

# **Missionsanalyse und Nutzlastauswahl des Kleinsatelliten *Lunar Mission BW1***

Von der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie der Universität Stuttgart zur  
Erlangung der Würde eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.) genehmigte Abhandlung

Vorgelegt von

**Michael Lachenmann**

aus Nürtingen

Hauptberichter: Prof. Dr. rer. nat. Hans-Peter Röser  
Mitberichter: Prof. Dr. phil. nat. Jürgen Oberst  
Tag der mündlichen Prüfung: 19.10.2012

Institut für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart,  
2012



A scientific colleague tells me about a recent trip to the New Guinea highlands where she visited a stone age culture hardly contacted by Western civilization. They were ignorant of wristwatches, soft drinks, and frozen food. But they knew about Apollo 11. They knew that humans had walked on the Moon. They knew the names of Armstrong and Aldrin and Collins. They wanted to know who was visiting the Moon these days.

---

Carl Sagan



# Danksagung

Die vorliegende Arbeit ist während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter im Stuttgarter Kleinsatelliten Programm am Institut für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart entstanden.

Mein besonderer Dank gilt meinem Doktorvater, Herrn Professor Dr. Hans-Peter Röser, für das in mich gesetzte Vertrauen, die Unterstützung und die Möglichkeit diese Arbeit durchzuführen, sowie für die Übernahme des Hauptberichtes. Ebenso möchte ich mich bei Herrn Professor Dr. Jürgen Oberst für das Interesse an meiner Arbeit und für die Übernahme des Mitberichtes ganz herzlich bedanken.

Bei Herrn Dr.-Ing. René Laufer, der als Projektleiter die Weichen für Lunar Mission BW1 stellte und mich als Diplomand im Stuttgarter Kleinsatellitenprogramm für eine Promotion am Mondsatelliten begeistern konnte, möchte ich mich sehr herzlich bedanken.

Auch meinen Kollegen im Stuttgarter Kleinsatellitenprogramm Ulrich Beyermann, Felix Böhringer, Marek Dittmar, Albert Falke, Michael Fritz, Manfred Hartling, Toshinori Kuwahara, Michael Lengowski, Fabian Steinmetz, Charles Thibaut, Alexander Uryu, Sebastian Walz, Rouven Witt, Muhammad Yasir, Oliver Zeile und Claas Ziemke, den Erdbeobachtern Uwe Putze und Mark Schwarzbach, sowie den Antriebsentwicklern Dagmar Bock, Matthias Lau, Anuscheh Nawaz und Birk Wollenhaupt möchte ich für die fachlichen Diskussionen und die daraus entstandenen Ideen und Anregungen, sowie für die freundschaftliche Zusammenarbeit danken.

Ebenso möchte ich meinen ehemaligen Studienarbeitern, Diplomanden und Praktikanten Jan Kuhlmann, Antonio Delgado González, Andreas Zöllner, Eduard Baumstark, Marian Horstmann, Vincent Mariathan, Thomas Aust, Axel Büttner, Christine Hill und Nicolas Baurain für ihre Arbeit und ihr Engagement im Projekt danken.

Weiterhin danke ich Herrn Professor Dr.-Ing. Rudolf Benz und Herrn Professor Dr.-Ing. Jens Eickhoff für ihre Unterstützung und ihre Ratschläge.

Für die finanzielle Förderung während eines Großteils meiner Forschungstätigkeit möchte ich der Landesgraduiertenförderung Baden-Württemberg meinen Dank aussprechen.

Insbesondere möchte ich mich auch bei meinen Eltern Doris und Jürgen und meinem Bruder Andreas für die Unterstützung während des Studiums und der Promotion ganz herzlich bedanken.



# Inhaltsverzeichnis

<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>11</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>18</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>20</b>
<b>Kurzfassung</b>	<b>21</b>
<b>Abstract</b>	<b>23</b>
<b>1. Einführung</b>	<b>25</b>
1.1. <i>Flying Laptop</i> . . . . .	25
1.2. <i>Perseus</i> . . . . .	26
1.3. <i>Lunar Mission BW1</i> . . . . .	27
1.4. Infrastruktur . . . . .	28
1.5. Motivation . . . . .	28
1.5.1. Nutzlastauswahl . . . . .	29
1.6. Gliederung der Arbeit . . . . .	30
<b>2. Nutzlast</b>	<b>33</b>
2.1. Aufgaben, Experimente und wissenschaftliche Nischen . . . . .	33
2.1.1. Hochauflösende Aufnahmen . . . . .	34
2.1.2. Kordylewskische Wolke . . . . .	37
2.1.3. Lunar Transient Phenomena . . . . .	37
2.1.4. Staub . . . . .	38
2.2. Raumfahrzeugkonfiguration . . . . .	38
2.3. Instrumente . . . . .	38
2.3.1. Anforderungen durch den Satellitenbus . . . . .	39
2.3.2. Multi-channel Imaging Camera System 2 (MICS 2) . . . . .	41
2.3.3. Thermal Infrared Camera System 2 (TICS 2) . . . . .	47
2.3.4. Smart Panoramic Optical Sensor Head (SPOSH) . . . . .	51
2.3.5. Lunar Dust Environment Analyzer (LUDENA) . . . . .	52
<b>3. Orbitalanalyse (Transferbahn)</b>	<b>57</b>
3.1. Anforderungen . . . . .	57
3.2. Raumfahrzeugkonfiguration . . . . .	58
3.3. Transferstrategien . . . . .	59

3.3.1. Aufstiegsphase . . . . .	60
3.3.2. Flugphase . . . . .	65
3.3.3. Einfangphase und Abstiegsphase . . . . .	70
<b>4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)</b>	<b>73</b>
4.1. Anforderungen . . . . .	73
4.2. Raumfahrzeugkonfiguration . . . . .	74
4.2.1. Gravitationsmodell . . . . .	74
4.2.2. Simulationssetup . . . . .	75
4.3. Bahndynamische Lebensdauer . . . . .	76
4.4. Bahnwiederherstellungsmanöver . . . . .	87
4.4.1. Orbitwiederherstellungsstrategie 1 . . . . .	89
4.4.2. Orbitwiederherstellungsstrategie 2 . . . . .	91
4.4.3. Orbitwiederherstellungsstrategie 3 . . . . .	91
4.4.4. Treibstoffbedarf . . . . .	98
4.5. Strahlungsbelastung . . . . .	99
4.6. Beleuchtungsbedingungen . . . . .	100
4.7. Bodenabdeckung . . . . .	102
4.7.1. Einschränkungen . . . . .	104
4.7.2. Polarer Orbit . . . . .	106
4.7.3. 70 °-inklinierter Orbit . . . . .	109
<b>5. Beobachtung</b>	<b>113</b>
5.1. Konzept . . . . .	113
5.2. Instrumentenplatzierung und Ausrichtung . . . . .	113
5.3. Instrumentenbetrieb . . . . .	115
5.3.1. MICS 2 . . . . .	115
5.3.2. TICS 2 . . . . .	116
5.3.3. SPOSH . . . . .	116
5.3.4. LUDENA . . . . .	117
5.4. Beobachtungszeitaufteilung . . . . .	117
<b>6. Kommunikation</b>	<b>121</b>
6.1. Raumfahrzeugkonfiguration und Bodenstationskonfiguration . . . . .	121
6.2. Kontaktgelegenheiten . . . . .	121
6.3. Datenraten . . . . .	122
6.4. Massenspeicher und Datenmenge . . . . .	124
<b>7. Schlussfolgerung und Zusammenfassung</b>	<b>133</b>
<b>A. Anhang</b>	<b>143</b>
A.1. Eigenschaften des Mondes . . . . .	143
A.2. Kameraparameter . . . . .	144
A.2.1. Strahlungstransport . . . . .	144
A.2.2. Signal-Rausch-Verhältnis . . . . .	145



A.2.3. Polarisation . . . . .	145
A.2.4. Beugungsbegrenzte Bodenauflösung . . . . .	147
A.2.5. Transmission . . . . .	148
A.3. Bahnmechanik . . . . .	148
A.3.1. Gewichtsspezifischer Impuls . . . . .	148
A.3.2. Schub . . . . .	148
A.3.3. Raketengrundgleichung . . . . .	149
A.3.4. Bahngeschwindigkeit . . . . .	149
A.3.5. Exzentrizitätsvektor . . . . .	149
A.3.6. Schattenzeiten . . . . .	149
A.3.7. Transferbahn . . . . .	150
A.4. Bodenabdeckung . . . . .	150
A.4.1. Orbitversatz . . . . .	150
A.4.2. Polarer Orbit . . . . .	150
A.4.3. 70 °-Orbit . . . . .	157
A.5. Energieversorgung . . . . .	162
A.6. Kommunikation . . . . .	163
A.6.1. Bodenstation . . . . .	163
A.6.2. Antennengewinn . . . . .	163
A.6.3. Freiraumdämpfung . . . . .	163
A.6.4. Systemrauschtemperatur . . . . .	163
A.6.5. Dämpfung durch Niederschlag . . . . .	163
A.7. Technology Readiness Level . . . . .	163

**Literatur**

**165**



# Symbolverzeichnis

## Abkürzungen

AMIE	Advanced Moon micro-Imager Experiment
BOL	Begin of Life
BPSK	Binary phase-shift keying
BRDF	Bidirectional Reflectance Distribution Function
BW1	Baden-Württemberg 1
CCD	Charge-coupled Device
CCSDS	Consultative Committee for Space Data Systems
CFK	Kohlefaserverstärkter Kunststoff
COTS	Commercial Off-The-Shelf
CREME96	Cosmic Ray Effects on Micro Electronics 96
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
ESA	European Space Agency
FLP	Flying Laptop
FPGA	Field Programmable Gate Array
GPS	Global Positioning System
GSLV-Mk III	Geostationary Launch Vehicle – Mark III
GTO	Geostationary Transfer Orbit (Geostationäre Transferbahn)
I <sup>2</sup> C	Inter-Integrated Circuit
IAA	International Academy of Astronautics
iMPD	instationäres magnetoplasmadynamisches Triebwerk
IRS	Institut für Raumfahrtsysteme
ITU	International Telecommunication Union (Internationale Fernmeldeunion)
LEO	Low Earth Orbit
LEOP	Launch and Early Orbit Phase
LIDAR	Light Detection And Ranging

LLAN	Lunar Longitude of Ascending Node (Längengrad des aufsteigenden Knotens am Mond)
LP100J	<i>Lunar Prospector</i> Gravitationsmodell mit 100. Grad, Version J
LP150Q	<i>Lunar Prospector</i> Gravitationsmodell mit 150. Grad, Version Q
LP165P	<i>Lunar Prospector</i> Gravitationsmodell mit 165. Grad, Version P
LP75G	<i>Lunar Prospector</i> Gravitationsmodell mit 75. Grad, Version G
LRO	<i>Lunar Reconnaissance Orbiter</i>
LROC	<i>Lunar Reconnaissance Orbiter</i> Camera
LTAN	Local Time of Ascending Node
LUDENA	Lunar Dust Environment Analyzer
LVDS	Low Voltage Differential Signaling
LWIR	Long-Wave Infrared
M3	Moon Mineral Mapper
MDVE	Model-based Development and Verification Environment
MICS	Multi-spectral Imaging Camera System
MICS 2	Multi-channel Imaging Camera System 2
MPI-K	Max-Planck-Institut für Kernphysik
NAC	Narrow Angle Camera
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NEO	Near Earth Object
NETD	Noise Equivalent Temperature Difference
NIR	Nahes-Infrarot
PCDU	Power Control and Distribution Unit
PFS	Particle and Fields Satellite
PSLV	Polar Satellite Launch Vehicle
PTFE	Polytetrafluorethylen
QPSK	Quadrature phase-shift keying
RAAN	Right Ascension of Ascending Node (Rektaszension des aufsteigenden Knotens)
RADAR	Radio Detection And Ranging
SEE	Single Event Effect
<i>SELENE</i>	Selenological and Engineering Explorer
SGM90d	<i>SELENE</i> Gravitationsmodell mit 90. Grad, Version d
SIMP-LEX	Stuttgart Impulsing Magneto-Plasmadynamic Thruster for Lunar Exploration
SIR	<i>SMART-1</i> InfraRed spectrometer
SIR-2	Spectrometer InfraRed-2
<i>SMART-1</i>	Small Missions for Advanced Research in Technology 1

SNR	Signal-Rausch-Verhältnis
SOC	State of Charge
SPENVIS	Space Environment Information System
SPOSH	Smart Panoramic Optical Sensor Head
SSI	Solid State Imaging
STK	Satellite Toolkit
TALOS	Thermal Arcjet for Lunar Orbiting Satellite
TICS	Thermal Infrared Camera System
TICS 2	Thermal Infrared Camera System 2
TID	Total Ionizing Dose
TRL	Technology Readiness Level
TWT	Travelling Wave Tube, Wanderfeldröhre
UTC	Coordinated Universal Time
WAC	Wide Angle Camera

## Formelzeichen

$a$	Große Halbachse in m
$A_0$	Oberflächenelement in $m^2$
$a_0$	Große Halbachse zum Zeitpunkt 0 in m
$A_{\text{CCD}}$	Pixelfläche in $m^2$
$A_{e^-}$	Anzahl der Elektronen
$c$	Vakuumlichtgeschwindigkeit $c = 299\,792\,458$ m/s
$c_e$	Effektive Austrittsgeschwindigkeit in m/s
$D$	Antennendurchmesser in m
$D$	Eintrittsöffnung in m
$\Delta L$	Orbitversatz in m
$\Delta V$	Geschwindigkeitsdifferenz in m/s
$dx$	Pixelabmessungen in m
$E$	Exzentrische Anomalie in Grad
$e$	Exzentrizität
$E_b$	Bitenergie in J
$E_\lambda$	Spektrale Bestrahlungsstärke in $W \cdot m^{-2} \cdot m^{-1}$
$\epsilon$	Emissivität
$\eta_{\text{QE}}$	Quanteneffizienz
$\eta$	Antenneneffizienz

$F$	Schubkraft in N
$f$	Brennweite in m
$FF$	Füllfaktor
$f_{\#}$	Blendenzahl
$g_0$	Erdbeschleunigung $g_0 = 9.83 \text{ m/s}^2$
$G_t$	Gewinn der Sendeantenne in dBi
$h$	Plancksches Wirkungsquantum $h = 6.626\,069 \times 10^{-34} \text{ J}\cdot\text{s}$
$h_{\text{Orbit}}$	Orbithöhe in m
$i$	Inklination in Grad
$I_s$	Gewichtsspezifischer Impuls in s
$J_2$	Schwerekoeffizient
$k$	Boltzmann-Konstante $k = 1.380 \times 10^{-23} \text{ J/K}$
$L$	Strahldichte in $\text{W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{sr}^{-1}$
$L_a$	Atmosphärendämpfung in dB
$\lambda$	Wellenlänge der Geoidundulation in m
$\lambda$	Wellenlänge in m
$L_{\lambda}$	Spektrale Strahldichte in $\text{W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{sr}^{-1}$
$L_l$	Übertragungsverlust bis zur Antenne in dB
$L_{p,r}$	Dämpfung durch Ausrichtungsfehler der Empfängerantenne in dB
$L_s$	Freiraumdämpfung in dB
$\dot{m}$	Treibstoffmassenfluss in kg/s
$m_0$	Satellitenstartmasse in kg
$M_A$	Mittlere Anomalie in Grad
$m_b$	Treibstoffmasse in kg
$M_{\lambda}$	Spektrale Ausstrahlung in $\text{W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{m}^{-1}$
$\mu_{\text{Mond}}$	Gravitationsparameter des Mondes in $\text{m}^3/\text{s}^2$
$n$	Grad der Kugelfunktion
$N_0$	Rauschdichte in W/Hz
$N_{\text{dark}}$	Anzahl der Rauschelektronen durch Dunkelstromrauschen
$N_{e^-}$	Anzahl der Rauschelektronen
$N_{\Phi}$	Anzahl der Rauschelektronen durch Photonenrauschen
$N_{\text{read}}$	Anzahl der Rauschelektronen durch Ausleserauschen
$\dot{\Omega}$	Zeitliche Änderung des Argument des Knotens in $^{\circ}/\text{s}$
$\omega_{\text{Mond, siderisch}}$	Siderische Rotationsgeschwindigkeit des Mondes in rad/s

$P$	Sendeleistung in W oder dBW
$P_{\text{Mond, sid.}}$	Siderische Rotationszeit des Mondes in s
$P_{\text{Orbit}}$	Umlaufdauer des Satelliten in s
$P_{\text{rot}}$	Rotationsdauer der Orbitebene in s
$R$	Datenrate in bit/s
$R$	Bahnradius in m
$r$	Abstand der Massenschwerpunkte in m
$R_{0.01}$	Regenrate, die in 0.01% der Zeit eines Jahres nicht überschritten wird in mm/h
$R_E$	Erdradius, $R_E = 6378 \times 10^3$ m
$\rho$	Reflektanz
$R_{\text{LP, NASA}}$	Bahnradius aus <i>Lunar Prospector</i> -Ephemeridendaten der NASA in m
$R_{\text{LP, Simulation}}$	Bahnradius aus <i>Lunar Prospector</i> -Simulation in m
$R_{\text{Mond}}$	Mondradius, $R_{\text{Mond}} = 1737.15 \times 10^3$ m in m
$R_{\text{Sonne}}$	Radius der Sonnen-Photosphäre circa $6.95508 \times 10^8$ m
$S$	Stokes-Vektor mit den Parametern $s_0, s_1, s_2, s_3$
$S_{e^-}$	Anzahl der Signalelektronen
$T$	Temperatur in K
$\tau_{\text{Filter}}$	Transmission des Filters
$\tau_{\text{opt}}$	Transmission der Optik
$\Theta$	Wahre Anomalie in Grad
$\vartheta$	Winkel zwischen der Oberflächennormalen und der Richtung des Raumwinkelements in rad
$t_{\text{int}}$	Belichtungszeit in s
$T_s$	Systemrauschtemperatur in K
$X'$	Bodenauflösung in m





# Abbildungsverzeichnis

1.1. <i>Flying Laptop</i> . . . . .	26
1.2. <i>Perseus</i> . . . . .	27
1.3. <i>Lunar Mission BW1</i> . . . . .	28
1.4. Nutzlastauswahl . . . . .	30
2.1. Körperkoordinatensystem . . . . .	39
2.2. Nutzlast . . . . .	39
2.3. MICS des <i>Flying Laptop</i> . . . . .	42
2.4. Brennweite über der Bodenauflösung . . . . .	42
2.5. Brennweite über der Bodenauflösung . . . . .	43
2.6. Signal-Rausch-Verhältnis über der Bodenauflösung und Sonnenelevation . . . . .	45
2.7. Signal-Rausch-Verhältnis über der Bodenauflösung und Sonnenelevation mit Polarisationsfilter . . . . .	47
2.8. TICS-Prinzipskizze . . . . .	49
2.9. LUDENA . . . . .	54
3.1. Perigäums- und Apogäumsradius über der Zeit . . . . .	64
3.2. TID für Schilddicken von 1 mm, 3 mm und 5 mm für die Aufstiegsphase . . . . .	65
4.1. Radiale Gravitationsanomalien . . . . .	75
4.2. Periselen- und Aposelenhöhe für verschiedene Inklinationen . . . . .	78
4.3. Vergleich der Simulation mit <i>Lunar Prospector</i> Ephemeriden . . . . .	79
4.4. Vergleich der bahndynamischen Lebensdauersimulationen . . . . .	80
4.5. Abhängigkeit von der anfänglichen Bahnhöhe . . . . .	81
4.6. Ergebnis der bahndynamischen Lebensdauersimulationen . . . . .	83
4.7. Periselen- und Aposelenhöhe für Bahnen mit 4 ° Inklination . . . . .	84
4.8. Minimale Bahnhöhe während eines Jahres . . . . .	85
4.9. Periselen- und Aposelenhöhe der Bahn mit geringstem Höhenverlust . . . . .	85
4.10. Orbitentwicklung in Polarkoordinaten für 50 ° Inklination . . . . .	86
4.11. End-Exzentrizität nach einer siderischen Periode . . . . .	88
4.12. Orbitwiederherstellungsstrategie 1 . . . . .	90
4.13. Orbitwiederherstellungsstrategie 2 . . . . .	92
4.14. Delta V-Bedarf mit Strategie 2 . . . . .	93
4.15. Orbitwiederherstellungsstrategie 3 . . . . .	94
4.16. Delta V-Bedarf mit Strategie 3 . . . . .	95
4.17. Überschrittene Höhentoleranz vor dem ersten möglichen Manöver . . . . .	97
4.18. Winkel zwischen der Orbitnormalen und dem Sonnenvektor über der Zeit . . . . .	101

4.19. Anteil der Beobachtungszeit bei einhalten einer bestimmten Sonnenelevation an der Missionsdauer . . . . .	102
4.20. Anteil der Beobachtungszeit beim Einhalten einer bestimmten minimalen Sonnenelevation an der Missionsdauer . . . . .	103
4.21. Bodenabdeckung, 15 km Schwadbreite, $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt . . . . .	108
4.22. Zeitlicher Verlauf der Bodenerfassung . . . . .	112
5.1. Instrumentenbetrieb . . . . .	118
6.1. Datenraten . . . . .	125
6.2. Zeitlicher Verlauf der Massenspeicherbelegung . . . . .	129
6.3. Beobachtungszeit in Abhängigkeit der Massenspeichergröße . . . . .	131
6.4. Optimale Massenspeichergröße . . . . .	132
7.1. Höhe des Apselen und Periselen über der Zeit für $84^\circ$ Inklination . . . . .	139
7.2. Instrumente im sichtbaren und infraroten Wellenlängenbereich . . . . .	142
A.1. Spektrale Reflektanz von Regolith . . . . .	145
A.2. Spektrale Strahldichte für Mare-Regolith . . . . .	145
A.3. Signal-Rausch-Verhältnis über der Bodenauflösung und Sonnenelevation . . . . .	146
A.4. Spektrale Transmission der MICS-Optik . . . . .	148
A.5. Aufstiegsphase mit Strategie 3 . . . . .	151
A.6. Transferbahn mit Strategie 3 . . . . .	152
A.7. Bodenabdeckung, 60 km Schwadbreite, $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt . . . . .	156
A.8. Bodenabdeckung, 30 km Schwadbreite, $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt . . . . .	156
A.9. Bodenabdeckung, 5 km Schwadbreite, $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt . . . . .	157
A.10. Bodenabdeckung $70^\circ$ -Orbit, 60 km Schwadbreite, $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt . . . . .	157
A.11. Bodenabdeckung $70^\circ$ -Orbit, 30 km Schwadbreite, $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt . . . . .	161
A.12. Bodenabdeckung $70^\circ$ -Orbit, 15 km Schwadbreite, $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt . . . . .	161
A.13. Bodenabdeckung $70^\circ$ -Orbit, 5 km Schwadbreite, $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt . . . . .	162

# Tabellenverzeichnis

2.1. Instrumente im sichtbaren und infraroten Wellenlängenbereich . . . . .	35
2.2. Eigenschaften des MICS 2 . . . . .	48
2.3. Eigenschaften des TICS 2 . . . . .	51
2.4. Eigenschaften des SPOSH . . . . .	53
2.5. Eigenschaften des Lunar Dust Environment Analyzer . . . . .	55
3.1. Triebwerksdaten . . . . .	59
3.2. Orbitelemente im Geostationären Transferorbit . . . . .	61
3.3. Vergleich der Treibstoffmasse und Brenndauer für die Aufstiegsphase bei unterschiedlicher Startmasse . . . . .	62
3.4. Vergleich unterschiedlicher Transferstrategien für Aufstiegs- und Flugphase	67
3.5. Akkumulierte Strahlungslasten während der Aufstiegs- und Flugphase . .	69
3.6. TID-Rate außerhalb der Magnetosphäre . . . . .	71
4.1. Gemitteltetes $\Delta V$ . . . . .	96
4.2. Gemittelte Manöveranzahl . . . . .	96
4.3. Treibstoffmasse und Zünddauer für Orbitwiederherstellungsmanöver . . .	99
4.4. TID-Rate im polaren Mondorbit . . . . .	100
4.5. Bodenabdeckung aus einem polaren Orbit bei 15 km Schwadbreite . . . .	107
4.6. Vergleich der Bodenabdeckung bei verschiedenen Schwadbreiten . . . . .	108
4.7. Bodenabdeckung aus einem 70 °-inklinierten Orbit bei 15 km Schwadbreite	111
4.8. Verringerungsfaktoren der Bodenabdeckung . . . . .	112
6.1. Kontakte . . . . .	122
6.2. Link Budget im <i>clear sky</i> -Fall . . . . .	126
6.3. Link Budget im <i>Regen</i> -Fall . . . . .	127
A.1. Eigenschaften des Mondes . . . . .	143
A.2. Bodenabdeckung aus einem polaren Orbit bei 60 km Schwadbreite . . . .	153
A.3. Bodenabdeckung aus einem polaren Orbit bei 30 km Schwadbreite . . . .	154
A.4. Bodenabdeckung aus einem polaren Orbit bei 5 km Schwadbreite . . . . .	155
A.5. Bodenabdeckung aus einem 70 °-inklinierten Orbit bei 60 km Schwadbreite	158
A.6. Bodenabdeckung aus einem 70 °-inklinierten Orbit bei 30 km Schwadbreite	159
A.7. Bodenabdeckung aus einem 70 °-inklinierten Orbit bei 5 km Schwadbreite	160
A.8. Energieversorgung . . . . .	162
A.9. Koordinaten der Bodenstation . . . . .	163
A.10. Eingangswerte für die Berechnung der Niederschlagsdämpfung . . . . .	164

*Tabellenverzeichnis*

A.11. Technology Readiness Level . . . . . 164

# Kurzfassung

Die am Institut für Raumfahrtsysteme der Universität Stuttgart entwickelte Kleinsatellitenmission *Lunar Mission BW1* soll als erster universitärer Kleinsatellit aus eigener Kraft den Mond erreichen. Um dies zu ermöglichen, soll die ungefähr  $1 \text{ m}^3$  große Sonde mit einer Startmasse von unter 300 kg mit mehreren elektrischen Triebwerken ausgestattet werden. Am Mond angekommen, soll der Satellit mindestens sechs Monate den Mond umrunden und während dieser Zeit wissenschaftliche Daten sammeln und zur Erde übermitteln. Die vorliegende Arbeit liefert einen Beitrag zur Missionsanalyse zur Festlegung der Nutzlast einer Kleinsatellitenmission zum Mond im Allgemeinen und für *Lunar Mission BW1* im Speziellen.

Aufgrund ihrer stark begrenzten Ressourcen unterscheiden sich universitäre Kleinsatellitenmissionen in ihrer Entwicklungsphilosophie oft von kommerziellen und von Raumfahrtagenturen durchgeführten Satellitenmissionen. Dies führt letztlich dazu, dass ein Kleinsatellit nicht für eine bestimmte Nutzlast entwickelt wird, sondern die Nutzlast entsprechend passend zum Satellit ausgewählt beziehungsweise angepasst wird. Die Nutzlastauswahl wird dabei hauptsächlich von vier Parametern beeinflusst, die in dieser Arbeit untersucht wurden: der wissenschaftlichen Anwendung im Kontext bisheriger Mondmissionen, der Satellitentransferbahn und des Zielorbits, der Kommunikationsstrecke sowie des Beobachtungsszenarios. Anhand exemplarischer Nutzlasten, zu denen eine hochauflösende Kamera im sichtbaren Spektralbereich, eine Thermische-Infrarot-Kamera, ein Instrument zur Detektion von Lunar Transient Phenomena, sowie ein Staubdetektor gehören, werden diese Parameter verdeutlicht.

Um Anforderungen an die Nutzlast und missionskritische Subsysteme definieren zu können, wurden verschiedene Niedrigschub-Transferbahnen auf ihre Zeit, Masse und Strahlungseintrag hin untersucht. Hier ergibt sich, je nach verwendeter Strategie, eine Flugdauer zwischen 150 Tagen und 1 500 Tagen, wobei die schnelleren Bahnen einen höheren Treibstoffbedarf mit sich bringen (166 kg im Vergleich zu 111 kg). Dieser ist für Kleinsatelliten besonders zu beachten, was auch in den Untersuchungen zur bahndynamischen Lebensdauer berücksichtigt wurde. Die Simulationen hierfür verwenden ein Mondgravitationsmodell mit 100stem Grad und Ordnung, um einen geeigneten Zielorbit hinsichtlich hoher Bodenabdeckung, geringer Bahnschwankungen und langer Lebensdauer auszuwählen. Es wird gezeigt, dass eine Inklination von 84 deg einen besonders stabilen Orbit verspricht, der mit einer Höhentoleranz von weniger als 30 km keine Bahnmanöver benötigt und dadurch Treibstoffmasse eingespart und Beobachtungszeit gewonnen werden kann. Berechnungen zu den erwartenden Strahlungslasten während der kompletten Missionsdauer ermöglichen die Auswahl geeigneter, resistenter Komponenten und die Dimensionierung der benötigten Abschirmungen.

Von abbildenden Instrumenten wird oft eine komplette Erfassung der Mondoberfläche

## *Kurzfassung*

erwartet. Dies ist auch das Ziel von *Lunar Mission BW1*. Die hierzu durchgeführten Simulationen berücksichtigen verschiedene Schwadbreiten und auch Betriebseinschränkungen, wie sie aufgrund der Satellitengeometrie und den Eigenschaften der untersuchten Nutzlasten auftreten. Eine Schwadbreite von 15 km ergab hierbei den besten Kompromiss zwischen Signal-zu-Rausch-Verhältnis, Bodenauflösung, Datenaufkommen, Kommunikationsdauer und Zeit. Um die anfallende Datenmenge zu verarbeiten und übermitteln zu können, müssen bei maximaler Ausnutzung der Kontaktmöglichkeiten zu einer Bodenstation, Datenraten von ungefähr 10 Mbit/s erreicht werden. Das Ka-Band scheint hierfür eine geeignete Wahl zu sein. Ebenfalls wurde die Größe des Massenspeichers an Bord untersucht, um ein Optimum zwischen notwendiger Kapazität und Systemgröße zu finden.

Die Ergebnisse der Einzelkapitel werden abschließend zusammengefasst und zueinander in Kontext gesetzt, um eine realistische Datenbasis zur Nutzlastauswahl zu liefern.

# Abstract

The small satellite *Lunar Mission BW1*, currently being developed at the Institute of Space Systems, will be the first spacecraft, built by a university, which will travel to the Moon. To achieve this goal, the approximately 1 m<sup>3</sup> large probe with a launch mass of around 300 kg will be equipped with several electric thrusters. After reaching a low lunar orbit, the spacecraft will circle the Moon for more than six months, while gathering scientific data and transmitting it back to Earth. This thesis contributes to the mission analysis to define the payload of a lunar small satellite in general and of *Lunar Mission BW1* in particular.

Due to highly limited resources in developing a small satellite by a university, their development philosophy often differs from satellite missions developed by the space agencies and the industry. In the end, this leads not to the development of a satellite bus based on a specific payload but to the selection of a payload, which fit to a specific satellite capable of certain tasks. The payload selection is hereby influenced by four parameters, which are determined in this thesis: the scientific application in comparison to previous lunar missions, the transfer trajectory and the final orbit around the Moon, the communication link, and the observation strategy. These parameters are illustrated at an exemplary set of payload instruments, which includes a high-resolution camera in the visual spectral range, a thermal infrared camera, an instrument to detect lunar-transient phenomena, and a detector for dust in the cis-lunar environment.

In order to define requirements on the payload and mission-critical sub-systems, several low-thrust trajectories were simulated and analyzed on their transfer time, mass, and radiation loads. Depending on the strategy, the transfer time ranges between 150 and 1 500 days and fuel consumption reaches between 166 kg to 111 kg, respectively. The fuel consumption is especially restricted in small satellites, which was also taken into account for at the research of the orbital lifetime. Low-altitude lunar orbits are usually very unstable, requiring the satellite to actively raise its orbit once in a while. The simulations use a lunar gravity model of 100th degree and order to determine a specific orbit, which features high ground coverage, small orbital fluctuations, and long orbital lifetime. It is shown that an inclination of 84 deg promises a particularly stable orbit, which only exhibits altitude changes of less than 30 km and thus requires no maneuvers within a year. This helps to reduce fuel and extends the observation time. Calculations of the expected radiation input during the whole mission period enables the selection of adequately resistant components and the dimensions of the required shielding.

Imaging instruments are often expected to achieve a complete ground coverage, which is also the goal for *Lunar Mission BW1*. The conducted simulations regard different swath widths and operational constraints, as they result from the satellite geometry and the properties of the payload instruments. A swath width of 15 km shows the best trade-off

## *Abstract*

between signal-to-noise ratio, ground resolution, accumulated data, communication duration, and time. When using the maximum amount of possible communication links to one ground station, data rates of approximately 10 Mbit/s are sufficient to process and transmit the images. This could be adequately achieved with Ka-Band communication. Also the onboard memory unit was optimized regarding its capacity and size.

The results of each chapter are summarized and combined to present a realistic basis for the payload selection.



# 1. Einführung

Das Institut für Raumfahrtssysteme (IRS) hat im Jahr 2003 das *Stuttgarter Kleinsatellitenprogramm* ins Leben gerufen. Das Programm sieht vor, an der Universität mehrere Satelliten zu entwickeln, zu bauen und schließlich auch zu betreiben. Der Start der Satelliten soll als Piggyback-Payload, beziehungsweise Sekundärnutzlast von kommerziellen Anbietern durchgeführt werden und lässt sich aufgrund der vergleichsweise geringen Masse eines Kleinsatelliten kostengünstig realisieren.

Ein Kleinsatellit ist dabei sowohl über seine Masse, als auch über seine Entwicklungskosten definiert und bezeichnet gewöhnlich jene Satelliten, die unter 1 000 kg Masse besitzen und unter 20 Millionen Dollar kosten (Sandau et al. 2005). Innerhalb der Kleinsatellitengruppe gibt es nach der Definition der International Academy of Astronautics (IAA) weitere Abstufungen: Pikosatelliten besitzen Massen unter 1 kg, Nanosatelliten zwischen 1 und 10 kg, Mikrosatelliten zwischen 10 und 100 kg und Minisatelliten zwischen 100 und 1 000 kg.

Im *Stuttgarter Kleinsatellitenprogramm* werden momentan drei Missionen entwickelt, die nacheinander auf Technologieentwicklungen und Erfahrungen der vorherigen Missionen aufbauen. So sollen nacheinander immer komplexere und aufwändigere Satelliten entstehen. Das Programm soll letztendlich seinen Höhepunkt mit der Stuttgarter Mondmission *Lunar Mission BW1* erreichen. Dies wäre der erste universitäre Kleinsatellit, der zu einem anderen Himmelskörper fliegt, und dieses Ziel sogar aus eigener Kraft erreicht.

Neben der Technologiedemonstration neuer Komponenten, sowie der wissenschaftlichen Nutzung der Satelliten, ist die Ausbildung von Studenten und Doktoranden zentrales Thema dieses Kleinsatellitenprogramms.

Dieses Kapitel gibt eine Übersicht über die einzelnen Satelliten des Stuttgarter Kleinsatellitenprogramms. Anschließend wird auf die Motivation dieser Arbeit eingegangen.

## 1.1. *Flying Laptop*

Der erste Satellit im *Stuttgarter Kleinsatellitenprogramm* ist der Erdbeobachtungssatellit *Flying Laptop* (FLP) (Abbildung 1.1) und befindet sich momentan in Projektphase C/D. Der Satellit besitzt eine Größe von circa  $60 \times 70 \times 80$  cm und eine Masse von ungefähr 120 kg (FLP Team 2009). Er soll als Piggyback-Payload mit der indischen Trägerrakete PSLV<sup>1</sup> in einen 700 km sonnensynchronen Orbit gestartet werden. Der Satellit verfügt über mehrere neue Technologien, die auch im Hinblick auf *Lunar Mission BW1* getestet werden sollen. Dazu gehört ein leistungsfähiger Onboard-Rechner auf Basis der

---

<sup>1</sup> Polar Satellite Launch Vehicle <sup>1</sup> Consultative Committee for Space Data Systems

## 1. Einführung

LEON3 Prozessoren (Eickhoff et al. 2011). Dieser soll auch den Kommunikationsstandard CCSDS<sup>1</sup> unterstützen, um den Aufbau eines Bodenstationsnetzes zu erleichtern. Viele der verwendeten Komponenten an Bord basieren auf COTS<sup>2</sup>-Bauteilen, um die Entwicklungskosten gering zu halten, die in den IRS eigenen Testeinrichtungen für den Weltraumeinsatz qualifiziert werden.

Als Nutzlast verfügt der Satellit über ein multi-spektrales Kamerasystem, zur Messung der winkelabhängigen Reflektanz, eine Panoramakamera, für großflächige Beobachtungen und Farbaufnahmen, ein miniaturisiertes Low-Cost Laser Terminal zum optischen Datendownload, ein GPS-System (Steinmetz et al. 2011) zur Bestimmung von Position und Lage des Satelliten, sowie einen neuentwickelten Nutzlastbordcomputer auf FPGA-Basis zur Steuerung der Instrumente und Onboard-Datenprozessierung (Eickhoff et al. 2010). Außerdem verfügt der Satellit über Sternkameras zur präzisen Lagebestimmung und zur Detektion von erdnahen Asteroiden. Der Start von *Flying Laptop* ist für 2013 geplant.

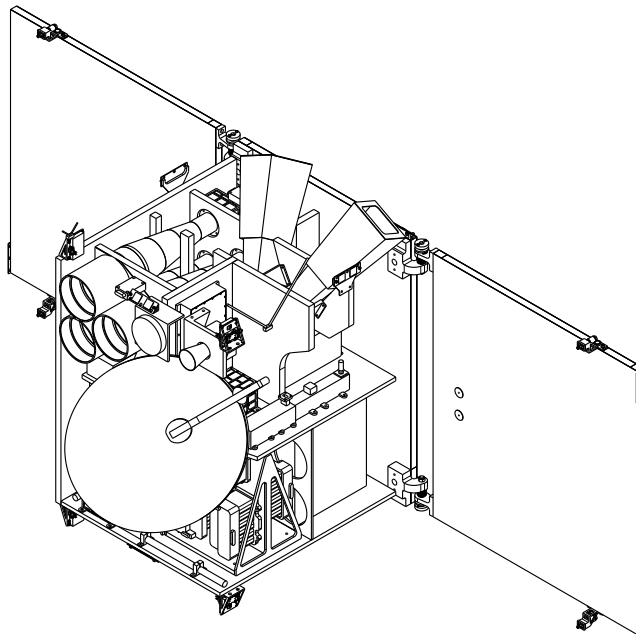


Abbildung 1.1.: *Flying Laptop* (Stand 2010).

## 1.2. Perseus

Der zweite Satellit *Perseus* (Bock et al. 2011, Abbildung 1.2) soll ebenfalls in einen niederen Erdorbit starten. Sein Hauptziel ist es, die für *Lunar Mission BW1* geplanten elektrischen Antriebe im Orbit zu validieren. An Bord ist jeweils eines der beiden am

<sup>2</sup> Commercial Off-The-Shelf    <sup>1</sup> Thermal Arcjet for Lunar Orbiting Satellite    <sup>2</sup> Stuttgart Impulsing Magneto-Plasmadynamic Thruster for Lunar Exploration

IRS entwickelten Antriebssysteme TALOS<sup>1</sup> (Bock 2009) und SIMP-LEX<sup>2</sup> (Nawaz 2009) untergebracht. TALOS ist ein Lichtbogentriebwerk der 1 kW-Klasse. Es verwendet Ammoniak als Treibstoff und wird bei *Lunar Mission BW1* als Hochschubtriebwerk für die zeitkritischen Missionsphasen eingesetzt. SIMP-LEX ist ein gepulstes magnetoplasmadynamisches Triebwerk, das Polytetrafluorethylen (PTFE) als Treibstoff verwendet und im Labor Austrittsgeschwindigkeiten von über 20 km/s erreicht. Dieser Triebwerkstyp ist bei *Lunar Mission BW1* als Marschtriebwerk für den größten Teil der Reise zwischen Erde und Mond vorgesehen. Mit *Perseus* sollen sowohl die Orbtikontrollalgorithmen getestet, als auch die Antriebssysteme im Orbit charakterisiert werden. Ferner soll während der Tests untersucht werden, wie stark die Oberfläche durch Abgasrückstände kontaminiert wird.

Nach diesen Tests kann *Perseus* das sekundäre Missionsziel, der Astronomie im UV-Bereich zwischen 120 und 180 nm, beginnen (Zeile 2006, Knigge 2006). Dazu steht ein Teleskop mit Spektrometer zur Verfügung mit dem kurzfristig angesetzte Beobachtungskampagnen von Zwergnovae durchgeführt werden können. Der Satellit hat ähnliche Abmessungen wie *Flying Laptop* und soll eine Masse von unter 150 kg besitzen.

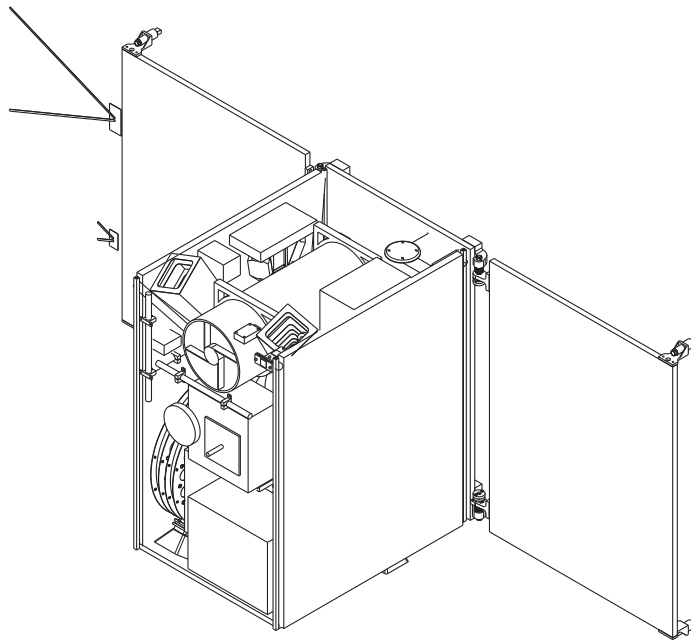


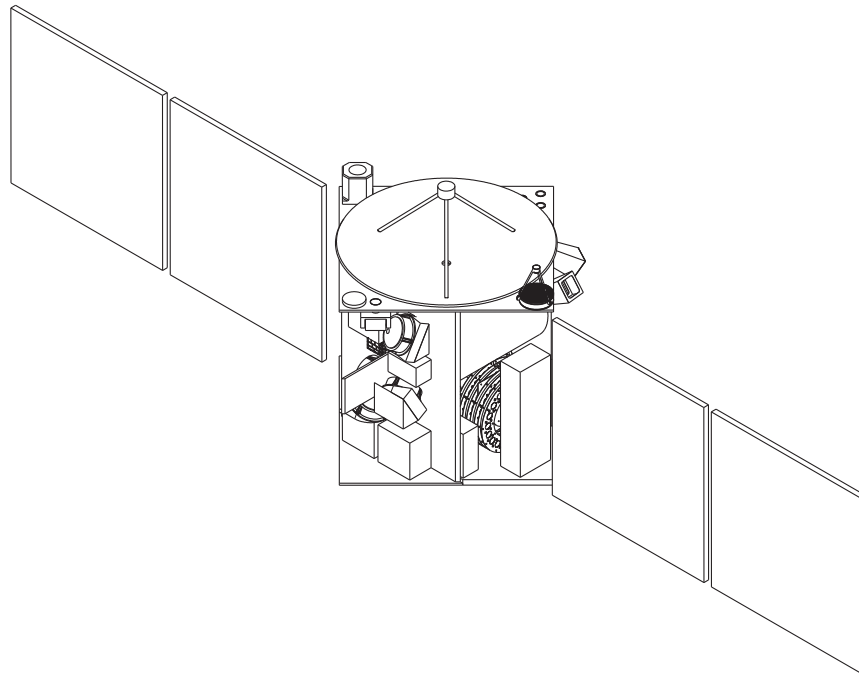
Abbildung 1.2.: *Perseus*.

### 1.3. Lunar Mission BW1

*Lunar Mission BW1* (Abbildung 1.3) ist der letzte und auch ambitionierteste Kleinsatellit des Programms. Er soll in eine Geostationäre Transferbahn (GTO) starten und mit eigenem elektrischen Antriebssystem den Mond erreichen. Dort angekommen, soll der

## 1. Einführung

Satellit mindestens sechs Monate lang Experimente im Orbit ausführen. Damit soll gezeigt werden, dass nicht nur Raumfahrtagenturen, sondern auch universitäre Einrichtungen in der Lage sind, einen Mondorbiter zu entwickeln und zu betreiben.



**Abbildung 1.3.:** *Lunar Mission BW1.*

Der dreiaachsenstabilisierte, würfelförmige Satellit besitzt eine Kantenlänge von ungefähr 1 m und eine Startmasse von unter 300 kg. Um die bis zu 1 kW benötigte Leistung der elektrischen Triebwerke zu erzeugen, verfügt der Satellit über insgesamt 6 m<sup>2</sup> Solarzellenfläche. Der gesamte Betrieb des Satelliten, während der Transferphase, als auch während der Wissenschaftsphase am Mond, wird von der institutseigenen Bodenstation aus durchgeführt.

### 1.4. Infrastruktur

Neben der Entwicklung der Satelliten gehört zum Kleinsatellitenprogramm auch der Aufbau der benötigten Infrastruktur, bestehend aus Bodenstation, Integrationsraum, Thermal-Vakuum-Kammer, Optiklabor und der Systemsimulationsumgebung MDVE.

### 1.5. Motivation

Universitäre Kleinsatellitenmissionen unterscheiden sich in ihrer Entwicklungsphilosophie oft von kommerziellen und von Raumfahrtagenturen durchgeführten Satellitenmissionen. Dies liegt hauptsächlich an stark begrenzten Ressourcen in Bezug auf Finanz-

mitteln und Personal. Die bisher kostengünstigste Sonde zum Mond war *Clementine* mit Gesamtkosten von 80 Millionen Dollar und einer Entwicklungszeit von nur 22 Monaten (McCurdy 2001). Von diesen Finanzmitteln stehen einer universitären Mission jedoch nur ein Bruchteil zur Verfügung, wodurch zwangsläufig Abstriche in Komplexität und Zuverlässigkeit gemacht werden müssen. Auch die Entwicklungsteams sind um Größenordnungen kleiner, weniger erfahren und, da die Projekte auch zur Ausbildung von Studenten und Doktoranden verwendet werden, einer hohen Personalfuktuation unterworfen.

Anhand dieser Einschränkungen gilt es, die Mission und vor allem den Satellitenbus entsprechend anzupassen. Dies bedeutet im Einzelnen, dass die Satellitengröße und -masse stark verringert werden muss, um als Sekundär Nutzlast eine Startmöglichkeit zu bekommen. Um dennoch den Mond aus eigener Kraft zu erreichen, sind elektrische Antriebe mit einem hohen spezifischen Impuls unabdingbar. Um Kosten zu sparen, sollte zumindest teilweise, auf weltraumqualifizierte Bauteile verzichtet werden. Dies wirkt sich jedoch auf die Ausfallsicherheit des Satelliten aus und muss mit einer höheren Risikobereitschaft erkaufte werden. Es bedeutet jedoch auch, dass weitestgehend keine bewegliche Teile eingesetzt werden. Damit wird auf nachgeführte Solarpanels oder Antennen zu Gunsten einer geringeren Komplexität verzichtet. Auch das Bodensegment fällt entsprechend kleiner aus. Große Antennenanlagen, um noch schwache Funksignale zu empfangen, stehen der Universität nicht zu Verfügung. Um auch beim Betrieb des Satelliten unabhängig von anderen Einrichtungen zu sein, muss die Kommunikationsstrecke entsprechend ausgelegt werden, um auch mit kleineren Empfangsanlagen und geringerer Datenrate auszukommen.

All dies führt dazu, dass ein Kleinsatellit nicht für eine bestimmte Nutzlast entwickelt wird, sondern die Nutzlast entsprechend passend zum Satellit ausgewählt wird, beziehungsweise angepasst wird.

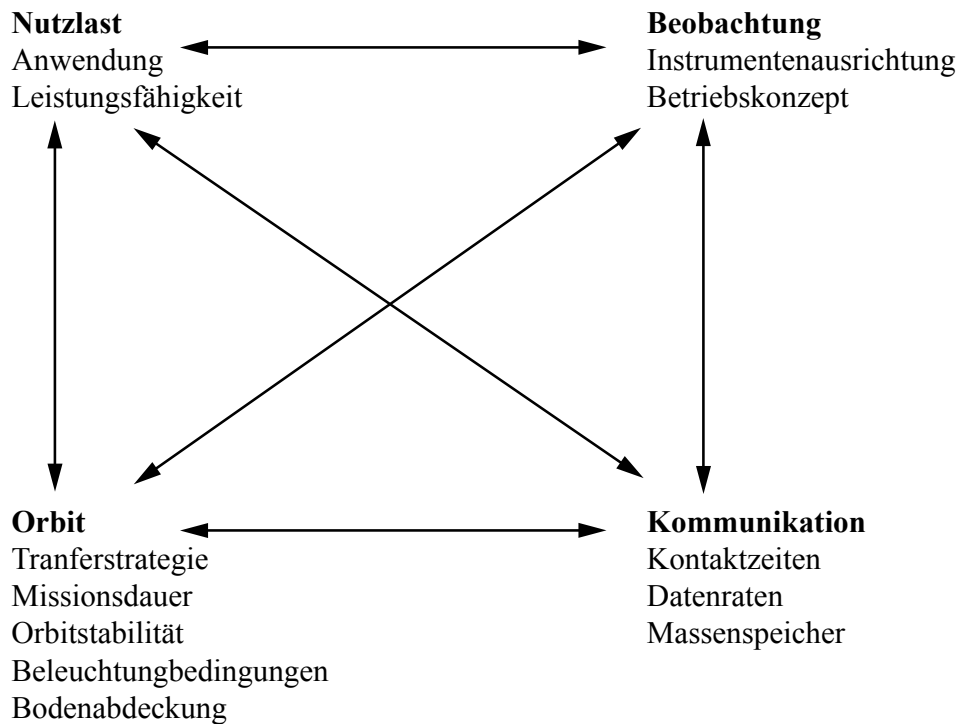
### 1.5.1. Nutzlastauswahl

Die Nutzlastauswahl wird im Allgemeinen von vier Missionsparametern beeinflusst. Dazu zählt die *Nutzlast* selbst, ihre Anwendung und ihre Eigenschaften, der *Orbit* in dem sie betrieben werden soll, die *Kommunikationsstrecke* und das *Beobachtungsszenario* (Abbildung 1.4).

Die Nutzlast wird dabei von ihrer möglichen Anwendung bestimmt. Diese sollte in der Lage sein, trotz vieler bisheriger Mondmissionen, wissenschaftlich neue Erkenntnisse zu liefern. Dies kann beispielsweise durch eine höhere Leistungsfähigkeit (zum Beispiel eine höhere geometrische Auflösung, mehr Spektralkanäle, usw.) erreicht werden.

Für die Wahl des Orbits spielt zum einen die Transferstrategie eine Rolle, da *Lunar Mission BW1* für eine hohe Nutzlastkapazität mit möglichst wenig Treibstoff für die Reise zum Mond auskommen muss und dadurch auch in erheblichem Maße die Transferzeit und somit auch die Lebensdauer der Instrumente bestimmt wird. Hierzu trägt auch die Bahnstabilität im Mondorbit bei. Durch Störbeschleunigungen verändert sich die Bahn um den Mond permanent. Diese Bahnveränderungen können durch eine geeignete Orbitwahl minimiert werden, wodurch die Fläche der Bodenabdeckung bei einer entsprechend

## 1. Einführung



**Abbildung 1.4.:** Missionsparameter, die die Nutzlastauswahl beeinflussen.

längeren Missionsdauer steigt.

Auch die Kommunikation trägt zur Nutzlastauswahl bei. Hier wirken sich Linkbudget und Massenspeichergöße auf die Instrumente aus. Ein hochauflösendes, abbildendes Spektrometer wird durch seine hohe Datenmenge schnell die Onboard-Kapazitäten überlasten und zum Designtreiber der Mission werden. Hier gilt es die mögliche Datenmenge abzuschätzen, die während der Mission anfällt und zur Erde übermittelt wird.

Die Beobachtungsstrategie wird von der Instrumentenausrichtung und dem Betriebskonzept bestimmt. Je nachdem wie viel Zeit für die Kommunikation oder für Orbitmanöver verwendet wird, reduziert sich die mögliche Beobachtungszeit. Ebenso kann eine unterschiedliche Anbringung der Instrumente diese Zeit reduzieren.

All diese Faktoren beeinflussen sich auf gewisse Weise auch gegenseitig. Beispielsweise werden durch die Orbitwahl die Beleuchtungsbedingungen und die Bodenabdeckung bestimmt, welche sich wiederum auf die Nutzlastanwendung auswirken können. Gleichzeitig werden davon die Kontaktzeiten beeinflusst, die über den Onboard-Massenspeicher auch in Zusammenhang mit dem Betriebskonzept stehen.

In dieser Arbeit werden die einzelnen Parameter für die Mission quantisiert und anhand einer Beispielnutzlast veranschaulicht.

## 1.6. Gliederung der Arbeit

Die vorliegende Arbeit gliedert sich gemäß den für die Nutzlastauswahl wesentlichen Parametern in folgende Kapitel:

Kapitel 2 *Nutzlast* behandelt mögliche wissenschaftliche Aufgaben von *Lunar Mission*

*BW1* und stellt eine Beispielnutzlast vor, deren Leistungsfähigkeit es an die anderen Missionsparameter und Randbedingungen anzupassen gilt.

Kapitel 3 *Orbitanalyse (Transferbahn)* stellt verschiedene Transferstrategien vor, um eine Abschätzung für die benötigte Transferzeit und zulässige Nutzlastmasse zu erhalten.

In Kapitel 4 *Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)* wird nun speziell der Zielorbit behandelt. Dazu wird ein Orbit mit minimalen Veränderungen und hoher Bodenabdeckung gewählt und charakterisiert.

Kapitel 5 *Beobachtung* stellt den Instrumentenbetrieb und die Beobachtungszeitaufteilung für die Beispielnutzlast vor.

In Kapitel 6 *Kommunikation* wird die erreichbare Downlink-Datenrate hergeleitet und mit Hilfe der Kontaktgelegenheiten findet eine Optimierung des Onboard-Massenspeichers bezüglich der Datenmenge statt.

Am Ende werden in Kapitel 7 *Schlussfolgerung und Zusammenfassung* die einzelnen Ergebnisse zusammengefasst und auf die Beispielnutzlast angewendet.





## 2. Nutzlast

Im Gegensatz zu kommerziell konzipierten Wissenschaftsmission ist der Entwicklungsansatz von *Lunar Mission BW1* nicht der Entwurf eines Satellitenbus für eine bereits festgelegte Nutzlast, sondern der Entwurf eines Satellitenbusses als Transportplattform in einen Mondorbit. Die darauf zu vergebende Nutzlastkapazitäten soll über ein *Announcement of Opportunity* für externe Partner zugänglich sein (Laufer 2010). Um die Leistungsfähigkeit und Beschränkungen eines lunaren Kleinsatelliten zu bestimmen, wird in diesem Kapitel eine Beispielnutzlast beschrieben, die aufgrund ihrer Zusammensetzung zum Thema *Dust, Debris, and (very) Small Bodies* wissenschaftlich stark beitragen kann. Bei den einzelnen Beispielinstrumenten handelt es sich um Weiterentwicklungen der Instrumente der vorherigen Missionen des Stuttgarter Kleinsatellitenprogramms, sowie um Bereitstellungen von Partnern, wie dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) und dem Max-Planck-Institut für Kernphysik.

In Abschnitt 2.1.1 werden die einzelnen wissenschaftlichen Experimente der Beispielnutzlast beschrieben.

### 2.1. Aufgaben, Experimente und wissenschaftliche Nischen

Von Laufer (2010) wurden bereits mehrere wissenschaftliche Zielsetzungen einer Kleinsatellitenmission identifiziert. Durch die lange Transferzeit bedingt, sollten einige der Experimente bereits während dieser Flugphase einsetzbar sein. Zu den möglichen Zielsetzungen zur Erkundung der Erdumgebung und des Erde-Mond-Systems gehört dabei die Erforschung der Weltraumumgebung in Form von Magnetfeld- und Strahlungsmessungen, die Detektion von erdnahen Asteroiden, die Beobachtung der Kodylewskischen Staubwolken an den Erde-Mond-Librationspunkten L4 und L5, sowie die Detektion von Staub und Debris im cis-lunaren Raum.

Hat der Satellit einen Mondorbit erreicht, könnte die Mondoberfläche hochauflösend und multi-spektral erkundet werden, einen Beitrag zur Suche nach Wasser an den Polen und zur Auswahl zukünftiger Landestellen geleistet werden, Polarisations- und Reflektanzmessungen durchgeführt werden und die Oberflächenbeschaffenheit bestimmt werden. Außerdem könnte die Mondumgebung in Form von Gravitationsfeld-, Magnetfeld- und Strahlungsmessungen erforscht werden, Lunar Transient Phenomena überwacht werden, sowie die Staubzusammensetzung und -konzentration bestimmt werden.

Um im Vergleich mit bisherigen Mondmissionen, trotz den Einschränkungen und begrenzten Ressourcen einer akademischen Kleinsatellitenmission zur Erkundung des Mondes beitragen zu können, müssen die vorgesehenen Instrumente wissenschaftliche

## 2. Nutzlast

Nischen besetzen, die in dieser Form bisher nicht erkundet wurden, oder nicht mit der heutzutage erreichbaren Datenqualität. Eine dieser Datenqualitäten kann zum Beispiel eine bessere geometrische, radiometrische oder spektrale Auflösung von Bilddaten sein, sowie eine größere Bodenabdeckung des Instruments.

### 2.1.1. Hochauflösende Aufnahmen

Bis zum heutigen Zeitpunkt hatten seit dem ersten Flyby von *Luna 1* (1959) 74 weitere Missionen den Mond als Forschungsziel<sup>1</sup>. In der Zeit nach den bemannten Mondlandungen wandten sich die Raumfahrtagenturen größtenteils anderen Himmelskörpern zu und erst im letztem Jahrzehnt wurde dem Mond wieder verstärkte Aufmerksamkeit zuteil. Viele der Missionen waren und sind mit Kameras im sichtbaren Spektralbereich ausgestattet. In Tabelle 2.1 sind die Missionen der letzten Jahre aufgelistet, die mindestens ein abbildendes Instrument an Bord hatten. Bedingt durch den technischen Fortschritt in der Sensortechnologie, der Datenverarbeitung und der Kommunikationstechnik ist dabei ein Trend zu immer hochauflösenderen Kameras und zu Kameras mit immer mehr Spektralkanälen zu beobachten. Ein weiterer Trend geht dabei auch zur dreidimensionalen Erfassung der Oberfläche, um zukünftige Landestellen zu erkunden.

Vor allem die Erkundung im sichtbaren und nahen Infrarot lässt dabei kaum Raum für neue Erkenntnisse, die nicht auch durch die Instrumente der bisherigen Missionen gewonnen werden könnten. In diesem Spektralbereich wurden mittlerweile durch *LRO*<sup>2</sup> Bodenaufösungen von unter einem Meter realisiert. Wie in Abschnitt 2.3 gezeigt wird, ist ein solches Instrument an Bord von *Lunar Mission BW1* nicht zu realisieren. Allerdings verfügt dieses, wie die meisten anderen Instrumente mit Bodenaufösungen von unter 20 m nur über einen Kanal im Panchromatischen. Eine mögliche Nische könnte somit die spektrale Erkundung des Mondes mit mehreren Kanälen und Bodenaufösungen unter 20 m sein, um an die mit der High-Resolution Camera von *Clementine* gewonnenen Daten anzuknüpfen<sup>3</sup>.

Eine weitere potenzielle Möglichkeit für den Einsatz einer Kamera wäre nicht die Detektion von unterschiedlichen spektralen Merkmalen, sondern die unterschiedlichen polarimetrischen Eigenschaften der Mondoberfläche zu bestimmen. Im Gegensatz zur spektralen Information, die Materialzusammensetzungen liefert, ermöglicht die Polarisationsinformation Rückschlüsse auf Oberflächenmerkmale, Oberflächenrauigkeiten (Tyo et al. 2006), Partikelgröße und Porosität der Mondoberfläche (Egan 2007). Diese Informationen korrelieren größtenteils nicht mit der spektralen Information und können somit nicht aus den Daten bisheriger Instrumente gewonnen werden. Zwar wurden bereits polarimetrische Messungen von Mondgestein durchgeführt, diese basieren jedoch nur auf Teleskopbeobachtungen von der Erde und auf Labormessung von Gesteinsproben der Apollo-Missionen (Dollfus und Bowell 1971). Damit weisen die bisherigen Daten nicht nur geringe Bodenaufösungen auf, sondern liegen auch nur für die erd zugewandte Seite vor. Mit Teleskopbeobachtungen war es jedoch möglich im Vorfeld der Apollo-Missionen

<sup>1</sup> Stand Ende 2011    <sup>2</sup> *Lunar Reconnaissance Orbiter*    <sup>3</sup> die geringe Schwadbreite der High-Resolution Camera von *Clementine* erlaubte nur eine Bodenabdeckung von ausgewählten Gebieten (National Space Science Data Center 2010)

**Tabelle 2.1.:** Bisher geflogene Instrumente im sichtbaren und infraroten Wellenlängenbereich.

Mission	Jahr	Instrument	Bodenaufösung (m/pixel)	Schwad (km)	Kanäle	Spektralbereich (nm)	Quelle
<i>Lunar Orbiter 1-5</i>	1966 – 1967	High-Resolution system	1 – 275		1	visuell	(1)
<i>Galileo, Flyby</i>	1990, 1992	SSI	1 100 – 1 900	>880	3	404 – 989	(1), (2)
<i>Clementine</i>	1994	High-Resolution Camera UV/Vis Camera NIR Camera LWIR Camera	7 – 20 100 – 325 150 – 500 55 – 200	2 40 – 130 40 – 130 6.8 – 25	5 6 6 1	400 – 800 400 – 950 1 100 – 2 780 8 000 – 9 500	(1) (1) (1) (1), (3)
<i>SMART-1</i>	2003 – 2006	AMIE SIR	30 – 80 300	30 – 80 –	3 256	750 – 950 930 – 2 400	(4) (1), (4)
<i>SELENE</i>	2007 – 2009	Terrain Camera Multi-band Imager Spectral Profiler	10 20 – 62 550	35 19.3 –	1 5 296	430 – 850 415 – 1 000 500 – 2 600	(1), (5) (1) (1), (6)
<i>Chang'e 1</i>	2007 – 2009	Stereo Camera Interferometer Spectrometer Imager	120 200	60 25.6	1 32	500 – 750 480 – 960	(7) (7)
<i>Chandrayaan-1</i>	2008 – 2009	Terrain mapping camera Hyper-Spectral Imager M3 SIR-2	5 80 30 100	20 20 20 –	1 64 260 245	400 – 900 400 – 920 430 – 3 000 930 – 2 400	(8) (9) (1), (10) (1), (10)
<i>LRO</i>	seit 2009	LROC/NAC LROC/WAC Diviner	0.5 75 – 400 160	2.5 76.8 3.4	1 7 9	400 – 750 315 – 680 300 – 200 000	(1) (1) (1), (11)
<i>Chang'e 2</i>	seit 2010	Stereo Camera	10	5	1		(1)

Quellen: (1) National Space Science Data Center 2010; (2) Belton et al. 1992; (3) Jolliff et al. 2006; (4) Foing et al. 2006; (5) Haryuyama et al. 2009; (6) Matsunaga et al. 2008; (7) Ziyuan et al. 2010; (8) Kiran Kumar und Roy Chowdhury 2005b; (9) Kiran Kumar und Roy Chowdhury 2005a; (10) Bhandari 2005; (11) Paige et al. 2010b;

## 2. Nutzlast

die benötigte Auflagefläche der Landefähre zu dimensionieren, damit diese nicht zu tief im feinkörnigen Regolith einsank (Egan 2007).

Der Polarisationszustand elektromagnetischer Wellen kann allgemein durch den vier-dimensionalen Stokes-Vektor  $\vec{S}$  (Gleichung (A.8)) beschrieben werden. Mit Intensitätsmessungen des linearen Polarisationszustands ist es möglich, drei der vier Stokes-Parameter zu bestimmen. Um auch den vierten Parameter zu quantifizieren, benötigt man zusätzlich Informationen über den zirkularen Polarisationszustand (Tyo 1998). Allerdings ist die Zirkularpolarisation im allgemeinen klein im Vergleich zur linearen und kann daher oft vernachlässigt werden (Egan 2007, Tyo et al. 2006).

Eine ebenfalls interessante Anwendung wäre die Bestimmung der Bi-direktionalen Reflektanzverteilungsfunktion (BRDF) von Regolith. Darunter versteht man die von der Position der Sonne, des Satelliten und des Oberflächenziels abhängige Reflektanzfunktion. Regolith gilt als retro-reflektierend, es streut also in großem Maße die einfallende Strahlung wieder zurück zur Quelle (Heiken, Vaniman und French 1991). Durch die geringe Trägheitsmatrix eines Kleinsatelliten, ist dieser ausreichend agil, um seine Lage schnell genug zu verändern, um Oberflächenziele während eines Überfluges mit seinen Kameras zu verfolgen<sup>1</sup>. Damit können leicht mehrere Messwerte zur BRDF-Bestimmung während eines Überfluges gewonnen werden.

Eine Recherche nach weiteren Nischen hat ergeben, dass auf bisherigen Missionen nur sehr wenige Detektoren für thermisches Infrarot zum Einsatz kamen (Tabelle 2.1). Neben *Clementine* und *LRO* hatten keine weiteren Missionen Instrumente für den Spektralbereich zwischen 5 und 15  $\mu\text{m}$  an Bord (Kuhlmann 2007). Die dabei beste Bodenauflösung lieferte die LWIR Kamera von *Clementine* mit bis zu 55 m. Durch die in den letzten Jahren für terrestrische Anwendung vorangetriebene Entwicklung an thermischen Infrarot-Sensoren ließen sich heutzutage deutlich höhere Auflösungen erreichen.

Allgemein könnte der thermische Infrarotbereich zwischen 8 und 14  $\mu\text{m}$  am Mond Rückschlüsse auf die Dichte des Gesteins, die Oberflächenrauigkeit, die petrologische Zusammensetzung und das Alter des Gesteins liefern (Kuhlmann 2007). Die Dichte von Gesteinen korreliert linear mit der thermischen Trägheit. Hierfür wären Messungen während des Sonnenaufgangs und Sonnenuntergangs ideal, da hier die Oberfläche am schnellsten ihre Temperatur ändert. Die thermische Trägheit kann ebenso für eine Altersbestimmung genutzt werden, unter der Voraussetzung, dass junge Oberflächen aus von Regolith unbedecktem Gestein bestehen. Durch Mikrometeoroiden, Temperaturschwankungen, Sonnenwind und kosmische Strahlung verwittert dieses Gestein und die thermische Trägheit nimmt dadurch ab. Die Oberflächenrauigkeit hat insofern Einfluss auf die relative Temperaturverteilung, dass raue Untergründe die Temperaturen länger speichern als feinkörnige. Bereits eine Gesteinsbedeckung von 10% wird dadurch die Nachttemperatur um 10 – 20 K erhöhen (Urquhart und Jakosky 1997). Dieses Wissen um die lokal vorherrschenden Oberflächengegebenheiten kann dann zum Beispiel bei der Suche nach geeigneten Landestellen für zukünftige Missionen helfen. Die petrologische Zusammensetzung bestimmt die spektrale Lage des Emissionsmaxima im thermischen Infrarot. Die Wellenlängenposition dieses als “Christiansen-Peak” bezeichneten Maxi-

---

<sup>1</sup> aus einem 100 km-Orbit wird dafür eine Drehgeschwindigkeit von bis zu 1 °/s benötigt

mums liegt für felsische Gesteine bei niedrigeren Wellenlängen als für mafische Gesteine. Dadurch wird eine grobe Einteilung nach extrem felsischen Hochlandböden, typischen Hochlandböden und mafische Mareböden ermöglicht (Horstmann 2008).

Zusätzlich haben auch Sonnenstand, Albedo, Oberflächentopographie, sowie die Dicke der Regolith-Schicht Einfluss auf die gemessene Infrarot-Strahlung. Da sich diese Effekte alle mehr oder weniger stark überlagern, werden für viele Anwendungen noch zusätzliche Daten benötigt, wie beispielsweise ein dreidimensionales Oberflächenmodell. Nichtsdestotrotz wird für alle Fragestellungen eine möglichst hohe Bodenauflösung als sinnvoll erachtet, die deutlich über der von *Clementine* erreichten Auflösung von 55 m liegen sollte (Kuhlmann 2007).

### 2.1.2. Kordylewskische Wolke

Die Kordylewskischen Wolken wurde 1956 vom polnischen Astronomen Kazimierz Kordylewski entdeckt. Trotz fotografischer Belege, gelten die lichtschwachen Staubansammlungen an den Erde-Mond-Librationspunkten L4 und L5 immer noch als umstritten, da sie von der Erde aus nur schwer zu entdecken sind (Laufer et al. 2007). Auch waren sie nie das primäre Ziel einer Raumfahrtmission und dies trotz den Plänen die Lagrangepunkte in Zukunft als Zwischenstation für bemannte Missionen zu verwenden.

Für eine Beobachtung der Staubwolken aus dem Weltraum spricht

- mehr Beobachtungsmöglichkeiten durch günstigere geometrische Verhältnisse von Sonne, Satellit und Staubwolke,
- geringerer Abstand zu den Wolken (die geplante Satellitentransferbahn nähert sich den Lagrangepunkten auf bis zu 120 000 km im Vergleich zu 380 000 km von der Erde),
- längere Beobachtungszeiten möglich.

Es wäre somit möglich, die Wolken über einen längeren Zeitraum zu beobachten und damit ihre Orbitparameter zu bestimmen.

### 2.1.3. Lunar Transient Phenomena

Unter Lunar Transient Phenomena versteht man das Auftreten von kurzfristigen Leuchterscheinungen auf der Mondoberfläche. Die Ursachen dafür sind noch nicht vollständig geklärt. Als mögliche Ursachen gelten die Impakt-Ereignisse, Ausgasungen, Restvulkanismus, Piezoelektrische Effekte, Gezeitenkräfte und Staubwolken (Buratti et al. 2000, Dollfus 2000). Bisherige Beobachtungen fanden jedoch ausschließlich von der Erde aus statt und damit auch nur auf der erdzugewandten Seite. Eine systematische Suche nach diesen Ereignissen könnte Aufschlüsse über die Häufigkeit und lokale Verteilung dieser Phänomene geben. Durch die Detektion von Meteoroideneinschlägen könnten genauere Modelle über die globale Einschlagsraten, sowie deren zeitliche Variation erstellt werden. Damit könnten Risikoabschätzungen für geplante Mondbasen verbessert werden.

## 2. Nutzlast

### 2.1.4. Staub

Die Mondoberfläche wird permanent von Mikrometeoroiden und interplanetaren Staubteilchen getroffen. Durch einen solchen Einschlag werden aus Regolith weitere sekundäre Staubteilchen produziert, die bis in große Höhen gelangen und eine Staubhülle um den Mond bilden. Dadurch kann der Mond als Verstärker des Meteoroidenflusses in Erdnähe aufgefasst werden. Auch durch die elektrostatische Aufladung der Staubteilchen können diese bis in 100 km Höhe gelangen (Stubbs, Vondrak und Farrell 2006). Langzeitmessungen eines Staubsensors auf einem Mondorbiter könnten die Verteilung und Geschwindigkeit der Sekundärwolke ermitteln. Dadurch wären detailliertere Modelle des Staubflusses möglich, wodurch eventuell die bisher offene Frage geklärt werden könnte, ob der Mond Masse gewinnt oder verliert.

## 2.2. Raumfahrzeugkonfiguration

In diesem Kapitel wird von einer  $1 \text{ m}^2$  großen Fläche des Satelliten, die für die Nutzlasten und Teile des Kommunikationssubsystem vorgesehen ist, ausgegangen. Die momentane Gesamtmasse des Satelliten beträgt 276 kg, wovon 108 kg Treibstoffmasse geplant sind. Die Trockenmasse des Satelliten beträgt somit 168 kg. Da hier jedoch noch Optimierungspotenzial vorhanden ist, wurde von einer Trockenmasse von 150 kg ausgegangen. Des Weiteren wird von der Möglichkeit der Nachführung von Oberflächenzielen (Target pointing) aus einem niederen Mondorbit und sowie der Beobachtung in Nadir-Richtung ausgegangen. Als Orbithöhe um den Mond wird ein 100 km-Kreisorbit angenommen, der in Kapitel 4 näher untersucht und beschrieben wird.

Durch die Definition eines Koordinatensystems ist eine einfachere Beschreibung der Position und Ausrichtung der Instrumente möglich. Der Ursprung des kartesischen Koordinatensystems befindet sich im Mittelpunkt des Adapterrings zur Trägerrakete. Die positive X-Achse ist in Schubrichtung definiert und steht senkrecht zur Nutzlastseite (Abbildung 2.1). Die negative Z-Achse steht senkrecht auf den Solarzellen der ausgeklappten Solarpaneele. Dadurch verlaufen die Y- und Z-Achsen nicht durch die Seitenflächen des Satellitenkubus, sondern durch dessen Kanten.

Hat der Satellit sein Zielorbit um den Mond erreicht, dreht er sich mit der Nutzlastseite ( $x_p$ ) in eine Nadir-Ausrichtung. Um die Ausrichtung des Satelliten um diese Achse festzulegen, wurde eine bevorzugte Flugrichtung definiert. Dabei zeigt nun die Z-Achse in Flugrichtung. Begründet ist dies durch das etwa halb so große Trägheitsmoment um die Y-Achse im Gegensatz zur Z-Achse, wodurch Target-pointing-Manöver einfacher durchzuführen sind.

## 2.3. Instrumente

Um diese Anwendungen hinsichtlich ihrer Eignung auf einem Kleinsatelliten zu untersuchen, wurde eine Beispielnutzlast zusammengestellt. Diese berücksichtigt sowohl die für die Vorreitermission *Flying Laptop* getätigten Instrumentenentwicklungen, als auch von

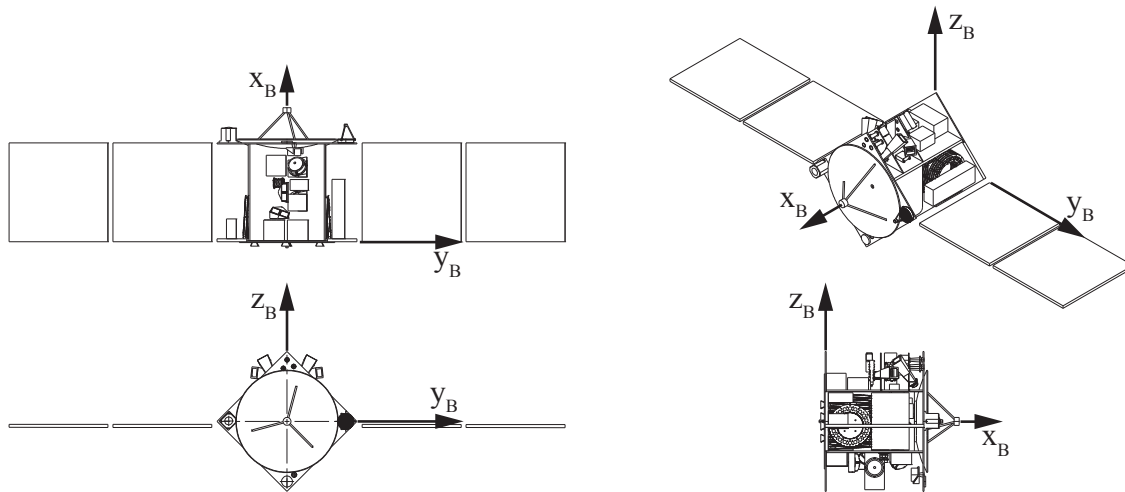


Abbildung 2.1.: Körperkoordinatensystem.

externen Partnerinstitutionen bereitgestellte Experimente. Die Beispielnutzlast sieht im Moment vier Wissenschaftsinstrumente vor (Abbildung 2.2), die auf einer dedizierten Nutzlastseite des Satellitenkörpers angebracht sind.

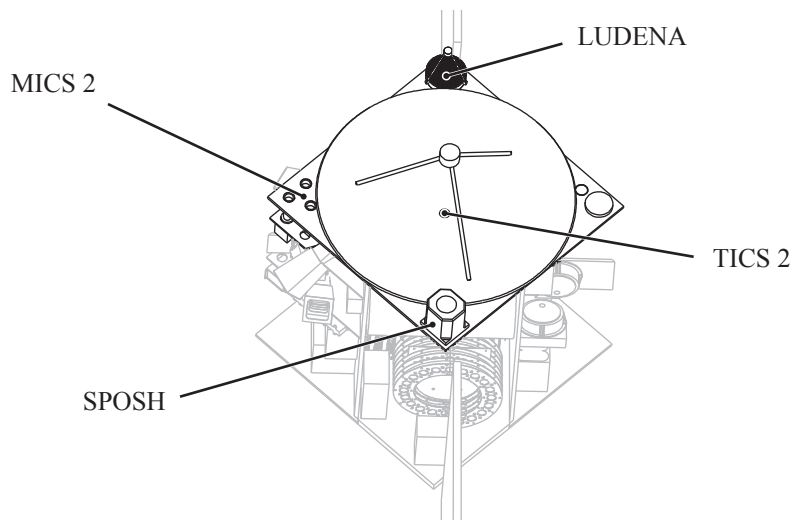


Abbildung 2.2.: Nutzlast.

### 2.3.1. Anforderungen durch den Satellitenbus

Der Satellitenbus stellt im Grunde drei erste Anforderungen an ein Instrument:

- Masse,

## 2. Nutzlast

- Oberflächenplatz,
- Volumen.

Für eine Abschätzung der zur Verfügung stehenden Nutzlastmasse kann auf Erfahrungswerte aus früheren Missionen zurückgegriffen werden. Vergleichswerte liefern dabei aufgrund ihrer ähnlichen Trockenmasse *SMART-1* (285 kg), *Lunar Prospector* (158 kg) und *Clementine* (227 kg). Das Nutzlastmassenverhältnis<sup>1</sup> betrug bei diesen Missionen 6.7%, 15.2% und 3.5%, wobei *SMART-1* aufgrund seiner Flugbahn und seines Antriebssystems die größte Ähnlichkeit zu *Lunar Mission BW1* aufweist. Mit diesen Vergleichswerten, sowie aufgrund weiterer Studien (Laufer 2010) wird ein Nutzlastmassenverhältnis von 10–15% angestrebt und als machbar eingestuft. Geht man von einer Trockenmasse von 150 kg aus, so beträgt der Nutzlastanteil bis zu 22.5 kg.

Die Struktur des Satelliten sieht eine dedizierte Nutzlastseite vor. Auf dieser befinden sich alle Instrumente, sowie die zur Kommunikation notwendige S-Band Patch-Antenne und der Ka-Band Parabolreflektor. Der meiste Oberflächenplatz wird dabei vom Ka-Band Parabolreflektor mit 1 m Durchmesser belegt. Da für die gesamte Seite eine quadratische Fläche von 1 m<sup>2</sup> vorgesehen ist, bleibt den anderen Instrumenten nur der in den Ecken verfügbare Platz. Geht man nun von einer kreisförmigen Instrumentenöffnung aus, so darf diese 170 mm nicht überschreiten.

Neben dem Oberflächenplatz ist das Volumen die wahrscheinlich einschränkendste Anforderung. Ein Großteil des Satelliteninneren wird für die Tanks und Treibstoffförderung des Antriebssystems verwendet. Auch hier bleibt für die Instrumente im Grunde nur der Platz unter den Ecken der Nutzlastseite als Anbringungsort übrig, in dem auch die meisten anderen Systemboxen des Lageregelungssystems, Onboardcomputer, Kommunikationselektronik, Energieversorgungseinheit (PCDU) und Batterien angebracht sind. Da viele dieser Subsysteme noch nicht ausreichend genau spezifiziert sind, ist eine genaue Angabe des zur Verfügung stehenden Volumens nicht möglich.

Eine weitere Anforderung, die es zu beachten gilt, ist der Bedarf an elektrischer Leistung durch das Instrument. Hier kommt zu Gute, dass das Energieversorgungssystem von *Lunar Mission BW1* für den Einsatz elektrischer Triebwerke ausgelegt wird, die ein Vielfaches der Leistung benötigen, wie ein typisches Nutzlastinstrument<sup>2</sup> sie erfordert. Das momentane Powerbudget sieht für *Lunar Mission BW1* eine Batteriekapazität von 2 800 Wh vor, wobei eine Entladung bis 70% SOC<sup>3</sup> nur 840 Wh entsprechen. Bei einem geschätzten Verbrauch im Satelliten von 120 W ohne Nutzlastinstrumente und 40 W für die Nutzlastinstrumente erhält man eine minimale Betriebsdauer von mehr als 5 h. Diese Zeit verlängert sich auf bis zu unbegrenzte Dauer, wenn im Powerbudget die gleichzeitige Ladung durch die Solarpaneele berücksichtigt wird. Wie eine erste Simulation unter Berücksichtigung der Lage des Satelliten zeigte, werden einzelne Batterieladephase jedoch kaum zu vermeiden sein. Eine genaue Simulation mit allen Verbrauchern steht jedoch noch aus.

---

<sup>1</sup> Verhältnis Nutzlastmasse zu Trockenmasse    <sup>2</sup> abgesehen, von beispielsweise Radarinstrumenten

<sup>3</sup> State of Charge



### 2.3.2. Multi-channel Imaging Camera System 2 (MICS 2)

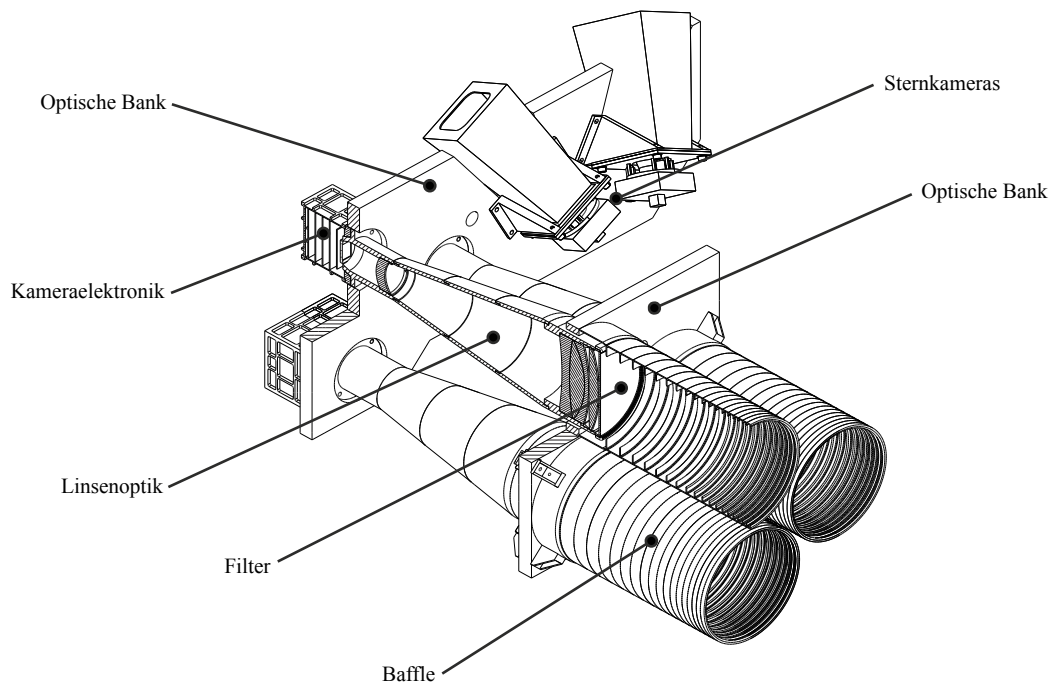
Das MICS-Instrument des *Flying Laptop* basiert auf drei CCD-Kameras mit jeweils eigener Linsenoptik (Abbildung 2.3). Durch unterschiedliche Filter vor jeder Optik ist das Instrument in der Lage, mehrere Spektralbereiche aufzulösen. Die drei Kameras sind auf einer gemeinsamen optischen Bank angebracht. Dadurch lässt sich die durch thermische Einflüsse ändernde Winkelausrichtung des Instruments minimieren. Die Kameraelektronik und die Optik wurden eigens für dieses Instrument und für Weltraumanwendungen entwickelt. Als Sensor verwendet die Kamera den KAI-1003M CCD-Interline Sensor von Kodak, um kurze Belichtungszeiten ohne mechanischen Verschluss zu ermöglichen. Die f/4-Optik besteht aus einem Titangehäuse mit strahlungsresistenten Linsen und verfügt über eine Brennweite von 360 mm. Damit sind aus einem 700 km Orbit, Bodenauflösungen von 25 m zu erreichen. Als Filter sind Interferenzfilter mit steilen Kanten im erdfernerkundungstypischen Bereich von 530–580 nm, 620–670 nm und 820–870 nm vorgesehen. Vor den Filtern befinden sich im Sichtbereich der Kamera zwei Kalibrier-Leuchtdioden um Degradationen des Systems zu erkennen. Die Kamera wird über eine I<sup>2</sup>C-Schnittstelle vom Onboardrechner kommandiert, von dem die Bilddaten über eine LVDS-Schnittstelle wieder in Empfang genommen werden. Die Daten mit 12 bit radiometrischer Auflösung werden in 16 bit-Paketen mit einer Frequenz von 80 MHz an den Onboardrechner geschickt. Damit erreicht die Kamera eine maximale Framerate von etwa 4 Bilder/s.

Für *Lunar Mission BW1* ist ein auf dieser Entwicklung basierendes Instrument vorgesehen. Eine der Anpassungen an die neue Mission wird eine Reduzierung der Brennweite sein. Durch die niedrigere Orbithöhe von 100 km würde sonst die Bodenauflösung auf unter 4 m fallen, wodurch die Datenrate pro Kanal auf über 10 Mbit/s ansteigen würde (Abbildung 2.4). Als durchschnittliche Datenrate ist dies zu viel, um an Bord gespeichert und zur Erde gesendet zu werden.

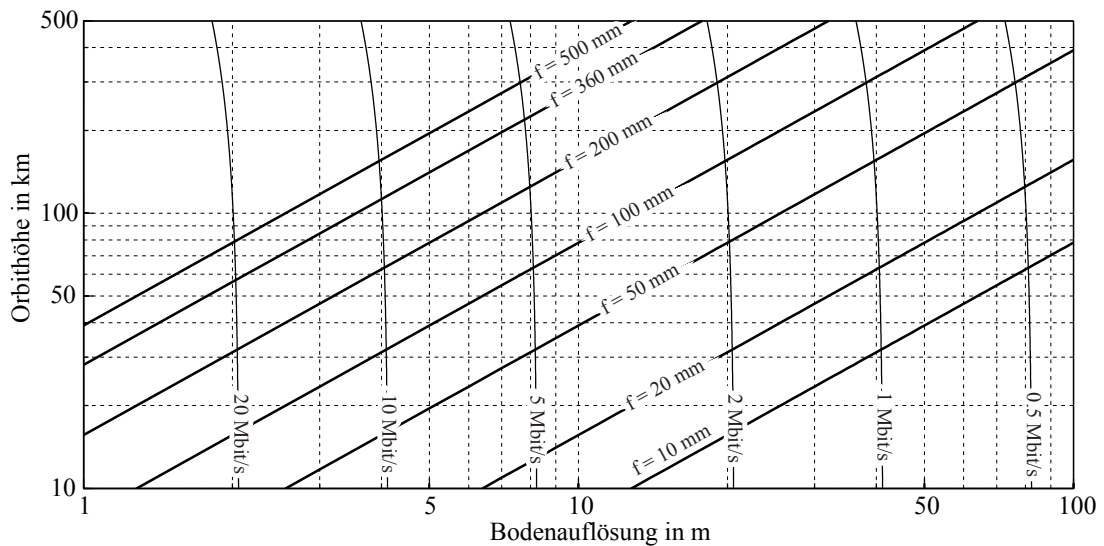
Wie in Kapitel 4 gezeigt wird, verändert sich eine Umlaufbahn um den Mond unter Umständen sehr stark, wodurch sich ein Kreisorbit innerhalb eines Monats in einen elliptischen Orbit wandelt. Durch die geringe Bahnhöhe ziehen bereits geringe Änderungen der Exzentrizität große Änderungen der Bahnhöhe nach sich. Mit einer sinkenden Bahnhöhe, verringert sich dann die beobachtete Fläche am Boden, während die Orbitalgeschwindigkeit im Periselen steigt. Dies bedeutet, dass die Bildfrequenz von Matrixsensoren gesteigert werden muss, um pro Überflug einen kontinuierlichen Streifen mit Überlappung aufnehmen zu können. Abbildung 2.5 zeigt, wie Datenrate, Bildfrequenz, Bodenauflösung und Brennweite mit der Orbithöhe eines elliptischen Orbits zusammenhängen. Darin erkennt man, dass selbst bei kleinen Bodenauflösungen die notwendige Bildwiederholfrequenz (beispielsweise 1 Hz bei 3 m Bodenauflösung) unter der mit MICS erreichbaren Frequenz von 4 Hz liegt. Damit ist der Einsatz rein von der Datenverarbeitungsgeschwindigkeit der Kameraelektronik mit *Lunar Mission BW1* möglich.

Als weiterer Grund für eine Brennweitenreduzierung spricht der begrenzte Oberflächenplatz. Ein Instrument mit drei Kanälen und drei separaten Optiken kann, geometrisch betrachtet, maximal einen Öffnungsdurchmesser von 11 cm aufweisen, um in einer der

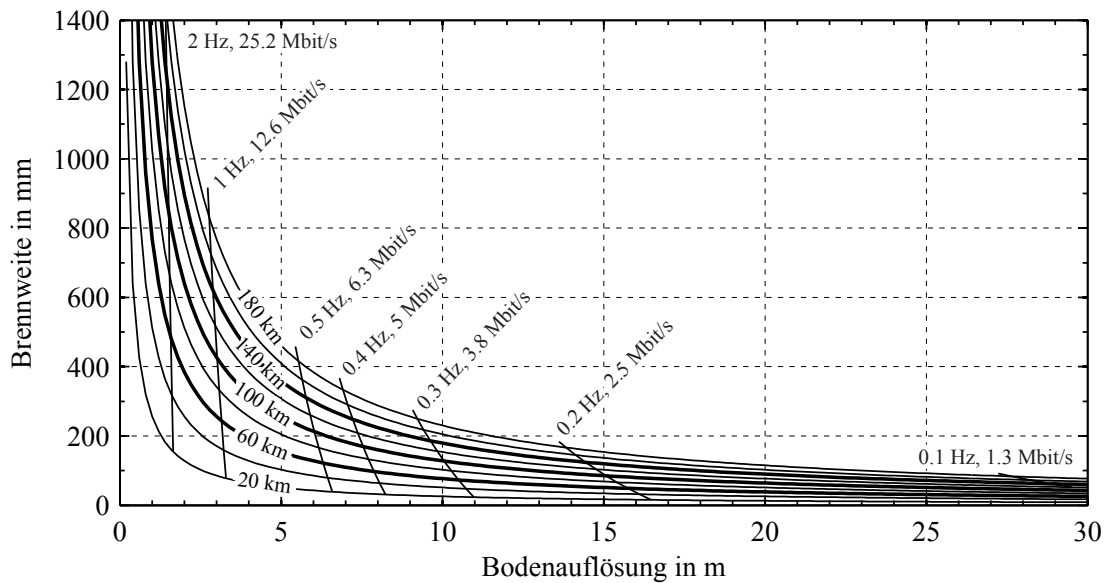
## 2. Nutzlast



**Abbildung 2.3.:** MICS-Instrument des *Flying Laptop* mit optischer Bank und Sternkameras.



**Abbildung 2.4.:** Bodenauflösung bei verschiedenen Orbithöhen und Brennweiten. Ebenfalls eingetragen ist die entstehende Datenrate pro Kanal bei 12 bit, 1 024 Pixeln senkrecht zur Flugrichtung und 50% Überlappung.



**Abbildung 2.5.:** Brennweite über der Bodenauflösung für einen 100 km Kreisorbit, sowie für zunehmend elliptische Orbits jeweils an der Apo- und Periapsisposition. Ebenfalls eingetragen ist die minimale Bildwiederholfrequenz bei 50% Überlappung und die dazu korrespondierende Datenrate bei 12 bit, 1 024 Pixeln senkrecht zur Flugrichtung.

Nutzlastecken platziert werden zu können. Dies wäre zwar theoretisch ausreichend für eine 440 mm-Brennweite bei einer Blendenzahl von 4. Allerdings sind darin weder Wandstärken, Befestigungsstrukturen, Streulichtschutz, usw. berücksichtigt. Wird dies alles mitberücksichtigt, ist eine Öffnung von 90 mm Durchmesser bereits zu groß. Zwar könnten die Kameras auf unterschiedliche Ecken der Nutzlastseite aufgeteilt werden, doch dann verliert man den Vorteil der gemeinsamen optischen Bank und Ausrichtung. Im Fall von *Lunar Mission BW1* ist dies auch der Grund für die Wahl der Nutzlastecke. Um eine möglichst große Solarzellenfläche zu ermöglichen, befinden sich die Sternkameras auf den beiden Radiatorseiten ( $+z_B y_B$  und  $+z_B - y_B$ ) des Satelliten. Zwei der vier Sternkameraköpfe sind mit derselben optischen Bank verbunden, wie das MICS 2 (Abbildung 2.3). Dadurch ist man in der Lage die genaue Winkelausrichtung der Kameras im Orbit zu bestimmen, um Lage der Bilder später genauer referenzieren zu können.

Auch was die radiometrische Qualität der Daten anbelangt, ist eine zu hohe Bodenauflösung nicht unbedingt sinnvoll, da bei zunehmender Bodenauflösung gleichzeitig die Belichtungszeit reduziert werden muss, um möglichst scharfe Aufnahmen machen zu können. Dadurch verringert sich bei gleichbleibendem Öffnungsverhältnis der Optik das Nutzsignal. Um diesen Einfluss abschätzen zu können, muss zuerst das von der Mondoberfläche reflektierte Sonnenlicht berechnet werden. Die Herleitung dazu ist im Anhang A.2.1 zu finden. Da das Nutzsignal stark von dem zu beobachtenden Oberflächenmaterial abhängt, wurde in den Berechnungen Mare-Regolith verwendet, das nur über eine geringe Reflektanz im sichtbaren Spektrum verfügt (Abbildung A.1) und somit nur geringe Signale erwarten lässt. Für stärker reflektierende Oberflächen wie

## 2. Nutzlast

Hochland-Regolith ist ein besseres Signal-Rausch-Verhältnis zu erwarten.

Mit Gleichung (2.1) kann nun die Anzahl der Elektronen  $S_e$  berechnet werden, die im CCD pro Pixel entstehen.

$$S_{e^-} = \frac{\pi}{4} \cdot \frac{1}{f_{\#}^2} \cdot A_{\text{CCD}} \cdot \cos^4(\vartheta) \cdot FF \cdot t_{\text{int}} \cdot \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \eta_{\text{QE}}(\lambda) \cdot \tau_{\text{opt}}(\lambda) \cdot \tau_{\text{Filter}}(\lambda) \cdot \frac{\lambda}{hc} \cdot L_{\lambda} \, d\lambda. \quad (2.1)$$

Hierbei ist  $FF \cdot \eta_{\text{QE}}(\lambda)$  die spektrale Empfindlichkeit eines jeden Sensorpixels,  $\tau_{\text{opt}}(\lambda)$  die Transmission der Optik (siehe Abbildung A.4),  $\tau_{\text{Filter}}(\lambda)$  die Transmission des Filters,  $A_{\text{CCD}}$  die Fläche eines Sensorpixels,  $\vartheta$  der Winkel zwischen der Oberflächennormalen und der Richtung des Raumwinkelements,  $t_{\text{int}}$  die Belichtungszeit und  $L_{\lambda}$  die von der Mondoberfläche reflektierte Strahldichte. Als Filter wurden die oben erwähnten Interferenzfilter mit  $555 \pm 25$  nm,  $645 \pm 25$  nm, sowie  $745 \pm 25$  nm verwendet. Damit entsprechen sie ungefähr dem Wellenlängenbereich den *Clementine* mit der High-Resolution Camera<sup>1</sup> untersuchte. Wellenlänge unter 500 nm machen bei diesem Instrument keinen Sinn, da hier die Transmission der Optik stark nachlässt (Abbildung A.4). Auch für Wellenlängen über 800 nm lassen sich am Mond kaum hohe Signalwerte erwarten, da hier die Empfindlichkeit des Sensors stark nachlässt (siehe Eastman Kodak Company 2009) und die Reflektanz der Oberfläche zu gering ist.

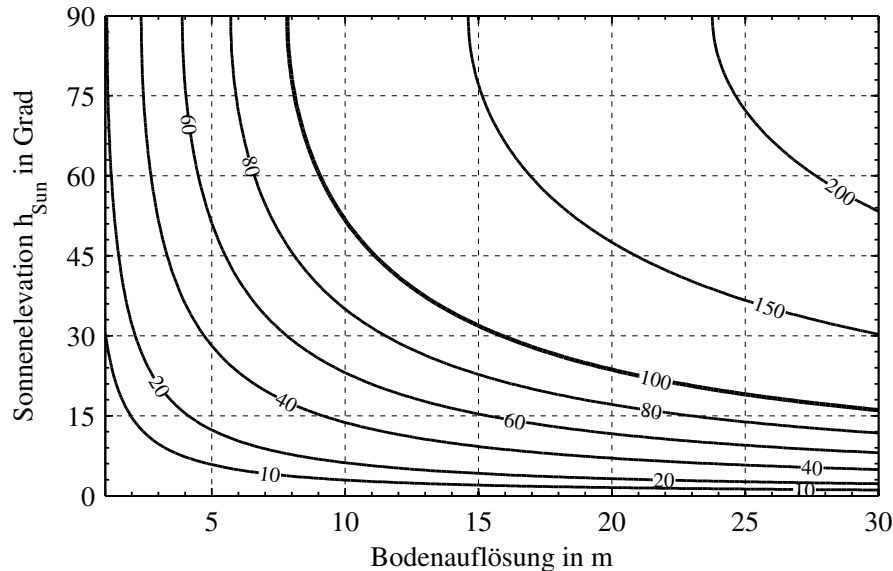
In der Berechnung der Rauschelektronen wurden als Rauschquellen nur das Photonenrauschen  $N_{\Phi}$ , das Dunkelstromrauschen  $N_{\text{dark}}$  und das Ausleserauschen  $N_{\text{read}}$  berücksichtigt. Da durch die zeitliche Abtastung der Photonen die Anzahl der generierten Elektronen einer Poissonverteilung unterliegen, enthalten diese Signalelektronen selbst einen Rauschanteil. Dieses Photonenrauschen entspricht  $\sqrt{S_{e^-}}$  und ist damit gerade bei hohen Signalstärken die größte Rauschquelle. Das Ausleserauschen  $N_{\text{read}}$  wird von allen elektronischen Komponenten verursacht, die am Ausleseprozess beteiligt sind. Laut Spezifikation des Sensors (Eastman Kodak Company 2009) beträgt es  $50 \, e^-$ . Da jedoch in der Kamera noch weitere Komponenten zum Ausleserauschen beitragen, wurde es mit  $100 \, e^-$  in den Rechnungen angenommen. Eine genaue Charakterisierung der Rauschgrößen des Engineering Model für *Flying Laptop* steht noch aus. Als Dunkelstrom wurde  $0.5 \, \text{nA/cm}^2$  aus der Sensor-Spezifikation verwendet, der damit dem Maximalwert bei  $40 \, ^\circ\text{C}$  entspricht. Dieser Dunkelstrom wurde mit der Belichtungszeit multipliziert, um das Dunkelstromrauschen  $N_{\text{dark}}$  zu berechnen. Die einzelnen Rauschquellen können nun mit Gleichung (2.2) addiert werden, um die Anzahl an Rauschelektronen  $N_{e^-}$  zu erhalten

$$N_{e^-} = \sqrt{N_{\Phi} + N_{\text{dark}}^2 + N_{\text{read}}^2}. \quad (2.2)$$

Um eine geeignete Brennweite zu bestimmen, wurde das Signal-Rausch-Verhältnis, also dem Quotient der Signalelektronen und den Rauschelektronen, als Parameter herangezogen. Als Anforderung wurde ein Signal-Rausch-Verhältnis von mindestens

<sup>1</sup>  $560 \pm 5$  nm,  $650 \pm 5$  nm, sowie  $750 \pm 10$  nm <sup>1</sup> zum Vergleich: die High-resolution Camera von *Clementine* lieferte ein Signal-Rausch-Verhältnis (SNR) von 13 – 41 (National Space Science Data Center 2010)

100 angesetzt<sup>1</sup>. Das Ergebnis der Berechnung ist in Abbildung 2.6 für den Filterbereich dargestellt, der das geringste Signal-Rausch-Verhältnis bietet. Demzufolge wird für eine Bodenauflösung von 8 m die Anforderung bereits erfüllt. Allerdings nur unter optimalen Einstrahlbedingungen, wenn die Sonne im Zenit über dem Ziel steht. Sollen auch Gebiete in höheren Breitengrade beobachtet werden, verschlechtert sich das Signal und ab 60°-Breite sollte die Bodenauflösung über 15 m betragen. Die beiden anderen Filterbereiche lieferten geringfügig bessere Ergebnisse (Abbildung A.3(a) und A.3(b)).



**Abbildung 2.6.:** Signal-Rausch-Verhältnis über der Bodenauflösung und Sonnenelevation für Mare-Regolith im Spektralbereich von 720 – 770 nm).

Eine Möglichkeit das Signal-Rausch-Verhältnis zu steigern, wäre die Apertur der Optik zu vergrößern. Hier wurde mit einer Blendenzahl von 4 gerechnet. Durch die Pixelgröße von  $12.8 \mu\text{m}$  ist man damit bereits weit unter der Grenze einer beugungsbegrenzten Optik (Gleichung (A.14)). Eine weitere Absenkung der Blendenzahl würde dann die Auflösung der Bilder reduzieren (Wertz und Larson 1999). Besser wäre die Verwendung eines empfindlicheren Sensors was jedoch praktisch zu einer kompletten Neuentwicklung der Kameraelektronik führen würde.

### Polarisation

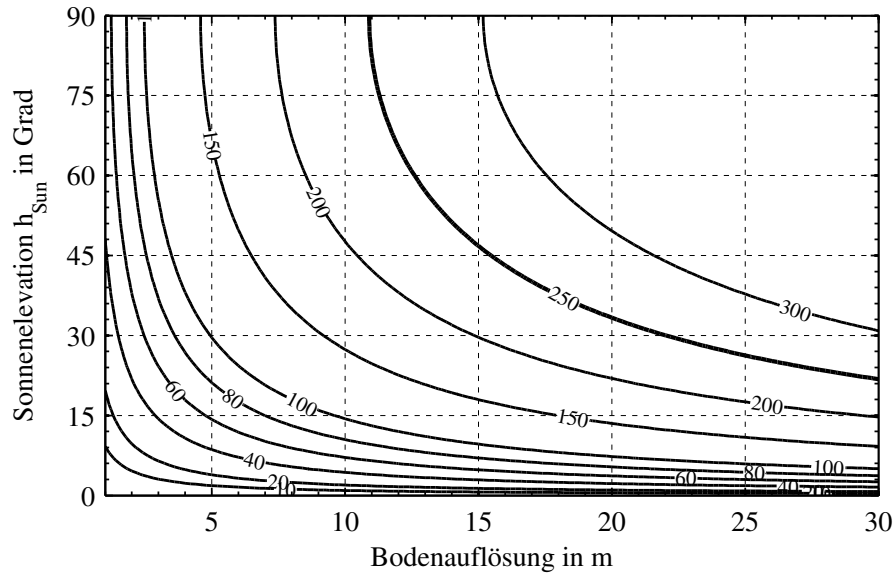
Um mit dem Instrument den Polarisationszustand des Lichts messen zu können, werden die Spektralfilter durch Polarisationsfilter ersetzt. Geht man davon aus, dass die zirkulare Polarisation zu vernachlässigen ist, so werden drei Kanäle zur Bestimmung der ersten drei Stokes-elemente benötigt. Eine mögliche Filteranordnung wäre die linearen Polarisationsfilter um jeweils  $45^\circ$  zueinander zu drehen (Wolff 1994, Wolff et al. 1997). Diese Anordnung hat jedoch den Nachteil, dass Aufnahmen damit stark von der Satellitenausrichtung abhängen. Besser wäre hier eine  $0^\circ, \pm 60^\circ$  Anordnung (Tyo 1998).

## 2. Nutzlast

Mit einer ersten Abschätzung wurde untersucht, ob die Kameras hinsichtlich ihrer Lichtempfindlichkeit für eine solche Messung prinzipiell geeignet wären. Dazu wurden als Grundlagen die Ergebnisse der Teleskopmessungen von Dollfus und Bowell (1971) genommen. Diese verwendeten ein Instrument, das den Polarisationsgrad auf 1‰ genau bestimmen konnte und stellte damit einen maximalen Polarisationsgrad von 47 – 136‰ (bei 600 nm, abhängig von der beobachteten Region) und einen minimalen Polarisationsgrad von circa –10‰ fest. Ein Instrument sollte somit mindestens eine ähnliche Genauigkeit aufweisen. Zur Berechnung der erreichbaren Polarisationsgradgenauigkeit müssen zuerst nach Gleichung (2.1) und (2.2) die Anzahl der Signal- und Rauschelektronen berechnet werden. Die erreichbare Genauigkeit des Polarisationsgrads kann dann mit Gleichung (A.12) berechnet werden. Um ein Instrument mit einer Genauigkeit von 1‰ zu erhalten, müsste ein Signal-Rausch-Verhältnis von 500 erreicht werden. Dies ist auch mit hohen Belichtungszeiten mit diesem Sensor aufgrund der Full-well Kapazität von 170 000 e<sup>-</sup> nicht machbar. Der Sensor kann damit ein theoretisches Signal-Rausch-Verhältnis von maximal 400 leisten. Dies wird in der Praxis jedoch nicht zu erreichen sein. Daher sollte man mit dem Instrument eher eine Polarisationsgradgenauigkeit von 2‰ anstreben, was bei halb-gesättigten Pixeln einem SNR von 250 entspricht.

Ähnlich wie in Abbildung 2.6 zeigt auch Abbildung 2.7 das Signal-Rausch-Verhältnis über der Bodenauflösung und Sonnenelevation. Hier wurde nun anstelle des Spektralfilters ein Polarisationsfilter verwendet. In den Rechnungen wurde von unpolarisierter Strahlung ausgegangen. Nach Durchlaufen des Polarisators beträgt prinzipbedingt die Strahldichte nur noch 50% der Strahldichte vor dem Polarisator (Elachi und Zyl 2006). Des weiteren schwächt der Polarisationsfilter durch seine Transmission die durchgehende Strahlung weiter ab, was etwa 20% zusätzlichen Verlust bedeutet. Allerdings verändern sich die polarimetrischen Eigenschaften der Strahlung nur gering mit der Wellenlänge (Tyo et al. 2006), dadurch kann der Wellenlängenfilterbereich vergrößert werden. Gängige Polarisationsfilter weisen einen Bereich von 450 – 750 nm auf (Bass und Mahajan 2009). Damit können zwar höhere Signal-Rausch-Verhältnisse erreicht werden als mit den untersuchten Spektralfiltern, durch die höheren Anforderungen werden jedoch insgesamt größere Bodenauflösungen benötigt. Diese sollten für ein gefordertes SNR von 250 bei einer Sonnenelevation über 30° mindestens im Bereich von etwa 20 – 25 m liegen.

Die weiteren Änderungen, die an der Kamera vorgenommen werden sollten, sind der höheren Strahlenbelastung geschuldet. Wie in Kapitel 3 gezeigt wird, ist die Strahlenbelastung im Verlauf der Mission um ein Vielfaches größer als im niederen Erdorbit. Dadurch muss zum einen das Elektronikgehäuse von 1 mm Wanddicke auf mindestens 3 mm verstärkt werden. Außerdem sollte die Programmierschnittstelle, die das Aufspielen der Kamerasoftware auf die FPGAs zulässt, vom Onboardrechner kommandiert werden können, um im Falle eines Single-event Upset ein Wiederherstellen der Kamerasoftware zu ermöglichen. Ein weiterer Engpass könnten die nur zwei Leuchtdioden pro Kamera sein, die als Kalibrierlampen dienen, um etwaige optische Veränderungen oder Veränderungen der Sensorempfindlichkeit zu entdecken. Bei Ausfall einer Diode kann nicht mehr der gesamte CCD ausgeleuchtet werden und die Kamera somit nicht mehr pixelweise kalibriert werden. Dies kann vor allem dadurch kritisch werden, dass der



**Abbildung 2.7.:** Signal-Rausch-Verhältnis über der Bodenauflösung und Sonnenelevation mit Polarisationsfilter 450 – 750 nm).

Satellit mehrere Monate beziehungsweise Jahre zum Mond unterwegs ist. Über eine so lange Dauer ist nicht davon auszugehen, dass sich einzelne Instrumentenkennwerte nicht verändert haben. Eine Erhöhung der Leuchtdiodenanzahl könnte damit die Verlässlichkeit der Bilddaten erhöhen.

Berücksichtigt man die Brennweitenreduzierung von 360 mm auf 86 mm, so verringert sich die Masse, trotz einer Erhöhung des Strahlungsschilds, von derzeit 10.6 kg des MICS auf etwa 7 kg des MICS 2.

### 2.3.3. Thermal Infrared Camera System 2 (TICS 2)

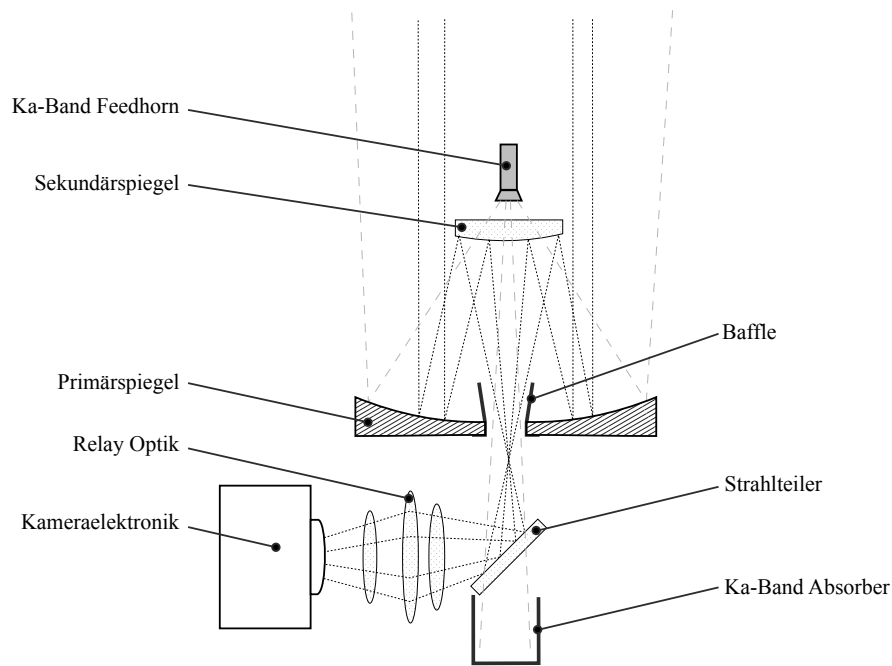
Auch das zweite vom IRS entwickelte Instrument, das Thermal Infrared Camera System 2, basiert auf dem ursprünglich für *Flying Laptop* geplanten Instrument TICS. Dieses besteht aus einem ungekühlten Mikrobolometer Array, einer Relay-Optik, eines Strahlteilers, sowie einem Cassegrain-Spiegelsystem als Optik, wobei der Primärspiegel gleichzeitig als Antennenreflektor für die Ka-Band Kommunikation dient (Abbildung 2.8). Die Nutzung eines ungekühlten Mikrobolometer Array erlaubt es, auf eine kryogenische Kühlung zu verzichten. Am *Flying Laptop* sollte damit die winkelabhängige Temperaturverteilung von Oberflächen gemessen werden. Jedoch ergaben Strahlungstransportrechnungen, dass die für die Messungen benötigte Genauigkeit aufgrund der beschränkten Leistungsfähigkeit eines ungekühlten Mikrobolometers nicht erfüllt werden konnte. Somit wurde von einem Einsatz des Instruments auf *Flying Laptop* abgesehen. Für *Lunar Mission BW1* stellt sich nunmehr die Frage, inwieweit ein solches Instrument am Mond sinnvoll wäre und welche Änderungen daran vorgenommen werden sollten.

Für TICS ist ein Mikrobolometer mit einer Pixelanzahl von  $320 \times 240$  Pixeln vorgese-

Tabelle 2.2.: Eigenschaften des MICS 2.

	<i>Allgemein</i>
Masse	7 kg
Elektrische Leistung	15 W
Abmessungen	220 × 165 × 145 mm
Kanäle	3
TRL	4
	<i>Optik</i>
Brennweite	85.3 mm
Apertur	21.3 mm
Bodenauflösung	15 m (100 km-Nominalhöhe) 9 m (60 km-Periapsishöhe)
Instantaneous Field-of-view	0.15 mrad × 0.15 mrad
Schwadbreite	15.4 km (100 km-Nominalhöhe) 9.2 km (60 km-Periapsishöhe)
Field-of-view	8.78° × 8.78°
Blendenzahl	F/4.0
Spektralbereich	530 – 580 nm, 620 – 670 nm, 720 – 770 nm oder 450 – 750 nm (Polarisation)
Belichtungszeit	4.6 ms
	<i>Detektor</i>
Sensortyp	Interline CCD Matrix
Abmessungen	13.1 × 13.1 mm
Pixelgröße	12.8 μm
Pixelanzahl	1 024 × 1 024
Full-well Kapazität	170 000 e <sup>-</sup>
Ausleserauschen	100 e <sup>-</sup>
Digitalisierung	12 bit, 4 096 DN
Dunkelstrom	0.5 nA/cm <sup>2</sup> (bei 40 °C)
Dynamic Range	64 dB
maximale Bildfrequenz	4 Hz
	<i>Datenraten</i>
Bildfrequenz im Nadirmodus	0.14 – 0.35 Hz (50% Überlappung)
Datenrate im Nadirmodus	1.8 – 4.5 Mbit/s (1 Kanal, 50% Überlapp.) 5.5 – 13.4 Mbit/s (3 Kanäle, 50% Überlapp.)
Einzelbildgröße	1.63 Mbyte (1 Kanal) 4.90 Mbyte (3 Kanäle)





**Abbildung 2.8.:** TICS-Prinzipskizze aus FLP Team (2009)

hen. Der Sensor ist in einem Wellenlängenbereich von 7 – 14  $\mu\text{m}$  empfindlich und verfügt über eine Zeitkonstante von 4 ms, die das Instrument benötigt, um Temperaturunterschiede zu detektieren (Ulis 2007). Diese Zeitkonstante gibt somit die untere Grenze der Bodenauflösung vor. Bei einer Satellitengeschwindigkeit von 1.6 km/s über Grund ergibt sich daraus eine Strecke von 6.4 m, die der Satellit in dieser Zeit zurückgelegt hat. Die minimale Bodenauflösung sollte somit mindestens 12.8 m betragen. Dies erfordert bei einer Pixelgröße von 45  $\mu\text{m}$  eine Brennweite von etwa 350 mm. Eine Spiegeloptik mit guten Abbildungsleistungen, das heißt mit geringen Aberrationen, sollte dabei eine F-Zahl von 1.5 nicht unterschreiten. Die Eintrittsöffnung wird also auf 230 mm beschränkt. Allerdings kann nicht die gesamte Eintrittsöffnung Licht sammeln. Aufgrund von Abschattungen durch den Sekundärspiegel, die Sekundärspiegelhalterung, die Ka-Band-Feedhörner und Hohlleiter wird die Eintrittsöffnung um geschätzte 40% reduziert. Dadurch erhöht sich die effektive F-Zahl auf 1.94. Damit würde das System dieselbe Lichtleistung sammeln, wie ein Linsensystem mit 180 mm-Durchmesser und wäre bereits beinahe für eine Platzierung in einer der Nutzlastecken geeignet. Bei größeren Bodenauflösungen und somit geringeren Brennweiten wäre der Einsatz einer mit dem Ka-Band kombinierten Spiegeloptik noch fraglicher, da zudem noch weitere Verluste durch den Strahlteiler und die Relay-Optik verursacht werden. Der Punkt, bei dem sich aufgrund der Lichtsammelleistung eine solche Spiegeloptik nicht mehr lohnt liegt bei etwa 15 m Bodenauflösung.

Als mögliche Alternative sollte daher auch die Verwendung einer eigenen Linsen-Optik untersucht werden. Diese bietet beispielsweise den Vorteil eines geringeren Entwicklungsaufwands und -risikos und bessere Abbildungsqualität. Zur Zeit konnte die Konstruktion

## 2. Nutzlast

eines CFK-Spiegels mit entsprechender Oberflächengüte für Abbildungen im Thermischen Infrarot noch nicht demonstriert werden. Dementsprechend wurde hier von einem geringen Technology Readiness Level (TRL) ausgegangen. Außerdem würde die Trennung des Ka-Bandes von der Thermalkamera die Gesamtkomplexität beider Systeme reduzieren, da dann weder der Sekundärspiegel noch der Strahlteiler<sup>1</sup> im Satelliteninneren mit einem im Thermalen reflektierenden und im Ka-Band transparenten Material verwendet werden müssten.

Nachteilig an dieser Lösung wäre ein größerer Bedarf an Oberflächenplatz sowie abhängig von der endgültigen Brennweite eine potenziell höhere Masse.

Eine experimentelle Ermittlung der Leistungskennwerte ergab eine NETD<sup>2</sup> von 90.8 mK bei einer Temperatur von 300 K und eine F/1.0-Optik (Urbainczyk 2008). Umgerechnet auf die bei 300 K emittierte Strahlung des Mondes und einer F/2.0 Optik ergibt sich dann eine NETD von 160 mK.

Modellrechnungen der Oberflächentemperatur von Vasavada, Paige und Wood (1999) zeigen hauptsächlich von der Sonnenelevation abhängige Tagestemperaturen. Abhängig vom Breitengrad erreichen diese dann eine maximal Temperatur zwischen 280 K am 75. Breitengrad und 390 K am Äquator. Die Tiefsttemperaturen erreichen vor Sonnenaufgang ein Minimum von ungefähr 100 K. Diese Dynamik von etwa 300 K wird mit einem ungekühlten System nicht zu detektieren sein. Bei diesen geringen Temperaturen wird das thermische Rauschen eines ungekühlten Bolometers das Messsignal überwiegen. Bei Verwendung des geplanten Mikrobolometers sollte man von einem detektierbaren Temperaturbereich von 260 – 330 K ausgehen (Ulis 2007). Es ist somit nicht möglich, das Instrument auf der Nachtseite sinnvoll einzusetzen. Auch die flächendeckende Verwendung des Instruments an den Polen scheint fraglich, da hier die mittleren Temperaturen im Sommer 180 K nicht übersteigen. Jedoch gibt es dort lokal an Kraterwänden Bereiche, an denen die Oberflächentemperatur 300 K erreicht (Paige et al. 2010a). Damit wäre ein eingeschränkter Betrieb des Instrumentes über der Polregion durchaus möglich.

Um die Wellenlängenposition des Christiansen-Peaks zu bestimmen, muss das Instrument mit verschiedenen Schmalbandfiltern ausgestattet werden. Für die Unterscheidung der drei Gesteinsarten (extrem felsische Hochlandböden, typische Hochlandböden und mafische Mareböden) sollten die Filter die folgenden Wellenlängenbereiche erfassen (Horstmann 2008):

- $7.80 \pm 0.25 \mu\text{m}$  zur Erfassung des Emissionsmaximums extrem felsischer Hochlandböden,
- $8.20 \pm 0.22 \mu\text{m}$  zur Erfassung des Emissionsmaximums typischer Hochlandböden,
- $8.60 \pm 0.20 \mu\text{m}$  zur Erfassung des Emissionsmaximums mafischer Mareböden.

Eine Verwendung dieser schmalbandigen Filterbereiche führt jedoch zu einer starken Verringerung des Signal-Rausch-Verhältnisses, wodurch der Betrieb des Instrumentes nur noch über der Äquatorregion während des Tages möglich wird.

<sup>1</sup> Der Strahlteiler dient dazu, die hohe Strahlungsleistung der Ka-Band-TWT während der Kommunikation vom Eintritt in die TICS 2-Elektronik abzuhalten. <sup>2</sup> Noise Equivalent Temperature Difference

Tabelle 2.3.: Eigenschaften des TICS 2.

<i>Allgemein</i>	
Masse	5 kg
Elektrische Leistung	10 W
TRL	2
<i>Optik</i>	
Brennweite	225 mm
Apertur	112.5 mm
Bodenauflösung	20 m (100 km-Nominalhöhe) 12 m (60 km-Periapsishöhe)
Instantaneous Field-of-view	0.2 mrad × 0.2 mrad
Schwadbreite	6.4 km (100 km-Nominalhöhe)
Schwadbreite	3.8 km (60 km-Periapsishöhe)
Field-of-view	3.67° × 2.75°
Blendenzahl	F/2.0
Spektralbereich	8 – 14 μm
Dwell time	6 ms
<i>Detektor</i>	
Sensortyp	ungekühltes Mikrobolometer Array
Abmessungen	14.4 × 10.8 mm
Pixelgröße	45 μm
Pixelanzahl	320 × 240
Digitalisierung	14 bit, 16 384 DN
<i>Datenraten</i>	
Bildfrequenz im Nadirmodus	0.68 Hz (100 km Höhe, 50% Überlappung) 1.12 Hz (60 km Höhe, 50% Überlappung)
Datenrate im Nadirmodus	0.7 Mbit/s (100 km Höhe, 50% Überlapp.) 1.2 Mbit/s (60 km Höhe, 50% Überlapp.)
Einzelbildgröße	0.13 Mbyte

#### 2.3.4. Smart Panoramic Optical Sensor Head (SPOSH)

SPOSH ist ein Instrument, mit dem es möglich sein wird, die Lunar Transient Phenomena zu detektieren. Die Kamera wird vom DLR Institut für Planetenforschung entwickelt und basiert auf einer Weitwinkelkamera mit integrierter Prozessoreinheit zur Onboard-Datenauswertung. Dadurch werden die Bilder sofort an Bord ausgewertet und nach

## 2. Nutzlast

veränderlichen Phänomenen untersucht. Wurde eines gefunden, so werden nur diese Bilder gespeichert. Dadurch reduziert sich die Datenrate um mehrere Größenordnungen. Als Sensor verwendet die Kamera den Back Illuminated E2V CCD 47-20 Frame Transfer Chip mit Peltier-Kühlung. Dadurch und aufgrund der schnellen Optik ( $F/\#$  1.067) können noch mit kurzen Belichtungszeiten Lichtblitze bis  $+6$  mag mit einem Signal-Rausch-Verhältnis  $>5$  detektiert werden (Oberst et al. 2005).

Als Optik wird ein Weitwinkelobjektiv eingesetzt, das der Kamera ein Field-of-view von  $120^\circ \times 120^\circ$  ermöglicht. Dadurch ist man in der Lage mit einem Bild ein Gebiet von etwa  $170\,000\text{ km}^2$  zu überwachen, was ungefähr 0.5% der Mondoberfläche entspricht. Maximal könnte die Mondoberfläche aus einem 100 km-Orbit ein Sichtfeld von  $142^\circ$  einnehmen.

Da keine genaue Datengrundlage zu den Häufigkeiten von Meteoroideneinschlägen auf der Mondoberfläche vorliegen, wurde von Oberst et al. (2010) aufgrund von Teleskopbeobachtungen von der Erde die Anzahl der Meteoroideneinschlagsblitze, die im Sichtbereich der Kamera liegen, auf 1–100 Blitze pro Tag geschätzt.

Die Datenprozessierungseinheit des Instruments basiert auf einem Leon2-Prozessor, der in der Lage ist, die Bilder mit bis zu 3 Bilder/s zu analysieren. Da nur die Bilder an Bord gespeichert werden, die ein Ereignis enthalten, wird die zu übertragende Datenrate stark reduziert. Geht man von oben erwähnten 100 Ereignissen pro Tag aus, so erzeugt das Instrument eine umgerechnet kontinuierliche Datenrate von 17 kbit/s. Über ein Kommando kann die Kamera jedoch auch komplette Bilder abspeichern ohne vorhergehende Auswertung. Damit können gegebenenfalls auch Aufnahmen der Kordylewskischen Wolken gemacht werden.

Das Instrument verfügt über ein 3 mm dickes Aluminiumgehäuse zur Strahlungsabschirmung und ist für eine Strahlungsbelastung von 300 Gy ausgelegt. Außerdem ist, um eine geringe Sensortemperatur zu gewährleisten, ein eigener Radiator vorgesehen. Damit wird das Instrument voraussichtlich eine Masse von 2.5 kg aufweisen und eine elektrische Leistung von insgesamt 4.5 W für Kamerakopf und Datenprozessierungseinheit benötigen. Durch seine kompakten Abmessungen von  $142 \times 130 \times 162$  mm kann das Instrument an einer Nutzlaststecke angebracht werden.

### 2.3.5. Lunar Dust Environment Analyzer (LUDENA)

Der Lunar Dust Environment Analyzer (Abbildung 2.9) ist ein Staubsensor, der Mikrometeoroideneinschläge bezüglich ihrer Geschwindigkeit, Masse und Zusammensetzung untersucht (Laufer et al. 2008). Das Instrument basiert auf bei *Cassini* eingesetzter Technologie (Srama et al. 2004) und wurde ursprünglich am Max-Planck-Institut für Kernphysik in Heidelberg entwickelt. Seit 2011 ist das Instrumententeam im Institut für Raumfahrtssysteme der Universität Stuttgart eingegliedert.

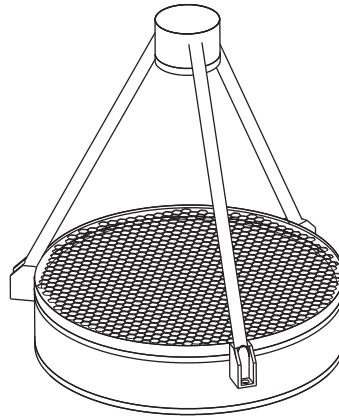
Das Herzstück des Instruments besteht aus einer mit Gold überzogenen Aufschlagsfläche, das sogenannte Target, mit einem Durchmesser von 160 mm über dem mehrere Drahtgitter angebracht sind. Staubteilchen, die eine Geschwindigkeit von mehreren Kilometern pro Sekunde aufweisen, erzeugen beim Auftreffen auf das Target ein Einschlagsplasma aus Elektronen und Ionen. Die Ionen werden von dem elektrisch geladenen

Tabelle 2.4.: Eigenschaften des SPOSH.

	<i>Allgemein</i>
Masse	2.5 kg
Elektrische Leistung	5 W
Abmessungen	142 × 130 × 162 mm
TRL	4
	<i>Optik</i>
Brennweite	7 mm
Field-of-view	120° × 120°
Blendenzahl	F/1.067
Spektralbereich	430 – 850 nm
	<i>Detektor</i>
Sensortyp	Frame transfer CCD Matrix
Abmessungen	13.3 × 13.3 mm
Pixelgröße	13 μm
Pixelanzahl	1 024 × 1 024
Full-well Kapazität	100 000 e <sup>-</sup>
Digitalisierung	14 bit, 16 384 DN
Dunkelstrom	6 e <sup>-</sup> /s/Pixel (bei -10 °C)
maximale Bildfrequenz	3 Hz (ohne Binning)
	<i>Datenraten</i>
Datenrate	<17 kbit/s (kontinuierlich)
Einzelbildgröße	1.83 Mbyte

## 2. Nutzlast

Gitter in Richtung des zentral über dem Target angebrachten Ionen-Kollektor beschleunigt. Durch Laufzeitmessungen ist damit das Instrument in der Lage, Rückschlüsse auf die Staubzusammensetzung zu ermöglichen. Da Staub im Weltraum elektrisch geladen ist, induziert es beim Eintritt in den Staubdetektor in den Gittern eine Spannung. Dadurch lässt sich sowohl die Relativgeschwindigkeit des Staubteilchens, sowie seine Flugrichtung bestimmen.



**Abbildung 2.9.:** Lunar Dust Environment Analyzer.

Um eine möglichst große Detektorfläche zu ermöglichen, hat das Staubteleskop einen Durchmesser, der fast dem, durch die Satellitengeometrie vorgegebenen, Maximaldurchmesser entspricht. Mit 160 mm, was einer Fläche von  $200 \text{ cm}^2$  entspricht, ist das System in der Lage Staubteilchen zwischen  $0.1$  und  $100 \mu\text{m}$  Größe zu detektieren. Die Staubgeschwindigkeit kann dabei zwischen  $1$  und  $100 \text{ km/s}$  variieren. Der Sichtbereich des Instruments liegt bei etwa  $160^\circ$ , wobei dann bereits Abschattungen durch die Satellitenstruktur (zum Beispiel durch das Ka-Band-Feedhorn und die Sekundärspiegelhalterung) auftreten. Jedoch spielt die genaue Ausrichtung des Instruments trotz des hohen Sichtbereichs sehr wohl eine Rolle. Mit ansteigender Winkelabweichung reduziert sich die mögliche projizierte Detektorfläche und es kommt durch die mehrlagigen Gitter zu einer winkelabhängigen Transmission. Damit erreichen bei niedrigen Elevationswinkeln weniger Teilchen das Ziel.

Erste Abschätzungen gehen von einer zu erwartenden Detektionsrate von  $100\,000$  Teilchen pro Jahr aus. Die Datenrate des Instruments würde dann bei etwa  $1 \text{ kbit/s}$  liegen.

**Tabelle 2.5.:** Eigenschaften des Lunar Dust Environment Analyzer.

<i>Allgemein</i>	
Masse	1.5 kg
Elektrische Leistung	3 W
Abmessungen	∅160 × 200 mm
TRL	3
<i>Detektor</i>	
Sensorfläche	200 cm <sup>2</sup>
Field-of-view	160°
Staubgeschwindigkeitsbereich	1 – 100 km/s
Detektierbare Partikelgrößen	0.1 – 100 µm
<i>Datenraten</i>	
Datenrate	1 kbit/s (kontinuierlich)





## 3. Orbitanalyse (Transferbahn)

Diese Kapitel handelt von der Untersuchung möglicher Transferbahnen hinsichtlich der Flugdauer. Für die Nutzlastauswahl ist dies insofern relevant, dass davon in großem Maße die Nutzlastkapazität bestimmt wird. Eine hohe Nutzlastmasse, beziehungsweise Satellitenmasse, hat eine längere Flugdauer zur Folge, die wiederum mit einer höheren Strahlungsbelastung der elektronischen Bauteile einher geht. Dadurch degradieren Halbleiterbauelemente stärker, was zu einer verminderten Lebensdauer führt. Komponenten müssen also gegebenenfalls durch Abschirmungen geschützt werden. Dadurch erhöht sich letztendlich die Satellitenmasse, die ihrerseits wiederum eine längere Flugdauer zur Folge hat. In Abschnitt 3.1 werden zuerst die Anforderungen an eine Transferbahn aufgestellt und die Mission anhand charakteristischer Punkte in verschiedene Phasen eingeteilt. Anschließend werden in Abschnitt 3.3 unterschiedliche Transferstrategien verglichen und die Strahlungsbelastung mit mehreren Schilddicken ermittelt.

### 3.1. Anforderungen

An eine für *Lunar Mission BW1* ideale Transferbahn werden folgende Anforderungen gestellt:

- Ausgangspunkt ist ein als Sekundärnutzlast oder Ko-Passagier erreichbarer Orbit,
- geringer Treibstoffbedarf,
- minimale Strahlungsbelastung,
- Ziel ist eine niedrige Mondumlaufbahn mit hoher Inklination.

Für eine akademische Kleinsatellitenmission kommen im Grunde nur Startmöglichkeiten als Sekundärnutzlast oder Ko-Passagier mit anderen Satelliten in Frage (Lauer 2010). Die meisten Mitfluggelegenheiten ergeben sich dabei sicherlich in den niederen Erdorbit (LEO). Für eine Mission zum Mond wäre jedoch eine Bahn mit möglichst großer Halbachse vorzuziehen. Ein Start in eine geostationäre Transferbahn (GTO) würde dabei sowohl Transferzeit, als auch Treibstoff einsparen. Eine potenziell günstige Gelegenheit wäre an Bord eines Qualifikationsfluges der indischen GSLV-Mk III, die zwei Nutzlasten in eine geostationäre Transferbahn befördern kann. Aus diesem Grund wurde als Ausgangspunkt der Transferbahn ein indischer GTO gewählt.

Wie bei jeder Satellitenmission mit eigenem Antrieb gilt auch bei einer Kleinsatellitenmission, dass jedes unnötige Kilogramm zusätzliche Treibstoffmasse erfordert. Jede

### 3. Orbitanalyse (Transferbahn)

zusätzliche Treibstoffmasse wiegt somit in doppelter Hinsicht schwer. Außerdem verfügen Kleinsatelliten durch ihr geringes Volumen in der Regel nicht über ausreichende Kapazitäten viel Treibstoff mitzunehmen. Daher ist ein geringer Treibstoffbedarf für diese Mission essentiell.

Einige Voruntersuchungen und Simulationen zeigten, dass eine Kleinsatellitenmission zum Mond mit chemischen Triebwerken aufgrund der dafür notwendigen hohen Treibstoffmasse nicht möglich ist (Bock 2009, Laufer 2010). Aus diesem Grund basiert das Antriebssystem von *Lunar Mission BW1* auf elektrischen Antrieben, die zur Zeit am IRS entwickelt und getestet werden.

Ähnlich wie vergleichbare Missionen zum Mond mit elektrischen Antrieben als Haupttriebwerke, wie *SMART-1* lässt sich die Mission anhand charakteristischer Merkmale der Transferbahn in folgende Phasen unterteilen:

- Start in einen geostationären Transferorbit (GTO), LEOP<sup>1</sup>-Phase (Startphase),
- Anhebung des Perigäums über den Van-Allen-Gürtel (Aufstiegsphase),
- Anhebung des Apogäums in den Einflussbereich des Mondes (Flugphase),
- Einfangmanöver (Einfangphase),
- Absenken in einen niedrigen, kreisförmigen Orbit mit hoher Inklination (Abstiegsphase),
- Umkreisen des Mondes in niedrigem Orbit (Wissenschaftsphase),
- Kontrollierter Einschlag auf der erdzugewandten Seite (Einschlagsphase).

Die in diesem Kapitel betrachtete Transferbahn umfasst die Transferphase bestehend aus Aufstiegsphase, Flugphase, Einfangphase und Abstiegsphase. Die Wissenschaftsphase wird gesondert in Kapitel 4 behandelt.

Eine kurze Transferzeit geht einher mit einer niedrigen Strahlungsbelastung. In Kleinsatelliten werden in der Regel ausgewählte, handelsübliche Elektronikbauteile verwendet. Diese sind jedoch oft nicht für die raue Weltraumumgebung zwischen Erde und Mond ausgelegt und können durch hochenergetischen Strahlungseinfluss degradieren beziehungsweise zerstört werden. Eine kurze Transferzeit reduziert somit die Wahrscheinlichkeit einer Überbeanspruchung des Bauteils. Dadurch kann außerdem die Gehäusedicke der Komponenten, die auch als Abschirmung dient, reduziert werden. Dies verringert die Komponenten-, Struktur- und Treibstoffmasse.

Das Ziel der Transferbahn ist schließlich eine niedrige Mondumlaufbahn mit hoher Inklination. Dadurch werden Aufnahmen der gesamten Mondoberfläche mit hoher räumlicher Auflösung ermöglicht.

## 3.2. Raumfahrzeugkonfiguration

Die für diese Phase kritischsten Subsysteme sind das Antriebssystem und die Energieversorgung. Als Triebwerke für *Lunar Mission BW1* werden zur Zeit zwei Arten elektrischer

---

<sup>1</sup> Launch and Early Orbit Phase

Antriebe entwickelt: das thermische Lichtbogentriebwerk TALOS (Bock 2009) und das instationär gepulste magnetoplasmadynamische (iMPD) Triebwerk SIMP-LEX (Nawaz 2009). Das thermische Lichtbogentriebwerk TALOS verwendet als Treibstoff gasförmiges Ammoniak und erreicht damit in Laborversuchen einen Schub von 107 mN bis 124 mN (siehe Bock 2009) bei einer Leistung von circa 800 W. Aufgrund seiner hohen elektrischen Leistung ist ein Dauerbetrieb mit *Lunar Mission BW1* nicht möglich. Das bisherige Operationskonzept sieht eine einstündige Nutzung gefolgt von einer einstündigen Pause zum Laden der Batterien vor. Zu Beginn der Mission sind allerdings auch längere Nutzungsphasen (bis zu 3 Stunden) gefolgt von längeren Ladepausen möglich.

Das ebenfalls am IRS entwickelte SIMP-LEX-Triebwerk wird im Unterschied zu TALOS einen Festtreibstoff verwenden. Dabei kommt Polytetrafluorethylen (PTFE) zum Einsatz, das helixförmig dem Triebwerk zugeführt wird. Das Triebwerk verfügt über einen sehr viel höheren spezifischen Impuls als das Lichtbogentriebwerk, erreicht im Gegenzug jedoch nicht dessen Schubkraft. Aus diesem Grund wird das Triebwerk nicht während den zeitkritischen Phasen (Aufstiegsphase und Einfangphase) verwendet. Um es sowohl für Bahnmanöver während der Flug- und Abstiegsphase einzusetzen und um Entsättigungsmanöver durchzuführen wird auf *Lunar Mission BW1* ein Cluster aus mindestens vier dieser Triebwerke zum Einsatz kommen. Tabelle 3.1 listet die in den folgenden Simulationen verwendeten Triebwerksdaten auf.

**Tabelle 3.1.:** Triebwerksdaten.

	TALOS	SIMP-LEX
Anzahl	1	4
Spezifischer Impuls $I_s$	430 s <sup>a</sup>	1 950 s <sup>b</sup>
effektive Austrittsgeschwindigkeit <sup>c</sup>	4 200 m/s	19 168 m/s
Schub pro Triebwerk	0.110 N <sup>a</sup>	0.001 3 N <sup>b</sup>
Massenfluss pro Triebwerk <sup>d</sup>	$2.62 \times 10^{-5}$ kg/s	$6.78 \times 10^{-8}$ kg/s
elektrische Leistung pro Triebwerk	800 W <sup>a</sup>	120 W <sup>b</sup>
Missionsbeschränkung	1 h Betrieb, 1 h Batterien aufladen; 3 h-Betrieb BOL <sup>e</sup>	0.5 Hz Pulsfrequenz, Dauerbetrieb möglich

<sup>a</sup> Quelle: Bock (2009), <sup>b</sup> Quelle: Zöllner (2008), <sup>c</sup> mit Gleichung (A.15), <sup>d</sup> mit Gleichung (A.16) <sup>e</sup> Begin of Life

Das Energieversorgungssystem sieht sechs Solarpaneele mit je einem Quadratmeter Fläche und eine Batteriekapazität von 100 Ah vor. Weitere Details dazu sind in Falke (2004) und Tabelle A.8 zu finden.

### 3.3. Transferstrategien

Dieser Abschnitt betrachtet verschiedene Transferstrategien mit den geplanten elektrischen Triebwerken TALOS und SIMP-LEX, um genauere Abschätzungen zur Missionsdauer,

### 3. Orbitanalyse (Transferbahn)

Satellitenmasse, sowie den damit verbundenen zu erwartenden Strahlungsdosen und den benötigten Schutzschilddicken zu erhalten.

#### 3.3.1. Aufstiegsphase

Die Aufstiegsphase zählt sicherlich zu den kritischsten Phasen der Mission, da der Satellit als Sekundärnutzlast in einen GTO<sup>1</sup> startet (Laufer 2010) und nur über geringen Schub für Bahnmanöver verfügt. Dementsprechend oft durchquert der Satellit den Van-Allen-Gürtel und ist damit einer hohen Strahlenbelastung ausgesetzt, die negative Auswirkungen auf die Lebensdauer von mikroelektronischen Bauteilen, Solarzellen und Sensoren hat.

Der innere Teil des Van-Allen-Gürtels, in dem sich hochenergetische Protonen mit bis zu mehreren hundert MeV (Holmes-Siedle und Adams 2002) befinden, erstreckt sich bis zu einem Abstand von vier Erdradien in der Äquatorebene (Daly 1994). Der maximale Fluss an Protonen mit Energien über 10 MeV liegt in einem Abstand von etwa  $2 R_E$  (Scherer et al. 2005). In diesem Abstand befinden sich zusätzlich zu den Protonen Elektronen mit niedrigerer Energie (im Bereich von MeV).

Der äußere Teil des Van-Allen-Gürtels beinhaltet hauptsächlich Elektronen mit Energien bis zu 7 MeV (Holmes-Siedle und Adams 2002). Dieser Bereich erstreckt sich bis zu einem Abstand von etwa  $10 R_E$  am Äquator, wobei das Maximum an Elektronen mit mehr als 1 MeV bei circa  $4 R_E$  liegt (Daly 1994). Im Gegensatz zum inneren Bereich sind die Konzentrationen im äußeren Teil des Van-Allen-Gürtels starken Schwankungen unterlegen (Bourdarie und Xapsos 2008, Estublier 2008). Aus diesem Grund wurden für die Simulationen der Aufstiegsphase als Endzustand ein Bahnradius von 32 000 km ( $\approx 5 R_E$ ) gefordert.

Ein weiterer Grund diesen Bereich möglichst schnell zu verlassen, ist die erhöhte Konzentration an größeren Partikeln ( $> 1$  mm Durchmesser). Diese befinden sich hauptsächlich im Bereich zwischen 500 und 2 000 km Höhe (Zöllner 2008).

Um dies in möglichst kurzer Zeit zu erreichen, sollten die Triebwerke kontinuierlich Schub liefern. Dies ist jedoch bedingt durch den hohen Energiebedarf nicht möglich (Falke 2004). Das operationelle Konzept sieht darum vor, nach jeder Betriebsstunde des TALOS-Triebwerks die Batterien innerhalb einer Stunde wieder aufzuladen. Da dies jedoch eine End-of-Life-Anforderung an das Energieversorgungssystem ist, ist es am Anfang der Mission möglich, den Antrieb bis zu 3 h am Stück zu betreiben, gefolgt von einer längeren Batterieladephase.

Im folgenden werden zwei Varianten vorgestellt, die beide den Perigäumsradius auf 32 000 km anheben. Dies lässt sich durch Schubphasen im Apogäum auf energetisch günstigste Weise erreichen. Ausgangspunkt für beide Varianten ist der GTO mit den in Tabelle 3.2 dargestellten Eingangsparametern. Variante 1 bildet einen Dauerbetrieb des Lichtbogentriebwerks nach, mit der oben erwähnten Einschränkung der einstündigen Betriebsdauer. Sie lässt dabei jedoch auch Schubphasen außerhalb des Apogäumbereiches zu.

---

<sup>1</sup> mit  $180 \times 36\,000$  km Peri- bzw. Apogäumshöhe

**Tabelle 3.2.:** Verwendete Eingangsparameter für die Simulationen der Aufstiegsphase im Geostationären Transferorbit.

Startepoche	1 Januar 2011 00:00:00 UTC
Apogäumsradius	42 378 km
Perigäumsradius	6 558 km
Inklination	19.2°
Rektaszension des aufsteigenden Knotens	0°
Argument des Perigäums	0°
Wahre Anomalie	0°

In der zweiten Variante wird eine dreistündige Schubphase, die um das Apogäum zentriert ist, umgesetzt. Dadurch wird weniger  $\Delta V$  auf die Anhebung des Apogäums verwendet wie in der 1 h-Variante.

Betrachtet man die Transferbahn als Ganzes, ist es sinnvoll, das Apogäum des GTO durch geeignete Wahl der Rektaszension des aufsteigenden Knotens (RAAN) und das Argument des Perigäums so zu platzieren, dass es in Richtung des Perigäums der Mondbahn zeigt. In den durchgeführten Simulationen wurde dies nicht berücksichtigt und willkürlich auf Null festgelegt. Eine Optimierung der Bahn durch optimale Startwerte ist allerdings auch nicht als zielführend anzusehen, da die Ausgangsbahn in der Regel nicht vom Kleinsatellitenbetreiber gewählt werden kann, sondern von der Hauptnutzlast vorgegeben wird.

Tabelle 3.3 gibt die Ergebnisse dieser Simulationen wieder. Neben den beiden Varianten wurde dabei noch die Startmasse in dem für Kleinsatelliten üblichen Bereich zwischen 100 kg und 500 kg variiert. Neben der benötigten Zeit  $\Delta t$  und der benötigten Treibstoffmasse  $\Delta m_b$  für die Aufstiegsphase ist die Anzahl der Zündungen angegeben. Diese ist für die 1 h-Variante identisch mit der Betriebsdauer des Triebwerks und entspricht im Fall der 3 h-Variante einem Drittel der Betriebsdauer.

Die Ergebnisse zeigen, dass wie zu erwarten war, die Variante mit 3 h-Betrieb weniger Treibstoffmasse für die geforderte Aufgabe benötigt. Die momentanen Planungen gehen von einer Trockenmasse von 150 kg für *Lunar Mission BW1* aus. Bei Verwendung der dauerbetriebähnlichen Aufstiegsphase werden dafür mindestens 75 kg Ammoniak benötigt. Die Startmasse des Satelliten wäre demnach mindestens 225 kg. Wird das Triebwerk hingegen nur im Apogäum gezündet, so ergibt sich eine minimale Treibstoffmasse von 55 kg.

Realistisch betrachtet wird die Startmasse von *Lunar Mission BW1* im Bereich zwischen 200 kg und 300 kg liegen. Demnach ergibt sich eine Masseneinsparung zwischen 14 und 20 kg durch die 3 h-Strategie, wenn man nur die Aufstiegsphase berücksichtigt. Erkauft wird dies jedoch durch eine 82%<sup>1</sup> längere Aufenthaltsdauer im Strahlungsgürtel. Im Gegenzug sinkt allerdings auch die benötigte Zahl der Zündungen und die Betriebsdauer

<sup>1</sup> unabhängig von der Startmasse

### 3. Orbitanalyse (Transferbahn)

**Tabelle 3.3.:** Treibstoffmasse  $\Delta m_b$ , Dauer der Missionsphase  $\Delta t$  und Zahl der Zündungen zur Anhebung des Perigäums eines Geotransferorbits auf 32 000 km für Satelliten unterschiedlicher Startmasse. Verwendete Triebwerksdaten: TALOS nach Tabelle 3.1.

Startmasse in kg	Variante 1 h-Betrieb			Variante 3 h-Betrieb		
	$\Delta t$ in d	$\Delta m_b$ in kg	Zahl der Zündungen	$\Delta t$ in d	$\Delta m_b$ in kg	Zahl der Zündungen
100	29.9	33.8	359	54.2	26.6	94
150	44.7	50.6	537	81.4	39.9	141
200	59.5	67.3	714	108.7	53.2	188
250	74.3	84	892	135.9	66.5	235
300	89.1	100.8	1 070	163.2	79.8	282
350	104	117.6	1 248	190.4	93.1	329
400	118.7	134.3	1 425	216.8	106.1	375
500	148.1	167.5	1 777	271.3	132.7	469

des Lichtbogentriebwerks TALOS, das für eine Lebensdauer von mindestens 700 h (Bock 2009) ausgelegt wurde. Quasi am Beginn der Mission wird hier dieser Wert mit der 1 h-Variante bereits überschritten.

Anders als bei Kleinsatelliten ohne eigenen Antrieb im LEO, sollte für diese Mission jedes überflüssige Kilogramm Trockenmasse eingespart werden, da dadurch wiederum ebenfalls Treibstoff und Aufenthaltsdauer im Van-Allen-Gürtel eingespart werden können. Bei Verwendung der 1 h-Variante werden pro zusätzlichen 10 kg Trockenmasse weitere 5 kg Treibstoffmasse benötigt und die Aufstiegsphase verlängert sich um 4.4 Tage. Diese wird für die 3 h-Variante sogar um 7.4 Tage verlängert mit 3.6 kg höherer Treibstoffmasse.

Ein Vergleich der Treibstoffmassen an dieser Stelle ist jedoch nicht vollkommen korrekt. Durch die unterschiedlichen Strategien wird nach der Aufstiegsphase nicht derselbe Orbit erreicht. Im Gegensatz zur 3 h-Variante, die das Apogäum nur um etwa 1 000 km anhebt, erhöht sich der Apogäumsradius der 1 h-Variante auf mehr als das Doppelte (93 800 km). Dadurch verringert sich die benötigte Treibstoffmasse in den darauffolgenden Missionsphasen, wie in Abschnitt 3.3.2 gezeigt wird.

Allerdings bietet die 3 h-Variante den Vorteil, dass die Triebwerke ausschließlich außerhalb des Van-Allen-Gürtels betrieben werden. Dadurch lassen sich voraussichtlich Ausfallzeiten reduzieren, die beispielsweise bei *SMART-1* in direktem Zusammenhang mit Strahlungseffekten auftraten (Camino et al. 2007, Koppel und Estublier 2005). Außerdem ließe sich der Satellit in eine andere Lage drehen, um Mikrometeoriten, die primär aus der Flugrichtung auftreffen und in geringen Flughöhen vorkommen, eine geringere Angriffsfläche zu bieten. Ob dabei die Wahrscheinlichkeit einer Beschädigung sinkt, ist jedoch aufgrund der längeren Flugdauer nicht automatisch gegeben und muss

noch untersucht werden.

Bei einer Zündung im Apogäum beträgt die maximale Schattenzeit nach Gleichung (A.20), (A.21), (A.22) und (A.23) ungefähr 130 min. Ohne gleichzeitigen Eintrag durch die Solarzellen reicht damit die Batteriekapazität nicht aus, den Lichtbogenantrieb über eine solange Dauer zu betreiben. Diese kann jedoch durch ein geeignetes Startdatum deutlich reduziert werden.

#### Strahlungsbelastung

Da die 3 h-Variante die längere Aufenthaltsdauer im Strahlungsgürtel besitzt, wurde diese Variante für die Berechnung der absorbierten Energiedosis (TID) verwendet. Die Berechnung der Strahlungslasten wurden mit den beiden Programmen SPENVIS und CREME96 durchgeführt und die Ergebnisse miteinander kombiniert, da keines der Programme alle relevanten Arten an Strahlung einbezieht. Beispielsweise berücksichtigt SPENVIS keine  $\alpha$ -Teilchen oder schwere Ionen, während CREME96 keine Elektronen und solare Protonen beherrscht. Ein Vergleich der Ergebnisse der einzelnen Programme ist in Hill 2010 zu finden.

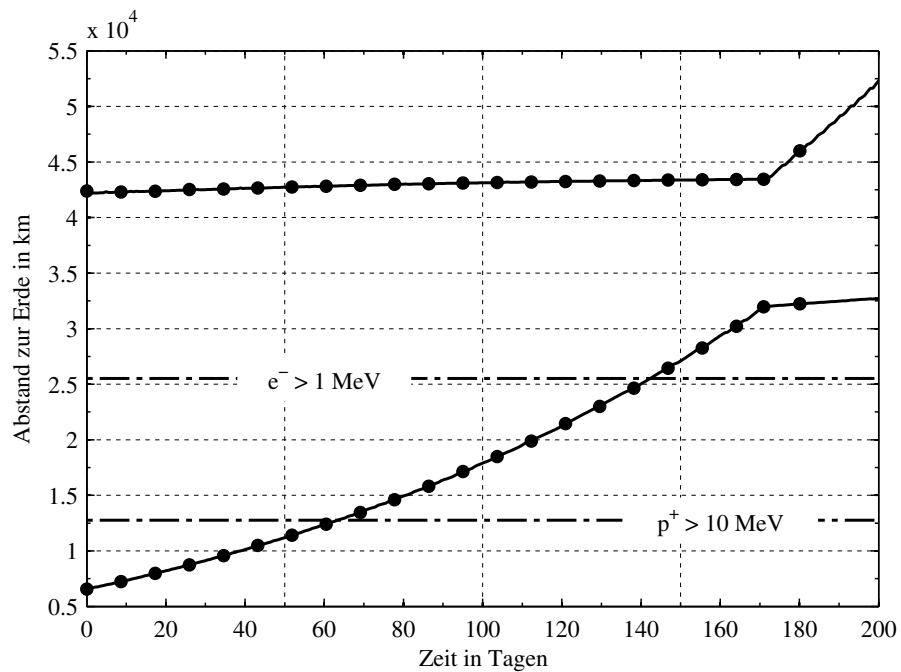
Mit beiden Programmen lässt sich auch nicht die Transferbahn komplett berechnen, sondern nur Mittelwerte für einzelne Orbits. Darum wurde die Bahn in einzelne Orbits aufgeteilt, wie durch die Punkte in Abbildung 3.1 dargestellt ist. Darin sind ebenfalls die Radien angegeben, in denen der Protonenfluss von Protonen über 10 MeV und der Elektronenfluss mit Energien über 1 MeV maximal werden.

Die Ergebnisse der Berechnungen sind in Abbildung 3.2 dargestellt. Simuliert wurde sowohl während einem solaren Minimum, als auch mit den Einstellungen für ein solares Maximum. Zusätzlich wurde die Schilddicke zwischen 1 mm und 5 mm variiert. Die Ergebnisse zeigen systematisch bedingt zu hohe Ergebnisse und spiegeln daher eher den Worst-case-Fall wieder. Dies liegt daran, dass die TID innerhalb einer Kugel mit der angegebenen Schilddicke berechnet wurde. Im realen Satelliten, spielen jedoch auch die anderen Komponenten eine Rolle, die durch ihre Gehäuse und Massen gegebenenfalls zur Schilddicke der anderen Komponenten dazuzählen. Dennoch lassen sich aus den Analysen Schlüsse für spätere genauere Analysen ziehen, sowie zur weiteren Optimierung der Bahntrajektorie.

Eines der Ergebnisse ist, dass das Ende der Aufstiegsphase bereits unterhalb des angenommenen 32 000 km Perigäums angesetzt werden kann. Bereits nach 80 Tagen und einem Perigäumsradius von 15 000 km flacht der TID-Verlauf deutlich ab. Dies entspricht auch den Erfahrungen, die aus der *SMART-1*-Mission gewonnen wurden. Dort endete die Degradation der Solarpaneele bereits oberhalb eines Perigäums von etwa 12 000 km (Estublier 2008).

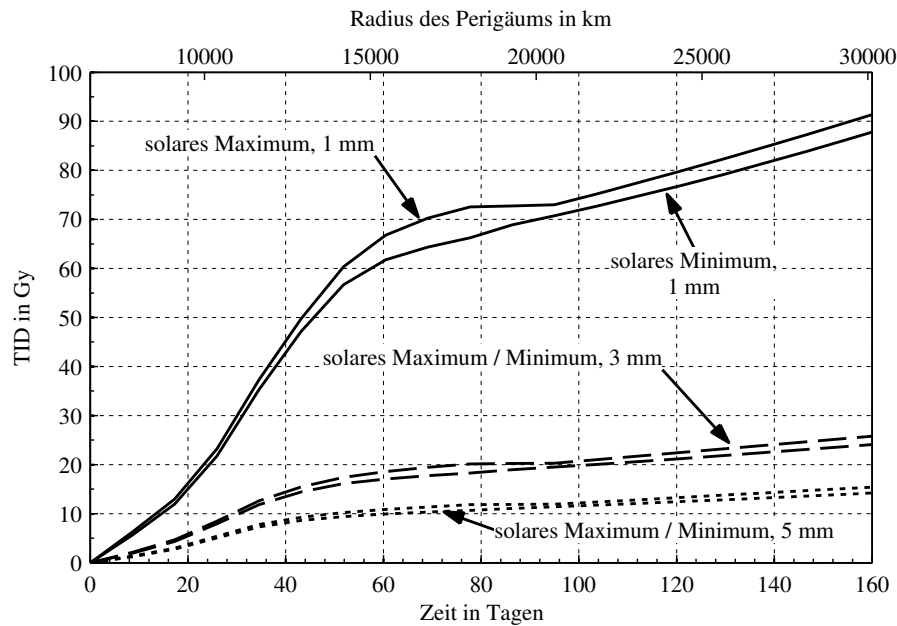
Als weiteres Ergebnis lässt sich festhalten, dass eine Gehäusedicke von 1 mm, wie sie größtenteils im *Flying Laptop*-Projekt verwendet wird, für *Lunar Mission BW1* nicht ausreichen wird. Hier sollte die Schilddicke, zumindest in den Bereichen, die Richtung Außenseite des Satelliten zeigen und dadurch nicht von der Satellitenstruktur oder den Tanks abgeschirmt werden, deutlich erhöht werden.

### 3. Orbitanalyse (Transferbahn)



**Abbildung 3.1.:** Radius des Perigäums und Apogäums über der Zeit für das Aufstiegsmanöver mit der 3 h-Variante. Die Punkte markieren die Orbits, die zur Bestimmung der Energiedosis verwendet wurden. Die horizontale Linien geben den Radius an, in dem die höchste Protonenkonzentration im inneren Strahlungsgürtel und die höchste Elektronenkonzentration im äußeren Strahlungsgürtel auftritt. Startmasse ist 316 kg.





**Abbildung 3.2.:** TID für Schilddicken von 1 mm, 3 mm und 5 mm für die Aufstiegsphase nach der 3 h-Variante. Startmasse ist 316 kg. Ergebnisse nach Hill 2010.

### 3.3.2. Flugphase

Nach dem Anheben des Perigäums folgt die Flugphase, in der nun das Apogäum bis zum Einflussbereich des Mondes angehoben wird. Der einzige bisher geflogene Satellit, der eine vergleichbare Masse, Flugbahn und Schubvermögen aufweist, ist *SMART-1*. Dieser verwendete einen Hall-Effekt-Ionenantrieb mit einem Schub von circa 70 mN und einem spezifischen Impuls von 1 600 m/s (Cara und Estublier 2005). Bei einer Startmasse von 367 kg benötigte *SMART-1* dafür ungefähr 415 Tage und eine Brenndauer<sup>1</sup> von 3 652 h (Camino et al. 2007).

Die Flugphase von *Lunar Mission BW1* wird ähnlich verlaufen wie die von *SMART-1*. Jedoch gibt es auch hier unterschiedliche Strategien. Dabei wurden zwei grundlegende Konzepte näher untersucht: eine Kombination aus thermischem Lichtbogentriebwerk und iMPD-Triebwerk, sowie nur bei Verwendung des thermischen Lichtbogentriebwerks. Eine unterschiedliche Nutzung der Triebwerke innerhalb dieser Konzepte ergab fünf Strategien:

- Strategie 1: Ziel war es, eine möglichst schnelle Transferbahn zu erhalten. Dazu wurde als Triebwerk nur das Lichtbogentriebwerk im Quasi-Dauerbetrieb (1 h Betrieb, 1 h Batterien laden) verwendet.
- Strategie 2: Ziel war es, möglichst schnell über den Van-Allen-Gürtel zu gelangen

<sup>1</sup> Obwohl bei elektrischen Antrieben keine chemische Reaktion für eine *Verbrennung* des Treibstoffs sorgt, wird in dieser Arbeit der für chemische Triebwerke übliche Begriff der Brenndauer für die schubliefernde Betriebsdauer elektrischer Triebwerke verwendet.

### 3. Orbitanalyse (Transferbahn)

und dann auf die effizienteren iMPD-Triebwerke umzuschalten. Dazu wurde zuerst das TALOS-Triebwerk mit der 1 h-Variante, ab einer Perigäumshöhe von 32 000 km wurde der iMPD-Custer verwendet.

- Strategie 3: Ziel war es nur unter Verwendung des Lichtbogentriebwerks eine treibstoffsparende Variante von Strategie 1 zu erhalten. Dazu wurde die 3 h-Variante als Aufstiegsphase gewählt. Danach wurde nur das Apogäum durch Zündungen im Perigäum angehoben. Zusätzlich wurden sogenannte Mondresonanzen (Racca 2003) ab einer Entfernung von 240 000 km ausgenutzt um das Perigäum anzuheben. Dabei wird durch entsprechende Manöver die Umlaufdauer des Satelliten so verändert, dass beim Durchflug des Apogäums die Entfernung Satellit–Mond minimal wird und damit die Gravitationseinflüsse auf die Satellitenbahn am größten. Diese Methode wurde bereits bei *SMART-1* erfolgreich zur Treibstoffoptimierung eingesetzt (Schoenmaekers 2004, Camino et al. 2007). Die Aufstiegsphase, sowie die komplette Transferbahn dieser Strategie ist beispielhaft in Abbildung A.5 und A.6 in Kapitel A.3.7 dargestellt.
- Strategie 4: Diese Strategie stellt eine Kombination aus Strategie 2 und 3 dar. Auch hier wurde die 3 h-Variante als Aufstiegsphase gewählt. Anschließend wurde der iMPD-Cluster im Dauerbetrieb zur weiteren Bahnanhebung verwendet. Mondresonanzen wurden dabei nicht aktiv herbeigeführt.
- Strategie 5: Diese Strategie ist eine Abwandlung von Strategie 4 und ist gleichzeitig die treibstoffsparendste. Auch hier erfolgt die Anhebung des Perigäums der Aufstiegsphase mit der 3 h-Variante. Die weitere Bahnanhebung erfolgt durch den iMPD-Cluster, allerdings nur mit längeren Schubphasen im Bereich des Perigäums. Ab etwa 200 000 km wurden zur aktiven Herbeiführung von Mondresonanzen zusätzliche Schubphasen des Lichtbogentriebwerks eingebaut.

Die Eingangsparameter waren für alle Simulationen gleich (siehe Tabelle 3.2). Der Satellit hat eine Startmasse von 316 kg bei einer Trockenmasse von 150 kg. Als Ende dieser Phase wurde ein Abstand zum Erdmittelpunkt von 350 000 km definiert, was ungefähr dem Perigäumradius des Mondes entspricht. Ein Einfangen des Satelliten ist allerdings auch bereits in einem geringeren Abstand möglich<sup>1</sup>. Die Ergebnisse der Rechnungen sind in Tabelle 3.4 aufgeführt.

Alle Simulationen zeigten dabei, dass sowohl die benötigte Menge an Ammoniak als auch die Betriebsdauer des Lichtbogentriebwerks unterschätzt wurden. Das momentan mitführbare Volumen an Ammoniak beträgt  $0.122 \text{ m}^3$  unter Verwendung von zwei zylindrischen Tanks (Mariathan 2008). Dies entspricht einer Masse von 70 kg bei Lagerung am Tripelpunkt<sup>2</sup>. Bei Verwendung eines rechteckigen Tanks ließe sich die Treibstoffmasse auf 86 kg steigern.

Wie zu erwarten war, erweist sich Strategie 1 als die schnellste, benötigt allerdings auch den meisten Treibstoff. Hier wären bereits vor der Einfangphase und Abstiegsphase

<sup>1</sup> Der Einfangpunkt bei *SMART-1* wurde bei einem Abstand von 310 000 km definiert. Der Abstand zum Mond betrug dabei 90 000 km (Camino et al. 2007). <sup>2</sup> die Dichte von Ammoniak wurde mit  $570 \text{ kg/m}^3$  angenommen (Mariathan 2008)

**Tabelle 3.4.:** Vergleich unterschiedlicher Transferstrategien aufgeschlüsselt nach  $\Delta V$ , benötigter Transferzeit, sowie benötigte Treibstoffmasse, Brenndauer und Zahl der Zündungen für beide Triebwerksarten. Die Tabelle gibt nur die Aufstiegsphase und Flugphase wieder.

Strategie	$\Delta V$ in m/s	$\Delta t$ in d	TALOS			SIMP-LEX		
			$\Delta m_b$ in kg	$\Delta t_b$ in h	Zahl der Zündungen	$\Delta m_b$ in kg	$\Delta t_b$ in h	Zahl der Pulse
Strategie 1	3 120	146	165.9	1 800	1 756	–	–	–
Strategie 2	3 113	725	106.0	1 100	1 121	14.8	15 100	$27 \times 10^6$
Strategie 3	2 442	680	139.5	1 500	890	–	–	–
Strategie 4	3 525	1 205	89.9	900	334	24.1	24 700	$45 \times 10^6$
Strategie 5	2 986	1 471	93.6	1 000	424	17.4	17 800	$32 \times 10^6$

die angenommene maximale Treibstoffmasse von 166 kg erschöpft. Eine Unterbringung dieser Menge an Treibstoff in einem  $1 \text{ m}^3$ -Satelliten scheint sowieso fraglich, da dies einem würfelförmigen Tank mit 0.66 m Kantenlänge entspräche. Außerdem ergab diese Strategie die höchste Anzahl an Zündungen und auch die längste Betriebsdauer des Lichtbogentriebwerks.

Strategie 2 erweist sich als guter Kompromiss aus Missionsdauer und Treibstoffmasse. Dennoch liegt auch hier die Betriebsdauer  $\Delta t_b$  des Lichtbogentriebwerks deutlich über der ausgelegten Lebensdauer. Ein weiterer Nachteil dieser und der anderen Strategien, die die iMPD-Triebwerke verwenden, liegt an der Treibstoffart dieser Triebwerke. Dadurch, dass ein Festtreibstoff verwendet wird, können mehrere Triebwerke nicht aus einem gemeinsamen Treibstoffreservoir gespeist werden. Sollte eines der Triebwerke ausfallen, im ungünstigsten Fall zu Beginn der Mission, so muss der gesamte Treibstoffvorrat dieses Triebwerks als Ballast mitgeführt werden. Hier sollte die Ausfallwahrscheinlichkeit also durch eine möglichst lange Lebensdauer und interne Redundanzen verringert werden.

Durch die Verwendung der 3 h-Variante in der Aufstiegsphase und die aktive Herbeiführung von Mondresonanzen in Strategie 3 konnte massiv an Treibstoff und Betriebszyklen gespart werden. Allerdings überschreitet auch diese Transferstrategie die ausgelegte Triebwerks-Lebensdauer und die momentan mitgeführte Treibstoffmenge.

Ähnlich wie mit der 2. Strategie wird mit der 4. Strategie Ammoniak-Treibstoff durch Verwendung der iMPD-Triebwerke nach der Aufstiegsphase gespart. Dadurch und durch Verwendung der 3 h-Variante reduzierte sich die Betriebsdauer und Zahl der Zündungen des Lichtbogentriebwerks auf den geringsten Wert unter den betrachteten Bahnen. Allerdings erhöht sich die Transferzeit um 66%. Dieses Beispiel macht damit die Auswirkung der größeren Halbachse nach der Aufstiegsphase mit der 1 h-Variante deutlich. Dennoch

### 3. Orbitanalyse (Transferbahn)

sollte diese Variante weiter untersucht werden, da es diese momentan am ehesten schafft, die benötigte Menge an Ammoniak mitzuführen. Diese Strategie machte außerdem am häufigsten Gebrauch von den iMPD-Triebwerken. Hierbei ist weniger die Masse ein Problem — durch die momentan vorgesehene helixförmige Treibstoffzufuhr kann jedes Triebwerk alleine 9.5 kg PTFE mitführen — sondern die lange Betriebsdauer und Zahl der Pulse. Langzeittests der Kondensatoren und Zündkerzen müssen das Überleben bei dieser Belastung erst noch belegen.

Strategie 5 erwies sich als die zeitkritischste Variante, da hier der eingesetzte iMPD-Cluster nicht im Dauerbetrieb eingesetzt wurde und nur im Perigäum gezündet wurde. Auch hier wurden Mondresonanzen aktiv durch TALOS-Manöver herbeigeführt. Dadurch konnte zwar die Betriebsdauer und Pulsanzahl von SIMP-LEX gegenüber Variante 4 reduziert werden, der Treibstoffbedarf des Lichtbogentriebwerks fällt jedoch höher aus.

#### **Strahlungsbelastung**

Die Ergebnisse der Simulation der Strahlungslasten sind in Tabelle 3.5 zu finden. Aufgelistet ist hier die TID in Gray für die bereits in Abschnitt 3.3.1 aufgeführten Schilddicken. Als Transferbahn wurden die Strategien 3 und 5 gewählt, da diese zum einen eine längere Verweildauer im Van-Allen-Gürtel haben als Strategie 1 und 2. Durch die sehr unterschiedlichen Transferzeiten der verwendeten Strategien, spiegeln diese die Unter- und Obergrenze einer zukünftigen Transferbahn unter Verwendung der 3 h-Variante wieder.

Die Ergebnisse zeigen deutlich, dass die Strahlungslasten auch mit Schilddicken von 3 und 5 mm sehr hoch sind. Dies hat zur Folge, dass man für Komponenten, die bei universitären Kleinsatelliten üblicher Weise aus COTS-Bauteilen bestehen, auf teure, strahlungsfeste Bauteile zurückgreifen muss. Oft stellt sich auch das Problem, dass für viele COTS-Bauteile keine verlässlichen Grenzwerte existieren. Als Richtwert der erlaubten TID für COTS-Bauteile ist in Wertz und Larson (1999) 10–100 Gy angegeben. Zudem können sich ihre Charakteristiken unvorhersehbar von Charge zu Charge sowie auch innerhalb einer Charge ändern. Es gibt jedoch durchaus auch handelsübliche Bauteile, die höhere Toleranzen besitzen, wie beispielsweise die Flash-Speicherbausteine, die in der Mass Memory Unit des *Flying Laptop* eingesetzt werden. Diese halten Belastungen bis etwa 2 000 Gy stand (Cochran et al. 2008).

#### **Kordylewski-Subsatellit**

Das Institut unterhält ein Kooperationsabkommen mit der Baylor University in Texas, die durch Zusammenarbeit mit der University of Texas Erfahrungen mit Kleinstsatelliten (Satelliten mit einer Masse von circa 1 kg) und Staubdetektoren vorweisen kann. Gleichzeitig wird mit *Lunar Mission BW1* das Forschungsvorhaben verfolgt, die Kordylewskischen Wolken in den Lagrange-Punkten L4 und L5 des Erde–Mond-Systems durch Fernerkundung zu untersuchen. Mit dem Hintergrund, dieser Kooperation und dem Ziel die Kordylewskischen Wolken zu untersuchen, entstand die Idee einen dieser Kleinstsatelliten mit *Lunar Mission BW1* mitzunehmen, um ihn unterwegs in einem geeigneten

**Tabelle 3.5.:** Akkumulierte Strahlungslasten während der Aufstiegs- und Flugphase für verschiedene Schilddicken nach Hill (2010).

Variante	Sonnenaktivität	TID in Gy bei Schilddicken von		
		1 mm	3 mm	5 mm
Strategie 3	Minimum	365	69	34
	Maximum	469	88	43
Strategie 5	Minimum	1 273	225	104
	Maximum	1 379	245	113

Orbit auszustoßen, der durch eine dieser Wolken führt. Jedoch führt die bisher simulierte Bahn von *Lunar Mission BW1* bestenfalls<sup>1</sup> 120 000 km an die Staubwolken heran. Es muss also bei der Ausstoßung des Satelliten ein Impuls übertragen werden, der dessen Bahn stark genug verändern kann, um durch die Wolke zu führen.

Die Simulationen zeigen, dass der Subsatellit beim Ausstoßen, je nach gewähltem Aussetzpunkt, Flugdauer und Treffgenauigkeit eine um 50–300 m/s höhere Geschwindigkeit benötigt als *Lunar Mission BW1*. Hierbei können auch Bahnen erreicht werden, die sowohl einen Flyby am L4 als auch etwa einen Monat später einen Flyby am L5 ermöglichen. Die Transferdauer beträgt in der Regel zwischen 10 und 14 Tagen. Wird der Aussetzpunkt sehr spät gewählt (während dem Einfangmanöver), so können durch Mond-Swingbys auch geringere  $\Delta V$  erreicht werden. Dies erhöht allerdings die Flugdauer zu den Lagrangepunkten auf etwa 4 Monate. Zudem wird die Bahn komplizierter und noch anfälliger bezüglich des Manöverzeitpunktes, Impulsstärke und -richtung.

Jedoch ist selbst damit der erforderliche Geschwindigkeitsunterschied mit einem einfachen Federmechanismus nicht mehr zu erreichen. In der Studie von Voormansik (2009) wurden deshalb mehrere erhältliche Antriebssysteme für Kleinstsatelliten betrachtet. Diese sind in der Regel eine CubeSat-Einheit ( $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ ) groß und ermöglichen bis zu 400 m/s  $\Delta V$  für einen 1 kg-Satelliten. Das Aufbringen des benötigten Impulses scheint somit möglich zu sein.

Von Voormansik wurden des weiteren Linkbudget-Analysen durchgeführt zwischen dem Subsatelliten und der Erde, beziehungsweise mit *Lunar Mission BW1* als Relaisstation. Dabei stellte sich selbst bei niedrigen Datenraten von unter 500 bit/s eine Kommunikation mit *Lunar Mission BW1* als schwierig heraus. Dies liegt sowohl an der großen Entfernung, die bis zu 490 000 km beträgt, als auch an der geringen, zur Verfügung stehenden Sendeleistung eines Nanosatelliten. Ein Datenlink zur Erde wird dadurch einfacher und realistischer eingeschätzt.

Kritisch zu betrachten ist für diesen Subsatelliten auch hier die lange Flugzeit und damit auch Lebensdauer zwischen Start und Ausstoßen des Subsatelliten, sowie zwischen Ausstoßen und Erreichen des Lagrangepunktes. In weiteren Studien sollte deshalb auch die Lebensdauer und Strahlungsfestigkeit der Nanosatellitenkomponenten betrachtet

<sup>1</sup> mit Strategie 5

### 3. Orbitanalyse (Transferbahn)

werden, sowie die Lagerfähigkeit des Treibstoffes. Ebenfalls sollte eine Sensitivitätsanalyse des Ausstoß- und Bahnänderungsmanövers durchgeführt werden.

#### 3.3.3. Einfangphase und Abstiegsphase

Nachdem das Apogäum und Perigäum weit genug angehoben wurde, folgt das Einfangmanöver am Mond. Da sich der Satellit hier am Rand der Einflussosphäre des Mondes befindet, herrschen sehr chaotische Gravitationsverhältnisse, die den Manöverzeitpunkt eng begrenzen. Auch hier muss binnen kurzer Zeit ein verhältnismäßig hohes  $\Delta V$  aufgebracht werden, um nicht durch ein Swingby-Manöver entweder aus dem Erde-Mond-System geschleudert oder wieder zur Erde zurückgeschickt zu werden. Somit erfolgt auch dieses Manöver mit Hilfe des Lichtbogentriebwerks. Erste Simulationen von Zöllner 2008 zeigten, dass bereits Änderungen von ungefähr 15 Minuten den Unterschied zwischen einem erfolgreichen und einem nicht erfolgreichen Einfangen ausmachen können. Damit ist eine genaue Bahnüberwachung und -regelung für diese Phase von entscheidender Bedeutung.

Gleichzeitig bietet damit dieses Manöver das höchste Optimierungspotenzial, da bereits kleine Änderungen große Auswirkungen auf die Bahnparameter des Orbits um den Mond haben. Ein späteres Anpassen beispielsweise der Inklination ist dann nur mit höherem Zeit- und  $\Delta V$ -Aufwand zu erreichen. Auch kann hier bereits versucht werden, einen möglichst niedrigen, kreisförmigen Orbit um den Mond zu erreichen, wodurch sich die Abstiegsphase deutlich verkürzen ließe. In den bisherigen Simulationen der Einfangphase (Strategie 3 und 5) wurde nur auf eine möglichst polare Inklination Wert gelegt. Eine Optimierung des Manövers wurde nicht durchgeführt.

Das Einfangmanöver benötigte in den beiden betrachteten Fällen zwischen 35 und 65 Tagen wobei dieses von längeren Driftphasen unterbrochen wurde. Der Treibstoffverbrauch liegt bei 2–3 kg.

Mangels einer Optimierung des Manövers ergab sich eine stark elliptische Bahn um den Mond die zuerst noch mit dem Lichtbogentriebwerk durch Verringern der Apoapsis stabilisiert werden musste. Dies benötigte im speziellen Fall bereits 22 kg Ammoniak. Im weiteren wurde nun der Orbit mit Hilfe der IMPD-Triebwerke weiter reduziert bis zum Erreichen des Wissenschaftsorbits in 100 km Höhe. Außerdem musste noch die Exzentrizität weiter reduziert werden. Insgesamt dauerte diese Phase etwa 500 Tage. Diese Manöver folgten jedoch keiner zeitoptimierten Strategie, somit wären auch hier noch große Einsparpotenziale gegeben. Eine lange Abstiegsphase bietet jedoch nicht nur Nachteile. Im Fall eines Experiments zur Untersuchung des lunaren Umfelds, erlaubt eine lange Abstiegsphase genug Messzeit zur höhenabhängigen Bestimmung von Magnetfeldern, Staubkonzentrationen und hochenergetischen Teilchenkonzentrationen.

Im weiteren wurde untersucht, welcher Aufwand bei einer Inklinationsänderung innerhalb dieser Phase zu erwarten ist. Dazu wurde von einer Resttreibstoffmasse von 20 kg ausgegangen. Die Inklination wurde mit einstündigen Manövern des Lichtbogentriebwerks im auf- und absteigenden Knoten durchgeführt. Eine Änderung von  $5^\circ$  benötigt damit in 10 000 km Höhe ungefähr 2.5 kg Ammoniak und dauert etwa 15 Tage. Aus 1 000 km Höhe verkürzt sich die Dauer auf 4 Tage. Allerdings verdoppelt sich dann der

Treibstoffbedarf.

### Strahlungsbelastung

Da sich der Satellit nun außerhalb der Magnetosphäre befindet und der Mond über kein nennenswertes Magnetfeld verfügt, ist die TID-Rate nicht mehr von der Satellitenbahn abhängig. Es gibt nun nur noch eine zeitliche Abhängigkeit, die in erster Line von der Sonnenaktivität herrührt. Die Strahlungsbelastung in diesem Orbit wird hauptsächlich aufgrund der solaren Protonen und der kosmischen Strahlung verursacht. Dabei ist zu beachten, dass die kosmische Hintergrundstrahlung während eines solaren Maximums geringer ist, als während eines solaren Minimums (McDonald 1998). Dies ist dadurch zu erklären, dass das Magnetfeld der Sonne, die Heliosphäre, während eines solaren Minimums schwächer ist und dadurch mehr kosmische Teilchen den inneren Teil des Sonnensystems erreichen. Allerdings wirkt sich dieses Phänomen nur sehr gering auf TID-Rate aus, da die solaren Protonen um mehrere Größenordnungen mehr dazu beitragen und diese bei starker Sonnenaktivität vermehrt auftreten.

Tabelle 3.6 gibt die TID-Rate in Gray pro Tag mit verschiedenen Schilddicken und während geringer und starker Sonnenaktivität wieder. Für niedrige Mondumlaufbahnen sind diese Werte jedoch als zu hoch einzuschätzen, da eine Abschattung durch den Mond nicht berücksichtigt wurde. Nichtsdestotrotz liefern die Werte erste Anhaltspunkte für die Strahlenbelastung ab der Einfangphase. Im Vergleich zwischen starker und geringer Sonnenaktivität fällt der Unterschied außerhalb der Magnetosphäre stärker aus als in den Missionsphasen zuvor. Hier muss man im solaren Maximum von einer doppelt so hohen Belastung ausgehen als im solaren Minimum. Allerdings ist die TID-Rate um mindestens eine Größenordnung geringer als im Van-Allen-Gürtel.

**Tabelle 3.6.:** TID-Rate außerhalb der Magnetosphäre nach Hill (2010).

Sonnenaktivität	TID-Rate in Gy/d bei Schilddicken von		
	1 mm	3 mm	5 mm
Minimum	0.352	0.063	0.029
Maximum	0.819	0.144	0.064





## 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

Dieses Kapitel behandelt die Analyse eines niederen Mondorbits, wie er als Wissenschaftsorbit für *Lunar Mission BW1* vorgesehen ist. Darin werden die Einflüsse des nicht-sphärischen Gravitationsfelds des Mondes auf verschiedene Orbits untersucht. Darüber hinaus werden unterschiedliche Orbitwiederherstellungsstrategien miteinander verglichen, sowie deren Treibstoffbedarf abgeschätzt. Einen ersten Anhaltswert der zu erwartenden Strahlungsbelastung im Mondorbit bei unterschiedlicher Sonnenaktivität und Schilddicke liefert Abschnitt 4.5. In Abschnitt 4.6 wird vorgestellt, wie sich die Beleuchtungsbedingungen bei unterschiedlich inklinierten Orbits im Laufe eines Jahres verändern und welchen Einfluss diese auf die Bodenabdeckung nehmen. Die mögliche Bodenabdeckung wird in Abschnitt 4.7 unter Berücksichtigung weiterer Missionseinschränkungen untersucht.

### 4.1. Anforderungen

Basierend auf den Missionsanforderungen eines Mondorbiters mit abbildenden Instrumenten stellen sich folgenden Anforderungen an den Wissenschaftsorbit:

- niedriger Mondorbit,
- möglichst kreisförmig,
- geringe Schwankungen der Bahnhöhe,
- möglichst vollständige Bodenabdeckung erreichbar.

Eine geringe Bahnhöhe ermöglicht geometrisch hochauflösende Bilder der Mondoberfläche bei kleinen Brennweiten und dadurch geringer Masse für Optiken. Geringe Bahnhöhen sind allerdings auch für weitere wissenschaftliche Fragestellungen und Instrumente vorteilhaft, wie beispielsweise der Staubdetektion. Am Mond geht man von einer zunehmenden Staubkonzentration mit abnehmender Bahnhöhe aus. Gleichzeitig steigt auch die Staubpartikelgröße und -masse in niedrigeren Höhen an. Damit steigt die Wahrscheinlichkeit eines "Treffers" des Sensors.

Ein möglichst kreisförmiger Orbit hat den Vorteil, eines konstanten Abstandes zur Oberfläche. Dadurch weisen die Aufnahmen eine gleichbleibende Bodenauflösung auf, wodurch Vergleiche mit früheren Aufnahmen eines Gebietes vereinfacht werden. Für Experimente hingegen, die beispielsweise die Mondumgebung insitu untersuchen (Magnetfeldmessungen, Strahlungsmessungen) wäre eine elliptische Bahn vorzuziehen, da hierbei oft eine Höhenabhängigkeit der Messwerte untersucht werden soll.

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

Eine geringe Schwankung der Bahnhöhe bietet den Vorteil, Treibstoff und Zeit für Bahnmanöver einzusparen. Bei einer Kleinsatellitenmission ist man stark an jeglichen Ressourcen begrenzt, wodurch man davon ausgehen muss, dass bei Erreichen des Wissenschaftsorbites kein Treibstoff mehr für Bahnmanöver zur Verfügung steht. Eine stabile Bahn wird daher für eine ausreichende lange Missionsdauer zur Erfüllung einer möglichst vollständigen Bodenabdeckung benötigt. Diese kann zudem nur aus hoch-inklinierten Bahnen erreicht werden.

## 4.2. Raumfahrzeugkonfiguration

In den folgenden Analysen wird von einer Mission in einen niederen, kreisförmigen Orbit ausgegangen. Die meisten der aufgeführten Ergebnisse sind unabhängig von der Satellitenmasse, lediglich die in Abschnitt 4.4.4 aufgeführten Treibstoffmassen und Zündauern basieren auf den Triebwerksdaten von *Lunar Mission BW1* und einer Satellitenmasse von 150 kg.

### 4.2.1. Gravitationsmodell

Seit den ersten Satellitenmissionen zum Mond wurde der Bestimmung des lunaren Gravitationsfeldes ein hoher Stellenwert eingeräumt. Viele der bisherigen Missionen operierten aus einem niedrigen Mondorbit unterhalb 100 km Höhe. Dort ist die nicht-sphärische Gravitationskraft die mit Abstand stärkste Kraft, die auf das Raumfahrzeug wirkt und hat einen dramatischen Einfluss auf dessen Flughöhe (Beckman und Lamb 2007, Krafack 2004). Die Anomalien im Schwerefeld deuten auf Gesteinsformationen höherer Dichte hin, die als *Mascons* (abgeleitet von mass concentrations) bezeichnet werden. Die größten Mascons befinden sich in den maregefüllten Einschlagsbecken der erdzugewandten Seite wie zum Beispiel Imbrium, Serenitatis, Crisum, Humorum und Nectaris (Muller und Sjogren 1968, Konopliv et al. 1998, Konopliv et al. 2001). Es wird vermutet, dass diese Gravitationsanomalien aufgrund einer Kombination aus der Anziehungskraft des Lavagesteins der Mare sowie angehobenes Mantelgestein unterhalb des Beckens entstanden sind (Namiki et al. 2009).

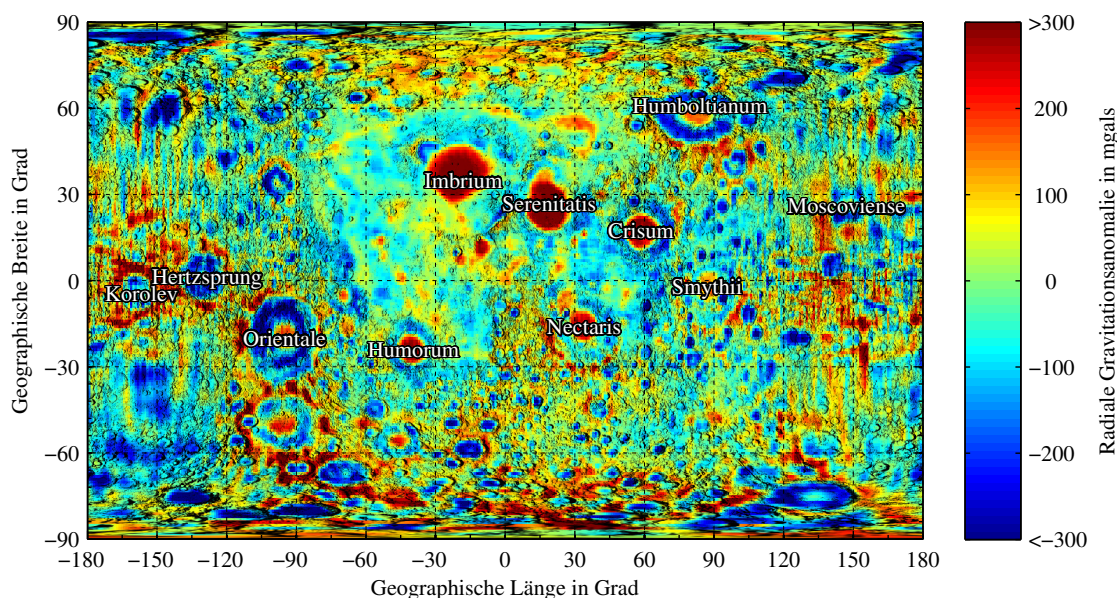
Auch die erdferne Seite besitzt mehrere Gravitationsanomalien, die sich zum Teil stark von den der erdzugewandten Seite unterscheiden. Diese sind oft durch kleine positive Gravitationsspitzen gekennzeichnet, die von größeren Ringen negativer und positiver Gravitationsanomalien umgeben sind, zum Beispiel *Moscoviense*, *Korolev*, *Hertzprung* (Neumann und Mazarico 2009, Namiki et al. 2009).

In den Simulationen zur bahndynamischen Lebensdauer und den benötigten Bahnkorrekturen zur Wiederherstellung eines Ausgangsorbites wurde das Gravitationsmodell LP165P<sup>1</sup> verwendet, das im Moment das aktuellste verfügbare Modell ist. Dieses Modell basiert hauptsächlich auf den Daten der *Lunar Prospector Mission*. Zusätzlich verwendeten die Autoren jedoch auch Messungen von *Lunar Orbiter I–V*, den Subsatelliten

---

<sup>1</sup> *Lunar Prospector* Gravitationsmodell mit 165. Grad, Version P

von *Apollo 15* und *16*, sowie der *Clementine* Mission (siehe Konopliv et al. 2001). Dadurch konnte die Genauigkeit gesteigert werden und es wurde die Bestimmung von Massenkonzentrationen auf der erdabgewandten Seite des Mondes möglich, die durch die Daten von *Lunar Prospector* allein nicht detektierbar wären (Konopliv et al. 2001). Auf der erdabgewandten Seite gestaltet sich die Erstellung eines Gravitationsmodells als besonders schwierig, da die Bahnvermessungen von der Erde aus nur bis etwa  $20^\circ$  über den Rand des Mondes hinaus möglich sind. Dementsprechend ist das Gravitationsmodell auf der erdabgewandten Seite genauer, als auf der erdabgewandten Seite. Dies lässt sich zum Beispiel auch an streifenförmigen Strukturen in Abbildung 4.1 erkennen. Erst durch die Verwendung eines Relais-Subsatelliten und des Satellite-to-Satellite-Tracking der *SELENE*-Mission konnte eine deutliche Verbesserung auf der Mondrückseite erreicht werden (Namiki et al. 2009). Das darauf basierende Modell SGM90d<sup>1</sup> war jedoch zum Zeitpunkt dieser Berechnungen nicht verfügbar.



**Abbildung 4.1.:** Radiale Gravitationsanomalien des Mondes, basierend auf dem Modell LP150Q mit 150. Grad und Ordnung bei einem Radius von 1 738 km und entferntem  $J_2$ -Term. Die Gravitationsanomalien erstrecken sich von  $-516$  mgals bis  $845$  mgals und wurden für die Darstellung bei  $\pm 300$  mgals abgeschnitten. Die Abbildung basiert auf Daten von Wieczorek (2008).

#### 4.2.2. Simulationssetup

Um die Satellitenpositionen zu berechnen wurde das kommerziell erhältliche Simulationsprogramm STK von agi benutzt. Dieses Programm verwendet einen Runge-Kutta-Fehlberg Propagator 7. Ordnung mit einer Fehlerkontrolle 8. Ordnung, sowie das oben erwähnte

<sup>1</sup> *SELENE* Gravitationsmodell mit 90. Grad, Version d

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

Gravitationsmodell. Die Erde und Sonne wurden als Punktmassen modelliert und der solare Strahlungsdruck wurde als Störbeschleunigung berücksichtigt. Als Simulationsstartzeitpunkt wurde der 1. Januar 2011, 00:00:00 UTC gewählt. Durch Verwendung des True of Date Koordinatensystems<sup>1</sup> des Mondes, sowie der Angabe des Längengrades des aufsteigenden Knotens (LLAN) anstatt der Rektaszension des aufsteigenden Knotens (RAAN) sind die Ergebnisse weitgehend auch auf andere Epochen übertragbar.

Die Bahnen wurden für einen Zeitraum von maximal einem Jahr berechnet, was über der geforderten Mindestaufenthaltsdauer von sechs Monaten liegt. In den Berechnungen wurde die Inklination von 0° bis 180° mit einer Schrittweite von 2° variiert. Die Schrittweite der Anfangslänge des aufsteigenden Knotens beträgt 5° und wurde zwischen 0° und 360° variiert. Dies führt zu einem Rechengitter mit 6 643 Punkten. Für die Rechnungen zur Untersuchung der Abhängigkeit der bahndynamischen Lebensdauer von der anfänglichen Bahnhöhe wurde die Orbithöhe von 50 km bis 200 km in 10 km-Schritten verändert, ab 200 km bis 300 km in 25 km-Schritten. Auch hier wurden 91 Inklinationen untersucht, was zu 1 820 einzelnen Simulationen führte.

Um die Rechenzeit zu reduzieren, wurde das Gravitationsmodell LP165P nicht bis zu maximalem Grad und Ordnung verwendet, sondern wie Untersuchungen nahelegten (siehe Baumstark 2008) nur bis 100. Grad und Ordnung verwendet. Allerdings reduziert dies die mögliche räumliche Auflösung des Modells auf einen Mascon-Durchmesser von etwa 110 km<sup>2</sup>. Im Vergleich dazu beträgt der Durchmesser von Clavius, der kleinsten bekannte Massenkonzentration (Konopliv et al. 2001), ungefähr 225 km.

Die zur Berechnung des solaren Strahlungsdrucks notwendige effektive Fläche wurde mit 5.4 m<sup>2</sup> angegeben. Dies entspricht der maximalen projizierten Fläche des Satellitenkörpers.

Die Position des Satelliten wurde alle 1 000 s ausgegeben. Dies entspricht etwa sieben Positionsausgaben pro Orbit, wobei das Programm intern sehr viel genauer rechnet. Hier betrug die variable Schrittweite des Rung-Kutta-Fehlberg Propagators zwischen 30 s und 100 s. Als Abbruchbedingung wurde eine minimale Höhe von 15 km über dem mittleren Mondradius von 1 737.1 km (Smith et al. 1997) gewählt, um genügend Toleranz gegenüber den höchsten Erhebungen<sup>3</sup> auf dem Mond zu haben.

### 4.3. Bahndynamische Lebensdauer

Die bahndynamische Lebensdauer ist die Zeitspanne, die ein Satellit im Orbit verbringt, bis sich seine Bahn durch Störbeschleunigungen soweit verändert hat, dass er auf seinem Zentralkörper aufschlägt. Am Mond haben die große Halbachse, also die Bahnhöhe, sowie die Bahninklination die größten Einflüsse auf die bahndynamische Lebensdauer

<sup>1</sup> True of Date bedeutet, dass die X-Achse zum wahren Frühlingspunkt und die Z-Achse in Richtung der wahren Rotationsachse des Mondes zur jeweiligen Epoche zeigt. Sowohl Präzession als auch Nutation des Mondes werden damit berücksichtigt (Seago und Vallado 2000). <sup>2</sup> Berechnet mit der Abschätzformel aus Li und Götze (2001). Dabei wird die Wellenlänge der Geoidundulation  $\lambda$  durch  $\lambda = \frac{2 \cdot \pi \cdot R}{n}$  aus dem mittleren Geoidradius  $R$  und dem Grad der Kugelfunktion  $n$  bestimmt. <sup>3</sup> Als höchste Erhebung gilt der südliche Rand des Dirichlet-Jackson-Beckens mit 10.75 km über einer Referenzhöhe von 1 737.4 km (Araki et al. 2009)

eines Satelliten (Ramanan und Adimurthy 2005, Wang und Liu 2005, Konopliv et al. 2001, Saedeleer und Henrard 2006, Baumstark 2008). Die Auswirkung der Bahnhöhe auf die bahndynamische Lebensdauer ist nahe liegend. Ein Satellit, der in einer geringen Bahnhöhe startet, wird schneller eine kritische Höhe unterschreiten, als ein Satellit der aus einer hohen Bahn startet. Der Einfluss der Inklination ist weniger offensichtlich. Wie gravierend er sein kann, wurde spätestens 1971/72 mit den beiden Apollo 15 und Apollo 16 Subsatelliten PFS-1 und PFS-2 deutlich. Diese beiden Subsatelliten wurden vom Apollo Command Service Module antriebslos in einen 100 km Kreisorbit mit 151° beziehungsweise 170° Inklination ausgesetzt (Konopliv et al. 2001). Dabei stellte man fest, dass PFS-1 für mehrere Jahre im Orbit verblieb, während PFS-2 bereits nach 35 Tagen auf der Mondoberfläche einschlug. Abbildung 4.2(a) und 4.2(b) zeigen wie sich die Apselen- und Periselen-Höhe bei diesen Inklinationen entwickeln.

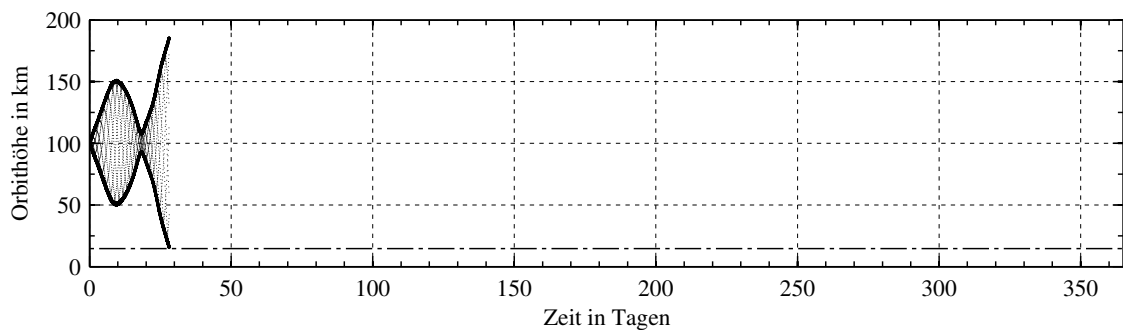
Auffällig an Abbildung 4.2(b) ist, dass die Bahn des Satelliten einem sich wiederholenden Muster folgt, das die Bahnexzentrizität erst vergrößert und anschließend wieder reduziert. Die Ursache dieser Muster liegt an den oben erwähnten Massenkonzentrationen, die der Satellit in periodischen Abständen überfliegt, und die damit periodisch die Bahn stören. Die Auswirkungen von Bahnstörungen unterteilt man nach Cook und Sweetser (1992) aufgrund ihrer Frequenz in drei Kategorien. Zum einen die kurzzeitigen Bahnänderungen, die eine kürzere Periode als die Umlaufdauer des Raumfahrzeugs besitzen. Sie haben so gut wie keinen Einfluss auf die bahndynamische Lebensdauer und einer möglichen Bahnwiederherstellungsstrategie. Die Bahnänderungen mit einer Periode, die länger als die Umlaufdauer des Raumfahrzeugs sind, aber kürzer als die Rotationsdauer des Mondes, also mit mittlerer Periode, haben dagegen bereits signifikante Einflüsse auf die Orbitkontrolle. Den stärksten Einfluss haben jedoch die langperiodischen Änderungen, die eine längere Periode besitzen, als die Rotationsperiode des Mondes. Eine Überlagerung von mittel- und langperiodischen Änderungen ist in Abbildung 4.2(c) am Beispiel einer polaren Umlaufbahn dargestellt. Dieser polare Orbit lässt ein sich wiederholendes Muster erkennen, das jedoch von einer stärkeren Bahnstörung überlagert ist. Dies führt dazu, dass der Satellit sich nach etwa 160 Tagen bereits unter der 15 km Sicherheitshöhe befindet.

Um zu überprüfen, ob die gewählten Einstellungen und Modelle in den Simulationen die Wirklichkeit gut genug wiedergeben, wurde die Bahn von *Lunar Prospector* berechnet und mit den, von der NASA gemessenen und veröffentlichten, Positionsdaten verglichen. Als problematisch stellte sich heraus, dass *Lunar Prospector* nach 51 Tagen die Bahn zum ersten Mal aktiv anhob, weshalb nur die ersten 51 Tage der Mission betrachtet werden konnten. Abbildung 4.3 zeigt die Entwicklung des Orbits von *Lunar Prospector*, sowie die Differenz der Bahnradien von *Lunar Prospector* und der Simulation. Innerhalb des betrachteten Bereichs beträgt die mittlere Abweichung  $\overline{\Delta R} = 0.1413$  km, wobei

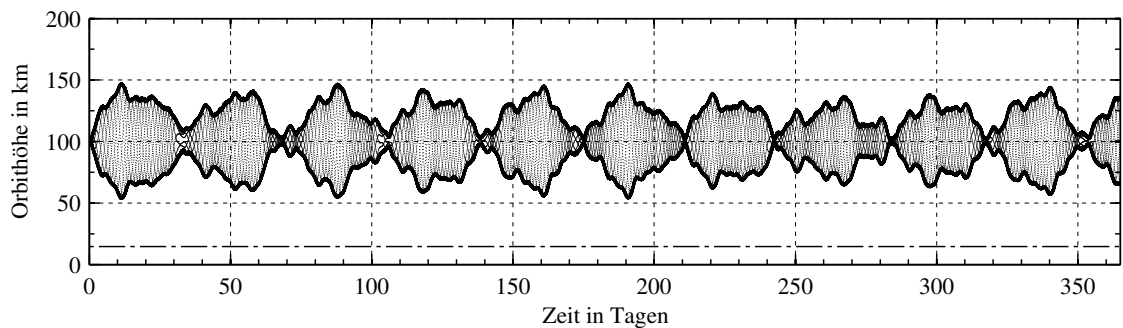
$$\overline{\Delta R} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |R_{LP, NASA}(i) - R_{LP, Simulation}(i)| \quad (4.1)$$

ist. Der maximale Höhenunterschied der *Lunar Prospector* Bahn zu seiner Anfangsbahn liegt bei 27.0 km. Die maximale Abweichung ist 0.7366 km und wird nach etwa 40 Tagen

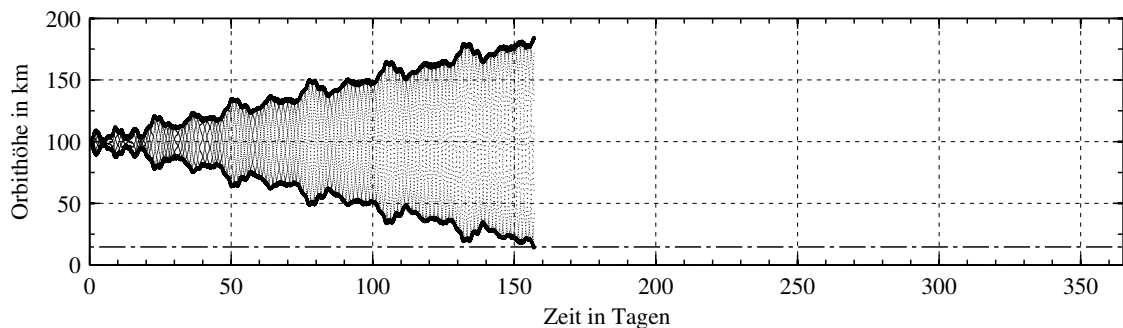
#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)



(a) 170° Inklination, PFS-2.



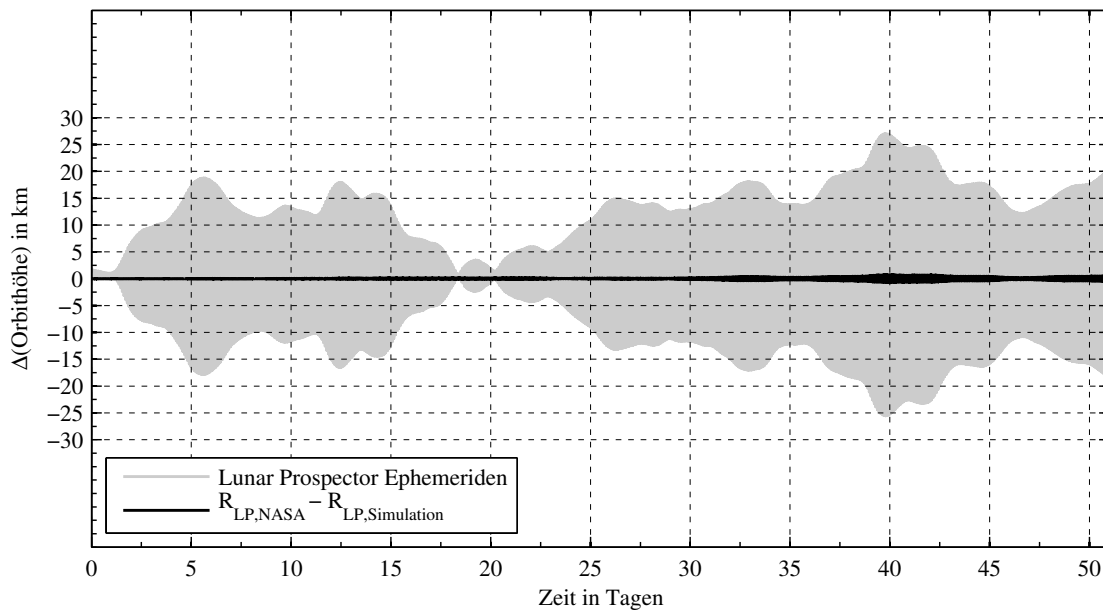
(b) 152° Inklination, PFS-1.



(c) 90° Inklination.

**Abbildung 4.2.:** Die Höhe des Periselen und Aposelen bei verschiedenen Inklinationen dargestellt über die Zeit bis zum Erreichen der minimal zulässigen Höhe von 15 km. **(a):** 170° Inklination, wie der Apollo 16 Subsatellit; **(b):** 152° Inklination, wie der Apollo 15 Subsatellit; **(c):** 90° Inklination.

erreicht. Zu diesem Zeitpunkt beträgt der Höhenunterschied 26.243 km, der relative Fehler an dieser Stelle entspricht somit 2.66%.



**Abbildung 4.3.:** Die Orbitveränderungen der *Lunar Prospector* während der ersten 51 Tage und die Radiusdifferenz der *Lunar Prospector* Ephemeriden und der Simulation mit den selben Anfangswerten.

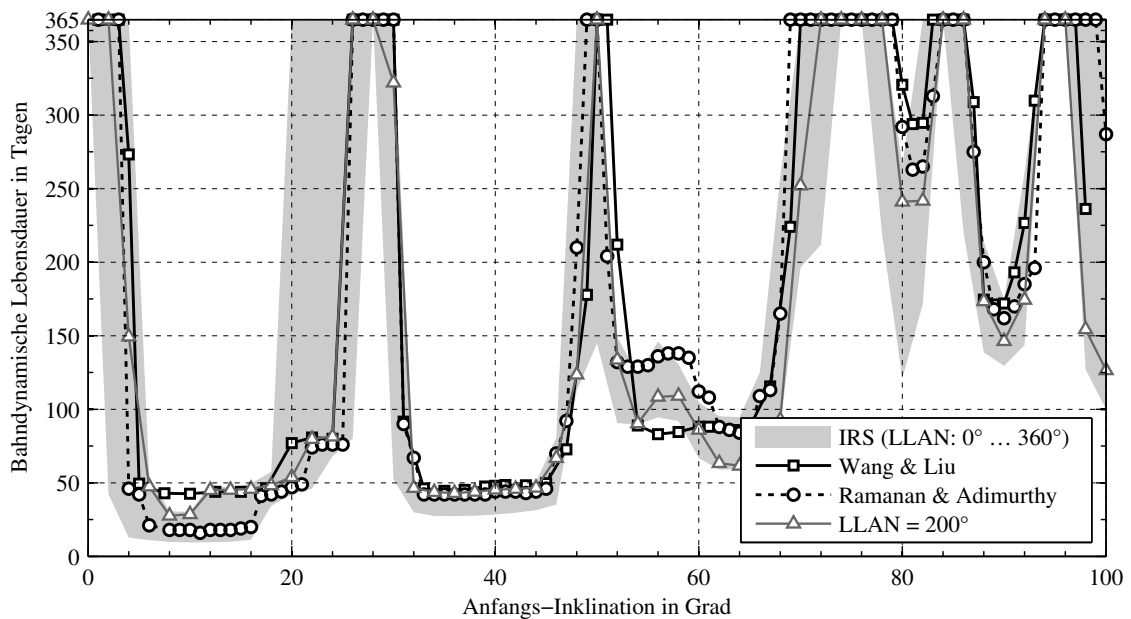
Die Abweichungen zwischen den beiden Bahnen lassen sich zum Beispiel durch numerische Fehler oder durch das verwendete Gravitationsmodell LP165P mit 100. Grad und Ordnung erklären, sind jedoch klein genug, dass die durchgeführten Simulationen Aussagen zur Lebensdauer zulassen.

Wie bereits oben erwähnt, ist die bahndynamische Lebensdauer eines Satelliten im niederen Mondorbit stark von der Bahninklination abhängig. Diese Abhängigkeit wurde in der Literatur mit verschiedenen Gravitationsmodellen untersucht (zum Beispiel: Cook und Sweetser 1992, Meyer, Buglia und Desai 1994). Zwei der neueren Untersuchungen wurden von der Nanjing Universität (Wang und Liu 2005) und dem Vikram Sarabhai Space Centre (Ramanan und Adimurthy 2005) durchgeführt. Dabei verwenden Ramanan und Adimurthy das LP100J<sup>1</sup> Gravitationsmodell, das bei 50. Grad und Ordnung abgeschnitten wurde, während Wang und Liu das LP75G bis 75. Grad und Ordnung verwenden. Die Ergebnisse beider Arbeiten sind in Abbildung 4.4 dargestellt. Sie sind jedoch nur bedingt vergleichbar, da beide Arbeiten zwar eine Abhängigkeit der Lebensdauer von der Rektaszension des aufsteigenden Knotens (RAAN) einräumen, die durch das Mondgravitationsfeld selbst und durch die Drittkörperstörung der Erde verursacht werden, jedoch werden keine Angaben zur Simulationsepoche gemacht. Dadurch sind die Anfangsbedingungen in beiden Arbeiten unklar, da für dieselbe RAAN die Ausrichtung

<sup>1</sup> Lunar Prospector Gravitationsmodell mit 100. Grad, Version J

#### 4. Orbitalanalyse (Wissenschaftsorbit)

der Bahnebene zum Mondkoordinatensystem je nach Epoche unterschiedlich ist. In den IRS-Simulationen wurde versucht, diese Epochenabhängigkeit möglichst zu reduzieren. Dazu wurde die Bahn anhand der Länge des aufsteigenden Knotens im Mondkoordinatensystem (LLAN) definiert, anstatt anhand der Rektaszension des aufsteigenden Knotens. Dadurch wird die Anfangs-Bahnebene direkt an das Gravitationsfeld gekoppelt. Die Anziehungskraft der Erde ist nun ebenfalls grob an die Anfangs-Bahnebene gekoppelt, da der Mond eine gebunden Rotation mit der Erde aufweist. Über das Definieren der Anfangswerte mit Hilfe der LLAN werden die Simulationen somit weitestgehend unabhängig von der verwendeten Epoche. Einzig der Drittkörpereinfluss der Sonne und der Solare Strahlungsdruck verursachen einen epochenabhängigen Anteil in den Simulationen.



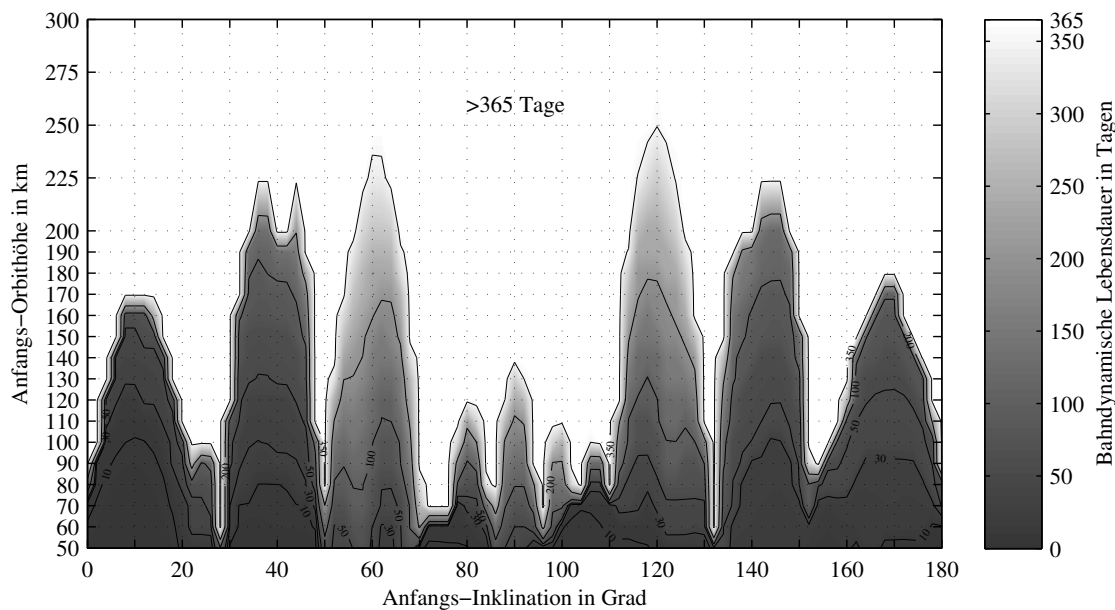
**Abbildung 4.4.:** Vergleich der Ergebnisse der bahndynamischen Lebensdauersimulationen für verschiedene Inklinationen mit den Ergebnissen von Ramanan und Adimurthy (2005) und Wang und Liu (2005).

In Abbildung 4.4 sind auch die Ergebnisse der IRS Simulationen dargestellt. Die graue Fläche gibt dabei die Einhüllende aller Simulationen wieder, also den Bereich zwischen maximaler Lebensdauer und minimaler Lebensdauer für eine bestimmte Inklination und variierender LLAN. Man erkennt, dass der qualitative Verlauf der Kurve sehr gut mit den Ergebnissen von Wang und Ramanan übereinstimmt. Als graue Kurve sind die Ergebnisse für eine LLAN von 200° dargestellt. Bei dieser LLAN nimmt die Standardabweichung zwischen der Differenz der Ergebnisse von Wang und dem IRS ein Minimum an. Dort beträgt diese dann 38.1 Tage. Ebenfalls bei einer LLAN von 200° wird die Standardabweichung der Ergebnisse von Ramanan und dem IRS mit 47.4 Tagen minimal. Zu den Gründen für die Abweichung einiger Punkte gehören sicherlich das Verwenden von unterschiedlichen Gravitationsmodellen und verschiedenen Epochen, das Berücksichtigen von



Drittkörpereinflüssen und das Anwenden von unterschiedlichen Abbruchbedingungen.

Neben der Inklination hat die Bahnhöhe einen großen Einfluss auf bahndynamische Lebensdauer. Um diesen zu untersuchen wurden die Simulationen für verschiedene Anfangs-Orbithöhen und verschiedenen Anfangs-Inklinationen durchgeführt, die LLAN wurde hierbei konstant auf  $0^\circ$  gehalten. Abbildung 4.5 zeigt die Ergebnisse der Simulation als Konturdarstellung. Man erkennt, dass der Einfluss der Orbithöhe für bestimmte Inklinationen unterschiedlich stark ausfällt. So ist bei etwa  $60^\circ$  und  $120^\circ$  Inklination ein beinahe linearer Zusammenhang festzustellen, während bei  $40^\circ$  und  $140^\circ$  die Lebensdauer für niedrige Höhen erst gering ansteigt und ab 150 km sehr stark. Daraus folgt, dass eine Verdoppelung der Anfangs-Bahnhöhe nicht automatisch eine Verdoppelung, wohl aber eine Erhöhung der bahndynamischen Lebenszeit bewirkt.



**Abbildung 4.5.:** Ergebnisse der bahndynamischen Lebensdauersimulationen aufgetragen über der Inklination und der anfänglichen Bahnhöhe. Die Farbskala und die Konturlinien geben die bahndynamische Lebensdauer wieder.

Ein weiterer Punkt, den die Abbildung zeigt, ist, dass sich bestimmte Inklinationen stärker bis in große Höhen auswirken als andere. Zum Beispiel hat ein Satellit bei  $80^\circ$  Inklination und 50 km Anfangshöhe eine Lebensdauer von etwa 10 Tagen. Ein anderer Satellit hat bei  $120^\circ$  Inklination und der gleichen Anfangshöhe ebenfalls ungefähr 10 Tage Lebensdauer. Allerdings nimmt hier der Einfluss der Orbithöhe weniger stark ab. So überdauert der erste Satellit bereits bei einer Höhe von 120 km die Mission im Orbit, während der zweite Satellit erst ab 250 km ein Jahr überlebt. Es lässt sich somit festhalten, dass die Auswirkung einer höheren Bahn stark von der gewählten Inklination abhängt.

Auffallend ist auch die beinahe symmetrische Form der Kurve mit einer Symmetrieachse bei  $90^\circ$  Inklination. Dies ist jedoch nicht weiter verwunderlich, da das Mondgravitationsfeld den größten Störeinfluss auf die Satellitenbahn besitzt und der Unterschied

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

der Störungen bei einem pro- oder retrograden Umlauf zu gering sind, um signifikante Änderungen hervorzurufen.

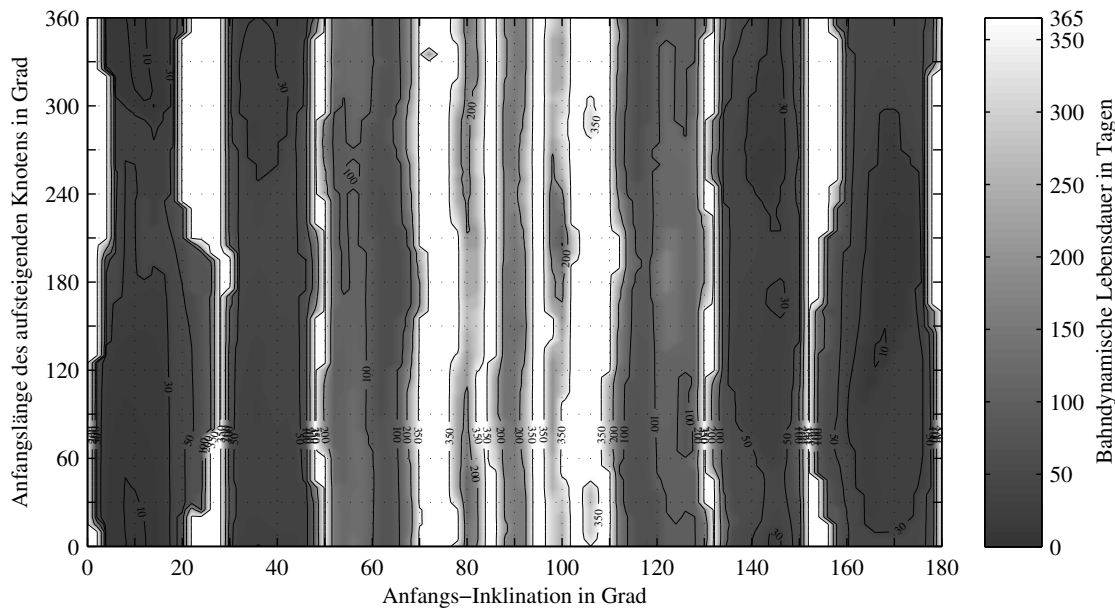
Viele der bisherigen Mondsatelliten, inklusive *Lunar Prospector*, sind in einem 100 km-Orbit geflogen. Für die Simulationen bedeutet dies, dass dadurch für diese Höhe das Gravitationsmodell am genauesten ist. Darum wurde in den folgenden Analysen stets von einem 100 km Orbit ausgegangen. Zudem ermöglicht dieser Orbit für einige polnahe Inklinationen eine bahndynamische Lebensdauer von über einem Jahr. Tiefere Orbits (unter 70 km) ermöglichen dies nicht. Höhere Bahnen bringen den Nachteil, dass abbildende Instrumente bei gleicher Bodenauflösung längere Brennweiten und größere Öffnungen benötigen, was zu einer höheren Masse des Instrumentes führt. Auch für andere Instrumente, wie zum Beispiel Staubsensoren sind niedrige Bahnen von Vorteil. Insofern stellt der 100 km-Orbit einen guten Kompromiss zwischen Stabilität und Entfernung dar.

Frühere Arbeiten haben bereits einen Einfluss der RAAN, beziehungsweise LLAN auf die Lebensdauer und auf die Entwicklung des Orbits gezeigt (siehe Meyer, Buglia und Desai 1994, Ramanan und Adimurthy 2005, Folta und Quinn 2006, Beckman und Lamb 2007), diesen jedoch nur wenig untersucht. Zwar ist dieser Effekt nicht so groß wie der der Inklination, jedoch haben Ramanan und Adimurthy für  $\Omega = 120^\circ$  eine um 23% höhere Lebenszeit für einen polaren Orbit berechnet, als für  $\Omega = 330^\circ$ . Um dies nun eingehender zu untersuchen, wurden in den Simulationen die Anfangswerte für die Länge des aufsteigenden Knotens und der Inklination variiert. Mit diesen beiden Variablen ist die Orbitebene eines Kreisorbites ( $e = 0$ ,  $\omega = 0$ ) mit einer bestimmten Höhe vollständig definiert<sup>1</sup>. Abbildung 4.6 zeigt das Ergebnis der Simulationen für eine 100 km Kreisbahn. Man erkennt die hauptsächlich von der Inklination abhängigen Bänder mit hoher, beziehungsweise geringer Lebenszeit, die je nach gewählter Länge des aufsteigenden Knotens schmaler oder breiter ausfallen. Dadurch kann die bahndynamische Lebenszeit für dieselbe Inklination sehr unterschiedlich ausfallen. Dieser Unterschied ist bei einer Inklination von  $4^\circ$  am größten. Wie sich dort die Satellitenbahnen entwickeln, zeigt das Beispiel in Abbildung 4.7.

Der größte Unterschied in der Breite des stabilen Bandes findet sich bei etwa  $26^\circ$  Inklination. Dieses Band hat bei hohen und sehr niedrigen LLANs eine Ausdehnung von ungefähr  $10^\circ$ , bei mittleren LLANs jedoch nur eine Breite von  $1^\circ$ – $2^\circ$ . Es kann somit durchaus vorkommen, dass ein Satellit schnell an Höhe verliert, obwohl man ihn in einem als günstig geltenden Inklinationsbereich platziert hat.

Wie in Abbildung 4.5 ist auch in Abbildung 4.6 die symmetrische Form zum polaren Orbit zu erkennen. Dabei zeigt dieser Orbit unabhängig von der Länge des aufsteigenden Knotens eine deutlich reduzierte Lebensdauer im Vergleich zu benachbarten Orbits mit  $85^\circ$  oder  $95^\circ$  Inklination. Im Allgemeinen scheinen, bis auf wenige Ausnahmen, die Bahnen mit Inklinationen unter  $70^\circ$ , beziehungsweise über  $110^\circ$ , kurzlebiger zu sein, als

<sup>1</sup> Ein Orbit kann durch die sechs Bahnparameter große Halbachse  $a$ , Exzentrizität  $e$ , Inklination  $i$ , Argument der Periapsis  $\omega$ , Argument des aufsteigenden Knoten  $\Omega$  und der wahren Anomalie  $\theta$  beschrieben werden. Dabei legen große Halbachse und Exzentrizität die Form der Bahn fest, Inklination, Argument der Periapsis und Argument des aufsteigenden Knotens die Lage der Bahn im Raum. Die wahre Anomalie liefert den Zeitbezug.

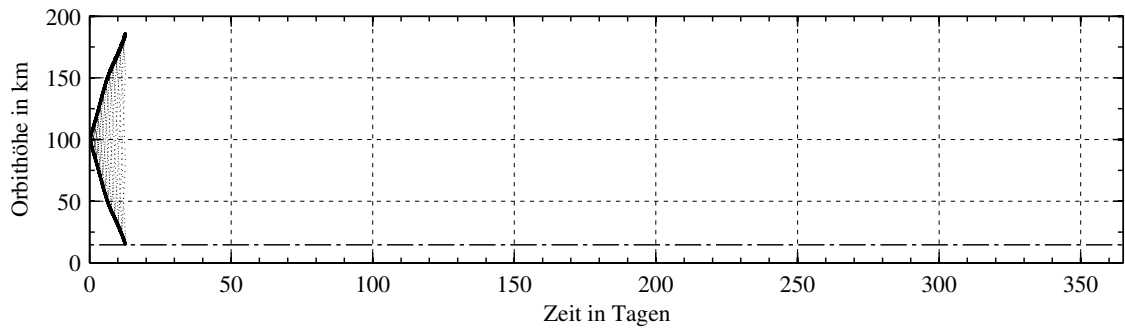


**Abbildung 4.6.:** Ergebnis der bahndynamischen Lebensdauersimulationen aufgetragen über der Inklination und der Länge des aufsteigenden Knotens. Die Farbskala und die Konturlinien geben die bahndynamische Lebensdauer wieder.

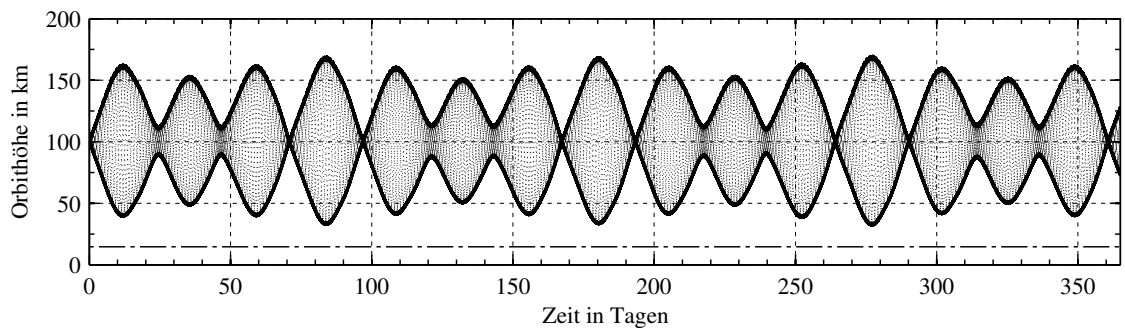
hochinklinierte Bahnen. Die geringsten Lebensdauern sind bei Inklinationen zwischen  $4^\circ$  und  $16^\circ$ ,  $30^\circ$  und  $46^\circ$ ,  $50^\circ$  und  $70^\circ$ , sowie den entsprechend gespiegelten Bereichen zu finden. Die minimale Lebenszeit beträgt 9.4 Tage bei einer Inklination von  $10^\circ$  und einer Länge des aufsteigenden Knotens von  $5^\circ$ .

Die reine Lebensdauer macht allerdings keine Aussage darüber, wie stark sich die Bahn verändert, also wie weit die Periselen-Höhe absinkt. Dies ist insofern interessant, da die Aufnahmen der Satellitenkameras möglichst aus derselben Entfernung zur Mondoberfläche erfolgen sollten. Darum wurden die Orbits untersucht, die eine bahndynamische Lebensdauer von über einem Jahr aufweisen, bis auf welche minimale Höhe sich das Periselen innerhalb dieses Jahres reduziert. Abbildung 4.8 stellt diese minimale Bahnhöhe über der Inklination und Länge des aufsteigenden Knotens grafisch dar. Der Orbit mit dem geringsten Periselen-Höhenverlust ist in dem schmalen  $50^\circ$ -Inklinationsband bei  $175^\circ$  LLAN zu finden. Hier senkt sich das Periselen auf maximal 75 km Höhe ab (Abbildung 4.9). Das bedeutet, dass dieser Orbit bei einer aus dieser Höhe üblichen Höhentoleranz von  $\pm 30$  km keine Bahnkorrekturmanöver benötigt. Im Höhen-Plot erkennt man auch, dass dieser Orbit seine minimale Höhe im Prinzip schon während des ersten Monats erreicht. Allerdings fehlen bei dieser Inklination-LLAN-Kombination scheinbar Langzeiteffekte, die die Exzentrizität weiter vergrößern würden. Für globale Untersuchungen des Mondes wäre dieser Orbit aufgrund seiner niedrigen Inklination ungeeignet. Hierfür wäre erst das nächsthöhergelegene stabile Band ab  $70^\circ$  Inklination geeignet. Dieses bietet bereits eine Bodenabdeckung von 94% der Mondoberfläche, die durch eine Drehung des Satelliten noch weiter gesteigert werden kann.

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

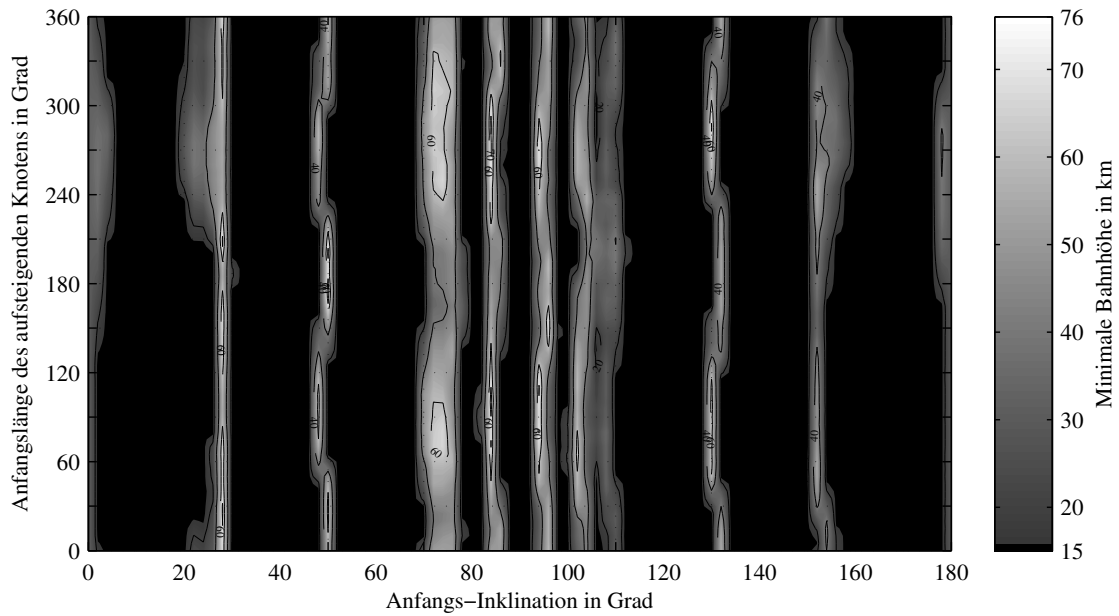


(a) 4° Inklination,  $LLAN = 20^\circ$ .

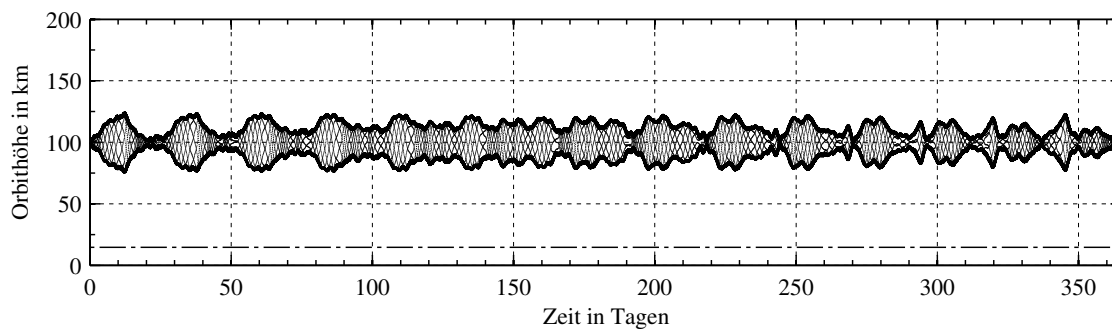


(b) 4° Inklination,  $LLAN = 265^\circ$ .

**Abbildung 4.7.:** Die Höhe des Periselen und Aposelen für Bahnen mit 4° Inklination dargestellt über die Zeit bis zum Erreichen der minimal zulässigen Höhe von 15 km. **(a):**  $LLAN = 20^\circ$ ; **(b):**  $LLAN = 265^\circ$ .



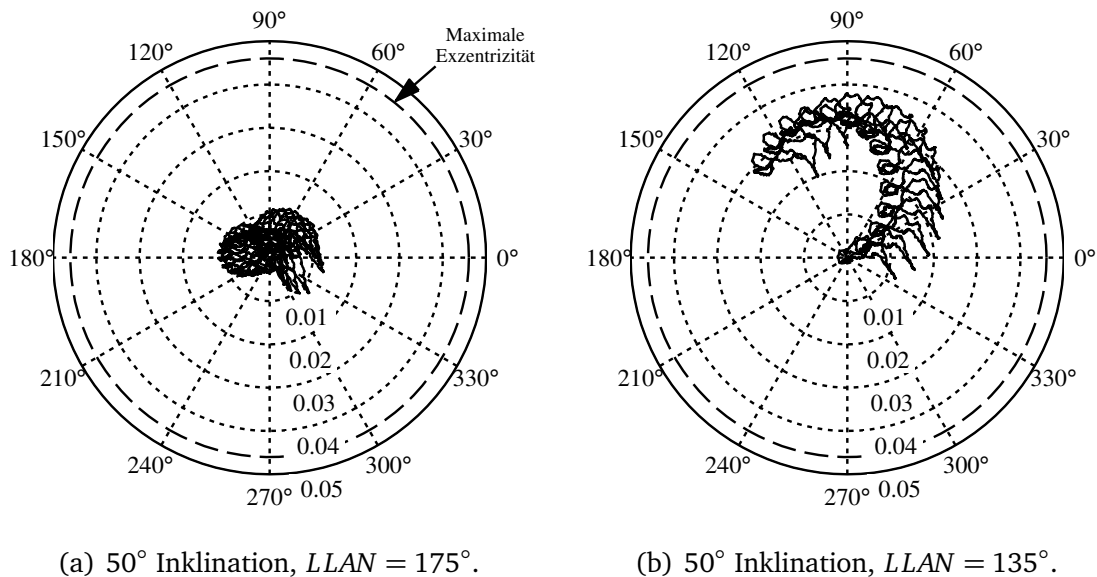
**Abbildung 4.8.:** Minimale Bahnhöhe eines Mondsatelliten während eines Jahres für verschiedene Inklinationen und Längen des aufsteigenden Knotens. Die Farbskala und die Konturlinien geben die minimale Bahnhöhe wieder. Die schwarz gefärbten Flächen markieren die Simulationen in der der Satellit weniger als ein Jahr überlebte.



**Abbildung 4.9.:** Die Höhe des Periselen und Aposelen der Bahn mit dem geringsten Periselen-Höhenverlust;  $i = 50^\circ$ ,  $LLAN = 175^\circ$ .

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

Ebenfalls interessant ist die Darstellung eines Orbits als Phasendiagramm im  $e$ - $\omega$ -Raum, wie in Abbildung 4.10 dargestellt. Bei dieser Darstellungsweise wird die Exzentrizität über dem Argument der Periapsis in Polarkoordinaten aufgetragen und zeigt, wie sich diese Orbitalelemente mit der Zeit verändern. Den Startpunkt findet man im Ursprung der Abbildungen, da der Satellit in einer Kreisbahn beginnt. Die Exzentrizitätsbeschränkung ist als Kreis bei  $e = 0.046$ <sup>1</sup> eingetragen. Abbildung 4.10(a) zeigt den Orbit mit dem geringsten Höhenverlust innerhalb eines Jahres. Abbildung 4.10(b) stellt dem gegenüber einen Orbit aus dem selben Inklinationsband, jedoch mit einer anderen Anfangs-LLAN.



**Abbildung 4.10.:** Orbitentwicklung im  $e$ - $\omega$ -Raum. Die Radiusachse entspricht der Exzentrizität, die Winkelachse dem Argument der Periapsis. 50° Inklination. **(a):**  $LLAN = 175^\circ$ ; **(b):**  $LLAN = 135^\circ$ .

Ähnlich wie in den Höhenplots in Abbildung 4.2 erkennt man auch im  $e$ - $\omega$ -Raum ein charakteristisches Muster, das durch das Mondgravitationsfeld bedingt ist und sich nach einer Mondrotation wiederholt. Im Fall des Orbits mit  $LLAN = 135^\circ$  (Abbildung 4.10(b)) wird diese Periodizität von einer stärkeren Langzeit-Veränderung überlagert als im  $175^\circ$ -Fall (Abbildung 4.10(a)). Diese Langzeit-Veränderung bewirkt, dass sich die Exzentrizität nach einer siderischen Periode um einen Wert  $\Delta e$  im Vergleich zum Startwert erhöht hat. Somit ist die Exzentrizitätsänderung nach einer Mondrotation ein Indikator für die Stabilität des Orbits. Allerdings ist diese Zeit nicht für alle Orbits gleich, sondern variiert in Abhängigkeit der Inklination, da sich die Orbitebene aufgrund der Mondabplattung mit dem Gravitationsfeld mitdreht. Die Drehrate der Orbitebene wird hauptsächlich durch den  $J_2$ -Term beeinflusst und kann nach Park und Junkins (1995) mit folgender Formel berechnet werden:

<sup>1</sup> entspricht einer minimalen Höhe von 15 km aus einem 100 km-Orbit.

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2}J_2 \left( \frac{R_{\text{Mond}}}{a(1-e^2)} \right)^2 \sqrt{\frac{\mu_{\text{Mond}}}{a^3}} \cos i. \quad (4.2)$$

Dabei ist der Schwerekoeffizient  $J_2 = 0.00020433$ ,  $R_{\text{Mond}}$  der Mondradius,  $\mu_{\text{Mond}}$  der Gravitationsparameter (siehe Tabelle A.1) und  $a$ ,  $e$ ,  $i$  die Keplerelemente des Orbits. Mit Gleichung (4.2) kann nun die Zeit berechnet werden, die die Orbitebene für eine komplette Rotation relativ zur Mondoberfläche benötigt:

$$P_{\text{rot}} = \frac{2\pi \cdot P_{\text{Mond, sid.}}}{2\pi - \dot{\Omega} \cdot P_{\text{Mond, sid.}}}. \quad (4.3)$$

Darin ist  $P_{\text{rot}}$  diese Rotationsdauer der Orbitebene und  $P_{\text{Mond, sid.}}$  die siderische Rotationszeit des Mondes von 27.321 582 Tagen (Yoder 1995). Die Gleichungen berücksichtigen jedoch keine Drittkörpereinflüsse auf den Orbit. Deren Einfluss auf das Argument des aufsteigenden Knotens ist allerdings innerhalb eines Monats sehr gering und wurde deshalb vernachlässigt.

Nun wurde aus den Simulationen die Exzentrizitätswerte nach dieser Zeit ausgelesen. Die Ergebnisse sind in Abbildung 4.11 dargestellt. Darin sind diejenigen Bereiche schwarz markiert, für deren Werte der Satellit keine komplette Drehung der Orbitebene überlebt. Diese Abbildung eignet sich sehr gut, um Schlüsse über das für Bahnkorrekturen benötigte  $\Delta V$  zu machen, sofern die Höhentoleranzen nicht zu eng gewählt werden. Auch um Aussagen über die Langzeitstabilität zu treffen kann das Diagramm verwendet werden, da im Prinzip der Exzentrizitätsunterschied, der aufgrund der mittelperiodischen Störungen auftritt nach einem Monat minimal ist und somit in den Werten fast nur noch der Langzeitunterschied enthalten ist.

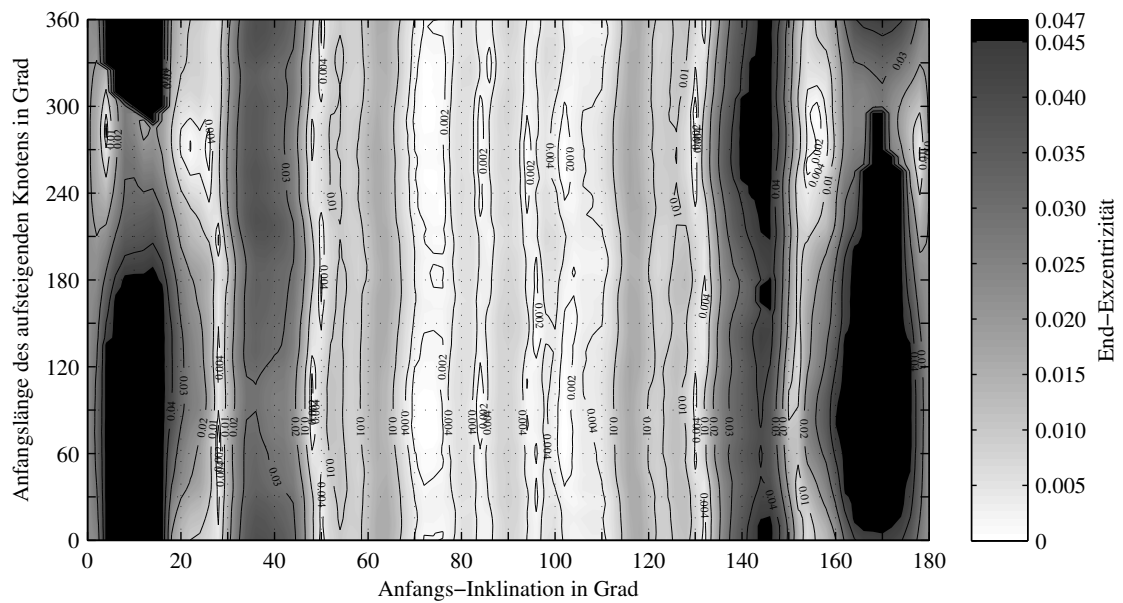
Auch diese Ergebnisse weisen eine starke Abhängigkeit von der Inklination auf und für niedrige Inklinationen ( $< 40^\circ$ ) spielt zunehmend der Einfluss der Länge des aufsteigenden Knotens eine Rolle.

Ähnlich wie in Abbildung 4.8 befindet sich bei  $70^\circ$  Inklination ein Bereich der sehr stabil zu sein scheint und nach einem Monat nur geringe Exzentrizitätsänderungen aufweist. Diese Änderungen verstärken sich nur gering über einen längeren Zeitraum. Dadurch ist dieser Bereich auch im Hinblick auf Bahnkorrekturen günstig, was im folgenden Abschnitt näher untersucht wird.

## 4.4. Bahnwiederherstellungsmanöver

Für die Beobachtung der Mondoberfläche und die spätere Auswertung der Daten ist es vorteilhaft, dass sich die Beobachtungsbedingungen nicht signifikant ändern. Das bedeutet, dass die Orbithöhe möglichst konstant bleiben soll, um eine einheitliche räumliche Auflösung zu ermöglichen. Beispielsweise sind Kamerasysteme oft nur für einen bestimmten Höhenbereich ausgelegt. Unterhalb dieses Bereiches müsste dann, um scharfe Bilder zu erhalten, kürzer belichtet werden, wodurch dann wiederum das Signal-Rausch-Verhältnis verschlechtert würde.

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)



**Abbildung 4.11.:** Endexzentrizität eines Mondsatelliten nach einer siderischen Periode für verschiedene Inklinationen und Längen des aufsteigenden Knotens. Die Farbskala und die Konturlinien geben die End-Exzentrizität wieder. Die schwarz gefärbten Flächen markieren die Simulationen in der der Satellit weniger als eine siderische Periode überlebte.



Da, wie in Kapitel 4.3 beschrieben, manche Orbits innerhalb eines Jahres sehr stark an Höhe verlieren, wird es für viele Orbits zwingend, für andere zumindest fast unvermeidlich sein, den Satelliten von Zeit zu Zeit wieder auf seinen Ausgangsorbit anzuheben. Sowohl die Zeit zwischen den Manövern, als auch das dafür benötigte  $\Delta V$  hängen dann vom gewählten Ausgangsorbit und von der gewählten Höhentoleranz ab, die der Satellit nicht überschreiten soll.

Wie in diesem Kapitel gezeigt wird, ist es dabei oft von Vorteil, wenn diese Höhentoleranz nicht als fixer Wert festgelegt wird, sondern die periodischen Eigenschaften der Bahnänderungen mitberücksichtigt und ausgenutzt werden. Dadurch lässt sich vor allem die Manöveranzahl verringern, was aus operationeller Sicht sehr vorteilhaft ist.

Im folgenden werden drei Strategien zur Wiederherstellung eines Ausgangsorbit betrachtet.

#### 4.4.1. Orbitwiederherstellungsstrategie 1

Die einfachste Möglichkeit, die ursprüngliche Orbithöhe wiederherzustellen, ist die Korrektur der Exzentrizität mit Hilfe von zwei Manövern im Aposelen und Periselen. Bei dieser Strategie werden die Manöver unmittelbar dann eingeleitet, nachdem eine vordefinierte Orbithöhe unterschritten, beziehungsweise eine Exzentrizitätsgrenze überschritten wurde. Die Manöver für diese und die folgenden Strategien wurden als Hohmann-Manöver angenommen, mit einem ersten Impuls im Aposelen um das Periselen auf die Ursprungshöhe anzuheben und einem zweiten Impuls im Periselen um das Aposelen auf die Ursprungshöhe abzusenken. Abbildung 4.12 stellt dies für einen Beispielorbit mit  $74^\circ$  Inklination grafisch dar. Hier muss bei einer vorausgesetzten Höhentoleranz von  $\pm 40$  km insgesamt sechs mal im Jahr die Bahn angehoben werden.

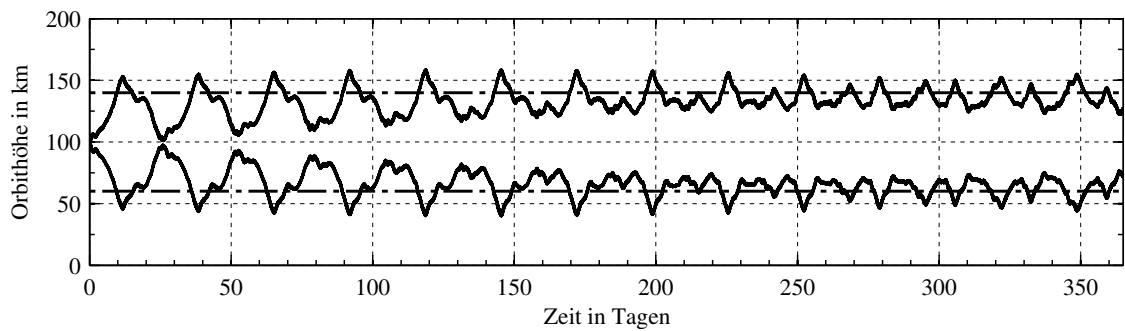
Das für eines dieser Manöver benötigte gesamt  $\Delta V_i$  berechnet sich mit

$$\Delta V_i = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{\mu_{\text{Moon}}}{a_0}} \cdot |\vec{\Delta e}|, \quad (4.4)$$

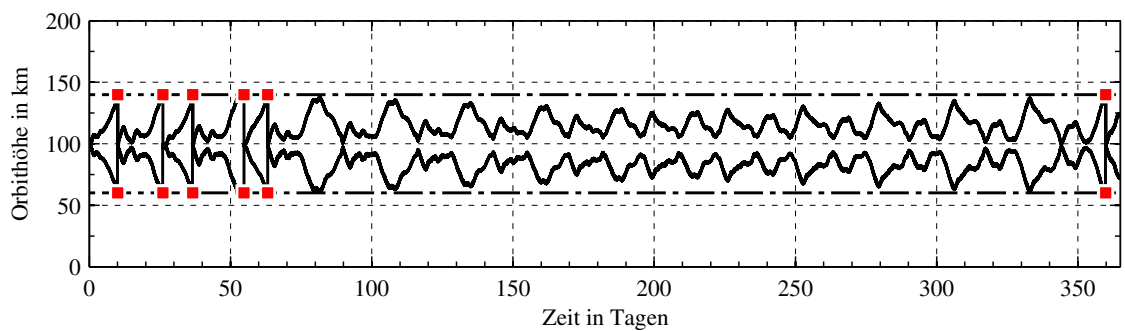
wobei  $\vec{\Delta e}$  die Vektordifferenz zwischen Anfangs- und End-Exzentrizitätsvektor,  $a_0$  die Große Halbachse zu Beginn der Simulation und  $\mu_{\text{Moon}}$  der Gravitationsparameter des Mondes ist. Bei dieser Formel handelt es sich allerdings nur um eine Näherung, die jedoch für kleine Exzentrizitäten, wie sie hier auftreten können (aufgrund der geringen Bahnhöhe würde der Satellit für größere Exzentrizitäten auf dem Mond einschlagen) verwendet werden darf (Cook und Sweetser 1992). Das gesamt  $\Delta V$  für ein Jahr beläuft sich somit für den Beispielorbit auf 106 m/s.

Bereits in der Abbildung des Beispielorbits (Abbildung 4.12) erkennt man, dass sich das Verhalten der Bahn nach jedem Manöver stark von dem der unkorrigierten Bahn unterscheidet. Lediglich im Bereich zwischen Tag 150 und 300, in dem sich die unkorrigierte Höhe des Periselen nur gering ändert, zeigt auch für die korrigierte Bahn dieses Verhalten. Dadurch ist es nicht möglich, aus den Ephemeriden der unkorrigierten Bahn eine Abschätzung des  $\Delta V$ -Bedarfs mit dieser Strategie zu treffen.

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)



(a) Höhe des Aposelen und Periselen des nicht korrigierten Orbits über der Zeit.



(b) Höhe des Aposelen und Periselen über der Zeit. ■: Bahnkorrekturmanöver.

**Abbildung 4.12.:** Orbitwiederherstellungsstrategie 1 für eine Beispielbahn mit  $74^\circ$  Inklination,  $180^\circ$  LLAN und  $\pm 40$  km Höhentoleranz. (a): Unkorrigierte Bahn; (b): Korrigierte Bahn.

##### 4.4.2. Orbitwiederherstellungsstrategie 2

Als zweite Möglichkeit wurde versucht, sich die Periodizität der Bahnstörungen zu Nutze zu machen. Dazu wurden die Manöver nur an den Stellen ausgeführt, an denen der Satellit dieselbe Bahnebene relativ zur Mondoberfläche gesehen einnimmt, wie zum Startzeitpunkt der Simulation. Auch hier wurden die Zeitpunkte der Manöver durch das Überschreiten einer vorgegebenen Exzentrizitätsschranke ausgelöst, jedoch nicht sofort ausgeführt. Vielmehr wurde gewartet, bis der Satellit wieder die Anfangs-LLAN eingenommen hat.

Auch hier wurden für die Berechnung des  $\Delta V$ -Aufwandes die Satellitenpositionen aus den unkorrigierten Lebensdauer-Simulation von oben verwendet. Der Kontrollalgorithmus filtert nun diejenigen Positionen heraus, an denen der Satellit dieselbe LLAN einnimmt wie zum Startzeitpunkt und berechnet für jeden möglichen Manöverzeitpunkt das benötigte  $\Delta V$  nach Gleichung 4.4. Die Manöverzeitpunkte, an denen der Satellit die vorgegebene maximale Exzentrizität bereits überschritten hat, wurden bis zum nächstmöglichen Zeitpunkt innerhalb einer siderischen Rotationsperiode des Mondes verworfen. Damit befindet sich das Aposele des Satelliten im ungünstigsten Fall etwa 28 Tage unterhalb der Höhentoleranz. Das  $\Delta V$  von allen anderen Manöverzeitpunkten wurde nun auf die Missionsdauer von einem Jahr hochgerechnet und davon die Manöver mit minimalem Antriebsbedarf pro Jahr gewählt. Abbildung 4.13(a) zeigt zur Verdeutlichung beispielhaft die unkorrigierte Bahn eines Satelliten mit  $74^\circ$  Inklination und  $180^\circ$  LLAN und die möglichen Manöverzeitpunkte, an denen die Satellitenbahn wieder dieselbe LLAN aufweist, wie zu Beginn. Die korrigierte Bahn mit den notwendigen Manövern für eine erlaubte Höhentoleranz von  $\pm 40$  km ist in Abbildung 4.13(b) dargestellt.

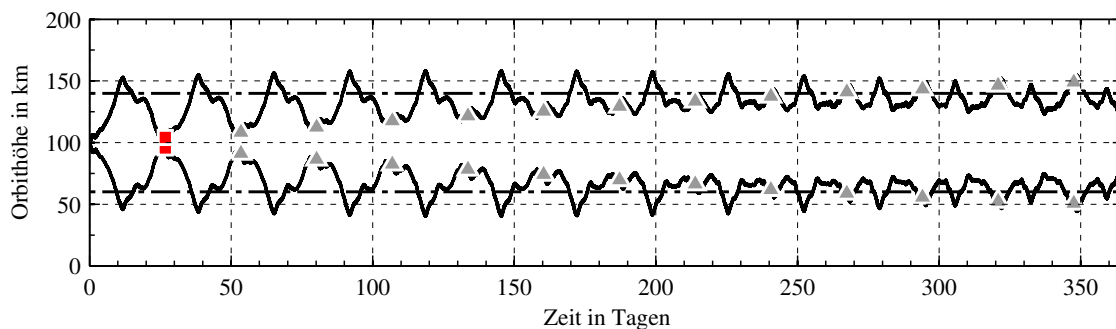
Für den abgebildeten Beispielorbit mit  $74^\circ$ -Inklination und  $180^\circ$  LLAN wird zur Höhenkorrektur etwa 26 m/s pro Jahr, während insgesamt 13.7 Manövern pro Jahr, benötigt.

Das Ergebnis aller Simulationen ist in Abbildung 4.14 dargestellt und zeigt den minimalen  $\Delta V$ -Bedarf pro Jahr abhängig von der Anfangs-Inklination und Anfangs-LLAN. Die darin schwarz gekennzeichneten Bereiche entsprechen den Bahnen, die bereits vor einem ersten möglichen Manöverzeitpunkt die Mondoberfläche gekreuzt haben. Die geforderte Höhentoleranz in der Abbildung beträgt  $\pm 30$  km.

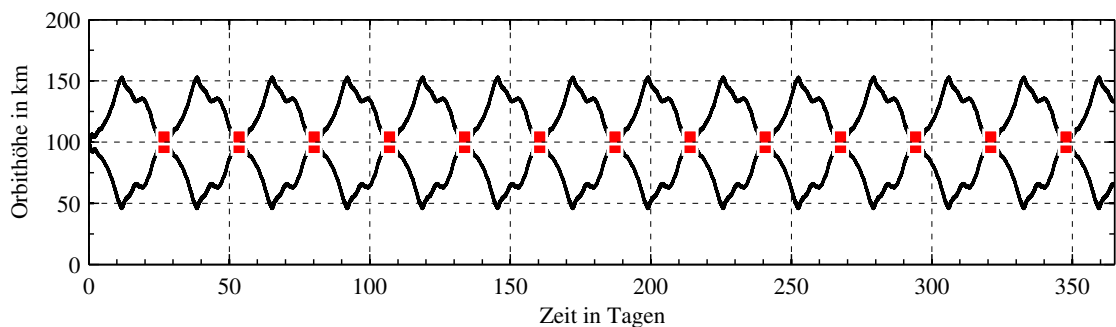
##### 4.4.3. Orbitwiederherstellungsstrategie 3

Diese Strategie ist eine Abwandlung der vorhergehenden Strategie. Allerdings wird hierbei ein Manöver nicht durch das Unterschreiten einer definierten Orbithöhe ausgelöst. Vielmehr wird versucht, die Manöveranzahl und den damit verbundenen operationellen Aufwand zu reduzieren. Ein Manöver wird also nicht notwendigerweise nach Unterschreiten einer Flughöhe ausgelöst, sondern erst nachdem der Satellit maximal 14 Tage außerhalb des Toleranzbandes verbracht hat. Abbildung 4.15(a) verdeutlicht dieses Vorgehen. In dieser Strategie wird ausgenutzt, dass sich der Orbit durch mittel-periodische Störungen wieder verbessern kann. Das Manöver selbst wird wie zuvor an den Stellen durchgeführt, an denen der Satellit sich wieder in seiner Ausgangsbahnebene befindet und das minimale  $\Delta V$  pro Jahr benötigt.

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

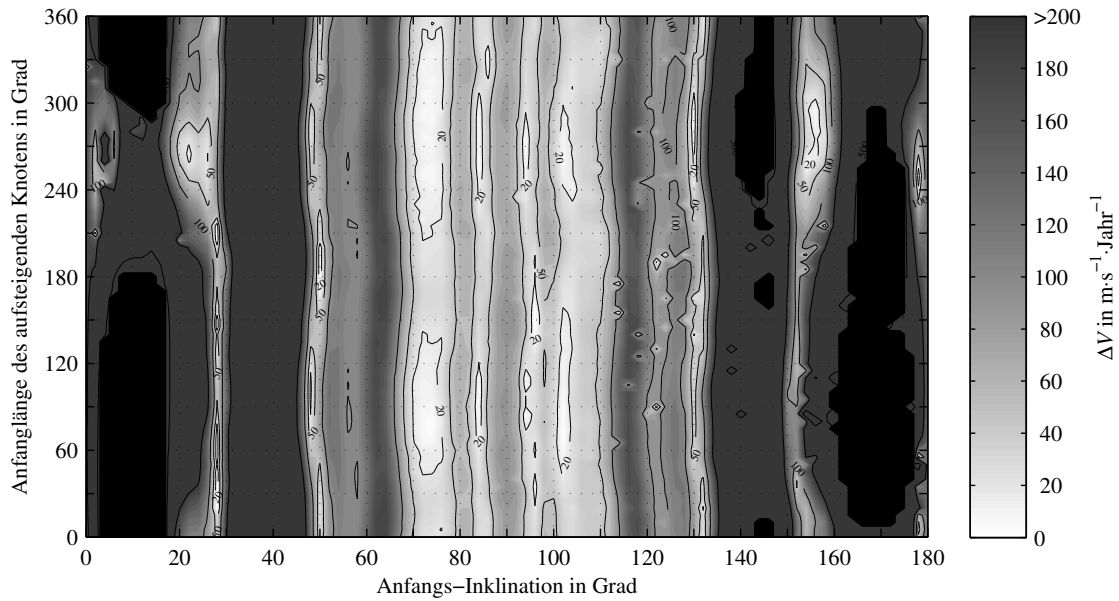


(a) Höhe des Apselens und Periselen über der Zeit.  $\blacktriangle$ : alle Zeitpunkte, während denen eine Orbitwiederherstellung erfolgen kann;  $\blacktriangle$ : mögliche Zeitpunkte, die innerhalb der vorgegebenen Toleranz liegen (im Beispiel vom Manöver überlagert);  $\blacksquare$ : Manöver mit minimalem  $\Delta V$  pro Jahr.



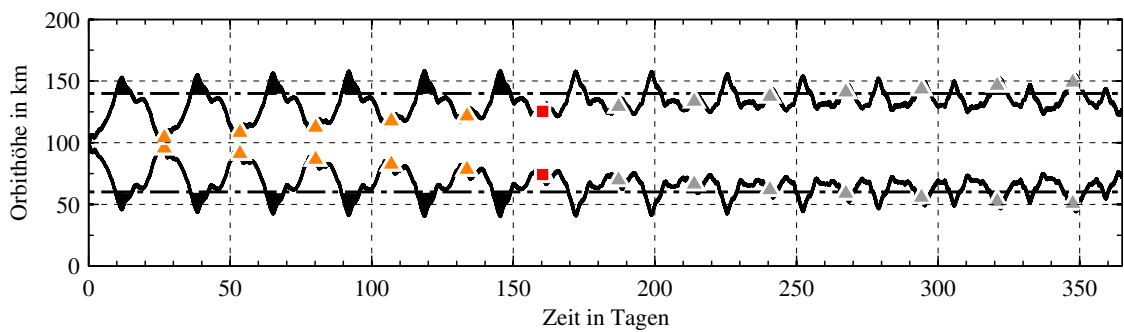
(b) Höhe des Apselens und Periselen über der Zeit.  $\blacksquare$ : Bahnkorrekturmanöver.

**Abbildung 4.13.:** Orbitwiederherstellungsstrategie 2 für eine Beispielbahn mit  $74^\circ$  Inklination,  $180^\circ$  LLAN und  $\pm 40$  km Höhentoleranz. (a): Unkorrigierte Bahn mit möglichen Manövern; (b): Korrigierte Bahn mit minimiertem  $\Delta V$ -Aufwand.

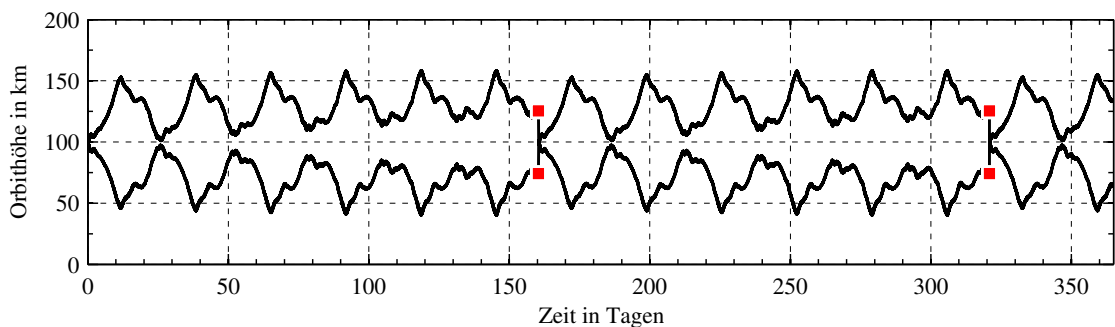


**Abbildung 4.14.:** Benötigtes  $\Delta V$  pro Jahr um die ursprüngliche Bahnhöhe und Exzentrizität mit Hohmann-Manövern nach Strategie 2 wiederherzustellen. Die Farbskala und die Konturlinien geben den  $\Delta V$ -Bedarf pro Jahr wieder. Die vorgegebene Höhentoleranz ist  $\pm 30$  km, beziehungsweise eine maximale Exzentrizität von 0.016 33. Die schwarz gefärbten Flächen markieren die Simulationen, in denen der Satellit bereits auf den Mond gestürzt wäre, bevor er die Anfangs-LLAN wieder erreichte hätte.

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)



(a) Höhe des Aposelen und Periselen über der Zeit.  $\blacktriangle$ : alle Zeitpunkte, während denen eine Orbitwiederherstellung erfolgen kann;  $\blacktriangle$ : mögliche Zeitpunkte, innerhalb der 14 Tage-Toleranz;  $\blacksquare$ : Manöver mit minimalem  $\Delta V$  pro Jahr. Die schwarz markierten Flächen entsprechen einer Aufenthaltsdauer von 14 Tagen außerhalb des Höhentoleranzbandes.

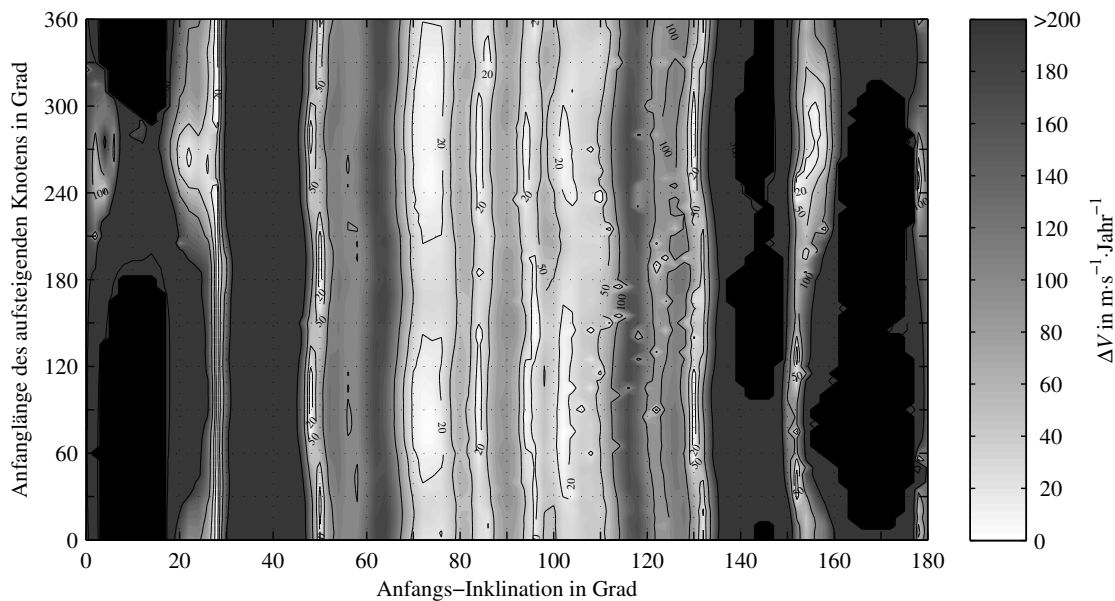


(b) Höhe des Aposelen und Periselen über der Zeit.  $\blacksquare$ : Bahnkorrekturmanöver.

**Abbildung 4.15.:** Orbitwiederherstellungsstrategie 3 für eine Beispielbahn mit  $74^\circ$  Inklination,  $180^\circ$  LLAN und  $\pm 40$  km Höhentoleranz. (a): Unkorrigierte Bahn mit möglichen Manövern; (b): Korrigierte Bahn mit minimiertem  $\Delta V$ -Aufwand.

Für den abgebildeten Beispielorbit mit  $74^\circ$ -Inklination und  $180^\circ$  LLAN werden für die Höhenkorrektur etwa  $26 \text{ m/s}$  pro Jahr während insgesamt 2.3 Manövern pro Jahr benötigt. Insgesamt befand sich der Satellit 13.3 Tage außerhalb der  $40 \text{ km}$ -Toleranzzone.

Auch hier zeigt Abbildung 4.16 das Ergebnis aller Simulation für eine Höhentoleranz von  $\pm 30 \text{ km}$ . Da es sich um eine Abwandlung der 2. Strategie handelt, entsprechen die Ergebnisse einander weitgehend. Was jedoch stark reduziert werden konnte, ist die benötigte Manöverzahl. Dies ist speziell für *Lunar Mission BW1* anzustreben, da der Satellit Bahnkorrekturen mit Hilfe elektrische Antriebe ausführt. Diese können je nach verwendetem Antrieb mehrere Tage in Anspruch nehmen, während denen durch die Triebwerksanordnung bedingt, keine Beobachtungen durchgeführt werden können.



**Abbildung 4.16.:** Benötigtes  $\Delta V$  pro Jahr um die ursprüngliche Bahnhöhe und Exzentrizität mit Hohmann-Manövern nach Strategie 3 wiederherzustellen. Die Farbskala und die Konturlinien geben den  $\Delta V$ -Bedarf pro Jahr wieder. Die vorgegebene Höhentoleranz ist  $\pm 30 \text{ km}$ , beziehungsweise eine maximale Exzentrizität von 0.016 33. Die schwarz gefärbten Flächen markieren die Simulationen, in denen der Satellit bereits auf den Mond gestürzt wäre, bevor er die Anfangs-LLAN wieder erreicht hätte.

Um die Strategien besser vergleichen zu können, wurden die Ergebnisse über die LLAN gemittelt, da diese einen geringeren Einfluss auf das  $\Delta V$  und die Manöveranzahl aufweist, als die Inklination. Tabelle 4.1 und 4.2 geben diese gemittelten Werte für einzelne ausgewählte Inklinationen wieder, die entweder hohe Lebensdauern oder eine vollständige Bodenabdeckung ermöglichen. Strategie 3 weist dabei durchweg einen kleineren Antriebsbedarf auf und benötigt weniger Manöver als Strategie 2, da die Manöver tendenziell später ausgeführt werden. Auch im Vergleich zur Strategie 1 reduziert Strategie 3 den Antriebsbedarf um bis zu 95%. Einzig der polare Orbit erzielt mit Strategie 1 die besseren Ergebnisse.

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

**Tabelle 4.1.:** Über die LLAN gemitteltetes  $\Delta V$  für die verschiedenen Orbitwiederherstellungsstrategien bei einer gewählten Höhentoleranz von  $\pm 40$  km.

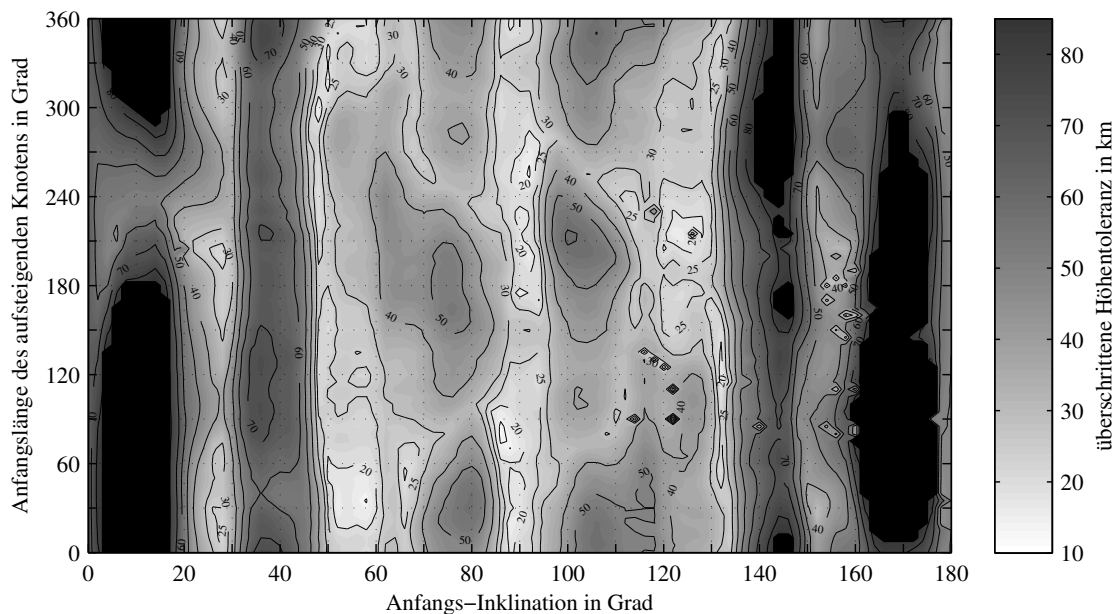
Inklination	$\Delta V$ in m/s/Jahr		
	Strategie 1	Strategie 2	Strategie 3
70°	105.5	30.3	26.8
74°	199.2	15.3	13.9
84°	69.7	18.4	15.9
90°	85.5	87.5	87.4
96°	61.5	25.0	18.9

**Tabelle 4.2.:** Über die LLAN gemittelte Manöveranzahl für die verschiedenen Orbitwiederherstellungsstrategien bei einer gewählten Höhentoleranz von  $\pm 40$  km.

Inklination	Manöveranzahl pro Jahr		
	Strategie 1	Strategie 2	Strategie 3
70°	5.9	8.0	2.7
74°	11.3	9.2	3.0
84°	4.2	4.7	2.4
90°	4.8	9.8	9.3
96°	3.5	5.0	1.5



Zur Auslegung der operationellen Höhe der Instrumente, also dem Höhentoleranzbereich, innerhalb der die Kameras noch verwertbare Ergebnisse liefern, ist eine Untersuchung der Höhenentwicklung vor einem ersten möglichen Manöver entscheidend. Viele Mondorbits weisen durch die mittelperiodischen Störungen bereits von Anfang an eine sehr starke Höhenschwankung auf. Eine zu eng gewählte Toleranz erhöht dabei allerdings nicht automatisch das benötigte  $\Delta V$ , da bei Verwendung von Strategie 2 und 3 eine Überschreitung dieser Toleranz erlaubt ist und das Manöver erst zum nächstmöglichen günstigen Zeitpunkt ausgeführt wird. Ist die Toleranz bei der Auslegung der Instrumente jedoch zu eng gewählt, können möglicherweise trotz Bahnwiederherstellungsmanöver oftmals keine Beobachtungen durchgeführt und die gewünschte Bodenabdeckung nicht erreicht werden. Abbildung 4.17 gibt aus diesem Grund das Absinken des Orbits vor Erreichen eines ersten möglichen Manöverzeitpunktes mit Strategie 2 wieder. Darin erkennt man, dass beispielsweise eine Höhentoleranz von  $\pm 10$  km keine sinnvolle Wahl ist, da diese auch für sehr langlebige und stabile Bahnen bereits innerhalb der ersten 14 Tage überschritten wird. Stattdessen sollte die Höhentoleranz in den interessanten Inklinationsbereichen bei  $70^\circ$ ,  $74^\circ$ ,  $84^\circ$  und  $96^\circ$  mindestens 30–40 km betragen. Eine Ausnahme ist der Bereich bei  $90^\circ$  für den bereits Toleranzen unter 30 km sinnvoll sein können.



**Abbildung 4.17.:** Überschrittene Höhentoleranz vor einem ersten möglichen Manöver. Die schwarz gefärbten Flächen markieren die Simulationen, in denen der Satellit bereits auf den Mond gestürzt wäre, bevor er die Anfangs-LLAN wieder erreicht hätte.

Um den Zeitpunkt eines Manövers festzulegen, sollten zusätzlich weitere operationelle Einschränkungen betrachtet werden. Beispielsweise sollten die Manöver nur bei einer LLAN von  $90^\circ$  beziehungsweise  $270^\circ$  ausgeführt werden. Dann zeigt die Orbitnormale in Richtung Erde, wodurch längere Kontaktzeiten ermöglicht werden. Der Satellit und

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

seine Bahn ließen sich während des Manövers über einen längeren Zeitraum von der Bodenstation aus überwachen. Zusätzlich bieten diese Orbitausrichtungen eine günstigere Orbitentwicklung, die sich auf die minimalen Bahnhöhen des Satelliten (Abbildung 4.8),  $\Delta V$ -Bedarf (Abbildung 4.16) und Manöveranzahl pro Jahr auswirkt, als für andere Orbitausrichtungen derselben Inklination.

Eine weitere Möglichkeit  $\Delta V$  einzusparen ist, wenn man die Drehung des Arguments der Periaapsis in der Orbitalebene ausnützt, wie es der Verlauf der Bahn in den  $\omega$ - $e$ -Polardiagrammen nahelegt. Durch Verwendung eines leicht exzentrischen Anfangsorbites ändert sich die qualitative Form der Bahn in den Diagrammen nicht. Sie sind lediglich um ein bestimmtes  $\Delta e$  in der Ebene verschoben, da kleine Änderungen in der Exzentrizität nur kleine Änderungen des Radius nach sich ziehen und dadurch auch nur einen kleinen Unterschied im Gravitationsfeld (Cook und Sweetser 1992). Die Bahn kann also durch eine geschickte Wahl der Anfangsexzentrizität so verändert werden, dass die Höhenunterschiede prinzipiell halbiert werden, als bei einem Start aus einem Kreisorbit. Dadurch lässt sich die Manöveranzahl bei der gleichen geforderten Mindesthöhe weiter reduzieren (Zeile et al. 2010).

#### 4.4.4. Treibstoffbedarf

Die bisherigen Betrachtungen zur Bahnwiederherstellung gingen von impulsiven Manövern aus. Für *Lunar Mission BW1* ist es jedoch wichtig, die Bahnmanöver als nicht-impulsive Manöver, also als Manöver mit endlicher Brenndauer, zu betrachten.

Bei elektrischen Antrieben bietet es sich an, die Manöver kontinuierlich über einen gesamten Orbit auszuführen. Um dabei die Exzentrizität zu korrigieren, ohne Veränderung der großen Halbachse wird der Schub senkrecht zur großen Halbachse und innerhalb der Bahnebene aufgebracht (siehe Gaylor 2000). Simulationen haben gezeigt, dass der  $\Delta V$ -Bedarf für Exzentrizitätskorrekturmanöver etwa 33% über dem eines impulsiven Hohmann-Transfers liegt. Durch kürzere Einzelmanöver, die jeweils um das Apo- und Periselen zentriert sind, würden den Treibstoffbedarf zwar senken, machen jedoch aufgrund der längeren Gesamtdauer wenig Sinn.

Um mit einem Hohmann-Manöver eine Exzentrizität von 0.021 76 abzubauen, was einer Höhenkorrektur von 40 km entspricht, wird ein  $\Delta V$  von 17.74 m/s benötigt. Ein Manöver mit kontinuierlichen Schub erfordert dagegen ein  $\Delta V$  von 23.7 m/s. Mit den in Tabelle 3.1 aufgeführten Triebwerksdaten können nun der Treibstoffbedarf sowie die benötigte Zünddauer für verschiedene Satellitenmassen berechnet werden. Mit Hilfe der Raketengrundgleichung (A.17) erhält man den Zusammenhang zwischen  $\Delta V$  und der benötigten Treibstoffmasse  $\Delta m_b$ :

$$\Delta m_b = \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{c_e}}\right) \cdot m_0, \quad (4.5)$$

wobei  $c_e$  die effektive Austrittsgeschwindigkeit,  $m_0$  die Anfangsmasse ist.

Damit würde das Manöver mit dem Lichtbogentriebwerk und einer Satellitenmasse von 150 kg ungefähr 0.844 kg benötigen. Die Zünddauer lässt sich nun über den Massenfluss des Triebwerks berechnen. Demnach erfordert das Manöver mit dem Lichtbogentriebwerk

eine reine Zünddauer von etwa 9 h. Bei Verwendung der vier SIMP-LEX-Triebwerke wird für das Manöver circa 0.185 kg Treibstoff über eine Dauer von 8 Tagen benötigt.

Zu beachten ist bei dieser Abschätzung jedoch, dass hier worst-case Annahmen zugrunde liegen. Im Normalfall wird bei Verwendung von Strategie 2 und 3 die Bahn immer an Stellen korrigiert, an denen die Exzentrizität minimal wird. Dadurch reduziert sich die Treibstoffmasse und Zünddauer deutlich (siehe Tabelle 4.3).

**Tabelle 4.3.:** Treibstoffmasse und Zünddauer für Orbitwiederherstellungsmanöver aus unterschiedlichen Höhen.  $m_0 = 150$  kg,  $a = 1\,837.1$  km, Triebwerksdaten nach Tabelle 3.1.

Höhendifferenz in km	$\Delta e$	$\Delta V$ in m/s	TALOS		SIMP-LEX	
			$\Delta m_b$ in kg	$\Delta t$ in h	$\Delta m_b$ in kg	$\Delta t$ in d
10	0.005 4	5.9	0.211	2.2	0.046	2.0
20	0.010 9	11.8	0.422	4.5	0.093	3.9
30	0.016 3	17.7	0.632	6.7	0.139	5.9
40	0.021 8	23.7	0.844	8.9	0.185	7.9
50	0.027 2	29.6	1.052	11.2	0.231	9.9
60	0.032 7	35.5	1.262	13.4	0.277	11.8
70	0.038 1	41.4	1.471	15.6	0.324	13.8
80	0.043 5	47.3	1.680	17.8	0.370	15.8
90	0.049 0	53.2	1.889	20.0	0.416	17.7

## 4.5. Strahlungsbelastung

Im Grunde unterscheiden sich die Strahlungsbelastungen in den Phasen nach der Flugphase nur sehr gering. Da jedoch die SPENVIS und CREME96 Simulationen keine Abschattung durch den Mond berücksichtigen, sind die in Tabelle 3.6 angegebene Werte maximale TID-Raten, die nur dann auftreten, wenn sich der Satellit im Sonnenlicht befindet. Da solare Protonen und Elektronen im Gegensatz zu den kosmischen Teilchen den größten Anteil an der TID ausmachen reduziert sich der Strahlungseintrag auf der Nachtseite. In einem 90°-inklinierten 100 km Orbit befindet sich der Satellit über ein Jahr gemittelt in 73% der Zeit im Tageslicht<sup>1</sup>. Die daraufhin korrigierten TID-Raten sind in Tabelle 4.4 aufgeführt. Auch hier sind für eine Schilddicke von 1 mm hohe Strahlungswerte zu erwarten. Erst durch Schilddicken von etwa 3 mm werden genügend solare

<sup>1</sup> Orbits mit geringerer Inklination haben im Schnitt mehr Schattenphasen. Dadurch reduziert sich der Anteil auf bis zu 58% für äquatoriale Orbits.

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

Protonen aufgehalten, um die Energiedosis auf das Bauteil auf ein akzeptables Maß zu reduzieren.

**Tabelle 4.4.:** TID-Rate im polaren Mondorbit.

Sonnenaktivität	TID-Rate in Gy/Jahr bei Schilddicken von		
	1 mm	3 mm	5 mm
Minimum	94	17	8
Maximum	218	38	17

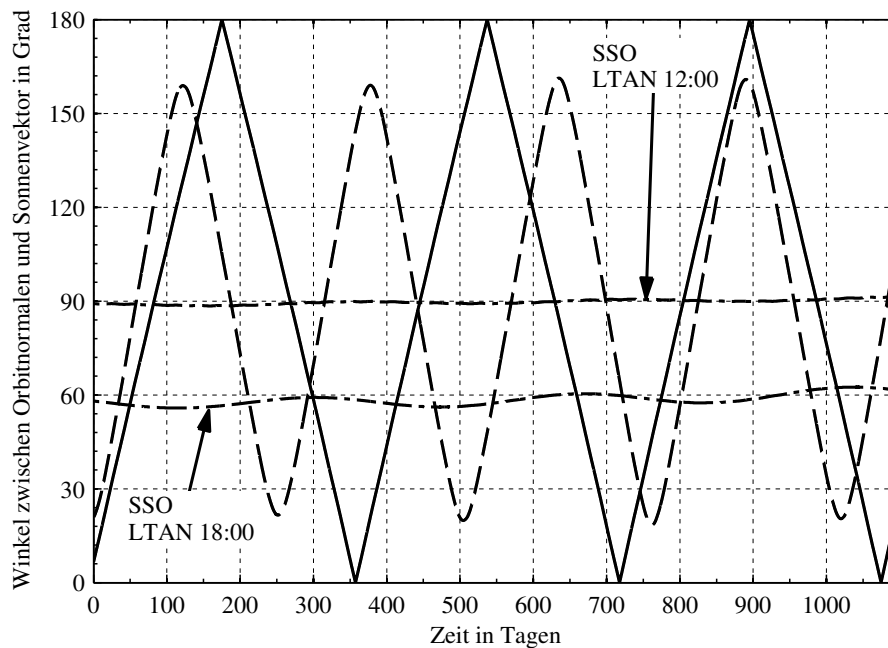
### 4.6. Beleuchtungsbedingungen

Geht man von einem ungestörten Orbit aus, so bleibt die Orbitebene des Satelliten inertial im Raum ausgerichtet und die Oberfläche des Mondes dreht sich während einer siderischen Mondperiode einmal unter der Orbitebene des Satelliten hindurch. Gleichzeitig bewegt sich das Erde–Mond-System innerhalb eines Jahres um die Sonne und somit dreht sich auch der Sonnenvektor innerhalb eines Jahres um die Satelliten-Orbitebene. Diese Bewegung wird in Abbildung 4.18 als Verlauf des Winkels zwischen der Orbitnormalen und dem Sonnenvektor über der Zeit dargestellt. Darin lässt sich auch der Effekt des  $J_2$ -Terms auf die  $70^\circ$ -Bahn erkennen. Während für die polare Bahn die Periode der Kurve genau ein Jahr beträgt, dreht sich die  $70^\circ$ -Bahnebene entgegengesetzt zur Sonnenbewegung. Die Periode verringert sich somit und beträgt mit Gleichung (4.2) und Gleichung (4.3) nur noch 257 Tage.

Ebenfalls eingezeichnet sind die Ergebnisse von zwei idealen sonnensynchronen Orbits um den Mond. Nach Gleichung (4.2) beträgt die notwendige Inklination eines 100 km-Kreisorbites etwa  $145^\circ$ . Damit ist dieser Orbit für hohe Breitengrade nicht geeignet und für kartierende Sonden uninteressant. Außerdem sind für diese Orbits die Störbeschleunigungen hoch, was mit einem hohem Treibstoffbedarf zur Bahnwiederherstellung oder kurzer bahndynamischer Lebensdauer einhergeht (Abbildung 4.6). Dargestellt sind zwei Extremfälle eines sonnensynchronen Orbits. Der sonnensynchrone Orbit mit einer Local Time of Ascending Node (LTAN) von 18:00 Uhr erreicht einen Winkel von ungefähr  $60^\circ$ . Somit ist es in diesem Orbit zu keiner Zeit möglich, dass die Sonne im Zenit über dem Satelliten steht. Dies hingegen, ist im 12:00 Uhr Fall einmal pro Orbit über das gesamte Jahr gegeben.

Wie in Abbildung 4.18 zu sehen ist, weisen die Winkel der sonnensynchronen Orbits ebenfalls eine leichte Periodizität mit einer Periodendauer von einem Jahr auf. Diese ist in der Inklination der Mondbahn zur Ekliptik begründet.

Abbildung 4.19 zeigt den zeitlichen Anteil, während dem eine bestimmte minimale Sonnenelevation an verschiedenen Breitengraden eingehalten wird. Die Vorgabe einer minimalen Sonnenelevation wird oft für visuelle Beobachtungen getroffen, da bei einer



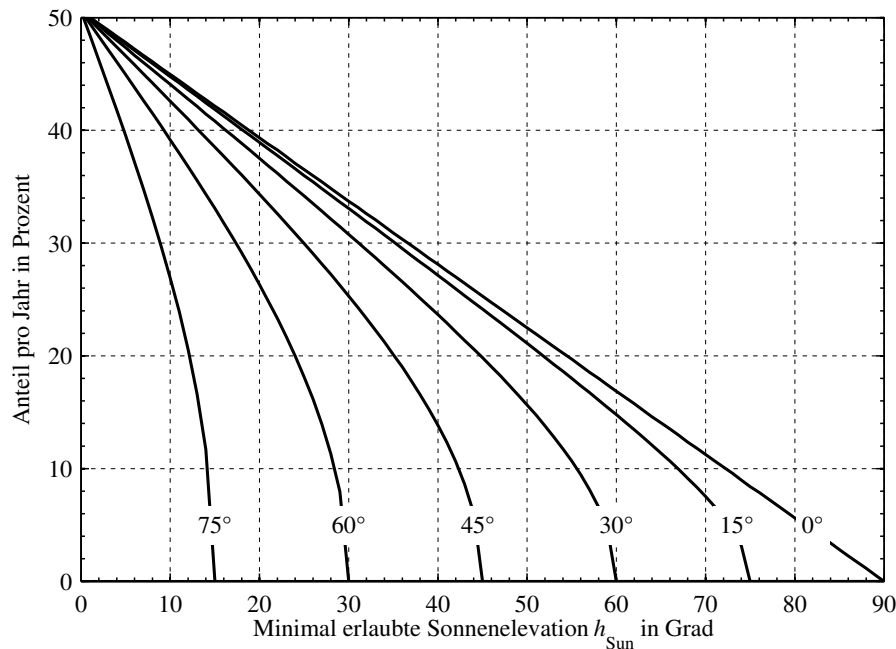
**Abbildung 4.18.:** Winkel zwischen der Orbitnormalen und dem Sonnenvektor über der Zeit. Durchgezogene Linie: 90° Inklination; gestrichelte Linie: 70° Inklination.

tiefstehenden Sonne zum Einen die Kamera nur wenig Strahlung vom Boden auffängt und dadurch das Signal-Rausch-Verhältnis entsprechend gering ausfällt, zum Anderen stören lange Schatten die radiometrische Auswertung der Bilder. Für diese Grafik befand sich die Sonne exakt über dem Äquator. In der Realität ist der Mondäquator um  $1.543^\circ$  zur Ekliptik geneigt (siehe Jolliff et al. 2006). Dadurch wandert die Sonne während eines Jahres zwischen  $1.543^\circ$  nördlicher und südlicher Breite. Mit Hilfe dieser Grafik lässt sich abschätzen, wie stark sich bestimmte Beleuchtungsbedingungen, die unter Umständen von einem Instrument erfordert werden, auf die benötigte Dauer zur vollständigen Bodenabdeckung auswirken. Beispielsweise reduziert eine minimale erlaubte Sonnenelevation von  $30^\circ$  die mögliche Betriebsdauer des Instruments auf 33% am Äquator. Eine komplette Erfassung des Äquatorbereichs erfordert somit eine dreimal so lange Mission, als ohne diese Anforderung.

In ähnlicher Weise kann auch Abbildung 4.20 verwendet werden. Sie zeigt den zeitlichen Anteil, während dem eine bestimmte minimale Sonnenelevation am Subsatellitenpunkt eingehalten wird. Dieser Anteil ist natürlich bahnabhängig und variiert mit der Inklination des Satelliten. Für eine polare Bahn ergibt sich, beispielsweise, zweimal pro Jahr die Konstellation, dass der Satellit mehrere Tage lang, permanent die Tag-Nachtgrenze überfliegt. Dadurch verringert sich für eine Sonnenelevationen größer Null dementsprechend der Anteil der Beobachtungszeit an der Missionsdauer.

Um mit diesem Diagramm den Einfluss des Orbits und einer gegebenen minimalen Sonnenelevation auf die Dauer einer vollständigen Bodenabdeckung abzuschätzen, gilt es jedoch zu beachten, dass die Anteile an der Missionsdauer auf den jeweiligen

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)



**Abbildung 4.19.:** Jährlicher Anteil, während dem eine bestimmte minimale Sonnenelevation  $h_{\text{Sun}}$  auftritt. Die einzelnen Kurven repräsentieren unterschiedliche Breitengrade.

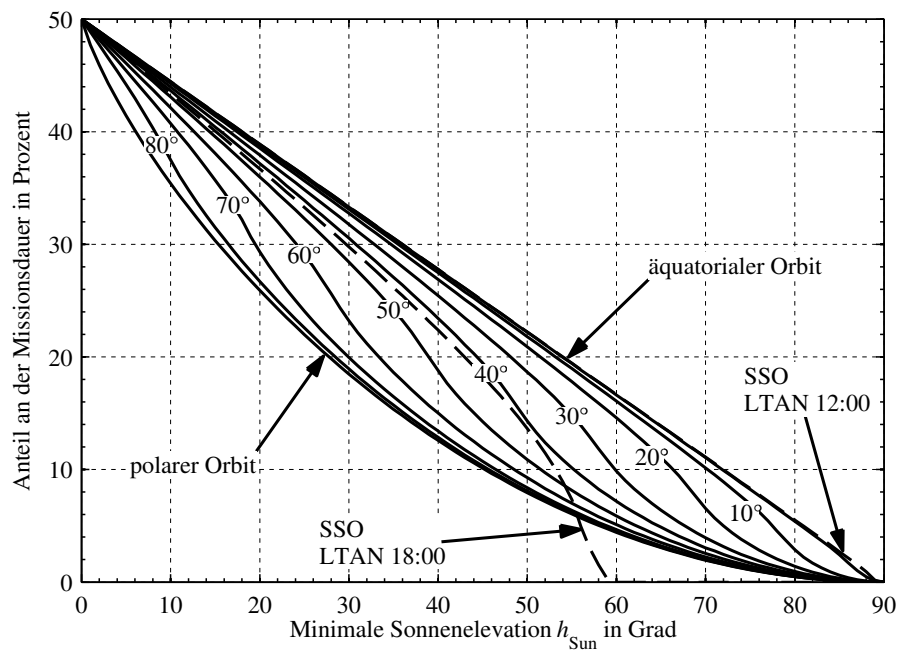
Orbit bezogen sind. Das bedeutet, dass Bahnen mit niedrigerer Inklination zwar höhere Anteile an der Missionsdauer bei gegebenen minimalen Sonnenelevationen besitzen, als hochinklinierte Orbits, allerdings auch weniger Mondoberfläche überstreichen.

Hier wurden ebenfalls zwei Extremfälle eines sonnensynchronen Orbits untersucht. Wie im äquatorialen Fall besitzt der 12:00 Uhr Orbit eine lineare zeitliche Anteilsverteilung an der Missionsdauer. Der Grund dafür liegt darin, dass sich der Sonnenvektor gegenüber der Orbitnormalen nicht verändert (siehe Abbildung 4.18) und alle denkbaren Sonnenelevationen vorkommen können. Der Verlauf des 18:00 Uhr Orbit hingegen unterscheidet sich signifikant von dem anderer Inklinationen. Zwar bleibt auch hier der Sonnenvektor konstant zur Orbitnormalen ausgerichtet, jedoch sind geometrisch bedingt nur Sonnenelevationen bis etwa  $60^\circ$  möglich. Die Anteilsverteilung an der Missionsdauer nimmt somit für große Winkel stark ab.

Diese Analyse ist jedoch nicht nur für die Kamerasysteme und die Beobachtungsstrategie von Interesse, sondern kann auch für eine Abschätzung des Energieeintrags der Solarpaneele verwendet werden, da der Satellit eine sehr niedere kreisförmige Umlaufbahn einnimmt. Allerdings gilt dies auch nur für den Fall von starr mit dem Satellitenkörper verbundenen Paneelen, wie sie für *Lunar Mission BW1* vorgesehen sind. Geht man von ein- oder zweiachsig beweglichen Paneelen aus, gelten andere Verteilungen.

### 4.7. Bodenabdeckung

Dieser Abschnitt behandelt die Bodenabdeckung durch Kameras mit unterschiedlicher Schwadbreite für zwei verschiedene Orbits. Der erste Orbit ist ein polarer Orbit, der zwei-



**Abbildung 4.20.:** Anteil der Beobachtungszeit an der Missionsdauer beim Einhalten einer bestimmten minimalen Sonnenelevation  $h_{\text{Sun}}$ . Die einzelnen Kurven repräsentieren unterschiedliche Orbitinklinationen. Die gestrichelten Kurven entsprechen einem sonnensynchronen Orbit mit unterschiedlicher Local Time of Ascending Node.

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

te hat eine Inklination von  $70^\circ$  und befindet sich damit in einem Inklinationsbereich mit geringen Langzeitbahnänderungen, der dabei jedoch noch immer hohe Bodenabdeckungen ermöglicht. Für beide Orbits wurden verschiedene Beobachtungsbedingungen definiert, die einen bestimmten Sonnenstand für die Bilder vorschreiben. Außerdem wurde auf eine operationelle Besonderheit von *Lunar Mission BW1* eingegangen, wodurch es nicht möglich ist, während der Kommunikation mit der Bodenstation weitere Aufnahmen der Mondoberfläche zu machen.

##### 4.7.1. Einschränkungen

Die minimale Dauer für eine komplette Erfassung der Mondoberfläche beträgt 0.5 siderische Mondtage. Jedoch ist dieser Wert nur theoretisch zu erreichen, wenn die Schwadbreite des Instruments über dem Bodenversatz<sup>1</sup> der Satellitenspur liegt und aktive Abbildungsverfahren wie RADAR<sup>2</sup> oder LIDAR<sup>3</sup> zum Einsatz kommen. In der Realität wird die Dauer durch operationelle Aspekte, die Satellitenkonfiguration und orbitmechanische Einschränkungen verlängert. Zu den operationellen Aspekten zählen dabei Kommunikationszeiten, Bahnmanöver, Entsättigungsmanöver und Experimentzeitpläne. Die Satellitenkonfiguration beeinflusst diese Dauer zum Beispiel durch Onboard-Kapazitäten, wie den Datenspeicher und Batterieladezustand, sowie durch die Schwadbreite der Instrumente. Der Orbit an sich und die Beleuchtungsbedingungen lassen sich zu den orbitmechanischen Einschränkungen eingliedern.

Da viele Subsysteme von *Lunar Mission BW1* noch nicht hinreichend genau bekannt sind, wurden in den folgenden Analysen viele der erwähnten Einschränkungen nicht berücksichtigt. Dadurch gewinnen die Ergebnisse jedoch auch an Aussagekraft für ähnliche Missionen, für die diese Einschränkungen nicht zutreffen würden. Als Einschränkungen berücksichtigt wurden dabei der Orbit, die Beleuchtungsbedingungen, die Schwadbreite, sowie die Kommunikationszeiten (sofern angegeben).

Für diese Analyse wurden zwei Orbits untersucht: einen polaren Orbit mit  $i = 90^\circ$ ,  $e = 0$ ,  $a = 1837.1$  km und  $LLAN = 0^\circ$ , um den Fall der maximal möglichen Bodenabdeckung zu erfassen, sowie einen inklinierten, leicht exzentrischen Orbit, der eine möglichst stabile und langlebige Bahn verspricht (siehe Zeile et al. 2010) mit  $i = 70^\circ$ ,  $e = 7.480 \times 10^{-3}$ ,  $a = 1837.1$  km,  $LLAN = 285^\circ$  und  $\omega = 42.3^\circ$ . Da beide Orbits aufgrund der unterschiedlichen Anfangs-LLAN zum selben Zeitpunkt unterschiedliche Beleuchtungsgeometrien aufweisen, wurde der Startzeitpunkt der Simulationen des polaren Orbits um 23.38 Tage verschoben. Dadurch ist die anfängliche Sonnenelevation am Äquator in beiden Fällen nahezu identisch. Die Satellitenbahnen wurden mit dem  $J_2$ -Modell berechnet, wodurch Bahnmanöver in diesen Simulationen nicht notwendig wurden.

Als mögliche, relevante Beleuchtungsgeometrien wurden vier verschiedene Szenarien definiert. Dabei ist die vorzeichenbehaftete Sonnenelevation  $h_{\text{sun}}$  am Bodenpunkt des Satelliten auf dem Mond zwischen Horizont und Sonne entscheidend. Beträgt sie weniger als  $0^\circ$ , befindet sich die Sonne an dieser Stelle unter dem Horizont – es ist Nacht. Bei

<sup>1</sup> etwa 32.7 km am Äquator aus einem 100 km Orbit    <sup>2</sup> Radio Detection And Ranging    <sup>3</sup> Light Detection And Ranging



einem positiven Winkel herrscht Tageslicht. Das im folgenden als *ohne Einschränkung* bezeichnete Szenario lässt einen beliebigen Sonnenstand zu und ist für aktive abbildende Instrumente von Interesse. Eine zulässige Sonnenelevation über  $0^\circ$  wird als *nur bei Tageslicht* bezeichnet. Das entsprechende Gegenstück für Aufnahmen bei Nacht wurde zwar untersucht, entspricht aber über ein Jahr gemittelt genau den Ergebnissen der Tageslicht-Beschränkung und wird darum im folgenden nicht weiter aufgelistet. Um ein möglichst großes Signal-zu-Rausch-Verhältnis in den Aufnahmen zu erhalten, werden oft größere Sonnenelevationen benötigt, wodurch auch eventuell störende Schatten verringert werden. Hier wurde eine Grenze von  $h_{\text{sun}} \geq 30^\circ$  gewählt. Damit sind jedoch keine Aufnahmen von Gebieten über  $60^\circ$  geographischer Breite möglich. Als viertes Beleuchtungsszenario wurde die Terminatorregion betrachtet. Diese ist in erster Linie im thermischen Infrarot interessant, da hier die Temperaturgradienten am steilsten sind und Rückschlüsse auf die Oberfläche zulassen. Diese Region wird im folgenden durch  $|h_{\text{sun}}| \leq 10^\circ$  definiert.

Die Instrumente sind in den Simulationen in Nadir-Richtung angebracht und es wurden vier unterschiedliche Schwadbreiten mit 5 km, 15 km, 30 km und 40 km untersucht.

Als letzte Einschränkung wurde die Kommunikation mit einer Bodenstation<sup>1</sup> betrachtet. Da hier beliebig viele auch unbekannte Faktoren berücksichtigt werden könnten, wie mögliche Datenrate und Onboard-Speicherbelegung, wurde der Einfachheit wegen jeder mögliche Kontakt für den Downlink genutzt. Dies bedeutet, dass sich der gesamte Satellit dazu Richtung Erde drehen muss, da die Hochgewinn-Antenne auf der selben Satellitenseite wie die Nutzlastinstrumente angebracht ist. Somit sind weitere Aufnahmen der Mondoberfläche während dieser Zeit nicht mehr möglich.

Zur Berechnung wurde die Mondoberfläche durch ein Rechengitter zwischen dem  $-80^\circ$  und  $80^\circ$  Breitengrad und  $5^\circ$ -Auflösung diskretisiert. Die Längengradauflösung ist wesentlich feiner mit einem Gitterpunktabstand der einem Viertel der Schwadbreite entspricht und somit über den Breitengradbereich variiert. Breitengrade über  $80^\circ$  und unter  $-80^\circ$  wurden nicht betrachtet, da sie einerseits nur für den polaren Orbit relevant sind und andererseits aufgrund der Lage eine schnelle Bodenabdeckung erwarten lassen. Die in STK berechneten Ergebnisse, sowie die Kommunikationszeiten wurden in Matlab importiert und darin weiter prozessiert. Dabei wurde auch nach der Sonnenelevation gefiltert, sowie ein einfacher Optimierungsalgorithmus zur Erhöhung der Bodenabdeckung angewendet. Dieser Algorithmus führt einen Vergleich der Überflugzeiten für jeden Gitterpunkt mit seinen Nachbarpunkten durch und setzt gegebenenfalls eine geringe Satellitendrehung voraus, um die globale Bodenabdeckung in möglichst kurzer Zeit zu erhöhen. Liegt beispielsweise Punkt A bereits zum zweiten mal im Schwadbereich der Kamera, während sein Nachbarpunkt Punkt B noch nie fotografiert wurde, so wird eine Drehung des Satelliten in Richtung Punkt B angenommen. Dadurch wird eine sich wiederholende Bodenspur, wie sie in der Realität durch Bahnveränderungen ohnehin eher unwahrscheinlich ist, teilweise herausgefiltert.

Der Simulationsstartzeitpunkt wurde für den  $70^\circ$  Orbit auf den 1. Januar 2011, 0 Uhr UTC gesetzt. Die Startzeit des polaren Orbits wurde, wie bereits erwähnt, um 23.38 Tage

<sup>1</sup> in diesem Fall die Bodenstation des IRS. Die Ergebnisse sind jedoch auch auf andere Bodenstationen ähnlicher Breite übertragbar.

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

verschoben. Die Simulationsdauer war in beiden Fällen 365 Tage.

Die Simulationen berücksichtigen nicht die anfallende Datenmenge, die zur Erde gesendet werden muss. Diese wird durch den Speicherplatz des Bordrechners, durch die Transferrate, die im Fall von *Lunar Mission BW1* stark wetterabhängig ist, sowie durch operationelle Einschränkungen, wie Ausfallzeiten der Bodenstation, limitiert. Sie wird in Kapitel 6 näher untersucht.

##### 4.7.2. Polarer Orbit

Die Ergebnisse für den polaren Fall sind in Tabelle 4.5 für einen 15 km breiten Schwadb zusammengefasst. Die Ergebnisse weiterer Schwadbreiten sind in den Tabellen A.2, A.3 und A.4 im Anhang zu finden. Die Tabelle gibt die tatsächlich überstrichene Fläche als Prozent der maximalen Fläche des Breitengradgebietes auf der betrachteten Hemisphäre an. Diese stellt somit einen maximalen Wert dar, den man durch eine ideale Optimierung der Bodenabdeckung erhalten kann und ermöglicht eine Abschätzung der entstehenden Datenmenge. In den Tabellen wird nach den verwendeten Einschränkungen, nach erdnahe und erdferner Mondseite, sowie nach dem betrachteten Breitengradgebiet unterschieden. Die einzelnen Breitengradgebiete haben, soweit es das 5°-feine Gitter zuließ, ähnlich große Flächen<sup>1</sup>.

Ebenfalls angegeben sind die möglichen *kompletten* Abdeckungen eines Gebietes (kleingedruckte Werte) in Prozent. Ein Wert von 100% bedeutet, dass eine *komplette* Abdeckung des Breitengradgebietes der betrachteten Hemisphäre möglich ist, ein Wert von 200% steht für zwei komplette Abdeckungen. Wie man sieht, kann die tatsächlich überflogene Fläche dabei erheblich größer sein. So kann es zum Beispiel vorkommen, dass ein bestimmter Bereich zwar sehr viel öfters, ein anderer Bereich nur selten überflogen wird. In diesem Fall ist stets der seltenere Bereich ausschlaggebend.

Die letzte Spalte gibt die Dauer an, die zum Erreichen einer kompletten<sup>2</sup> Bodenabdeckung benötigt wird.

Die Abbildungen 4.21, sowie A.7 – A.9 zeigen eine graphische Aufbereitung der Abdeckung. Darin ist die erd zugewandte und erd abgewandte Hemisphäre in einer Lambertschen Azimutalprojektion dargestellt. Die Farbskala gibt die Anzahl der Überflüge bis zu einem Maximum von 10 Überflügen wieder.

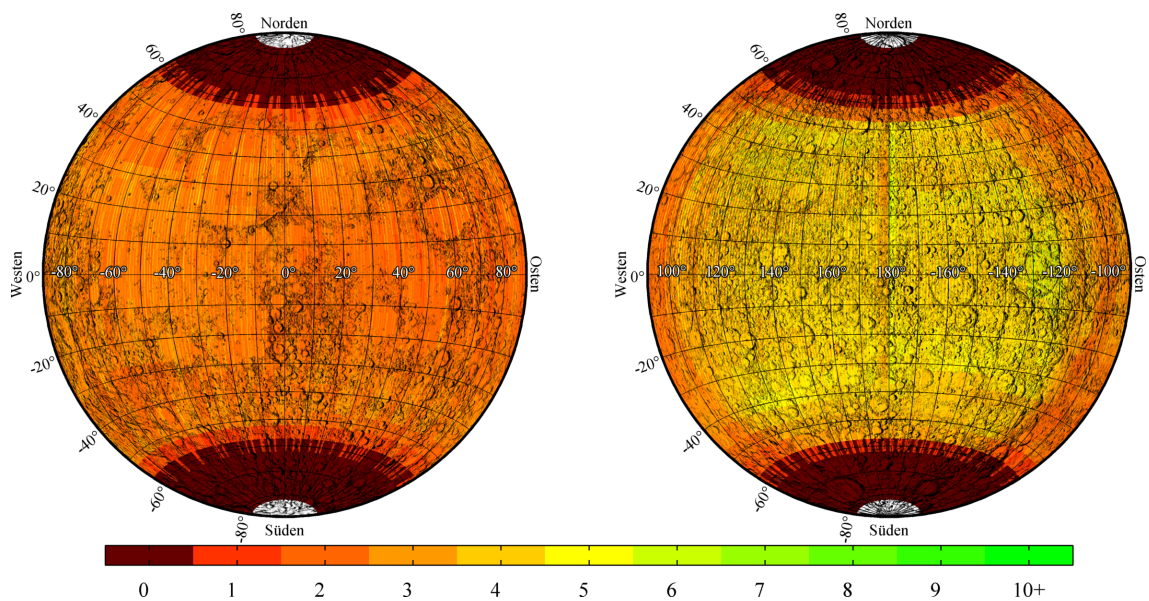
Bei einem Vergleich der Ergebnisse erkennt man einen linearen Zusammenhang der Schwadbreite mit der maximalen Bodenabdeckung. Tabelle 4.6 gibt dazu einen Auszug der Tabellen A.2, A.3, 4.5 und A.4 wieder. Dieser lineare Zusammenhang überrascht nicht, da in allen Fällen die gleiche Zeit für Aufnahmen verwendet wurde und somit ist die überstrichene Fläche nur von der Schwadbreite abhängig. Werden nur komplette Abdeckungen bei zusätzlichen Einschränkungen gewertet, so wirkt sich eine Reduzierung der Schwadbreite stärker aus. Der Einfluss der Schwadbreite auf die Zeit für eine *komplette* Bodenabdeckung ist hingegen nicht ganz linear. Dies liegt daran, dass der Orbitversatz etwa 32.7 km beträgt und damit weit unter der 60 km und knapp über der 30 km Schwadbreite liegt. Mit einer Schwadbreite, die genau dem Orbitversatz

<sup>1</sup> abgesehen von der letzten Spalte, die das komplette mögliche Gebiet wiedergibt. <sup>2</sup> rechentechnisch wurden hierfür mindestens 99% Abdeckung vorausgesetzt

**Tabelle 4.5.:** Bodenabdeckung im angegebenen Gebiet aus einem polaren Orbit bei 15 km Schwadbreite. Komplette Abdeckungen des Gebietes sind kleingedruckt.

	Hemisphäre	Breitengradgebiet						Zeit				
		0° – 10°	15° – 25°	30° – 45°	50° – 70°	0° – 80°						
Bodenabdeckung ohne Einschränkungen in %:	beide	1 235	1 234	1 307	1 284	1 551	1 397	2 467	1 897	1 765	1 282	41 d
Bodenabdeckung Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe erdferne beide	710 1 127 919	689 792 695	752 1 186 969	697 795 699	892 1 376 1 134	796 896 798	1 418 1 914 1 666	1 094 1 196 1 097	1 015 1 460 1 237	697 797 699	68 d 62 d 68 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht in %:	beide	618	493	654	498	777	598	1 234	895	883	498	82 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht, Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe erdferne beide	345 582 463	294 395 297	364 612 488	298 397 374	432 710 571	385 493 392	686 986 836	496 598 498	492 753 622	298 398 384	199 d 171 d 199 d
Bodenabdeckung für $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe erdferne beide	231 384 307	197 291 198	239 384 311	198 289 263	243 373 308	240 286 263	99 148 124	55 57 56	197 312 255	86 87 87	- - -
Bodenabdeckung für $ h_{\text{Sun}}  \leq 10^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe erdferne beide	81 131 106	79 98 89	91 144 117	86 99 92	124 196 160	97 175 98	320 421 371	193 199 196	215 283 249	91 164 95	- 345 d -

#### 4. Orbitalanalyse (Wissenschaftsorbit)



**Abbildung 4.21.:** Bodenabdeckung für einen polaren Orbit, 15 km Schwadbreite,  $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt. Links: erdnahe Seite; rechts: erdferne Seite.

entspricht, wäre bereits, wie im 60 km-Fall, die theoretisch minimal mögliche Zeit von 13 Tagen zu erreichen. Wohingegen sich die Zeit für eine minimal kleinere Schwadbreite bereits verdoppelt. Die Nichtlinearität in der Zeit rührt somit daher, dass es sich bei den gewählten Schwadbreiten um keine Vielfachen des Orbitversatzes handelt.

**Tabelle 4.6.:** Einfluss der Schwadbreite auf die überstrichene Fläche und die Zeit für eine komplette Erfassung.

	Schwadbreite			
	60 km	30 km	15 km	5 km
Zeit für komplette Bodenabdeckung in Tagen (ohne Einschränkungen):	13	27	41	96
Überstrichene Mondoberfläche in % (ohne Einschränkungen):	7 093	3 531	1 765	587
Zeit für komplette Bodenabdeckung in Tagen (bei Tageslicht):	26	54	82	259
Überstrichene Mondoberfläche in % (bei Tageslicht):	3 550	1 767	883	294

In Abbildung 4.21 lässt sich auch gut die Auswirkung der Kommunikationseinschränkung auf die beiden Hemisphären erkennen. Im Mittel besteht während 30% der Mission die Möglichkeit mit der Bodenstation am IRS zu kommunizieren. Da sich der Satellit

50% der Zeit auf der Mondrückseite befindet, werden diese 30% nur auf der erdzu- gewandten Seite erreicht. Somit wird in 60% der Fälle, in der sich der Satellit über der erdzu- gewandten Seite befindet, ein Kontakt mit der Bodenstation möglich sein. Diese einfache Abschätzung wird von den Simulationen weitgehend bestätigt, fällt jedoch geringer aus, da auch auf der Mondrückseite bis zu einem gewissen Bereich Kontakte möglich sind. Die maximal überstrichene Fläche reduziert sich daher nur um 45% für die erdzu- gewandte Seite (unabhängig vom Breitengrad, da überall auf der erdzu- gewandten Seite Bodenstationskontakte möglich sind) und um 6%–35% für die erdabgewandte Seite (abhängig vom Breitengrad, da bis zu 20° über den Limb Bodenstationskontakte möglich sind).

Die Reduzierung der Abdeckung bei Berücksichtigung der Beleuchtungseinschränkung beläuft sich auf mindestens 50%. Dieser Wert ist im Mittel unabhängig von der Mondseite und kann im Fall der maximalen überstrichenen Fläche mit dem Anteil, an dem an diesem Breitengrad die Sonnenelevation eingehalten wird, multipliziert werden. Bei einem geforderten Winkel von  $h_{\text{sun}} > 30^\circ$  wäre dieser Anteil ungefähr 33% am Äquator (siehe Abbildung 4.19) und 19% in Bezug auf die gesamte Mondoberfläche (vergleiche Abbildung 4.20). Generell lassen sich unter dieser Beleuchtungseinschränkung nur circa 87% der Mondoberfläche beobachten. Dieses Maximum kann mit einer Schwadbreite von 5 km oder weniger nicht innerhalb eines Jahres erreicht werden.

Das Beobachten der Terminatorregion unter einer Sonnenelevation zwischen  $-10^\circ$  und  $10^\circ$  ermöglicht eine ähnliche geringe Bodenabdeckung wie die  $30^\circ$ -Bedingung. Bei dieser Einschränkungen verringert sich die Beobachtungszeit um 80%, da nur während eines kurzen Zeitraumes zweimal im Jahr diese Beleuchtungsbedingungen für Gebiete niedriger bis mittlerer geographischer Breite eintreten. Dennoch ließe sich bei einer ausreichend großen Schwadbreite die Mondoberfläche zu diesen Bedingungen komplett erfassen. Bei der Erkundung der Terminatorregion im thermischen Infrarot sollten jedoch die Gebiete erheblich öfters überflogen werden, da hierbei vor allem die Veränderung während dieser kurzen Zeit interessieren. Die globale Abdeckung müsste also bei mehreren hundert Prozent liegen, was nur durch eine entsprechend hohe Schwadbreite zu erreichen ist. Dann wiederum wäre die Bodenauflösung für andere Aufgaben zu gering. Aus diesem Grund sollte man sich über dem Terminator auf die Beobachtung von kleineren Gebieten beschränken und diese durch Drehen des Satelliten öfter beobachten.

#### 4.7.3. 70°-inklinierter Orbit

Neben dem polaren Orbit wurde auch ein 70°-inklinierter Orbit untersucht. Dieser verspricht bei Verwendung einer kleinen Anfangsexzentrizität eine sehr stabile und langlebige Bahn. Außerdem befindet er sich am unteren Ende der stabilen Inklinationsbe- reiche und ermöglicht trotz seiner niedrigen Inklination noch eine Abdeckung von bis zu 93% der Mondoberfläche. Der nächst tiefere Inklinationbereich befindet sich bei etwa  $50^\circ$  und könnte dann nur noch eine Fläche von 77% der Gesamtoberfläche erfassen.

Auch hier sind die Ergebnisse für eine Schwadbreite in Tabellen zusammengefasst. Tabelle 4.7 gibt die Ergebnisse für eine Schwadbreite von 15 km wieder. Weitere Schwad- breiten sind im Anhang zu finden (Tabelle A.5, A.6 und A.7).

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

Ein Vergleich der Ergebnisse innerhalb des 70°-Orbit bestätigt im Wesentlichen die Aussagen des polaren Orbits. Auch hier verringert sich bei Verwendung aller möglichen Bodenkontakte die Beobachtungszeit um 30%. Lediglich der Verringerungsfaktor bei Beobachtung der Terminatorregion weicht im Fall des 70°-Orbits mit 83% im Vergleich zu 80% für den polaren Orbit stärker ab (Tabelle 4.8). Da die Kommunikationseinschränkung und die Beleuchtungseinschränkung unabhängig von einander sind, können zur kombinierten Abschätzung beide Faktoren miteinander multipliziert werden. Somit verringert sich die mögliche Bodenabdeckung um 88% unter Berücksichtigung der Kommunikationszeiten und der Terminator-Bedingung.

Vergleicht man die Abdeckung der beiden Orbits untereinander, so hat der 70°-Orbit aufgrund der Inklination vor allem in höheren Breiten (Breitengradgebiet 50°–70°) eine deutlich größere überflogenen Fläche (beispielsweise 1 535% gegenüber 986% für die erdferne Seite bei Tageslicht). Allerdings wirkt sich diese auf die kompletten Abdeckungen nur wenig aus, da hier möglicherweise sich wiederholende Bodenspuren auftreten und den Effekt zunichte machen (599% gegenüber 598%).

Betrachtet man die zeitliche Entwicklung der Bodenabdeckung, so stellt man fest, dass durch die inklinierte Bahn besonders für die Erkundung des Terminators ein beinahe linearer Verlauf vorliegt. Während es im Fall der polaren Bahn größtenteils nur zwei Möglichkeiten im Jahr gibt, während denen diese Beleuchtungsbedingungen vorliegen, überstreicht der Satellit im 70°-Fall diese Gebiete gleichmäßig über das Jahr verteilt (Abbildung 4.22). Diese Glättung des Verlaufes ist auch für  $h_{\text{sun}} \geq 30^\circ$  gegeben, fällt dort jedoch weit weniger stark aus. Dies hat den Vorteil, dass ein Instrument gleichmäßiger über die Missionsdauer Daten liefert. Betriebs- und Leerlaufzeiten werden somit in kürzere Fragmente aufgeteilt, was einen operationellen Vorteil bietet.

Ein Vergleich der Ergebnisse für hohe geforderte Sonnenelevationen mit Abbildung 4.21 zeigt nach einem Jahr keine signifikanten Unterschiede zwischen den beiden Orbits, da für diese Beleuchtungsbedingungen die unterschiedliche Inklination nicht ausschlaggebend ist.

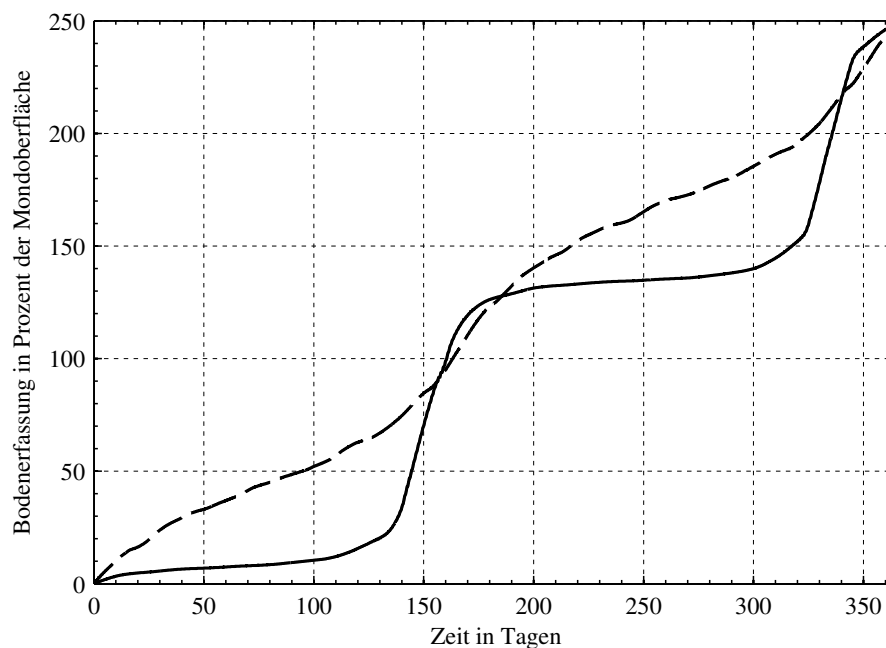
**Tabelle 4.7.:** Bodenabdeckung im angegebenen Gebiet aus einem 70°-inklinierten Orbit bei 15 km Schwadbreite. Komplette Abdeckungen des Gebietes sind kleingedruckt.

	Hemisphäre	Breitengradgebiet						Zeit				
		0° – 10°	15° – 25°	30° – 45°	50° – 70°	0° – 70°						
Bodenabdeckung ohne Einschränkungen <sup>a</sup> in %:	beide	1 304	1 288	1 391	1 299	1 702	1 493	4 092	2 093	2 074	1 297	41 d
Bodenabdeckung Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe erdferne beide	750 1 194 972	744 796 770	798 1 265 1 032	779 799 789	973 1 513 1 243	888 899 894	2 318 3 133 2 726	1 198 1 199 1 198	1 183 1 744 1 464	782 799 790	79 d 58 d 79 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht <sup>b</sup> in %:	beide	654	598	696	678	846	699	1 978	1 088	1 021	683	77 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht, Kontaktzeiten berücksichtigt <sup>c</sup> in %:	erdnahe erdferne beide	389 581 485	378 396 387	395 642 518	382 398 390	458 800 629	397 497 398	1 108 1 535 1 322	596 599 597	573 876 725	390 399 394	131 d 152 d 152 d
Bodenabdeckung für $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt <sup>d</sup> in %:	erdnahe erdferne beide	260 367 313	258 291 274	257 397 327	253 293 273	275 393 334	268 293 280	122 170 146	55 58 57	232 337 285	90 91 90	- - -
Bodenabdeckung für $ h_{\text{Sun}}  \leq 10^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt <sup>e</sup> in %:	erdnahe erdferne beide	80 124 102	77 94 85	91 141 116	80 97 89	136 211 173	95 99 97	539 715 627	195 293 197	203 288 245	88 98 93	- - -

#### 4. Orbitanalyse (Wissenschaftsorbit)

**Tabelle 4.8.:** Verringerung der Bodenabdeckung für unterschiedliche Einschränkungen bezogen auf eine Bodenabdeckung ohne Einschränkungen des gesamten Gebietes.

Einschränkung	Polarer Orbit	70° Orbit	Kommentar
Kommunikation:			
Kontaktzeiten	30%	30%	hemisphärenabhängig, erdzugewandte Seite Breitengradunabhängig, erdabgewandte Seite Breitengradabhängig
Beleuchtung:			
Tageslicht	50%	51%	hemisphären- und Breitengradunabhängig
$h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$	80%	81%	hemisphärenunabhängig, Breitengradabhängig
$ h_{\text{Sun}}  \leq 10^\circ$	80%	83%	hemisphärenunabhängig, Breitengradabhängig



**Abbildung 4.22.:** Zeitlicher Verlauf der Bodenerfassung während einer Sonnenelevation von  $|h_{\text{Sun}}| \leq 10^\circ$  und einer Schwadbreite von 15 km. Durchgezogene Linie: Polarer Orbit; gestrichelte Linie: 70°-inklinierter Orbit.



## 5. Beobachtung

Die Beobachtungsbedingungen sind meistens sehr eng mit den Beleuchtungsbedingungen gekoppelt. Allerdings ist dies nicht der einzige Faktor, der den Instrumentenbetrieb einschränkt. Orbiter besitzen oft eine hohe Anzahl an Nutzlastinstrumenten, die auf unterschiedlichen Seiten des Satelliten angebracht sind. *SELENE* hatte beispielsweise 13 verschiedene Nutzlasten an Bord (National Space Science Data Center 2010), deren Betrieb es untereinander zu koordinieren galt. Diese hohe Instrumentenzahl ist jedoch auf einem Kleinsatelliten nur schwer zu realisieren. Auch deren Betrieb ist für eine autonome Steuerung an Bord zu komplex und mit einem Team aus Studenten nicht zu bewältigen.

Dieses Kapitel stellt zum Einen das Beobachtungskonzept vor, die Instrumentenplatzierung und deren Ausrichtung, sowie die Einschränkungen des Betriebs der Nutzlasten und deren zeitliche Aufteilung über die Missionsdauer.

### 5.1. Konzept

Um ein möglichst einfaches Beobachtungskonzept für *Lunar Mission BW1* zu entwerfen, wurde eine geringe Instrumentenanzahl gewählt. Dadurch lassen sich diese auf einer dedizierten Nutzlastseite anbringen, wodurch die Lageausrichtung des Satelliten vereinfacht wird. Während der Beobachtungen befindet sich der Satellit hauptsächlich in Nadir-Ausrichtung. Dadurch können die Aufnahmen der Kameras in festen Abständen erfolgen. Auch die Wahl eines Kreisorbits spielt dabei eine Rolle. Würde ein exzentrischer Orbit gewählt werden, könnten zwar großflächige Gebiete in einem Überflug erfasst werden, jedoch müssten permanent Bildwiederholrate und Belichtungszeit und die Satellitengeschwindigkeit angepasst werden. Dies muss man aufgrund der zunehmenden Orbitexzentrizität durch Störbeschleunigungen zwar auch für Kreisorbite, jedoch in einem geringeren Maße und kann deshalb durch entsprechend gewählte Bildüberlappung kompensiert werden.

Das Beobachtungskonzept sieht vor, möglichst *alle* Instrumente simultan über eine lange Zeitdauer zu betreiben. Eine Priorisierung eines Instrumentes während der Wissenschaftsphase ist nicht vorgesehen, da *Lunar Mission BW1* nicht über eine bestimmte Hauptnutzlast verfügt.

### 5.2. Instrumentenplatzierung und Ausrichtung

Wie bereits in Kapitel 2 gezeigt, sind alle Instrumente auf einer dedizierten Nutzlastseite des Satelliten untergebracht (Abbildung 2.2). Zusätzlich sind alle Kameras an Bord entlang einer gemeinsamen Achse ausgerichtet. Dadurch ist es möglich sie gleichzeitig

## 5. Beobachtung

zu betreiben, sowohl im Nadir-Modus, als auch im Target-pointing-Modus.

Um eine möglichst genaue Lageinformation des Satelliten bei verschiedensten Ausrichtungen zu erhalten, sind für *Lunar Mission BW1* vier Sternkameras geplant. Diese sind auf einer gemeinsamen optischen Bank mit dem MICS 2 Instrument angebracht. Damit wird zum einen gewährleistet, dass die einzelnen Kanäle ihre gemeinsame Ausrichtung auch bei Temperaturschwankungen beibehalten. Zum anderen können mit der Lageinformation der Sternkameras die Position der Bilddaten später genauer referenziert werden. Da MICS 2 das Instrument mit der höchsten Bodenauflösung an Bord ist, können damit die Bilddaten der anderen Kameras anhand von Oberflächendetails abgeglichen werden.

Da SPOSH über einen sehr hohen Sichtbereich verfügt, wurde es nicht im Satelliteninneren angebracht, sondern direkt auf der Nutzlaststrukturplatte (Abbildung 2.2). Auf diese Weise konnte eine Abschattung durch die Kommunikationsantenne vermieden werden. Zudem verfügt SPOSH über einen eigenen, vom restlichen Satelliten unabhängigen Radiator. Dieser sollte, wie der des Satelliten, in  $z_B$ -Richtung ausgerichtet werden.

Während des größten Teils der Beobachtungen in der Wissenschaftsphase wird der Satellit in Nadir-Ausrichtung betrieben werden. Diese Ausrichtung ist besonders für globale Abdeckungen und der systematischen Suche nach zufälligen Ereignissen wie Lunar Transient Phenomena geeignet. Für LUDENA ist diese Ausrichtung jedoch suboptimal. Hier werden die Staubteilchen aufgrund ihrer geringen Geschwindigkeit im Vergleich zur Satellitengeschwindigkeit hauptsächlich aus der Flugrichtung kommend erwartet. Während der Flugphase im cis-lunaren Raum, in der das Instrument den Staubfluss zwischen Erde und Mond erforschen soll, ist dies durch die Triebwerksanordnung auf der entgegengesetzten Satellitenseite erfüllt. Während der Wissenschaftsphase am Mond, wenn sich der Satellit im Nadir-Modus befindet, entspricht die Flugrichtung jedoch anstatt der  $x_B$ -Achse der  $z_B$ -Achse. Trotz eines hohen Field-of-View des Sensors, wird sich der Staubfluss entsprechend der projizierten Fläche des Instrumentes verringern. Um das Instrument dennoch in beiden Missionsphasen sinnvoll betreiben zu können, bestehen sowohl operationelle, als auch konstruktive Lösungsmöglichkeiten.

Eine Möglichkeit wäre der Betrieb von LUDENA auf Zeiten, in denen hohe Staubkonzentrationen erwartet werden, beispielsweise beim Terminatorüberflug (McCoy und Criswell 1974, Stubbs, Vondrak und Farrell 2006), zu konzentrieren. Eine weitere Möglichkeit wäre, den Satelliten stets im Perigäum zu drehen. Dort werden aufgrund der geringeren Höhe höhere Staubkonzentrationen erwartet. Auch wäre ein abwechselnder Betrieb von LUDENA und SPOSH auf der Nachtseite denkbar. Alle diese Maßnahmen wären jedoch nur suboptimale Lösungen, da dadurch Langzeitstudien zu Staubfluss und seine saisonale und gegebenenfalls lokale Variation erschwert würden. Besser wären konstruktive Lösungen, wie das Anbringen eines zweiten, um  $90^\circ$  gedrehten Sensors. Dies wäre jedoch massentechnisch sowie aufgrund der Satellitenenvelope ungünstig. Ein technisch aufwändigeres Lösungskonzept wäre die Verwendung eines Kippmechanismus, ähnlich dem des Entfaltmechanismus der Solarpaneele. Durch ein mit Federn gespanntes Scharnier, sowie eines Heizdrahtes zum Durchschmelzen einer Halteschnur, könnte auf nicht pyrotechnischem Wege das Instrument nach Erreichen des Wissenschaftsorbites gekippt werden. Sollte der Mechanismus nach etwa 2 Jahren Reise nicht auslösen, so könnten die operationellen Lösungsansätze verwendet werden. Um einen solchen Kipp-

mechanismus realisieren zu können, wurde das Instrument in eine der beiden Ecken platziert, die eine solche Drehung zulassen. Allerdings bringt diese Drehung auch eine gewisse Abschattung des Instrumenten-Field-of-Views durch die Satellitenstruktur mit sich. Eine Drehung um weniger als  $90^\circ$  könnte sich darum und aufgrund der Abschattung durch den Ionen-Kollektor als günstiger erweisen. Hier sollte die genaue Ausrichtung noch optimiert werden.

## 5.3. Instrumentenbetrieb

Der Instrumentenbetrieb hängt im Fall von *Lunar Mission BW1* überwiegend von den Beleuchtungsbedingungen, die in Kapitel 4.6 vorgestellt werden und den Kontaktzeiten in Kapitel 6.2 ab. Bei *Lunar Mission BW1* sind dabei im Grunde drei Typen an Instrumenten an Bord:

- Instrument für die Tagseite,
- Instrument für die Nachtseite,
- von der Beleuchtung unabhängiges Instrument.

Zu den Instrumenten für die Tagseite gehören die Kameras MICS 2 und TICS 2. Grundsätzlich gilt in einem polaren Orbit, dass sich diese Kameras im besten Fall nur während 50% der Missionszeit betreiben lassen. Im Fall von MICS 2 wird dies auf maximal 20% der Missionszeit weiter eingeschränkt, da hier Aufnahmen erst ab eine Sonnenelevation von  $30^\circ$  hinreichend hohe Signal-Rausch-Verhältnisse erreichen. Auch ein Nachtinstrument wie SPOSH kann im besten Fall nur während 50% der Zeit Aufnahmen liefern. Das einzige permanent aktive Instrument der *Lunar Mission BW1*-Nutzlasten ist das Staubteleskop LUDENA.

Im Folgenden werden mögliche Betriebsszenarien der einzelnen Instrumente näher vorgestellt.

### 5.3.1. MICS 2

MICS ist das Instrument an Bord mit der höchsten Datenrate. Allein dadurch ist ein kontinuierlicher Einsatz nicht möglich. Aufnahmen werden immer mit allen drei Kanälen durchgeführt, wobei im Fehlerfall die Kanäle auch einzeln verwendet werden können. Im Nominalfall wird das Instrument im Nadir-Modus betrieben, um eine möglichst hohe Bodenauflösung zu erreichen. Die Kameras werden dann in festen Zeitabständen Bilder aufnehmen. Dabei ist eine Überlappung von bis zu 50% vorgesehen. Durch die Verwendung eines Matrix-Sensors, kann das Instrument ebenfalls im Target-pointing-Modus eingesetzt werden.

Während der Flugphase der Mission kann die Kamera bereits zum Nachweis der Kordylewskischen Wolken verwendet werden (Laufer et al. 2007). Ob die Kamera mit Polarisationsfiltern oder Spektralfiltern ausgestattet wird, spielt für den Nachweis und die

## 5. Beobachtung

Ermittlung der Orbitparameter nur eine untergeordnete Rolle. Mit Hilfe der Spektralfilter könnte eine grobe spektrale Signatur der Staubteilchen erstellt werden, wohingegen die Polarisationsfilter Aufschlüsse über die Partikelgröße und -verteilung liefern könnten, wie beispielsweise an Untersuchungen des Zodiakallicht (Leinert 1975) bereits gezeigt wurde. Der Betrieb der MICS mit Polarisationsfiltern hätte auch den Vorteil, dass bei Ausfall eines oder zweier Kanäle der Satellit trotzdem Messungen durchführen könnte. Dazu müsste der Satellit dann nach jedem Bild oder nach jeder Bodenspur um  $60^\circ$  gedreht werden. Der dafür notwendige operationelle Aufwand wäre jedoch enorm und sollte dann nur für ausgewählte Gebiete betrieben werden.

Der Wegfall von ein oder zwei spektralen Kanälen würde nur noch photogrammetrische Messungen mit dem Instrument ermöglichen.

### 5.3.2. TICS 2

Die Thermalkamera TICS wird hauptsächlich in der Äquatorregion betrieben werden, in der die steilsten Temperaturgradienten zu erwarten sind. Da das Instrument ein ungekühltes Bolometer einsetzt, ist die ausgesandte Thermalstrahlung auf der Nachtseite für den Betrieb des Instrumentes nicht ausreichend. Das Instrument verfügt über das geringste Sichtfeld an Bord, was gleichbedeutend mit einer geringen Schwadbreite ist. Aufgrund der begrenzten Missionszeit ist somit eine vollständige Bodenabdeckung im thermischen Infrarot nicht möglich. Der Schwerpunkt dieses Instrument sollte somit bei der Erkundung einzelner Gebiete liegen. Dementsprechend sollte vorgesehen werden, durch Rollen des Satelliten, dieselben Gebiete in aufeinanderfolgenden Orbits zu beobachten.

### 5.3.3. SPOSH

Die SPOSH-Kamera kann aufgrund ihrer Lichtempfindlichkeit nur auf der Nachtseite eingesetzt werden. Bei Einsatz auf der Tagseite würde der Sensor zwar keinen Schaden nehmen, die Bilder wären jedoch so stark überstrahlt, dass eine Auswertung nicht mehr möglich ist. Um keine beleuchteten Gebiete von der Weitwinkeloptik mit  $120^\circ \times 120^\circ$  Field-of-View zu erfassen, muss demnach die Sonne am Subsatellitenpunkt  $19^\circ$  unter dem Horizont liegen. Ein Betrieb unter Erdschein-Bedingungen ist jedoch kein Problem.

Ebenfalls denkbar ist der Einsatz der Kamera bereits in der Aufstiegsphase der Mission. Ursprünglich wurde die Kamera zur Detektion von Meteoriten in der Erdatmosphäre entwickelt. Dadurch könnte im Perigäum, falls dieses auf die Nachtseite der Erde fällt, bei einem Abstand zwischen 300 und 1 000 km der Satellit Richtung Erde ausgerichtet werden, um diese zu beobachten.

Die Kamera macht Bilder in schneller Folge und wertet diese im Nominalfall bereits an Bord aus. Dadurch wird, abhängig von der Anzahl der tatsächlich beobachteten Ereignissen, eine Datenrate im niedrigen kbit/s-Bereich erwartet. Mit dieser geringen Datenrate ist ein kontinuierlicher Betrieb des Instrumentes problemlos möglich. Es ist jedoch mit dem Instrument auch möglich, per Kommando vollständige Bildreihen zu übertragen. Dadurch ist man in der Lage auch anderweitige Beobachtungskampagnen

durchzuführen, wie zum Beispiel die Beobachtung der Kordylewskischen Wolken, oder Staubwolken am Horizont über dem Mondterminator.

Ein Aspekt der Lunar Transient Phenomena ist das detektieren von Meteoroideneinschläge auf der Mondoberfläche. Die dabei entstehenden Impact Flashes treten dann gehäuft während Meteorströmen auf. Analysen der Daten des Apollo Lunar Seismic Network zeigten, dass bis zu 28% der zu erwartenden Einschläge während dieser Meteorschauern auftreten (Oberst und Nakamura 1991).

### 5.3.4. LUDENA

Der Staubsensor LUDENA ist ein Instrument, das Daten zur räumlichen und zeitlichen Verteilung von Staub im Erde-Mond-System sammeln soll. Um eine gute statistische Signifikanz des Datensatzes zu erreichen, werden mehrere tausend Einschläge benötigt. Basierend auf Modellrechnungen von Kempf et al. (2007) kann während einer einjährigen Mission der Detektor ungefähr alle 3 bis 12 min ein Staubteilchen in 100 km Abstand zur Mondoberfläche nachweisen<sup>1</sup>. Demzufolge ist eine lange Betriebszeit des Instrumentes Voraussetzung zum erfolgreichen Erreichen der wissenschaftlichen Ziele. LUDENA sollte also möglichst permanent aktiv sein. Hierbei wirkt sich die geringe Datenrate und benötigte elektrische Leistung<sup>2</sup> positiv aus, sowohl im Mondorbit, als auch während der Aufstiegs-, Flug- und Abstiegsphase. Wie oben bereits erwähnt, sollte bei Beginn der Wissenschaftsphase das Instrument um circa 90° gekippt werden, um eine optimale Ausrichtung zur Flugrichtung zu erhalten.

Ein Einsatzbereich des Staubsdetektors sollte über der Terminatorregion liegen. Dort wurde unter anderem von Apollo Astronauten mit bloßem Auge Staubwolken in großer Höhe gesichtet (McCoy und Criswell 1974).

Um einen Querschnitt der Verteilung der Teilchen in verschiedenen Höhen ableiten zu können, sollten bereits mehrmals Messungen während der Abstiegsphase durchgeführt werden. Hierbei weist die Satellitenbahn nach bisherigen Simulationen eine hohe Exzentrizität auf, wodurch ein großer Höhenbereich durchflogen wird. Auch sollte der Betrieb während der Einschlagsphase so lange wie möglich aufrecht erhalten werden, da der Staubfluss und gleichzeitig auch die Teilchengröße mit geringeren Bahnhöhen zunimmt.

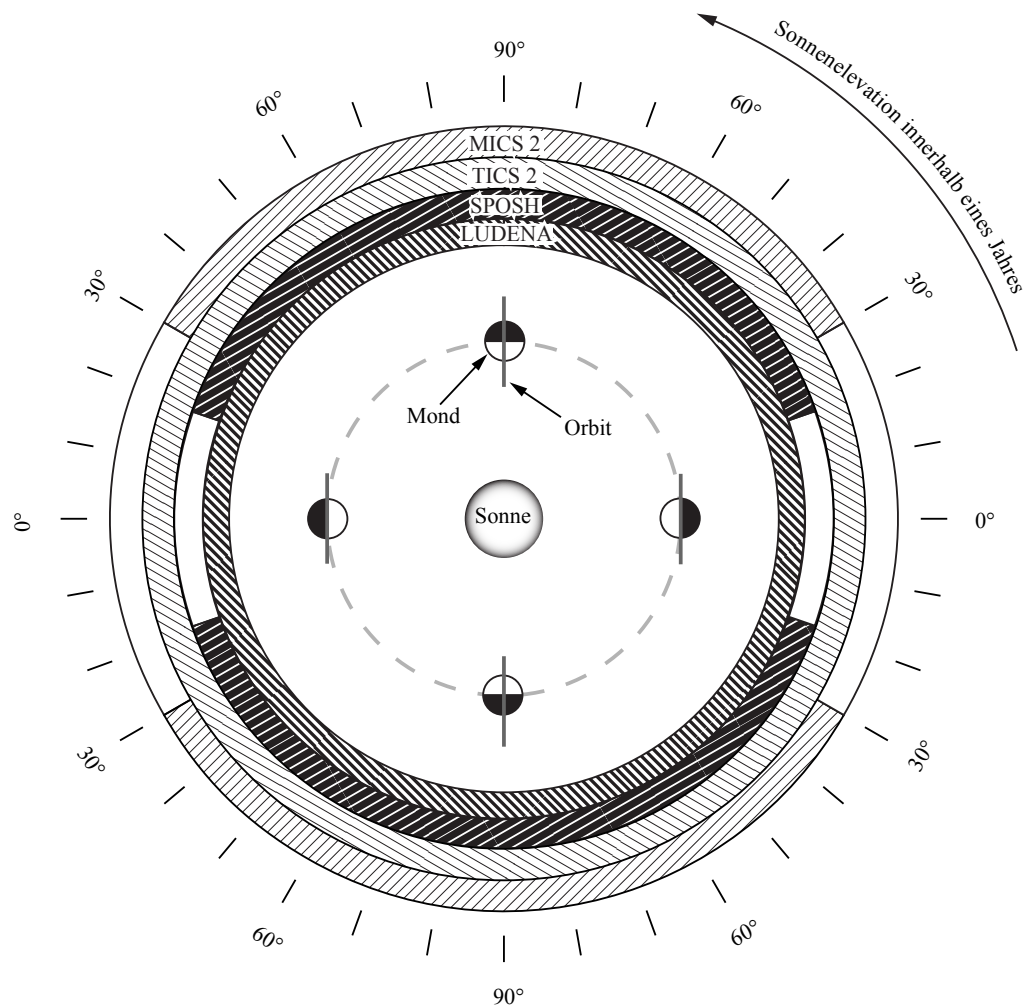
## 5.4. Beobachtungszeitaufteilung

Abbildung 5.1 zeigt den möglichen Instrumentenbetrieb während eines Jahres in Abhängigkeit der Ausrichtung der Bahn zur Sonne. Geht man von einem ungestörten Orbit aus, so dreht sich die Orbitebene in einem Jahr einmal um die Sonne. In der Abbildung wird dies durch die maximale Sonnenelevation entlang der Bodenspur wiedergegeben. Die meisten Instrumente an Bord sind auf Tageslichtbedingungen angewiesen. Dazu gehört das MICS 2 und TICS 2-Instrument. Für das MICS 2 gilt dabei noch die Einschränkung einer minimalen Sonnenelevation von 30° um Bilder mit hoher Signalstärke zu erfassen.

<sup>1</sup> erwartete Einschlagsraten liegen zwischen 0.06 Teilchen/s/m<sup>2</sup> und 0.25 Teilchen/s/m<sup>2</sup>    <sup>2</sup> 1 kbit/s und 3 W

## 5. Beobachtung

Während den zwei Phasen, in der sich der Satellit ständig über dem Terminator befindet, wird das Instrument somit nicht verwendet, was in etwa 120 Tagen im Jahr entspricht. Genau diese Phase ist für TICS 2-Instrument jedoch von besonderem Interesse, da sich hier die Oberfläche am schnellsten erwärmt und dadurch lokale Temperaturgradienten am deutlichsten sichtbar werden.



**Abbildung 5.1.:** Instrumentenbetrieb während einem Jahr.

Neben der MICS 2 wird auch die SPOSH-Kamera, wie oben erwähnt, nicht über dem Terminator verwendet. Dadurch ist der Betrieb an etwa zweimal 40 Tagen am Stück nicht möglich. Außerdem ist nur der Betrieb auf der Nachtseite möglich. Zwar wäre dies dann ein günstiger Zeitpunkt für Bahnkorrekturmanöver, da sowohl MICS 2 als auch SPOSH während dieser Zeit nicht verwendet werden können, allerdings wäre dies vor allem für TICS 2 und LUDENA der möglicherweise interessanteste Beobachtungszeitpunkt, an dem die meisten Messungen durchgeführt werden sollten.

Das einzige Instrument, das theoretisch die gesamte Missionsdauer über Messdaten sammeln kann, ist der Staubdetektor LUDENA.

Die Auswahl der Instrumente an Bord ist sehr tageslichtlastig. Das bedeutet, die Datenrate ist am Tag sehr viel höher, als in der Nacht<sup>1</sup>. Dadurch könnten noch zusätzliche Experimente bei Nacht durchgeführt werden, wie beispielsweise die Suche nach erdnahen Objekten (NEOs), wie Asteroiden und Kometen, mit den Sternkameras.

Zusätzliche Einschränkungen an der Beobachtungszeit werden durch die Kommunikation, sowie durch Batterieladephassen verursacht. In beiden Fällen muss hier der Satellit seine Nadir-Ausrichtung verlassen, da weder die Antennen noch die Solarpaneele nachführbar am Satellitenkörper befestigt, sondern starr mit diesem verbunden sind. Für erste Rechnungen wurde jede mögliche Kontaktgelegenheit mit der IRS-Bodenstation verwendet. Dies bedeutet, dass etwa 30% der Missionsdauer im Wissenschaftsorbit für Kontakte aufgewendet werden (Kapitel 6). Auch im Hinblick auf das Energiebudget ist mit Einschränkungen zu rechnen. Obwohl das Energieversorgungssystem aufgrund der elektrischen Antriebe mit einer für einen Kleinsatelliten sehr hohen Batteriekapazität und Solarzellenfläche ausgelegt wurde (Tabelle A.8), ergaben erste Analysen, dass ein Betrieb ohne *dedizierte* Batterieladephassen nicht möglich ist. Dies bedeutet, dass der Satellit mit seinen Solarpaneelen während einer solchen Phase Richtung Sonne ausgerichtet werden muss, und unnötige Verbraucher abgeschaltet werden.

Die Analysen zum Energiebudget berücksichtigten dabei die Lage des Satelliten, sowie den während Kontaktzeiten erhöhten Leistungsbedarf. Die nominelle Lage des Satelliten wurde entsprechend der bevorzugten Flugrichtung angenommen. Bei einem Bodenstationkontakt dreht sich der Satellit entsprechend mit seiner Ka-Band-Antenne ( $x_B$ -Achse) zur Erde. Dabei ist die Ausrichtung des Satelliten um die  $x_B$ -Achse frei wählbar. Um während dem Senden einen möglichst hohen Energieeintrag zu erhalten, wurde der Satellit in der Simulation stets so ausgerichtet, dass die Solarzellennormale  $-z_B$  dann möglichst gut in Richtung Sonne zeigt. Als Energieverbrauch wurde eine mittlere Leistung von 160 W im Nominalfall<sup>2</sup> und 300 W während Bodenkontakten verwendet. Die weiteren Parameter sind in Tabelle A.8 aufgeführt.

Die Analyse der Simulation zeigt, dass durch diese Strategie, in der keine dedizierte Batterieladephase verwendet wurde, die Batterie während 22% eines Jahres (81 Tage) auf unter 70% SOC entladen werden würde. Durch Anwendung von halbstündigen Batterieladephassen nach Unterschreiten der SOC-Grenze (während der *Lunar Mission BW1* optimal zur Sonne ausgerichtet wird), lässt sich diese Zeit auf 5% (18 Tage) reduzieren. Dies entspricht im Schnitt zwei Ladephassen pro Tag. Berücksichtigt man den Umstand, dass die Batterie während 20% der Zeit voll geladen ist, ist hier sicherlich noch Optimierungspotenzial vorhanden.

<sup>1</sup> abhängig von der Anzahl der detektierten Lunar Transient Phenomena ungefähr um den Faktor 400

<sup>2</sup> entspricht 120 W für die Satellitensubsysteme plus 40 W für die Nutzlast





## 6. Kommunikation

Der Flaschenhals einer Kleinsatellitenmission ist oftmals die Übertragung der Nutzlastdaten. Diese gilt es, zuerst an Bord zwischenspeichern, um zu einem späteren Zeitpunkt zur Bodenstation gesendet werden zu können. In diesem Kapitel werden zum einen die Kontaktmöglichkeiten analysiert, sowie die dabei zu erwartenden Datenraten. Beides wird letztendlich dazu verwendet, um eine hinsichtlich der Größe optimierte Onboard-Speichermenge zu bestimmen.

### 6.1. Raumfahrzeugkonfiguration und Bodenstationskonfiguration

In den Berechnungen in diesem Kapitel wurde von einem Datendownlink im Ka-Band bei 29.5 GHz ausgegangen. Da es hier primär um den Datendownlink der Nutzlastdaten geht, wurde angenommen, der Satellit befindet sich in der Wissenschaftsphase in einem polaren 100 km-Orbit. Der Orbit wurde für ein Jahr simuliert, beginnend bei der Standarddepoche am 1. Januar 2011 00:00:00 UTC. Der Satellit verfügt zur Ka-Band-Kommunikation über einen 1 m großen Parabolantennenreflektor und einer Sendeleistung von 120 W. Dies entspricht der Ausgangsleistung der ursprünglich für *Flying Laptop* vorgesehenen TWT<sup>1</sup>. Eine hinsichtlich der Beobachtungsstrategie wichtige Einschränkung ist, dass durch die gemeinsame Platzierung der Ka-Band Antenne und der Nutzlastinstrumente auf einer Satellitenseite keine Aufnahmen der Mondoberfläche während des Datendownlinks möglich sind.

Auf der Seite des Bodensegments wurde von einer Empfangsanlage auf dem Dach des Institutsgebäudes ausgegangen (Tabelle A.9). Dies bedeutet, dass die 3 m-Parabolantenne zu jeder Zeit zur Verfügung steht und dadurch alle Kontaktgelegenheiten ausgenutzt werden könnten. Für den Betrieb der Bodenstation bedeutet dies, dass ein hoher Automatisierungsgrad erforderlich ist. Die dafür notwendige Erfahrung im Bodenstationsbetrieb muss in den Vorgängermissionen und während der mehrere Monate andauernden Flugphase gesammelt werden. Als Kontaktvoraussetzung wurde eine Satelliten-Elevation von mindestens 7° angenommen.

### 6.2. Kontaktgelegenheiten

Um zwischen Satellit und Bodenstation Daten auszutauschen, muss eine direkte Sichtverbindung bestehen. Durch die topographische Umgebung der Antenne oder nahestehende

---

<sup>1</sup> Travelling Wave Tube, Wanderfeldröhre

## 6. Kommunikation

Gebäude kann dieses Kriterium weiter reduziert werden. Im Fall der IRS-Bodenstation wird von einem minimalen Höhenwinkel von  $7^\circ$  ausgegangen. Da sich der Satellit in einem niedrigen Mondorbit befindet, kann eine Verbindung auch nur dann hergestellt werden, wenn der Mond über dem Horizont steht. Dies ist 353-mal pro Jahr der Fall. Dabei schwankt die Sichtbarkeit aufgrund der Inklination der Mondbahn zwischen  $6.15 \text{ h} \pm 0.15$  und  $14.4 \text{ h} \pm 0.11$  pro Monat im Jahr 2011.

Die Inklination der Mondbahn relativ zum Erdäquator ändert sich mit einer Periode von etwa 19 Jahren und erreicht Werte zwischen  $18.3^\circ$  und  $28.6^\circ$ . Damit schwankt auch die maximale Kulminationshöhe des Mondes von Monat zu Monat. Im Fall der IRS-Bodenstation wird eine maximale Kulminationshöhe zwischen  $60^\circ$  bis  $70^\circ$  erreicht, während die minimale Kulminationshöhe zwischen  $13^\circ$  bis  $23^\circ$  liegt. Im Jahr 2011 beträgt die Elevation für Stuttgart maximal  $66^\circ$ .

Der Satellit umkreist den Mond einmal in 118 min. Abhängig von dem LLAN der Bahn verschwindet der Satellit einen gewissen Anteil dieser Zeit hinter dem Mond. Dies variiert zwischen 0% für eine LLAN von  $90^\circ$  oder  $270^\circ$  und 40% für eine LLAN von  $0^\circ$  oder  $180^\circ$ . Damit werden die 353 Mond-Kontakte in etwa 1 800 kleinere Segmente pro Jahr aufgeteilt. Die maximalen und mittleren Kontaktzeiten und -abstände sind in Tabelle 6.1 angegeben. Die längsten Kontaktdauern von über 12 h werden erreicht, wenn die Bahnnormale in Richtung der Erde zeigt. Damit wären dies die günstigsten Zeitpunkte um Bahnmanöver auszuführen.

**Tabelle 6.1.:** Kontakte zur IRS-Bodenstation.

Maximale Kontaktzeit	13.1 h
Mittlere Kontaktzeit am Tag	$\approx 7.4$ h
Mittlere Kontaktdauer <sup>a</sup>	1.2 h
Anzahl der Kontakte pro Jahr	$\approx 1800$
Mittlerer Kontaktabstand <sup>a</sup>	0.75 h
Maximaler Kontaktabstand	20.4 h

<sup>a</sup> Median

Der Median der Elevationen während Kontaktgelegenheiten beträgt nur  $27^\circ$  über dem Horizont. Hier wären südlicher gelegene Stationen von Vorteil. Eine zusätzliche Bodenstation auf der Südhalbkugel könnte die monatliche Schwankung der maximalen Elevation kompensieren. Während eines Kontaktes mit niedriger maximaler Elevation auf der Nordhalbkugel, würde eine Station auf der Südhalbkugel hohe maximale Elevationen bieten. Zwei Wochen später würde sich diese Wechselbeziehung umkehren.

### 6.3. Datenraten

Die zu erwartenden Datenraten können über das Verhältnis aus der Bit-Energie  $E_b$  über der Rauschdichte  $N_0$  berechnet werden. Gleichung (6.1) (aus Wertz und Larson 1999)

gibt dieses Verhältnis in dB wieder:

$$\frac{E_b}{N_0} = P + L_l + G_t + L_s + L_a + L_{pr} + G_r + 10 \cdot \log(k) - 10 \cdot \log(T_s) - 10 \cdot \log(R). \quad (6.1)$$

Hierbei ist  $P$  die Sendeleistung,  $L_l$  der Übertragungsverlust bis zur Antenne,  $G_t$  der Gewinn der Sendeantenne,  $L_s$  die Freiraumdämpfung,  $L_a$  die Verluste innerhalb der Atmosphäre,  $L_{pr}$  beschreibt den Ausrichtungsfehler der Empfangsantenne,  $G_r$  den Gewinn der Empfangsantenne,  $k$  die Boltzmann-Konstante,  $T_s$  die Systemrauschtemperatur und  $R$  die Datenrate.

Der Antennengewinn ist das Verhältnis der Strahlungsleistung pro Raumwinkel zur Strahlungsleistung pro Raumwinkel eines isotropen Strahlers. Für eine Parabolantenne ist er abhängig von deren geometrischen Abmessungen, der Antenneneffizienz  $\eta_t$  und der Wellenlänge. Die Antenneneffizienz ist abhängig von der Abschattung des Reflektors durch den Sekundärspiegel, der Oberflächenrauigkeit, sowie von Impedanzunterschieden (Maral, Bousquet und Sun 2009). Für eine Cassegrain-Antenne multiplizieren sich diese einzelnen Effizienzen zu einer Gesamteffizienz von 55% – 75% auf. Da eine gemeinsame Nutzung des Reflektors als Primärspiegel des TICS 2 vorgesehen ist, vergrößert sich möglicherweise die Abschattung der Antenne. Außerdem basiert der Reflektor auf CFK-Bauweise, was möglicherweise die Oberflächenrauigkeit verschlechtern könnte. Darum wurde in den Rechnungen auf Satellitenseite nicht mit einer Antenneneffizienz von 55% kalkuliert, sondern nur mit 35%. Mit Gleichung (A.25) ergibt sich somit ein Antennengewinn  $G_t$  von 45.2 dBi. Da für die Empfangsantenne der Bodenstation keine dieser Einschränkungen gelten, wurde auf Empfangsseite mit einer Effizienz von 55% gerechnet.

Die größte Schwächung des Signals wird durch die große Entfernung zwischen Sender und Empfänger hervorgerufen. Die Freiraumdämpfung gibt dabei die mit der Entfernung quadratisch abnehmende Leistungsdichte wieder. Sie kann nach Gleichung (A.26) berechnet werden, wobei der Abstand hier konstant mit 400 000 km angenommen wurde. Dies entspricht ungefähr dem Apogäumradius der Mondbahn (Tabelle A.1), was im Endeffekt zu einer Dämpfung des Signals von 234 dB führt.

Eine weitere potenziell starke Abschwächung des Signals findet in der Erdatmosphäre statt. Hier beeinflusst hauptsächlich die lokale Wetterlage, wie Regen und Wolken die Transmission im Ka-Band. Dominierend ist hierbei die Schwächung durch Regen aufgrund von Absorptions- und Streuprozessen (Pawlak et al. 2004). Um die Dämpfungswirkung von Regen abzuschätzen, wurden zwei Fälle betrachtet: der *clear sky*-Fall und der *Regen*-Fall.

Im *clear sky*-Fall wurde ein wolkenloser Himmel mit Standardatmosphäre und  $7.5 \text{ g/m}^3$  Wasserdampfdichte angenommen. Damit beträgt nach ITU (2007) die spezifische atmosphärische Abschwächung  $0.1 \text{ dB/km}$ . Dies entspricht gleichzeitig einer zur Kommunikation für Europa optimalen Wetterlage.

Im *Regen*-Fall wurde zusätzlich zur atmosphärischen Abschwächung, das ITU<sup>1</sup>-Regenmodell nach Maral, Bousquet und Sun (2009) verwendet. Das Modell berücksichtigt unter

<sup>1</sup> International Telecommunication Union (Internationale Fernmeldeunion)

anderem die geographische Breite, die Höhe der Bodenstation, den Elevationswinkel, die Frequenz und Polarisation, die vertikalen und horizontalen Inhomogenitäten im Regen und die Dicke der Regenschicht. Ausgangspunkt der Rechnung ist dabei eine Regenrate, die in 0.01% der Zeit eines Jahres (entspricht etwa 53 min pro Jahr) nicht überschritten wird. Für Deutschland beträgt diese ungefähr 30 mm/h (Maral, Bousquet und Sun 2009). Da diese Regenrate bereits einem sehr starken Gewitterguss entspricht (Pawlak et al. 2004), wurde als Regenfall ein Regen, wie er während 0.1% der Zeit eines durchschnittlichen Jahres (etwa 8.7 h) stattfindet, gewählt<sup>1</sup>. Dies entspricht sicherlich nicht dem zu erwartenden worst case, jedoch wäre dieser ohnehin nur kurzzeitig und selten und würde dadurch auf ein Jahr bezogen nicht ins Gewicht fallen. Die weiteren zur Bestimmung der Niederschlagsdämpfung benötigten Eingangsparameter sind in Tabelle A.10 zu finden.

Weitere Abschwächungen in der Atmosphäre treten aufgrund von Wolken, Nebel, Sandstürmen, Szintillation und Depolarisation statt. Diese Effekte wurden hier nicht explizit berechnet, sondern über ein höheres benötigtes Signal-Rausch-Verhältnis berücksichtigt. Geht man von einer BPSK<sup>2</sup> oder QPSK<sup>3</sup> Modulation der Daten aus, wird für eine geforderte Bit-Error-Rate von  $1 \times 10^{-5}$  ein Signal-Rausch-Verhältnis von 9.6 dB benötigt (Wertz und Larson 1999). Um oben erwähnte Unbekannte Rechnung zu tragen wurde dieser Wert mit einem Sicherheitsfaktor von 1.6 beaufschlagt und auf 16 dB erhöht.

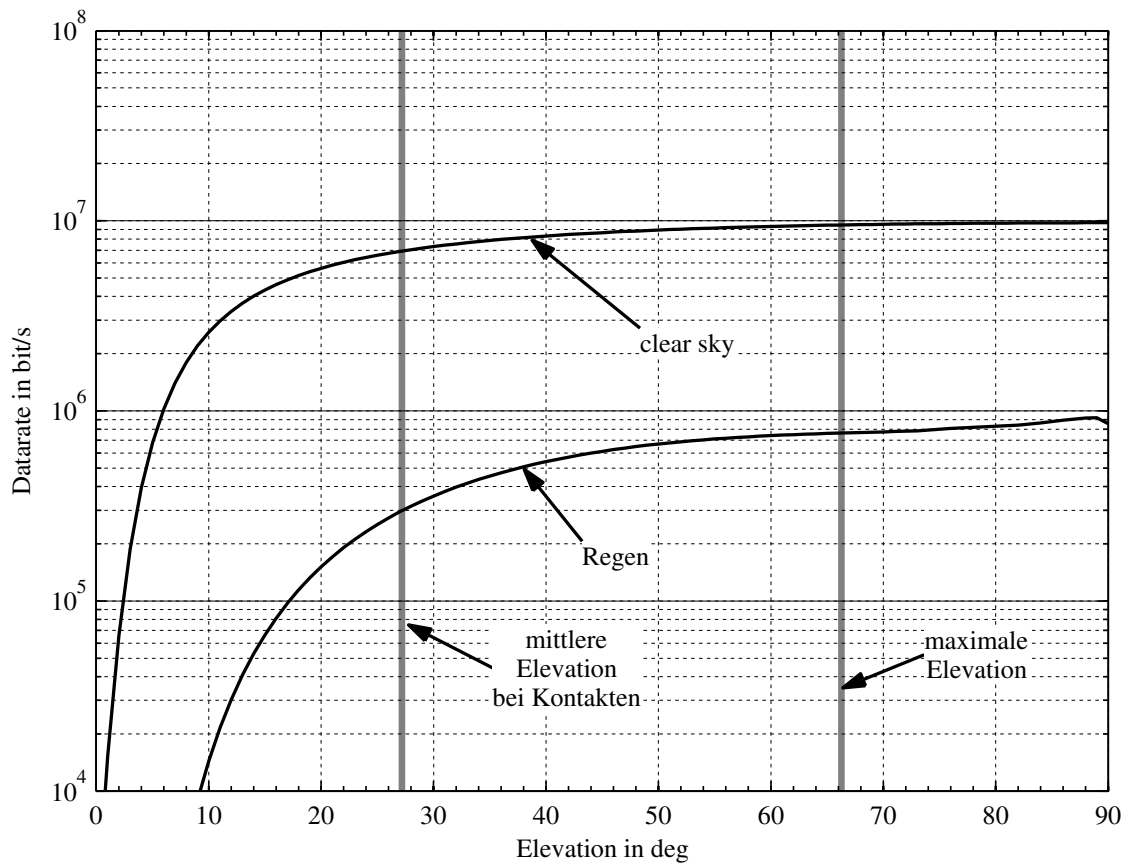
Abbildung 6.1 zeigt die zu erwartenden Netto-Datenraten für beide Fälle. Aufgrund der längeren Wegstrecke durch die Atmosphäre und gegebenenfalls der Regenschicht für geringe Höhenwinkel zeigt sich somit eine starke Abhängigkeit der Datenrate von der Elevation. Als Netto-Datenrate  $R_{\text{netto}}$  wurde die aus Gleichung (6.1) berechnete Datenrate  $R$  halbiert, um den notwendigen Overhead aus Protokollen und Prüfsummen zu berücksichtigen. In der Abbildung sind zusätzlich die für Stuttgart maximal erreichbare Elevation von  $66^\circ$ , sowie die mittlere Elevation während einer Kontaktgelegenheit von  $27^\circ$  angegeben. Man erkennt, dass für Elevationen unter  $15^\circ$  der Unterschied zwischen *clear sky* und *Regen* etwa 2 Größenordnungen in der Datenrate beträgt. Im Zenit ist dieser Unterschied minimal und beträgt dann etwa noch eine Größenordnung.

Tabelle 6.2 und Tabelle 6.3 fassen die Eingangsdaten und Ergebnisse der beiden betrachteten Fälle zusammen.

### 6.4. Massenspeicher und Datenmenge

Betrachtet man alle 2 000 möglichen Kontakte pro Jahr mit der IRS-Bodenstation, so lassen sich unter Berücksichtigung der Elevationsabhängigkeit und besten äußeren Bedingungen maximal 7 TByte an Netto-Nutzlastdaten zur Erde senden. Diese Datenmenge würde, rein theoretisch, dafür ausreichen, viermal die gesamte Mondoberfläche mit einer Bodenauflösung von 10 m zu erfassen. Allein während des längsten Kontaktes können bis zu 47 GByte an Daten empfangen werden, die an Bord jedoch zuerst zwischenge-

<sup>1</sup> dies entspricht etwa einer Regenrate zwischen 10 und 15 mm/h    <sup>2</sup> Binary phase-shift keying    <sup>3</sup> Quadrature phase-shift keying



**Abbildung 6.1.:** Netto-Datenraten bei klarem Himmel und bei starkem Regen in Abhängigkeit von der Elevation des Satelliten für die IRS-Bodenstation für ein Signal-Rausch-Verhältnis  $E_b/N_0$  von 16 dB.

**Tabelle 6.2.:** Link Budget im *clear sky*-Fall.

<i>Sender</i>	
Frequenz $f$	29.5 GHz
Leistung $P$	20.7 dBW (120 W)
Line loss $L_l$	-1 dB
Antennendurchmesser $D_t$	1 m
Antenneneffizienz $\eta_t$	0.35
Antennengewinn $G_t$	45.2 dBi
EIRP	65.0 dBW
<i>Umwelt</i>	
Freiraumdämpfung $L_s$	-233.8 dB (400 000 000 km)
Atmosphärendämpfung $L_a$	-7.0 dB (10° Elevation) -1.2 dB (90° Elevation)
<i>Empfänger</i>	
Antennendurchmesser $D_r$	3 m
Antenneneffizienz $\eta_r$	0.55
Pointing loss $L_{pr}$	-0.1 dB
Antennengewinn $G_r$	56.7 dBi
Systemrauschtemperatur $T_s$	420 K
<i>Datenrate</i>	
Bit-Fehlerrate	$1 \times 10^{-5}$ (erfordert $E_b/N_0 = 9.6$ dB mit BPSK Modulation)
Gefordertes $E_b/N_0$	16 dB
Datenrate $R$	5.187 6 Mbit/s (10° Elevation) 13.813 1 Mbit/s (27° Elevation) 19.528 4 Mbit/s (90° Elevation)
Netto-Datenrate $R_{\text{netto}}$	2.593 8 Mbit/s (10° Elevation) 6.906 5 Mbit/s (27° Elevation) 9.764 2 Mbit/s (90° Elevation)

Tabelle 6.3.: Link Budget im Regen-Fall.

<i>Sender</i>	
Frequenz $f$	29.5 GHz
Leistung $P$	20.7 dBW (120 W)
Line loss $L_l$	-1 dB
Antennendurchmesser $D_t$	1 m
Antenneneffizienz $\eta_t$	0.35
Antennengewinn $G_t$	45.2 dBi
EIRP	65.0 dBW
<i>Umwelt</i>	
Freiraumdämpfung $L_s$	-233.8 dB (400 000 000 km)
Atmosphärendämpfung $L_a$	-27.3 dB (10° Elevation, 10 – 15 mm/h Regenrate)
	-9.7 dB (90° Elevation, 10 – 15 mm/h Regenrate)
<i>Empfänger</i>	
Antennendurchmesser $D_r$	3 m
Antenneneffizienz $\eta_r$	0.55
Pointing loss $L_{pr}$	-0.1 dB
Antennengewinn $G_r$	56.7 dBi
Systemrauschtemperatur $T_s$	709.4 – 679.2 K (10° – 90° Elevation)
<i>Datenrate</i>	
Bit-Fehlerrate	$1 \times 10^{-5}$ (erfordert $E_b/N_0 = 9.6$ dB mit BPSK Modulation)
Gefordertes $E_b/N_0$	16 dB
Datenrate $R$	0.028 751 Mbit/s (10° Elevation)
	0.588 88 Mbit/s (27° Elevation)
	1.708 5 Mbit/s (90° Elevation)
Netto-Datenrate $R_{\text{netto}}$	0.014 376 Mbit/s (10° Elevation)
	0.294 44 Mbit/s (27° Elevation)
	0.854 27 Mbit/s (90° Elevation)

## 6. Kommunikation

speichert werden müssen. Diese Menge entspricht in etwa dem 10-fachen der für *Flying Laptop* vorgesehenen Massenspeicherkapazität und würde durch entsprechend mehr Masse, Volumen und Komplexität die Kosten steigern. Darum gilt es den Massenspeicher hinsichtlich seiner Kapazität zu optimieren.

Inwieweit sich die Beleuchtungsbedingungen in Kombination mit den Kontaktgelegenheiten auf die Massenspeicherbelegung und übertragene Datenmenge während eines Jahres auswirkt, ist in Abbildung 6.2 dargestellt. Die Instrumente, die die höchste Datenrate erzeugen (MICS 2 und TICS 2), sind beide nur auf der Tagseite des Mondes aktiv, und MICS 2 nur ab einer höheren Sonnenelevation. Dadurch gibt es zweimal pro Jahr eine Zeitspanne, in der die Datenrate zum Senden um ein Vielfaches höher liegt, als die der Instrumente. Während dieser Zeit wird der Massenspeicher (beinahe) komplett geleert, unabhängig von seiner Größe, und der Verlauf der übertragenen Datenmenge flacht ab. Um diese Zeit zu überbrücken, wäre ein Massenspeicher von mindestens 900 GByte notwendig. Dies ist selbst mit aktuellen Speicherchips mit dem zur Verfügung stehenden Volumen nicht erreichbar.

Die Massenspeicherkapazität beeinflusst unterhalb einer gewissen Grenze in großem Maße die für den Satelliten mögliche Beobachtungszeit, sowie die erreichbare Datenmenge, die zur Erde gesendet werden kann. Ist der Speicher zu klein bemessen, so wird während einer Beobachtungsphase bereits nach kurzer Zeit kein Speicherplatz mehr vorhanden sein. Das gleiche Problem ergibt sich auch beim Senden der Daten. Durch einen zu knapp bemessenen Massenspeicher kann sein Inhalt bereits in kürzerer Zeit gesendet werden, als für einen Kontakt zur Verfügung steht. Wäre er ausreichend groß dimensioniert, würde er es ermöglichen, insgesamt mehr Daten zur Erde zu senden. Die Massenspeicherkapazität hängt damit im wesentlichen von vier Faktoren ab:

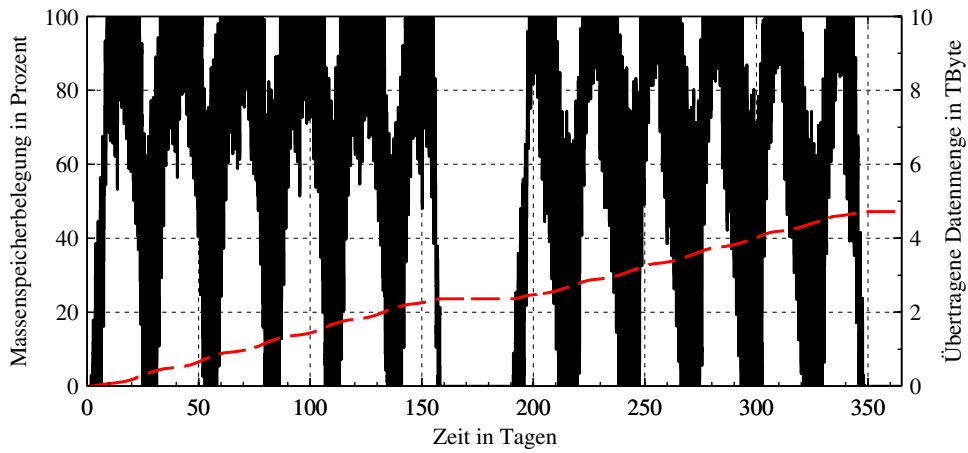
- der Datenrate der Instrumente (Datenfluss zum Massenspeicher),
- der Datenrate des Downlinks (Datenfluss vom Massenspeicher),
- der Zeit, in der die Instrumente aktiv sind,
- der Zeit, in der kommuniziert wird.

Die ersten beiden Faktoren wurden bereits in Kapitel 2 und in Abschnitt 6.3 quantifiziert. Die beiden anderen Faktoren wurden über eine Simulation des Massenspeichers bestimmt. Darin wurde davon ausgegangen, dass sich die Wissenschaftsphase operationell in drei Phasen aufteilen lässt:

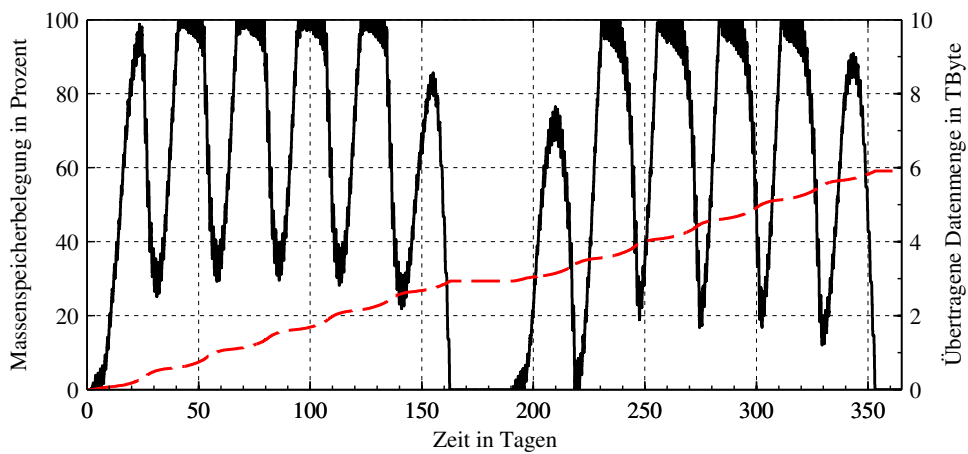
- Beobachtungsphase,
- Kontaktphase,
- Idle-Phase.

Dabei gilt, dass die Beobachtungsphase nur dann möglich ist, wenn sich der Satellit auf der Tagseite befindet, der Massenspeicher nicht voll ist und es keine Kontaktgelegenheit

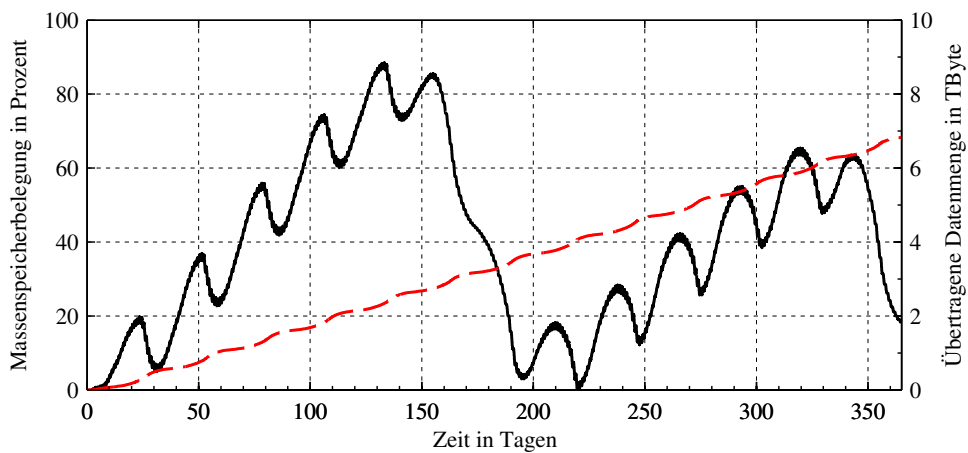




(a) 20 GByte Speichergröße.



(b) 200 GByte Speichergröße.



(c) 1000 GByte Speichergröße.

**Abbildung 6.2.:** Zeitlicher Verlauf der Massenspeicherbelegung und der gesendeten Datenmenge in Abhängigkeit. Nutzlastdatenrate von 8.5 Mbit/s. Gestrichelt: Übertragene Datenmenge in TByte.

## 6. Kommunikation

zur IRS-Bodenstation gibt. Ähnliches gilt für die Kontaktphase. Hierfür ist eine Kontaktmöglichkeit zwingend. Außerdem darf der Massenspeicher dafür nicht vollständig geleert sein. Die Idle-Phase gilt in allen anderen Fällen, kann jedoch zur genaueren Analyse noch weiter unterteilt werden. Eine Bedingung, während der weder Aufnahmen gemacht werden können, noch Datenübertragungen stattfinden, ist während einer Schattenphase und wenn keine Kontaktmöglichkeit zur Bodenstation besteht. Diese Zeit ist vor allem vom gewählten Orbit abhängig und von der Massenspeicherkapazität unabhängig. Eine weitere Bedingung, für die der Satellit weder Daten sammeln noch senden kann, tritt während einer Schattenphase ein, wenn zwar ein Kontakt theoretisch möglich wäre, jedoch der Inhalt des Massenspeichers bereits vollständig zur Erde gefunkt wurde. Und die dritte Bedingung gilt dann, wenn sich der Satellit zwar auf der Tagseite befindet, jedoch kein Kontakt zur Bodenstation möglich ist und der Massenspeicher bereits vollständig gefüllt ist. Dadurch sinkt effektiv die Bodenabdeckung des Satelliten. Diese zwei Bedingungen hängen also direkt von der Größe des Onboard-Speichers und ihr Eintreten ist durch eine geeignete Wahl zu minimieren.

Die Simulation ging von einer während Beobachtungen konstanten Datenrate aus. Dies entspricht einem Szenario, in dem der Satellit Nadir-ausgerichtet, kontinuierlich Aufnahmen erstellt. Um den Datenfluss vom Massenspeicher zu simulieren, wurden die elevationsabhängige Datenrate beim Senden berücksichtigt. Als Datenraten wurden die des *clear sky*-Falles verwendet, da für die Bestimmung des Onboard-Speichergroße der best case entscheidend ist. Der worst case würde hier eine zu kleine Datenmenge ergeben, wodurch die erwartete Leistungsfähigkeit des Satelliten in einem besseren Fall nicht erreicht werden würde.

Ein Ergebnis, das die Simulationen zeigten, ist, dass die Datenrate der Nutzlasten nicht unverhältnismäßig über der beim Senden erreichbaren Datenrate liegen sollte, da sich sonst die Bodenabdeckung zu sehr reduziert. Eine Übertragungsrate die ungefähr der Nutzlastdatenrate entspricht ermöglicht bereits eine lange Beobachtungsphase, die insgesamt übertragene Datenmenge würde sich jedoch nicht sehr stark verändern. Eine höhere Datenrate beim Senden hingegen, erlaubt es die Kontaktzeit insgesamt zu reduzieren, womit letzten Endes mehr Zeit für Beobachtungen zur Verfügung steht und die Flexibilität des Satelliten gesteigert werden könnte.

Abbildung 6.3 zeigt das Ergebnis der Simulationen für verschiedene Massenspeichergroßen. Darin wurde untersucht, welchen Anteil an der einjährigen Missionsdauer für Kontakte und Beobachtungen zur Verfügung steht. Als Nutzlastdatenrate wurden 8.5 Mbit/s angesetzt, was ungefähr der Netto-Übertragungsrate entspricht. Damit steigt die übertragene Datenmenge innerhalb eines Jahres auf bis zu 6 TByte an.

Der Verlauf der Beobachtungszeit und der übertragenen Datenrate zeigen für geringe Massenspeichergroßen einen sehr steilen Anstieg. Ab einer gewissen Größe reduziert sich die Zeit, in der zwar Beobachtungen möglich wären, der Massenspeicher jedoch bereits voll ist. Dies bedeutet, dass die Massenspeichergroße somit mindestens über dieser Schranke liegen sollte. Im abgebildeten Beispiel liegt diese bei etwa 18 GByte. Erhöht man nun die Nutzlast-Datenrate, so verschiebt sich die Schranke in Richtung einer höheren Massenspeichergroße. Dies veranschaulicht Abbildung 6.4. Darin ist die Mindestgröße des Massenspeichers in Abhängigkeit der Nutzlast-Datenrate zwischen 1 Mbit/s

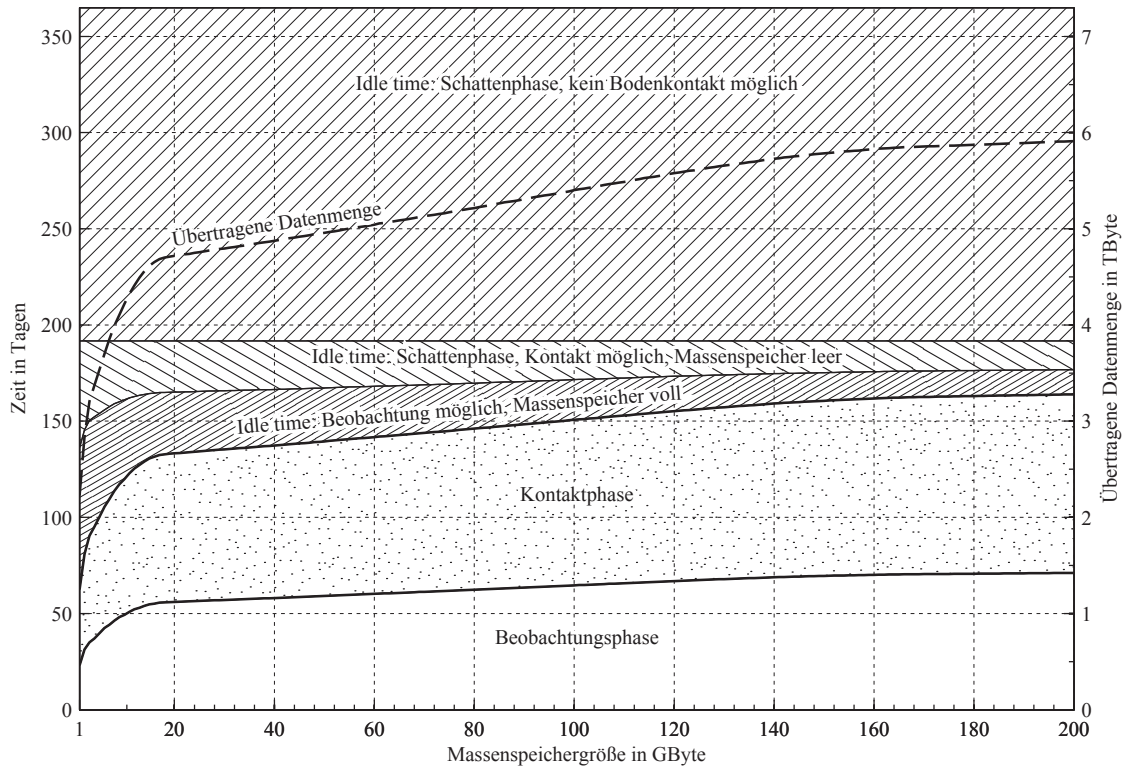
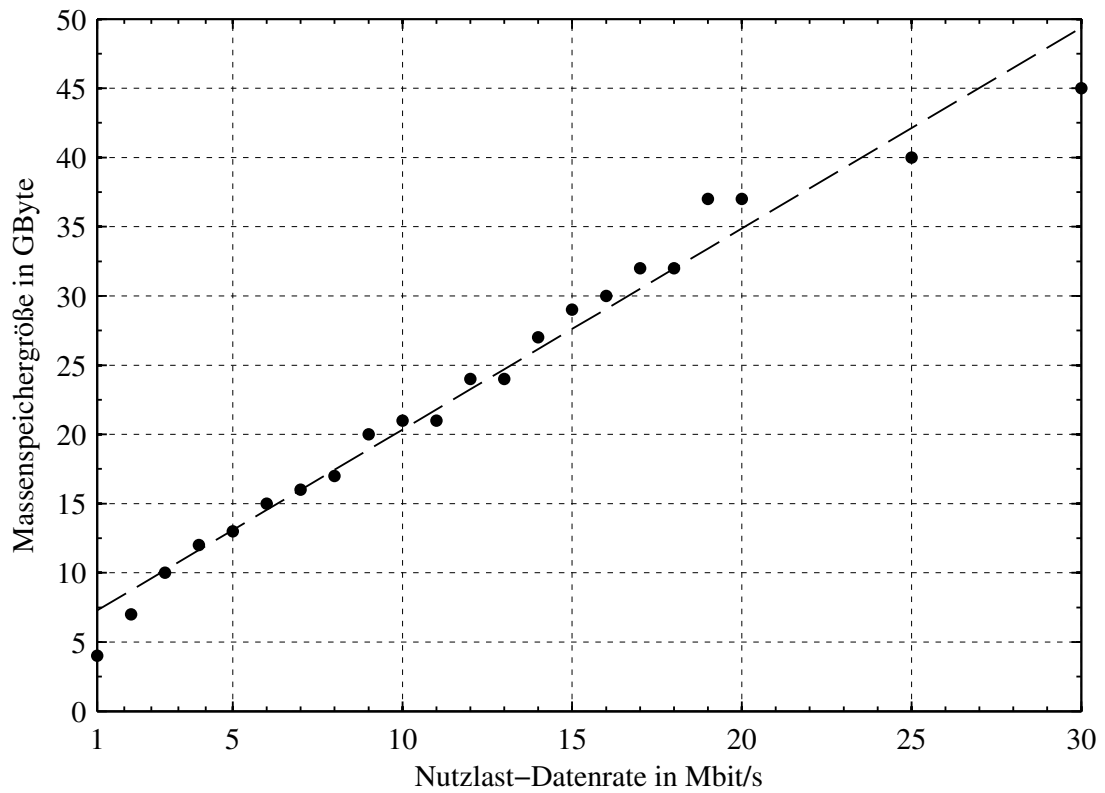


Abbildung 6.3.: Beobachtungszeit und übertragene Datenmenge in Abhängigkeit der Massenspeichergroesse für eine Nutzlastdatenrate von 8.5 Mbit/s.

## 6. Kommunikation

und 30 Mbit/s aufgetragen. Man erkennt einen linearen Zusammenhang zwischen der minimalen Massenspeicherkapazität und der Nutzlast-Datenrate. Die Kapazität sollte demnach bei einem Mbit/s höherer Nutzlastdatenrate um 1.5 GByte erhöht werden.



**Abbildung 6.4.:** Optimale Massenspeichergröße in Abhängigkeit von der Nutzlastdatenrate.

## 7. Schlussfolgerung und Zusammenfassung

An Universitäten gebaute Kleinsatelliten unterscheiden sich in ihrer Entwicklungsphase von Satelliten der großen Raumfahrtagenturen. Dabei wird auf Komplexität und Ausfallsicherheit des Satelliten aufgrund stark begrenzter Finanz- und Personalmittel verzichtet. Für eine mögliche Nutzlast an Bord der Stuttgarter Mondmission *Lunar Mission BW1* bedeutet dies, dass nicht nur die wissenschaftliche Anwendung und Instrumentierung bestimmt, welche Anforderungen an den Satellitenbus gestellt werden, sondern, welcher Satellitenbus ist mit den Ressourcen der Universität realisierbar und welche Anforderungen stellt dieser an die Nutzlast. Die Missionsparameter, die eine Nutzlastauswahl nun beeinflussen, sind die Instrumente und ihre Anwendung selbst, der Satellitenorbit, das Beobachtungsszenario, sowie die Kommunikationsstrecke. Um eine Vorstellung davon zu bekommen, was mit einer lunaren Kleinsatellitenmission im Kontext des *Stuttgarter Kleinsatellitenprogramms* möglich ist, wurde in dieser Arbeit eine mögliche Beispielnutzlast untersucht.

Da es sich bei *Lunar Mission BW1* um die ersten universitäre Mondmission handelt, sind nur wenige vorhergehende Mondmissionen damit vergleichbar. Die wohl ähnlichste Mission, hinsichtlich des Satellitenbusses und der verwendeten Transferbahn, ist *SMART-1*, da beide Satelliten elektrische Antriebe als Primärtriebwerk aufweisen.

Generell habe ich versucht möglichst allgemeine, von *Lunar Mission BW1* unabhängige Eingangsparameter in den Simulationen zu verwenden, soweit ich dies als sinnvoll erachtet habe. Damit liefert die vorliegende Arbeit neben neuen und präziseren Ergebnissen für *Lunar Mission BW1* auch neue Ergebnisse und Hilfestellungen für weitere zukünftige Mondmissionen. Dazu zählen hauptsächlich die Ergebnisse der Bahnsimulationen im Mondorbit, die sowohl in Inklination und Längengrad des aufsteigenden Knotens unabhängig sind und somit im Prinzip als "Landkarte" möglichst stabiler Orbits dienen.

Neue Erkenntnisse in Bezug auf *Lunar Mission BW1* konnte ich im Bereich des wissenschaftlichen Potenzials der vorgeschlagenen Nutzlastinstrumente, der präziseren Simulation der Transferbahnen, die nun zum ersten Mal auch operationelle Einschränkungen, das Einfangmanöver am Mond und Treibstoffeinsparungen berücksichtigten, der Simulation der Strahlungslasten während der gesamten Mission, der Untersuchung und Optimierung des Onboard-Speichers und der Bestimmung der Bodenabdeckung unter Berücksichtigung operationeller Einschränkungen der Instrumente liefern. Damit ist diese Arbeit ein weiterer wichtiger Iterierungsschritt für eine erfolgreiche Mission.

Im Hinblick auf eine mögliche Beispielnutzlast wurden in Kapitel 2 mehrere wissenschaftlich interessante Anwendungen für *Lunar Mission BW1* vorgestellt. Um möglichst kein Nutzlastinstrument zu verwenden, das eine gleiche oder schlechtere Leistung auf-

## 7. Schlussfolgerung und Zusammenfassung

weist als ein bereits geflogenes Instrument, habe ich in einer Literaturstudie abbildende Instrumente von bisherigen Orbitermissionen im Sichtbaren und Infraroten zusammengetragen. Dabei stellte sich heraus, dass ein Großteil der hochauflösenden Instrumente nur panchromatische Kanäle aufweisen. Damit fehlt diesen Daten die spektrale Unterscheidung im Sichtbaren. Gleichzeitig gibt es Instrumente mit einer großen Anzahl an Spektralkanälen, jedoch geringer geometrischer Auflösung. Bei Verwendung von zwei oder mehr Kanälen, könnte bereits ein Instrument mit Bodenauflösungen von 20 m bisherige spektrale Aufnahmen in ihrer geometrischen Auflösung übertreffen. Einzige Ausnahme ist die Hires Camera von *Clementine*, die jedoch nur Aufnahmen mit einem sehr niedrigen Signal-Rausch-Verhältnis zwischen 13 und 41 ermöglichte und nur einzelne Gebiete abgedeckt hat (National Space Science Data Center 2010).

Um Synergien zwischen den einzelnen Satelliten des *Stuttgarter Kleinsatellitenprogramms* auszunützen und Entwicklungsaufwand zu reduzieren, wurde die Verwendbarkeit des MICS-Instrumentes von *Flying Laptop* an Bord von *Lunar Mission BW1* untersucht. Es zeigte sich, dass bei Anpassung einzelner Elemente, obwohl für die Erdbeobachtung entwickelt, das Instrument grundsätzlich auch für die Mondbeobachtung geeignet ist. Bei Verwendung einer geringeren Brennweite, als bei *Flying Laptop* lässt sich sowohl Masse, als auch Oberflächenplatz sparen. Nichtsdestotrotz können dabei hohe Bodenauflösungen von ungefähr 15 m erreicht werden.

Als mögliche Anwendung des Instruments wurden sowohl spektrale Messungen, als auch polarimetrische Messungen identifiziert. Für die spektralen Messungen könnte eine leicht höhere Bodenauflösung erzielt werden, da hier die Anforderungen an die Lichtstärke geringer sind. Aufgrund der Charakteristik der strahlungsresistenten Optik, der Sensorkennlinie und der Reflektanz der Mondoberfläche kann das Instrument im Wellenlängenbereich zwischen 500 nm und 800 nm verwendet werden. Eine genaue Auswahl der Filterbereiche hat jedoch noch zu erfolgen.

Die zweite mögliche Anwendung, die polarimetrische Messung, wurde hingegen von keiner bisherigen Mission durchgeführt. Dadurch wurden bisher nur Gebiete auf der erdzugewandten Seite mit Hilfe von Teleskopbeobachtungen und Laborproben daraufhin untersucht. Diese Anwendung bietet somit ein hohes Potenzial Neues zu entdecken, auch im Hinblick auf zukünftige bemannte Missionen und der Auswahl geeigneter Landstellen. Allerdings werden an die Signalstärke höhere Anforderungen gestellt, wodurch das Instrument zum einen nur panchromatische Aufnahmen erstellen und dadurch keine spektralen Unterschiede mehr auflösen kann. Zum anderen muss zusätzlich die Bodenauflösung auf 20 bis 25 m reduziert werden.

Den Berechnungen zufolge ist der Einsatz des MICS 2-Instrumentes ab einer Sonnenelevation von 30° unter dem geforderten SNR möglich. Allerdings basieren die Berechnungen bisher, zumindest zum Teil, auf groben Annahmen bezüglich des Rauschverhaltens des Sensors. Hier sollten die im Zuge der Flugqualifizierung von MICS gewonnenen Erfahrungen und Messwerte in zukünftigen Rechnungen mit einfließen.

Ein weiteres Instrument, das ursprünglich zur Erdbeobachtung auf *Flying Laptop* entwickelt wurde, ist die Thermalkamera TICS. Auch hier ergab der Vergleich mit anderen Mondmissionen ein hohes Potenzial für neue Ergebnisse, da bisher nur zwei Instrumente in einem vergleichbaren Wellenlängenbereich eingesetzt wurden. Bereits mit einem

kleinen Instrument könnte hier aufgrund von Fortschritten in der Sensortechnologie die bislang erreichte Bodenauflösung um das dreifache verbessert werden. Um die Komplexität von gekühlten Sensoren zu vermeiden, basiert das Instrument auf einem ungekühlten Mikrobolometer. Dadurch verringert sich jedoch die erreichbare Empfindlichkeit, die dann für Messungen auf der Nachtseite des Mondes nicht mehr ausreichend hoch ist. Der Kompromiss zwischen möglichst großer Schwadbreite und möglichst hoher Bodenauflösung sollte bei diesem Instrument definitiv zu Gunsten der hohen Bodenauflösung entschieden werden. Zwar wird dadurch eine globale Abdeckung erschwert, jedoch sieht die wissenschaftliche Anwendung ohnehin die Bestimmung der Oberflächentemperatur zu verschiedenen Tageszeiten vor. Dazu muss die Mondoberfläche mehrfach abgelistet werden. In Anbetracht der knappen Missionsdauer wäre dies auch mit größeren Schwadbreiten nicht zu erreichen. Dementsprechend sollte der Fokus im Instrumentenbetrieb hauptsächlich auf der Beobachtung einzelner, bestimmter Gebiete liegen und den Satelliten bei Bedarf darauf auszurichten, um dort lokal die Revisit Time zu erhöhen.

Aufgrund des hohen Entwicklungsaufwandes des Instruments bei einer kombinierten Nutzung des Primärspiegels als Ka-Band-Antenne, sowie der wenigen Vorteile die ein solches System bietet, sollte das Konzept eines separaten Instrumentes weiterverfolgt werden. Die Kamera könnte dann in der Nutzlaststecke der S-Band Hochgewinnantenne angebracht werden. Eine Trennung der beiden Systeme käme auch der Ka-Band-Antenne zugute. Durch den Wegfall des Sekundärspiegels, der sowohl für eine Abschattung der Signale sorgt, als auch einen gewissen Anteil direkt am Feedhorn absorbiert, könnte die Antenneneffizienz erhöht werden. Bisher wurde diese im Linkbudget in Kapitel 6 nur mit einem Wert von 35% berücksichtigt. In der Literatur sind dafür doppelt so hohe Werte üblich. Somit könnte nach Gleichung (A.25) bei einer höheren Antenneneffizienz und gleicher Datenrate der Antennendurchmesser verringert und das Platzproblem im Satelliten könnte entspannt werden.

Als Beistellung externer Forschungseinrichtungen wurden die beiden Instrumente SPOSH und LUDENA vorgestellt. Beide sind aufgrund einer geringen Datenrate für den Dauerbetrieb geeignet, um in Langzeitstudien Daten zur Meteoroidenpopulation, den Lunar Transient Phenomena und dem Staubfluss zwischen Erde und Mond zu sammeln. Da sich die Ausrichtung des Satelliten bei Ankunft am Mond im Vergleich zur Ausrichtung während der Transferphasen ändert, sollte sich auch die Ausrichtung des Staubsensors am Besten durch einen Kippmechanismus ändern. Dadurch kann eine optimale Ausrichtung aller Instrumente über eine lange Zeitspanne umgesetzt werden.

Neben der Einzelnutzung der Instrumente, ergänzen sich die Daten der Nutzlasten auch untereinander. So ist beispielsweise das folgende Szenario durchaus realistisch: durch den Einschlag eines Meteoroiden oder Asteroiden auf der Mondoberfläche wird durch diesen Primärkörpereinschlag eine große Anzahl an Sekundärteilchen aus dem Oberflächenmaterial erzeugt. Aufgrund ihrer hohen kinetischen Energie ist ein gewisser Anteil in der Lage, auf einer ballistischen Flugbahn, den Orbit von *Lunar Mission BW1* zu erreichen. Ereignet sich dieser Primärkörpereinschlag auf der Nachtseite, könnte die SPOSH-Kamera, den dazugehörigen Impact-Flash detektieren. Damit könnte sowohl die Einschlagsposition bestimmt, als auch eine Abschätzung der Einschlagsenergie getroffen werden. Falls der Einschlagsvektor günstig zur Satellitenbahn liegt, wäre es möglich,

## 7. Schlussfolgerung und Zusammenfassung

dass *Lunar Mission BW1* in diesem oder dem nächsten Orbit die hochgeschleuderte Sekundärteilchenwolke kreuzt. Mit LUDENA wäre man dann in der Lage, Masse, Geschwindigkeit, Richtung und Zusammensetzung der Teilchen zu bestimmen. Durch die Geschwindigkeits- und Richtungsinformation könnte die Flugbahn der Teilchen auf den von SPOSH detektierten Einschlagspunkt zurückgeführt werden. Damit wäre eine in-situ Messung der Zusammensetzung des Oberflächenmaterials eines bekannten Gebietes aus dem Orbit erfolgt.

Für ein solches Ereignis müssen jedoch viele Faktoren eintreffen. Neben dem vermutlich seltenen Einschlag eines Körpers, der groß genug ist, entsprechend viele Teilchen in eine 100 km hohe Bahn zu schleudern, muss der Einschlagsvektor vor allem so orientiert sein, dass seine Teilchen die Satellitenbahn kreuzen. Wie hoch die Wahrscheinlichkeit für ein solches Ereignis pro Jahr ist, kann mit den vorhandenen Modellen nicht hinreichend genau abgeschätzt werden.

Nach der Beurteilung der Nutzlastanwendung und der Leistungsfähigkeit wurde die Transferphase der Mission untersucht. Um die Strahlungsbelastung der Instrumente zu bestimmen, musste zuerst eine verlässliche Aussage über die Transferzeit gewonnen werden. Dazu habe ich mehrere Strategien zum Anheben des Apogäums über den Van-Allen-Gürtel, sowie die daran anschließende Flugphase simuliert und analysiert. Die dabei gewonnenen Erkenntnisse zeigen, dass die Transferzeit und der Treibstoffbedarf bisher als zu optimistisch geschätzt wurden. Eine deutlich kürzere Transferzeit ist wahrscheinlich nur durch Massenoptimierung der Subsysteme, sowie durch Treibstoffeinsparung und damit ebenfalls Masseneinsparung durch eine optimierte Einfang- und Abstiegsphase zu erreichen. Die Ergebnisse zeigen jedoch auch, dass die getroffene Aufteilung des Antriebssystems in Lichtbogentriebwerk und magnetoplasmadynamische Triebwerke durchaus sinnvoll ist, da dadurch Systemmasse eingespart werden kann. Insgesamt ergaben die Simulationen Transferzeiten von über zwei Jahren bei Einsatz der iMPD-Triebwerke. Treibstoffsparendere Strategien benötigen sogar deutlich über drei Jahre. Aus diesem Grund sollten beide Triebwerkstypen auf eine längere, als bisher geplante, Lebensdauer optimiert werden.

Die Untersuchung der Energiedosis während der Aufstiegsphase zeigte, dass bereits bei einem Perigäumsradius von 18 000 km die TID-Rate abflacht. Dies bedeutet, dass ein Ende der Aufstiegsphase bereits früher, als bisher angenommen, angesetzt werden kann. Dieses Ergebnis entspricht damit auch der mit *SMART-1* gewonnenen Erfahrung, bei der ein Ende der Solarzellendegradation bereits bei 12 000 km festgestellt wurde. Bei einem früheren Ende der Aufstiegsphase könnte auch früher auf die effizienteren iMPD-Triebwerke gewechselt werden. Damit könnte einerseits Treibstoffmasse gespart werden, andererseits würde durch den geringeren Schub bedingt eine längere Transferzeit resultieren. Hier sollten weitere Parameterstudien folgen, sobald eine treibstoffbedarfsoptimierte und zeitoptimierte Bahnsimulation verfügbar ist.

Eine Möglichkeit, Treibstoff zu sparen, bietet das Ausnützen von Mondresonanzen, wie es bereits von *SMART-1* demonstriert wurde. Diese können allerdings maximal nur einmal pro Monat auftreten. Damit verlängert sich automatisch auch die Transferzeit des Satelliten. Eine potenziell größere Treibstoffeinsparung würde sich durch ein optimiertes Einfangmanöver ergeben, das einen immensen Einfluss auf die Abstiegsphase



ausübt. Doch bereits für die Missionsphasen davor ergibt sich ein Treibstoffbedarf des Lichtbogentriebwerks, der über dem momentan einbaubaren Tankvolumen liegt. Hier sollten noch weitere Tankgeometrien untersucht werden, wie beispielsweise rechteckige Treibstofftanks, die das vorhandene Volumen besser ausnützen können.

Eine Betrachtung der akkumulierten Strahlungslast einer gesamte Erde–Mondbahn lässt erkennen, dass die TID für die meisten COTS-Teile selbst bei einer hohen Schilddicke von 5 mm als zu hoch anzusehen ist. Für diese Mission sollten somit mehr strahlungsfeste Bauteile, als in den bisherigen Missionen des Stuttgarter Kleinsatellitenprogramms, verwendet werden. Diese können üblicherweise eine um mehrere Größenordnungen höhere TID tolerieren, als entsprechende COTS-Bauteile.

Allerdings berücksichtigen die hier vorgestellten Strahlungssimulationen nicht die gegenseitige Abschirmung der einzelnen Komponenten und die Abschirmung durch die Satellitenstruktur, wodurch sich effektiv die Schilddicke erhöht. Besonders strahlungsanfällige und missionskritische Bauteile sollten somit mehr im Satelliteninneren angebracht werden. Für diese Komponenten sollten zukünftig auch Strahlungssimulationen durchgeführt werden, die die 3D-Geometrie des Gesamtsatelliten berücksichtigen. Ebenfalls sollten nicht nur akkumulierende Effekte, wie die TID betrachtet werden, sondern auch zufällige Ereignisse wie Single Event Effects (SEE).

Um die Problematik der hohen Strahlungslasten im Van-Allen-Gürtel, sowie der langen Transferzeit und des hohen Treibstoffbedarfs zu entschärfen, sollte versucht werden, Mitfluggelegenheiten für höhere Orbits zu finden, beispielsweise direkt in einen Geosynchronen Orbit oder einen GTO+. Alternativ sollte zumindest die Satellitenstruktur für größere Treibstofftanks modifiziert werden, um Reserven für zusätzliche Arcjetphasen zu bieten.

Im Fall der *Lunar Mission BW1* Beispielnutzlast ist die verwendete Flugbahn für die Experimente von zweitrangigem Interesse, da die Experimente während der Transferphase hauptsächlich der Technologiedemonstration gewidmet sein werden. Dazu gehört beispielsweise das Antriebsmonitoring und die Positionsbestimmung mittels GPS jenseits des Geostationären Orbits. Für die Fernerkundung der Kordylewskischen Wolken oder der Staubdetektion zwischen Erde und Mond spielt der genaue Verlauf der Bahn keine Rolle, da die lange Transferdauer von über zwei Jahren genügend Beobachtungsmöglichkeiten bietet, beziehungsweise ausreichend Messdauer zulässt. Einzig der Einsatz eines Subsatelliten zum Durchflug durch die Kordylewskischen Wolken würde eine genau im Voraus bekannte Transferbahn benötigen. Auf diesen sollte jedoch zu Gunsten einer geringeren Systemkomplexität und Satellitenmasse verzichtet werden.

Für die Experimente ist die Wahl des Wissenschaftsorbits viel entscheidender. Da bei einer Kleinsatellitenmission alle Ressourcen sehr begrenzt sind, muss man davon ausgehen, dass zu Beginn der Wissenschaftsphase kein oder nur noch sehr geringe Mengen Treibstoff für Bahnwiederherstellungsmanöver zur Verfügung stehen. Es muss also ein niedriger Mondorbit gefunden werden, der eine lange Lebensdauer und konstante Beobachtungsbedingungen verspricht, um innerhalb der Missionsdauer eine möglichst vollständige Bodenabdeckung zu erreichen. Eine solche Bahn zu finden, wird jedoch von dem inhomogenen Gravitationsfeld des Mondes sowie durch Drittkörperstörungen erschwert. Simulationen zeigen, dass die Lebensdauer der Bahn am stärksten von der

## 7. Schlussfolgerung und Zusammenfassung

großen Halbachse, der Inklination und der Länge des aufsteigenden Knotens (LLAN) abhängt. Für die große Halbachse wird eine Bahnhöhe von 100 km als sinnvoll betrachtet, da diese Höhe einen guten Kompromiss zwischen hochauflösenden Aufnahmen bei geringer Brennweite, und damit Instrumentenmasse, und langer Missionsdauer ermöglicht. Auch für das nichtabbildende Instrument an Bord, den Staubsensor, wäre dies noch eine geeignete Wahl. Zwar wären hierfür noch niedrigere Orbits wünschenswert, Abschätzungen aus der Literatur liefern jedoch für einen 100 km-Orbit noch 50 000–150 000 detektierbare Staubeinschläge während der Mission<sup>1</sup>. Dieser Datensatz sollte für eine statistische Auswertung ausreichend sein. Mit zunehmender Höhe nimmt sowohl die Staubkonzentration ab, als auch die Partikelmasse. In einem höheren Orbit wäre damit die statistische Signifikanz des Datensatzes deutlich schlechter.

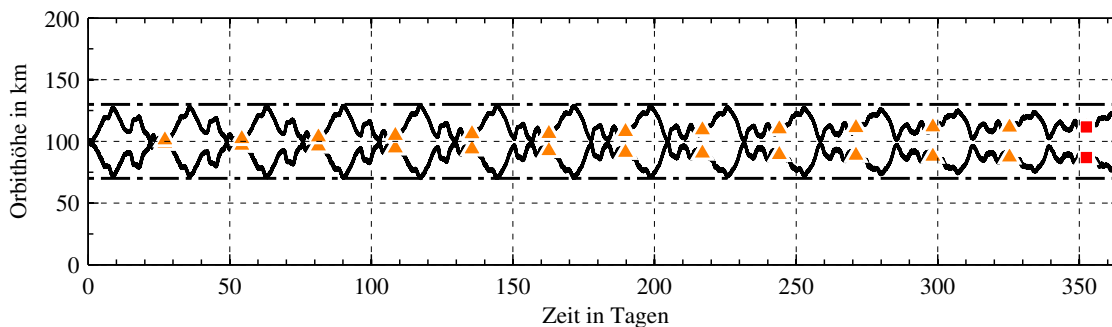
Eine mit 84° beinahe polare Inklination wird für den Wissenschaftsorbit als sinnvoll betrachtet. Die hohe Inklination ermöglicht zum einen den Überflug über praktisch jede Stelle am Mond, zum anderen verringert sich die Periapsis mit der Zeit weit weniger stark, als für einen polaren Orbit. Die Genauigkeit der Orbitsimulation über einen längeren Zeitraum hängt sehr stark von der Genauigkeit des Gravitationsmodells ab. Zwar verfügt das in dieser Arbeit verwendete Modell LP165P über ausreichende Genauigkeit auf der erd zugewandten Seite, auf der erd abgewandten Seite jedoch fehlen darin direkte Messungen. Demzufolge ist das Modell auf der erd abgewandten Seite deutlich ungenauer. Mit der japanischen *SELENE*-Mission und dessen Relaisatelliten konnte zum ersten Mal das Gravitationsfeld auf der Mondrückseite gemessen werden (Neumann und Mazarico 2009). Dadurch konnten Gravitationsanomalien genauer aufgelöst, sowie Theorien über deren mögliche Entstehung verbessert werden (Namiki et al. 2009). Inwieweit sich diese Verbesserungen am Gravitationsmodell auf die in dieser Arbeit vorgestellten Ergebnisse auswirken, lässt sich schwer einschätzen und sollte im Einzelfall mit Vergleichsrechnungen überprüft werden.

Einen geringen, jedoch nicht zu vernachlässigenden Einfluss auf die Orbitentwicklung hat die Länge des aufsteigenden Knotens. Hier bieten LLANs von 90° oder 270° die längsten Lebensdauern. Gleichzeitig bietet diese Lage der Orbitenebene im Verhältnis zur Erde einen bei Bahnwiederherstellungsmanövern relevanten operationellen Vorteil. Wie die Untersuchung der verschiedenen Orbitwiederherstellungsstrategien zeigt, ist es energetisch sinnvoll die Periodizitäten der Bahnelemente auszunützen und die Manöver nur nach Vielfachen der Mondrotation durchzuführen. Im Fall der 90° und 270°-LLAN-Orbits zeigt dann die Orbitnormale während eines Manövers stets in Richtung Erde, wodurch wiederum längere Kontaktzeiten ermöglicht werden. Der Satellit ließe sich über eine längere Zeit von der Bodenstation aus überwachen, um seine Bahn genauer zu vermessen. Allerdings werden dadurch die möglichen Manöverzeitpunkte auf zwei pro Monat eingeschränkt.

Da für Bahnkorrekturen in Flugrichtung, beziehungsweise senkrecht zur großen Halbachse der Satellit entsprechend gedreht werden muss, können während dieser Zeit keine Beobachtungen der Mondoberfläche durchgeführt werden. Deshalb sollte eine Orbitwiederherstellungsstrategie mit einer möglichst geringen Manöveranzahl verwendet werden.

<sup>1</sup> Kempf et al. (2007) gibt dabei einen Wert von 0.4 bis 1.5 Einschlägen pro Minute auf eine 0.1 m<sup>2</sup> große Zielfläche an.

Dazu sollte zum einen die Höhentoleranz, innerhalb derer kein Manöver durchgeführt werden muss, nicht zu eng gewählt werden. Die meisten Orbits weisen gleich zu Beginn einen sehr starken Höhenverlust der Periapsis auf, wodurch bei einer Toleranz von unter  $\pm 20$  km diese bereits nach wenigen Tagen erreicht werden würde. Dadurch würde sowohl der Treibstoffbedarf pro Jahr ansteigen, als auch die benötigte Manöveranzahl. Bei stabilen Orbits verringert sich dieser Höhenverlust automatisch wieder innerhalb eines Monats. Eine sinnvolle Höhentoleranz sollte darum für hochinklinierte Orbits mindestens 30 – 40 km betragen. Für diesen Toleranzbereich wurden auch die Kameras in dieser Arbeit ausgelegt. Als Strategie die Manöverzeitpunkte zu bestimmen, hat sich vor allem Strategie 3 als sinnvoll herausgestellt. Diese Strategie berücksichtigt nicht nur die mittelperiodischen Änderungen der Bahn, sondern auch Langzeittendenzen. Dadurch lässt sich die Manöverzahl in der Regel mehr als halbieren im Vergleich zu Strategie 1 oder 2. Abbildung 7.1 zeigt die Entwicklung der Periselen- und Aposelenhöhe während einem Jahr für den vorgeschlagenen  $84^\circ$ -Orbit. Bei der dieser Inklination und LLAN wird der Toleranzbereich von 30 km nicht unterschritten. Bahnmanöver sind demzufolge nicht nötig und würden erst bei einer erweiterten Missionsphase relevant werden.



**Abbildung 7.1.:** Höhe des Aposelen und Periselen über der Zeit. ▲: mögliche Zeitpunkte, innerhalb der 14 Tage-Toleranz; ■: Manöver mit minimalem  $\Delta V$  pro Jahr. Der Toleranzbereich wird innerhalb eines Jahres nicht überschritten. Inklination:  $84^\circ$ , LLAN:  $270^\circ$ , Toleranzbereich:  $\pm 30$  km.

Um die gesamte Mondoberfläche während einem Jahr einmal komplett zu erfassen ist eine Schwadbreite von 5 km gerade ausreichend. Hierbei wurde berücksichtigt, dass die Aufnahmen nur auf der Tagseite durchgeführt werden können und nur solange keine Kontaktmöglichkeit zur IRS-Bodenstation besteht. Werden strengere Limitierungen betrachtet, wie eine geforderte Sonnenelevation von über  $30^\circ$ , so ist eine Schwadbreite von mindestens 15 km zu wählen.

Nicht nur die Thermalkamera sollte die Mondoberfläche mehrfach abtasten, auch für die Polarisationsmessungen mit MICS 2 wären mehrfache Abdeckungen sinnvoll. Die gemessene Polarisationsinformation ist von der Beleuchtungsgeometrie abhängig und ändert sich somit signifikant mit der Tageszeit (Tyo et al. 2006).

Um einen möglichst hohen Automatisierungsgrad im Bodenstationsbetrieb zu erhalten und einen hohen Autonomiegrad des Satelliten zu erreichen, wurde ein möglichst einfaches Betriebskonzept gewählt. Dies kann durch die Anbringung der Instrumente

## 7. Schlussfolgerung und Zusammenfassung

auf einer Seite des Satellitenkörpers, dem bezogen auf die Wissenschaftsphase überdimensionierten Energieversorgungssystem, sowie der hohen Stabilität des Orbits realisiert werden. Auch die gewählten Bodenauflösungen der Kameras und die dadurch festgelegten Datenraten erlauben einen gleichzeitigen Betrieb aller Nutzlasten und tragen zu einer hohen Bodenabdeckung bei. Erste Simulationen zur Energieversorgung zeigten, dass durchschnittlich zweimal pro Tag halbstündige Batterieladephase notwendig sind. Dies sollte mit präziseren Leistungsdaten und genaueren Solarzellenmodellen überprüft werden.

In Kapitel 6 wurde gezeigt, dass die Datenübermittlung einen großen Einfluss auf die Wissenschaftsphase hat, da ein großer Teil der Zeit (bis zu 30%) davon in Anspruch genommen wird. Dabei ist für das Kommunikationsbudget von großem Vorteil, dass die Sichtbarkeit des Satelliten von der Bodenstation aus mehrere Stunden pro Tag beträgt. Um sowohl auf Satellitenseite, als auch auf Bodenstationsseite mit verhältnismäßig kleinen Antennen arbeiten zu können, sollte der Datendownload im Ka-Band erfolgen. Diese sollte an Bord des Satelliten mindestens einen Durchmesser von 1 m aufweisen, die Bodenstationsantenne mindestens 3 m. Damit kann gewährleistet werden, dass trotz der großen Entfernung und entsprechend großer Freiraumdämpfung die Datenraten selbst für hochauflösende Instrumente ausreichend groß sind. Mit dieser Konstellation lassen sich über die gesamte Wissenschaftsphase Übertragungsraten im einstelligen Mbit/s-Bereich erzielen, beziehungsweise insgesamt mehrere Terabyte an Nutzlastdaten übertragen.

Die hohe Frequenz des Ka-Bandes hat jedoch nicht nur Vorteile. Ein Nachteil, den es in Kauf zu nehmen gilt, ist die starke Absorption und Streuung der Signale innerhalb der Erdatmosphäre. Dadurch ergibt sich eine starke Elevationsabhängigkeit, die durch die lokalen Wetterbedingungen über der Bodenstation noch verstärkt werden.

Eine zweite Bodenstation könnte hier Abhilfe schaffen. Dabei geht es nicht wie bei Missionen im niederen Erdorbit um eine Erhöhung der Kontaktanzahl und -zeit, sondern es geht darum, da beides die Beobachtungszeit reduzieren würde, eine möglichst hohe Datenrate zu erzielen. Ideal wäre dafür eine zusätzliche Bodenstation auf der Südhalbkugel geeignet, da hier der Mond während geringer Kulminationshöhen auf der Nordhalbkugel, hohe Elevationen auf der Südhalbkugel aufweist. Jedoch könnte bereits eine zweite Bodenstation in Europa von Vorteil sein. Trotz im Prinzip gleicher Elevation und Kontaktzeit könnten höhere Datenraten erzielt werden, da durch eine zweite Bodenstation die Wahrscheinlichkeit von Regen über einem der beiden Orte geringer wäre. Die vom Regen stark gedämpften Signale könnten dann von einer zweiten Station mit höheren Datenraten empfangen werden.

Die Netto-Datenraten liegen bei guten äußeren Bedingungen, je nach Elevation, im Bereich zwischen 2.5 Mbit/s und 9.8 Mbit/s. Damit werden beim Senden ähnliche Datenraten erreicht, wie durch die Instrumente erzeugt werden. Simulationen haben gezeigt, dass damit die Leerlaufzeit, in der der Massenspeicher leer oder voll ist minimiert werden kann. Jedoch würden weniger Nutzlastdaten, weniger Kontakte zum Senden benötigen. Dadurch würde mehr Beobachtungszeit für mehr Überflüge, Batterieladephase, Entsättigungsmanöver und Bahrwiederherstellungsmanöver zur Verfügung stehen. Um dafür einen guten Kompromiss zu finden, sollte zuerst Erfahrung im Bodenstationsbetrieb

mit *Flying Laptop* und *Perseus* gesammelt werden, um herauszufinden, wie stark der Bodenstationsbetrieb automatisiert werden kann.

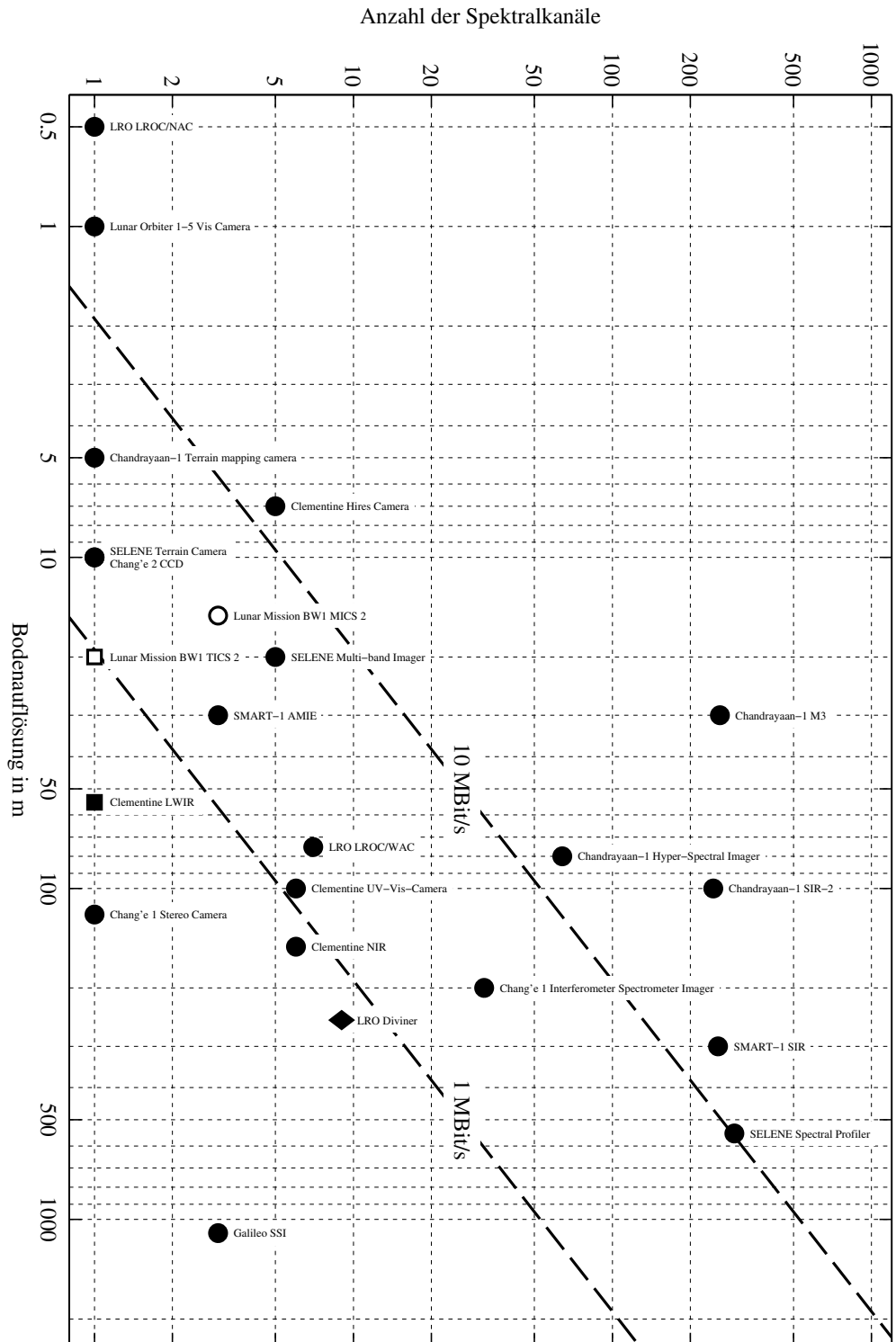
Um einen möglichst kompakten Massenspeicher zu bauen, ohne dass dessen Kapazität einen Flaschenhals darstellt, sollte seine Größe bei 10 Mbit/s an Daten etwa 20 GByte betragen. Eine Möglichkeit, selbst bei geringer Speichergröße, die Beobachtungszeit zu verlängern, ist, die Daten an Bord zu komprimieren. Bei Verwendung eines verlustlosen Kompressionsalgorithmus lässt sich somit die Nettodatenrate um den Faktor 1 bis 2 reduzieren. In den Berechnungen wurde jedoch diese Möglichkeit bewusst weggelassen, um von einer worst-case Annahme auszugehen.

Werden alle Einschränkungen aus den einzelnen Kapiteln berücksichtigt, so lassen sich auf dem Satelliten zwei hochauflösende Kamerasysteme mit Bodenauflösungen zwischen 15 und 20 m und mehreren Kanälen unterbringen. Abbildung 7.2 zeigt diese Instrumente im Kontext der anderen Missionen. Zusätzlich bietet der Satellit noch Platz, um weitere Instrumente mit geringerer Datenrate darauf unterzubringen. Der dafür vorgestellte Staubdetektor und die Lunar Transient Phenomena Kamera scheinen dafür eine geeignete Wahl zu sein, die sich gut mit den beiden Kamerasystemen ergänzen.

Eine komplette Bodenabdeckung kann mit beiden Instrumenten knapp erreicht werden. Allerdings wurden in den Simulationen mehrere operationelle Einschränkungen nicht berücksichtigt. Das mehrmalige Beobachten großer Gebiete unter ähnlichen, wie auch unter verschiedenen Beleuchtungswinkeln wäre jedoch in allen Fällen gegeben, insbesondere auf der Mondrückseite. Generell wäre der vorgeschlagene 84°-Orbit einem weniger inklinierten Orbit, mit beispielsweise 70°, vorzuziehen. Sollte sich jedoch im Verlauf des Projektes zeigen, dass dieser Orbit nur mit höherem  $\Delta V$  zu erreichen ist, wäre der 70°-Orbit für die in dieser Arbeit vorgestellten Nutzlast, dennoch eine geeignete Wahl.

Trotz vieler Herausforderungen und Einschränkungen erachte ich eine universitäre Kleinsatellitenmission zum Mond als technisch machbar, die nichtsdestotrotz die Möglichkeit bietet, auch im Vergleich mit "ausgewachsenen" Sonden, einen wissenschaftlichen Beitrag zur Erforschung des Mondes zu liefern.

## 7. Schlussfolgerung und Zusammenfassung



**Abbildung 7.2.:** Bodenaufösung über der Zeit für bisher geflogene Instrumente. Die Datenraten entsprechen einem Push-broom Scanner mit 1 024 Pixeln und 12 bit Auflösung. ●: Instrumente im Sichtbaren bis Nahen-infrarot; ◆: Instrumente im Sichtbaren bis thermischen Infrarot; ■: Instrumente im thermischen Infrarot.

# A. Anhang

## A.1. Eigenschaften des Mondes

Tabelle A.1.: Physikalische Eigenschaften des Mondes.

Parameter	Wert	Quelle
Mittlere Große Halbachse	384 399 km	(1)
Mittlere Exzentrizität	0.054 9	(2)
Inklination zur Ekliptik	5.145°	(2)
Inklination zum Erdäquator	18.3° – 28.6°	(3)
Inklination des Äquators zur Ekliptik	1.543°	(1)
Apogäumsradius	406 697 km	(4)
Perigäumsradius	356 410 km	(4)
Mittlerer Radius	1 737.15 km	(5)
Äquatorialer Radius	1 738.64 km	(5)
Polarer Radius	1 735.66 km	(5)
Gravitationsparameter $\mu$	$4.902\,801\,076 \times 10^{12} \text{ m}^3/\text{s}^2$	(6)
Masse	$7.349 \times 10^{22} \text{ kg}$	(2)
$J_2$	$2.034\,28 \times 10^{-4}$	(7)
Synodische Periode	29.530 59 d	(8)
Anomalistische Periode	27.554 55 d	(8)
Siderische Periode	27.321 66 d	(8)
Tropische Periode	27.321 58 d	(8)
Drakonitische Periode	27.212 22 d	(8)

Quellen: (1) Wieczorek et al. 2006; (2) Yoder 1995; (3) Williams 2010; (4) Heiken, Vaniman und French 1991; (5) Araki et al. 2009; (6) Konopliv et al. 2001; (7) Konopliv et al. 1998; (8) Roncoli 2005

## A.2. Kameraparameter

### A.2.1. Strahlungstransport

Das von der Sonne ausgestrahlte Licht kann in guter Näherung durch das Plancksche Strahlungsgesetz beschrieben werden. Für die spektrale spezifische Ausstrahlung  $M_\lambda$  gilt:

$$M_\lambda = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{ch/kT\lambda} - 1}, \quad (\text{A.1})$$

hierbei ist  $h$  das Plancksche Wirkungsquantum,  $c$  die Vakuumlichtgeschwindigkeit,  $k$  die Boltzmann-Konstante und  $T$  die Schwarzkörpertemperatur. Im Fall der Sonne entspricht eine Schwarzkörpertemperatur von 5 900 K einer guten Näherung (Schowengerdt 2007).

Die spektrale Bestrahlungsstärke  $E_\lambda$  in einem Abstand von 1 AU lautet:

$$E_\lambda = M_\lambda \cdot \frac{R_{\text{Sonne}}^2}{r_{\text{1AU}}^2}, \quad (\text{A.2})$$

wobei  $R_{\text{Sonne}}$  der Radius der Sonnen-Photosphäre ist (circa  $6.955\,08 \times 10^8$  m). Als Abstand Erde – Sonne wurde der mittlere Abstand  $r_{\text{1AU}} = 1 \text{ AU} = 1.495\,980 \times 10^{11}$  m verwendet.

Geht man von einer Lambertschen Oberfläche aus, reflektiert die Mondoberfläche eine spektrale Strahldichte von

$$L_\lambda = \rho(\lambda) \cdot \frac{E_\lambda}{\pi}. \quad (\text{A.3})$$

Hier ist  $\rho(\lambda)$  die wellenlängenabhängige Reflektanz von Regolith (siehe Abbildung A.1). Im Fall von Regolith, das retroreflektierenden Eigenschaften (Heiken, Vaniman und French 1991) besitzt und damit das Licht verstärkt in Richtung der Lichtquelle zurückreflektiert, ist die Annahme einer Lambertschen Oberfläche nur als Näherung zu verstehen.

Für die Strahldichte eines bestimmten Wellenlängenbereich  $\lambda_1 - \lambda_2$  muss Gleichung (A.3) über  $\lambda$  integriert werden:

$$L = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} L_\lambda \quad (\text{A.4})$$

$$= \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{ch/kT\lambda} - 1} \cdot \rho(\lambda) \cdot \frac{R_{\text{Sonne}}^2}{r_{\text{1AU}}^2} \cdot \frac{1}{\pi} d\lambda. \quad (\text{A.5})$$

Wird nach Gleichung (A.1) und dem Kirchhoffschen Strahlungsgesetz (Schott 2007)

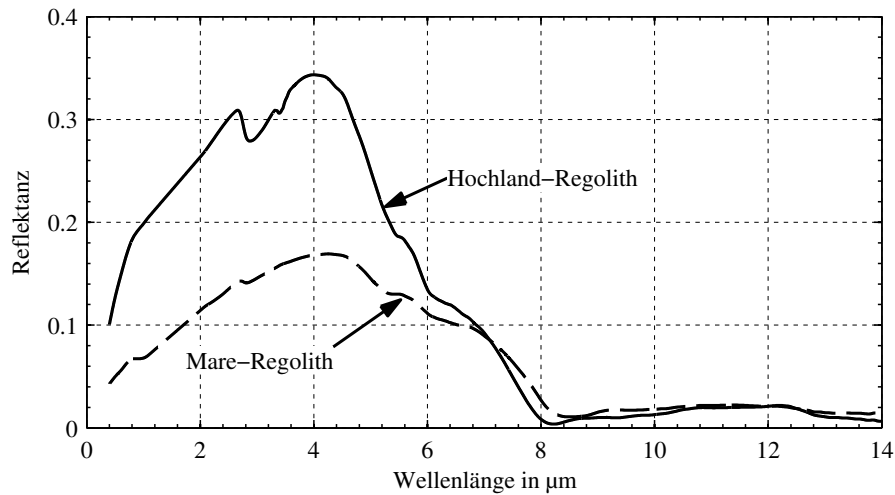
$$\rho(\lambda) = 1 - \epsilon(\lambda), \quad (\text{A.6})$$

wobei  $\epsilon(\lambda)$  die spektrale Emissivität ist, auch die thermische Eigenstrahlung der Mondoberfläche

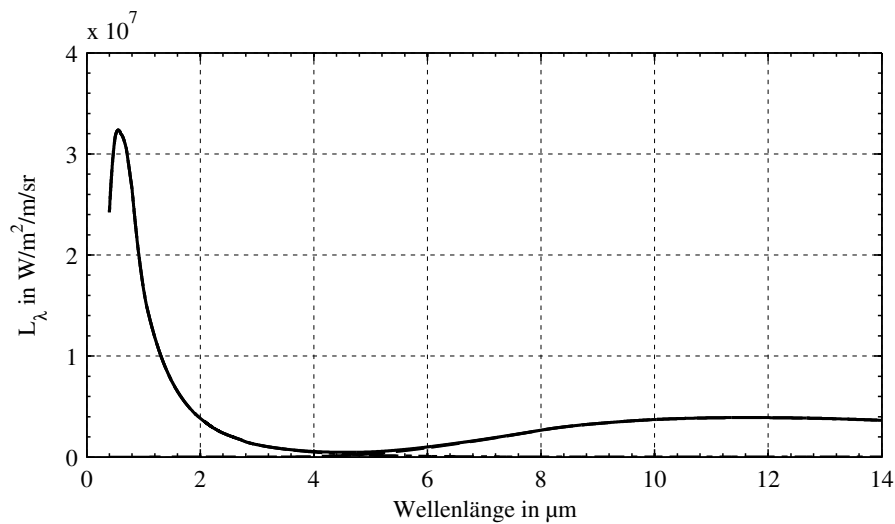
$$L_\lambda = \epsilon(\lambda) \cdot \frac{M_\lambda(T_{\text{Mond}})}{\pi}, \quad (\text{A.7})$$

erhält man die spektrale Strahldichte nach Abbildung A.2.





**Abbildung A.1.:** Spektrale Reflektanz von Regolith. Hochland-Regolith von Apollo 16 Bodenproben (Nr.: 64801), Mare-Regolith von Apollo 11 Bodenproben (Nr.: 10084). Datenquellen: Fischer und Pieters (1994), Jolliff et al. (2006), Hook (2008).

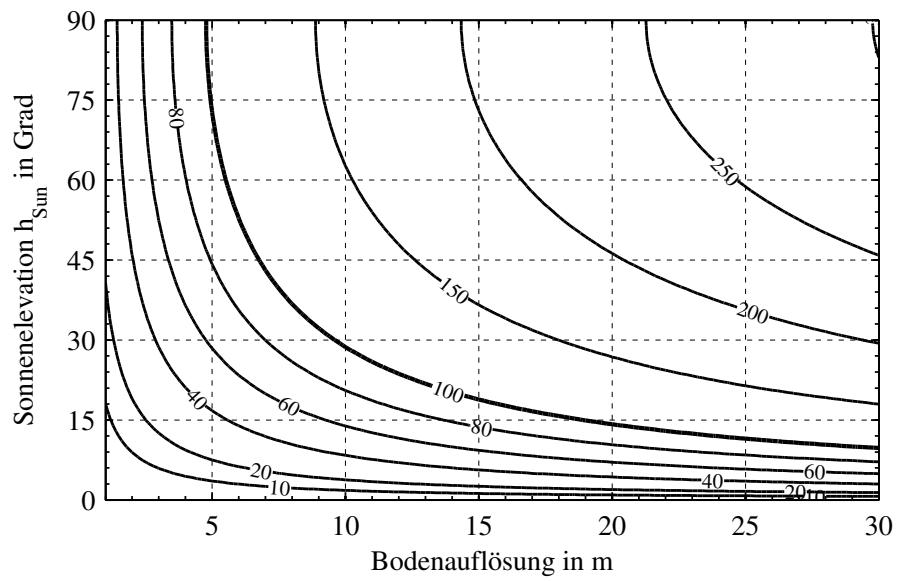


**Abbildung A.2.:** Spektrale Strahldichte für Mare-Regolith. Ist  $\lambda < 5 \mu\text{m}$  dominiert der reflektierte Anteil, für  $\lambda > 5 \mu\text{m}$  dominiert die thermische Eigenstrahlung.  $T_{\text{Mond}} = 250 \text{ K}$ .

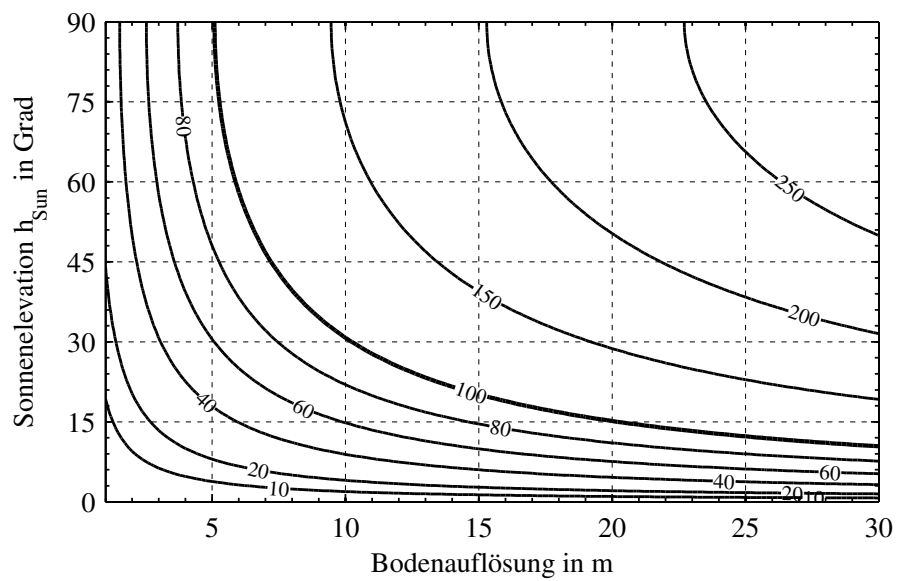
### A.2.2. Signal-Rausch-Verhältnis

### A.2.3. Polarisation

Der Polarisationszustand elektromagnetischer Wellen kann allgemein durch den vier-dimensionalen Stokes-Vektor  $\vec{S}$  beschrieben werden:



(a) 530 – 580 nm



(b) 620 – 670 nm

**Abbildung A.3.:** Signal-Rausch-Verhältnis über der Bodenauflösung und Sonnenelevation für Mare-Regolith.

$$\vec{S} = (s_0, s_1, s_2, s_3)^T, \quad (\text{A.8})$$

hierbei ist  $s_0$  die Lichtintensität,  $s_1$  die Differenz zwischen horizontaler und vertikaler Polarisation,  $s_2$  die Differenz zwischen  $+45^\circ$  und  $-45^\circ$ -Richtung und  $s_3$  die Differenz zwischen dem rechts- und links-zirkular polarisierten Anteil. Für vollständig polarisiertes Licht gilt  $s_0^2 = s_1^2 + s_2^2 + s_3^2$ . Für teilweise polarisiertes Licht gilt  $s_0^2 > s_1^2 + s_2^2 + s_3^2$  (Bass und Optical Society Of America 1994).

### Minimal detektierbarer Polarisationsgradunterschied

Der Polarisationsgrad  $P$  kann nun mit

$$P = \frac{(s_1^2 + s_2^2 + s_3^2)^{1/2}}{s_0} = \frac{I_{\max} - I_{\min}}{I_{\max} + I_{\min}} \quad (\text{A.9})$$

berechnet werden. Hierbei sind  $I_{\max}$  und  $I_{\min}$  die maximale und minimale Intensitäten, senkrecht und parallel zur Bezugsebene aus Sonne, Mond und Satellit (Dollfus und Bowell 1971).

Die Anzahl an Elektronen  $A_{e^-}$ , die dann einem Pixel entsprechen setzen sich zusammen aus den Signalelektronen  $S_{e^-}$  und den Rauschelektronen  $N_{e^-}$ :

$$A_{e^-} = S_{e^-} + N_{e^-}. \quad (\text{A.10})$$

Sind die Polarisationsfilter so ausgerichtet, dass sie senkrecht und parallel zur Bezugsebene sind, so kann man den Polarisationsgrad  $P$  aus den Intensitätswerten zweier Bilder (Index 1 und 2) bestimmen

$$P = \frac{I_1 - I_2}{I_1 + I_2} = \frac{A_{e^-,1} - A_{e^-,2}}{A_{e^-,1} + A_{e^-,2}}. \quad (\text{A.11})$$

Eine Unterscheidung der Intensitäten aus den zwei Bilder ist jedoch nur möglich, solange der Unterschied beider Bilder über dem Rauschen liegt. Damit lässt sich die erreichbare Genauigkeit in der Bestimmung des Polarisationsgrad  $P_{\min}$  mit

$$P_{\min} = \frac{A_{e^-} + N_{e^-} - A_{e^-}}{A_{e^-} + N_{e^-} + A_{e^-}} = \frac{N_{e^-}}{2 \cdot A_{e^-} + N_{e^-}} = \frac{N_{e^-}}{2 \cdot S_{e^-} + 3 \cdot N_{e^-}} \approx \frac{\sqrt{S_{e^-}}}{2 \cdot S_{e^-} + 3 \cdot \sqrt{S_{e^-}}} \quad (\text{A.12})$$

berechnen.

### A.2.4. Beugungsbegrenzte Bodenauflösung

Die beugungsbegrenzte Bodenauflösung  $X'$  eines Satelliten auf einer Orbithöhe  $h_{\text{Orbit}}$  und einer Eintrittsöffnung  $D$  ist nach Wertz und Larson (1999)

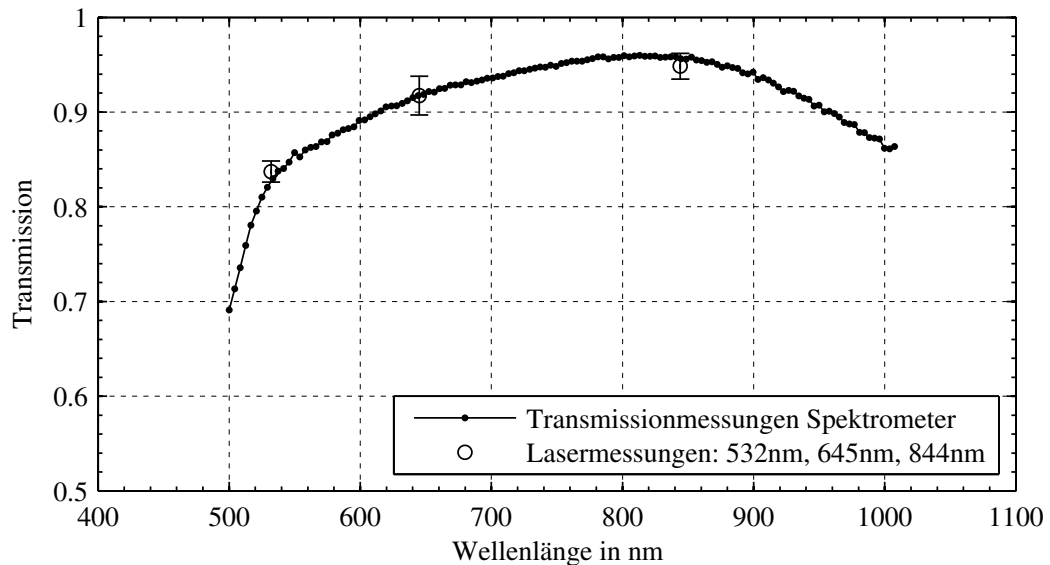
$$X' = 2.44 \cdot h_{\text{Orbit}} \cdot \lambda / D. \quad (\text{A.13})$$

Für die Abmessungen  $dx$  eines Sensorpixels bei beugungsbegrenzender Optik erhält man dann

$$dx = 2.44 \cdot \lambda \cdot f_{\#}. \quad (\text{A.14})$$

## A.2.5. Transmission

Die spektrale Transmission der Optik wurde mit Hilfe einer Lichtquelle mit bekanntem Spektrum und einem Gitterspektrometer im Labor bestimmt. Da eine Messung durch die Bündelung der Optik falsche Ergebnisse liefern würde, wurde der Verlauf mit Lasermessungen im grünen, roten und nahen-infraroten Spektralbereich und einem geeichten Lasermessgerät entsprechend skaliert (Abbildung A.4). Durch den Zusatz von Ceroxid sind die Linsen strahlenresistent. Allerdings verringert sich dadurch die Transmission unterhalb von 500 nm stark.



**Abbildung A.4.:** Gemessene spektrale Transmission der MICS-Optik. Die relative Transmissionsmessung mit einem Gitterspektrometer wurde durch absolute Lasermessungen bei 532 nm, 645 nm und 844 nm skaliert.

## A.3. Bahnmechanik

### A.3.1. Gewichtsspezifischer Impuls

Der gewichtsspezifische Impuls  $I_s$  berechnet sich nach Messerschmid und Fasoulas (2010) wie folgt:

$$I_s = \frac{c_e}{g_0} \quad (\text{A.15})$$

wobei  $c_e$  die effektive Austrittsgeschwindigkeit und  $g_0$  die Erdbeschleunigung ist.

### A.3.2. Schub

Der Schub  $F$  berechnet sich nach Messerschmid und Fasoulas (2010) wie folgt:

$$F = \dot{m} \cdot c_e \quad (\text{A.16})$$

wobei  $\dot{m}$  der Treibstoffmassenfluss und  $c_e$  die effektive Austrittsgeschwindigkeit ist.

### A.3.3. Raketengrundgleichung

Der Antriebsbedarf  $\Delta V$  berechnet sich nach Messerschmid und Fasoulas (2010) wie folgt:

$$\Delta V = c_e \cdot \ln \left( \frac{m_0}{m_b} \right), \quad (\text{A.17})$$

wobei  $c_e$  die effektive Austrittsgeschwindigkeit,  $m_0$  die Anfangs- und  $m_b$  die Endmasse (Brennschlussmasse) ist.

### A.3.4. Bahngeschwindigkeit

Die Bahngeschwindigkeit  $v$  berechnet sich nach Bate, Mueller und White (1971) wie folgt:

$$v^2 = \mu \cdot \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right), \quad (\text{A.18})$$

wobei  $\mu$  der Gravitationsparameter,  $r$  der Abstand der Massenschwerpunkte und  $a$  die Große Halbachse ist.

### A.3.5. Exzentrizitätsvektor

Der Exzentrizitätsvektor  $\vec{e}$  berechnet sich nach Bate, Mueller und White (1971) wie folgt:

$$\vec{e} = \frac{|\vec{v}|^2 \vec{r}}{\mu} - \frac{(\vec{r} \cdot \vec{v}) \vec{v}}{\mu} - \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|}, \quad (\text{A.19})$$

wobei  $\vec{v}$  der Geschwindigkeitsvektor,  $\vec{r}$  der Positionsvektor und  $\mu$  der Gravitationsparameter ist.

### A.3.6. Schattenzeiten

Die Bahngleichung eines elliptischen Orbits lautet (siehe Messerschmid und Fasoulas 2010):

$$r = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos \Theta}. \quad (\text{A.20})$$

Hier ist  $r$  der Radius zum Zentralkörper,  $a$  die große Halbachse,  $e$  die Exzentrizität und  $\Theta$  die wahre Anomalie.

Der Zusammenhang zwischen wahrer Anomalie und exzentrischer Anomalie lautet:

$$r \cdot \cos \Theta = a \cdot (\cos E - e). \quad (\text{A.21})$$

Der Flugdauer eines Satelliten zwischen zwei Punkten erhält man aus der Keplergleichung

$$M_A = E(t) - e \cdot \sin E(t) = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \cdot t, \quad (\text{A.22})$$

## A. Anhang

wobei  $M_A$  die mittlere Anomalie,  $\mu$  der Gravitationsparameter und  $t$  die Zeit seit dem Perigäumsdurchgang ist.

Nun muss noch der scheinbare Winkeldurchmesser der Erdkugel im Abstand  $r$  berechnet werden. Aus geometrischen Überlegungen erhält man als halbe Winkelausdehnung  $\varphi$ :

$$\varphi = \arcsin\left(\frac{R_E}{r}\right), \quad (\text{A.23})$$

wobei  $R_E$  der Erdradius ist.

Aus den Gleichungen (A.20) – (A.23) lässt sich nun die Zeit berechnen, die ein Satellit benötigt um eine wahre Anomalie, die der Winkelausdehnung der Erde entspricht, zu durchwandern. Dies entspricht mit hinreichender Genauigkeit der Aufenthaltsdauer im Kernschatten der Erde. Diese ist im GTO im Apogäum am größten, wenn die Winkelgeschwindigkeit des Satelliten am geringsten ist.

### A.3.7. Transferbahn

Abbildung A.5 veranschaulicht die Aufstiegsphase der Transferbahn unter Verwendung von 3-stündigen Schubphasen des Lichtbogentriebwerks im Apogäums. Das Perigäum wird dabei bis zu einer Höhe von 32 000 km angehoben.

Abbildung A.6 zeigt beispielhaft eine Erde–Mond-Transferbahn nach Strategie 3. Darin wurden zur Treibstoffreduzierung in höheren Orbits Mondresonanzen verwendet, die über Zündungen des Lichtbogentriebwerks im Perigäum gesteuert wurden.

## A.4. Bodenabdeckung

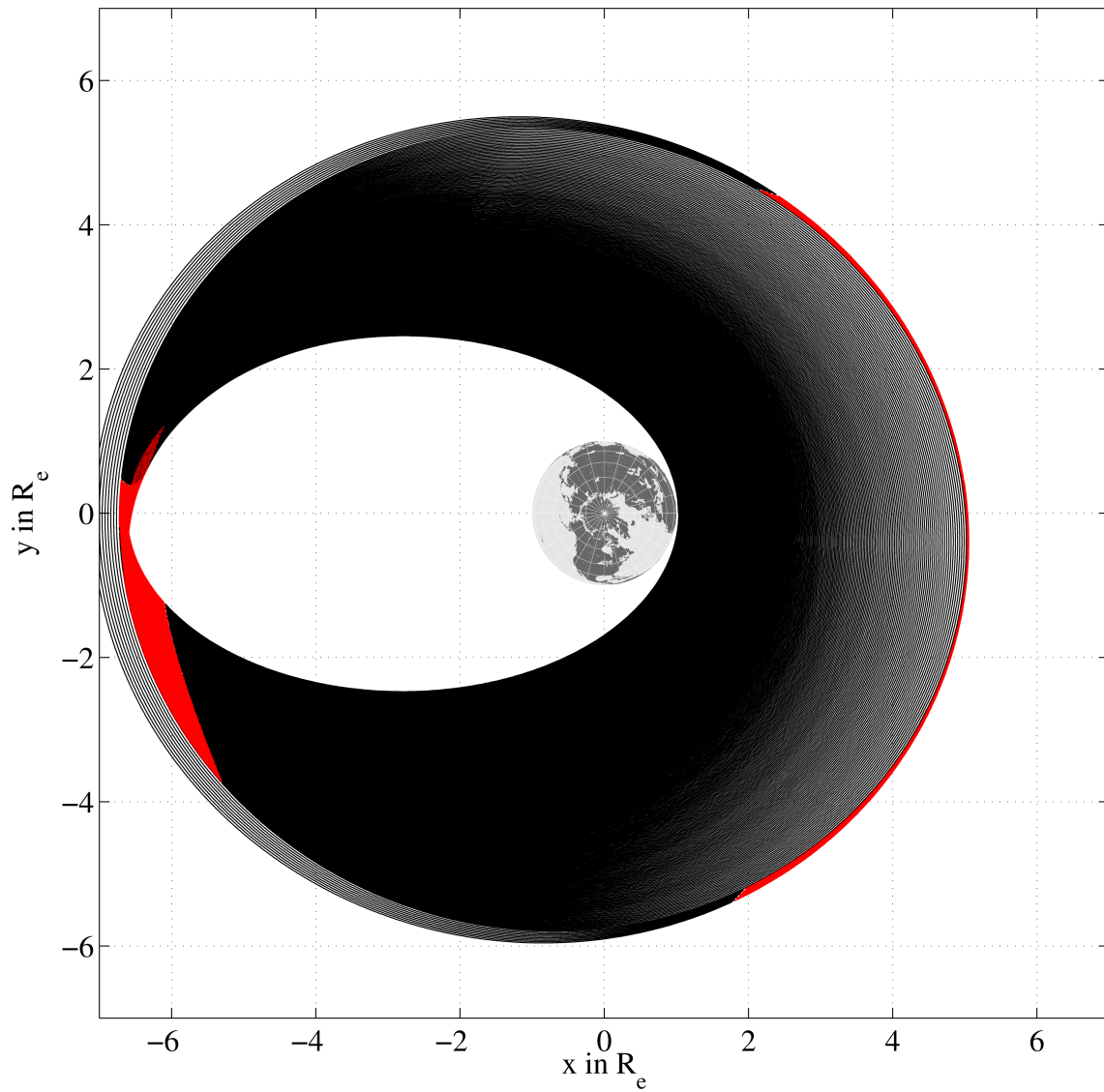
### A.4.1. Orbitversatz

Der Versatz  $\Delta L$  zweier aufeinanderfolgender Bodenspuren am Mondäquator vergrößert sich aufgrund der Mondabplattung für Inklinationen unter  $90^\circ$  leicht und kann mit folgender Formel berechnet werden:

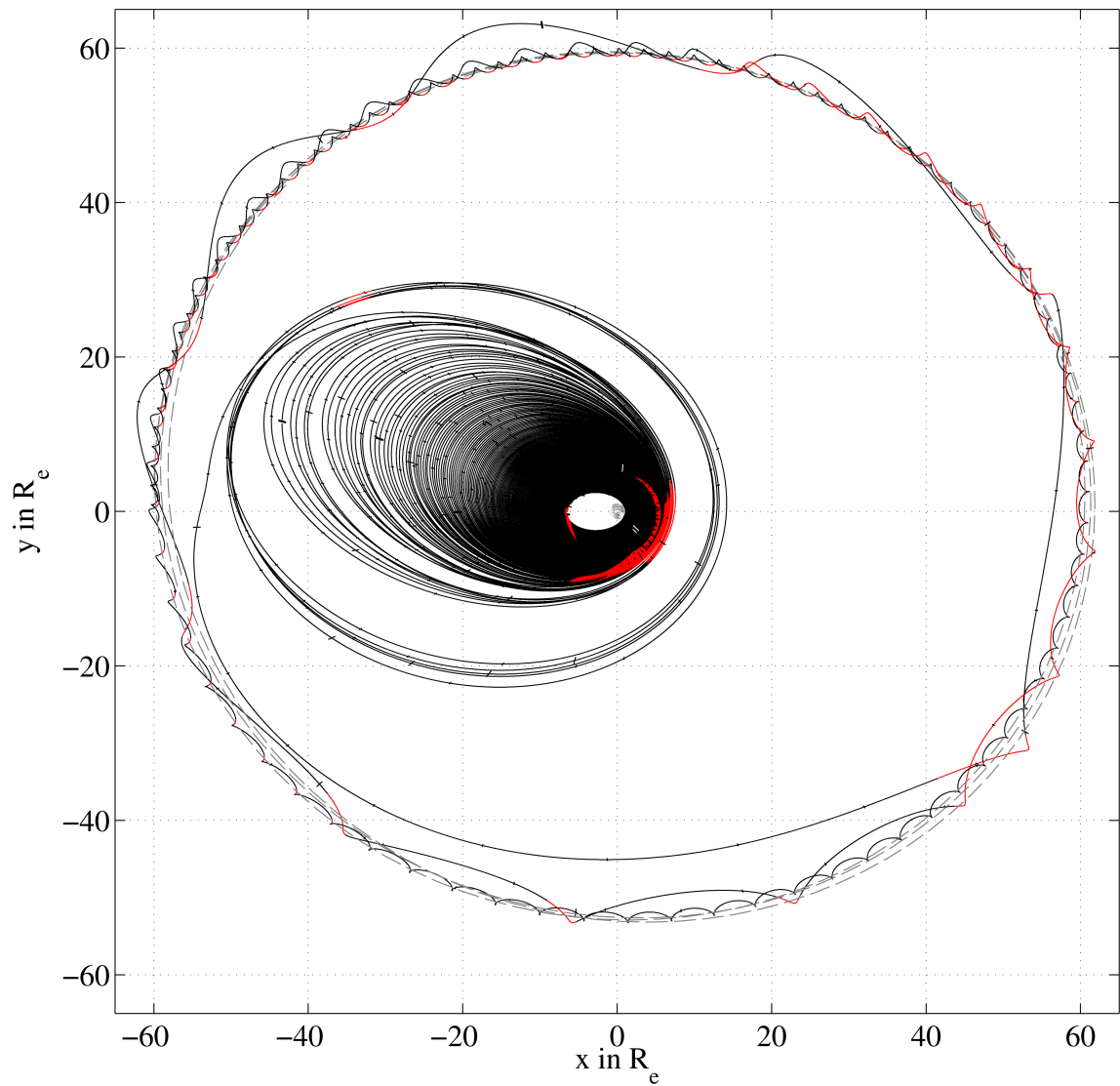
$$\Delta L = \left(\omega_{\text{Mond, siderisch}} + \dot{\Omega}\right) \cdot P_{\text{Orbit}} \cdot R_{\text{Mond, äq.}}, \quad (\text{A.24})$$

wobei  $\omega_{\text{Mond, siderisch}}$  die siderische Rotationsgeschwindigkeit des Mondes,  $\dot{\Omega}$  die Drehrate der Orbitebene durch den  $J_2$ -Term,  $P_{\text{Orbit}}$  die Umlaufdauer des Satelliten und  $R_{\text{Mond, äq.}}$  der äquatoriale Radius des Mondes. Damit beträgt im Fall des  $70^\circ$ -inklinierten Orbits der Versatz zweier aufeinanderfolgender Bodenspuren am Äquator etwa 33.8 km. Im Fall des polaren Orbit beträgt dieser Versatz 32.7 km.

### A.4.2. Polarer Orbit



**Abbildung A.5.:** Aufstiegsphase der Erde–Mond-Transferbahn mit Strategie 3 im J2000 Koordinatensystem. Rot: Zündungen des Lichtbogentriebwerks; schwarz: antriebslose Driftphasen.



**Abbildung A.6.:** Erde–Mond-Transferbahn mit Strategie 3 im J2000 Koordinatensystem. Rot: Zündungen des Lichtbogentriebwerks; schwarz: antriebslose Driftphasen; gestrichelt: Orbit des Mondes.



**Tabelle A.2.:** Bodenabdeckung im angegebenen Gebiet aus einem polaren Orbit bei 60 km Schwadbreite. Komplette Abdeckungen des Gebietes sind kleingedruckt.

	Hemisphäre	Breitengradgebiet						Zeit				
		0° – 10°	15° – 25°	30° – 45°	50° – 70°	0° – 80°						
Bodenabdeckung ohne Einschränkungen in %:	beide	4961	4886	5 251	4 997	6 234	5 597	9 919	7 498	7 093	4 897	13 d
Bodenabdeckung Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe	2 853	2 697	3 024	2 798	3 585	3 194	5 708	4 198	4 081	2 794	13 d
	erdferne	4 530	2 999	4 763	3 099	5 530	3 399	7 679	4 499	5 868	3 000	13 d
	beide	3 691	2 698	3 893	2 799	4 557	3 197	6 693	4 199	4 974	2 797	13 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht in %:	beide	2 485	2 286	2 628	2 389	3 121	2 598	4 965	3 498	3 550	2 297	26 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht, Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe	1 394	1 282	1 473	1 297	1 747	1 491	2 785	1 994	1 990	1 295	51 d
	erdferne	2 333	1 499	2 450	1 600	2 842	1 700	3 940	2 199	3 015	1 500	47 d
	beide	1 863	1 291	1 961	1 298	2 294	1 496	3 362	1 997	2 503	1 298	51 d
Bodenabdeckung für $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe	931	873	959	891	977	896	399	69	793	89	-
	erdferne	1 544	999	1 540	1 097	1 500	997	603	69	1 257	89	-
	beide	1 237	887	1 249	895	1 238	898	501	69	1 025	89	-
Bodenabdeckung für $ h_{\text{Sun}}  \leq 10^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe	327	292	365	298	500	394	1 294	694	870	298	330 d
	erdferne	526	398	580	488	788	495	1 691	798	1 143	491	153 d
	beide	426	296	473	378	644	397	1 492	697	1 006	299	330 d

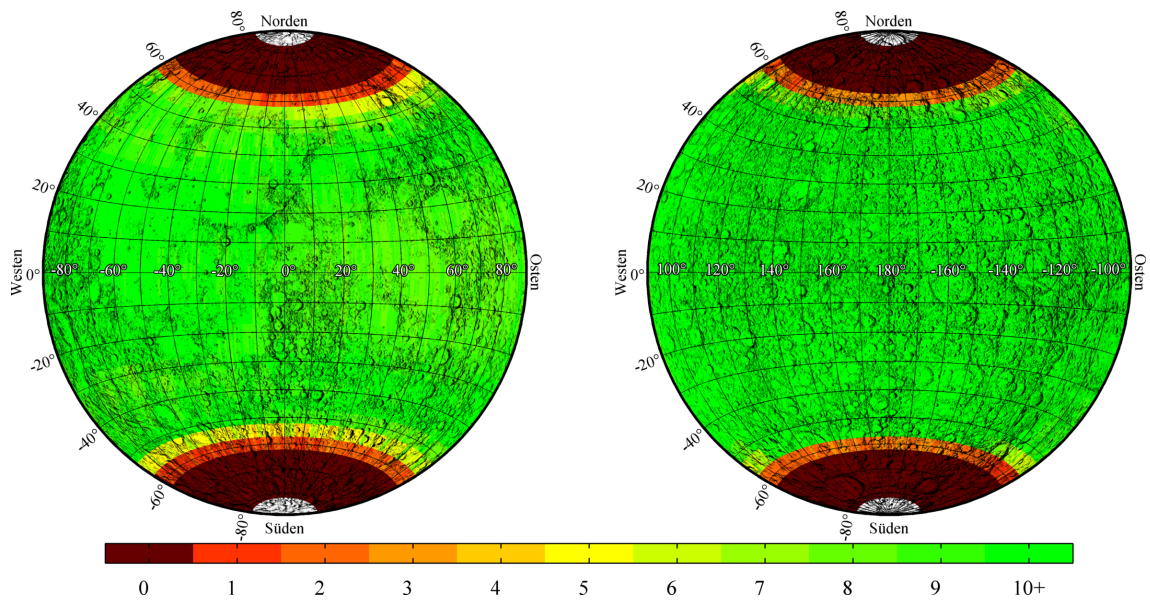
**Table A.3.: Bodenabdeckung im angegebenen Gebiet aus einem polaren Orbit bei 30 km Schwadbreite. Komplette Abdeckungen des Gebietes sind kleingedruckt.**

	Hemisphäre	Breitengradgebiet						Zeit				
		0° – 10°	15° – 25°	30° – 45°	50° – 70°	0° – 80°						
Bodenabdeckung ohne Einschränkungen in %:												
beide		2471	2399	2615	2498	3105	2797	4938	3795	3531	2492	27 d
Bodenabdeckung Kontaktzeiten berücksichtigt in %:												
erdnahe		1420	1383	1505	1397	1785	1595	2837	2098	2030	1396	40 d
erdferne		2256	1496	2372	1595	2755	1699	3834	2297	2923	1597	35 d
beide		1838	1391	1938	1399	2270	1597	3336	2099	2477	1398	40 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht, Kontaktzeiten berücksichtigt in %:												
beide		1237	1177	1309	1193	1555	1298	2471	1698	1767	1193	54 d
Bodenabdeckung für $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:												
erdnahe		690	663	731	681	866	782	1378	994	986	687	104 d
erdferne		1164	797	1223	798	1419	897	1972	1099	1505	799	75 d
beide		927	682	977	690	1143	791	1675	997	1246	694	104 d
Bodenabdeckung für $ h_{\text{Sun}}  \leq 10^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:												
erdnahe		462	456	479	467	486	477	199	60	395	87	-
erdferne		768	498	768	498	748	496	297	65	626	88	-
beide		615	477	623	483	617	486	248	62	510	88	-
Bodenabdeckung für $ h_{\text{Sun}}  \leq 10^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:												
erdnahe		163	162	181	177	248	197	639	387	429	185	343 d
erdferne		261	198	289	199	393	287	844	398	567	280	334 d
beide		212	180	235	188	321	198	742	392	498	192	343 d

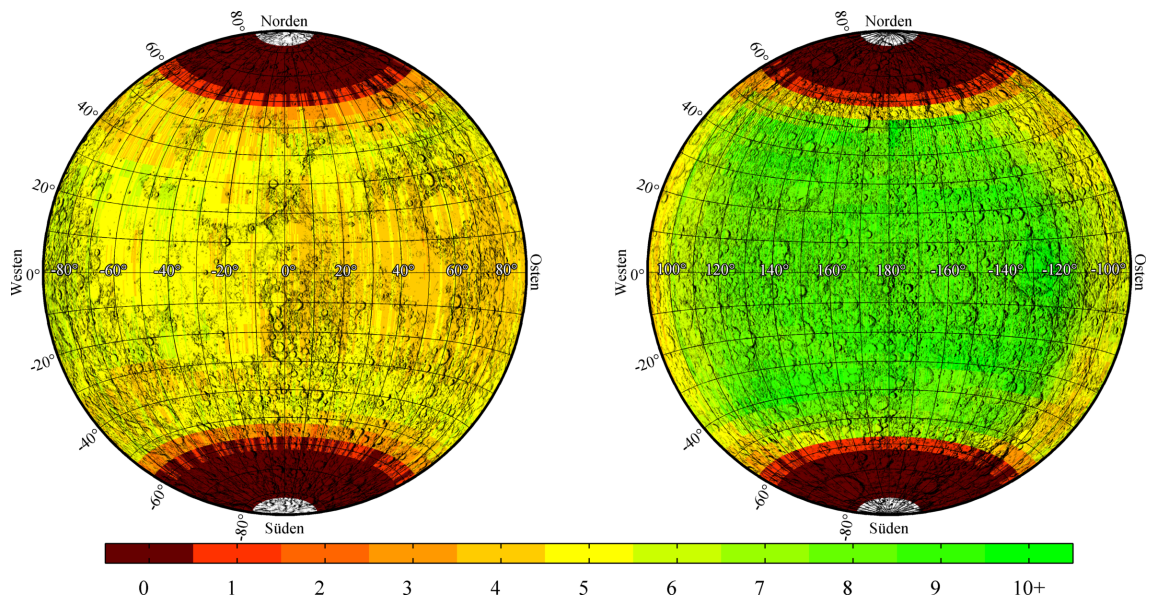
**Tabelle A.4.:** Bodenabdeckung im angegebenen Gebiet aus einem polaren Orbit bei 5 km Schwadbreite. Komplette Abdeckungen des Gebietes sind kleingedruckt.

	Hemisphäre	Breitengradgebiet						Zeit				
		0° – 10°	15° – 25°	30° – 45°	50° – 70°	0° – 80°						
Bodenabdeckung ohne Einschränkungen in %:	beide	411	398	435	433	516	486	821	676	587	460	96 d
Bodenabdeckung Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe	236	235	250	246	297	283	472	387	338	268	203 d
	erdferne	375	291	394	293	458	298	637	397	486	296	198 d
	beide	306	263	322	270	378	290	555	392	412	282	203 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht in %:	beide	206	189	218	194	259	249	411	291	294	196	259 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht, Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe	115	98	121	98	144	141	228	184	164	143	362 d
	erdferne	193	180	203	184	236	190	329	198	251	188	363 d
	beide	154	99	162	153	190	165	278	191	207	166	363 d
Bodenabdeckung für $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe	77	75	80	77	81	78	33	32	66	64	-
	erdferne	128	97	127	96	124	94	49	42	104	80	-
	beide	102	86	104	87	103	86	41	37	85	72	-
Bodenabdeckung für $ h_{\text{Sun}}  \leq 10^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe	27	27	30	30	41	40	106	80	71	46	-
	erdferne	43	43	48	48	65	61	140	92	94	62	-
	beide	35	35	39	39	53	51	123	86	83	54	-

A. Anhang



**Abbildung A.7.:** Bodenabdeckung für einen polaren Orbit, 60 km Schwadbreite,  $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt. Links: erdnahe Seite; rechts: erdferne Seite.



**Abbildung A.8.:** Bodenabdeckung für einen polaren Orbit, 30 km Schwadbreite,  $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt. Links: erdnahe Seite; rechts: erdferne Seite.

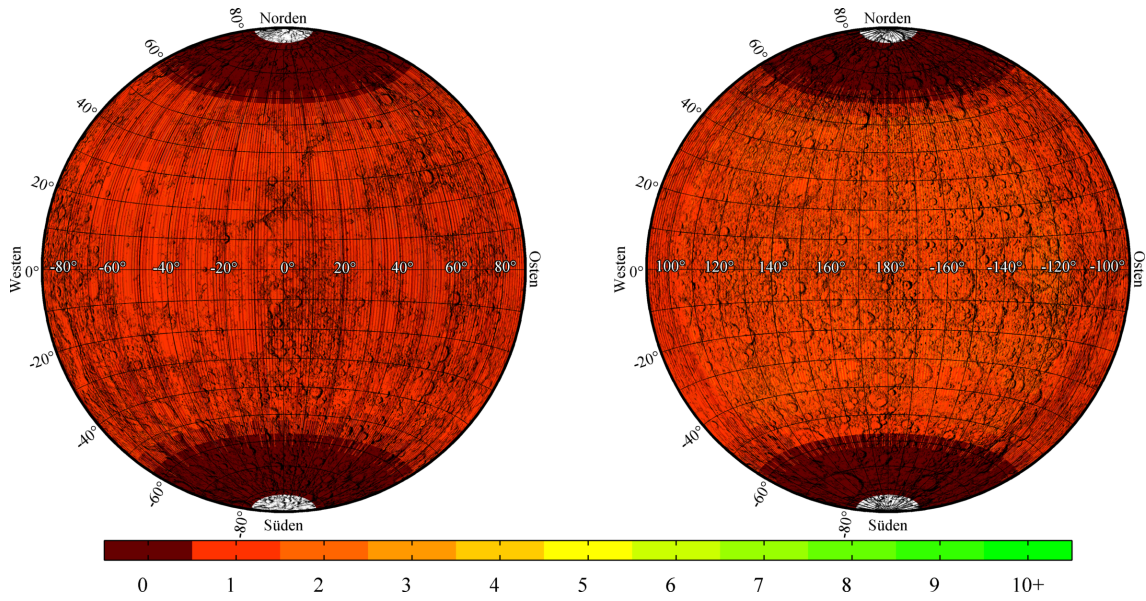


Abbildung A.9.: Bodenabdeckung für einen polaren Orbit, 5 km Schwadbreite,  $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt. Links: erdnahe Seite; rechts: erdferne Seite.

### A.4.3. 70°-Orbit

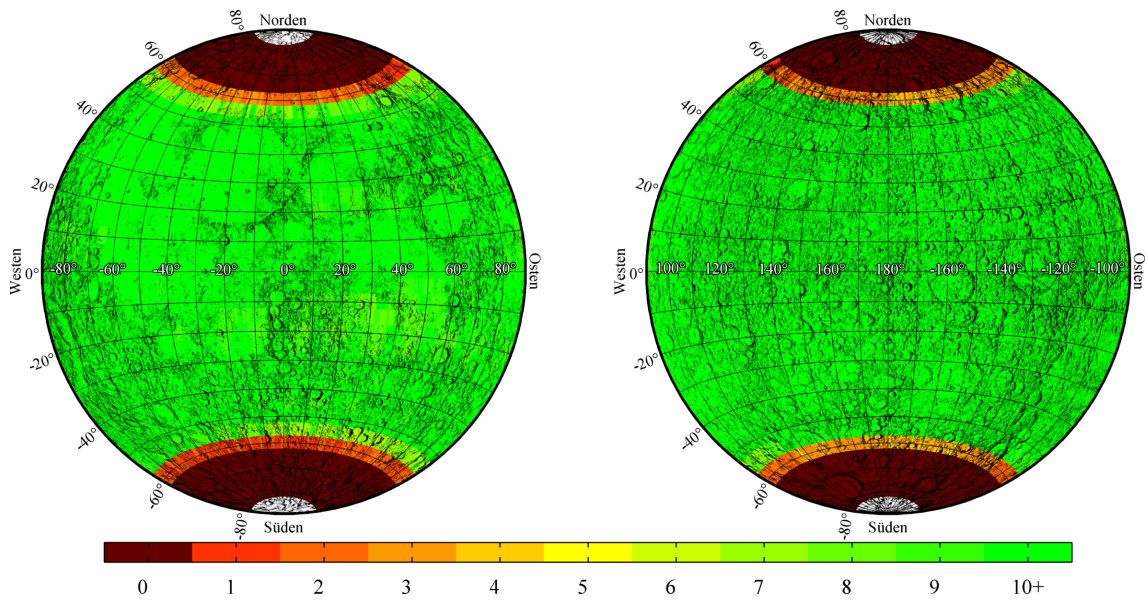


Abbildung A.10.: Bodenabdeckung für einen 70°-Orbit, 60 km Schwadbreite,  $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt. Links: erdnahe Seite; rechts: erdferne Seite.

**Table A.5.: Bodenabdeckung im angegebenen Gebiet aus einem 70°-inklinierten Orbit bei 60 km Schwadbreite. Komplette Abdeckungen des Gebietes sind kleingedruckt.**

	Breitengradgebiet						Zeit					
	Hemisphäre	0° – 10°	15° – 25°	30° – 45°	50° – 70°	0° – 70°						
<b>Bodenabdeckung ohne Einschränkungen in %:</b>												
beide		5 245	5 095	5 590	5 198	6 841	5 797	17 568	8 098	8 591	5 099	20 d
<b>Bodenabdeckung Kontaktzeiten berücksichtigt in %:</b>												
erdnahe		3 013	2 968	3 210	3 086	3 919	3 399	9 918	4 798	4 892	2 993	26 d
	erdferne	4 807	3 099	5 083	3 199	6 084	3 500	13 438	4 999	7 205	3 100	19 d
beide		3 910	2 984	4 146	3 093	5 001	3 494	11 678	4 799	6 049	2 996	26 d
<b>Bodenabdeckung nur bei Tageslicht, Kontaktzeiten berücksichtigt in %:</b>												
beide		2 630	2 397	2 796	2 594	3 403	2 798	8 472	3 999	4 222	2 497	70 d
<b>Bodenabdeckung für <math>h_{\text{sun}} \geq 30^\circ</math>, Kontaktzeiten berücksichtigt in %:</b>												
erdnahe		1 560	1 482	1 587	1 491	1 846	1 594	4 748	2 297	2 373	1 494	60 d
	erdferne	2 339	1 498	2 582	1 599	3 212	1 800	6 543	2 399	3 608	1 500	72 d
beide		1 950	1 490	2 085	1 495	2 529	1 597	5 646	2 298	2 991	1 497	72 d
<b>Bodenabdeckung für <math> h_{\text{sun}}  \leq 10^\circ</math>, Kontaktzeiten berücksichtigt in %:</b>												
erdnahe		1 042	989	1 034	897	1 103	997	498	69	934	93	-
	erdferne	1 477	998	1 593	1 097	1 582	1 098	696	69	1 360	93	-
beide		1 260	994	1 314	898	1 343	999	597	69	1 147	93	-
<b>Bodenabdeckung für <math> h_{\text{sun}}  \leq 10^\circ</math>, Kontaktzeiten berücksichtigt in %:</b>												
erdnahe		323	282	364	281	550	298	2 325	693	853	290	337 d
	erdferne	496	296	566	393	850	398	3 122	800	1 212	299	337 d
beide		409	289	465	290	700	393	2 723	696	1 033	295	337 d

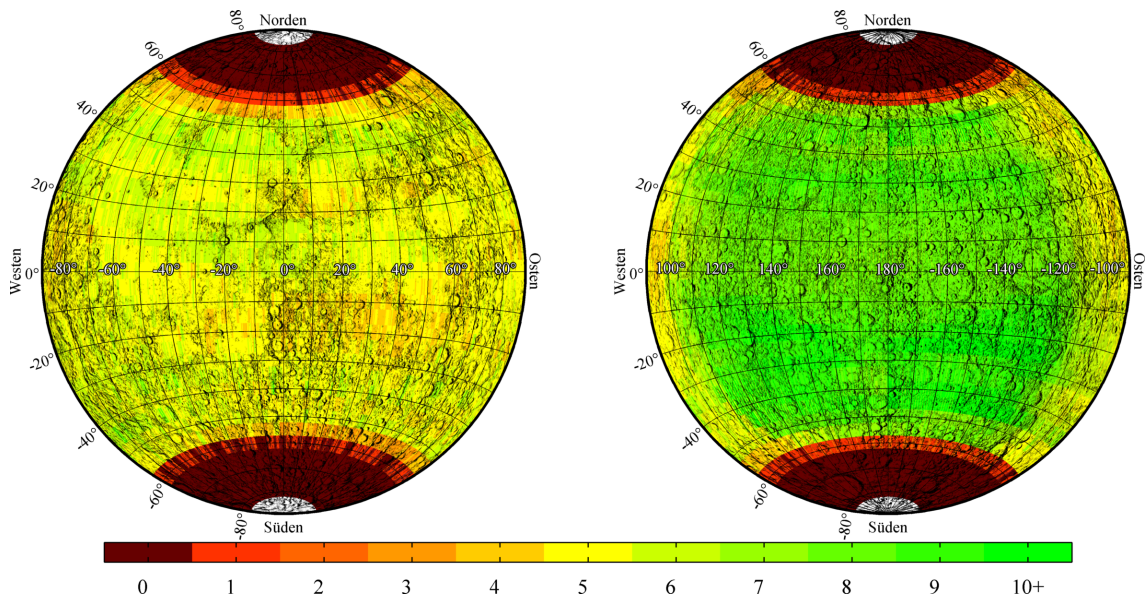
**Tabelle A.6.:** Bodenabdeckung im angegebenen Gebiet aus einem 70°-inklinierten Orbit bei 30 km Schwadbreite. Komplette Abdeckungen des Gebietes sind kleingedruckt.

	Hemisphäre	Breitengradgebiet							Zeit			
		0° – 10°	15° – 25°	30° – 45°	50° – 70°	0° – 70°						
Bodenabdeckung ohne Einschränkungen in %:	beide	2 610	2 582	2 784	2 598	3 405	2 898	8 254	4 097	4 165	2 596	27 d
Bodenabdeckung Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe	1 499	1 475	1 598	1 499	1 948	1 698	4 679	2 397	2 376	1 494	40 d
	erdferne	2 391	1 595	2 532	1 599	3 029	1 799	6 319	2 399	3 503	1 599	29 d
	beide	1 945	1 487	2 065	1 584	2 489	1 791	5 499	2 398	2 939	1 497	40 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht in %:	beide	1 308	1 198	1 393	1 296	1 694	1 398	3 988	2 091	2 050	1 292	75 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht, Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe	776	763	790	769	917	796	2 235	1 099	1 151	783	76 d
	erdferne	1 164	796	1 286	798	1 601	996	3 092	1 198	1 759	799	75 d
	beide	970	780	1 038	784	1 259	798	2 663	1 196	1 455	791	76 d
Bodenabdeckung für $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe	519	492	514	487	550	497	245	62	465	91	-
	erdferne	734	497	794	591	789	590	341	66	676	92	-
	beide	627	495	654	493	669	498	293	64	570	92	-
Bodenabdeckung für $ h_{\text{Sun}}  \leq 10^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:	erdnahe	160	158	181	164	272	193	1 087	391	408	179	357 d
	erdferne	248	189	283	196	423	198	1 443	497	579	196	357 d
	beide	204	173	232	180	348	196	1 265	395	493	188	357 d

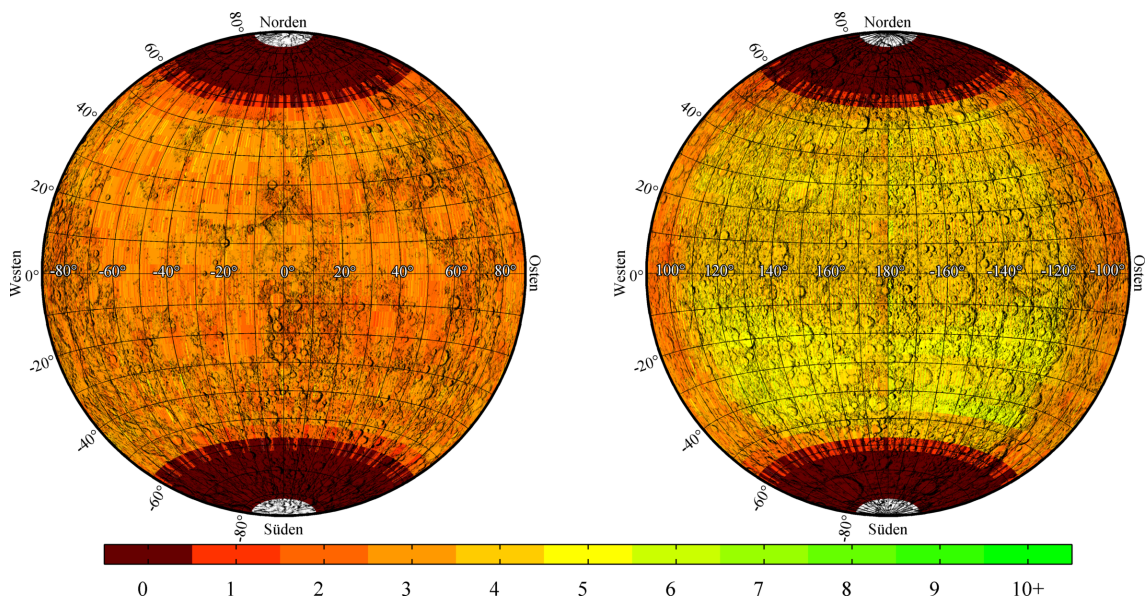
**Tabelle A.7:** Bodenabdeckung im angegebenen Gebiet aus einem 70°-inklinierten Orbit bei 5 km Schwadbreite. Komplette Abdeckungen des Gebietes sind kleingedruckt.

	Hemisphäre	Breitengradgebiet						Zeit				
		0° – 10°	15° – 25°	30° – 45°	50° – 70°	0° – 70°						
Bodenabdeckung ohne Einschränkungen in %:												
beide		434	434	463	460	566	497	1360	697	690	474	104 d
Bodenabdeckung Kontaktzeiten berücksichtigt in %:												
erdnahe		250	248	266	262	325	294	771	399	394	277	198 d
erdferne		397	294	420	295	503	387	1041	494	580	297	167 d
beide		323	271	343	279	414	297	906	399	487	287	198 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht in %:												
beide		218	218	231	231	282	274	657	388	339	256	202 d
Bodenabdeckung nur bei Tageslicht, Kontaktzeiten berücksichtigt in %:												
erdnahe		130	129	131	131	152	151	368	198	191	152	356 d
erdferne		193	185	213	188	266	193	511	288	291	192	344 d
beide		161	157	172	160	209	172	439	199	241	172	356 d
Bodenabdeckung für $h_{\text{sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:												
erdnahe		87	85	86	84	92	86	41	39	77	75	-
erdferne		122	97	132	97	131	96	57	46	112	85	-
beide		104	91	109	91	111	91	49	43	95	80	-
Bodenabdeckung für $ h_{\text{sun}}  \leq 10^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt in %:												
erdnahe		27	27	30	30	46	44	179	84	68	46	-
erdferne		41	41	47	45	70	61	237	95	95	60	-
beide		34	34	39	38	58	52	208	90	82	53	-



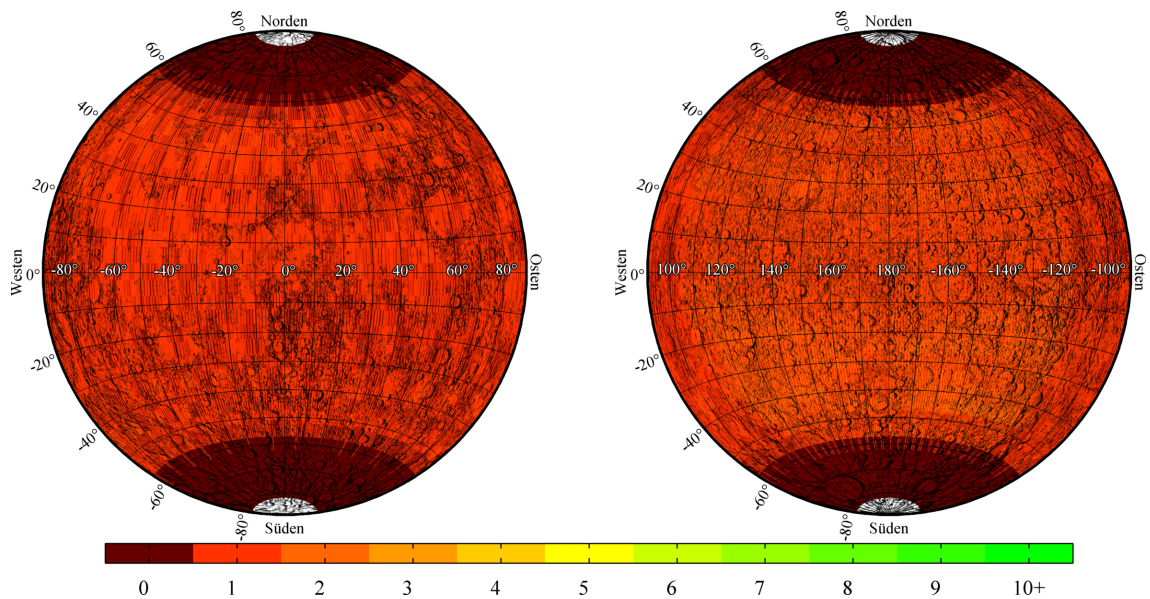


**Abbildung A.11.:** Bodenabdeckung für einen  $70^\circ$ -Orbit, 30 km Schwadbreite,  $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt. Links: erdnahe Seite; rechts: erdferne Seite.



**Abbildung A.12.:** Bodenabdeckung für einen  $70^\circ$ -Orbit, 15 km Schwadbreite,  $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt. Links: erdnahe Seite; rechts: erdferne Seite.

## A. Anhang



**Abbildung A.13.:** Bodenabdeckung für einen 70°-Orbit, 5 km Schwadbreite,  $h_{\text{Sun}} \geq 30^\circ$ , Kontaktzeiten berücksichtigt. Links: erdnahe Seite; rechts: erdferne Seite.

## A.5. Energieversorgung

Tabelle A.8 fasst die Hauptmerkmale des Energieversorgungssystems nach Falke (2004) zusammen.

**Tabelle A.8.:** Energieversorgungssystem.

<i>Solargenerator</i>	
Technologie	Triple-Junction Gallium-Arsenid
Anzahl der Solarpaneele	6
Gesamtfläche	6 m <sup>2</sup> (5.4 m <sup>2</sup> max. projizierte Fläche)
Solarzellenwirkungsgrad	28%
Bedeckungsgrad	80%
<i>Batterie</i>	
Technologie	Lithium-Ionen
Batteriekapazität	100 Ah (2 800 Wh)
Busspannung	28 V, unreguliert

## A.6. Kommunikation

### A.6.1. Bodenstation

Tabelle A.9.: Koordinaten der IRS-Bodenstation.

Geographische Breite	48.673 611° N
Geographische Länge	9.008 333° E
Höhe über WGS84-Referenzhöhe	467 m

### A.6.2. Antennengewinn

Der Gewinn  $G$  einer Antenne berechnet sich nach Wertz und Larson (1999) mit

$$G = \frac{\pi^2 D^2 \eta}{\lambda^2}. \quad (\text{A.25})$$

Hierbei ist  $D$  der Antennendurchmesser,  $\eta$  der Antenneneffizienz und  $\lambda$  die Wellenlänge.

### A.6.3. Freiraumdämpfung

Nach Wertz und Larson (1999) berechnet sich die Freiraumdämpfung  $L_s$  mit

$$L_s = \left( \frac{\lambda}{4\pi S} \right)^2, \quad (\text{A.26})$$

wobei  $\lambda$  die Wellenlänge und  $S$  die zu überwindende Strecke ist.

### A.6.4. Systemrauschtemperatur

Während eines Regens nimmt außerdem die Systemrauschtemperatur  $T_s$  zu (Wertz und Larson 1999). Die Zunahme  $T_a$  berechnet sich mit

$$T_a = (1 - L_a) \cdot T_0, \quad (\text{A.27})$$

wobei  $T_0$  die Temperatur des Regens (etwa 290 K) und  $L_a$  die atmosphärische Dämpfung.

### A.6.5. Dämpfung durch Niederschlag

Die Niederschlagsdämpfung wurde nach dem ITU-Regenmodell bestimmt. Die dabei verwendeten Eingangsparameter sind in Tabelle A.10 angegeben.

## A.7. Technology Readiness Level

**Tabelle A.10.:** Eingangswerte für die Berechnung der Niederschlagsdämpfung.

Parameter	Wert
$R_{0.01}$	30 mm/h
Mittlere 0 °C-Isotherme $h_0$	3 km
Höhe $h_s$ der IRS-Bodenstation	0.460 km
Frequenzabhängige Koeffizienten für 30 GHz	
$k_H$	0.187
$k_V$	0.167
$\alpha_H$	1.021
$\alpha_V$	1.000
Polarisationswinkel $\tau$	45° <sup>a</sup>
Breitengrad der IRS-Bodenstation	48°
$\beta$	0

<sup>a</sup> entspricht zirkularer Polarisation im Modell

**Tabelle A.11.:** Technology Readiness Level (TRL) nach ESA.

TRL	Beschreibung
1	Beobachtung und Beschreibung der grundlegenden Funktionsprinzipien
2	Beschreibung des Technologiekonzeptes oder -anwendung
3	Analytischer oder experimenteller Nachweis der kritischen Funktion
4	Komponenten oder Breadboard Validierung in Laborumgebung
5	Komponenten oder Breadboard Validierung in der Einsatzumgebung
6	Demonstration des Ingenieursmodell des Systems in der Einsatzumgebung
7	Demonstration des Prototyps in Weltraumumgebung
8	Flugqualifizierung des Systems in der Einsatzumgebung
9	Erfolgreicher Einsatz des Systems in einer Mission

# Literatur

- Araki, H., S. Tazawa, H. Noda, Y. Ishihara, S. Goossens, S. Sasaki, N. Kawano, I. Kamiya, H. Otake, J. Oberst und C. Shum (2009). "Lunar Global Shape and Polar Topography Derived from Kaguya-LALT Laser Altimetry". In: *Science* 323.5916, S. 897–900.
- Bass, M. und Optical Society Of America (1994). *Handbook of optics*. Hrsg. von Bass, M. & Optical Society Of America. McGraw-Hill.
- Bass, Michael und Virendra N. Mahajan (Sep. 2009). *Handbook of Optics: Geometrical and Physical Optics, Polarized Light, Components and Instruments*. McGraw Hill Professional. ISBN: 9780071498890.
- Bate, Roger R., Donald D. Mueller und Jerry E. White (1971). *Fundamentals of astrodynamics*. Hrsg. von Roger R. Bate, Donald D. Mueller und Jerry E. White. Courier Dover Publications.
- Baumstark, Eduard (2008). "Prediction of the orbital elements and maneuver strategies of a low lunar orbit spacecraft in a non-spherical gravitational field – Parametervorhersage und Flugstrategien für eine Sonde im niedrigen Mondorbit im nichtsphärischen Gravitationsfeld". IRS 08-S-31. Studienarbeit. Institut für Raumfahrtssysteme: Universität Stuttgart.
- Beckman, M und R Lamb (2007). "Stationkeeping for the Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO)". In: *20th International Symposium on Space Flight Dynamics*.
- Belton, M.J.S., K.P. Klaasen, M.C. Clary, J.L. Anderson, C.D. Anger, M.H. Carr, C.R. Chapman, M.E. Davies, R. Greeley, D. Anderson et al. (1992). "The Galileo solid-state imaging experiment". In: *Space Science Reviews* 60.1, S. 413–455. ISSN: 0038-6308.
- Bhandari, N. (2005). "Chandrayaan-1: Science goals". In: *Journal of Earth System Science* 114.6, S. 701–709. ISSN: 0253-4126.
- Bock, D., G. Herdrich, M. Lau, M. Lengowski, T. Schönherr, F. Steinmetz, B. Wollenhaupt, O. Zeile und H.-P. Röser (2011). "Electric Propulsion Systems for Small Satellites: The Low Earth Orbit Mission Perseus". In: *Progress in Propulsion Physics 2*, S. 629–638.
- Bock, Dagmar (2009). "Untersuchung eines thermischen Lichtbogentriebwerksystems für die Lunar Mission BW1". Dissertation. Universität Stuttgart.
- Bourdarie, S. und M. Xapsos (2008). "The Near-Earth Space Radiation Environment". In: *Nuclear Science, IEEE Transactions on* 55.4, S. 1810–1832. ISSN: 0018-9499.
- Buratti, Bonnie J., Timothy H. McConnochie, Sascha B. Calkins, John K. Hillier und Kenneth E. Herkenhoff (2000). "Lunar Transient Phenomena: What Do the Clementine Images Reveal?" In: *Icarus* 146.1, S. 98–117. ISSN: 0019-1035.
- Camino, Octavio, Maria Alonso, Daniel Gestal, Jurriaan de Bruin, Peter Rathsmann, Joakim Kugelberg, Per Bodin, Sascha Ricken, Rick Blake, Pablo Pardo Voss und Luca Stagnaro (2007). "SMART-1 operations experience and lessons learnt". In: *Acta Astronautica*

- 61.1-6. Bringing Space Closer to People, Selected Proceedings of the 57th IAF Congress, Valencia, Spain, 2-6 October, 2006, S. 203 –222. ISSN: 0094-5765.
- Cara, Davina M. Di und Denis Estublier (2005). “Smart-1: An analysis of flight data”. In: *Acta Astronautica* 57.2-8. Infinite Possibilities Global Realities, Selected Proceedings of the 55th International Astronautical Federation Congress, Vancouver, Kanada, 4-8 Oktober 2004, S. 250 –256. ISSN: 0094-5765.
- Cochran, D.J., S.P. Buchner, A.B. Sanders, K.A. LaBel, M.A. Carts, C.F. Poivey, T.R. Oldham, R.L. Ladbury, M.V. O’Byryan und S.R. Mackey (Juli 2008). “Compendium of Recent Total Ionizing Dose Results for Candidate Spacecraft Electronics for NASA”. In: *Radiation Effects Data Workshop, 2008 IEEE*, S. 5 –10.
- Cook, Richard A. und Theodore H. Sweetser (Feb. 1992). “Orbit maintenance for low altitude near-circular lunar orbits”. In: *AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting*. Hrsg. von Roger E. Diehl, Ralph G. Schinnerer, Walton E. Williamson und Daryl G. Boden. Bd. 79 Part II. 2. Colorado, USA, S. 1095–1111.
- Daly, E. J. (1994). “The radiation belts”. In: *Radiation Physics and Chemistry* 43.1-2, S. 1 –17. ISSN: 0969-806X.
- Dollfus, A. und E. Bowell (1971). “Polarimetric Properties of the Lunar Surface and its Interpretation. Part I. Telescopic Observations”. In: *Astronomy and Astrophysics* 10, S. 29–+.
- Dollfus, Audouin (2000). “Langrenus: Transient Illuminations on the Moon”. In: *Icarus* 146.2, S. 430 –443. ISSN: 0019-1035.
- Eastman Kodak Company (2009). *KAI-1003M, 1024(H) x 1024(V) Pixel, Megapixel Interline CCD Image Sensor, Performance Specification*. Techn. Ber. Revision 5.0. Rochester, New York 14650-2010: Eastman Kodak Company.
- Egan, Walter G. (2007). *Optical Remote Sensing: Science and Technology*. Dekker.
- Eickhoff, Jens, Dave Stevenson, Sandi A. Habinc und Hans-Peter Röser (2010). “University Satellite featuring latest OBC & Core Payload Data Processing Technologies”. In: *Data Systems in Aerospace, DASIA 2010 Conference*.
- Eickhoff, Jens, Barry Cook, Paul Walker, Sandi A. Habinc, Rouven Witt und Hans-Peter Röser (2011). “Common board design for the OBC I/O unit and the OBC CCSDS unit of the Stuttgart University Satellite "Flying Laptop"”. In: *Data Systems in Aerospace, DASIA 2011 Conference*. San Anton, Malta.
- Elachi, Charles und Jakob Van Zyl (2006). *Introduction to the physics and techniques of remote sensing*. John Wiley und Sons. ISBN: 9780471475699.
- Estublier, D.L. (2008). “The SMART-1 Spacecraft Potential Investigations”. In: *Plasma Science, IEEE Transactions on* 36.5, S. 2262 –2270. ISSN: 0093-3813.
- Falke, Albert (2004). “Entwurf und Auslegung einer Energieversorgung für einen solar-elektrischen lunaren Kleinsatelliten”. IRS 04-S-13. Diplomarbeit. Institut für Raumfahrtsysteme: Universität Stuttgart.
- Fischer, E.M. und C.M. Pieters (1994). “Remote determination of exposure degree and iron concentration of lunar soils using VIS-NIR spectroscopic methods”. In: *Icarus* 111.2, S. 475–488. ISSN: 0019-1035.
- FLP Team (2009). *Flying Laptop – Mission and System Design Overview*. Techn. Ber. 1. Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart.

- Foing, B.H., G.D. Racca, A. Marini, E. Evrard, L. Stagnaro, M. Almeida, D. Koschny, D. Frew, J. Zender, J. Heather et al. (2006). "SMART-1 mission to the Moon: Status, first results and goals". In: *Advances in Space Research* 37.1, S. 6–13. ISSN: 0273-1177.
- Folta, D. und D. Quinn (2006). "Lunar Frozen Orbits". In: *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Keystone, CO*.
- Gaylor, D.E. (2000). "Analysis of Low Thrust Orbit Transfers Using the Lagrange Planetary Equations". In: *Lightsey Research Group at the University of Texas Center for Space Research, December*.
- Haruyama, Junichi, Makiko Ohtake, Tsuneko Matsunaga, Tomokatsu Morota, Chikatoshi Honda, Yasuhiro Yokota, Masanao Abe, Yoshiko Ogawa, Hideaki Miyamoto, Akira Iwasaki, Carle M. Pieters, Noriaki Asada, Hirohide Demura, Naru Hirata, Junya Terazono, Sho Sasaki, Kazuto Saiki, Atsushi Yamaji, Masaya Torii und Jean-Luc Josset (2009). "Long-Lived Volcanism on the Lunar Farside Revealed by SELENE Terrain Camera". In: *Science* 323.5916, S. 905–908.
- Heiken, G. H., D. T. Vaniman und B. M. French (1991). *Lunar sourcebook - A user's guide to the moon*. Hrsg. von G. H. Heiken, D. T. Vaniman und B. M. French.
- Hill, Christine (2010). "Analyse der Einflüsse der Van-Allen-Gürtel auf einen Kleinsatelliten – Analysis of the effects of the Van-Allen belts on a small satellite". IRS 10-S-17. Studienarbeit. Institut für Raumfahrtssysteme: Universität Stuttgart.
- Holmes-Siedle, A.G. und L. Adams (2002). *Handbook of radiation effects*. Oxford University Press, USA. ISBN: 019850733X.
- Hook, Simon J. (2008). *ASTER Spectral Library*. URL: <http://speclib.jpl.nasa.gov/> (besucht am 28. 11. 2010).
- Horstmann, Marian (2008). *Anforderungen an die TICS Kamera der Lunar Mission BW1 unter Berücksichtigung der Verwendung von SERTIS-Daten – Requirements of the TICS camera of Lunar Mission BW1 considering the application of SERTIS data*. Praktikumsbericht. Institut für Raumfahrtssysteme: Universität Stuttgart.
- ITU (2007). *Attenuation by atmospheric gases*. Techn. Ber. ITU-R P676-7. ITU Radiocommunication Bureau.
- Jolliff, B.L., M.A. Wieczorek, C.K. Sheare und C.R. Neal (2006). *New views of the Moon*. Mineralogical Society of America.
- Kempf, S., R. Srama, G. Moragas-Klostermeyer, H. Henkel, Hans-Peter Röser, René Laufer, N. Altobelli und E. Grün (2007). *Staub in der Mondumgebung Staub in der Mondumgebung - Vorschlag für einen Schwerpunkt einer zukünftigen deutschen Mondmission*.
- Kiran Kumar, AS und A. Roy Chowdhury (2005a). "Hyper-Spectral Imager in visible and near-infrared band for lunar compositional mapping". In: *Journal of Earth System Science* 114.6, S. 721–724. ISSN: 0253-4126.
- (2005b). "Terrain mapping camera for Chandrayaan-1". In: *Journal of Earth System Science* 114.6, S. 717–720. ISSN: 0253-4126.
- Knigge, T. (2006). "Wissenschaftliche Zielsetzung in der UV Astronomie für einen astronomischen Kleinsatelliten und der Atmosphärenforschung mit SOFIA sowie der dazu nötigen Instrumentierung". Studienarbeit. IRS-06-S06: Universität Stuttgart.

- Konopliv, AS, AB Binder, LL Hood, AB Kucinskas, WL Sjogren und JG Williams (1998). "Improved gravity field of the moon from lunar prospector". English. In: *SCIENCE* 281.5382, S. 1476–1480. ISSN: 0036-8075.
- Konopliv, AS, SW Asmar, E Carranza, WL Sjogren und DN Yuan (2001). "Recent gravity models as a result of the lunar prospector mission". In: *ICARUS* 150.1, S. 1–18. ISSN: 0019-1035.
- Koppel, C.R. und D. Estublier (2005). "The smart-1 hall effect thruster around the moon: In flight experience". In: *29th International Electric Propulsion Conference*.
- Krafack, Nils (2004). "Bestimmung gravitativer und nicht-gravitativer Einflüsse auf ein in einer Mondumlaufbahn befindliches Raumfahrzeug". IRS 04-S-09. Diploma thesis. Institute of Space Systems: University of Stuttgart.
- Kuhlmann, Jan (2007). *Lunare Erkundung im thermischen Infrarotbereich – Lunar Exploration in the thermal infrared*. Praktikumsbericht. Institut für Raumfahrtsysteme: Universität Stuttgart.
- Laufer, René (2010). "Lunar Mission BW1: Scientific Objectives and Small Satellite Concept". Dissertation. Institut für Raumfahrtsysteme: Universität Stuttgart.
- Laufer, René, Wilfried Tost, Oliver Zeile, Ralf Srama und Hans-Peter Röser (2007). "The Kordylewsky Clouds - An example for a cruise phase observation during the Lunar Mission BW1". In:
- Laufer, René, Dagmar Bock, Michael Lachenmann, Hans-Peter Roeser und Lunar Mission BW1 Project Team (2008). "Academic Small Lunar Satellite Mission Concept and Design". In: *59th International Astronautical Congress (IAC)*. IAC-08-B4.8.5. Glasgow, Vereinigtes Königreich.
- Leinert, Christoph (1975). "Zodiacal light – A measure of the interplanetary environment". In: *Space Science Reviews* 18. 10.1007/BF00212910, S. 281–339. ISSN: 0038-6308.
- Li, X und H-J Götze (2001). "Ellipsoid, geoid, gravity, geodesy and geophysics". In: *Geophysics* 66.6, S. 1660–1668.
- Maral, G., M. Bousquet und Z. Sun (2009). *Satellite communications systems: systems, techniques and technology*. 5. Aufl. Chichester, Vereinigtes Königreich: Wiley. ISBN: 0470714581.
- Mariathanan, Vincent (2008). "Detaillierte Auslegung der Primärstruktur und Konzeption des Ingenieurmodells der Lunar Mission BW1 – Detailed Design of the Primary Structure and Conception of the Engineering Model of the Lunar Mission BW1". IRS 08-S-44. Studienarbeit. Institut für Raumfahrtsysteme: Universität Stuttgart.
- Matsunaga, T., M. Ohtake, J. Haruyama, Y. Ogawa, R. Nakamura, Y. Yokota, T. Morota, C. Honda, M. Torii, M. Abe et al. (2008). "Discoveries on the lithology of lunar crater central peaks by SELENE Spectral Profiler". In: *Geophys. Res. Lett* 35.
- McCoy, J. E. und D. R. Criswell (1974). "Evidence for a high altitude distribution of lunar dust". In: *Lunar and Planetary Science Conference Proceedings*. Bd. 5. Lunar and Planetary Science Conference Proceedings, S. 2991–3005.
- McCurdy, H.E. (2001). *Faster, better, cheaper: low-cost innovation in the US space program*. Johns Hopkins Univ Pr. ISBN: 0801867207.



- McDonald, F.B. (1998). "Cosmic-ray modulation in the heliosphere – A phenomenological study". In: *Space Science Reviews* 83.1, S. 33–50. ISSN: 0038-6308.
- Messerschmid, Ernst und Stefanos Fasoulas (Okt. 2010). *Raumfahrtsysteme: Eine Einführung mit Übungen und Lösungen*. Springer. ISBN: 9783642128165.
- Meyer, K. W., J. J. Buglia und P. N. Desai (1994). "Lifetimes of lunar satellite orbits". In: *NASA STI/Recon Technical Report N 94*, S. 27771–+.
- Muller, P. M. und W. L. Sjogren (1968). "Mascons: Lunar Mass Concentrations". In: *Science* 161.3842, S. 680–684.
- Namiki, Noriyuki, Takahiro Iwata, Koji Matsumoto, Hideo Hanada, Hiroto Noda, Sander Goossens, Mina Ogawa, Nobuyuki Kawano, Kazuyoshi Asari, Sei-itsu Tsuruta, Yoshiaki Ishihara, Qinghui Liu, Fuyuhiko Kikuchi, Toshiaki Ishikawa, Sho Sasaki, Chiaki Aoshima, Kosuke Kurosawa, Seiji Sugita und Tadashi Takano (2009). "Farside Gravity Field of the Moon from Four-Way Doppler Measurements of SELENE (Kaguya)". In: *Science* 323.5916, S. 900–905.
- National Space Science Data Center, NASA (2010). *Lunar and Planetary Science*. URL: <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/planets/moonpage.html> (besucht am 25. 11. 2010).
- Nawaz, Anusheh (2009). "Entwicklung und Charakterisierung eines gepulsten in-stationären MPD Triebwerks als Primärantrieb für Weltraumsonden". Dissertation. Universität Stuttgart.
- Neumann, Gregory A. und Erwan Mazarico (2009). "PLANETARY SCIENCE Seeing the Missing Half". In: *SCIENCE* 323.5916, 885–887. ISSN: 0036-8075.
- Oberst, J., H. Michaelis, R. Schroedter, M. Buhl, J. Ehrich und M. Rößler (2005). "Meteor Observations from Space with the Smart Panoramic Optical Sensor Head (SPOSH)". In:
- Oberst, J., J. Flohrer, S. Elgner, T. Maue, A. Margonis, R. Schrödter, W. Tost, M. Buhl, J. Ehrich, A. Christou und D. Koschny (2010). "The Smart Panoramic Optical Sensor Head (SPOSH) – A camera for observations of transient luminous events on planetary night sides". In: *Planetary and Space Science In Press, Corrected Proof*, S. –. ISSN: 0032-0633.
- Oberst, Jürgen und Yosio Nakamura (1991). "A search for clustering among the meteoroid impacts detected by the Apollo lunar seismic network". In: *Icarus* 91.2, S. 315–325. ISSN: 0019-1035.
- Paige, D.A., M.A. Siegler, J.A. Zhang, P.O. Hayne, E.J. Foote, K.A. Bennett, A.R. Vasavada, B.T. Greenhagen, J.T. Schofield, D.J. McCleese et al. (2010a). "Diviner Lunar Radiometer Observations of Cold Traps in the Moon's South Polar Region". In: *Science* 330.6003, S. 479.
- Paige, DA, MC Foote, BT Greenhagen, JT Schofield, S. Calcutt, AR Vasavada, DJ Preston, FW Taylor, CC Allen, KJ Snook et al. (2010b). "The Lunar Reconnaissance Orbiter Diviner Lunar Radiometer Experiment". In: *Space science reviews* 150.1, S. 125–160. ISSN: 0038-6308.
- Park, S.Y. und J.L. Junkins (1995). "Orbital mission analysis for a lunar mapping satellite". In: *Journal of the Astronautical Sciences* 43.2, S. 207–217.

- Pawlak, Holger, Leif C. Stange, Jens Grubert, Arne F. Jacob, Felix Huber, Hans-Peter Röser, Maria v. Schönermark und Sybille Holzwarth (2004). *Konzeptuntersuchung Ka-Band-Satellit - KaSat, Schlussbericht*. Techn. Ber. Institut für Hochfrequenztechnik, TU Braunschweig, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart und IMST GmbH.
- Racca, Giuseppe D. (2003). "New Challenges to Trajectory Design by the Use of Electric Propulsion and Other New Means of Wandering in the Solar System". In: *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy* 85 (1). 10.1023/A:1021787311087, S. 1–24. ISSN: 0923-2958.
- Ramanan, RV und V Adimurthy (Dez. 2005). "An analysis of near-circular lunar mapping orbits". In: *Journal of Earth System Science* 114.6, S. 619–626.
- Roncoli, RB (2005). *Lunar Constants and Models Document*. Jet Propulsion Laboratory (JPL D-32296).
- Saedeleer, Bernard De und Jacques Henrard (2006). "The combined effect of J2 and C22 on the critical inclination of a lunar orbiter". In: *Advances in Space Research* 37.1, S. 80–87. ISSN: 0273-1177.
- Sandau, Rainer, Jaime Esper, Larry Paxton, Klaus Briess, Etienne Bartholomé, Alan Belward, Chris Boshuizen, Cesar Carmona-Moreno, Jean-Michel Contant, Mike Cutter, Fei-Bin Hsiao, Fuat Ince, Martin Jacobs, Hakan Kayal, Rei Kawashima, Stanislav Klimov, Gottfried Konecny, Manfred Krischke, Chris Lee, Andreas Neumann, Doug McCuistion, Susan McKenna-Lawlor, Sias Mostert, Hakan Olsson, Eberhard Parlow, Dieter Scherer, Gael Squibb, Emma A. Taylor, James Wertz, Randolph Wynne, Tetsuo Yasaka, David Kusnierkiewicz, Garth Milne, Michael Ovchinnikov, K. Thyagarajan und Sun Wei (2005). *Cost Effective Earth Observation Missions*. International Study IAA Commission IV Study Group. International Academy of Astronautics.
- Scherer, K., H. Fichtner, B. Heber und U. Mall (2005). *Space Weather: The Physics Behind a Slogan*. Hrsg. von K. Scherer, H. Fichtner, B. Heber und U. Mall.
- Schoenmaekers, J. (2004). "Post-launch Optimisation of the SMART-1 Low-thrust Trajectory to the Moon". In: *18th International Symposium on Space Flight Dynamics*. Bd. 548. ESA Special Publication, S. 505.
- Schott, John Robert (2007). *Remote sensing: the image chain approach*. Oxford University Press. ISBN: 9780195178173.
- Schowengerdt, Robert A. (2007). "Optical radiation models". In: *Remote Sensing (Third edition)*. Third edition. Burlington: Academic Press, S. 45–73. ISBN: 978-0-12-369407-2.
- Seago, J.H. und D.A. Vallado (2000). "Coordinate frames of the U. S. Space Object Catalogs". In: *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Denver, CO*, S. 105–115.
- Smith, David E., Maria T. Zuber, Gregory A. Neumann und Frank G. Lemoine (1997). "Topography of the Moon from the Clementine LIDAR". In: *Journal of Geophysical Research* 102.E1, PP. 1591–1611.
- Srama, R., T. J. Ahrens, N. Altobelli, S. Auer, J. G. Bradley, M. Burton, V. V. Dikarev, T. Economou, H. Fechtig, M. Görlich, M. Grande, A. Graps, E. Grün, O. Havnes, S. Helfert, M. Horanyi, E. Igenbergs, E. K. Jessberger, T. V. Johnson, S. Kempf, A. V. Krivov, H. Krüger, A. Mocker-Ahlreep, G. Moragas-Klostermeyer, P. Lamy, M. Landgraf, D.

- Linkert, G. Linkert, F. Lura, J. A. M. McDonnell, D. Möhlmann, G. E. Morfill, M. Müller, M. Roy, G. Schäfer, G. Schlotzhauer, G. H. Schwehm, F. Spahn, M. Stübig, J. Svestka, V. Tschernjowski, A. J. Tuzzolino, R. Wäsch und H. A. Zook (2004). "The Cassini Cosmic Dust Analyzer". In: *Space Science Reviews* 114. 10.1007/s11214-004-1435-z, S. 465–518. ISSN: 0038-6308.
- Steinmetz, Fabian, Ulrich Beyermann, Oliver Zeile, Markus Markgraf und Hans-Peter Röser (2011). "Qualification of a GPS Antenna and Low Noise Amplifier Setup for Temperatures up to 120°C". In: *International Astronautical Congress*. IAC-11-C2.8.5. Kapstadt.
- Stubbs, Timothy J., Richard R. Vondrak und William M. Farrell (2006). "A dynamic fountain model for lunar dust". In: *Advances in Space Research* 37.1. The Moon and Near-Earth Objects, S. 59–66. ISSN: 0273-1177.
- Tyo, J. S. (1998). "Optimum linear combination strategy for an N-channel polarization-sensitive imaging or vision system". In: *J. Opt. Soc. Am. A* 15.2, S. 359–366.
- Tyo, J. Scott, Dennis L. Goldstein, David B. Chenault und Joseph A. Shaw (2006). "Review of passive imaging polarimetry for remote sensing applications". In: *Appl. Opt.* 45.22, S. 5453–5469.
- Ulis (2007). *UL 01 011, 320x240 LWIR uncooled Microbolometer Detector, Technical specification*. Technische Spezifikation 7. Ulis.
- Urbainczyk, Christoph (2008). "Inbetriebnahme und Charakterisierung der Infrarotkamera TICS für den Kleinsatelliten Flying Laptop – Characterization and Testing of the Infrared Instrument TICS for the micro-satellite Flying Laptop". Study thesis. University of Stuttgart.
- Urquhart, Mary L. und Bruce M. Jakosky (1997). "Lunar thermal emission and remote determination of surface properties". In: *Journal of Geophysical Research* 102.E5, PP. 10,959–10,969.
- Vasavada, Ashwin R., David A. Paige und Stephen E. Wood (1999). "Near-Surface Temperatures on Mercury and the Moon and the Stability of Polar Ice Deposits". In: *Icarus* 141.2, S. 179–193. ISSN: 0019-1035.
- Voormansik, Kaupo (2009). *Feasibility Study of an Accompanying Nano/Pico Satellite Concept*. Technical report. Institute of Space Systems: University of Stuttgart.
- Wang, H-H und L. Liu (2005). "A Study on the Relationship between the Orbital Lifetime and Inclination of Low Lunar Satellites". In: *Chin. J. Astron. Astrophys.* 5.6, S. 665–670.
- Wertz, James R. und Wiley J. Larson, Hrsg. (1999). *Space Mission Analysis and Design*. Englisch. Third. ISBN 1-881883-10-8. El Segundo, CA: Microcosm Press.
- Wieczorek, Mark (2008). *Lunar Gravity, Topography and Crustal Thickness Archive*. URL: <http://www.ipgp.fr/~wieczor/CrustalThicknessArchive/CrustalThickness.html> (besucht am 16.05.2010).
- Wieczorek, Mark A., Bradley L. Jolliff, Amir Khan, Matthew E. Pritchard, Benjamin P. Weiss, James G. Williams, Lon L. Hood, Kevin Righter, Clive R. Neal, Charles K. Shearer, I. Stewart McCallum, Stephanie Tompkins, B. Ray Hawke, Chris Peterson, Jeffrey J. Gillis und Ben Bussey (2006). "The Constitution and Structure of the Lunar Interior". In: *Reviews in Mineralogy and Geochemistry* 60.1, S. 221–364.

## Literatur

- Williams, David R. (2010). *Moon Fact Sheet*. URL: <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/moonfact.html> (besucht am 31.12.2010).
- Wolff, Lawrence B. (1994). "Polarization camera for computer vision with a beam splitter". In: *J. Opt. Soc. Am. A* 11.11, S. 2935–2945.
- Wolff, L.B., T.A. Mancini, P. Pouliquen und A.G. Andreou (1997). "Liquid crystal polarization camera". In: *Robotics and Automation, IEEE Transactions on* 13.2, S. 195–203. ISSN: 1042-296X.
- Yoder, C. F. (1995). "Astrometric and Geodetic Properties of Earth and the Solar System". In: *Global Earth Physics: A Handbook of Physical Constants*. Hrsg. von T. J. Ahrens, S. 1–31.
- Zeile, Oliver (2006). "Machbarkeitsstudie für einen astronomischen Kleinsatelliten für die UV-Beobachtung". Studienarbeit. Institut für Raumfahrtssysteme: Universität Stuttgart.
- Zeile, Oliver, Michael Lachenmann, Eduard Baumstark, Alexandra Mohr, Dagmar Bock, René Laufer, Nicolaas Sneeuw und Hans-Peter Roeser (2010). "Analyses of orbital lifetime and observation conditions of small lunar satellites". In: *Acta Astronautica* 66.3-4, S. 516–527. ISSN: 0094-5765.
- Ziyuan, Ouyang, Li Chunlai, Zou Yongliao, Zhang Hongbo, Lu Chang, Liu Jianzhong, Liu Jianjun, Zuo Wei, Su Yan, Wen Weibin, Bian Wei, Zhao Baochang, Wang Jianyu, Yang Jianfeng, Chang Jin, Wang Huanyu, Zhang Xiaohui, Wang Shijin, Wang Min, Ren Xin, Mu Lingli, Kong Deqing, Wang Xiaoqian, Wang Fang, Geng Liang, Zhang Zhoubin, Zheng Lei, Zhu Xinying, Zheng Yongchun, Li Junduo, Zou Xiaoduan, Xu Chun, Shi Shuobiao, Gao Yifei und Gao Guannan (2010). "Chang'E-1 Lunar Mission: An Overview and Primary Science Results". In: *Chinese Journal of Space Science* 30.5, S. 392–403.
- Zöllner, Andreas (2008). "Entwurf einer Niedrigschub Erde–Mond-Transferbahn mit STK – Development of a Low-Thrust Earth–Moon-Trajectory with STK". IRS 08-S-25. Studienarbeit. Institut für Raumfahrtssysteme: Universität Stuttgart.