

# EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNGEN VERSCHIEDENER VERSCHLEIßERSCHEINUNGEN HERVORGERUFEN DURCH LUNAREN REGOLITH WÄHREND EXPLORATIONSMISSIONEN

C. Bühler, K. Roder, B. Curzadd

Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, Technische Universität München, Boltzmannstraße 15,  
85748 Garching, Deutschland

## Zusammenfassung

Die Oberfläche unseres Mondes ist zum größten Teil mit einer lockeren Schicht feinkörnigem und hochabrasivem Regolith bedeckt. Bereits bei den Apollo-Missionen trat eine Vielzahl von Beeinträchtigungen bei Menschen und technischen Systemen auf, die auf das Vorhandensein von lunarem Regolith zurückzuführen war.

Am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik der Technischen Universität München werden unterschiedliche Verschleißerscheinungen, die durch lunaren Regolith hervorgerufen werden können, experimentell untersucht und quantifiziert. Die hierzu benötigten und verwendeten Teststände lassen sich in zwei Kategorien einteilen: Beschleuniger-Teststände für Prallverschleiß und Teststände für abrasiven Verschleiß. Deren Aufbau und die experimentellen Fragestellungen, Zielsetzungen und erste Ergebnisse werden hier vorgestellt.

Für die Einschlagversuche werden, je nach zu untersuchendem Geschwindigkeitsniveau, zwei unterschiedliche Teststände verwendet. Bei Einschlaggeschwindigkeiten bis zu 400 m/s wird zur Beschleunigung des Mondanalogmaterials ein elektromagnetischer Wirbelstrombeschleuniger angewandt, und für höhere Geschwindigkeiten bis zu 1500 m/s ein elektrothermischer Beschleuniger. Die Funktionsweise der beiden Beschleuniger wird erläutert und ihre Anwendung zur Untersuchung der Auswirkung von Prallverschleiß exemplarisch anhand von Makrolon®-Proben bei verschiedenen Einschlaggeschwindigkeiten gezeigt. Die Versuche mit dem Mondanalogmaterial JSC-1A machen deutlich, dass die Änderung der Transmission des beschossenen Materials stark davon abhängt, in wie weit Partikel des Mondsimulates an der Oberfläche der Proben und den entstandenen Schädstellen haften.

Für die Versuche zur Untersuchung von Schäden durch abrasiven Verschleiß werden aktuell zwei weitere Teststände entwickelt. Beide Teststände befinden sich noch in der Erprobungs- beziehungsweise Fertigungsphase. Die Untersuchungen zum Verschleiß von Zahnrädern durch lunare Umgebungsbedingungen werden mit einer Weiterentwicklung eines bereits existierenden Zahnradteststandes für Polymer-Zahnräder durchgeführt. Hierbei wurden bereits erste Tests unter den späteren Einsatzbedingungen des Teststandes erfolgreich durchgeführt. Zur Charakterisierung der Schäden durch abrasiven Verschleiß für verschiedene technische Oberflächen wird ein Reibrad-Teststand entwickelt. Der Testaufbau ist dabei an das ASTM G65-04 Verfahren angelehnt.

## 1. EINLEITUNG UND MOTIVATION

Bei der wissenschaftlichen Erforschung des Mondes vor Ort oder seiner Nutzung als extraterrestrisches Forschungshabitat stellt das Vorhandensein des feinkörnigen Mondstaubes neben anderen Umweltbedingungen mit die größte Herausforderung dar. Dies macht auch die Aussage des Apollo Astronauten Gene Cernan deutlich:

*“I think dust is probably one of our greatest inhibitors to a nominal operation on the Moon. I think we can overcome other physiological or physical or mechanical problems except dust.”*  
[Gene Cernan]

Mondstaub oder lunares Regolith ist nicht wie irdischer Sand Verwitterungsvorgängen durch Wind und Wasser unterworfen. Die Zerkleinerung der Regolithpartikel geschieht lediglich durch Einschläge. Die sich an den

einzelnen Partikeln ergebenden Bruchkanten sorgen dafür, dass lunares Regolith deutlich scharfkantiger als irdischer Sand ist und damit ein deutlich abrasiveres Medium darstellt [1]. Dies zeigte sich auch während der Apollo Missionen. Neben Sichtbehinderungen während des Landeanflugs durch den aufgewirbelten feinkörnigen Staub wurde vor allem über Schädigungen berichtet, die auf den abrasiven und adhäsiven Charakter des Regoliths zurückzuführen sind. Der Mondstaub haftete an einer Vielzahl technischer Oberflächen und Systeme. So kam es bei den verwendeten Raumanzügen infolge der Staubkontamination zu signifikanten Druckverlusten. Ebenso wurden Mechanismen und Dichtungen durch das eindringende Regolith stark in Mitleidenschaft gezogen. Basierend auf diesen Erfahrungen der Apollo-Missionen können insgesamt neun Schädigungsmechanismen identifiziert werden: Sichtbehinderung, falsche Instrumentenwerte, Staubbedeckung und Kontamination,

Traktionsverlust, Verstopfung von Mechanismen, Abrasion, Probleme mit der Thermalkontrolle, Dichtungsversagen, Inhalation und Irritation [2]. Ein weiteres Problem in Zusammenhang mit lunaren Regolith trat während der Apollo 12 Mission auf. Die Landung der Apollo 12 Landeeinheit fand nur etwa 155 Meter entfernt von der zuvor gelandeten Surveyor 3 Sonde statt, wodurch die Sonde durch die bei der Landung des Apollo 12 Landemoduls aufgewirbelten Staubpartikel regelrecht sandstrahlte wurde [3]. Dieses Szenario stellt insbesondere für mögliche zukünftige Sample-Return-Missionen oder etwaige Versorgungsflüge zu einem lunaren Forschungslabor ein nicht unerhebliches Problem dar. Die Vielzahl möglicher Probleme zeigt, dass für zukünftige Missionen ein grundlegendes Verständnis der verschiedenen Vorgänge und Schädigungsarten, die mit der Staubumgebung auf dem Mond einhergehen, nötig ist. Am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik werden deshalb mehrere Teststände entwickelt und verwendet, um den durch lunares Regolith hervorgerufenen Verschleiß näher zu untersuchen. Die Teststände können hierbei grob in zwei Kategorien unterteilt werden: Teststände für Prallverschleiß und Teststände für abrasiven Verschleiß. Die Untersuchungen von Schäden durch abrasiven Verschleiß werden sowohl für verschiedene technische Oberflächen als auch für technische Systeme in zwei unterschiedlichen Versuchsaufbauten unter simulierten Mondumgebungsbedingungen hinsichtlich Temperatur und Druck durchgeführt. Bei den Verschleißuntersuchungen von technischen Systemen liegt der Fokus momentan auf Polymer-Zahnradern. Die Untersuchungen werden mit einer Weiterentwicklung eines bereits am Lehrstuhl existierenden Zahnradteststandes für Polymer-Zahnradern durchgeführt [4]. Polymer-Zahnradern sind zwar weicher als konventionelle Zahnradern, dafür benötigen sie aber in der Paarung mit Stahlzahnradern kein Schmiermittel. Dies könnte den negativen Effekt der geringeren Oberflächenhärte kompensieren, da in der Studie von Harpster [5] anhand von Twin-Disk-Tests für Stahl-Stahl- und Stahl-Keramik-Paarungen gezeigt wurde, dass die Verunreinigung des bei diesen Paarungen nötigen Schmiermittels mit Mondanalogmaterial einen deutlichen Einfluss auf den Verschleiß der einzelnen Materialien hat. Die Experimente zur Untersuchung von technischen Oberflächen sollen in einem komplett neu entwickelten Teststand mit einem Reibradverfahren durchgeführt werden, welches an das ASTM G65-04 Verfahren angelehnt ist. In seiner Arbeit hat Kobrick [6] mit einem ähnlichen Testaufbau das Verschleißverhalten von Stahl-, Aluminium- und Plexiglasoberflächen im Kontakt mit Mondanalogmaterial und weiteren stark abrasiven Medien bei Laborbedingungen untersucht. Mit dem neu entwickelten Teststand sollen Versuche insbesondere bei verschiedenen Temperaturen und unter Vakuum durchgeführt werden können. Zudem sollen vielversprechende neue Werkstoffe, wie zum Beispiel 3D-gedruckte Kunststoffe oder Keramiken, unter lunaren

Umgebungsbedingungen hinsichtlich ihrer Eignung getestet werden. Für die Einschlagversuche werden je nach zu untersuchendem Geschwindigkeitsniveau zwei unterschiedliche Teststände verwendet. Bei Einschlaggeschwindigkeiten bis zu 400 m/s wird zur Beschleunigung des Mondanalogmaterials ein elektromagnetischer Wirbelstrombeschleuniger angewandt und für höhere Geschwindigkeiten bis zu 1500 m/s ein elektrothermischer Beschleuniger. Dieser Geschwindigkeitsbereich deckt die nach den Simulationsergebnissen von Lane et al. [7] berechneten Geschwindigkeiten ab, welche während lunaren Landevorgängen von Regolithpartikeln erreicht werden können. Je nach Korngröße der Partikel können deren Geschwindigkeiten zwischen 200 m/s und etwas über 1400 m/s liegen. Wie experimentelle Studien gezeigt haben, können signifikante Schädigungen an technischen Materialien durch den Einschlag von Regolithpartikeln allerdings bereits bei deutlich geringeren Einschlaggeschwindigkeiten von bis zu 105 m/s auftreten [8, 9, 10]. Wittbrodt et al. [8] untersuchten experimentell Schäden, die durch Einschläge des Mondanalogmaterials JSC-1A für Partikelgrößen zwischen 450 µm und 1000 µm bei Glasoberflächen entstehen können. Für die Untersuchungen wurde ein Sandstrahler verwendet, der die Partikel bis auf circa 90 m/s beschleunigen konnte. Die Resultate dieser experimentellen Studie zeigen, dass die Analogmaterialpartikel in der Lage waren die Glasoberflächen nachhaltig zu beschädigen. Allerdings konnte kein direkter Zusammenhang zwischen der Größe der entstandenen Schadstellen und der Einschlaggeschwindigkeit der Partikel gefunden werden. In zwei weiteren experimentellen Studien [9, 10] wurden die Auswirkungen eines kontinuierlichen Stroms von JSC-1AF-Partikeln (ein feinkörniges Mondregolith-Analogmaterial) mit einer Geschwindigkeit von circa 105 m/s auf technische Oberflächen und Systeme untersucht. Zur Beschleunigung der Partikel verwendeten Mpagazehe et al. [9] das Dust Erosion Experimental Rig (DEER) und untersuchten den erosiven Verschleiß technischer Oberflächen durch Mondanalogpartikeln anhand von drei verschiedenen Materialien: Acrylglas, Aluminium und Stahl. Als Maß für die auftretende Erosion wurde zum einen der Volumenverlust der Proben gemessen, zum anderen wurden die Änderung der Oberflächenrauheit und die Reflexionsänderung bei den Aluminium- und Stahlproben, sowie die Änderung der optischen Transmission bei Acrylglas gemessen. Die Ergebnisse zeigen, dass nur ein geringer Volumenverlust von weniger als 1% auftritt, allerdings JSC-1AF-Partikel in die Oberfläche der Proben eingebracht werden. Bei der Untersuchung des optischen Gesamtreflexionsgrades und der Transmission zeigt sich eine bis zu 70%ige Reduzierung der beiden Werte zeigte. Mpagazehe et al. [10] untersuchten in ihrer Studie die Auswirkungen des Partikeleinschlags auf

Solarkonzentratoren. Hierzu wurde ein kontinuierlicher Strom aus JSC-1AF-Partikeln mit dem TOPAS Solid Aerosol Generator beschleunigt und auf einen zur Hälfte abgedeckten Solarkonzentrator geschossen. Als Maß für die daraus resultierende Degradation des Solarkonzentrators wurde die Abnahme des Ausgangsstroms gegenüber einem unbeschädigten Solarkonzentrator verwendet. Dabei zeigt sich, dass unter der Voraussetzung, dass nur die Hälfte des Solarkonzentrators dem Partikelstrom ausgesetzt war, der Ausgangsstrom auf 60% des ursprünglich erzielten Wertes absinkt.

## 2. TESTSTÄNDE FÜR EINSCHLAGUNTERSUCHUNGEN

Im Folgenden werden zwei am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik entwickelte Teststände für Einschlaguntersuchungen vorgestellt; der elektromagnetische und der elektrothermische Beschleuniger. Hierzu werden der Aufbau und die Funktionsweise der einzelnen Teststände beschrieben, sowie aktuelle Anwendungsgebiete hinsichtlich Prallverschleiß anhand von ausgewählten Versuchen exemplarisch erläutert.

### 2.1. Der elektromagnetische Beschleuniger

#### 2.1.1. Aufbau und Funktionsweise

Der am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik entwickelte elektromagnetische Beschleuniger [11] kann in vier Funktionselemente unterteilt werden: Gehäuse, Isolator, Spulen und Stopperplatte. BILD 1 zeigt auf der rechten Seite den Aufbau des Beschleunigers ohne Sabot

(Sekundärspule), links ist die zugehörige schematische Darstellung des Beschleunigers in der aktuell genutzten Konfiguration dargestellt. Die Primärspule ist als Flachspule aus Kupfer mit elf Windungen ausgeführt. Sie ist im unteren Teil des zweiteiligen Gehäuses eingebettet und durch den ebenfalls zweiteilig ausgeführten Isolator von der Sekundärspule getrennt. Beide Teile des Isolators werden vom oberen Teil des Gehäuses gehalten. Der zweiteilige Aufbau des Isolators bietet den Vorteil, dass der untere, im rechten Bild gelbe Teil des Isolators als leicht zu fertigendes Verschleißteil ausgeführt werden kann. Dadurch kann dieser Teil des Isolators sehr dünn ausgeführt werden, obwohl er direkt auf dem Zentrum der Spule aufliegt und damit sowohl von der Spule selbst als auch vom zurückprallenden Sabot mechanisch stark beansprucht wird. Dies ermöglicht es den Abstand zwischen Primär- und Sekundärspule möglichst gering zu halten, da der Abstand einen direkten Einfluss auf die erreichbare Endgeschwindigkeit der beschleunigten Masse hat. Die Sekundärspule, die gleichzeitig als Sabot dient, ist ein 1 g schweres Aluminiumplättchen mit einem Durchmesser von 30 mm. Durch den von der Primärspule im Sabot induzierten Wirbelstrom, und die daraus resultierende abstoßende Kraft, wird das Sabot und die sich auf ihm befindenden Projektile, nach oben in Richtung der Stopperplatte beschleunigt. Die Stopperplatte ist hierbei, im linken Teil von BILD 1 nicht dargestellt, mit dem restlichen Teil des Beschleunigers verschraubt. Durch diese feste Verbindung wird das Sabot bei der Kollision mit der Stopperplatte aufgehalten, während die sich auf ihm befindenden Projektile durch einen Kanal in der Stopperplatte weiterfliegen und auf dem zu untersuchenden Target einschlagen.

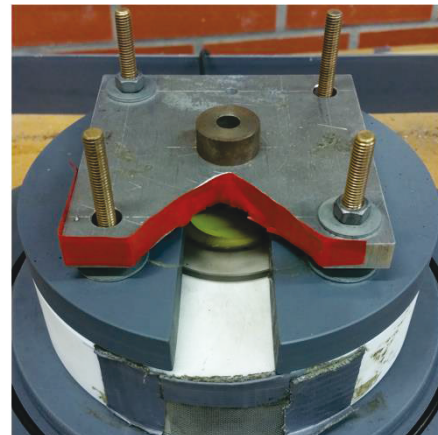
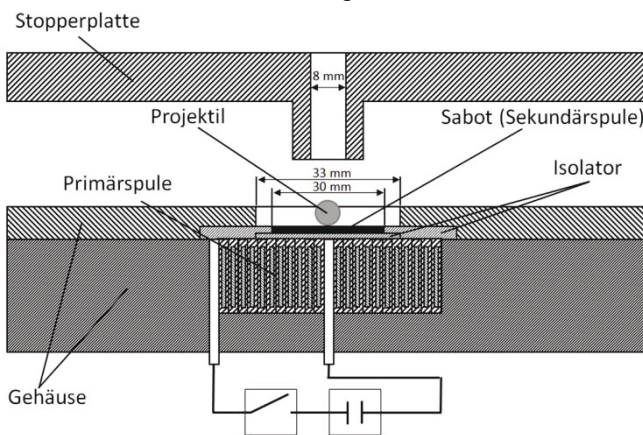


BILD 1: Der Elektromagnetische Beschleuniger des Lehrstuhls für Raumfahrttechnik (adaptiert mit aktuellen Änderungen von [11, 12, 13])

Der elektromagnetische Wirbelstrombeschleuniger ist in der Lage, ein oder mehrere Projektile mit einer Gesamtmasse kleiner 12 mg (in der aktuellen Konfiguration), unter Verwendung eines  $60 \mu\text{F} / < 10.000 \text{ V}$  Kondensators auf bis zu 400 m/s effizient zu beschleunigen. Diese Geschwindigkeit stellt ein konstruktives Limit des Beschleunigers dar. Bei höheren Geschwindigkeiten wird die Primärspule zu stark

mechanisch beansprucht und beginnt an der Verschraubung im Zentrum der Spule abzuscheren. Dieser Versagensmechanismus tritt oberhalb von 400 m/s bereits nach wenigen Schüssen auf, und der mit ihm einhergehende Lichtbogen kann die gesamte Anlage in Mitleidenschaft ziehen. Für Geschwindigkeiten kleiner 150 m/s wird ein Kondensator mit geringerer Kapazität benötigt, da bei Ladespannungen kleiner 1 kV eine

zuverlässige Ansteuerung des Beschleunigers schwierig ist. Im Betrieb mit dem  $10 \mu\text{F} / < 12.000 \text{ V}$  Kondensator können in der aktuellen Konfiguration Geschwindigkeiten bis  $200 \text{ m/s}$  erreicht werden. Bei beiden verwendeten Kondensatoren steigt die erreichbare Geschwindigkeit im jeweiligen Betriebsbereich bei gleichbleibender beschleunigter Masse linear mit der Ladespannung des jeweiligen Kondensators an. Abhängig von der jeweiligen Konfiguration und der Ladespannung der Kondensatoren ist es möglich, den elektromagnetischen Beschleuniger unter Vakuum zu betreiben. Ob der jeweilige Betriebspunkt möglich ist, wird hierbei durch die Paschenkurve bestimmt.

### 2.1.2. Einzeleinschläge mit dem elektromagnetischen Beschleuniger

Wie im vorigen Kapitel beschrieben ist die aktuelle Konfiguration des elektromagnetischen Beschleunigers in der Lage, Einzelprojektilen bis zu einer Gesamtmasse von  $12 \text{ mg}$  auf Geschwindigkeiten bis  $400 \text{ m/s}$  zu beschleunigen. Ein aktuelles Anwendungsgebiet der Einzeleinschläge ist die Validierung von empirischen Formeln oder Finite-Element-(FE-) Simulationen von Regolithschlägen.

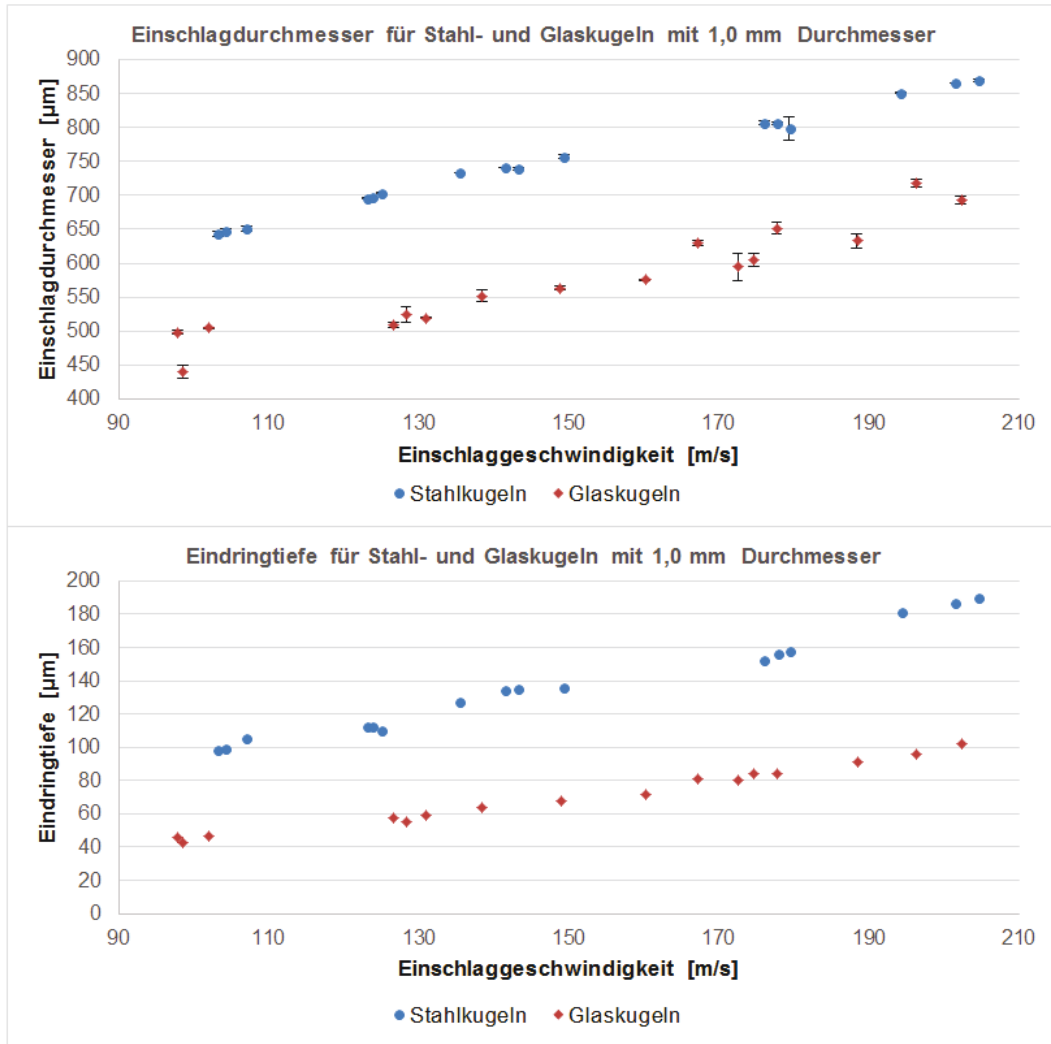


BILD 2: Einschlagdurchmesser (oben) und Eindringtiefe (unten) für 1,0 mm Stahl- und Glaskugeln bei unterschiedlichen Geschwindigkeiten

BILD 2 zeigt den Einschlagdurchmesser (oben) und die Eindringtiefe (unten) für Stahl- und Glaskugeln mit einem Durchmesser von  $1,0 \text{ mm}$  auf  $50 \times 50 \text{ mm}^2$  Al6061-T6-Proben der Dicke  $3,0 \text{ mm}$  bei verschiedenen Einschlaggeschwindigkeiten. Die Proben wurden hierzu vor den Versuchen nicht weiter bearbeitet oder behandelt, sondern wie vom Hersteller bezogen verwendet. Die Messung der Einschlagdurchmesser wurde über den Verfahrenweg des Kreuztisches eines Auflichtmikroskops

durchgeführt. Die Abstände der Kraterränder eines Einschlags wurden jeweils in zwei zueinander senkrechten Richtungen gemessen und das arithmetische Mittel beider Messungen gebildet. Die jeweiligen Abweichungen zwischen den beiden Entfernungen sind als Fehlerbalken in BILD 2 dargestellt. Die Größe der Fehlerbalken gibt gleichzeitig darüber Auskunft, wie stark die größte Kreisscheibe der Einschlagskalotte vom idealen Kreis abweicht. Die Bestimmung der Eindringtiefe wurde



ebenfalls mit diesem Mikroskop durchgeführt. Hierzu wurde der Verfahrweg des Fokussiertriebs zwischen je einem scharfen Bild vom Kraterboden und der unberührten Targetoberfläche in der unmittelbaren Nähe des Kraters gemessen. Dazu wurde eine Messuhr (*Holex Feinmessuhr*) mit einer Auflösung von  $1,0\ \mu\text{m}$  am Mikroskop angebracht. Auffällig ist, dass die Einschlagdurchmesser der Glaskugeln eine deutlich stärkere Streuung aufweisen als die der Stahlkugeln. Ein Grund dafür könnte sein, dass die verwendeten Stahlkugeln präziser gefertigt wurden, da sie für Kugellager benutzt werden, wohingegen die Glaseinschläge mit Strahlmittel-Glaskugeln durchgeführt wurden.

### 2.1.3. Mehrfacheinschläge mit dem elektromagnetischen Beschleuniger

Ein weiteres aktuelles Anwendungsgebiet des elektromagnetischen Beschleunigers ist die Untersuchung von Mehrfacheinschlägen kleiner Partikel. Hierbei wurden insbesondere die Auswirkungen von Prallverschleiß durch lunare Regolithpartikel betrachtet, wie sie während lunarer Landevorgänge auftreten können. Dazu wurden unterschiedliche technische Oberflächen mit Partikeln des Mondanalogmaterials JSC-1A beschossen [12, 13]. Es wurde jeweils eine bestimmte Bandbreite an Partikelgrößen bei einer vorgegebenen Einschlaggeschwindigkeit untersucht. Die jeweilige Bandbreite wurde durch Aussieben der Partikel aus dem Originalmaterial gewonnen. Unter Berücksichtigung der Berechnungen von Lane et al. [7] und der maximal erreichbaren Geschwindigkeit des elektromagnetischen Beschleunigers von ungefähr  $400\ \text{m/s}$  sind die Untersuchungen auf Korngrößen zwischen  $250\ \mu\text{m}$  und  $500\ \mu\text{m}$  beschränkt. Für die Charakterisierung der

auf tretenden Schäden wurde bei metallischen Oberflächen die Änderung der Oberflächenrauheit und bei optischen Medien die Transmissionsänderung gemessen [12,13]. Zusätzlich wurde die Massenänderung der Proben herangezogen, um zu bestimmen, ob durch den Beschuss Material abgelagert oder abgetragen wurde. Es hat sich gezeigt, dass es bei den untersuchten duktilen Materialien hauptsächlich zu einem Materialeintrag durch Anhaften der Partikel kommt, wohingegen bei Glas ein muschelförmiges Abplatzen der Oberfläche zu beobachten ist. Durch mikroskopische Untersuchungen konnte gezeigt werden, dass auch bei den beschädigten Glasoberflächen Regolithpartikel in den entstandenen Kratern haften. Diese Zusammenhänge gelten sowohl für Einschläge senkrecht zur Oberfläche wie auch für Einschläge bis zu einem streifenden Einschlagwinkel von  $75^\circ$  [13]. BILD 3 zeigt exemplarisch die Transmissionsänderung von Makrolon®-Proben durch den Beschuss mit  $10\ \text{mg}$  JSC-1A Partikeln [12]. Hierbei wurden drei separate Einschläge bei annähernd gleicher Geschwindigkeit vermessen. Bei diesen Untersuchungen wurden Partikel mit einer Korngröße zwischen  $250\ \mu\text{m}$  und  $350\ \mu\text{m}$  bei einer Geschwindigkeit von ungefähr  $360\ \text{m/s}$  senkrecht auf die Probenoberfläche geschossen. Die Untersuchungen zeigen, dass sich schon bei einer verhältnismäßig geringen Menge an einschlagendem Material die optischen Eigenschaften der Proben signifikant verschlechtern. Die Transmission sinkt im sichtbaren Bereich im Durchschnitt um mehr als  $50\%$  [12]. Bei diesen Versuchen, ebenso wie den im Folgenden vorgestellten Ergebnissen, wurde zur Messung der Transmission ein Spektrophotometer (*Perkin Elmer UV/VIS/NIR Spectrometer Lambda 19*) verwendet.

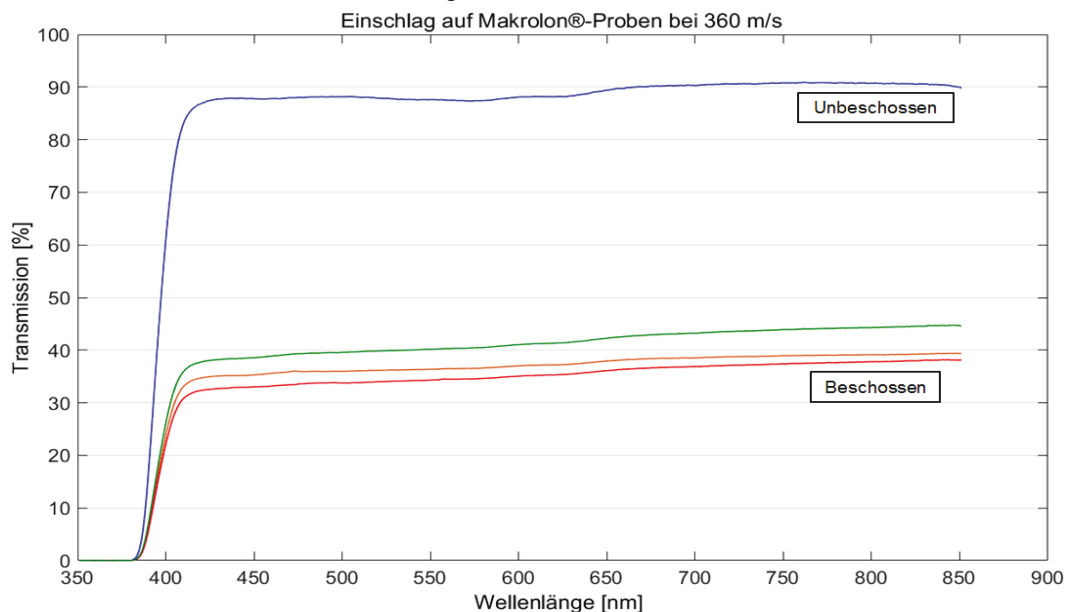


BILD 3: Transmissionsänderung von Makrolon®-Proben bei circa  $360\ \text{m/s}$  Einschlaggeschwindigkeit (3 Versuche nach [12])

In einem weiteren Versuch wurde der Verschleiß von Makrolon® durch JSC-1A-Partikel mit einer Korngröße zwischen 450 µm und 560 µm bei einer Einschlaggeschwindigkeit von ungefähr 200 m/s senkrecht zur Targetoberfläche untersucht. Die verwendete Mondanalogmaterialmenge war ebenfalls 10 mg. Die Auswahl der Teilchengröße und die zugehörige Geschwindigkeit sind hier ebenfalls von den Berechnungen von Lane et al. [7] abgeleitet. Ziel dieser Experimente war es den Prallverschleiß zu untersuchen, der durch eine verhältnismäßig kleine Anzahl von Mondanalogpartikeln, im Vergleich zu den in BILD 3 dargestellten Versuchen entsteht, wobei die Partikel mit einer höheren Einschlagenergie pro Teilchen einschlagen. BILD 4 zeigt die Ergebnisse dieser

Untersuchungen. Im Vergleich zu den Einschlägen bei ungefähr 360 m/s ist die verbleibende Transmission deutlich höher. Ein Großteil der Abnahme der Transmission ist bei den Einschlägen mit einer Geschwindigkeit von 360 m/s auf das großflächige Anhaften der Partikel in den durch die Einschläge verursachten Schadstellen zurückzuführen, wodurch das einfallende Licht abgehalten wird. Bei den Einschlägen mit 200 m/s sind die einzelnen Schadstellen auf der Makrolon®-Oberfläche zwar teilweise größer aber ihre Anzahl ist insgesamt geringer. Es kommt zu keiner flächigen Bedeckung des Targets. Dadurch wird ein geringerer Teil des einfallenden Lichts abgehalten. Dies führt zu einer insgesamt geringeren Abnahme der Transmission.

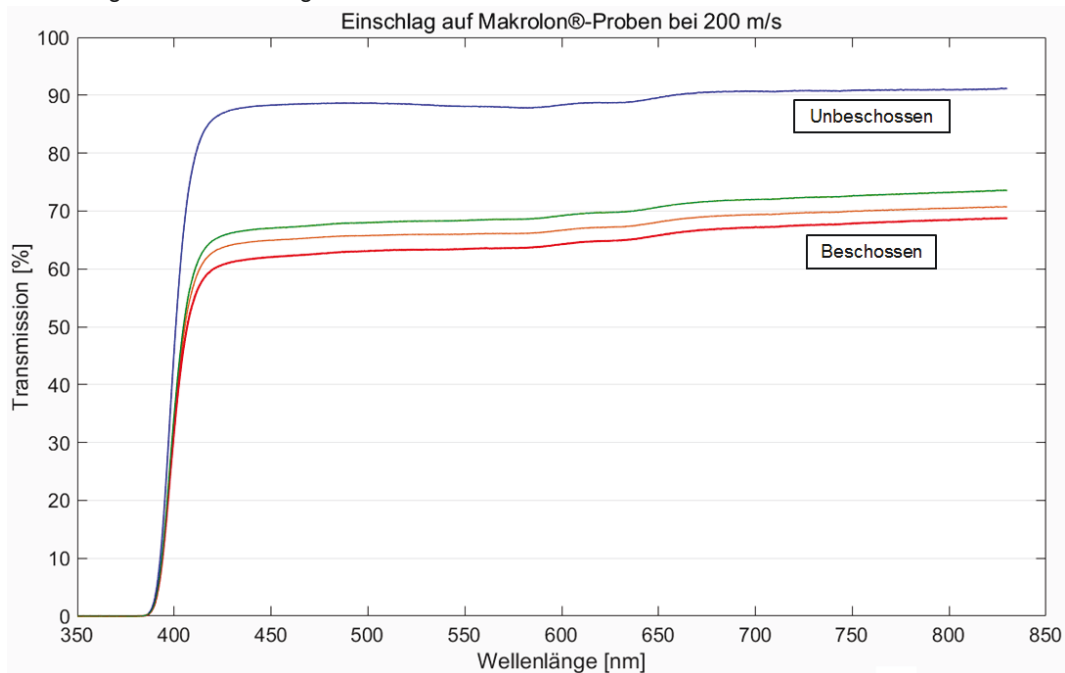


BILD 4: Transmissionsänderung von Makrolon®-Proben bei circa 200 m/s Einschlaggeschwindigkeit (3 Versuche)

## 2.2. Der elektrothermische Beschleuniger

### 2.2.1. Aufbau und Funktionsweise

Der in BILD 5 schematisch dargestellte elektrothermische Beschleuniger des Lehrstuhls für Raumfahrttechnik [14] nutzt ein im Beschleuniger erzeugtes Plasma als Beschleunigungsmedium. In der aktuellen Konfiguration trennt ein Polyamid-Rohr die beiden Elektroden, von denen eine Elektrode zugleich den Lauf des Beschleunigers darstellt und das Projektil aufnimmt. Innerhalb des Polyamid-Rohres verläuft zwischen den Elektroden eine Kavität. Darin befindet sich ein dünner Aluminiumdraht, der die beiden Elektroden leitend miteinander verbindet. Durch Schließen des Schalters wird ein 60 µF / < 10.000 V Kondensator, der mit beiden Elektroden verbunden ist, über den Aluminiumdraht entladen. Hierbei soll ein Isolator, der die Enden beider Elektroden und das Polyamid-Rohr umschließt, verhindern, dass ein Stromfluss außerhalb der Kavität stattfindet. Durch die Entladung wird der Aluminiumdraht

rapide erhitzt und in Plasma umgewandelt. Der hierbei entstehende Plasmadruck beschleunigt konfigurationsabhängig das Projektil im Lauf auf bis zu 5 km/s. Die erreichbare Endgeschwindigkeit hängt hierbei von der Ladespannung des Kondensators, der Projektilmasse und dem Laufdurchmesser ab. In der aktuell verwendeten Konfiguration stehen Laufdurchmesser zwischen 4 und 10 mm zu Verfügung. Um Projektil mit kleinerem Durchmesser beschleunigen zu können, wird der in BILD 5 rechts dargestellte Sabotaufbau des Beschleunigers eingesetzt. Hierbei wird das zu beschleunigende kleinere Projektil oder die zu beschleunigenden Projektil in ein Sabot, das an den Laufinnendurchmesser angepasst ist, geladen und das vordere Ende des Laufs mit einem Stopper verschlossen. Nach dem Beschleunigungsvorgang trifft das Sabot auf die im Stopper eingelassene Prallplatte und wird dadurch abgebremst, während das eigentliche Projektil, beziehungsweise die eigentlichen Projektil, durch ein Loch in Prallplatte und Stopper weiterfliegt

beziehungsweise fliegen. Die hierbei erreichbaren Geschwindigkeiten liegen aufgrund der zusätzlichen Masse des Sabots deutlich unter denen im Einzelschussbetrieb. Die dritte Anwendungsmöglichkeit des elektrothermischen Beschleunigers ist die Beschleunigung vorfragmentierter Projektile oder die gleichzeitige Beschleunigung einer Vielzahl von Partikeln geringer Korngröße ohne die Verwendung eines Sabots. Dazu wird der Lauf vor und hinter den Projektilen mit einer dünnen, leicht brennbaren Membran verschlossen. Diese verbrennt während des Beschleunigungsvorgangs und beeinflusst somit den Versuch nicht. Da der Lauf während des Beschleunigungsvorganges durch die Partikel zu einem deutlich geringeren Teil abgedichtet ist, als dies bei einem Einzelprojektil der Fall ist, liegen hier die erreichbaren Geschwindigkeiten ebenfalls unterhalb

denen eines Einzelprojektils. Ein Vorteil gegenüber dem Sabotbetrieb ist die einfachere Durchführung der Experimente. Es müssen nicht für jeden Schuss spezielle Sabots hergestellt werden und die beschleunigte Partikelmasse kann in einer größeren Bandbreite variiert werden, da die Partikel lediglich in den Lauf geladen werden. Die mögliche Partikelmenge hängt nicht von der Aufnahmekapazität des Sabots ab. Ein Nachteil ist allerdings, dass die beschleunigten Partikel direkt dem heißen Plasma ausgesetzt sind, was, je nach beschleunigtem Partikel-Stoff, diesen verändern oder zerstören kann. So kann zum Beispiel die teilweise Versinterung von Mondanalogmaterialpartikeln nicht komplett ausgeschlossen werden. Es ist es möglich, alle beschriebenen Versionen des elektrothermischen Beschleunigers sowohl unter Laborbedingungen, als auch unter Vakuum zu betreiben.

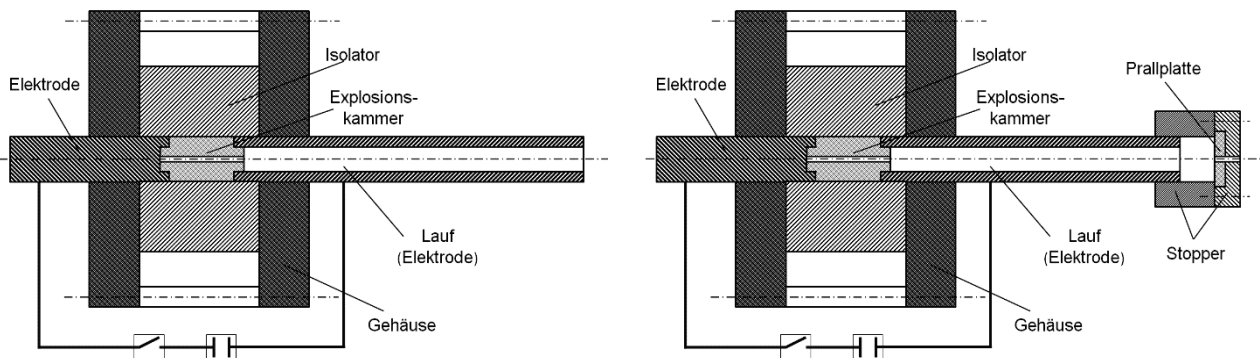


BILD 5: Schematische Darstellung des elektrothermischen Beschleunigers mit (rechts) und ohne (links) Sabotaufbau (mit aktuellen Änderungen nach [14])

### 2.2.2. Mehrfacheinschläge mit dem elektrothermischen Beschleuniger

In der vorliegenden Studie wurde der elektrothermische Beschleuniger verwendet, um Mehrfacheinschläge von Partikeln des Mondanalogmaterials JSC-1A mit Korngrößen zwischen  $95\ \mu\text{m}$  und  $110\ \mu\text{m}$  bei einer Geschwindigkeit von ungefähr  $850\ \text{m/s}$  auf Makrolon®-Proben durchzuführen. Geschwindigkeit und Teilchengröße sind auch bei diesen Experimenten von den Berechnungen von Lane et al. [7] abgeleitet. Bei den durchgeführten Versuchen wurde die zuvor beschriebene Konfiguration verwendet, in der die Partikel zwischen zwei leicht brennbaren Membranen gehalten werden. Es wurden pro Schuss ebenfalls  $10\ \text{mg}$  des Mondanalogmaterials verwendet, um einen Vergleich mit den anderen experimentellen Untersuchungen bezüglich Prallverschleiß, welche mit dem elektromagnetischen Beschleuniger durchgeführt wurden, zu ermöglichen. BILD 6 zeigt die gemessene Transmission von

Makrolon®-Proben vor und nach dem Beschuss mit JSC-1A Partikeln. Die verbleibende Transmission nach dem Einschlag der JSC-1A Partikel liegt im sichtbaren Bereich im Durchschnitt etwas über  $60\%$ . Damit ist die verbleibende Transmission signifikant höher als bei den in BILD 3 dargestellten Ergebnissen der Einschlaguntersuchungen bei  $360\ \text{m/s}$ , jedoch etwas geringer als die in BILD 4 beschriebenen Ergebnisse bei  $200\ \text{m/s}$ . Bei einer Einschlaggeschwindigkeit von ungefähr  $850\ \text{m/s}$  bleiben nur sehr wenige der kleinen JSC-1A Partikel in den Schadstellen haften, die Makrolon®-Oberfläche wird hauptsächlich plastisch verformt. Somit wird das einfallende Licht an den Schadstellen zum größten Teil nur gestreut. Dies erklärt die höhere verbleibende Transmission im Vergleich zu den Einschlägen bei  $360\ \text{m/s}$ . Durch die vergleichsweise hohe Anzahl der einschlagenden Partikel im Vergleich zu den Versuchen bei  $200\ \text{m/s}$  ist die Schadstellendichte auf der Targetoberfläche höher. Dies resultiert in einer etwas geringeren Resttransmission.

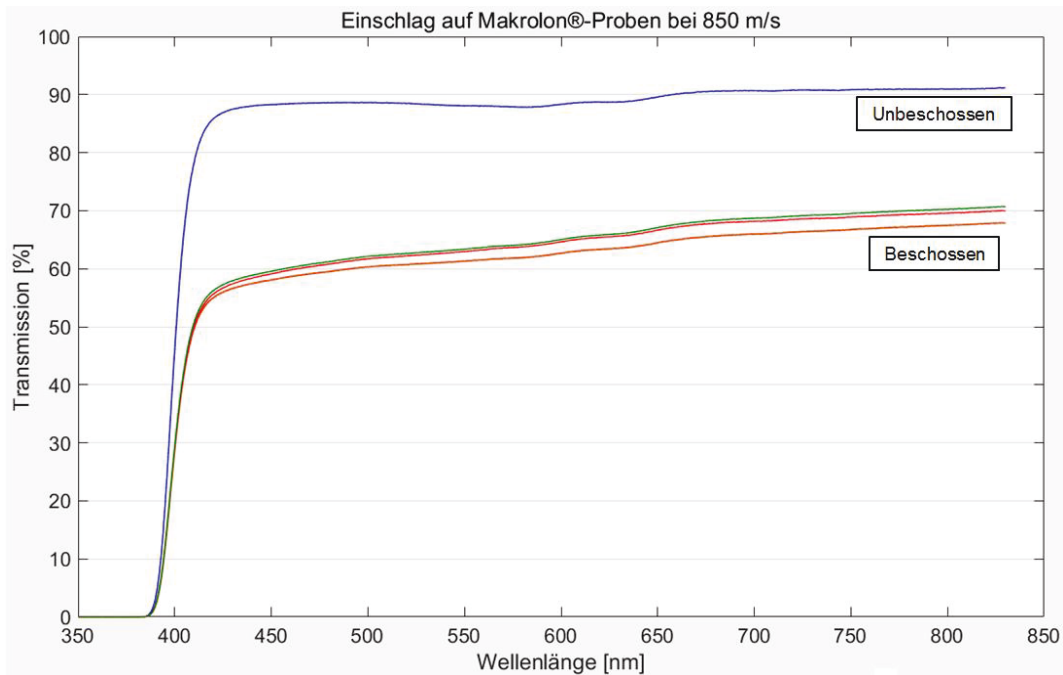


BILD 6: Transmissionsänderung von Makrolon®-Proben bei circa 850 m/s Einschlaggeschwindigkeit (3 Versuche)

### 3. TESTSTÄNDE FÜR ABRASIVEN VERSCHLEIß UNTER WELTRAUMBEDINGUNGEN

Im Folgenden werden zwei Teststände die aktuell am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik für die Untersuchung von abrasiven Verschleiß unter Weltraumbedingungen entwickelt werden vorgestellt. Der Zahnradteststand ist bereits vollständig einsatzfähig und befindet sich in der Erprobung, wohingegen der Reibrad-Teststand sich noch im Aufbau befindet.

#### 3.1. Der Zahnradteststand

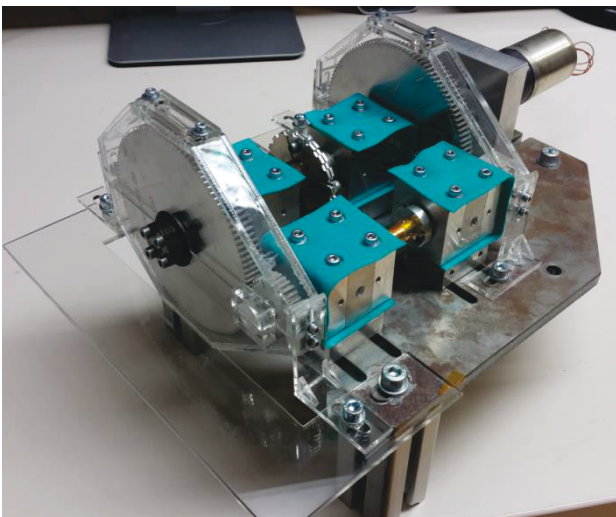


BILD 7: Zahnradteststand für die Untersuchung von abrasivem Verschleiß

BILD 7 zeigt den Zahnradteststand für abrasiven Verschleiß unter simulierten Mondbedingungen in der aktuell verwendeten Konfiguration. Der Teststand ist eine Weiterentwicklung eines bereits für die Untersuchung der

Einsatzfähigkeit von Polymer-Zahnradern unter Weltraumbedingungen eingesetzten Teststandes [4]. Bei den ursprünglichen Untersuchungen [4] wurde die Anwesenheit von Fremdpartikeln allerdings nicht untersucht. Beim Einsatz von Getrieben auf planetaren Oberflächen spielen insbesondere die Anwesenheit von Fremdpartikeln und der damit einhergehende abrasive Verschleiß eine Rolle. Deshalb wurde der existierende Teststand mit einem neuen Gehäuse versehen, welches Mondstaub-Analogmaterial an die Zahnrad-Kontaktstellen zuführen kann. Zudem wurden spezielle Dichtungen eingebaut, die das Eindringen der abrasiven Partikel in sensible Bauteile, wie Motor oder Lagerbuchsen, verhindern sollen. Dabei wurden die Abmessungen und die entscheidenden Charakteristiken des Teststandes nicht verändert, um einen direkten Vergleich mit den zuvor durchgeführten Studien zu ermöglichen. Die beiden neuentwickelten Gehäuseteile ermöglichen es, den Teststand zudem unter Vakuumbedingungen und bei verschiedenen Temperaturniveaus zu betreiben. Die im oberen Teil des zweiteilig ausgeführten Gehäuses erkennbaren Öffnungen dienen einerseits zum Druckausgleich zwischen Gehäuse und Umgebung im Vakuumbetrieb, andererseits ermöglichen sie ein definiertes Einbringen von Fremdpartikeln. Dies kann auch während des Betriebes wiederholt werden, ohne den Versuchsablauf zu beeinträchtigen. Des Weiteren können die Fremdpartikel auch in größeren Mengen vor dem eigentlichen Betrieb in das Gehäuse eingebracht werden und durch Eigenförderung der Zahnräder vom Boden des Gehäuses an die Kontaktpunkte der beiden Zahnräder transportiert werden. Zudem bietet das neue Gehäuse auch die Möglichkeit, den abrasiven Verschleiß bei Zahnradern mit Trockenschmierung, wie Stahl-Stahl-Paarungen oder Keramikzahnradern, zu untersuchen. Erste Tests mit POM-(Polyoxymethylen) Zahnradern wurden



erfolgreich unter Laborbedingungen und jeweils bei den beiden Grenztemperaturen des aktuellen Einsatzbereiches (-55°C und +50°C) unter Vakuum durchgeführt. Hierbei diente das Mondanalogmaterial JSC-1A als abrasives Medium.

### 3.2. Der Reibrad-Teststand

BILD 8 zeigt die CAD-Zeichnung des am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik neu entwickelten Reibrad-Teststandes. Das Prinzip des Teststandes ist vom ASTM G65-04 Verfahren abgeleitet. Der Teststand ist so ausgelegt, dass er im Vakuum und bei Temperaturen zwischen -50°C und +70°C betrieben werden kann. Der Aufbau verfügt über zwei unabhängige Reibräder, die jeweils von einem separaten Motor angetrieben werden. Dadurch ist es möglich, jeweils zwei Proben bei denselben Umgebungsbedingungen zu untersuchen. Die Proben werden hierzu unter den Reibrädern, am Boden des nach oben hin geöffneten Gehäuses platziert. Diese Bauweise ermöglicht ein einfaches Einfüllen des abrasiven Materials und stellt gleichzeitig den nötigen Druckausgleich im Vakuumbetrieb sicher. Beide Reibräder sind über zwei separate Arme drehbar mit der Grundplatte des Reibrad-Teststandes verbunden. Dadurch können die beiden Reibräder zur Probenentnahme und zum Einlegen der Proben nach oben geklappt werden. Dies ermöglicht einen einfachen Austausch der Proben ohne Veränderungen, wie zum Beispiel das Abschrauben von Bauteilen, vornehmen zu müssen, und erhöht dadurch die Reproduzierbarkeit der Ergebnisse. Zudem ist es durch die drehbare Lagerung möglich, die Anpresskraft, die von den Reibrädern auf die Probe ausgeübt wird, gezielt für jedes Reibrad zu variieren. Somit können zum Beispiel die Effekte unterschiedlich starker Normalkräfte bei sonst konstanten Umgebungsbedingungen untersucht werden. Dies ermöglicht es Abschätzungen zu treffen über die Auswirkungen von kurzzeitig stark auftretendem Verschleiß und schwachem Verschleiß, der über einen langen Zeitraum wirkt.

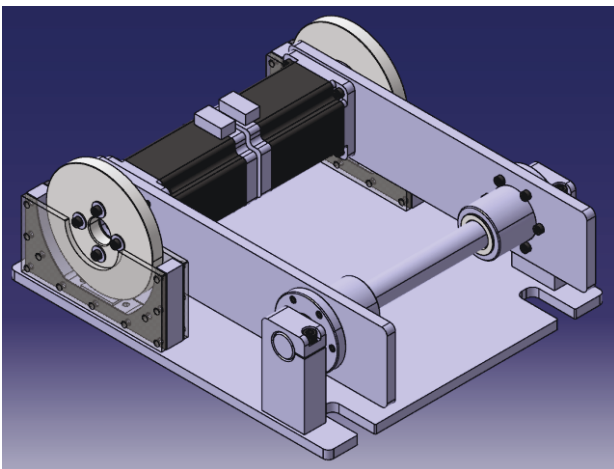


BILD 8: Der Reibrad-Teststand zum gleichzeitigen Test von zwei Proben

## 4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In der vorliegenden Studie wurden vier verschiedene Teststände, die für die Untersuchungen von verschiedenen Verschleißerscheinungen durch lunaren Regolith am Lehrstuhl für Raumfahrttechnik entwickelt und eingesetzt werden, in ihrem Aufbau und ihrer Funktionsweise beschrieben und ihre Anwendungsgebiete exemplarisch aufgezeigt:

- Mit Hilfe der beiden Teststände für Prallverschleiß, dem elektromagnetischen und dem elektrothermischen Beschleuniger ist es möglich die Oberflächendegradation von verschiedenen technischen Oberflächen für eine große Bandbreite an Geschwindigkeiten und Partikelgrößen zu untersuchen
- Exemplarisch für den Prallverschleiß durch lunare Landevorgänge wurden in der vorliegenden Studie Einschläge und die daraus resultierende Transmissionsänderung von Makrolon®-Proben behandelt. Es hat sich gezeigt, dass der Beschuss mit bereits geringen Mengen des verwendeten Mondanalogmaterials JSC-1A einen signifikanten Einfluss auf die Transmissionsänderung der Proben haben kann, dieser Einfluss aber stark durch das Anhaften der Partikel bestimmt wird.
- Erfolgreiche Funktionstests der Weiterentwicklung des Zahnradteststandes für abrasiven Verschleiß wurden unter Laborbedingungen und bei den beiden Grenztemperaturen des aktuellen Einsatzbereiches unter Vakuum mit POM Zahnradern durchgeführt.
- Die Entwicklung des an das ASTM G65-04 Verfahren angelehnten Reibradteststandes ist abgeschlossen und der Versuchsstand befindet sich in der Fertigung.

Neben den in dieser Arbeit vorgestellten senkrechten Einschlägen, sollen mit Hilfe der beiden Teststände für Prallverschleiß in Zukunft auch Einschläge unter verschiedenen Winkeln und bei weiteren Geschwindigkeiten und weiteren Teilchengrößen untersucht werden. Zudem sollen auch Mehrfacheinschläge mit Glaskugeln durchgeführt werden. Hierbei sollen dieselben Geschwindigkeiten und Teilchengrößen wie bei den Untersuchungen mit Mondanalogmaterial verwendet werden. Glaskugeln bleiben bei diesen Geschwindigkeiten nach dem Einschlag im Allgemeinen intakt. Es soll untersucht werden, in welchem Rahmen und bei welchen Targetmaterialien diese Vereinfachung zulässig ist, da Glaskugeln leichter zugänglich sind. Glaskugeln variieren zudem nicht so stark in ihrer Form wie Partikel des Mondanalogmaterials, was eine mögliche Simulation der Einschläge deutlich vereinfacht. Die Untersuchungen mit dem Zahnradteststand sollen auf weitere Polymerwerkstoffe, wie zum Beispiel PEEK (Polyetheretherketon) oder Keramiken, ausgeweitet werden. Ausserdem sollen auch Zahnräder, die im 3D-Druck-Verfahren hergestellt wurden, mit Zahnradern aus konventioneller Fertigung bezüglich ihrer Beständigkeit gegenüber Weltraumbedingungen und abrasivem

Verschleiß verglichen werden. Durch die einfache Probengeometrie kann der Reibrad-Teststand hierbei zur Vorauswahl vielversprechender Werkstoffe eingesetzt werden, ohne dass eine teils aufwendige und kostenintensive Fertigung der Zahnräder nötig ist. Darüber hinaus soll der Reibrad-Teststand auch für die Untersuchung weiterer Materialien wie Glas oder optische Kunststoffe eingesetzt werden.

## DANKSAGUNG

Diese Arbeit wurde durch die Helmholtz Allianz ROBEX gefördert. Der Autor dankt Herrn Daniel Hutzler (Lehrstuhl E11 für Laser- und Röntgenphysik; Technische Universität München) für die freundliche Unterstützung bei der Spektrophotometer Analyse.

## LITERATUR

- [1] J. E. Colwell, S. Batiste, M. Horányi, S. Robertson, and S. Sture: *Lunar surface: Dust dynamics and regolith mechanics*, Rev. Geophys, vol. 45, no. 2, 2007
- [2] Gaier, James R., and Ronald A. Creel: *The Effects of Lunar Dust on Advanced EVA Systems: Lessons from Apollo*, Presentation, Jan 2005
- [3] Burton G. Cour-Palais: *News Release*, NASA, Houston, Texas, 1970
- [4] Ralf Purschke: *Synthetic Gear Wheels for Space Mechanisms*, Dissertation, München, 2015
- [5] Steven Matthew Harpster: *A Feasibility Study on Development of Dust Abrasion resistant Gear Concepts for Lunar Vehicle Gearboxes*, Master Thesis, The Ohio State University, 2009
- [6] Ryan Lauren Kobrick: *Characterization and Measurement Standardization of Lunar Dust Abrasion for Spacecraft Design and Operations*, Dissertation, University of Colorado, 2010
- [7] John E. Lane, Philip T. Metzger, Christopher D. Immer: *Lagrangian Trajectory Modeling of Lunar Dust Particles*, 11th Biennial ASCE Aerospace Division International Conference on Engineering, Construction and Operations in Challenging Environments, Long Beach, NASA Document ID: 20130012062, 2008
- [8] Audelia C. Wittbrodt, Philip T. Metzger: *Material Damage from Impacts of Lunar Soil Particles Ejected by the Rocket Exhaust of Landing Spacecraft*, NASA Technical Report, 2008
- [9] Jeremiah N. Mpagazehe, Kenneth W. Street, Jr., Irebert R. Delgado, C. Fred Higgs III: *An experimental study of lunar dust erosive wear potential using the JSC-1AF lunar dust simulant*, Wear, 2014
- [10] Jeremiah N. Mpagazehe, Kenneth W. Street, Jr., Irebert R. Delgado, C. Fred Higgs III: *"Kicking Up Some Dust": An Experimental Investigation Relating Lunar Dust Erosive Wear to Solar Power Loss*, NASA/TM, 2013
- [11] Igenbergs E. et al.: *The TUM/LRT Electromagnetic Launches*, IEEE Transactions on Magnetics, Mag-22, Vol. 6, pp 1536-1541, 1986
- [12] Christian Alexander Bühler: *Experimental investigation of lunar dust impact wear*, Wear, 342. Jg., S. 244-251, 2015
- [13] Christian Bühler: *Experimentelle Untersuchung der Schadwirkung von Staubeinschlägen unter verschiedenen Winkeln während Lunaren Landevorgängen*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, 2015
- [14] Martin Rott: *Der elektrothermische Beschleuniger mit nachgeschalteter Kompressionsspule*, Dissertation, München, 1989