

# KINEMATIK UND DYNAMIK DES AUFSETZENS BEI EINER WEICHEN MONDLANDUNG

D. Koebel\*, R. Janovsky\*, M. Klinge\*, S. Bussinger\*, J. von Helldorff\*

\* OHB-System AG, Karl-Ferdinand-Braun-Straße 8, 28215 Bremen, Deutschland

\* Oerlikon Space, Schaffhauserstraße 580, 8052 Zürich, Schweiz

†Technische Universität Stuttgart, Holzgartenstraße 16, 70174 Stuttgart, Deutschland

## Zusammenfassung

Seit 2005 ist OHB-System an der Entwicklung eines Fahrplans für ein europäisches Programm zur weiteren Monderforschung beteiligt. Die dazu im nationalen Rahmen durchgeführte Studie mit dem Titel „Mona Lisa“ wurde auf europäischer Ebene von der Studie „NEXT Lunar Lander“ gefolgt. Mithin wurde ein Konzept einer robotischen Sonde entwickelt, die im Gebiet des Mond-Südpols landen und die Umgebung vor Ort und in weiterem Umkreis mit Hilfe eines robotischen Geländefahrzeugs erkunden soll. Der Erfolg dieser ersten europäischen Landemission wird von der Erfüllung einer großen Anzahl von Anforderungen abhängen. Die Sonde muß u.a. über ein Landegestell verfügen, das in einem äußerst schwierigen Gebiet, nämlich den, eine kippsichere und weiche Landung gewährleistet. Die möglichen Landegebiete sind die sogenannten Gipfeln ewiger Beleuchtung, auf denen naturgemäß mit vergleichsweise großen Hangneigungen und mit Gesteinsbrocken zu rechnen ist. Es werden die Untersuchungen, Berechnungen und konstruktiven Maßnahmen zur Entwicklung eines geeigneten Landegestells beschrieben. Verschiedene Bauarten von Landegestellen und ein unterschiedliche Anzahl von Beinen wurden untersucht. Zur Zerstreuung der restlichen kinetischen Energie beim Aufsetzen wurden verschiedene Dämpfungssysteme analysiert. Analytische Berechnungen der Kinematik des Aufsetzens werden vorgestellt, beispielsweise mit Hilfe einfacher energetischer Betrachtungen. Genauere Berechnungen der Kinematik wurden mit Hilfe von numerischen Simulationen eines Mehrkörperprogramms durchgeführt. Eine präzise Berechnung der dynamischen Kräfte bei der Landung wurden mit Hilfe eines expliziten Finite Element Lösungsprogramms abgebildet. Um die Wahrscheinlichkeit einer kippsicheren Landung quantitativ abschätzen zu können, wurde eine Monte Carlo Simulation durchgeführt. Zur Erzeugung von stochastischen Testfällen wurden die Lagen, Geschwindigkeiten, und Drehraten beim Aufsetzen im Rahmen der Genauigkeit des GNC-Systems sowie die Hangneigung, und die Verteilung der Findlinge auf der Oberfläche variiert.

## 1. EINLEITUNG

Vorgestellt werden die im Rahmen der für die ESA durchgeführten Phase A-Studie „NEXT Lunar Lander“ gewonnenen Ergebnisse der analytischen und numerischen Analysen zum Nachweis einer kippsicheren Landung. Der Mission vorgegeben ist ein Landeort am Mond-Südpol, der gute Beleuchtungsbedingungen aufweist. Die Ziele der Mission sind einerseits die wissenschaftliche Erkundung eines möglichen Standorts zukünftiger Mondstationen und andererseits die Demonstration von Schlüsseltechnologien der Planetenerkundung.

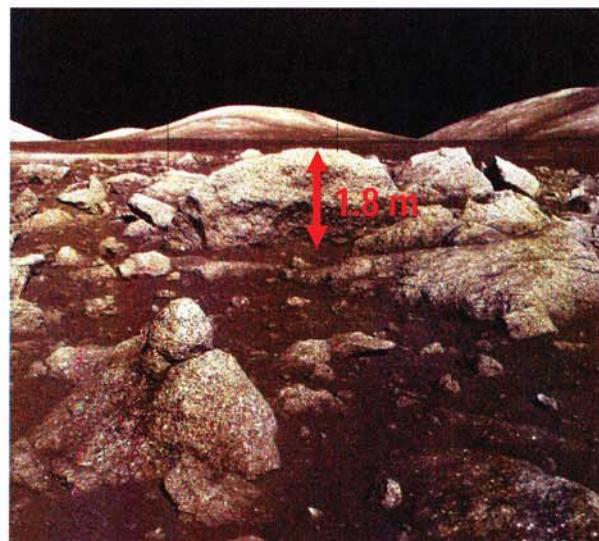


BILD 1. Rand des Kraters Camelot ( $\varnothing 600\text{m}$ ) im Taurus-Littrow Tal (Cernan, Apollo 17)

## 2. UMGEBUNGSBEDINGUNGEN IM LANDEGEBIET

Die planetare Präzisionslandung an einem Mondpol stellt eine besondere technische Herausforderung dar, weil die sogenannten Gipfel ewigen Lichts in ihrer oberflächlichen Ausdehnung sehr klein sind und überwiegend mit Auswurfmateriel, d.h. Geröll und Findlingen, der benachbarten Krater übersäht sind. BILD 1 zeigt den Rand der Kraters Camelot, den Eugene A. Cernan aus der Besatzung von Apollo 17 im Taurus-Littrow-Tal aufnahm.

Der als Regolith bezeichnete Boden auf dem Mond besteht aus kondensiertem Auswurfmateriel, d.h. verschiedenen Gesteinsarten, verursacht durch Meteoriteinschläge. Das Mondregolith ist im oberflächennahen Bereich gekennzeichnet durch einen Aufbau aus zwei Schichten. Eine 2 bis 3 cm dünne Deckschicht niedriger Dichte aus sehr feinem Material überlagert eine Schicht von fest verdichtetem, feinkörnigem Material. Für das Einsinken der Füße eines Landegestells sind die makroskopischen Eigenschaften maßgeblich, die eine Beziehung zwischen Flächenpressung und Einsinken abbilden. Für Regolithboden kann bei geringen Werten der Flächenlast näherungsweise ein linearer Zusammenhang angenommen werden, mittels des Moduls der Untergrundreaktion  $k$ . BILD 2 zeigt die aus den Fußabdrücken der Apollo-Astronauten gewonnenen relativen Häufigkeiten der ermittelten Moduln der Untergrundreaktion.

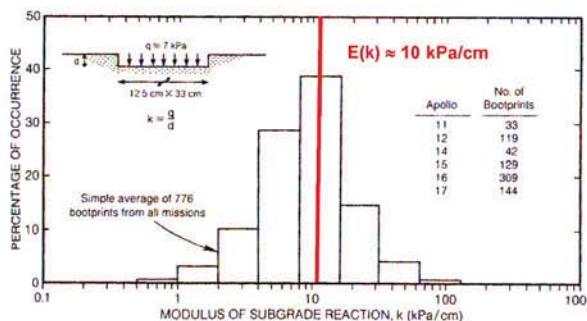


BILD 2. Modul der Untergrundreaktion  $k$

## 3. LANDESONDE MIT LANDEGESTELL

Das Konzept der Landesonde für den NEXT Lunar Lander von OHB-System sieht einen ungestuften Flug vom GTO bis zur Mondoberfläche vor. Die Konstruktion hat die Form eines quadratischen Prismas mit einem tragenden Schubwandlerbund im Innern. Die Landebeine sind nach oben an den Korpus angeklappt, ähnlich wie bei den Surveyor-Sonden. Die von Oerlikon Space konstruierten Beine bestehen jeweils aus einem Fachwerk aus CFRP-Streben.

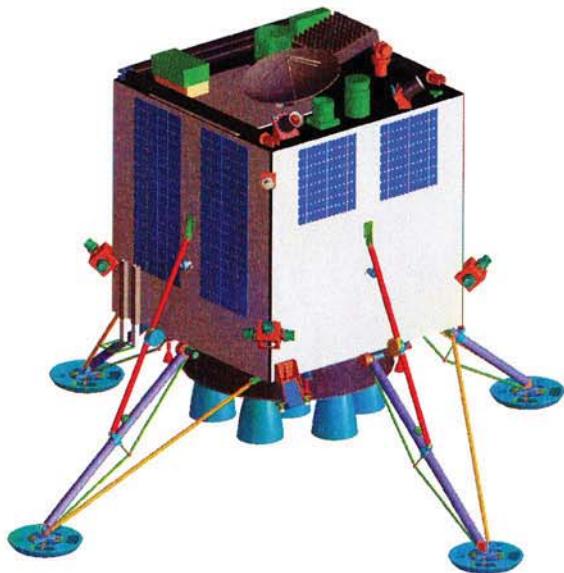


BILD 3. NEXT Lunar Lander Konstruktion von OHB-System

Die Dämpfung für die Aufsetzlasten erfolgt vollständig innerhalb der Füße. Dazu ist ein zentraler Träger vorgesehen, der auf vier knautschbaren Dämpferkartuschen aus Waben-Verbundwerkstoff vorgesehen. Die Dämpfung der Lasten infolge Zusammenstoß mit einem felsigen Hindernis erfolgt ebenfalls im Fuß, wozu dieser mit einer Anzahl von radial angeordneten Abreißbändern ausgestattet ist.

Zur Auslegung der Dämpfersysteme wurde eine höchstzulässige Aufsetzverzögerung von 1 g festgelegt. Für die Lasten infolge Zusammenstoß wurde eine höchstzulässige Verzögerung von lediglich 0,25 g bestimmt, da dieser Lastfall in Hinblick auf das Kippen als kritisch eingestuft wurde.

Nach den Missionsanforderungen in [1] muß auch in einem als sicher eingestuften Landegebiet mit Hangneigungen von bis zu  $15^\circ$  und mit einer oberflächlichen Bedeckung von 10% mit Findlingen von bis zu 50 cm Höhe gerechnet werden.

## 4. AUFSETZBEDINGUNGEN

Die Aufsetzbedingungen sind durch die Umgebungsbedingungen eines sicheren Landeortes und durch die kinematischen Anfangsbedingungen bestimmt. Beides sind im Einzelnen stochastische Größen sind.

Die Aufsetzbedingungen sind mithin durch die Genauigkeit gekennzeichnet, mit der das System zur Flugführung, Navigation und Regelung (GNC) die residualen Geschwindigkeiten, Lagen und Drehraten im Augenblick des Aufsetzens auf den Wert Null regeln kann.

Das Aufsetzen ist gekennzeichnet durch die folgenden Einflußgrößen

- 1.) Geschwindigkeit in waagerechter Richtung
- 2.) Geschwindigkeit in senkrechter Richtung
- 3.) Anflugwinkel gegenüber dem Gradienten der

- Hangneigung  
 4.) Querneigungswinkel  
 5.) Nickwinkel  
 6.) Steuerwinkel  
 7.) Roll-Drehrate  
 8.) Nick-Drehrate  
 9.) Gier-Drehrate  
 10.) Hang-Neigungswinkel des Landeplatzes  
 11.) zweiachsige Verteilung von Findlingen auf dem Landeplatz

Diese Kenngrößen unterliegen Zufallsverteilungen. Zumeist handelt es sich um Gaußsche Normalverteilungen, z.B. der Geschwindigkeiten, oder Gleichverteilungen, z.B. der Findlinge auf dem Landeplatz.

## 5. ANZAHL DER LANDEBEINE

Die günstigste Anzahl von Landebeinen wurde anhand von Simulationen der Bewegungsabläufe bei der Landung mit Hilfe eines Mehrkörperprogramms ermittelt. Solch ein Programm bildet das kinematische und dynamische System durch eine begrenzte Zahl von starren Körpern ab, die durch Gelenke oder elastische Federn und Dämpfer verbunden sind. Die Länge der Landebeine wurde dabei festgehalten und lediglich die Anzahl auf drei, vier und fünf gesetzt. Im Verhältnis zum vierbeinigen Landesonde ändert sich der Abstand der Kippachse zur Hochachse beim Dreibeiner auf 71 % und beim Fünfbeiner auf 114 %.

Im betrachteten Testfall wurde das Aufsetzen auf eine abschüssige Ebene ohne Hindernisse simuliert. Als Bedingung für das Aufsetzen wurde gewählt

- waagerechte Geschwindigkeit 2,5 m/s
- senkrechte Geschwindigkeit 2,0 m/s
- Lagewinkel 2 °
- Drehrate 0,25/s
- Hangneigung 10 °
- Anflugwinkel gegenüber der Hangneigung 90° (hang-abwärts)

Die Ergebnisse sind in der folgenden Tabelle zusammengefaßt

	3-Beinige Landesonde	4-Beinige Landesonde	5-Beinige Landesonde
Statischer Kippwinkel	30,2°	38,4°	<b>42,0°</b>
Simulierter max. Neigungswinkel beim Aufsetzen	20,5	17,5°	<b>24,5°</b>
Sicherheitsmargin bzgl. Kippen	0,322	<b>0,544</b>	0,417

TAB 1. Simulierte Kippwinkel und Sicherheitsmargen bzgl. Kippen

Das Ergebnis aus TAB 1 zeigt eine zunächst verwunderliche Tatsache, daß nämlich der Kippwinkel der fünfbeinigen Landesonde größer als derjenige des Vierbeiners ist. In den Simulationen wurde die Anflugrichtung so gewählt, daß jeweils ein Beinpaar nach vorne zeigten. Durch diese Konfiguration setzt beim Fünfbeiner das rückwärts zeigende Bein zuerst auf und erzeugt einen Drall, der durch das

danach aufsetzende Beinpaar noch verstärkt wird und insgesamt die vergleichsweise geringe Kippsicherheit ergibt. Als optimale Anzahl von Landebeinen wurden vier gewählt.

Die Kenngrößen des Starrkörper-Simulationsmodells sind

- |                             |    |
|-----------------------------|----|
| ■ Anzahl der Freiheitsgrade | 26 |
| ■ Bewegliche Teile          | 19 |
| ■ Kugelgelenke              | 16 |
| ■ Verschiebliche Hülsen     | 4  |
| ■ Feste Gelenke             | 2  |
| ■ Primitive Gelenke         | 4  |

## 6. ENERGETISCHE BETRACHTUNGEN

Für einen Aufsetzfall, bei dem zwei in Flugrichtung nach vorne zeigenden Landebeine direkt bei Bodenkontakt mit zwei Findlingen zusammenstoßen, kann die Kippsicherheit näherungsweise durch einfache energetische Betrachtungen untersucht werden. Dazu wird die kinetische Energie der Landesonde in einen normal zur Landeebene und einen parallel zum Hang gerichteten Anteil aufgeteilt. Für die Gefahr des Umstürzens kritisch wurde die waagerechte Anfluggeschwindigkeit als hangabwärts gerichtet angenommen. Die normal zur Oberfläche gerichtete kinetische Energie wird in den entsprechenden Dämpfern zerstreut. Die hangabwärts gerichtete kinetische Energie kann durch Kippen der Landesonde in potentielle Energie umgewandelt werden. Ein Umstürzen wird vermieden, wenn alle kinetische in potentielle Energie umgewandelt werden kann, bevor sich der Schwerpunkt oberhalb der Kippachse befindet.

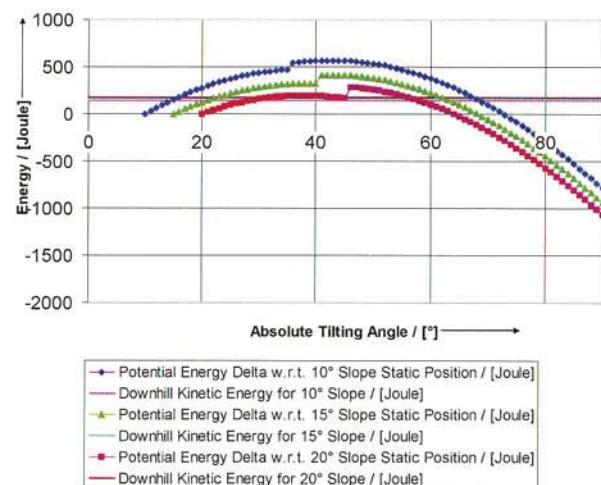


BILD 4. Relative potentielle und kinetische Energie beim Kippen

BILD 4 zeigt die grafische Darstellung der relativen potentiellen Energie beim Kippen im Vergleich mit der hangabwärts gerichteten kinetischen Energie. Aufgetragen sind die Verhältnisse für eine Hangneigung von 10, 15 und 20°. Die Stufe in den Verläufen ist dadurch zu erklären, daß der höchste Schwenkwinkel der Füße um ihr Kugelgelenk erreicht wurde und darauffolgend das Kippen um die äußere Fußkante erfolgt. Überschreitet der Verlauf der potentiellen Energie die kinetische Energie für den betrachteten Fall, ist die Landung stabil, andernfalls stürzt die Sonde um.

## 7. EXPLIZITES LÖSUNGSPROGRAMM MIT FINITEN ELEMENTEN

Die Modellierung der Nachgiebigkeit und des Dämpfungsverhaltens des Mondbodens ist mit dem verwendeten Mehrkörper-Simulationsprogramm auf einfache Weise nicht möglich. Auch die Nachbildung eines Fußes, der zur Dissipation der kinetischen Energie bei einem Zusammenstoß mit einem Hindernis mit einem knautschbaren Torus ausgestatteten sein sollte, war nicht möglich. Zur Berechnung der genauen dynamischen Kräfte im Landegestell beim Aufsetzen wurde daher ein Lösungsprogramm auf das Problem angewendet, das eine explizite Zeitschrittintegration eines Finite-Elemente-Modells durchführt. Derartige Programme werden erfolgreich bei schnellen Vorgängen mit sehr großen plastischen Verformungen eingesetzt.

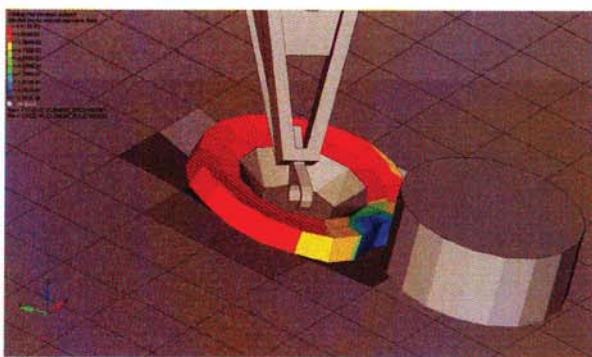


BILD 5. Animation der Kollision Knautschfuß mit Findling bei nachgiebigem Boden

Zur Abbildung des Mondregoliths wurde eine Theorie verwendet, die das körnige Verhalten nachbildet. Die wesentlichen Kenngrößen sind dabei der Kompressionsmodul  $K$  bei Entlastung und der Schubmodul  $G$ . Die Bestimmungsgleichungen dieser Kenngrößen sind

$$(1) \quad K_{\text{eff}} = \frac{C \cdot (1 - \Phi)}{12 \pi R} \cdot \sigma_N \quad \text{und}$$

$$(2) \quad G_{\text{eff}} = \frac{C \cdot (1 - \Phi)}{20 \pi R} \cdot (\sigma_N + 1.5 \cdot \tau) \quad ,$$

wobei die folgenden weiteren Parameter vorkommen

$\sigma$	Normalspannung,
$\tau$	Schubspannung,
$\mu$	innerer Reibungsbeiwert,
$\phi$	Porosität,
$R$	mittlerer Korngrößenradius,
$C$	Koordinatenzahl.

Die Koordinatenzahl  $C$  ist die mittlere Anzahl von Kontakten zwischen Körnern in einem zufällig gepackten kugelförmigen Kornbereich.

BILD 5 zeigt eine bildliche Darstellung der auf diese Weise berechneten wirklichkeitsnahen Verformungen des Knautschfußes und des Mondregoliths. Das zugrundeliegende Modell besitzt die folgenden Kenngrößen

■ Anzahl der Freiheitsgrade	6.306
■ Knoten	12.125
■ Elemente	6.912

## 8. MONTE CARLO SIMULATION

Eine Variation der in Abschnitt 4 dargelegten 12 Bestimmungsgrößen des Aufsetzvorgangs mit jeweils nur drei Werten würde eine Anzahl von 531.441 Aufsetzfällen erzeugen. Selbst mit modernen Rechenmaschinen kann die Kinematik für so viele Fälle nicht nachgerechnet werden. Um dennoch eine Abschätzung der Erfolgsaussicht einer sicheren Landung machen zu können, wird die sogenannte Monte-Carlo-Methode angewendet. Bei dieser Vorgehensweise wird eine begrenzte Stichprobe von Aufsetzfällen analysiert, die mit Hilfe von Zufallszahlen erzeugt werden. Dazu müssen die Verteilungen der Wahrscheinlichkeitsdichte qualitativ und quantitativ richtig bestimmt werden. Im Beispiel einer automatischen Mondlandung handelt es sich überwiegend um Gaußschen Normalverteilungen mit sehr kleinen Erwartungswerten und geringen Dispersionen, da die Aufsetzgeschwindigkeiten, Drehwinkel und Drehraten nach Leistungsfähigkeit des GNC-Systems auf null geregelt werden. Der Anflugwinkel und die Findlingsverteilung auf der Oberfläche hingegen sind gleichverteilte Zufallsgrößen. BILD 6 zeigt beispielhaft eine mit dem besagten Mehrkörper-Simulationsprogramm berechnete Stichprobe mit zufällig erzeugten Aufsetzbedingungen.



BILD 6. Monte-Carlo-Stichprobe mit stochastischen Aufsetzbedingungen

Im vorliegenden Fall wurden 400 Fälle berechnet und jeweils bestimmt, ob es sich um eine sichere oder Bruchlandung handelte. Bezeichnet  $n_s$  die Zahl der sicheren Landungen, so lässt sich die in der Stichprobe erzielte Wahrscheinlichkeit der sicheren Landung  $\bar{p}_s$  berechnen als

$$(3) \quad \bar{p}_s = \frac{n_s}{n} = \frac{400 - n_B}{400} \quad .$$

Hierbei handelt es sich um ein Zufallsexperiment nach *Bernoulli*, dem die Frage zugrunde liegt, mit welcher Wahrscheinlichkeit bei einer Zahl von 400 Stichproben gerade genau  $n_s$  sichere und  $n_B = (400 - n_s)$  Bruchlandungen stattfinden. Die tatsächliche Wahrscheinlichkeit einer sicheren Landung  $p_s$  ist zunächst noch unbekannt. Der Zusammenhang zwischen den Größen ist nach *Bernoulli*

$$(4) \quad \bar{p}_s = \binom{400}{n_s} \cdot p_s^{n_s} \cdot (1 - p_s)^{(400 - n_s)} \quad .$$

Diese Gleichung kann allerdings nicht nach der gesuchten tatsächlichen Wahrscheinlichkeit  $p_s$  aufgelöst werden, jedoch wird in [2] ein Näherungsgleichung zur Bestimmung von  $p_s$  aus  $\bar{p}_s$  und  $n_s$  angegeben.

## 9. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Zur vorläufigen Qualifizierung des Entwurfs eines Landegestells für eine planetare Landesonde müssen die dynamischen Kräfte beim Aufsetzen und die Kippsicherheit der Landung berechnet werden. Die quantitativ richtige Berechnung der dynamischen Kräfte beim Aufsetzen auf einen nachgiebigen Mondboden und der Kräfte zur Dämpfung der Stoß- und Kollisionslasten in einem Landegestell erfordern komplexe Modelle und viel Rechenzeit. Ebenso erfordert die quantitative Berechnung der Erfolgsrate der kippsicheren Landung eine umfangreiche Stichprobe von zufälligen Aufsetzfällen, deren Kinematik für eine Monte-Carlo-Analyse berechnet werden müssen.

Die richtige rechnerische Modellierung der Systemkenngrößen sowie der gesamten Kinematik und der dynamischen Kräfte muß in späteren Projektphasen mit Hilfe von Komponenten- und Systemtests nachgewiesen werden.

- [1] *NEXT LL: Mission Requirements Document*, Ausgabe 2, Revision 0. ESA-NEXT Team NEXT-LL-MRD-ESA(HME)-0001 ESA/ESTEC, Noordwijk, 6. April 2008
- [2] *Monte Carlo Approach To Touchdown Dynamics For Soft Lunar Landing*. Lavender, Robert E.. NASA TN 0-3111, National Aeronautics And Space Administration – Washington, D. C. – Nov. 1965.