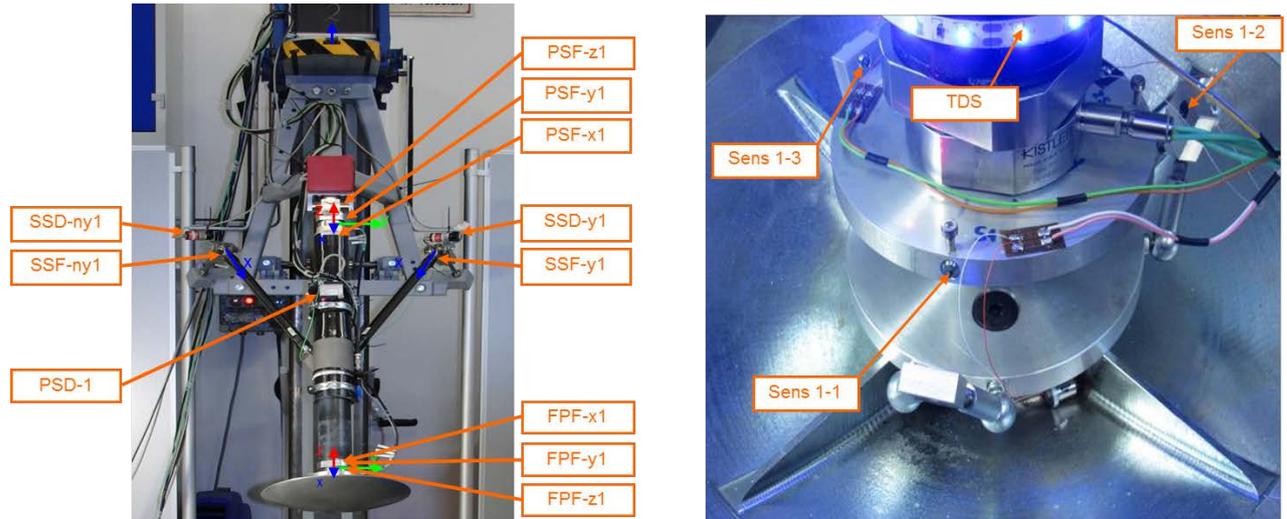


Abbildung 4-5: Sensoren eines Landebeines (Foto: Triple-A)

Das Auslösen des Kontaktsensors wurde auch bei den Systemtests wieder sowohl durch einen Spannungsanstieg im *Touchdown Signal* (TDS), als auch durch LED Leuchtleisten angezeigt.

Die bisher verwendeten Sensoren dienen hauptsächlich zur Bestimmung des Auslösezeitpunktes des Kontaktsensors oder zur Beobachtung des Belastungszustandes innerhalb der Landebeine und am Interface zur Plattform. Für die Auswertung der Tests des robotischen Systems wurde das Datenerfassungssystem um eine Vielzahl von neuen Elementen erweitert. Hierzu wurden zunächst zur Beobachtung der realen Aktuator - Lasten Dehnmessstreifen (DMS) an den Robotik - Armen appliziert und in ein-axialen Tests auf einer Materialprüfmaschine kalibriert. Abbildung 4-6 zeigt den Aufbau eines solchen Kalibrationstests und einen exemplarischen Messschrieb.

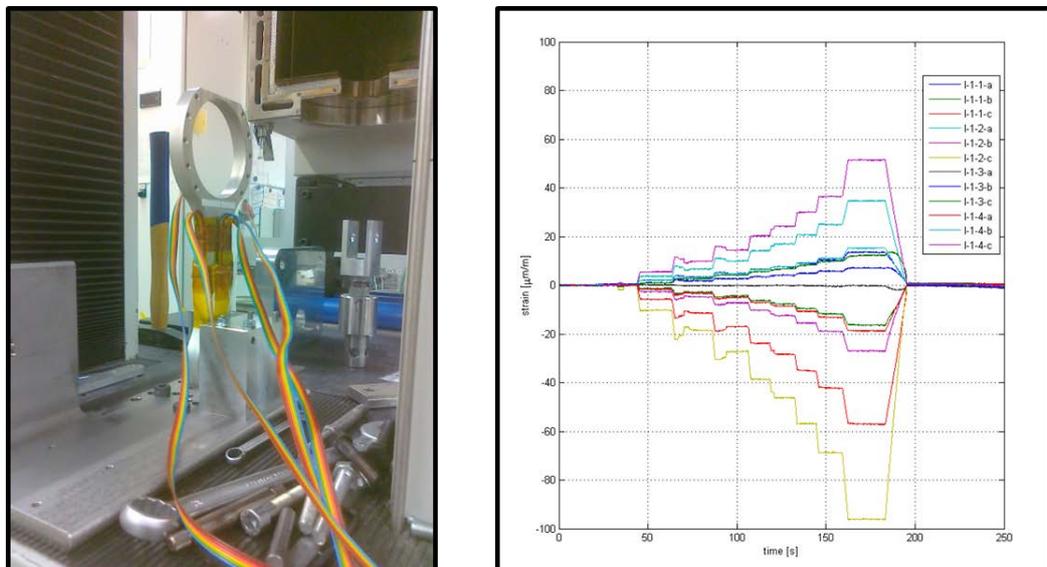


Abbildung 4-6: Kalibration der Dehnmessstreifen auf einer Materialprüfmaschine

Pro Bauteil wurden 12 DMS zur Überwachung der komplexen Spannungszustände angebracht. Aufgrund der hohen Anzahl an zusätzlichen Messstellen (6 Arme à 12 DMS) wurde hierfür ein gesondertes Datenaufzeichnungssystem (DMS DAQ) aufgebaut. Abbildung 4-7 zeigt den Aufbau der DMS - Messkette von den Messstellen eines Robotik - Armes zur Verteilerstelle am Sicherheitszaun des LAMA Testbereiches (rote Kabelstränge) und von dort zum DAQ-System (blaue Kabelstränge).



Abbildung 4-7: Aufbau der Messkette vom Dehnmessstreifen zum Verstärker

Die DMS Daten wurden insbesondere während der Durchführung der Tests zur Bewertung der aktuellen Querbelastung auf die Aktuatoren eingesetzt. Beim Überschreiten einer vorher definierten Grenze wurde zunächst eine Warnung ausgesprochen. Der Grenzwert lag hierfür bei 50% der maximal gewünschten Belastung durch Querkräfte und Biegemomenten. Beim Erreichen von 100% der gewählten Obergrenze war vorgesehen, den Test zu unterbrechen und ggf. mit neuen Parametern erneut zu starten. Während der späteren Tests wurde zwar mehrfach die "Warn - Grenze" überschritten, ein Abbruch eines Tests musste jedoch nie erfolgen.

Neben den Sensoren an den Landebeinen und an den Robotik - Elementen wurden ebenfalls die Plattformreaktionen während der Tests überwacht (siehe Abbildung 4-8).

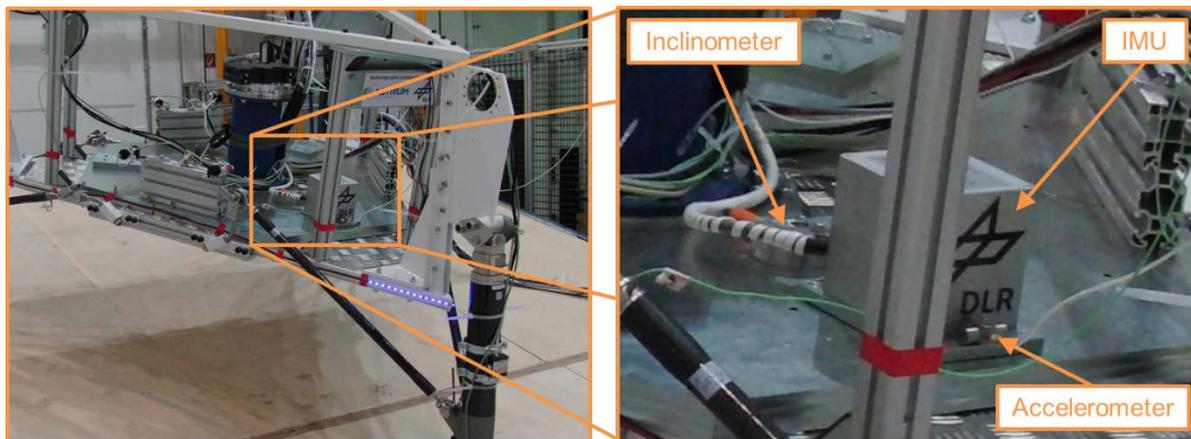


Abbildung 4-8: Sensoren auf der Landeplattform

Während der Leveling-Tests wurde zur Bestimmung der tatsächlichen Plattformneigung ein bi-axialen Winkelmesser (*Inclinometer*) auf der Plattform Bodenplatte befestigt.

Da der Winkelmesser bauartbedingt im freien Fall keine korrekten Werte anzeigen konnte, wurde er für die Systemtests des Kontaktsensors nicht eingesetzt. Das ursprünglich zur redundanten Überwachung vorgesehene Inertialmesssystem (*Inertia Measurement Unit - IMU*) konnte ebenfalls nicht erfolgreich eingesetzt werden, da die übermittelten Daten seitens des Datenerfassungssystems (DAQ) nicht korrekt aufgezeichnet wurden. Die Winkelpositionen der Plattform während der Freifalltests wurden daher im Anschluss an die Tests per Videoanalyse der Hochgeschwindigkeitsaufnahmen rekonstruiert. Des Weiteren wurden die Plattformbeschleunigungen mit einem tri-axialen Beschleunigungssensor (*Accelerometer*) beobachtet.

Bei Tests mit aktiver Lastreduktion wurde die Interfacekraft zum Roboter ebenfalls durch zwei redundante Sensoren aufgezeichnet.

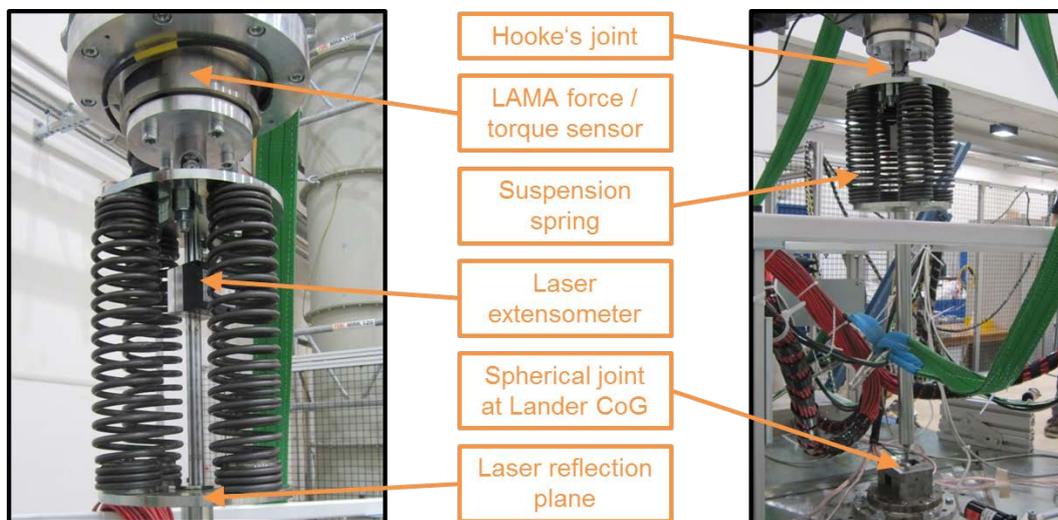


Abbildung 4-9: Sensoren am Interface zum LAMA Roboter

Wie in Abbildung 4-9 zu erkennen, wurde zum einen die Verformung der elastischen Aufhängung durch ein Laser - Extensometer überwacht , zum anderen wurden die Kräfte und Momente an der Roboterhand durch den integrierten Kraft- und Momenten- Sensor beobachtet. Letzterer diente ebenfalls als Messglied für die aktive Regelung der Roboterposition durch den LAMA-Controller. Durch Skalierung der Deformation mit der Federsteifigkeit der Aufhängung (ca. 28.5 N/mm) konnte bei der anschließenden Datenauswertung nach erfolgtem Test die Federkraft der gemessenen Interfacekraft gegenübergestellt werden.

Vervollständigt wurde die Datenerfassung durch die Aufzeichnung der tatsächlichen Aktuator - Winkel, welche von der Motorelektronik zurück an das Datenerfassungssystem übermittelt wurden.

### 4.3 Ergebnisse der Kontaktsensor Systemtests

Zur Untersuchung des Verhaltens des Kontaktsensors auf Systemebene unter realen Lasten wurde bei einigen der landedynamischen Tests des parallel laufenden Verbundprojektes Landetechnologie der Kontaktsensor als "Mitflugexperiment" zum Einsatz gebracht (siehe blau hinterlegte Lastfälle in Tabelle 4-1).

Tabelle 4-1: Testplan der Abwurftests des Verbundprojektes Landetechnologie

ID	slope	orientation	Vvertical	Vhorizontal	ground	obstacle	contact sensor
	[°]	[-]	[m/s]	[m/s]			
1	0	2-1	-2.0	0.0	sand	n	n
2	15	2-1	-3.0	-1.0	wood	y	y
3	15	2-1	-3.0	-1.0	wood	y	y
4	15	2-1	-3.0	-1.0	wood	y	n
5	15	1-2	-3.0	-1.0	wood	y	n
6	0	1-2	-3.0	-1.0	sand	y	y
7	0	1-2	-1.0	0.0	sand	y	y
8	0	2-1	-3.0	-1.0	sand	y	y
9	0	2-1	-3.0	-1.0	wood	y	y
10	0	1-2	-3.0	-1.0	wood	y	y
11	10	1-2	-3.0	-1.0	wood	y	n
12	10	1-2	-3.0	-1.0	wood	y	y

Die ausgewählten Lastfälle beinhalteten sowohl Tests auf sandigem Material, als auch auf einer schiefen Ebene. Exemplarisch ist das Ergebnis der Videoanalyse des 6. Abwurfs als Fotosequenz in Abbildung 4-10 dargestellt. Aus der Bildaufzeichnungsrate von 300fps ergibt sich eine Auslösezeit des Sensors von ca. 3ms - 6ms.

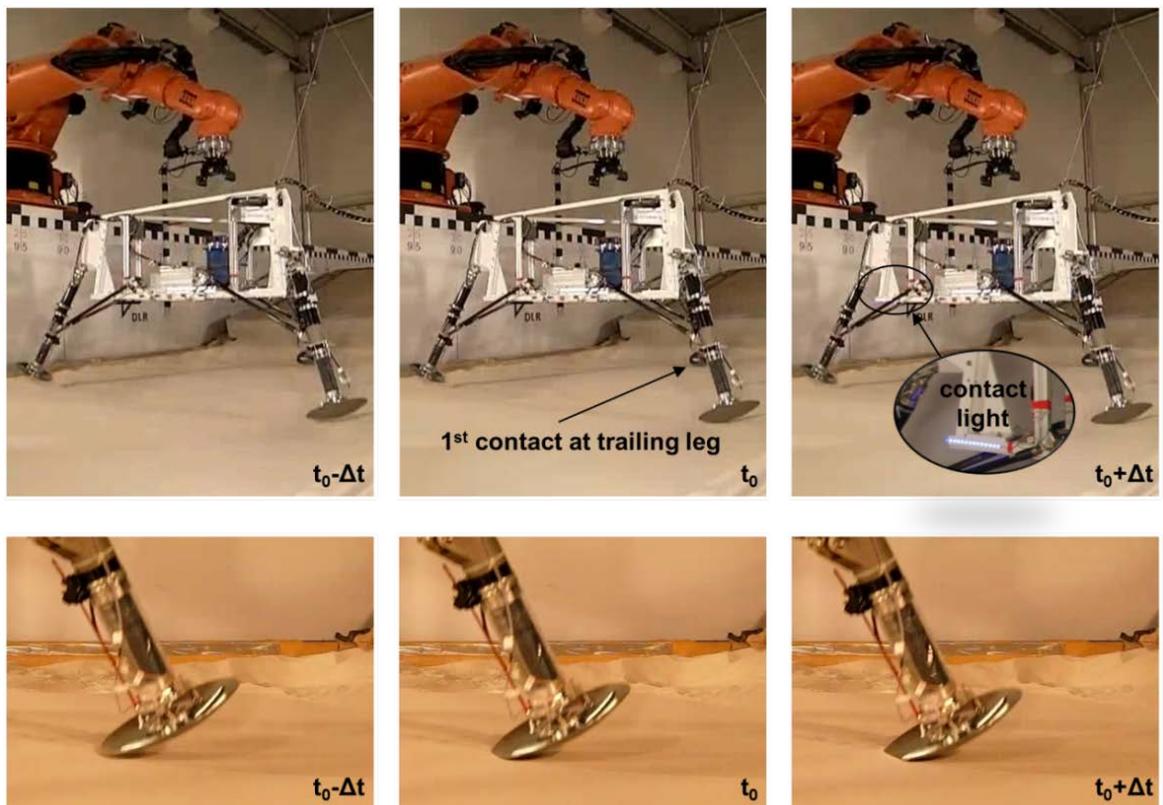


Abbildung 4-10: Videoanalyse des Auslöseverhaltens des Kontaktsensors (Test 6)

Im Anschluss an den Test konnte das tatsächliche Verhalten anhand der aufgezeichneten Daten der Kontaktkräfte und der Sensorspannungen ausführlicher analysiert werden.

Zur Verdeutlichung sind in Abbildung 4-11 exemplarisch die Ergebnisse des in Abbildung 4-10 gezeigten Tests dargestellt.

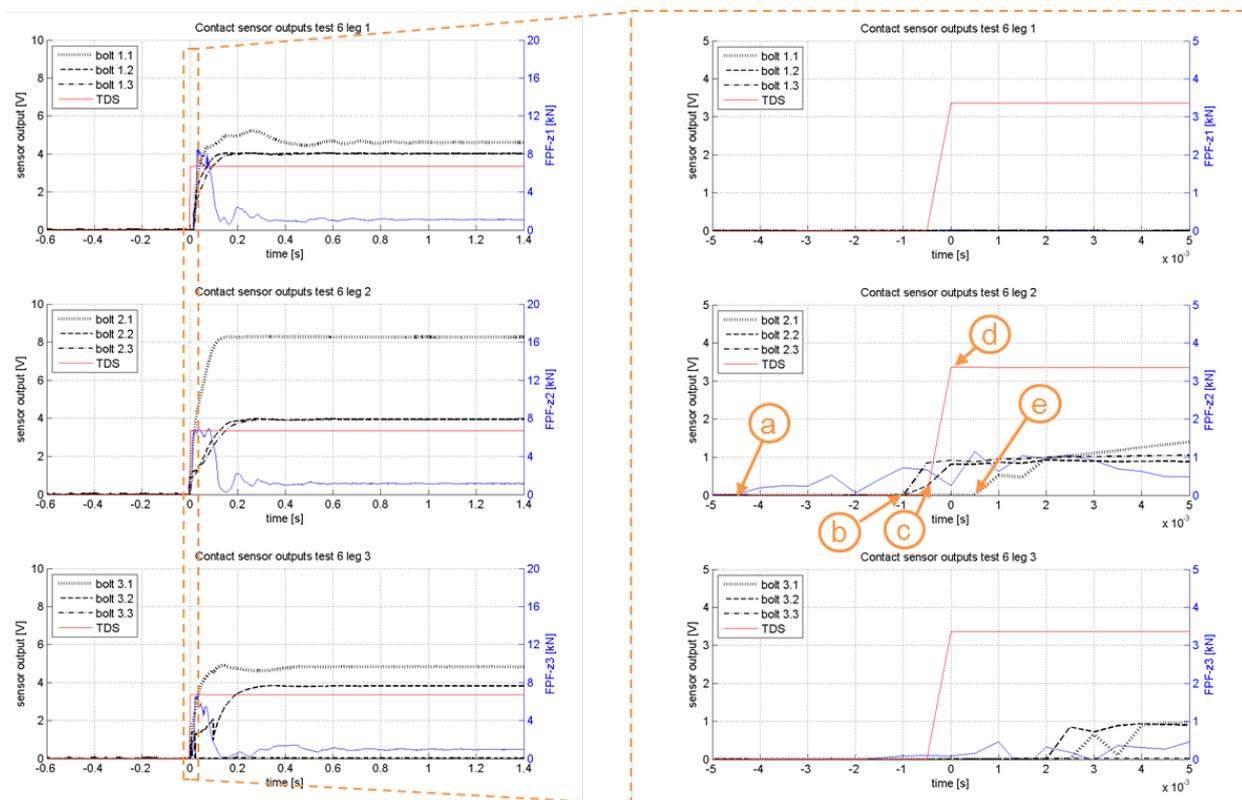


Abbildung 4-11: Datenauswertung des Auslöseverhaltens des Kontaktsensors (Test 6)

Zur Auswertung wurden folgende Daten herangezogen:

1. die elektrischen Spannungen der einzelnen Sensorbolzen (schwarze Farbe / 3 pro Fußsteller),
2. die Axialkraft am Fußsteller in Richtung der jeweiligen Primärstrebe des Landebeines (blaue Farbe)
3. das Signal am Ausgang der Auswerteeinheit des Kontaktsensors (rote Farbe)

Der Nullpunkt der Zeitachse wurde so gewählt, dass er für alle Zeitschriebe mit dem Auslösen des Kontaktsensors (TDS) zusammenfällt.

Der linke Teil der Darstellung zeigt den gesamten Test in einem Zeitfenster von zwei Sekunden. Deutlich erkennbar sind der Zeitpunkt des Aufsetzens, die nachfolgende Phase des Abbremsens mit hohen Kontaktkräften von ca. 7,5 kN für 120 ms und das Abklingen der dynamischen Aufsetzphase mit anschließenden statischen Kräften von ca. 1,3 kN pro Fußsteller. Bei genauerer Betrachtung erkennt man, dass Bein 1 und Bein 2 in etwa zeitgleich aufsetzen, während der Kontakt bei Bein 2 etwas später stattfindet<sup>3</sup>.

Der rechte Teil der Darstellung zeigt den Zeitpunkt des Aufsetzens in einem Fenster von 10 ms. Deutlich erkennbar sind folgende Ereignisse:

- a)  $t = -4,5 \text{ ms}$ : Zeitpunkt des ersten Kontaktes an Bein 2
- b)  $t = -1 \text{ ms}$ : mechanisches Versagen der Sensorbolzen *bolt 2.2* und *bolt 2.3*
- c)  $t = -0,5 \text{ ms}$ : Überschreiten einer Grenzwertes der elektrischen Spannung in zwei von drei Bolzen an einem Fußsteller initiiert den Spannungsaufbau des TDS
- d)  $t = 0 \text{ ms}$ : TDS erreicht nominelle Spannung und führt zum Abschalten der Triebwerke
- e)  $t = 0,5 \text{ ms}$ : mechanisches Versagen des dritten Sensorbolzens *bolt 2.1*

Die tatsächliche Zeitverzögerung zwischen erstem Kontakt und voller Spannung des TDS lag somit bei 4,5 ms.

<sup>3</sup> ebenfalls bestätigt durch die Videosequenz (siehe mittlere Darstellung in Abbildung 3-10 linkes Bein).

Bei allen durchgeführten Tests [R15] zeigte der Kontaktsensor ein ähnlich zuverlässiges und schnelles Reaktionsverhalten, wie bereits bei den Einzelbeintests innerhalb der Triple-A Studie beobachtet worden war [R5].

Insgesamt lag die Auslösezeit typischerweise bei 1-2ms auf hartem Boden und bei 4-5ms auf weichem Boden. Der kritischste Lastfall (Test 7) führte zu einer Zeitverzögerung von 16ms bei minimaler Aufsetzgeschwindigkeit und sehr weichem Boden.

Bei den durchgeführten Tests löste der Kontaktsensor auch unter extremen Aufsetzbedingungen und auf sehr weichem, sandigem Boden immer zuverlässig innerhalb des gewählten Zeitfensters von 30ms aus. Die langsamste Reaktionszeit lag mit 14ms immer noch unterhalb von 50% des anvisierten Zieles.

#### 4.4 Ergebnisse der Tests des robotischen Systems

Wie bereits in Kapitel 4 diskutiert, wurden die Tests des Robotik - Systems unter emulierter Marsgravitation auf der Lande- und Mobilitätstestanlage (LAMA) des DLR Instituts für Raumfahrtssysteme durchgeführt. Bei diesem Testmodus kompensiert der LAMA Roboter denjenigen Anteil der auf das Testobjekt wirkenden Gewichtskraft, der den Unterschied zwischen Testumgebung (1g) und Marsumgebung (3/8g) darstellt. Im vorliegenden Anwendungsfall ergibt sich der zu kompensierende Anteil somit zu ca. 2500N (400kg/5/8g).

Im Gegensatz zu den Abwurftests besteht bei diesem Testaufbau eine permanente Verbindung zwischen dem LAMA - Roboter und dem Schwerpunkt des Testobjektes mittels einer geeigneten Testobjektaufhängung. Die Testobjektaufhängung besteht aus dem im Schwerpunkt des Testobjektes positionierten Kugelgelenk und einer an der Roboterhand befestigten Linearfedereinheit. Ein in die Roboterhand integrierter Kraft- und Momenten - Sensor liefert während des Testbetriebes die notwendigen Signale am Interface zum Testobjekt für die Regelung des Roboters (zur Verdeutlichung vergleiche ebenfalls Abbildung 4-9 auf Seite 11).

Der (vollständig eigenständige) Controller des LAMA Roboters sorgt durch eine Folgeregelung während des Tests durch Anpassung der Position der Roboterhand dafür, dass alle Momente und laterale Kraftkomponenten am Interface auf vernachlässigbar kleine Werte minimiert werden. Gleichzeitig wird die vertikale Kraftkomponente auf einen vorher bestimmten Wert (in diesem Fall 2500N) ausgeregelt. Da die Roboteranwendung im Schwerpunkt gelenkig gelagert wurde, ist die für die Rotation relevante Massenverteilung trotzdem korrekt gewährleistet - das Testobjekt "merkt" den Unterschied zwischen Mars und Erde somit nicht.

Die Systemtests des robotischen Konzeptes des Triple-A Landers wurden in mehreren aufeinander folgenden Schritten durchgeführt:

**Step 1:** Durchführung von ersten symmetrischen Lastfällen des Robotik System Tests unter Marsgravitation mit der bestehenden 2D Software zur Pfadplanung.

Die ersten Tests auf flachem Terrain dienten hierbei zunächst zur Überprüfung der Aktuator - Ströme und mechanischen Belastungen bei realen operationellen Lasten unter emulierter Marsgravitation und zur Einstellung der Regelparameter des LAMA Roboters.

Zur besseren Vergleichbarkeit der Ergebnisse wurde zunächst die im Rahmen von Triple-A entwickelte Ansteuerungssoftware für symmetrische Lastfälle eingesetzt. Die MS-Windows-basierte Software (C++, objektorientiert) bietet die manuelle Steuerung der sechs Motoren unter Berücksichtigung der Kinematik der Landebeine, oder die Skript - basierte simultane Ansteuerung aller Aktuatoren durch Abarbeitung von *teach-in-Punkten* vorher definierter "Missionen". Zur Vereinfachung der Implementierung wurde die Kinematik jedes einzelnen Landebeines auf eine Projektion in die Symmetrie-Ebene des jeweiligen Beines reduziert (siehe Abbildung 4-12). Die Ausrichtung der Landebeebebenen zueinander wurde hierbei zunächst vernachlässigt.

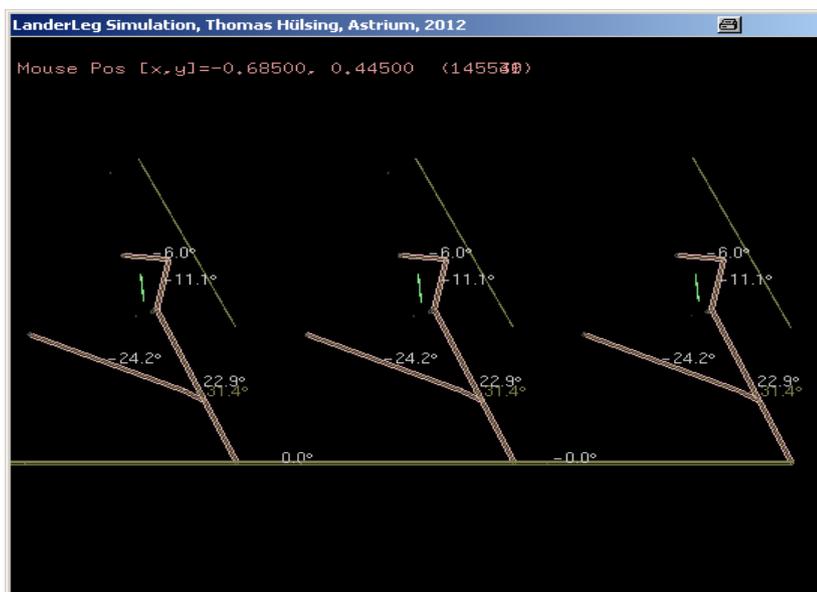


Abbildung 4-12: Vereinfachte Kinematik durch ebene Projektion der Landebeine

Zwei exemplarische symmetrische Lastfälle sind in Abbildung 4-13 und Abbildung 4-14 dargestellt.

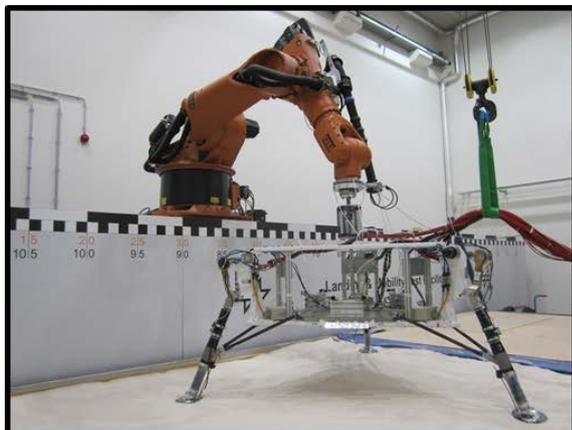


Abbildung 4-13: Lowering auf flachem Terrain

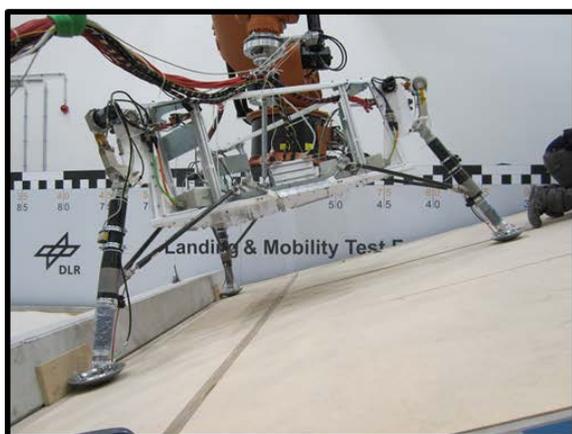
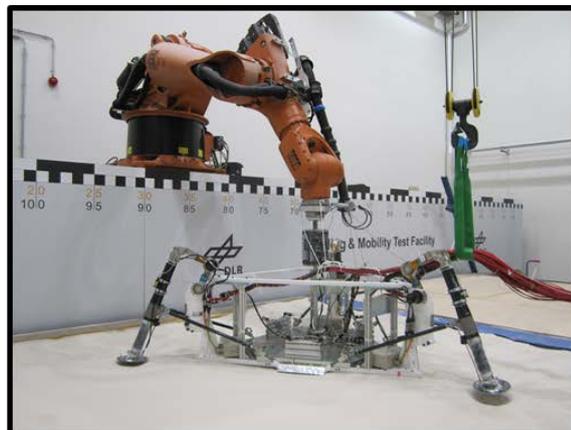


Abbildung 4-14: Leveling bei 15° Bodenneigung

In weiteren Tests wurden dann auf einer um 15° geneigten Schräge kritische Lastfälle mit seitlicher Belastung der Robotik-Arme untersucht (Abbildung 4-15).



Abbildung 4-15: Lowering bei 15° Bodenneigung

Beim gezeigten Lastfall werden die Robotik-Arme der hangabwärts gerichteten Beine schräg belastet und dadurch seitlich verformt. Der resultierende seitliche Versatz des Kardangelenkes am oberen Ende des Landebeines von ca. 4mm gegenüber dem jeweiligen Einrastpunkt an der Landeplattform verhinderte beim selbstständigen Wiederaufrichten der Landeplattform die vollständige Rückführung der Robotik - Arme in ihre Ausgangslage.

Aufgrund der zu diesem Zeitpunkt jedoch sehr geringen lateralen Lasten wurde davon ausgegangen, dieses Problem durch eine einfache Modifikation des Einrastpunktes (Anbringen einer ausreichenden Fase zur Selbstzentrierung beim Einrasten) lösen zu können.

### Step 2: Umbau und Validierung der Software zur Pfadplanung

Zur 3D-Pfadplanung wurden zwei Simulationstools parallel untersucht. Bei beiden wurde zunächst eine vereinfachte Kinematik in einer 3D Umgebung implementiert. Die Visualisierung der 3D Umgebung beider Softwaretools ist in Abbildung 4-16 dargestellt.

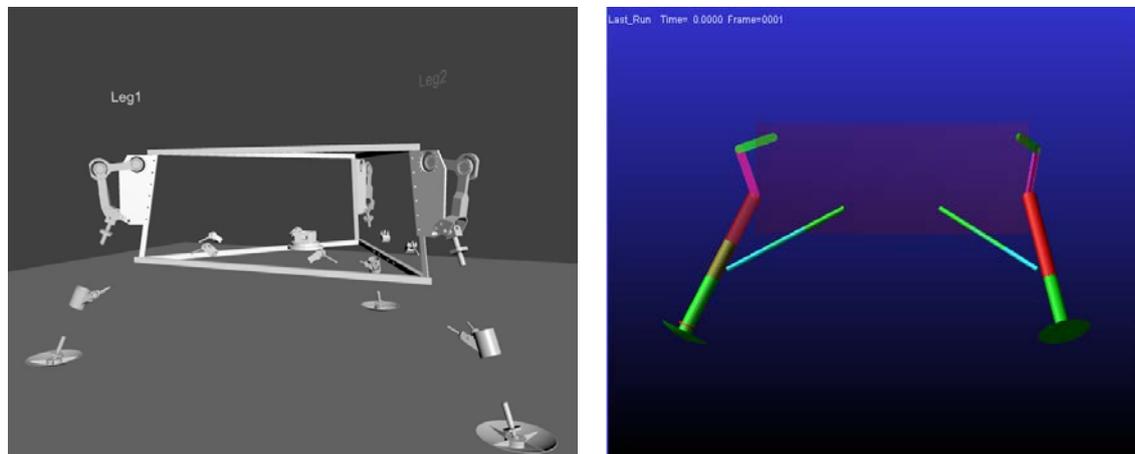


Abbildung 4-16: 3D Umsetzung des Landegerätes in der Animationssoftware *Blender* (links) und der Mehrkörperdynamiksimulation *MSC.ADAMS* (rechts)

Die Planung der Aktuator - Winkel erfolgte nun in 4 Schritten:

- In einem ersten Schritt wurden die Fußsteller durch hohe Reibbeiwerte bei Blender, und durch physikalische Joints bei MSC.ADAMS am Boden fixiert.
- In einem zweiten Schritt wurde die Plattform entsprechend der Mission (Leveling oder Lowering) manuell, bzw. per *enforced motion* verschoben oder geneigt und die dazugehörigen Positionen der Drehgelenke aufgezeichnet.
- Anschließend wurden die erzwungene Verschiebung der Plattform und die Fixierung der Fußsteller deaktiviert und die aufgezeichneten Verläufe der Aktuator - Rotationen als Vorgabe der Sollwinkel Schritt für Schritt in einer zweiten Simulation simultan abgearbeitet. Die Qualität der simulierten Mission konnte anhand der auftretenden Verschiebungen der Fußsteller überprüft werden.
- Bei Bestätigung der erfolgreichen Pfadplanung wurden die entsprechenden Verläufe als neue "Mission" im ASCII File Format exportiert und an die Ansteuersoftware übergeben.

Zur besseren Vergleichbarkeit der Ergebnisse wurde hier zunächst erneut nur symmetrische Lastfälle getestet und die Qualität der neuen Methodik zur Pfadplanung überprüft. Beide Simulationsansätze führten zu vergleichbaren Ergebnissen. Für alle weiteren Tests wurde das Animationstool *Blender* zur Pfadplanung verwendet, da sich hier die Anfangsverformungen für die späteren unsymmetrischen Lastfälle mit verformten Beinen leichter implementieren ließen.

Des Weiteren wurde in mehreren Schritten die Qualität der aktiven Lastreduktion durch Optimierung des LAMA Controllers verbessert. In Abbildung 4-17 sind zwei unterschiedliche Ansätze exemplarisch gegenübergestellt.

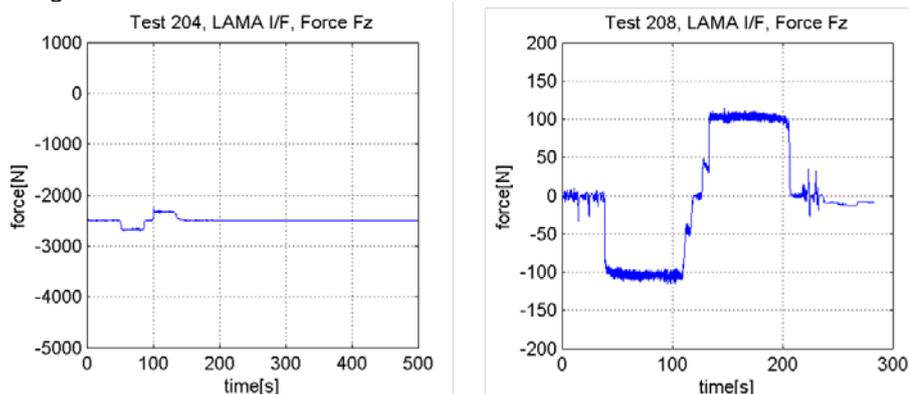


Abbildung 4-17: Vergleich unterschiedlicher Regelungsansätze des LAMA Controllers

Bei Test 204 wurde der Test aus der Nulllage der Aufhängung heraus gestartet. Der Controller hatte daher im ersten Zeitschritt einen Sprung in der Kraft auf den nominellen Wert der aktiven Gewichtskraftreduktion von 2500N zu bewerkstelligen, während alle anderen Achsen und Momente zu Null geregelt werden mussten.

Beim Test 208 wurde dieser Arbeitspunkt zunächst in einem ersten Schritt separat angefahren. In diesem vorbelasteten Zustand wurde der Kraft- und Momenten- Sensor auf null zurückgesetzt, so dass anschließend alle Kräfte und Momente auf ihren Minimalwert geregelt werden konnten. Diese letzte Variante wurde für alle weiteren Tests beibehalten.

Step 3: Verifikation von Software und *full-scale* Hardware unter repräsentativen Umgebungsbedingungen (3/8g, granularer / sandiger Boden, verformte Beine)

Im finalen Schritt wurde die Funktionalität des robotischen Systems unter Realbedingungen mit nach der Landung verformten Beinen untersucht. Die Verformungen am Landebein wurden durch Einbau von Komponenten aus den vorangegangenen Abwurftests (siehe Kapitel 4.3: Kontaktsensor Systemtests) herbeigeführt. Der Grad der Verformung wurde im eingebauten Zustand wie im realen Anwendungsfall nach der Landung durch die jeweiligen "on-board" Sensoren bestimmt und am Datenerfassungssystem ausgelesen. Die so bestimmten Verformungen wurden als Datensatz an die Simulationssoftware übergeben und bei der Pfadplanung berücksichtigt.

Abbildung 4-18 zeigt einen Vergleich des real verformten Beines und der aufgetragenen Verformung in der Simulationssoftware. In diesem Testfall war bei dem gezeigten Landebein der Hauptdämpfer verkürzt, so dass das Bein insgesamt etwas zur Seite geneigt erscheint.

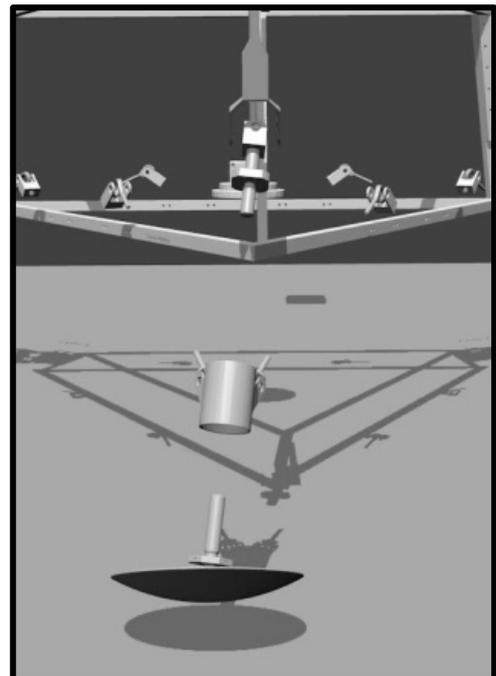
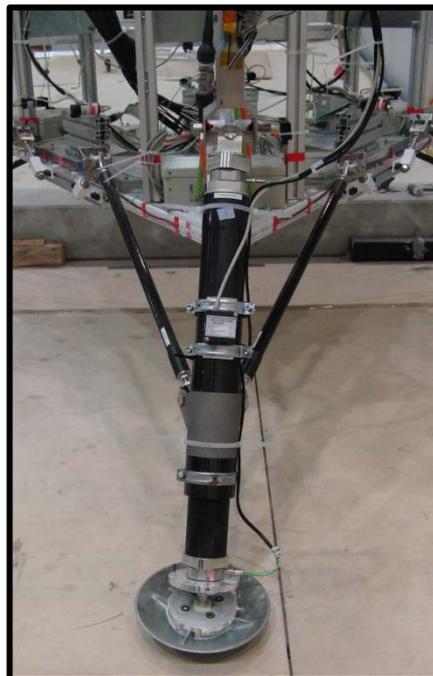


Abbildung 4-18: Verformung des Landebeines am Testobjekt und in der Simulationssoftware

Nach erfolgter Pfadplanung und Freigabe des erstellten Missions-Skriptes wurde der Datensatz an die Aktuator - Steuerung überspielt. Der weitere Betrieb verlief dann, analog zum Ablauf zwischen Bodenstation und Lander bei einer späteren Flughardware, durch die "on-board" Steuerung vollständig autonom. Auch bei allen Tests mit verformten Beinen konnte das angestrebte Missionsziel erreicht werden. Die inzwischen angebrachte Fase am Einrastpunkt zur Vereinfachung des Einrastvorganges bei seitlich verformten Robotik - Armen reichte aus, um für alle Tests nach erfolgtem Absenken oder Ausrichten den Lander selbstständig in seine Ausgangslage zurückkehren zu lassen.

Alle getesteten Szenarien, auch mit verformten Beinen oder auf bis zu 15° geneigtem Terrain konnten erfolgreich abgeschlossen werden. Insgesamt konnten somit auch im Rahmen der Tests des robotischen Systems alle Projektziele vollständig erreicht werden.