

DLR-AMSAT P5

Konzeptstudie zu einem
Mond- und Marssatelliten in
Kooperation mit AMSAT-DL

- Abschlussbericht -



Bremen, 5. Mai 2010

Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft

Institut für Raumfahrtsysteme
Systemanalyse Raumsegmente (SARA)

Dominik Quantius
Dr. Oliver Romberg

Robert-Hooke-Str. 7
D-28359 Bremen
Telefon 0421 24420-109
Telefax 0421 24420-150
E-Mail <mailto:dominik.quantius@dlr.de>
Internet <http://www.dlr.de/irs/>

Beteiligte Institution	Ansprechpartner	Aufgabe(n)
DLR RY-SR	D. Quantius DLR RY-SR Robert Hooke-Str 7 28359 Bremen Tel.: ++49 (0)421/24420-109 Fax: ++49 (0)421/24420-150 E-Mail: Dominik.Quantius@DLR.de	Studienleitung, Koordination Systemana- lysen, CE-Studien, Missi- onsanalysen, Konzeptent- wurf, Kostenschätzung, Schlussfolgerung
AMSAT Deutsch- land e. V.	H. Päsler AMSAT-DL Tel.: +49 (0)2361-484525, Fax: +49 (0)2361-484535 E-mail: dl1ydd@amsat-dl.org	Gesamtkonzept, Nutzlastkonzept Telekom- munikation
DLR RY-SK	H. G. Lötze DLR RY-SK Rutherfordstr. 2 12489 Berlin Tel.: ++49 (0)30/67055-617 Fax: ++49 (0)30/67055-8617 E-Mail: Horst-Georg.Loetzke@DLR.de	Thermalkontrollsystem Testmatrix
DLR RY-RD	M. Schlotterer DLR RY-RD Robert Hooke-Str 7 28359 Bremen Tel.: ++49 (0)421/24420-118 Fax: ++49 (0)421/24420-120 E-Mail: Markus.Schlotterer@DLR.de	Lageregelungskonzept
DLR-OS	A. Börner DLR RM-OS Rutherfordstrasse 2 12489 Berlin Tel.: ++49 (0)30 67055 509 Fax: ++49 (0)30 67055 372 Email: Anko.Boerner@DLR.de	Nutzlastkonzept Kamera
DLR RY-ES	C. Lange DLR RY-ES Robert Hooke-Str 7 28359 Bremen Tel.: ++49 (0)421/24420-159 Fax: ++49 (0)421/24420-120 E-Mail: Caroline.Lange@DLR.de	Landenutzlast, wissenschaftliche Ziele

Beteiligte Institution	Ansprechpartner	Aufgabe(n)
DLR-PF	Prof. T. Spohn DLR PF Rutherfordstrasse 2 12489 Berlin Tel.: ++49 (0)30 67055 300 Fax: ++49 (0)30 67055 303 Email: Tilman.Spohn@DLR.de	Wissenschaftliche Ziele, Vorgehensweise
DLR-RB	F. Sellmaier DLR-RB-CA Postfach 1116 82230 Weßling/Oberpfaffenhofen Tel.: ++49 (0)8153-28-3719 Fax: ++49 (0)8153-28-3731 E-Mail: Florian.Sellmaier@DLR.de	Operationelles Konzept Unterstützung der Missionsanalyse
DLR RY-RT	E. Dumont DLR RY-RT Robert Hooke-Str 7 28359 Bremen Tel.: ++49 (0)421/24420-238 Fax: ++49 (0)421/24420-150 E-Mail: Etienne.Dumont@DLR.de	Antriebssystem
DLR RY-NR	M. Samaan DLR RY-NR Robert Hooke-Str 7 28359 Bremen Tel.: ++49 (0)421/24420-161 Fax: ++49 (0)421/24420-120 E-Mail: Malak.Samaan@DLR.de	Lageregelung und technische Nutzlast

Inhalt

Inhalt	7
Abbildungsverzeichnis	9
Tabellenverzeichnis	13
Referenzen	15
Abkürzungen	17
1 Einleitung	21
2 Die Mission zum Mond	22
2.1 Mögliche Nutzlasten	22
2.1.1 MORTIS	22
2.1.2 Video Imager System	22
2.1.3 SPOSH-VIS	23
2.1.4 ATON Camera	23
2.1.5 Radiation Monitor	24
2.1.6 Particle Detector	24
2.1.7 LAPIS	25
2.1.8 Langmuir Probe	26
2.1.9 SPOSH-IR	27
2.1.10 Bewertung der vorgeschlagenen Nutzlasten	28
2.2 Der Satellit „DLR-AMSAT P5 Moon“	30
2.2.1 Anforderungen	30
2.2.2 Missionsziele	30
2.2.3 Baseline Design	31
2.2.4 Operationsmodi	32
2.2.5 Alternativkonzept	33
2.2.6 Missionsanalysen	33
2.2.7 Instrumente	46
2.2.8 Data Handling	57
2.2.9 Kommunikation	62
2.2.10 Bodensegment	68
2.2.11 Power	96
2.2.12 GNC	100
2.2.13 Propulsion	102
2.2.14 Thermal	110
2.2.15 Konfiguration	113
2.2.16 Struktur	118
3 Die Mission zum Mars	121
3.1 Mögliche Nutzlasten	121
3.1.1 OPTA	121

3.1.2	Deimos Framing Camera (DFC)	121
3.1.3	MARTIS	122
3.1.4	Radio Science	122
3.1.5	Dust Detector	123
3.1.6	MetNet	124
3.1.7	ATON Camera	124
3.1.8	SPOSH	125
3.1.9	Archimedes	125
3.1.10	Bewertung der vorgeschlagenen Nutzlasten	127
3.2	Der Satellit „DLR-AMSAT P5 Mars“	129
3.2.1	Anforderungen	129
3.2.2	Missionsziele	129
3.2.3	Baseline Design	130
3.2.4	Operationsmodi	131
3.2.5	Alternativkonzept	132
3.2.6	Verantwortlichkeiten bei Durchführung des DLR-AMSAT Projektes	132
3.2.7	Missionsanalyse	133
3.2.8	Instrumente	140
3.2.9	Data Handling	146
3.2.10	Kommunikation	151
3.2.11	Bodensegment	156
3.2.12	Power	161
3.2.13	GNC	165
3.2.14	Propulsion	167
3.2.15	Thermal	177
3.2.16	Konfiguration	181
3.2.17	Struktur	184
3.3	Satellitenvariante mit der Landenutzlast „MetNet Lander“	188
3.3.1	Hintergrund und Aufgabe	188
3.3.2	Die Landenutzlast MetNet	188
3.3.3	Missionsanalyse	190
3.3.4	Einfluss von MNL auf AMSAT Mars	196
3.3.5	Weitere Betrachtungen	199
3.3.6	Fazit	200
4	Kosten	201
5	Zusammenfassung	202
6	Annex	205

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Darstellung von ATON	24
Abbildung 2: Darstellung der Particle Detector-Einheit	25
Abbildung 3: Modell vom LAPIS-Lander	26
Abbildung 4: Baseline Design des Satelliten	31
Abbildung 5: Alternativkonzept	33
Abbildung 6: Schematische Darstellung von Hohmann- und WSB-Transfer	35
Abbildung 7: Baseline Design der Trajektorie	37
Abbildung 8: Maximale Eklipse im GTO (links) und im Mondorbit (rechts).....	38
Abbildung 9: Sonnen Eklipsen im Erd- und Mondorbit in den Jahren 2012 bis2016.....	39
Abbildung 10: Missionsdauer in Monaten für einen unkontrollierten 100±50 km Mondorbit [DLR RB-RT TN-10-03].	40
Abbildung 11: Sichtbarkeit des Mondorbiters über der AMSAT-Bodenstation in den USA.....	41
Abbildung 12: Stationssichtbarkeit des AMSAT-Netzwerks für eine siderische Periode	41
Abbildung 13: X-Y plot des WSB Transfers (MJE2000, Einschuss GTO am 25th February 2012 00:00:00 UTC)	42
Abbildung 14: X-Z plot of WSB transfer (MJE2000, Einschuss GTO am 25th February 2012 00:00:00 UTC)	42
Abbildung 15: Transferbahn vom GTO bis zum Einfang am Mond (MJ2000, erdinertial, ekliptikal)	43
Abbildung 16: Transferbahn vom Einfang am Mond bis zum Zielorbit (MJ2000, erdinertial, ekliptikal).....	43
Abbildung 17: TLI Manöver Fehler von ±1% (MJE2000, Einschuss GTO am 25th February 2012 00:00:00 UTC)	45
Abbildung 18: TLI Manöver Fehler von ±1% (MJE2000, Einschuss GTO am 20th February 2012 00:00:00 UTC)	45
Abbildung 19: MORTIS Instrument.....	47
Abbildung 20: Sensorkopf MORTIS (ohne Kontrollerelektronik, Baffle und Power supply)	47
Abbildung 21: Video Imager System Blockdiagramm (IDA, TU Braunschweig).....	49
Abbildung 22: SPOSH-VIS Breadboard im Einsatz zur Beobachtung von Meteoroidenschauern (DLR-PF, TUB, DJO).....	51
Abbildung 23: SPOSH-VIS Flugmodell Design (DLR-PF, TUB, DJO).....	53
Abbildung 24: Schematischer Aufbau der ATON Kamera	55
Abbildung 25: Darstellung von ATON	55
Abbildung 26: IHU-3 Integreated Housekeeping Unit (AMSAT P3-E Design).....	59
Abbildung 27: CAN-DO Module (CAN-Bus) für Housekeeping (AMSAT P3-D/P3-E Design).....	60
Abbildung 28: Blick auf die Hauptantenne mit geöffnetem Satellitendeckel.....	65
Abbildung 29: Satelliten Kommunikations-Schema. Empfangsseitig RX1 (Amateurfunkfrequenzen) und DLR-TRX (S-Band transponder auf DLR Frequenzen), sendeseitig STX und XTX (Amaterfunkfrequenzen S und X) und wieder DLR-TRX (S-Band transponder auf DLR Frequenzen),.IHU: Integrated Housekeeping Unit, steuert nur den Satelliten und das Verhalten der Nutzlasten. Patchable, fehlerkorrigiertes/redundantes SRAM (static RAM). Die Nutzlastdaten wuerden von einer 2. Einheit (DHS) verwaltet/formatiert/versendet(Richtung COMMS), das DHS enthält auch den Massenspeicher (Flash EEPROM, mehrfach redundant).	71
Abbildung 30: Funkstrecke. Die S-Band Funkstrecke DLR-seitig könnte auch mittels 13-/15-m Antennen in WHM realisiert werden (siehe linkbudgets bei den einzelnen Betriebsphasen).....	72
Abbildung 31: Design des Bodensegments	76
Abbildung 32: Schema Nutzlastbetrieb (1. Vorschlag AMSAT, 23.11.2009, Überarbeitung MUSC)	77
Abbildung 33: Visualisierung der AMSAT-Bodenstationen (TMTC). Gerechnet für eine Höhe von 800 km. 80	
Abbildung 34: 30m Antenne bei Weilheim	80

Abbildung 35: <i>Blockschaltbild des AMSAT-Aufbaus in 2005 für den Empfang von 8.4 GHz (10.45 GHz analog)</i>	81
Abbildung 36: <i>Kontaktzeiten im PO1 von WHM</i>	83
Abbildung 37: <i>Kontaktzeiten im PO2 von WHM</i>	83
Abbildung 38: <i>Kontaktzeiten im Transfer zur WSB Region von WHM</i>	84
Abbildung 39: <i>Kontaktzeiten im Transfer von der WSB Region zum Mond von WHM</i>	85
Abbildung 40: <i>Kontaktzeiten im PO1 von WHM</i>	86
Abbildung 41: <i>Auslegung des GNC-Systems</i>	101
Abbildung 42: <i>S400-12 Triebwerk von EADS Astrium</i>	104
Abbildung 43: <i>MAROTTA Kaltgas Micro Thruster</i>	105
Abbildung 44: <i>CFK-Atemlufttank der Firma Dräger</i>	105
Abbildung 45: <i>Rohrleitungsplan des Haupttriebwerks mit Bedruckungssystem</i>	106
Abbildung 46: <i>Rohrleitungsplan des Lageregelungssystems</i>	107
Abbildung 47: <i>Legende zu den Rohrleitungsplänen</i>	107
Abbildung 48: <i>Der Satellit mit MLI auf der Ober- und Unterseite</i>	111
Abbildung 49: <i>Option 1</i>	113
Abbildung 50: <i>Option 2</i>	114
Abbildung 51: <i>Option 3</i>	114
Abbildung 52: <i>Option 4</i>	115
Abbildung 53: <i>Option 5 (Baseline Design)</i>	116
Abbildung 54: <i>Option 5 (Baseline Design) Anordnung Antennenseite</i>	117
Abbildung 55: <i>Option 5 (Baseline Design) Anordnung Triebwerksseite</i>	117
Abbildung 56: <i>Prinzipskizze eines Divider Panels mit dargestellter Zugentlastung</i>	119
Abbildung 57: <i>DFC</i>	122
Abbildung 58: <i>MetNet</i>	124
Abbildung 59: <i>Baseline Design des Satelliten</i>	130
Abbildung 60: <i>Alternativkonzept</i>	132
Abbildung 61: <i>Moon-Earth-Gravity-Assist in der Draufsicht (erdinertial)</i>	133
Abbildung 62: <i>Schwankungen der Apoapsis am Mars und Deimosannäherungen</i>	135
Abbildung 63: <i>Retrograder Marsorbit</i>	136
Abbildung 64: <i>Prograder Marsorbit</i>	136
Abbildung 65: <i>Verteilung der Eklipsezeiten</i>	137
Abbildung 66: <i>Drehung der Apsidenlinie</i>	138
Abbildung 67: <i>IHU-3 Integrated Housekeeping Unit (AMSAT P3-E Design)</i>	147
Abbildung 68: <i>CAN-DO Module (CAN-Bus) für Housekeeping (AMSAT P3-D/P3-E Design)</i>	148
Abbildung 69: <i>Vorder- und Rückansicht einer SD-Karte</i>	149
Abbildung 70: <i>Aufbau einer SD-Karte</i>	150
Abbildung 71: <i>High Gain Antenne (HGA) in Satellitenstruktur integriert</i>	153
Abbildung 72: <i>Zu erwartende Datenraten im betrachteten Missionszeitraum. Die Daten der Deimos Vorbeiflüge sind markiert</i>	154
Abbildung 73: <i>Darstellung der Hauptkommunikationsstrecken</i>	157
Abbildung 74: <i>Mögliches DLR-AMSAT Bodensegmentnetzwerk</i>	157
Abbildung 75: <i>Beispiel-Transponder (nur S-Band Uplink und X-Band downlink: Gewicht und Volumenreduktion)</i>	158
Abbildung 76: <i>Konzept für DLR-AMSAT Groundsegment</i>	160
Abbildung 77: <i>Anordnung der Option mit 8 Solarpaneelen</i>	163
Abbildung 78: <i>Auslegung des GNC-Systems</i>	166
Abbildung 79: <i>Isp über Schub für S400 Antriebe (Astrium)</i>	168
Abbildung 80: <i>Mischungsverhältnis und Eintrittdruck für S400-15 (Astrium)</i>	171
Abbildung 81: <i>S400-15 Triebwerk von Astrium</i>	172
Abbildung 82: <i>1 N Einstofftriebwerk von Astrium</i>	173
Abbildung 83: <i>Rohrleitungsplan</i>	175
Abbildung 84: <i>Der Satellit mit MLI auf der Ober- und Unterseite am Mond</i>	180

Abbildung 85: <i>Der Satellit mit MLI auf der Ober- und Unterseite am Mars</i>	180
Abbildung 86: <i>Option 1 (Zusatzpaneele)</i>	181
Abbildung 87: <i>Option 2 (Baseline Design)</i>	182
Abbildung 88: <i>Option 2 Komponentenanzordnung (Baseline Design)</i>	183
Abbildung 89: <i>Prinzipskizze eines „Divider Panels“ mit dargestellter Zugentlastung</i>	185
Abbildung 90: <i>MetNet Lander in unterschiedlichen Phasen</i>	189
Abbildung 91: <i>(a) HP3 in ExoMars-Konfiguration (b) SPICE für NetLander</i>	189
Abbildung 92: <i>links: Δv-Bedarf für Option 1 und 2, rechts: Marsorbits von AMSAT-P5</i>	193
Abbildung 93: <i>links: Abstiegsbahn des MetNet Landers, rechts: absolute Wiedereintrittsgeschwindigkeit von verschiedenen Ausgangsbahnen in Abhängigkeit vom Δv</i>	194
Abbildung 94: <i>Änderung der Bahngeschwindigkeit des Orbiters aufgrund des Separations-Δv</i>	196
Abbildung 95: <i>AMSAT-Mars Konfiguration</i>	198

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Auswahlkriterien und deren Gewichtung für die Nutzlastauswahl der Mondmission	28
Tabelle 2: Top-Level Requirements an den Satelliten DLR-AMSAT P5 Moon [11]	30
Tabelle 3: Betriebsmodi der DLR-AMSAT Moon Mission (Zeiteinheiten: Minuten).....	32
Tabelle 4: Vergleich von Transferoptionen.....	35
Tabelle 5: Vergleich verschiedener Inklinationen im Mondorbit	36
Tabelle 6: Baseline Δv -Budget	39
Tabelle 7: Raumfahrzeug Massenbudget.....	44
Tabelle 8: Kennwerte des Video Imagers.....	50
Tabelle 9: Kennwerte von SPOSH-VIS.....	52
Tabelle 10: Datenraten der wissenschaftlichen Nutzlasten.....	58
Tabelle 11: Data Handling Equipment Massen-Budget.....	61
Tabelle 12: Data Handling Equipment Power-Budget.....	61
Tabelle 13: Parameter der vorgeschlagenen Hauptantenne	64
Tabelle 14: Communication Equipment Massen-Budget.....	67
Tabelle 15: Communication Equipment Power-Budget.....	67
Tabelle 16: Beispiel: Data sheet des Thales Alenia TCR S-Band Transponders.....	75
Tabelle 17: Koordinatenliste von typischen TC-berechtigten AMSAT-Bodenstationen. Die Koordinaten sind nur ungefähr (Google Earth), z.B. für Sichtbarkeitsanalysen. Die Stationen sind fix. Genaue Koordinaten können z.B. durch präzise GPS-Messungen ermittelt werden.	79
Tabelle 18: Leistungsanforderungen der Subsysteme in den verschiedenen Modi.....	98
Tabelle 19: PowerEquipment Massen-Budget.....	99
Tabelle 20: GNC Equipment Massen-Budget.....	101
Tabelle 21: Vergleich von Kaltgastriebwerken mit Hydrazintriebwerken	103
Tabelle 22: Propulsion Equipment Massen-Budget	108
Tabelle 23: Propulsion Equipment Power-Budget	109
Tabelle 24: Veränderungen weißer Oberflächen im Orbit (Quelle: NASA).....	110
Tabelle 25: Temperaturbereiche für TCS-Komponenten	112
Tabelle 26: Thermal Equipment Massen-Budget.....	112
Tabelle 27: Thermal Equipment Power-Budget.....	112
Tabelle 28: Struktur Equipment Massen-Budget.....	120
Tabelle 29: Auswahlkriterien und deren Gewichtung für die Nutzlastauswahl der Mondmission	127
Tabelle 30: Top-Level Requirements an den Satelliten DLR-AMSAT P5 Mars.....	129
Tabelle 31: Betriebsmodi der DLR-AMSAT Mars Mission (Zeiteinheiten: Minuten)	131
Tabelle 32: Orbitoptionen am Mars.....	136
Tabelle 33: Kennwerte der Deimos Framing Camera	142
Tabelle 34: Kennwerte von MARTIS	144
Tabelle 35: Data Handling Equipment Massen-Budget.....	150
Tabelle 36: Data Handling Equipment Power-Budget.....	150
Tabelle 37: Communication Equipment Massen-Budget.....	155
Tabelle 38: Communication Equipment Power-Budget.....	155
Tabelle 39: Bodenstationen für X-Band	159
Tabelle 40: Leistungsanforderungen der Subsysteme in den verschiedenen Modi.....	163
Tabelle 41: Power Equipment Massenbudget.....	164
Tabelle 42: GNC Equipment Massen-Budget.....	166
Tabelle 43: Details der Manöver	167
Tabelle 44: Details der Manöver für die Gesamtmission.....	168
Tabelle 45: Haupttriebwerksvergleich.....	169
Tabelle 46: Lageregelungstriebwerksvergleich	170

Tabelle 47: <i>Brennstoffeigenschaften</i>	172
Tabelle 48: <i>Oxydationsmitteldichten</i>	172
Tabelle 49: <i>Propulsion Equipment Power-Budget</i>	176
Tabelle 50: <i>Propulsion Equipment Massen-Budget</i>	178
Tabelle 51: <i>Thermal Equipment Massen-Budget</i>	179
Tabelle 52: <i>Thermal Equipment Power-Budget</i>	179
Tabelle 53: <i>Struktur Equipment Massen-Budget</i>	187
Tabelle 54: <i>MNL Daten und Randbedingungen für den Eintritt in die Marsatmosphäre ([14],[15])</i>	190
Tabelle 55: <i>Missions- und Raumfahrzeugdaten von AMSAT Mars (aus CE-Studie)</i>	191
Tabelle 56: <i>Optionen für das Absetzen von MetNet</i>	192
Tabelle 57: <i>Option 1 - Auslegung des Bremsmoduls</i>	195
Tabelle 58: <i>Nutzlastoptionen für AMSAT Mars unter Berücksichtigung von MNL</i>	197

Referenzen

- [1] Ariane 5 user's manual, Issue 5, Revision 0, Juli 2008.
http://www.arianespace.com/launch-services-ariane5/Ariane5_users_manual_Issue5.pdf. Abrufdatum: 21. 09. 2009
- [2] Beckman, M. and Lamb, R. Stationkeeping for the Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO). 2007
- [3] Belbruno, E.A. and Carrico, J.P. Calculation of Weak Stability Boundary Lunar Transfer Trajectories. 2000. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. AIAA 2000-4142 [Available at http://www.stk.com/downloads/support/productSupport/literature/pdfs/whitePapers/0800_wsb.pdf]
- [4] Biesbroek, R. and Janin, G. Ways to the Moon? August 2000. ESA bulletin 103. [Available at <http://www.esa.int/esapub/bulletin/bullet103/biesbroek103.pdf>]
- [5] D. Schubert, H. Päsler, DLR-AMSAT P5: „Konzeptstudie zu einem Mond- und Marssatelliten in Kooperation mit AMSAT-DL - Kostenschätzung –“, Bremen 2010
- [6] <http://www.amsat.org/amsat/sats/phase3d.html>
- [7] <http://www.amsat-dl.org>
- [8] http://www.dvb.org/technology/fact_sheets/DVB-S2-Fact-Sheet.0709.pdf
- [9] J. Spurmann: Lunar Transfer Trajectories, TN-10-02, GSOC 2010
- [10] Konzeptentwurf, DLR-AMSAT P5 Mars, CE Studienbericht, Bremen 2009
- [11] Konzeptentwurf, DLR-AMSAT P5 Moon, CE Studienbericht, Bremen 2009
- [12] Locoche, S. Eccentricity Vector Control for the German Lunar Exploration Orbiter Mission. 2009. Delft University of Technology. MSc Thesis Report
- [13] M. Löscher: Missionsanalyse des Satelliten "DLR-AMSAT P5 Mars", basierend auf dem "Low Energy Transfer", Projektarbeit ILR-RSN PA 09-38, Bremen 2010

- [14] MetNet – In Situ Observational Network and Orbital Platform to Investigate the Martian Environment – Proposal in response to Call for proposals for the first planning cycle of Cosmic Vision 2015-2025, A.-M. Harri et al., Space Research Unit, Finnish meteorological Institute, Helsinki, Finland
- [15] MetNet Report #1 Mission Description, technical report, Lavochkin Association
- [16] Novak, D. et al. Analysis and Design of WSB Transfers for the European Student Moon Orbiter Mission. 2007. 58th International Astronautical Congress. IAC-07-E2.3.1
- [17] Parker, J.S. Low-Energy Ballistic Lunar Transfer. 2003. PhD Thesis. University of Colorado
- [18] PENZO, Paul A.: Mission design for Mars missions using the Ariane ASAP launch capability. AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting Paper AIAA-99-106, Breckenridge, Colorado, 7-10. Februar 1999
- [19] Penzo, Paul A.: Planetary missions from GTO using earth moon gravity assists, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference Paper AIAA-98-4393, Boston, Massachusetts, 10-12. August 1998
- [20] R. Kahle: Untersuchung stabiler polar-naher Umlaufbahnen für die AMSAT/DLR Mond-Mission, TN-10-03, GSOC 2010
- [21] Y. Gataullin: LINK BUDGET FOR SIMULTANEOUS TM/TC AND TURNAROUND S-BAND RANGING, GSOC 2010
- [22] Zeile, O. et al. Analyses of orbital lifetime and observation conditions of small lunar satellites. 2008. 59th International Astronautical Conference. IAC-08.B4.8.6

Abkürzungen

ADC/DAC	Analog-to-Digital Conversion/Digital-to-Analog Conversion
AI	Action Item
AME	Attitude Measurement Error
AMSAT	Radio Amateur Satellite Corporation
AOCS	Attitude and Orbit Control System
APE	Attitude Pointing Error
ATON	Autonomous Terrain based Optical Navigation
BCR	Battery Charge Regulator
BO	Bodenstation Bochum
BPSK	Binary Phase Shift Keying (Phasenmodulation)
CCSDS	Consultative Committee for Space Data Systems
CE	Concurrent Engineering
CEF	Concurrent Engineering Facility
CFK	Carbonfaserverstärkter Kunststoff
Comms	Communication System
COTS	Commercial off-the-shelf
DFC	Deimos Framing Camera
DHS	Data Handling System
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
ECSS	European Cooperation on Space Standardization
EDAC	Error Detection and Correction
ESA	European Space Agency
G/S	Ground Stations
GNC	Guidance Navigation and Control
GSOC	German Space Operations Center
GTO	Geo Transfer Orbit
HDTV	High Definition Television
HEO	High Elliptical Orbit
HGA	High Gain Antenna
HV	High Voltage
IDM	Integrated Design Model

IHU	Integreated Housekeeping Unit
IPS	Interpreter for Process Structures
LAPIS	LAnder Package Impacting a Seismometer
LEO	Low Earth Orbit
LEOP	Launch and early operation phase
LNB	Low Noise Block
LOI	Lunar Orbit Insertion
MARTIS	Mars Radiometer and Thermal Infrared Imaging Spectrometer
MEGA	Moon Earth Gravity Assist
MLI	Multilayer Insulation
MMH	Monomethyldhydrazin
MOI	Moment of Inertia
MORTIS	Moon Radiometer and Thermal Infrared Imaging Spectrometer
MUSC	Microgravity User Support Center
NiCd	Nickel Kadmium
NiMH	Nickel Metallhybrid
NRZ	Non-Return to Zero
NSG	Bodenstation Neustrelitz
NTO	Distickstofftetroxid
OS	Optisches Subsystem
P3	Phase 3: Bau eines Satelliten und Positionierung in einer stark elliptischen Erdumlaufbahn
P5	Phase 5: Bau eines Raumfahrzeugs, das zum Mond, Mars oder zu einem anderen Ziel innerhalb des inneren Sonnensystems geschickt wird
PF-PG	DLR-Institut für Planetenforschung - Planetengeologie
PS	Prozessierungs Subsystem
QFM	Qualification and Flight Model
RB-MC	DLR-Institut für Raumflugbetrieb und Astronautentraining - MUSC
RB-RT	DLR-Institut für Raumflugbetrieb und Astronautentraining - Raumflugtechnologie
RF	Radio Frequency
RM-OS	DLR-Institut für Robotik und Mechatronik - Optische Informationssysteme
RPE	Rate Pointing Error
RX	Receive
RY-NR	DLR-Institut für Raumfahrtsysteme - Navigations- und Regelungssysteme
RY-QM	DLR-Institut für Raumfahrtsysteme - Qualitätsmanagement

RY-RT	DLR-Institut für Raumfahrtssysteme - Systemanalyse Raumtransport
RY-SK	DLR-Institut für Raumfahrtssysteme - Systemkonditionierung
RY-SR	DLR-Institut für Raumfahrtssysteme - Systemanalyse Raumsegment
S/C	Spacecraft
SDR	Software Defined Radio
SPOSH	Smart Panoramic Optical Sensor Head
TBC	To Be Confirmed
TC	Telecommand
TM	Telemetry
TRL	Technology Readiness Level
TTC	Telemetry, Tracking and Command
WCS	Worst Case Scenario
WHM	Bodenstation Weilheim
WSB	Weak Stability Boundary

1 Einleitung

Der Verein AMSAT Deutschland e. V. (siehe [7]) findet seinen Ursprung in den USA (Funkamateure) und finanziert sich privat und aus Spenden. AMSAT führte bereits erfolgreiche LEO und HEO Satelliten-Missionen durch, siehe z. B. P3-D [6].

Bei dem geplanten P5-A Mars-Relais-Satelliten handelt es sich um eine P3-D-Weiterentwicklung, die als Technologie-Erprobungsträger für Tests bzgl. Funkstrecke, magnetisch gelagerter Drallräder, Arc-Jet und RISC-Bordrechner dienen soll. Der Transport des Satelliten erfolgt als Piggy-Back nach GTO.

Das Projekt befindet sich bei AMSAT Deutschland e. V. derzeit im Papier-Studien-Status auf der Basis des P3-D Satelliten. Der Finanzbedarf zur Realisierung der Mars-Mission seitens AMSAT-DL werden auf 20 M€ inklusive Piggy-Back Launch geschätzt. Das ursprünglich anvisierte Startfenster 2011 ist nicht mehr erreichbar, 2013 und 2016 sind energetisch ungünstig. Eine vielversprechende Option ist das Startfenster 2018, das relativ weit in der Zukunft liegt und daher einen Zwischenschritt zum Mond ermöglicht.

Am DLR Institut für Raumfahrtsysteme wurde gemeinsam mit AMSAT Deutschland e. V. auf Systemebene eine Machbarkeitsstudie sowohl für einen P5-A-Flug zum Mars als auch zum Mond (Zwischenschritt) durchgeführt.

Für die Untersuchungen kam u. a. die neue Concurrent Engineering Facility (CEF) des DLR Bremen in den Bereichen Missionsanalyse, Konfiguration, Budgeting und Kosten zum Einsatz.

Ziel der Studie war es, Aussagen darüber zu treffen, ob und inwiefern eine Einbindung des DLR in das AMSAT-P5 Projekt angestrebt werden sollte. Die technischen und programmatischen Grundlagen (einschließlich Kostenschätzung) für eine entsprechende Entscheidung wurden in der Studie erarbeitet.

2 Die Mission zum Mond

2.1 Mögliche Nutzlasten

2.1.1 MORTIS

- Ziel: Abbildung des Infrarotspektrums für die Mineralogie von Mond- Silikaten und Messungen der Oberflächentemperatur
- Masse: 3,5 kg
- Dimensionen: 150 x 150 x 100 mm³ + Baffle
- Leistung: 15 W
- Datenrate: 1,6 MByte/s
- Interner Speicher: 915 MByte (@ 10min duty)
- Operationsmodi: off, safe mode, idle, calibration, scanning
- Thermalbereich: 0-40°C, 10mK Stabilität
- Lage: stability: 1°/sec, absolute knowledge: 3.6 arcmin
- TRL: 8-9
- Kostenschätzung: 6M€ bis zum Start
- Kontakt: Anko Börner
- Details: MERTIS derivate

2.1.2 Video Imager System

- Ziel: HDTV-Aufnahmen im Orbit und während besonderer Ereignisse für Öffentlichkeitsarbeit und Bildung (Manöver, Erd Auf- und Untergang, Mondoberfläche)
- Masse: 2,5 kg
- Dimensionen: 312 x 240 x 225 mm³ (h/w Envelope: 219 x 170 x 186 mm³)
- Leistung: 14 W
- Datenrate: max. 25 Mbit/sec
- Interner Speicher: 256 Gbit
- Operationsmodi: off, stand-by, imaging, emergency
- Thermalbereich: 15°C±10°C (TBC)
- Lage: APE: <0,5°; AME: < 0,05° (desired)
- TRL: 4
- Kostenschätzung: 3 M€ (TBC) bis zum Start
- Kontakt: Harald Hoffmann

- Details: VMC/VEx, FC/Dawn, LEVIS/LEO, etc.

2.1.3 SPOSH-VIS

- Ziel: Erfassung und Überwachung von Einschlagblitzen im sichtbaren Bereich auf der Nachtseite des Mondes ausgelöst durch Meteoroiden.
- Masse: 5 kg (incl. 1 kg Margin)
- Dimensionen: 200 x 200 x 200 mm³
- Leistung: 10 W
- Datenrate: 1,4 kbit/event; 1,4 Mbit/full frame (peak: 1 frame/2 sec)
average: ~800 kbit/day
- Interner Speicher: 64 MByte (for internal processing and storage)
- Operationsmodi: off, stand-by, continuous, single frame, triggered
- Thermalbereich: 15°C±5° ops. (detector -20°C), 15°C±15° non-ops
- Lage: APE: <1°; RPE: < 0,05°/2sec; AME: < 0,05°
- TRL: 5
- Kostenschätzung: 7 M€ (bis zum Start)
- Kontakt: Harald Hoffmann
- Details: SPOSH-VIS 4 breadboards routinely operated;
FM design study (ESA; DLR LEO)

2.1.4 ATON Camera

- Ziel: Star Tracking, Interplanetare Navigation,
Navigation bei Planetarer Annäherung, Orbit Bestimmung
- Masse: 2 kg
- Dimensionen: 150 x 150 x 100 mm³
- Leistung: 10 W
- Datenrate: Telemetrie: 30 kBit/s, for data downlink: 12 Gbit in
arbitrary time
- Interner Speicher: 4 GByte
- Operationsmodi: Non operation, Operation, Data downlink, Maintenance

- Thermalbereich: -30°C to +50°C operational, -50°C to +70°C non operational
- Lage: Nadir Pointing +/- 30°
- TRL: 2
- Kostenschätzung: (bereits finanziert)
- Kontakt: Malak Samaan

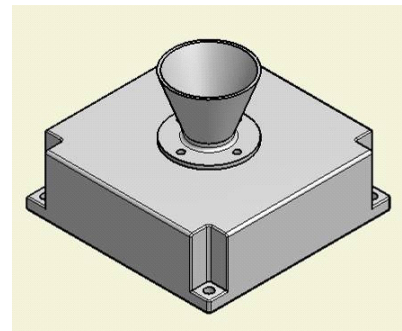


Abbildung 1: Darstellung von ATON

2.1.5 Radiation Monitor

- Ziel: Messung und Beobachtung der Strahlungsumgebung des Mondes (charged/uncharged particles; primary/secondary radiation)
- Masse: 7,5 kg (3,7 kg + 0,4 kg + 2,9 kg + 0,5 kg)
- Dimensionen: HET: 150 x 230 x 135 mm³, TNS: 150 x 150 x 50 mm³, NTNS: 250 x 130 x 130 mm³, E-Box: 150 x 150 x 100 mm³
- Leistung: 11,4 W (stand-by 4.8W)
- Datenrate: 116 kbit/sec
- Operationsmodi: off, stand-by, nominal, burst
- Thermalbereich: -30°C – 30°C
- Lage: APE: <2°; AME: < 1°
- TRL: 4-5
- Kostenschätzung: 6 M€ (bis zum Start)
- Kontakt: Harald Hoffmann
- Details: MSL/RAD; STEREO; HET/Solar Orbiter; RadMo/LEO

2.1.6 Particle Detector

- Ziel: Untersuchung der Staubumgebung des Mondes und seiner Zusammensetzung mit einem Partikelbahnsensor und einem Massenspektrometer (mainly ejected lunar dust, some IPDs and ISDs)
- Masse: 7,7 kg
- Dimensionen: 316 x 371 x 348 mm³
- Leistung: 19 W ops.; 14 W heating during non-ops.

- Datenrate: 820 kbit/event (uncompressed); 320 kbit/event (compressed)
average: 3,1 kbit/sec
- Akkommodation: In Flugrichtung (two FMs needed due to s/c flip)
- Operationsmodi: off, stand-by, on, calibration (TBC)
- Thermalbereich: -25°C – 40°C ops., -70°C – 60°C non-ops.
- Lage: APE: <math><1^\circ</math>; AME: <math><0.1^\circ</math>

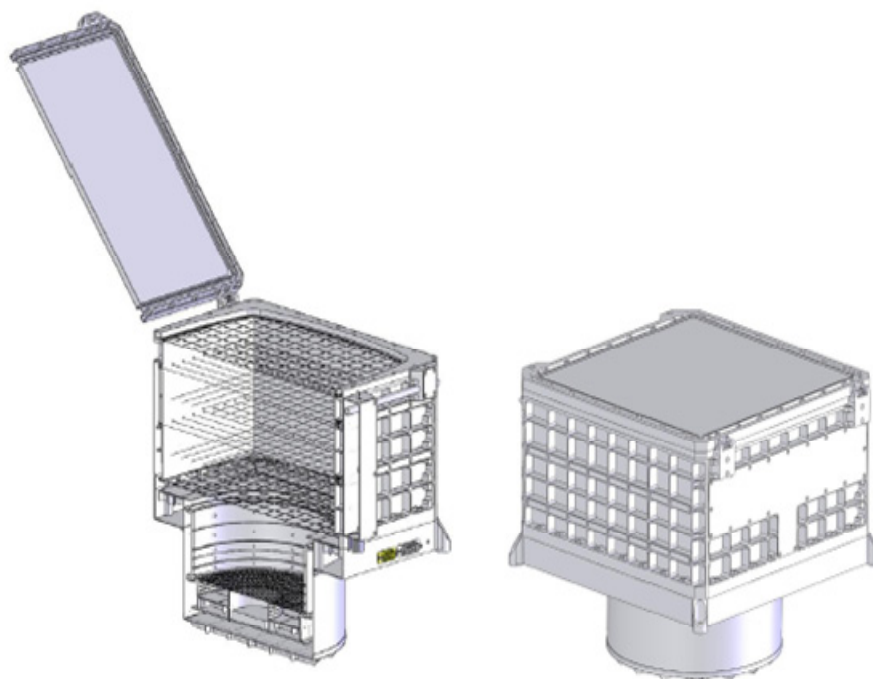


Abbildung 2: Darstellung der Particle Detector-Einheit

- TRL: 4-5
- Kostenschätzung: 9 M€ (bis zum Start für zwei FM)
- Kontakt: Harald Hoffmann
- Details: CDA/Cassini, CIDA/Stardust, DUNE project with breadboard, LEOPARD/LEO

2.1.7 LAPIS

- Ziel: Hart landendes Modul mit einem Seismometer für Messungen von Mondbeben und Meteorschauer
- Masse: 12 kg (Landemodul) + 60 kg (Abstiegsmodul)
- Dimensionen: Landemodul: dmax ca. 40-50 cm (incl. Humps)
+ Abstiegsmodul (TBD)
- Operationsmodi: 1 Mondtag Lebensdauer

- Thermalbereich: überlebt nur Temperaturen eines Mondtages
- Lage: keine Einschränkung
- TRL: 2
- Kostenschätzung: 30 M€
- Kontakt: Caroline Lange

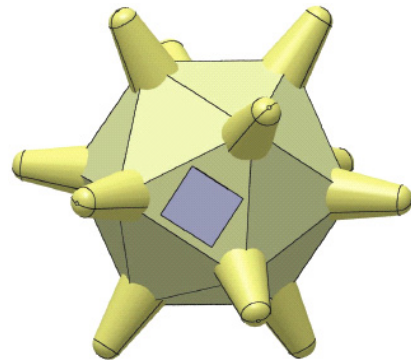


Abbildung 3: Modell vom LAPIS-Lander

- Details: passt sehr gut in internationalen raumfahrtpolitischen Hintergrund; Entwicklungspotential bezüglich Nighttime Survival vorhanden; Abstiegsmodul bedarf noch weiterer Studien)

2.1.8 Langmuir Probe

- Ziel: Messung und Beobachtung des elektrischen Feldes und des elektrischen Potentials der Mondumgebung (unterstützend zum Dust Detector)
- Masse: 1,1 kg
- Dimensionen: on boom with 1000 mm length and \varnothing 100 mm
- Leistung: 5,5 W
- Datenrate: 1 kbit/sec
- Operationsmodi: off, stand-by, nominal, burst
- Lage: APE: $<2^\circ$; AME: $<1^\circ$
- TRL: 8
- Kostenschätzung: 0,9 M€ (bis zum Start)
- Kontakt: Harald Hoffmann
- Details: Standard Instrument

2.1.9 SPOSH-IR

- Ziel: Erfassung und Überwachung von Einschlagblitzen im Infrarot-Bereich auf der Nachtseite des Mondes ausgelöst durch Meteoroiden.
- Masse: 4 kg
- Dimensionen: 250 x 200 x 160 mm³
- Leistung: 20 W
- Datenrate: 0,5 kbit/event; 0,4 Mbit/full frame (peak: 1 frame/2 sec)
average: 240 kbit/day
- Interner Speicher: uses SPOSH-VIS internal DPU
- Operationsmodi: off, stand-by, continuous, single frame, triggered
- Thermalbereich: 15°C±5° ops. (detector -80°C), 15°C±15° non-ops.
- Lage: APE: <1°; RPE: < 0,05°/2sec; AME: < 0,05°
- TRL: 5
- Kostenschätzung: 4 M€ (bis zum Start)
- Kontakt: Harald Hoffmann
- Details: SPOSH-IR breadboard (ESA contract) actually tested in field

2.1.10 Bewertung der vorgeschlagenen Nutzlasten

Aufgrund begrenzter Kapazitäten (Masse, Power, Data) ist es nicht möglich, alle vorgeschlagenen Nutzlasten auf dem Satellitenbus zu akkommodieren. Um eine Auswahl aus den Nutzlasten zu treffen, wurden sie von den Wissenschaftlern und Nutzlast Providern einem Bewertungsverfahren unterzogen. Hierzu wurden zehn Kriterien aufgestellt und gewichtet (siehe Tabelle 1). Dabei zählten das Alleinstellungsmerkmal, der naturwissenschaftliche Wert, die Kosten und das nationale Interesse einer Nutzlast zu den wichtigsten Eigenschaften.

Tabelle 1: Auswahlkriterien und deren Gewichtung für die Nutzlastauswahl der Mondmission

DLR-AMSAT-Studie_Mond Payload Trades			
	Factor	Remark	Weighting
1	Alleinstellungsmerkmal	<i>einzigartiger ist besser</i>	15
2	Wissenschaftlicher Wert (Naturwissenschaften)	<i>höher ist besser</i>	15
3	Technologischer Wert (Ingenieurwissenschaften)	<i>höher ist besser</i>	5
4	Öffentliche Sichtbarkeit	<i>höher ist besser</i>	10
5	Komplexität	<i>weniger Teile ist besser</i>	5
6	Entwicklungsstatus	<i>hoher TRL ist besser</i>	10
7	Kosten	<i>niedriger ist besser</i>	15
8	Wiederverwendbarkeit für Marsmission	<i>höher ist besser</i>	5
9	Nationales Interesse	<i>höher ist besser</i>	15
10	Ressourcenbedarf (Masse, Power, Volumen,...)	<i>niedriger ist besser</i>	10

Anschließend wurde jeder Nutzlastvorschlag hinsichtlich der aufgestellten Kriterien beurteilt und jeder Nutzlast pro Kriterium ein Faktor zwischen 0 (erfüllt das Kriterium überhaupt nicht) und 5 (erfüllt das Kriterium vollstens) zugewiesen. Am Ende des Bewertungsprozesses ergab die Summe der Produkte aus Faktoren und Gewichtungen eine Zahl, die die verschiedenen Nutzlasten zueinander vergleichbar macht. Je höher diese Zahl ist, desto interessanter ist der Einsatz dieser Nutzlast.

Folgende vier Nutzlastvorschläge bekamen dabei die meisten Punkte:

- MORTIS (405 Punkte)
- Video Imager (380 Punkte)
- SPOSH-VIS (350 Punkte)
- ATON Camera (350 Punkte)

Diese erfüllten in Summe die Kapazitätvorgaben des Satellitenbusses und ergaben gleichzeitig ein Ensemble mit vielfältigen Anwendungen: MORTIS und SPOSH können wertvolle wissenschaftliche Daten liefern, der Video Imager ist in der Lage, spektakuläre Aufnahmen der Mission für die Öffentlichkeit zu liefern und mit ATON kann eine innovative Navigationstechnologie erprobt und qualifiziert werden. Daher wurde dieses Ensemble dafür ausgewählt, im Rahmen einer CE-Studie weiter untersucht zu werden.

DLR-AMSAT-Studie_Mond Payload Trades

Factor	LAPIS	ATON Camera	MORTIS	SPOSH-VIS	SPOSH-IR
1 Alleinstellungsmerkmal	5	4	4	4	4
2 Wissenschaftlicher Wert (Naturwissenschaften)	4	1	4	4	3
3 Technologischer Wert (Ingenieurwissenschaften)	5	5	1	1	1
4 Öffentliche Sichtbarkeit	5	3	4	3	2
5 Komplexität	0	4	3	4	3
6 Entwicklungsstatus	1	1	4	3	2
7 Kosten	1	4	4	3	2
8 Wiederverwendbarkeit für Marsmission	0	5	5	5	4
9 Nationales Interesse	4	5	4	3	3
10 Ressourcenbedarf (Masse, Power, Volumen,...)	1	3	4	3	2
Sum	305	350	405	350	280

DLR-AMSAT-Studie_Mond Payload Trades

Factor	Particle Detector	Langmuir Probe	Radiation Monitor	Video Imager
1 Alleinstellungsmerkmal	4	2	3	3
2 Wissenschaftlicher Wert (Naturwissenschaften)	4	3	3	2
3 Technologischer Wert (Ingenieurwissenschaften)	3	1	4	3
4 Öffentliche Sichtbarkeit	1	1	3	5
5 Komplexität	3	4	2	3
6 Entwicklungsstatus	3	4	3	3
7 Kosten	2	5	3	5
8 Wiederverwendbarkeit für Marsmission	5	3	4	4
9 Nationales Interesse	3	1	3	4
10 Ressourcenbedarf (Masse, Power, Volumen,...)	2	4	3	4
Sum	310	295	320	380

2.2 Der Satellit „DLR-AMSAT P5 Moon“

2.2.1 Anforderungen

Tabelle 2: Top-Level Requirements an den Satelliten DLR-AMSAT P5 Moon [11]

AMSAT P5 Moon Top-Level Requirements		
Category	Acronym	Requirement
17.09.2009		
System	SYS-010	The AMSAT P5 Moon wet mass shall not exceed 650 kg
	SYS-020	The AMSAT P5 Moon shall be launched piggy-back with Ariane 5 into GTO
	SYS-030	The AMSAT P5 Moon shall use the AMSAT SBS Adapter for launch
	SYS-040	The AMSAT P5 Moon shall be 3-axis stabilized
	SYS-050	The AMSAT P5 Moon shall withstand the radiation environment for 24 days in GTO
	SYS-060	The AMSAT P5 Moon shall communicate via amateur and non-amateur frequencys
Mission	MIS-010	The AMSAT P5 Moon shall operate in a 100km x 100km lunar orbit
	MIS-020	The AMSAT P5 Moon mission shall have an operational lifetime of minimum 1 year
	MIS-030	The AMSAT P5 Moon shall be launched 2014 +/-2 years
	MIS-040	The AMSAT P5 Moon shall be disposed on the lunar surface
Payload	PAY-010	The AMSAT P5 Moon shall contain SERTIS, Video Imager, SPOSH-VIS and ATON as scientific payload
	PAY-020	The AMSAT P5 Moon instruments shall be directed to the lunar surface during scientific operation
	PAY-030	The AMSAT P5 Moon APE shall be less than 0.5°
	PAY-040	The AMSAT P5 Moon AME shall be less than 0.05°
	PAY-050	The AMSAT P5 Moon RPE shall be less than 0.05°/2sec
Design Guidelines	DG-L-010	The AMSAT P5 Moon should base on the AMSAT P3-D satellite
	DG-L-020	The AMSAT P5 Moon should not exceed 40 M€ costs until launch (launch included)
	DG-L-030	The AMSAT P5 Moon should be open to communicate with possible other Lunar missions (e.g. Luna-Glob, Google Lunar X PRIZE)

2.2.2 Missionsziele

Folgende Missionsziele lassen sich von den ausgewählten Instrumenten ableiten:

- Wissenschaftliche Erkenntnisse über die Mineralogie von Mondsilikaten sowie der Oberflächentemperatur des Mondes (MORTIS)
- Erstellung von spektakulären HDTV Videos für die Öffentlichkeit (Video Imager)
- Beobachtung von Meteoroideneinschlägen auf der Nachtseite des Mondes (SPOSH)
- Technologieerprobung der Navigationskamera ATON

Des Weiteren sind die Bereitstellung einer umfangreichen Telekommunikationsplattform, sowie die Technologieerprobung hinsichtlich einer DLR-AMSAT Marsmission erklärte Missionsziele.

2.2.3 Baseline Design

Der Satellitenkörper des Hauptkonzeptes ist in weiten Teilen analog zum Satelliten AMSAT P3D gestaltet. Er besitzt je eineinhalb seitlich ausklappbare Solarpaneele, die mittig am Satelliten befestigt sind. Drei weitere Solarflächen befinden sich fest auf drei Körperseiten.

Den Solarpanelen entgegengesetzt befinden sich die vier Instrumente. Eine High Gain Antenne ist auf einer großen Satellitenfläche installiert, welche dem Triebwerk gegenüberliegt.

Das Lageregelungssystem ist für eine ständige 3-Achsen-Stabilisierung ausgelegt. Die Ausrichtung des Satelliten am Mond geschieht in Abhängigkeit der Operationssequenzen hinsichtlich Sonne, Mond und Erde.

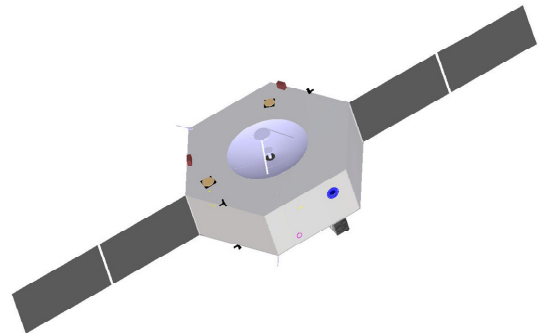


Abbildung 4: *Baseline Design des Satelliten*

2.2.4 Operationsmodi

Tabelle 3: Betriebsmodi der DLR-AMSAT Moon Mission (Zeiteinheiten: Minuten)

Element 1		DLR-AMSAT P5_Moon		
1	Launch Mode	Ariane 5	Launch	10
2	GTO_Mode	can last up to 24 days; Phasing Orbit has to be aspired to minimize radiation exposure of the Spacecraft and to calibrate the engine	GTO	34560
3	Trans Lunar Injection	Injection Burn at perigee to raise apogee into WSB and reach the Moon	TLI	10
4	Cruise Mode	120 days; Weak-stability boundary transfer	Cruise	172800
5	Midcourse Manoeuvre	correct the trajectory during traveling to Moon, if necessary	MidCMan	30
6	Lunar Orbit Insertion	final breaking manoeuvre to circularize orbit around the Moon	LOI	10
7	Solar Eclipse	Moon is between the Spacecraft and the Sun	SolEcl	46
8	Solar View	Spacecraft has direct view to the Sun	SolView	72
9	Communication Mode	high bandwidth data transmission to Earth with high gain antenna	Comm	3
10	Safe Mode	only housekeeping, survival mode	Safe	118

Wichtig: LEOP (max. 27 d) und Cruise (max. 120 d) dauern zusammen max. 144 Tage.
Die Betriebszeit am Mond soll mindestens ein Jahr betragen.

2.2.5 Alternativkonzept

Alternativ wurde ein Satellitenkörper analog zum AMSAT-Konzept P5-A mit sechs in Richtung Haupttriebwerk blumenförmig aufgeklappten Solarpanelen vorgeschlagen. Die Hauptidee dahinter bestand darin, die Instrumente und die Hauptantenne auf der gleichen Seite anzubringen, da aufgrund der Missionssequenzen eine gleichzeitige Nutzung beider nicht vorkommen kann. Außerdem bieten sich durch die entgegengesetzte Anordnung der Solarpaneele eine vorteilhafte Konstellationen bezüglich gleichzeitiger Kommunikation, Stromversorgung und Kamerabetrieb.

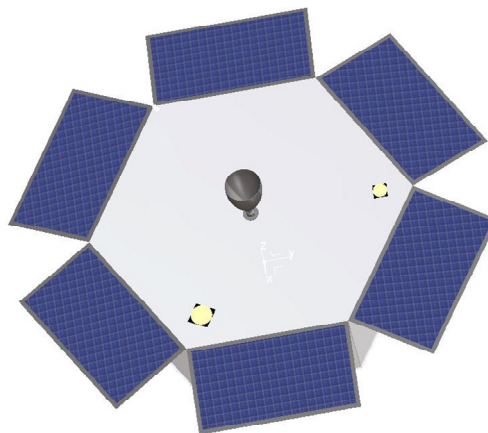


Abbildung 5: Alternativkonzept

Dabei wurde im ersten Schritt eine Hauptantenne angenommen, die die gesamte Satellitenfläche ausfüllt. Dies setzte voraus, dass für die Instrumente Aussparungen in der Antenne eingeplant wurden. Dabei entstehende elektrische Störungen wurden als zu kritisch erachtet, als dass dieses Konzept weiter verfolgt werden sollte.

Im Verlauf der Studie wurde der Antennendurchmesser jedoch deutlich reduziert, was eine parallele störungsfreie Anordnung der Instrumente erlauben würde.

2.2.6 Missionsanalysen

Anforderungen und Annahmen

Erd-Orbit

Entsprechend Requirement SYS-020 soll der Satellit DLR-AMSAT P5 Moon piggy-back mit einer Ariane-5 in den geostationären Transferorbit (GTO) gestartet werden. Das bedeutet, dass eine unmittelbare Einflussnahme auf das Startdatum oder die Startzeit nicht möglich ist. Außerdem kann davon ausgegangen werden, dass die genauen Startdaten nicht vor Fertigstellung des Satelliten bekannt sein werden. Daher wird das Startdatum für die Untersuchungen als unbekannt angenommen, und für die Startzeit das Standard-Startfenster für einen Ariane 5 Mitternachtsstart 0.

Als Annahme für den Startorbit wird der Standard-Ariane-5 GTO herangezogen. Die zugehörigen Orbit Parameter sind:

Inklination	= 6 deg
Perigäume	= 250 km
Apogäum	= 35943 km
Perigäumsargument	= 178 deg
Aufsteigender Knoten	= abhängig von Startzeit

Außerdem wird aufgrund des Mondumlaufes davon ausgegangen, dass der Aufenthalt im Erdorbit weniger als ein Monat dauern wird.

Erde-Mond Transfer

Bei den Analysen wird davon ausgegangen, dass für die Transfermanöver ein schubstarkes Triebwerk ähnlich zu dem in AMSAT P3-D verwendet wird.

Lunarer Orbit

Requirement MIS-010 fordert für den Satelliten eine kreisförmige Umlaufbahn in 100 km Höhe über dem Mond. In einem solchen Orbit werden Unregelmäßigkeiten im Gravitationsfeld des Mondes bereits nach einer Woche zu signifikanten Änderungen der Exzentrizität führen. Daher ist es geplant, den Satelliten anfänglich auf den Zielorbit einzuschießen und anschließend Korrekturmanöver vorzunehmen, sobald entweder Periselenium oder Aposelenium einen kritischen Wert erreichen. Bei zu geringem Periselenium wird der Satellit mit der Topographie des Mondes kollidieren. Der höchste Punkt auf der Mondoberfläche liegt bei ca. 12 km [1], daher wird inklusive einer Sicherheitsmargin für die minimale Höhe des Periseleniums ein Wert von 30 km angenommen. Wird das Aposelenium zu hoch, kann MORTIS keine akkuraten Messwerte mehr erzeugen. Daher wurde als maximaler Wert für das Aposelenium eine Höhe von 150 km gewählt.

Requirement MIS-020 (Tabelle 2) fordert eine Betriebszeit von mindestens einem Jahr im Mondorbit. In der Studie wurde sich darauf geeinigt, den Orbit mindestens ein Jahr lang innerhalb des beschriebenen Bereiches zwischen Periselenium und Aposelenium zu halten.

Requirement MIS-040 fordert die Entsorgung des Satelliten auf der Mondoberfläche. Analysen zeigen, dass kein Mondorbit im Bereich von 100 km Höhe länger als wenige Jahre stabil bleibt. Daher muss kein für den Treibstoffbedarf nennenswertes, aktives Manöver für die Entsorgung vorgesehen werden.

Optionen und Vergleiche

Transfer Typ

Im Wesentlichen drei Optionen für den Erde-Mond-Transfer werden unterschieden: Hohman Transfer, Weak-Stability-Boundary (WSB) Transfer und Niedrigschub-Transfer. Ein Niedrigschub-Transfer basiert auf einem elektrischen Antrieb, der den Satelliten unter geringem jedoch kontinuierlichem Schub entlang einer Spiralbahn zum Mond befördert. Da in dieser Studie ein Satellitenkonzept mit einem Triebwerk höherer Leistung untersucht werden soll, kommen hierfür nur noch die Tranfertypen Hohmann und WSB in Betracht. Abbildung 6 stellt beide schematisch dar.

Ein Hohmann Transfer besteht theoretisch aus zwei impulsiven Manövern: Dem Translunar Injection Manöver und dem Orbit Insertion Manöver. Das gleiche gilt für den WSB-Transfer mit Zusatz eines Mid-Course Manövers [4]. Tatsächlich werden weitere kleine Manöver zur Kompensation von Fehlern in der Orbitbestimmung und

Schubkontrolle durchgeführt. Beide Transfertypen gelten als „flight proven“. Der Hohmann Transfer fand beinahe bei allen vergangenen Mondmissionen Anwendung. Der WSB-Transfer wurde bei der japanischen Hiten/Muse-A-Mission 1991 erfolgreich demonstriert.

Abbildung 6 gibt einen Überblick über die Hauptcharakteristiken der beiden Transferoptionen.

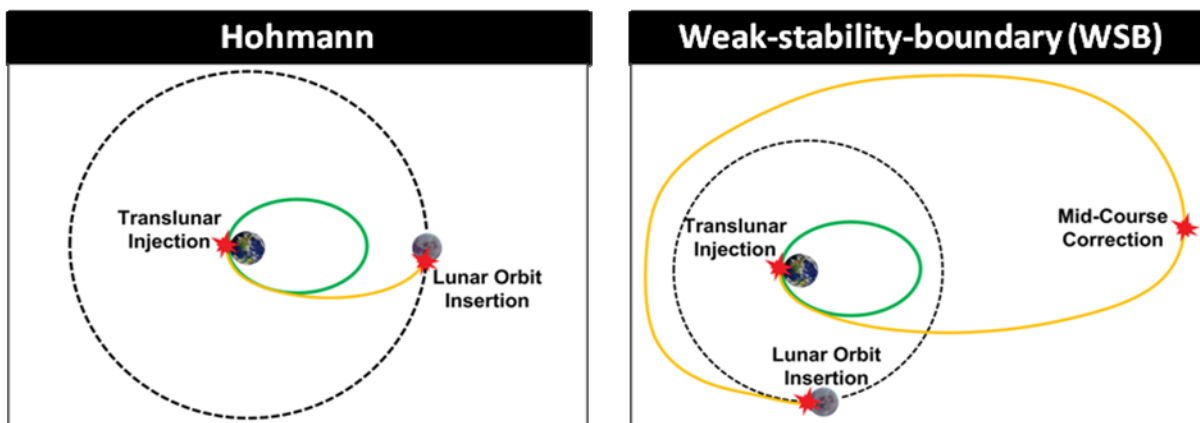


Abbildung 6: Schematische Darstellung von Hohmann- und WSB-Transfer

Tabelle 4: Vergleich von Transferoptionen

	Hohmann	WSB
Required Δv (assuming impulsive manoeuvres and worst-case launch date & time)	~2200 m/s	~1600 m/s
Duration	~5 days	80 to 120 days
Largest distance from Earth	0.4 million km	1.5 million km
Required accuracy in orbit determination & thrust control	lower	higher
Complexity of trajectory design	lower	higher

Der Δv -Bedarf für den Transfer ist stark abhängig von Startdatum und –uhrzeit. Dies begründet sich durch den Einfluss der Startdaten auf die Orientierung des GTOs in Bezug auf die Orbitebene des Mondes. Ist der GTO einmal eingeschlagen, verändert sich diese Orientierung kaum innerhalb eines Monats. Da jedoch Startdatum und –zeit als unbekannt angenommen werden, wurden worst-case Annahmen des Δv -Bedarfs ermittelt. Während für den Hohmanntransfer ca. 2200 m/s benötigt werden, erfordert der WSB-Transfer lediglich grob 1600 m/s. Diese Werte sind allerdings noch nicht genau optimiert und lassen sich wahrscheinlich weiter reduzieren.

Die Dauer des Hohmanntransfers beträgt ca. 5 Tage, die des WSB-Transfers ist mit 80 bis 120 Tagen deutlich größer. Bei einem Hohmanntransfer wird sich der Satellit nicht weiter als die Mondbahn von der Erde entfernen (ca. 0,4 Millionen km), die Weak-Stability-Boundary liegt allerdings mit einer Distanz von 1,3 bis 1,5 Millionen km deutlich weiter entfernt, was u.a. bei der Auslegung des Kommunikationssystems beachtet werden muss. Außerdem ist, wie der Name schon sagt, diese Region nur schwach stabil und anfällig für Perturbationen. Daher sind höhere Genauigkeitsansprüche bezüglich Orbitbestimmung und Schubkontrolle gefordert.

Auch die Komplexität des WSB-Transfers ist höher als beim Hohmanntransfers, da er erstens eine korrekte Konstellation zwischen Erde, Mond und Sonne erfordert und nicht nur wie bei Hohmann zwischen Erde und Mond, und da zweitens die Trajektorie sensitiver gegenüber Fehlern und Störungen ist.

Abschließend ist der WSB-Transfer aufgrund des deutlich geringeren Δv - und dadurch Treibstoffbedarfes ausgewählt worden.

Inklination des Modorbits

Die bevorzugte Inklination des Orbits um den Mond liegt in der Nähe einer polaren Bahn. Verglichen zu niedrigeren Inklinationen hat dies folgende Vorteile:

- Gute Abdeckung der Mondoberfläche
- Δv -Bedarf zum Erreichen des Orbits ist minimal
- Durchschnittliche Dauer von solaren und Erd-Eklipsen ist minimal

Darüberhinaus hat die exakte Wahl der Inklination einen entscheidenden Einfluss auf die Stabilität und Lebensdauer eines Orbits um den Mond. Es gibt lunare Orbits, die in einem bestimmten kleinen Inklinationsbereich relativ, d.h. über Monate stabil sind. Diese Bereiche liegen um 0°, 27°, 50°, 74° und 85° Inklination [22] [20]. Die letzten beiden spielen für diese Studie eine größere Rolle, da sie einer polaren Bahn am nächsten kommen. Deren Charakteristik ist in Tabelle 5 zusammengefasst.

Tabelle 5: Vergleich verschiedener Inklinationen im Mondorbit

	74°	85°
Sensitivity of orbit stability to orbit injection errors	lower	higher
Δv required for transfer trajectory	higher	lower
Lunar surface coverage	Large coverage gap above poles	Small coverage gap above poles

Der Nachteil der höheren Sensitivität der 85°-Inklination gegenüber Orbit-Einschuss-Fehlern wird in Kauf genommen, da davon ausgegangen wird, dass die

Einschussgenauigkeit hinreichend ist, um einen stabilen Orbit im Bereich von 85° Inklination zu erreichen. Daher ist dieser Orbit als Basisdesign ausgewählt worden.

Baseline Design

Trajektorie

Die grundsätzliche Trajektorie des Satelliten ist in Abbildung 7 dargestellt:

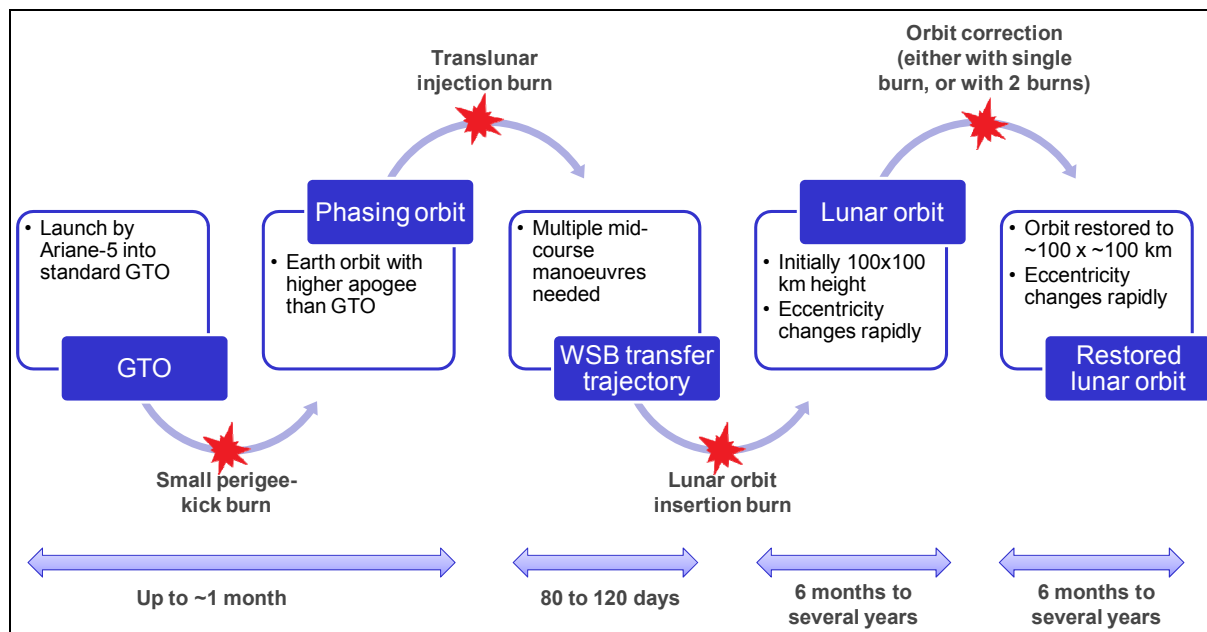


Abbildung 7: Baseline Design der Trajektorie

Angangspunkt für die Missionsanalyse ist der Start des AMSAT-P5-Moon mit der Ariane 5 als „Piggy-back“ Nutzlast in einen Geostationären Transferorbit (GTO).

- GTO-Daten:
- Höhe des Apogäums: 35943 km
 - Höhe des Perigäums: 250 km
 - Inklination: 6°
 - Argument des Perigäums: 178°

Von diesem aus werden nach einem oder mehreren Perigäumsmanövern Zwischenorbits geflogen. Diese „phasing orbits“ bringen folgende Vorteile mit sich: Erstens ist es ein wichtiger Test für das Antriebssystem des Satelliten, da es die Kalibration des Triebwerks ermöglicht. Zweitens reduziert es die Brenndauer des Triebwerkes während eines Manövers, insbesondere das Δv des Manövers, welches zum Erreichen der Fluchtgeschwindigkeit benötigt wird. Drittens reduzieren sich durch die längeren Orbitperioden die strahlungsbelastenden Durchgänge durch die Van Allen Belts (zwei Mal pro Orbit).

Abhängig von der Startgelegenheit bleibt der Satellit solange auf den Zwischenorbits um die Erde, bis sich die richtige Erd-Mond-Sonnen-Geometrie einstellt. Dies wird wegen

der Umlaufgeschwindigkeit des Mondes um die Erde nicht länger als einen Monat dauern. Dann wird im Perigäum das sogenannte „Translunar Injection“-Manöver durchgeführt. Der folgende Transfer, auf dem neben kleineren Korrekturmanövern im erdfernsten Punkt ein „Mid Course“-Manöver durchgeführt wird, benötigt etwa 80 bis 120 Tage.

Im mondächsten Punkt wird das „Lunar Orbit Insertion“-Manöver durchgeführt, welches den Satelliten gegebenenfalls über Zwischenorbits in den kreisförmigen Zielorbit von 100 km Höhe und 85° Inklination bringen soll. Unter bestimmten Umständen ist auch ein „Ballistic Capture“ am Mond möglich, bei dem der Satellit auch ohne ein Manöver vom Mond eingefangen wird. Jedoch auch in einem solchen Fall sind anschließende Manöver zum Erreichen des gewünschten Zielorbits erforderlich.

Durch die Unregelmäßigkeiten im Gravitationsfeld des Mondes wird sich der kreisförmige Orbit sehr schnell verändern. Dabei werden Inklination und große Halbachse relativ konstant bleiben, hingegen Exzentrizität und Periselenumsargument stark variieren. Obwohl wie weiter unten beschrieben unter gewissen Umständen ein unkontrollierter Betrieb über mehr als 1 Jahr möglich ist, wurden im Δv -Budget 25 m/s für Korrekturen am Mond vorgesehen, was eine größere Flexibilität während der Betriebsphase gewährleisten soll.

Abbildung 8 zeigt die maximalen solaren Eklipsen, die pro Orbitumlauf im GTO oder im Mondorbit zu erwarten sind. Zusätzlich werden im Mondorbit einige solaren Eklipsen, verursacht durch die Erde, hinzukommen, die in Abbildung 9 dargestellt sind.

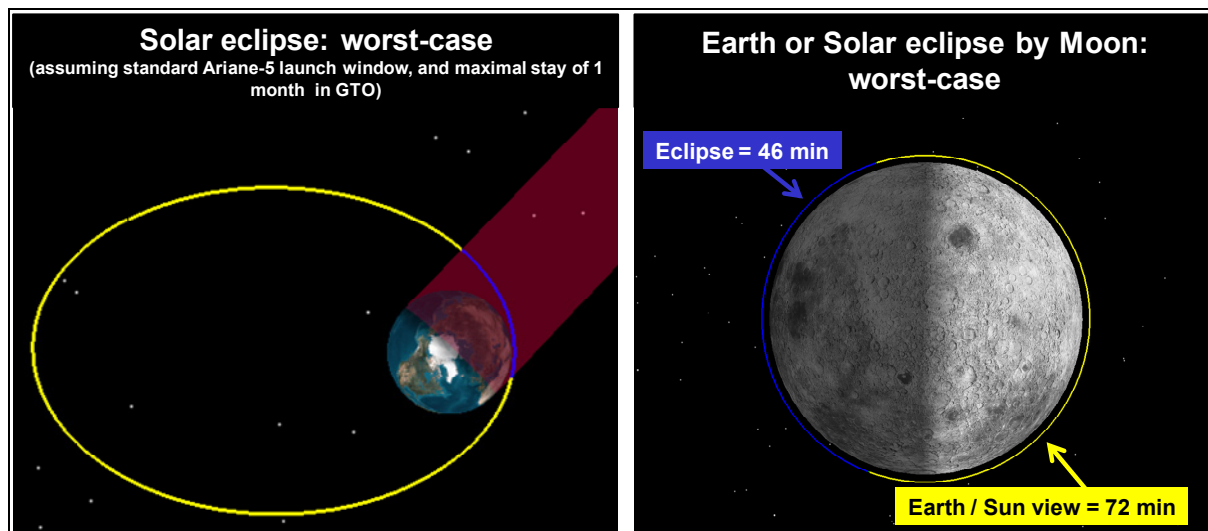


Abbildung 8: Maximale Eklipse im GTO (links) und im Mondorbit (rechts)

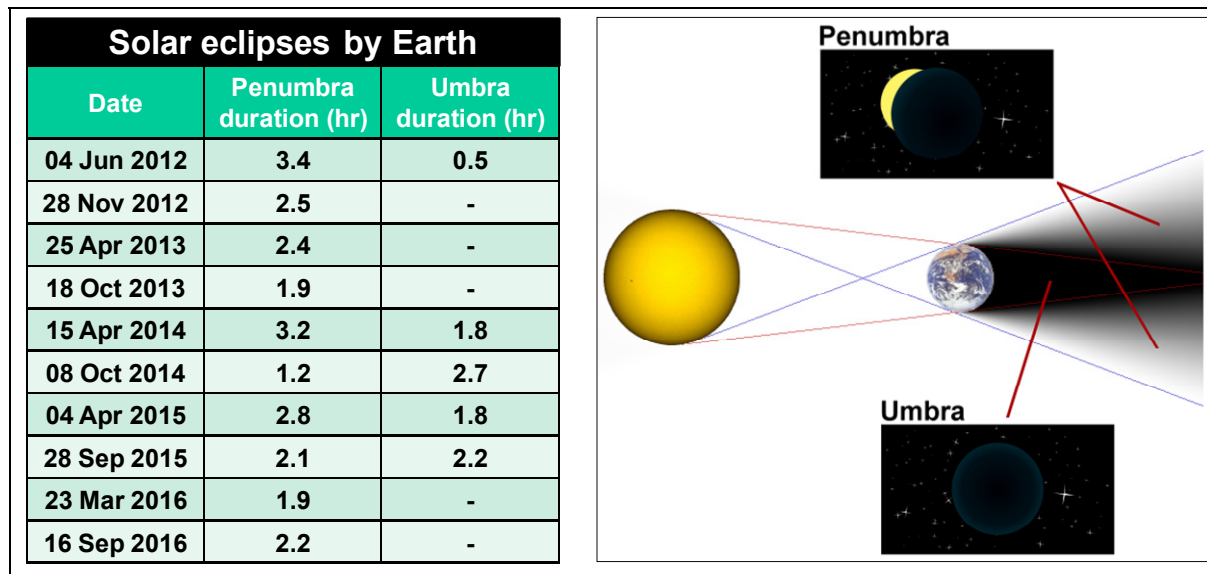


Abbildung 9: Sonnen Eklipsen im Erd- und Mondorbit in den Jahren 2012 bis2016

Δv Budget

Das zu Grunde gelegte Δv-Budget ist inTabelle 6 aufgelistet.

Tabelle 6: Baseline Δv-Budget

Baseline Δv budget	
WSB transfer (from GTO to 100x100 km lunar orbit)	1600 m/s
1 lunar orbit correction (from 50x150 km to 100x100 km orbit)	25 m/s
Margin (to account for gravity losses, navigational corrections and other uncertainties)	10%
Total	1787 m/s

Dieses Δv Budget von insgesamt 1787 m/s ermöglicht es dem Satelliten DLR-AMSAT P5 Moon, aus dem GTO in den gewünschten Mondorbit zu gelangen und dort für mindestens ein Jahr im Betrieb zu bleiben. Dabei sind für den WSB-Transfer worst-case Annahmen getroffen worden.

Routinebetrieb im Mondorbit

Untersuchung stabiler polar-naher Missionsbahnen

Die Untersuchung stabiler polar-naher Missionsbahnen wird in der DLR RB-RT TN-10-03 beschrieben. Dieser Abschnitt fasst Inhalt und Ergebnis dieser TN kurz zusammen.

Die TN umfasst eine analytische Beschreibung der Bahnelemente für stabile niedrige und nahezu kreisförmige Mondbahnen und deren Untersuchung bezüglich einer polarnahen 100 km hohen Mondbahn. In der anschließenden numerischen Untersuchung werden die Anfangselemente über einen 1,5 jährigen Zeitraum propagiert (Mondgravitationsfeld

75x75, Störung durch Sonne, Erde und solaren Strahlungsdruck), um Aussagen zur Langzeitstabilität zu treffen. Demnach lässt die Wahl eines um 85° (bzw. 95°) inklinierten Mondorbits in 100 km Höhe einen unkontrollierten Betrieb über 1 Jahr mit Höhenvariationen <50 km zu, siehe Abbildung 10.

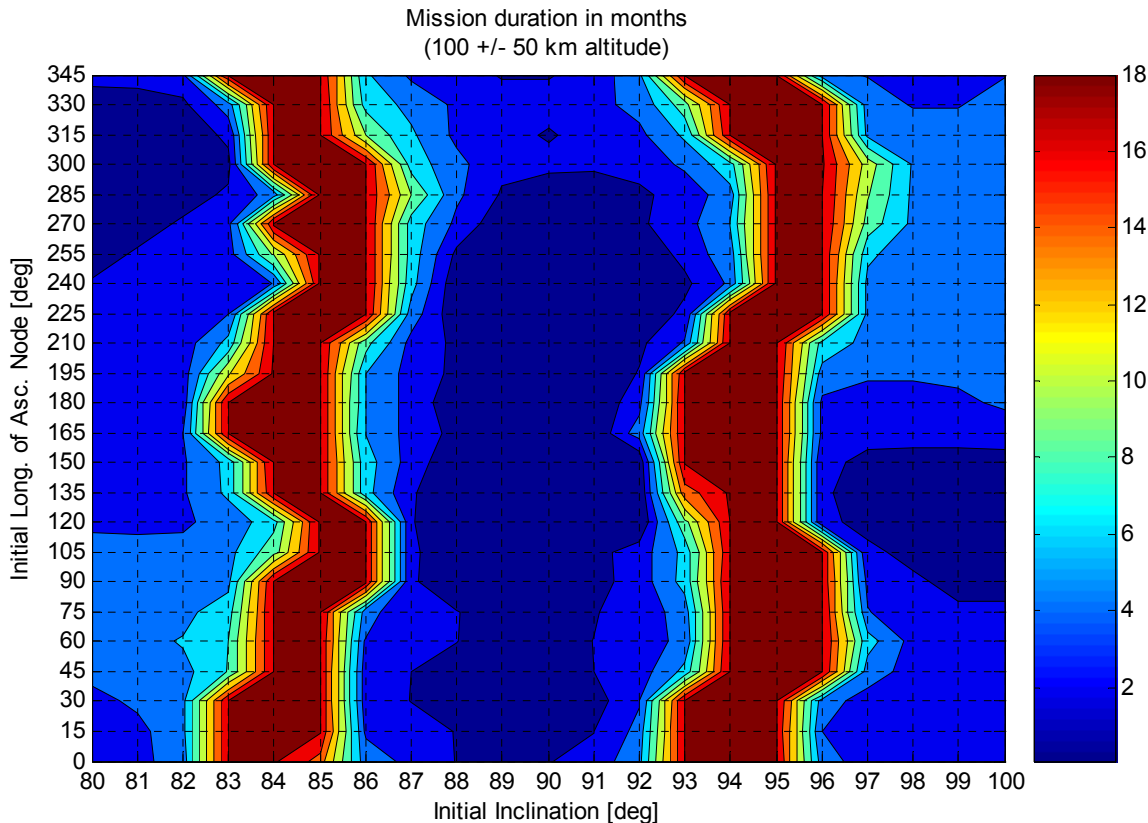


Abbildung 10: *Missionsdauer in Monaten für einen unkontrollierten 100±50 km Mondorbit [DLR RB-RT TN-10-03].*

Die Wahl der Anfangselemente für Exzentrizität und Argument des Periluns beruht lediglich auf der Betrachtung eines axialsymmetrischen Mondgravitationsfeldes (30ter Grad und 0te Ordnung). Der Einfluss der sektoralen und tesseralen Koeffizienten auf die Bahnstabilität ist jedoch signifikant. Aus diesem Grund können durch die Änderung der analytisch bestimmten Anfangswerte teilweise stabilere Anfangselemente gefunden werden. Damit können auch Bahnen gefunden werden, die innerhalb von 100±40 km stabil sind.

Betrachtet man ferner dass die Exzentrizität in einem 18-monatigen Zeitraum zwar sehr großen Schwankungen unterliegt, diese aber teilweise nur eine kurzzeitige Verletzung der relevanten Bahnhöhe bedeuten, so können weitere stabile Missionsbahnen gefunden werden. Auf diesen Bahnen muss eventuell bei kurzzeitiger Verletzung der zulässigen Höhenvariation der Instrumentbetrieb für wenige Tage unterbrochen werden, es stellt jedoch nicht das Ende der Mission dar bzw. erfordert keine Bahnkorrektur.

Stationssichtbarkeit

Schließlich wird in der TN die Stationssichtbarkeit diskutiert. Demnach werden für die DLR Station in Weilheim folgende Aussagen getroffen. Treten keine Okkultationen auf, so sind Passagen mit einer Dauer > 10 Stunden möglich. Andernfalls werden einzelne Beobachtungsbögen bis zu 7 oder 8-mal pro Tag unterbrochen. In jedem Fall sind jedoch Sichtbarkeitsdauern größer als 4 Stunden pro Tag gegeben.

Abgesehen von den durch Okkultationen bedingten Unterbrechungen kann mit dem AMSAT Stationsnetzwerk (Tabelle 17) eine lückenlose Abdeckung erreicht werden.

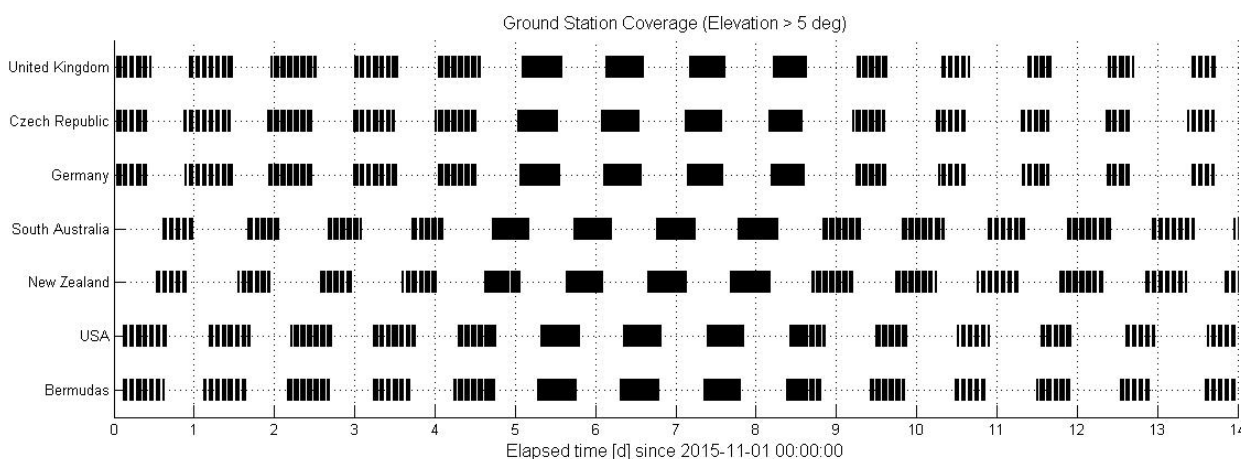


Abbildung 11: Sichtbarkeit des Mondorbiters über der AMSAT-Bodenstation in den USA

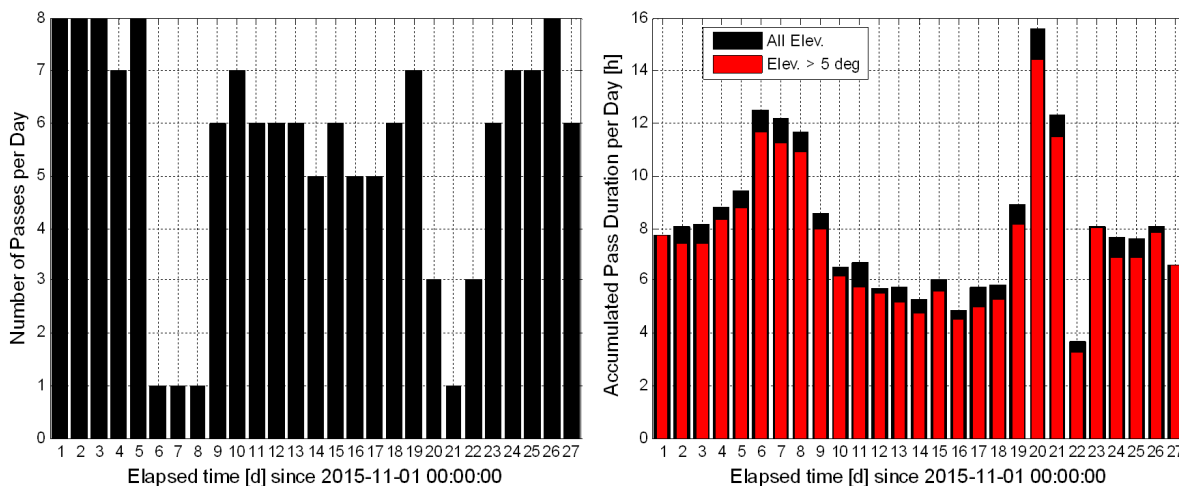


Abbildung 12: Stationssichtbarkeit des AMSAT-Netzwerks für eine siderische Periode

Weitere Untersuchungen zur frühen Betriebs- (LEOP) und Transferphase

Missionsszenario

Das Missionsszenario wurde in [9] untersucht. Dieses Kapitel fasst Inhalt und Ergebnis dieser TN kurz zusammen.

Weak Stability Boundary Transfer

Aus dem Vergleich verschiedener chemischer Transfermöglichkeiten folgt als Basis für die AMSAT-Mond Mission ein Weak Stability Boundary (WSB) Transfer. Die Randbedingungen sind mit einem Ariane 5 GTO als Startorbit nach Piggy-Back Start und einem annähernd polaren 100 x 100 km Zielorbit am Mond gegeben. Für die maximal zulässige Raumfahrzeug Gesamtmasse von 650 kg ergibt sich eine Transferzeit von 130 Tagen bei einem ΔV von ca. 1800 m/s (inklusive Sicherheit) (Abbildung 13 und Abbildung 14)

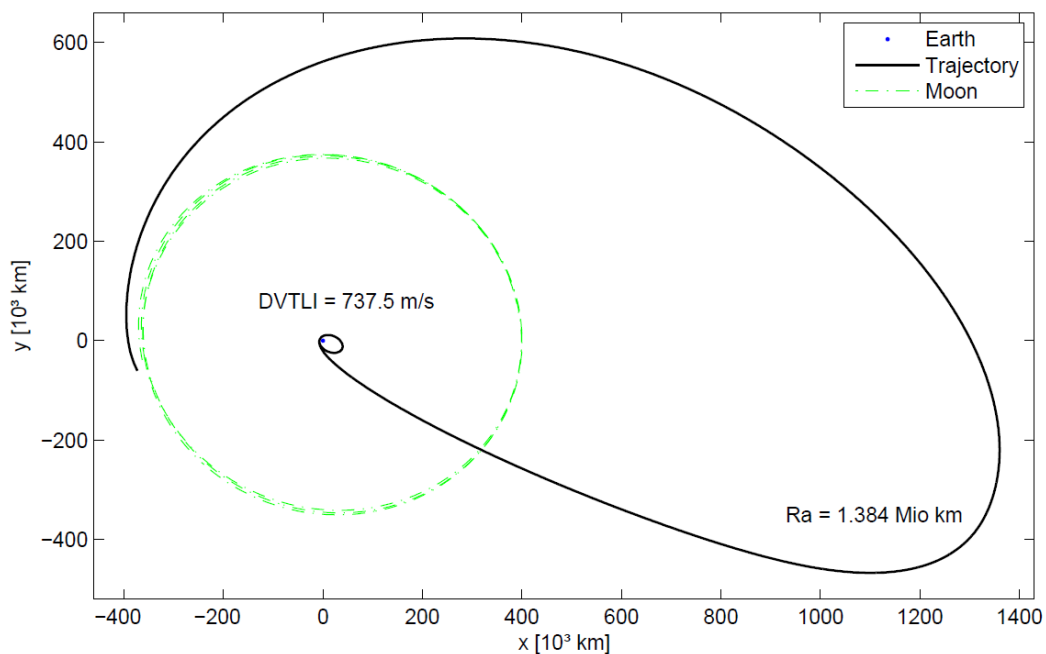


Abbildung 13: X-Y plot des WSB Transfers (MJE2000, Einschuss GTO am 25th February 2012 00:00:00 UTC)

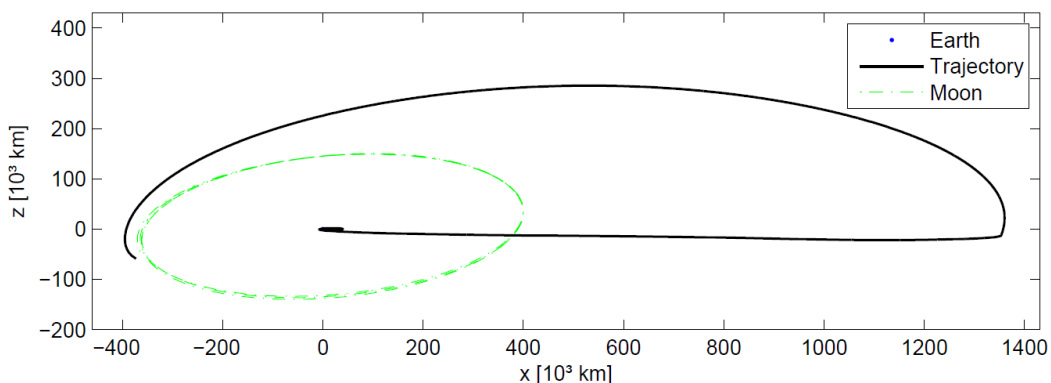


Abbildung 14: X-Z plot of WSB transfer (MJE2000, Einschuss GTO am 25th February 2012 00:00:00 UTC)

Elektrisches Transferszenario

Zusätzlich wurden die Ergebnisse des chemischen Transferszenarios mit einem elektrischen Transfer verglichen, welches mit der Bahnoptimierungssoftware InTrance berechnet wurde. Neben den Änderungen am Missionszenario aufgrund des elektrischen Transfers ergeben sich auch Subsystemveränderungen des Raumfahrzeugs. Das Ergebnis ist ein 152 Tage Transfer mit Abweichungen vom Zielorbit von 5000 km und 14 m/s Relativgeschwindigkeit (Abbildung 15 und Abbildung 16).

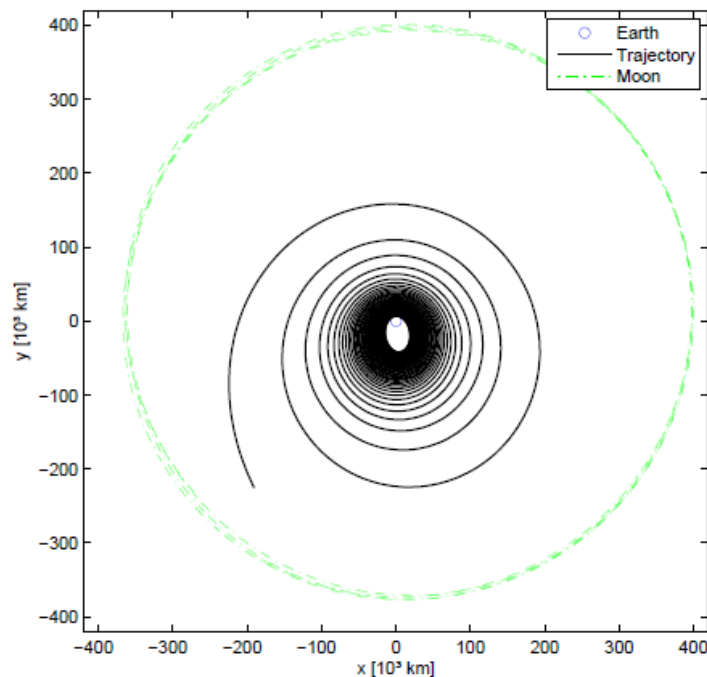


Abbildung 15: Transferbahn vom GTO bis zum Einfang am Mond (MJ2000, erdinerter, ekliptikal)

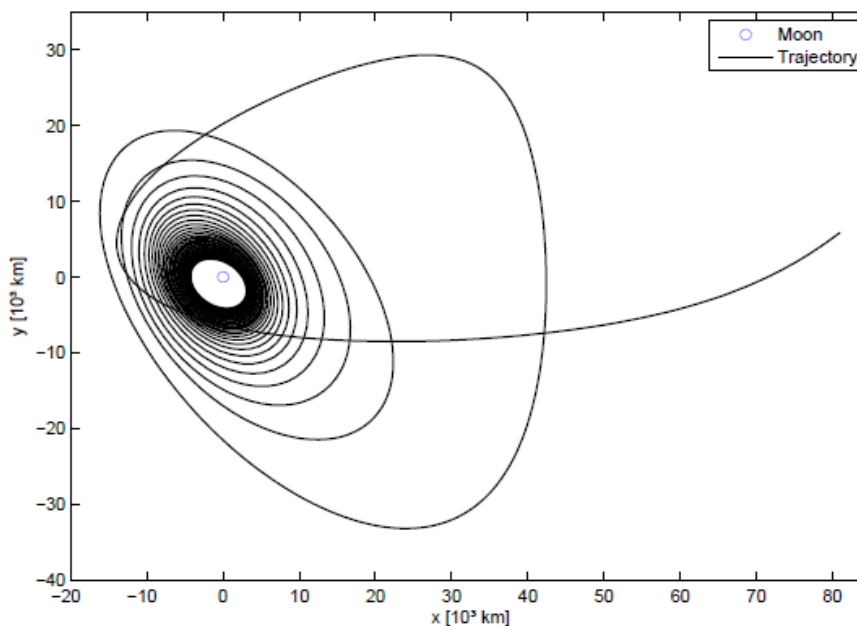


Abbildung 16: Transferbahn vom Einfang am Mond bis zum Zielorbit (MJ2000, erdinerter, ekliptikal)

Das Δv beträgt 5633 m/s, für welches aufgrund des hohen spezifischen Impulses von 3714 s jedoch nur eine Treibstoffmasse von 82 kg benötigt wird. Mit 20 % Sicherheit ergibt sich somit bei 92 kg ein Treibstoffmassenanteil von 15% and der Gesamtmasse von 647.6 kg. Trotz des größeren Massenbedarfs einzelner Subsysteme aufgrund des elektrischen Transferszenarios erhöht sich die Nutzlast von 14.5 kg auf 51 kg ().

Tabelle 7: Raumfahrzeug Massenbudget

Subsystem	Mass [kg]	Margin [%]	Total [kg]	Ratio [%]
Power	134,27	20,00	157,40	34,36
Propulsion system	78,30	15,45	90,40	19,74
Structure	51,38	6,65	54,80	11,96
Thermal	20,39	9,91	22,41	4,89
Communications	18,40	18,91	21,88	4,78
Data Handling	3,00	20,00	3,60	0,79
GNC	32,80	18,14	38,75	8,46
Harness	15,00	20,00	18,00	3,93
Payload	46,02	10,44	50,82	11,10
Total Subsystem Mass	399,56	14,64	458,06	
Overall System Margin		20,00	91,61	
Spacecraft dry mass			549,68	
Propellant mass	81,60	20,00	97,92	
Launch mass			647,60	

TLI Manöver Fehler

Unter Berücksichtigung von Manöverfehlern des 400 N Triebwerks beim TLI von $\pm 1\%$ (unkalibriert 1-2%, kalibriert $< 1\%$ möglich) ergibt sich eine Absenkung des Apogäums in der WSB Region um 365000 km, oder eine Beschleunigung auf Fluchtgeschwindigkeit (Abbildung 17).

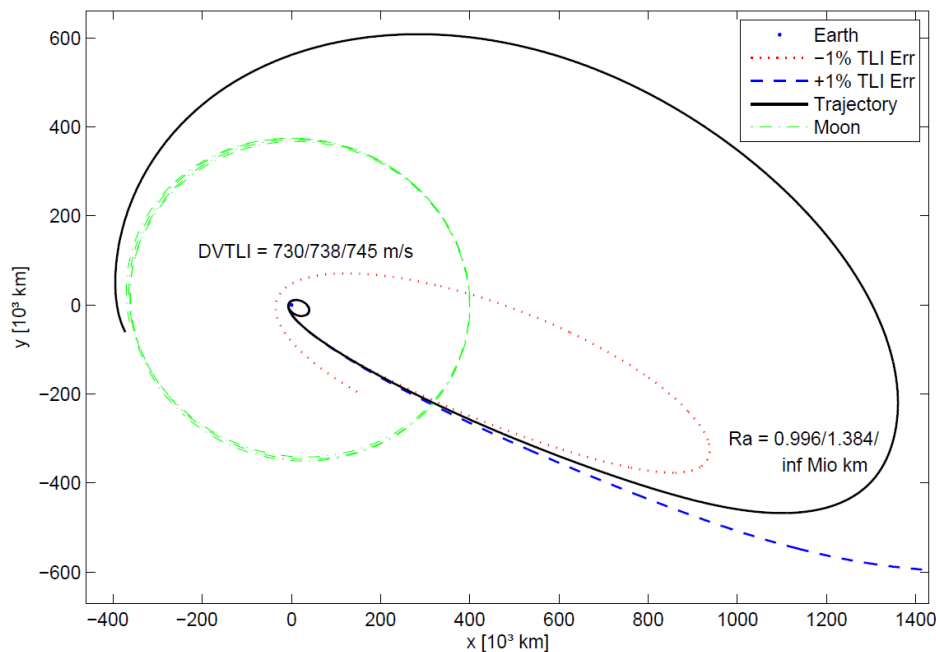


Abbildung 17: TLI Manöver Fehler von $\pm 1\%$ (MJE2000, Einschuss GTO am 25th February 2012 00:00:00 UTC)

Um dies zu vermeiden und gleichzeitig die hohe Anzahl an Van-Allen-Gürtel Passagen zu reduzieren, die sich bei einer bis zu 27-tägigen Wartezeit im GTO ergeben würden, werden sogenannte Phasing Orbits eingeführt. Diese ergeben sich durch Aufteilung des TLI in drei einzelne Manöver deren Wert mit jedem Manöver kleiner wird. Dadurch reduziert sich der Positionsfehler im Apogäum der Transferbahn auf -52000 km oder +60000 km (Abbildung 18) und die Anzahl der Van-Allen-Gürtel Passagen auf elf (drei GTO Umläufe für Bahnbestimmung und Manöverprobe). Unter Berücksichtigung von jeweils drei Bahnkorrekturmanövern zur WSB und auf dem Weg zurück zum Mond sollte der Transfer somit möglich sein.

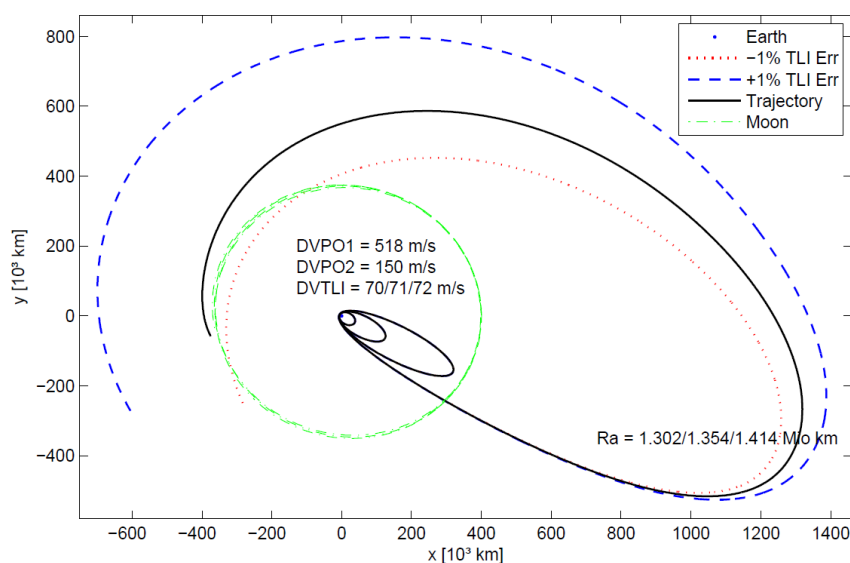


Abbildung 18: TLI Manöver Fehler von $\pm 1\%$ (MJE2000, Einschuss GTO am 20th February 2012 00:00:00 UTC)

2.2.7 Instrumente

MORTIS

Anforderungen und Annahmen

Das wissenschaftliche Ziel des Instruments MORTIS ist das detaillierte Messen der mineralogischen Zusammensetzung der Oberfläche des Mondes im spektralen Bereich von 7-14 μ m mit einer hohen räumlichen und spektralen Auflösung. Weiterhin werden radiometrische Messungen im spektralen Bereich von 7-40 μ m vollzogen, um Thermophysikalische Eigenschaften der Oberfläche zu untersuchen. Mortis hat vier wissenschaftliche Hauptziele:

- Untersuchung der Mondoberflächenzusammensetzung
- Identifikation von silikatischen Mineralien.
- Kartierung der Oberflächenmineralogie
- Untersuchung der Oberflächentemperatur und Wärmeträgheit

MORTIS basiert auf einem bereits entwickelten Instrument MERTIS, welches für die Bepi Columbo Mission mit den gleichen Aufgaben am Planeten Merkur entwickelt wurde. Merkur ist im Gegensatz zum Mond ein sehr heißer Planet und damit prädestiniert für „mid-infrared“ Spektroskopie. Für die Mondstudie wurde detailliert untersucht, ob MERTIS auch für den Mond eingesetzt werden könnte. Die Studie ergab, dass durch Zusammenfassen mehrerer Zeilen (Binning) das SNR noch ausreichen sollte, allerdings auf Kosten der räumlichen Auflösung.

Baseline Design

Der MORTIS Sensor beinhaltet die Eingangs und Spektrometeroptik, Bolometer und Radiometer Fokalebene mit deren Elektronik und aufwändige Kalibrierungsmechanismen nebst Shutter und Schwarzkörper zum Abgleich der Temperaturen. Es werden zur gleichen Zeit 4 Targets beobachtet:

- Mond
- Tiefe Weltraum (Kalibrierung)
- 300K Schwarzkörper (Kalibrierung)
- 700K Schwarzkörper (Kalibrierung)

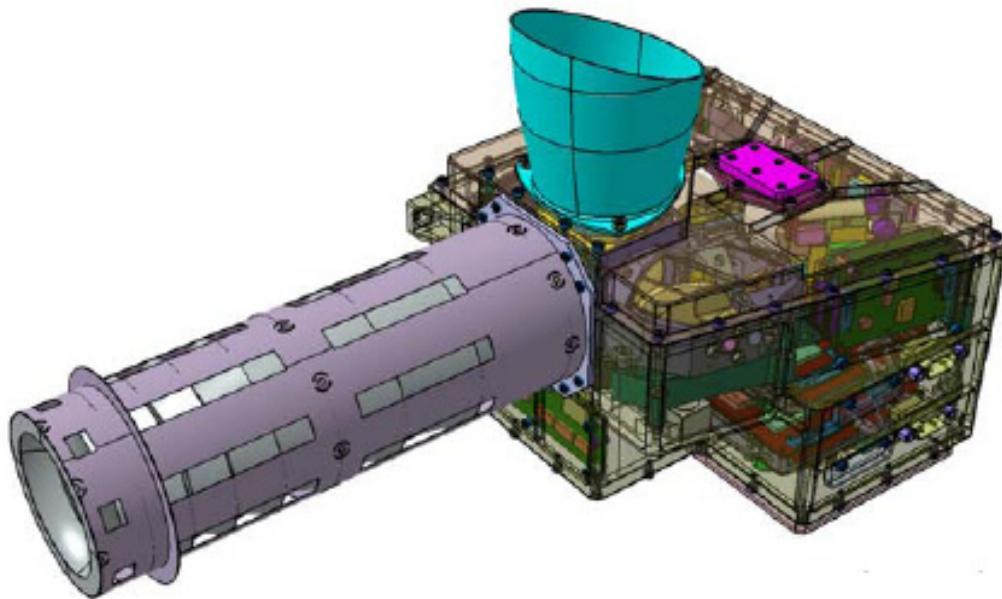


Abbildung 19: MORTIS Instrument

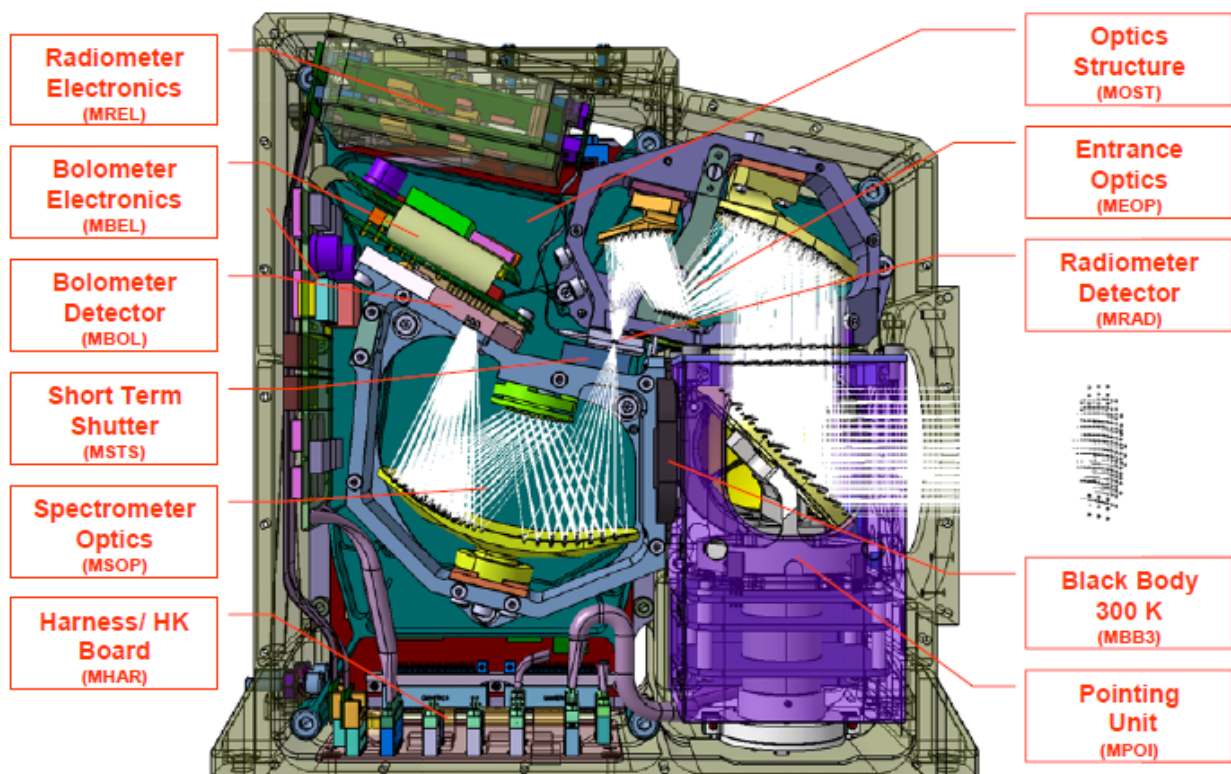


Abbildung 20: Sensorkopf MORTIS (ohne Kontrollerelektronik, Baffle und Power supply)

Optionen und Vergleiche

Erste Messungen im mittleren Infrarot wurden mit einem IR-Radiometer bei einer Wellenlänge im Rahmen des Apollo-Projektes durchgeführt. Das Instrument Diiner auf LRO ist ein multispektraler Radiometer im thermalen Infrarot mit 12 Stützstellen und damit deutlich geringerer spektraler Auflösung.

Video Imager System

Anforderungen und Annahmen

Mit den hochauflösenden Kamerainstrumenten an Bord der Missionen Chandrayaan, Selene/Kaguya und insbesondere LRO ist die Meßplatte für innovative wissenschaftliche Kamerainstrumente auf einer Mondmission sehr hoch gelegt. Wenn auch technisch machbar, würde solch ein Instrument die technischen und finanziellen Ressourcen einer AMSAT Mondmission, wie im Rahmen dieser Studie angenommen, sprengen. Andererseits sind Bilddaten am besten geeignet, das Interesse der breiten Öffentlichkeit an einer Weltraummission zu wecken und die technologisch-ingenieurwissenschaftlichen Fähigkeiten zu demonstrieren. Dies ist die Aufgabe des Video Imager Systems., der mit hochqualitativen Einzelbildern in Farbe und HDTV Videosequenzen die Öffentlichkeitsarbeit und PR-Aktivitäten unterstützen soll. Dazu ist abwechslungsreiches Bildmaterial mit interessanten Bildmotiven und Effekten erforderlich wie

- Auf- und Untergang der Erde,
- Dokumentation von Raumschiffmanövern,
- Überflug über ausgewählte Zielobjekte, z.B. besondere geomorphologische Oberflächenformen, Landstellen,
- Beobachtungen der Mondoberfläche unter besonderen Aufnahmegeometrien, z.B. Schrägansichten, Panorama, extreme Beleuchtungsverhältnisse
- Beobachtungen am Terminator
- Beobachtungen des Mondrandes (Limb)

Um die Anforderungen an das Raumschiff und das Betriebsprofil niedrig zu halten, sollte das Video Imager System ausgerichtet werden können, ohne dabei das Raumschiff selbst bewegen zu müssen.

Baseline Design

Das vorgeschlagene Video Imager System wurde im Rahmen der LEO Studie vom Institut für Datentechnik und Kommunikationsnetze (IDA) der TU Braunschweig entwickelt und detailliert untersucht (LEVIS). Wesentliche Elemente basieren auf Entwicklungen am IDA für die VMC Kamera (Venus Express) und dem FC Instrument (Dawn).

Als Detektor kommt ein RGB-fähiger CMOS APS Sensor zum Einsatz. Um abwechslungsreiche Ansichten und Bilder unterschiedlicher Auflösung erfassen zu können, werden

drei Kameraköpfe mit identischer Fokalplatte, jedoch Optiken unterschiedlicher Fokallängen aufgebaut. Vorgesehen sind derzeit Fokallängen von 7, 18 und 75 mm und die Kameraköpfe bilden mechanisch eine Einheit. Das Instrument kann um zwei Achsen ausgerichtet werden und auch während der Bildaufnahme bewegt werden. Der Elektronikteil umfasst Stromwandler, Instrumentkontrolle und Prozessor zur Datenverarbeitung und Datenkompression. Dabei ist ein interner Bilddatenbuffer von 256 Gbit vorgesehen

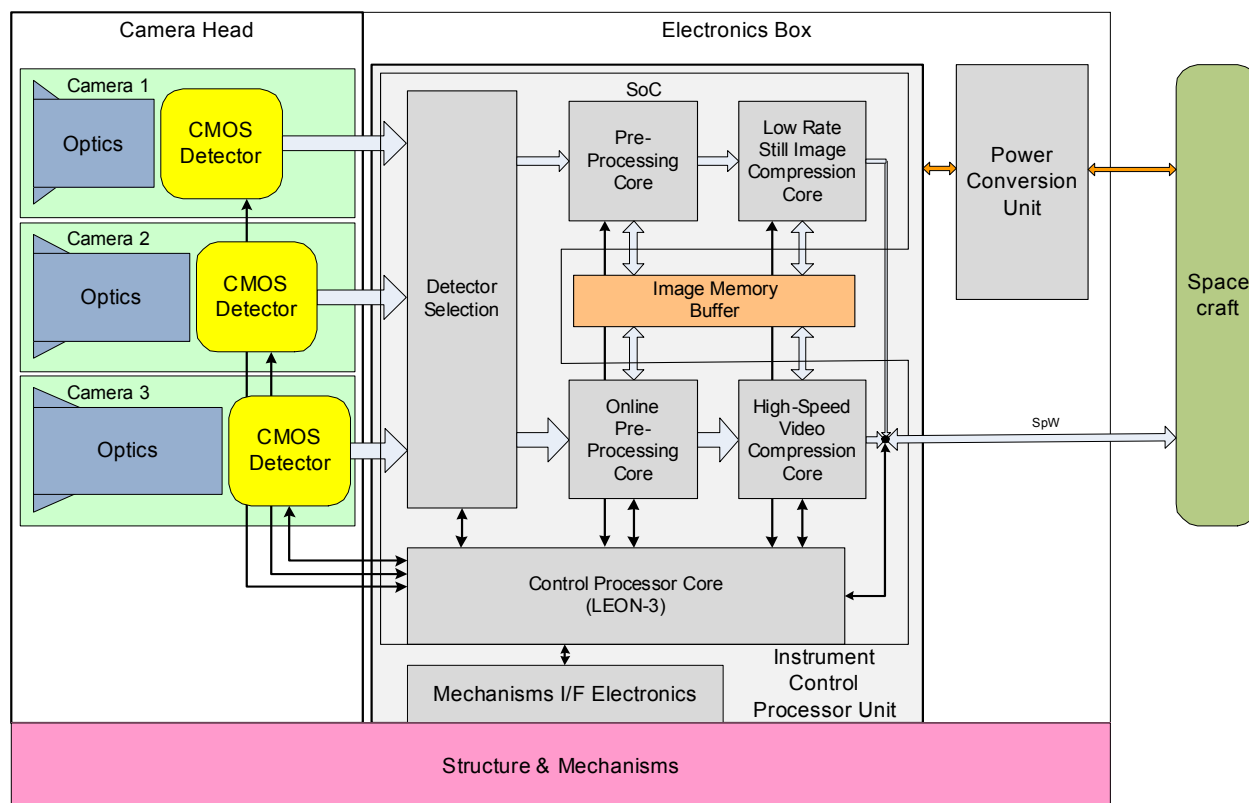


Abbildung 21: Video Imager System Blockdiagramm (IDA, TU Braunschweig)

Das Video Imager System hat eine Gesamtmasse von 2,5 kg und eine Leistungsaufnahme von 14 W. In Parkposition nimmt das Instrument ein Volumen von 219 x 170 x 186 mm³ ein, das maximal erforderliche Volumen für die Drehbewegungen beträgt 312 x 240 x 225 mm³. Es werden maximal 25 Mbit/sec an Daten erzeugt.

Tabelle 8: Kennwerte des Video Imagers

	Video Imager system
Masse [kg], inkl. Margin	2,5
Volumen [mm ³]	
Parkposition	219 x 170 x 186
Maximal	312 x 240 x 225
Leistungsaufnahme [W]	14
Brennweiten [mm]	6; 18; 75
FOV [°]	33,6 x 19,3; 13,4 x 7,6; 3,2 x 1,8
IFOV [arsec]	65; 25; 6
Max. Datenrate [kbit/sec]	25 Mbit/sec
Temperaturbereiche [°C]	5 ... 25

Optionen und Vergleiche

Eine denkbare Option zur Reduktion der Anforderungen an Masse, Volumen oder Leistungsaufnahme wäre, den hochauflösenden Kamerakopf wegzulassen und auf eine Achse der Ausrichteplattform zu verzichten.

Bisher ist ein HDTV-Videosystem auf einer Planetenmission nur im Rahmen der japanischen Mission Selene/Kaguya zum Einsatz gekommen.

SPOSH-VIS

Anforderungen und Annahmen

Beim Einschlag eines Meteoroiden auf die Mondoberfläche wird Energie in Form eines Lichtblitzes freigesetzt. Das wissenschaftliche Ziel für SPOSH-VIS ist es, solche optischen Phänomene auf der Nachtseite des Mondes zu erfassen und die physikalischen Eigenschaften (z.B. Magnitude, Masse, Geschwindigkeit) zu charakterisieren. Die weitere Auswertung der Daten erfolgt mittels statistischer Verfahren und im Vergleich mit ergänzenden Daten wie der Population erdnaheer Asteroiden, lunarer Katerstatistiken, seismischer Messungen aus der Apollozeit und Beobachtungen von Feuerkugeln und Meteoriten auf der Erde. Skalierungsgesetze und Modelle zur Größen- und Häufigkeitsverteilung der Meteoroidenpopulation im Erde-Mond-System sollen verbessert bzw. abgeleitet werden. Daneben wird SPOSH-VIS in der Lage sein, bei entsprechender Beleuchtungsgeometrie durch Vorwärtsstreuung Satub in der lunaren Exosphäre zu detektieren. Folgende Messaufgaben sind von SPOSH-VIS zu erfüllen:

- Einschlagshäufigkeit auf der Mondoberfläche pro Zeit- und Flächeneinheit,
- Magnitudenverteilung der detektierten Lichtblitze,

- Tages- und jahreszeitlicher Schwankungen sowie Häufungen in der Einschlagsrate (Auftreten von Schwärmen),
- Interpretation obiger Daten bzgl. der Bahnverteilungen der Meteoroiden,
- Detektion von Staub in der Exosphäre am Mondrand in Vorwärtsstreuung.

Baseline Design

Das Design baut auf einem existierenden Design eines SPOSH Breadboards auf, das von DLR-PF, TU Berlin und DJO entwickelt und gebaut wurde. Inzwischen existieren vier dieser Breadboard-Modelle, die routinemäßig zum Einsatz kommen, um Feuerkugeln und Meteoroidenschauer auf der Erde zu beobachten. Das Design für ein Flugmuster wurde erstmals im Auftrag einer ESA Studie untersucht und im Rahmen der LEO-Studie weiter ausgearbeitet.



Abbildung 22: SPOSH-VIS Breadboard im Einsatz zur Beobachtung von Meteoroidenschauern (DLR-PF, TUB, DJO)

SPOSH-VIS arbeitet im sichtbaren und nah-infraroten Wellenlängenbereich mit einem rückseitig ausgedünnten CCD mit 1024 x 1024 Pixeln. Mit einer besonders lichtstarken Weitwinkeloptik mit einem Gesichtsfeld von 120° x 120° (diagonal 170°) und einer Pixelgröße von 13,3 µm x 12,3 µm ergibt sich ein IFOV von etwa 0,1°. Aus einer Höhe von 100 km kann SPOSH-VIS damit eine Mondfläche von ca. 2 Mio. km² abdecken. Der Detektor wird durch ein Peltierelement auf eine Betriebstemperatur von -20°C gekühlt. Bilder werden in schneller Reihenfolge von etwa 1 Bild alle 2 Sekunden gemacht. Schnellere Raten bis zu 2 Bilder pro Sekunde sind machbar bei verringerter räumlicher

Auflösung (Binning). Ein leistungsstarker Prozessor (FPGA) vergleicht autonom an Bord aufeinanderfolgende Bilder und identifiziert mögliche Lichtblitze. Zur Reduktion des anfallenden Datenvolumens werden die Bildbereiche mit einem möglichen Ereignis herausgeschnitten und zur späteren Übertragung gespeichert. Mittels Kommando können auch komplette Bilder abgespeichert werden, wie es vor allem für Kalibrations- und Testmessungen erforderlich ist. Das Datenvolumen für ein komplettes Einzelbild beträgt 1,4 Mbit. Im Normalfall sind jedoch nur 1.4 kbit für ein Lichtblitzereignis notwendig.

SPOSH-VIS besteht aus einer Box mit 200 mm x 200 mm x 200 mm, in der Optik, Detektor mit detektornaher Elektronik, Kamerakontrollelektronik sowie Datenprozessor mit einem internen Speicher von 64 Mbyte. Die Gesamtmasse (einschließlich Margin) beträgt 5 kg und die Leistungsaufnahme 10 W. Betrieben wird das Instrument in jedem Orbit auf der Nachtseite des Mondes. Beleuchtung durch den Erdschein behindert die Beobachtungen nicht.

Tabelle 9: Kennwerte von SPOSH-VIS

	SPOSH-VIS
Masse [kg], inkl. Margin	5
Volumen [mm ³]	200 x 200 x 200
Leistungsaufnahme [W]	10
FOV [°]	120 x 120
Ifov [°]	0,1
Anzahl Pixel	1024 x 1024
Pixelgröße [µm ²]	13,3 x 12,3
Datenvolumen	1,4 Mbit (komplettes Einzelbild) 1,4 kbit (einzelnes Lichtblitzereignis)
Mittlere Datenrate [kbit/sec]	0,7 kbit/sec
Temperaturbereiche [°C]:	
Operationell	10 ... 20
Switch-on	5 ... 25
Nicht-operationell	0 ... 30

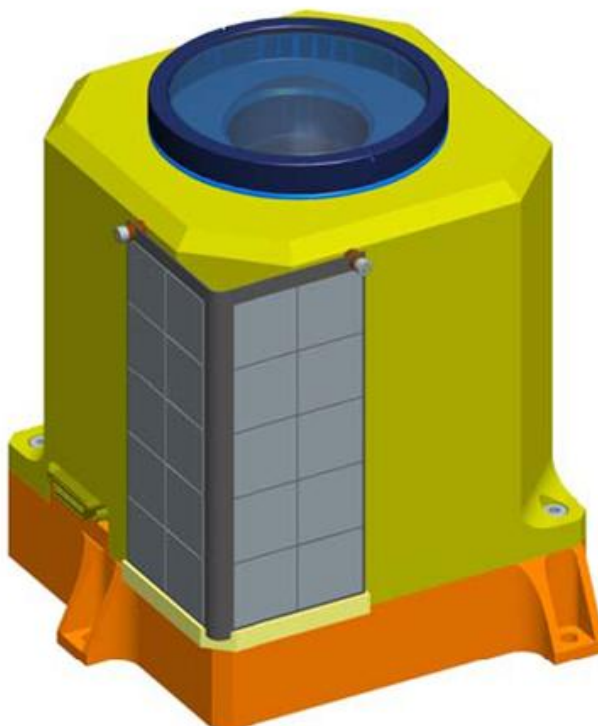


Abbildung 23: SPOSH-VIS Flugmodell Design (DLR-PF, TUB, DJO)

Optionen und Vergleiche

Ein vergleichbares Instrument wurde bisher noch nicht auf einer Weltraummission eingesetzt.

ATON

Anforderungen und Annahmen

- ATON soll die Autonome Geländebasierte Optische Navigation eines Raumfahrzeugs im Mondorbit demonstrieren.
- ATON soll auf dem Satelliten auf einen TRL von 7 qualifiziert werden.
- ATON soll die Schätzung der Position vom Satelliten in Bezug auf ein Mond zentriertes Koordinatensystem demonstrieren, während der Satellit im lunaren Operations-Orbit ist.
- Die Genauigkeit der Positionsbestimmung in alle Achsrichtungen soll 0,5 % der Höhe des Mondorbits betragen. Bei 100 km Höhe bedeutet dies eine Genauigkeit von 500m.
- ATON soll Bilder der Mondoberfläche aufnehmen.
- ATON soll lesenden Zugriff auf die GNC Daten vom Satelliten bekommen.

- ATON soll auf die Positions-, Geschwindigkeits-, Orientierungs- und Winkelgeschwindigkeitsdaten vom Satelliten Zugriff haben.
- Der Zugriff auf die GNC Daten soll mit 1 Hz erfolgen können.
- Die Positionsbestimmung soll unter Verwendung von on-board auf ATON vorhandenen Daten, den GNC Daten und den optischen Messungen der Mondoberfläche berechnet werden.
- ATON soll eine Lebensdauer von 4 Jahren haben.
- ATON soll pro Experiment eine Zeitdauer von ≥ 300 s kontinuierlich arbeiten.
- Im ersten Jahr der Mission im Mondorbit soll ATON eine Zahl von mindestens 50 Experimenten durchführen können.
- Die Experimente von ATON sollen unter einem Blickwinkel der optischen Achse auf die Mondoberfläche von Nadir $\pm 30^\circ$ erfolgen.
- Die Experimente von ATON sollen unter einer Sonnenelevation (Höhe der Sonne über dem Horizont) zwischen 5° und 30° erfolgen.
- Die Orientierung der optischen Achse von ATON soll mit einer Genauigkeit von $0,1^\circ$ bekannt sein.
- ATON sollte die Möglichkeit bekommen Experimente in einem elliptischen Orbit durchzuführen.
- In einem elliptischen Orbit sollte die Möglichkeit gegeben sein, ein Experiment kontinuierlich von der Position im Aposelenium bis zur Position im Periselenium durchzuführen.
- Die wissenschaftlichen Daten von ATON sollen aus dem geschätzten Zustandsvektor, den GNC Daten und den Krateridentifikationsdaten bestehen.
- Die in ATON intern gespeicherten Daten sollen auf Anforderung innerhalb von 14 Tagen zum ATON Science Team gesendet werden können.
- Die ATON Software soll vom Boden aus aktualisiert und ergänzt werden können.

Baseline Design

ATON ist ein Experiment zur Demonstration von autonomer geländebasierter optischer Navigation. Der Ansatz von ATON ist die Auswertung von optischen Aufnahmen der Mondoberfläche während des Überfluges von DLR-AMSAT P5 Moon. Durch die Auswertung der Bilder werden Landmarken auf dem Mond erkannt. Über die relativen Verhältnisse zwischen den Landmarken (Konstellation, ähnlich zu Sternbildern) können die Landmarken mit Hilfe eines on-board vorhandenen Kataloges identifiziert werden. Aus diesen Informationen kann mit der Kenntnis der optischen Parameter von ATON die Position des Satelliten autonom bestimmt werden. Die Navigationslösung, also die Feststellung der auf den Mond bezogenen Position soll mit einer Verzögerung von wenigen Sekunden während des Überfluges erstellt werden.

ATON besteht aus drei Hauptkomponenten, dem optischen Subsystem (OS), dem Prozessierungs-Subsystem (PS) und der Schnittstelle zu AMSAT.

Das optische Subsystem ist verantwortlich für die Aufnahme der Bilder der Mondoberfläche. Diese Bilder werden im Prozessierungssystem verarbeitet. Die Bilddaten werden zunächst im Bildverarbeitungskern (Image Processing Core) verarbeitet und Kraterzentren erkannt. Die Identifikation der Krater erfolgt im Navigationskern (Navigation Core), welcher gleichzeitig auf eine Kraterdatenbank im Speicher (Memory) Zugriff hat. Alle Systeme werden vom Kontrollprozessor gesteuert und überwacht. Die Übertragung des geschätzten State-Vektors, der Rohdaten (z.B. unprozessierte Bilder), und der Telemetrie erfolgt über die Schnittstelle zu AMSAT P5.

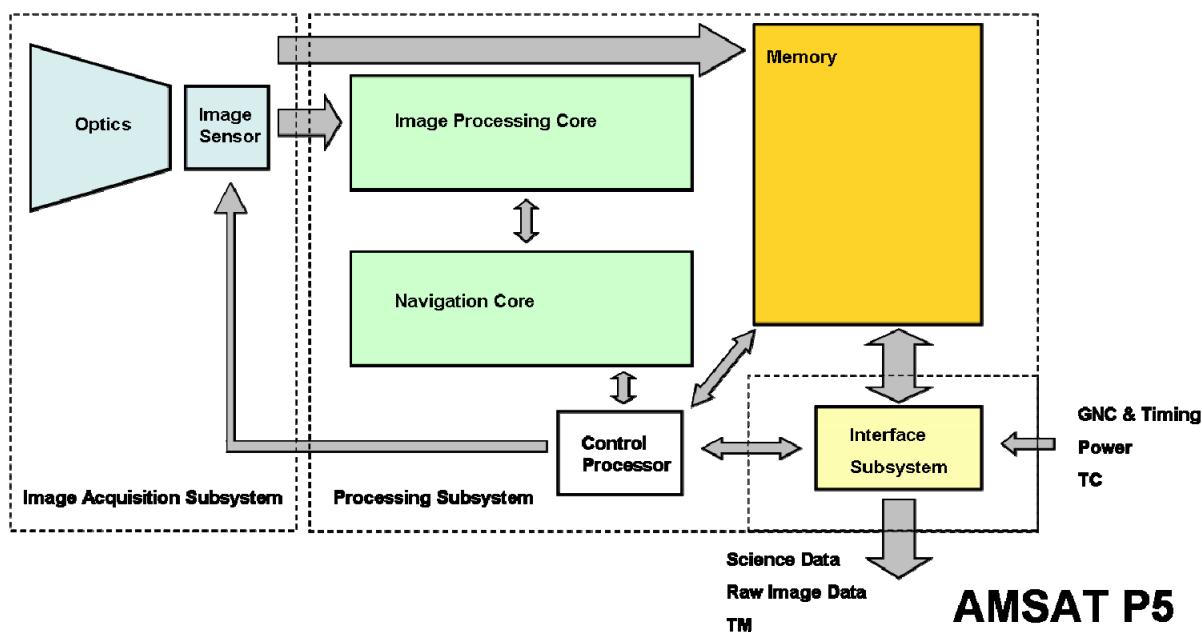


Abbildung 24: Schematischer Aufbau der ATON Kamera

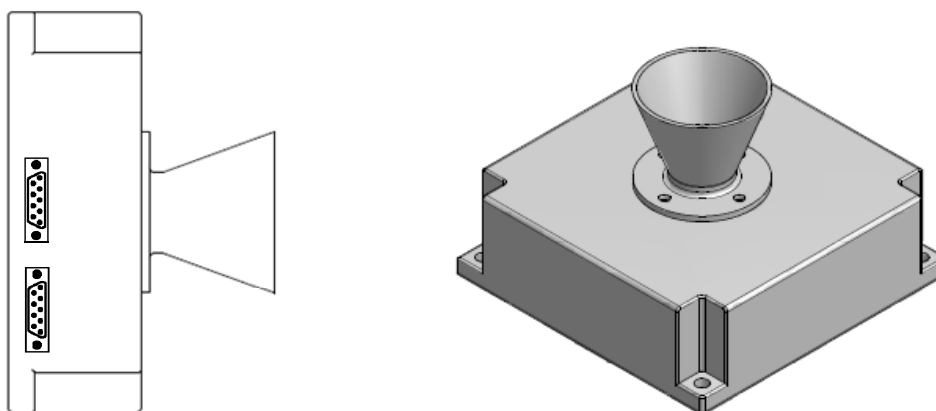


Abbildung 25: Darstellung von ATON

Budgets

Massen budget

	Mass [kg]
ATON	2

Power Budget

	Power [W]
ATON	10

Volumen

	volume [mm ³]
ATON	150 × 150 × 100

Datenrate

In der folgenden Tabelle ist die Datenmenge dargestellt, die während jedes Experiments aufgebaut wird. Diese Daten werden auf ATON on-board gespeichert. Sie verbleiben dort, bis sie für den Downlink an AMSAT P5 übertragen werden können. Der Rohdatenblock, die Sciencedaten und die Telemetriedaten können separat abgerufen und übertragen werden.

	Daten Volumen pro experiment [MBit]
Rohdaten-Block (Science- und Rohbilddaten)	12000
Nur science daten	40
Telemetrie	5

Arbeitstemperaturen von ATON

	Required interface temperature range
Operational temperature	-20°C to +50°C
Switch on temperature	-30°C to +60°C
Non-operation temperature	-40°C to +70°C

2.2.8 Data Handling

Anforderungen und Annahmen

Bei der Realisierung des DHS steht die Kostenoptimierung im Vordergrund, daher sollte soweit wie möglich auf AMSAT-Kompetenz zurückgegriffen werden.

Es wurden folgende Annahmen getroffen:

- Minimales Leistungsbudget (max. 3 Watt pro Modul)
- Minimaler Masseimpakt (max. 1 Kg pro Modul)
- On-board Telemetrie (TTM) und Telekommando (TTC) erfolgt über die Integrated Housekeeping Unit (IHU)
- Konvertierung AMSAT Format / CCSDS
- Daten- und Telemetrie-Verwaltung der Wissenschafts-Nutzlasten (SPOSH, MORTIS, ATON, VIDEOCAM, usw.) unabhängig von der IHU (Satelliten-Bus) möglich.
- Datenvolumen: max. 2.6 GByte/Erddtag (direct-to-earth)
- max. Datenrate: 25 Mbit/s (VIDEOCAM, direct-to-earth)
- FLASH Massenspeicher zur Zwischenspeicherung der Payload- und Telemetriedaten.
- Massenspeicher unabhängig vom Bordcomputer (IHU) als unabhängiges Subsystem.
- Unterstützung Kurzstreckenkommunikation (CCSDS Proximity-1 Protokoll)

Optionen und Vergleiche

Folgende Datenraten und Datenmengen sind von den Wissenschafts-Nutzlasten zu erwarten:

Tabelle 10: Datenraten der wissenschaftlichen Nutzlasten

		Data Rate w/o comp.	Binning- factor	Comp- factor	Data Rate with comp., binning			
	MORTIS (TIS) = Tag	1,6 MByte/s	6	2	0,133 MByte/s			
	MORTIS (Kanal/Rad.)	2000 bit/s		2	1 kbit/s			
	SPOSH	0,7 kbit/s		1	0,7 kbit/s			
	VIDEOCAM	25 Mbit/s	1		25 Mbit/s			
	ATON	30 kbit/s		1	30 kbit/s			
		Day (min) Night (min)				MByte/orbit	MByte/day*	
		60	60					
Zustand A / E (Tag/Nacht)	MORTIS (TIS) = Tag	20				160	1920	
	MORTIS (Kanal/Rad.)	20	40			6,3	75,6	
	SPOSH		40			0,21	2,52	
	VIDEOCAM	0,1	0,1			37,5	450	
	ATON	40				9	108	
Sum						213,01	2556,12	
		Day (min) Night (min)				MByte/orbit	MByte/day	
		0	0					
Zustand C / G (Terminator View)	MORTIS (TIS) = Tag						0	
	MORTIS (Kanal/Rad.)						0	
	SPOSH						0	
	VIDEOCAM	1	1			375	4500	
	ATON	10	10			4,5	54	
Sum						379,5	4554	
*day = 12 orbits								

Baseline Design

Es wird vorgeschlagen die Wissenschafts-Nutzlastdaten und deren Kommandos unabhängig vom Satelliten-Bus (IHU) zu handhaben, jedoch mit redundanten Kommunikationswegen.

Grundsätzlich ist bei der AMSAT entsprechendes Know-How für das DHS aus früheren Projekten vorhanden und entsprechende Neuentwicklungen finden derzeit bereits statt.

Die IHU-3 (Integrated Housekeeping Unit) übernimmt im wesentlich Telemetrie- (TM) und Telekommando- (TTC) Funktionalität für den Satelliten-Bus, inklusive Power On/Off für die Wissenschafts-Nutzlasten. Niedrigratige Telemetrie und Telekommando-Funktionen können ebenfalls für die Wissenschafts-Nutzlasten zur Verfügung gestellt werden, z.B. als Backup.

IHU-3 Integrated Housekeeping Unit (AMSAT P3-E Design):

- Highspeed CAN-Bus running at 800 Kbit/s for internal telemetry and telecommand
- Lo-Speed Telemetry (~ max. 400 Bit/s BPSK or 800 Bit/s NRZ)
- Hi-Speed Telemetry (~ max. 50...100 Kbit/s)

- Software FEC using Reed-Solomon, Viterbi and TurboCode
- 128 or 512 Kbyte EDAC RAM
- 8...16 MB RAM (no EDAC)
- 128 Kbyte FLASH
- ADC/DAC for SDR
- running IPS software
- cold & warm redundant

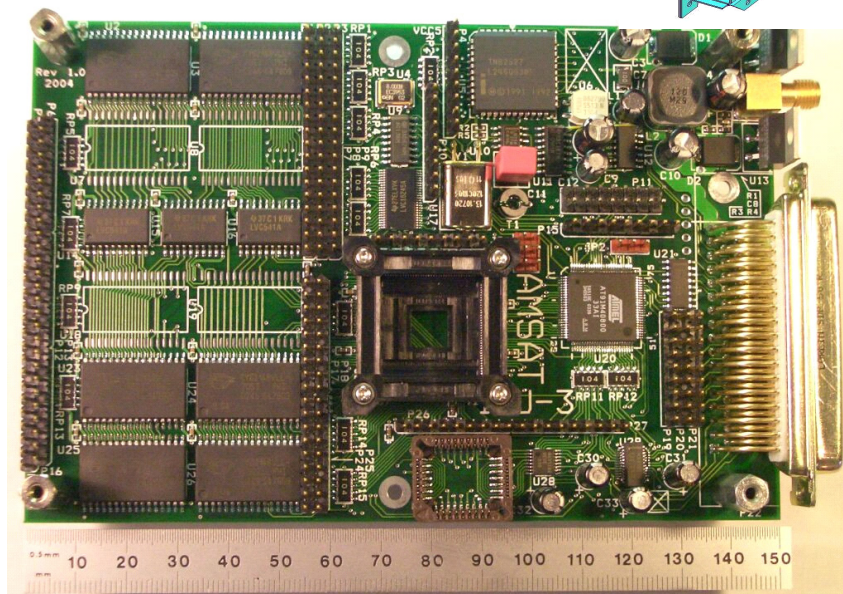
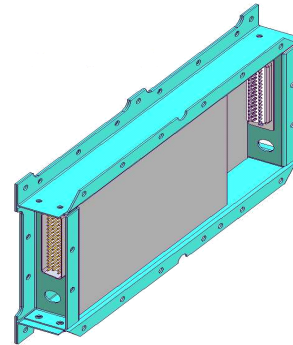


Abbildung 26: IHU-3 Integrated Housekeeping Unit (AMSAT P3-E Design)

CAN-DO Module (CAN-Bus) für Housekeeping (AMSAT P3-D/P3-E Design):

- Telemetrie und Telekommando von verteilten Modulen (On/Off, Analog, Digital, Temperatur, Ströme)
- Erfolgreiche Bestrahlung mit Cobalt60 und Protonen durchgeführt
- Highspeed CAN (800 kBit/s)
- Multi-Master-Betrieb mit warm-redundanter IHU möglich.
- max. 64 Knoten am CAN-Bus (protokollbedingt)

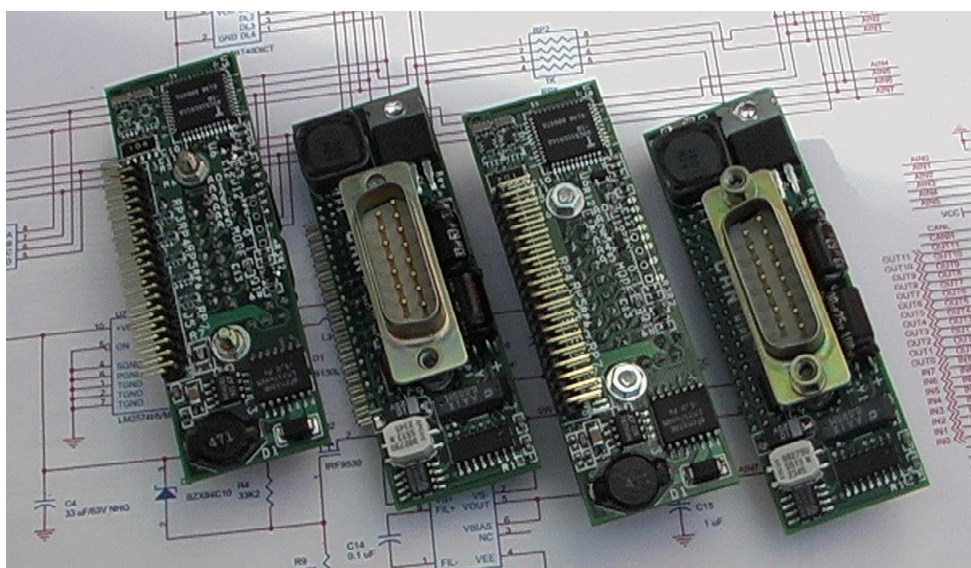


Abbildung 27: CAN-DO Module (CAN-Bus) für Housekeeping (AMSAT P3-DIP3-E Design)

Das redundant auszulegende RUDAK-Subsystem dient als Massenspeicher für sämtliche Wissenschafts-Nutzlasten und kann auch deren TM & TTC Funktionen übernehmen, dabei sollen die bei der DLR/ESA üblichen CCSDS-Protokolle unterstützt werden. Bei Bedarf ist auch eine Konvertierung der Protokolle ins AMSAT-Format und umgekehrt möglich.

FLASH-RAMDISK als Massenspeicher (im RUDAK Modul enthalten):

- Input: SPOSH, MORTIS, ATON, VIDEOCAM, ...
- Output: Communication Subsystem (COMMS)
- ECC: Fehlererkennung und Fehlerkorrektur
- Kapazität des Massenspeichers: > 2.5 GByte (t.b.d)
- Datenrate Downlink: max. 25 MBit/s, durch COM vorgegeben

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden befinden sich die Listen der verwendeten Komponenten bezüglich Masse und Leistungsbedarf:

Tabelle 11: Data Handling Equipment Massen-Budget

Element 1	DLR-AMSAT P5_Moon	MASS [kg]				
Unit	Unit Name	Quantity	Mass per quantity excl. margin	Maturity Level	Margin	Total Mass incl. margin
	Click on button above to insert new unit					
1	RUDAK-IIIa	1	1,0	To be developed	20	1,2
2	RUDAK-IIIb	1	1,0	To be developed	20	1,2
3	IHU (Integrated Housekeeping Unit)	1	1,0	To be developed	20	1,2
-	Click on button below to insert new unit		0,0	To be modified	10	0,0
SUBSYSTEM TOTAL		3	3,0		20,0	3,6

Tabelle 12: Data Handling Equipment Power-Budget

Element 1	DLR-AMSAT P5_Moon		
Unit	Unit Name	Quantity	Ppeak
	Click on button above to insert new unit		
1	RUDAK-IIIa	1	3,0
2	RUDAK-IIIb	1	3,0
3	IHU (Integrated Housekeeping Unit)	1	3,0
-	Click on button below to insert new unit		
SUBSYSTEM TOTAL		3	9,0

2.2.9 Kommunikation

Anforderungen und Annahmen

Folgende Annahmen wurden für diese Studie getroffen:

- maximale Antennengröße 2m (Abmessungen P5-A Struktur)
- Parabolantenne in Satellitendeckel eingebunden
- Telemetrie immer verfügbar, unabhängig von Lage des Satelliten
→ Omnidirektionale Antennen für Notfallbetrieb bzw. Betrieb ohne Earth-pointing
- UHF Transceiver für Kurzstreckenkommunikation (CCSDS Proximity-1 Protokoll)
- Datenraten ausreichend für Wissenschafts-Payloads:
SPOSH
MORTIS
ATON
Video Imager
- Video Imager: Möglichkeit HDTV Direct-to-Home Direktempfang der Bilder mit handelsüblichen TV-Sat-Anlagen von zuhause
- Space-to-Ground/ Downlink:
S-Band: 2400 MHz, max. 10 W Sendeleistung
X-Band: 10500 MHz, max. 50 W Sendeleistung
- Ground-to-Space/Uplink:
L-Band: 1260 MHz
S-Band: 2200/2450 MHz
(2 redundante Empfänger, Frequenzen schaltbar)

Optionen und Vergleiche

Zunächst wurden die mögliche Antennengröße und die daraus folgenden Konsequenzen für die Mission untersucht.

Option 1:

Maximale Antennengröße von 2m

Vorteile:

- maximaler Antennengewinn
- höchste Datenraten bzw. stabilste Downlinkstrecken
- Reduktion der Senderausgangsleistung möglich (gut für Leistungsbudget)

Nachteile:

- Eindringtiefe in Satellitenstruktur zu hoch
- Einschränkungen für Treibstofftanks + redundantes Drallrad

Option 2:

reduzierte Antenne mit 1m Durchmesser

Vorteile:

- Eindringtiefe reduziert, damit mehr Platz für Drallrad + Tanks
- bessere Ausleuchtung der Erdkugel (2 Grad scheinbarer Durchmesser)

Nachteile:

- geringerer Antennengewinn

Die Verringerung des zur Verfügung stehenden Volumens in der P5-A Struktur wären beim Einbau einer 2m Antenne durch die höhere Eindringtiefe relativ hoch geworden. Die Unterbringung des redundanten Drallrades und der benötigten Treibstofftanks wird durch eine kleinere Antenne von 1m Durchmesser wesentlich vereinfacht.

Als nächstes wurden die möglichen Ausführungen der Leistungsverstärker untersucht.

Option 1:

Wanderfeldröhrenverstärker

Vorteile:

- langjährige Erfahrung im Space-Segment

Nachteile:

- spezielle Stromversorgung notwendig (HV)
- reduzierte Lebensdauer bei Power-Zyklen

Option 2:

Halbleiterverstärker

Vorteile:

- Stromversorgung direkt ab 28V Busspannung möglich
- Power-Zyklen ohne signifikanten Einfluss auf Lebensdauer

Nachteile:

- erst seit ca. 10 Jahren für hohe Leistungen verfügbar

Ausschlaggebend für die Wahl der Verstärkertechnologie ist die zu erwartende Lebensdauer, welche bei der Wanderfeldröhre durch die Ein-/Ausschaltzyklen limitiert ist. Im Folgenden werden daher Halbleiterverstärker verwendet.

Baseline Design

Nach Abwägung der verschiedenen Optionen ergibt sich folgendes Baseline Design:

- 1m Parabolspiegel auf Satellitenoberseite, Doppelnutzung auf S/X-Band
- Omnidirektionale Antennen für UHF, L/S/X-Band Frequenzen
- 50 W X-Band SSPA, 25% Wirkungsgrad (ca.)
- 10 W S-Band SSPA, 25% Wirkungsgrad (ca.)
- Sendeleistung kann abhängig von benötigter Datenrate reduziert werden
- 2 redundante S-Band Kommandoempfänger (jeweils auf 2.2 oder 2.4 GHz programmierbar)
- L-Band Empfänger 1.26 GHz (alternativer Kommandobetrieb)
- UHF Transceiver für Kommunikation über kurze Reichweiten
mögliche Kandidaten: Lunar Rover, Lunar Lander, andere lunare Orbiter

Tabelle 13: Parameter der vorgeschlagenen Hauptantenne

antenna (satellite)					
Diameter D		1	m	1	m
f/D		0.4		0.4	
frequency		10500	MHz	2400	MHz
c		3.00E+05	km/sec		
efficiency		0.80		0.80	
gain		39.9	dBi	27.0	dBi
-3dB beamwidth (full)		2.1	deg	9.0	deg

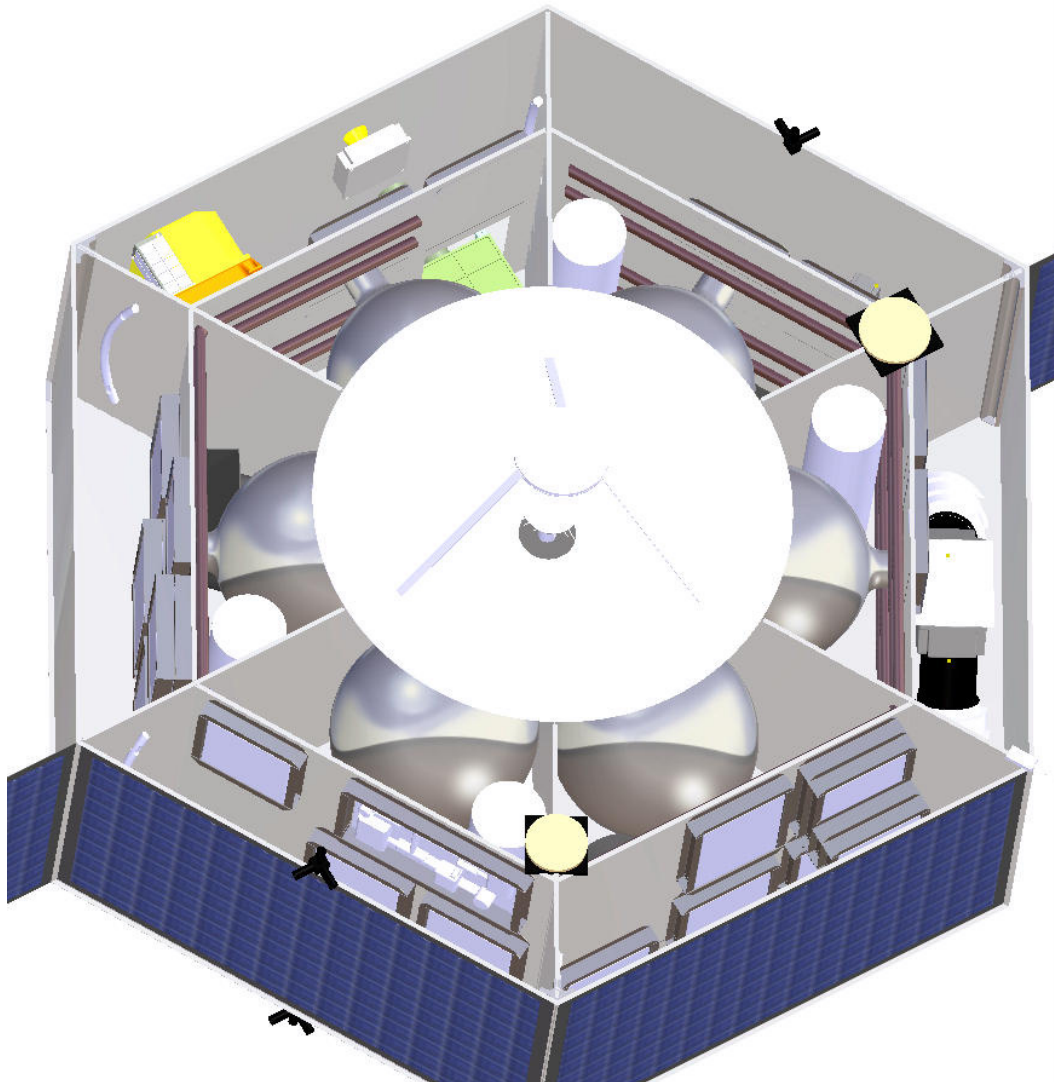


Abbildung 28: Blick auf die Hauptantenne mit geöffnetem Satellitendeckel

Erzielbare Datenraten

Earth-Pointing @ Mond:

50W Sendeleistung: 1.2m Antenne am Boden, 30 MBit/s
10W Sendeleistung: 20 m Antenne am Boden, >>30Mbit/s
(30 Mbit/s mit 1 W ok)

Beliebige Lage @ Mond:

50W Sendeleistung: 20 m Antenne am Boden, 500 kbit/s
10W Sendeleistung: 20 m Antenne am Boden, 100 kbit/s

Beliebige Lage @ 1.5 Mill km Entfernung (WSB Transfer)

50W Sendeleistung: 20 m Antenne am Boden, 50 kbit/s
10W Sendeleistung: 20 m Antenne am Boden, 10 kbit/s

Die erzielbare Datenrate für den speziellen COMM Mode würde somit mindestens 30 MBit/s betragen. Bei einer zu übertragenden Datenmenge von ca. 4,5 Gbyte/Tag ergibt dies eine Übertragungsdauer von rund 30 Minuten.

Für eine kontinuierliche Datenübertragung von Telemetriedaten stehen im Worst-Case Szenario (keine Ausrichtung des Satelliten, max. Entfernung im WSB Transfer Orbit) immer noch mindestens zwischen 10 und 50 kbit/sec zur Verfügung. Im Mondorbit erhöht sich die mögliche Datenrate ohne Ausrichtung der Antenne auf bis zu 500 kbit/sec.

Direct-to-Home HD Sendungen

Als mögliche Anwendung des Video Imagers sind direkte Sendungen des Bildsignals über die Hauptantenne zu privaten TV-Empfangsanlagen möglich. Hierzu wird das folgende System als Baseline Design für die Empfangsanlage betrachtet:

- 1.2m Parabolspiegel
- Polar Mount Nachführung
- Digital-TV Low Noise Block (LNB), Rauschzahl <1.0 dB
- Handelsüblicher HDTV Digital-Receiver + Fernseher (FullHD)

Diese Komponenten sind allesamt in Elektronikfachmärkten erhältlich und erfordern nur geringe Kenntnisse zum Aufbau und Einrichten. Die Polar-Mount Nachführung ermöglicht eine Nachführung auf die Mondposition während eines Monddurchganges, muss aber je nach Deklination des Mondes am Himmel alle paar Tage neu eingestellt werden.

Mit der Hauptantenne des Baseline Designs und der beschriebenen Anlage am Boden ergeben sich C/N Pegel von 7.1 dB am Empfänger bei einer Standard-Empfängerbandbreite von 27.5 MHz. Ausreichend laut DVB Factsheet ist ein C/N Pegel von 5.1 dB [8], was folglich einen Direktempfang von HD Filmen direkt vom Satelliten ermöglicht. Je nach Kompressionsverfahren bzw. verwendeter Datenrate des Data Handling Systems bzw. der Video Imagers selber ist die Ausstrahlung eines bzw. mehrere Programme simultan möglich.

Nutzung eines CCSDS-konformen S/S-Band Transponders

In Absprache mit dem Bodensegment ist die Verwendung eines CCSDS-konformen S/S-Band Transponders (2,1 GHz Uplink/2,3 GHz Downlink) wünschenswert. Durch einen solchen kohärenten Transponder ist eine präzise Navigation via kommerzielle Bodenstationen über Range- und Doppler-Daten möglich, ohne das Modifikationen am Bodensegment nötig sind. Ebenso sind über einen solchen Transponder Kommandozugriffe bzw. Datendownloads möglich. Die Ausgangsleistung eines typischen Transponders beträgt ca. 5 Watt und ist für den Rahmen dieser Mondmission mehr als ausreichend. Im Massen- bzw. Power-Budget würde dieser Transponder anstelle des S-Band Halbleiterverstärkers und seiner Stromversorgungseinheit (Zeilen 8+9) verwendet werden. Der Einfluss auf das gesamte Massen- und Powerbudget ist

vergleichbar mit der vorgestellten Baseline und damit direkt austauschbar. Im Hinblick auf eine erhöhte Kompatibilität zu bereits bestehenden Systemen sollte einem CCSDS-konformen Transponder der Vorzug gegeben werden. Zu klären wäre die Verfügbarkeit und die Kosten einer solchen Lösung. In Hinblick auf eine generelle Minimierung der Kosten sollte ebenfalls die Machbarkeit eines CCSDS-kompatiblen Transponders geklärt werden, welcher von AMSAT-DL entwickelt und gebaut wird.

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden befinden sich die Listen der verwendeten Komponenten bezüglich Masse und Leistungsbedarf:

Tabelle 14: Communication Equipment Massen-Budget

Element 1	DLR-AMSAT P5_Moon		MASS [kg]				
	Unit	Unit Name	Quantity	Mass per quantity excl. margin	Maturity Level	Margin	Total Mass incl. margin
		Click on button above to insert new unit					
1		Antenna S/X-band	1	5,00	To be developed	20	6,0
2		Antenna UHF (omnidirectional)	2	0,20	To be modified	10	0,4
3		Antenna S-Band (omnidirectional)	2	0,20	To be modified	10	0,4
4		X-Band SSPA 50W	1	1,20	To be modified	10	1,3
5		X-Band SSPA PSU	1	5,00	To be developed	20	6,0
6		UHF transceiver	1	1,00	To be developed	20	1,2
7		S-band receiver	2	1,00	To be developed	20	2,4
8		S-band SSPA 10W	1	1,00	To be developed	20	1,2
9		S-band SSPA PSU	1	1,00	To be developed	20	1,2
10		Antenna L-band (omnidirectional)	2	0,20	To be developed	20	0,5
11		L-band receiver	1	1,00	To be developed	20	1,2
-				0,0	To be developed	20	0,0
SUBSYSTEM TOTAL			11	18,4		18,9	21,9

Tabelle 15: Communication Equipment Power-Budget

Element 1	DLR-AMSAT P5_Moon		Quantity	Ppeak
	Unit	Unit Name		
		Click on button above to insert new unit		
1		Antenna S/X-band	1	0,0
2		Antenna UHF (omnidirectional)	2	0,0
3		Antenna S-Band (omnidirectional)	2	0,0
4		X-Band SSPA 50W	1	0,0
5		X-Band SSPA PSU	1	200,0
6		UHF transceiver	1	10,0
7		S-band receiver	2	1,0
8		S-band SSPA 10W	1	0,0
9		S-band SSPA PSU	1	40,0
10		Antenna L-band (omnidirectional)	2	0,0
11		L-band receiver	1	1,0

2.2.10 Bodensegment

Projektspezifische Anforderungen und Aufgaben

Grundlegende Annahmen

Die folgenden Annahmen wurden aus Tabelle 2 abgeleitet und sind zum Teil in Abbildung 7 wiedergegeben:

- Startzeitpunkt: 2014-2016
- Piggy-back in GTO mit Ariane-5
- Frühe Betriebs- und Transferphase:
 - LEOP: max. 27 d,
 - Anhebung des GTOs (Phasing Orbits), Transfer über WSB zum Mond (div. Korrekturmanöver. Maximale Entfernung zur Erde 1.5E6 km.): max. 120 d,
 - Insgesamt: 144 Tage von Start bis Erreichen des Mondorbits
- Routinebetrieb:
 - die Betriebszeit im Mondorbit soll mindestens ein Jahr betragen,
 - stabiler 100x100 km Orbit, polar-nah, min. 12 Monate stabil ohne Korrekturmanöver
 - Nutzlast-Datenvolumen: ~ 4.5 Gbyte/Erddtag entsprechend 15 min Link mit 30 Mbit/s pro Erddtag.

Missionsziele

Die DLR-AMSAT Missionsziele für AMSAT-Mond sind nach gegenwärtigem Stand die Folgenden:

- Wissenschaftliche Erkenntnisse über die Mineralogie von Mondsilikaten sowie der Oberflächentemperatur des Mondes (MORTIS (ex: SERTIS) IR Zeilenscanner)
- Erstellung von spektakulären HDTV Videos für die Öffentlichkeit (HDTV), in Echtzeit auch von Amateuren zu empfangen
- Beobachtung von Meteoroideneinschlägen auf der Nachtseite des Mondes (Kamera SPOSH-VIS)
- Technologieerprobung der Navigationskamera ATON (DLR-RY)
- Bereitstellung einer umfangreichen Telekommunikationsplattform (AMSAT)
- Technologieerprobung hinsichtlich einer DLR-AMSAT Marsmission

Anforderungen an die Kommunikation

Tabelle 10 zeigt die Anforderungen hinsichtlich Datenrate an die Kommunikation. Treiber bei den Nutzlasten ist die VIDEOCAM. Insgesamt ist mit Datenproduktionsraten im Mondorbit von max. ca. 4.5 GByte pro Tag zu rechnen; ohne VIDEOCAM nur max. 2 Gbyte pro Tag.

Treiber für die Kommunikation zur Erde ist nicht die maximale interne Datenrate von den Instrumenten zum DHS, sondern die Forderung, alle Nutzlastdaten in 15.30 min pro Erdtag zu übertragen (1 link-session pro Erdtag) und eine Notfallkommandierung (TC uplink, HK downlink) über die omnidirektionalen Antennen im Notfall(z.B. Ausfall der HGA, safemode) zu garantieren.

Das typische TC+HK Datenvolumen wird zu ca. 1 kbyte (TC) und 10 (max. 100) kbyte (HK data) geschätzt (siehe Tabelle 10) [11].

Es wurden die folgenden Punkte untersucht:

- Mögliche Frequenzen für Uplink/Downlink:
 - Deep Space (up 2.1 GHz, down 2.2 GHz), schmalbandig, dedizierter Transponder auf dem Satelliten benötigt
 - Amateurfunk-Frequenzen up 2.4 GHz, down 10.5 GHz
 - Ku-Band: wird durch AMSAT ausgeschlossen, ebenso Ka-Band (Ka zu hohe Anforderungen an Lageregelung)
- Eine „über-Kreuz-Kommandierung“ (DLR TC über S-Band, Empfang / ACK über AMSAT X-Band) wurde diskutiert und als zu fehleranfällig verworfen (sowie erhöhte latency, Uneindeutigkeit ACK)
- Eine gemeinsame Netzwerkanbindung zwischen DLR und AMSAT – Bodenstationen
- Für Ranging und LEOP ist eine Aufteilung zwischen AMSAT-DL und DLR zu untersuchen, unter anderem mit zugekauften Bodenstations-Passagen

Verantwortlichkeiten

Die grundlegende Annahme für die Aufteilung der Verantwortlichkeiten ergab sich in Anlehnung an das AMSAT Mond Konzept (siehe auch Annex, Protokoll von Mond-Telekonferenz und Protokoll von Mars-Telekonferenz).

Zusammenfassend:

- Intention der Programmdirektion: Partnerschaftliche, gemeinsame Missions zwischen AMSAT-DL (Systemführer) und DLR (Missionsführer); Präzisierung lt. Protokoll von Mond-Telekonferenz (Annex)

- Aufteilung entsprechend Kompetenzen, Verfügbarkeit und Kosten; genaue Spezifikationen und Zuständigkeiten werden gemeinsam erarbeitet
- Satellitenbus schwerpunktmäßig AMSAT-DL
- Kritische Transferphasen DLR-GSOC mit Backup AMSAT-DL
- Operationsbetrieb im Mond-Orbit AMSAT mit Backup DLR
- Instrumente und deren Betrieb DLR / DLR-MUSC
- Betrieb durch DLR auf „best-effort“ Basis; wo immer möglich, sollte sich an ECSS orientiert werden

Dies bedeutet vorrangig eine Prime/Backup Aufteilung zwischen DLR und AMSAT im Betrieb, wobei die missionskritischen Phasen wie LEOP, Commissioning und sämtliche (Größenordnung 10) Manöver im GSOC als Prime betreut werden während AMSAT als Backup fungiert. Der wissenschaftliche Teil der Mission im Mondorbit (und die Betreuung längerer ballistischen Flugphasen TBC) obliegt AMSAT als Prime mit GSOC als Backup (und ranging durch GSOC TBC). Der Betrieb der wissenschaftlichen Nutzlast (MORTIS, HDTV, SPOSH, ATON) im Mond-Orbit erfolgt durch RB-MUSC (Betriebsplanung, Koordinierung, Erstellung Kommandosequenzen, TM & TC für die Nutzlast, Payload management tbc, File Up- and Downloads, Archiving, Data Distribution, Virtual Control Room).

Zusätzlich wird die Prime/Backup Rollenverteilung durch ein Master/Slave Konzept erweitert. Danach erhält das GSOC als Master jederzeit die Kommandierhoheit um bei Abweichung von der nominellen Mission durch Subsystem-Fehler, Orbitinstabilitäten, etc. jederzeit schnell Korrekturen durchführen zu können. Die Verantwortung in der Prime-Rolle liegt in der exklusiven Kommandierung des Satelliten, sowie der Sicherstellung der Kontrolle des Satelliten. Letzteres beinhaltet dabei die Überwachung der Housekeeping-Daten mit besonderem Schwerpunkt auf Power, Thermalsystem und AOCS. Zusätzlich wird eine zeitgerechte und hinreichend genaue Bahnbestimmung vorausgesetzt. Weiterhin wird TMTC nach CCSDS vorausgesetzt.

Es wird von einem Satelliten DHS ausgegangen, das time-tagged commands ausführen kann. Satellitensystemseitig sind kohärente Transponder (kommerziell, s.u. oder Eigenbau durch AMSAT) erforderlich, um Ranging und Doppler Messungen für die Bahnbestimmung durchführen zu können. Hier sollten Standard Frequenzen und CCSDS-Frequenzverhältnisse genutzt werden um nicht nur ranging und Doppler sondern auch TTC durch DLR und kommerzielle LEOP-Stationen gewährleisten zu können.

AMSAT-DL geht davon aus, dass für die Mission eine gewisse Professionalisierung ausgewählter AMSAT-Bodenstationen notwendig sein wird (→ Einstellung von Personal).

Baseline Kommunikation

Das Schema für die satellitenseitige Kommunikationsarchitektur ist in Abbildung 29 dargestellt. Abbildung 30 veranschaulicht die Funkstrecke zwischen dem Satelliten und den DLR- bzw. AMSAT-Bodenstationen und die jeweils eingesetzten Frequenzen.

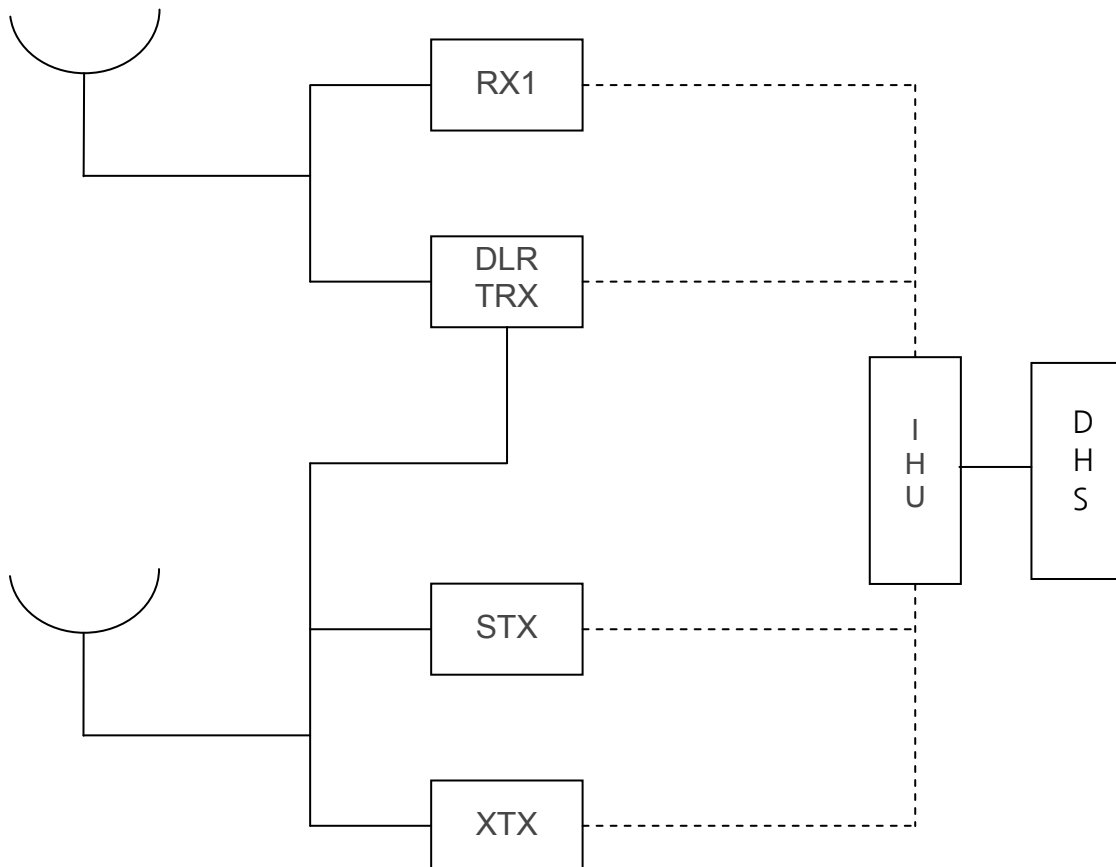


Abbildung 29: Satelliten Kommunikations-Schema. Empfangsseitig RX1 (Amateurfunkfrequenzen) und DLR-TRX (S-Band transponder auf DLR Frequenzen), sendeseitig STX und XTX (Amaterfunkfrequenzen S und X) und wieder DLR-TRX (S-Band transponder auf DLR Frequenzen). IHU: Integrated Housekeeping Unit, steuert nur den Satelliten und das Verhalten der Nutzlasten. Patchable, fehlerkorrigiertes/redundantes SRAM (static RAM). Die Nutzlastdaten wuerden von einer 2. Einheit (DHS) verwaltet/formatiert/versendet(Richtung COMMS), das DHS enthält auch den Massenspeicher (Flash EEPROM, mehrfach redundant).

Überblick über die link budgets (siehe 1.2.4):

Uplink S-Band funktioniert in allen untersuchten Fällen mit großem Margin. Die geforderte TM downlink-Datenrate von 30 Mbit/s kann sowohl in S- als auch in X-Band mit der HGA erreicht werden (Mond Distanz). Es muss zwischen nominalem (dump über HGA) und Notfallbetrieb (TT&C über omnidirektionale Antennen) unterschieden werden. Wenn der Downlink der HK Daten mit den omnidirektionalen Antennen durchgeführt werden soll, wird die Situation schwieriger. Die Bodenstationen Bochum (BO) 20 m und Weilheim (WHM) 30 m empfangen bis zu 100 kbit/s (Omni X, Mond Distanz),

Neustrelitz (NSG) nur 10-20 kbit/s. Für den „worst case“ in 1.5 Mio. km Abstand beträgt der omnidirektionale Empfang lediglich ~1 kbit/s für NSG und die 15m-S Band Antenne in WHM und 10 kbit/s für BO und WHM. Mit den angenommenen TC+HK Volumina (s.o.) könnte selbst bei einer Datenrate von 1 kbit/s der Satellit noch kontrolliert werden (tägliche Link-Zeit. 15 min). TMTC im LEOP (Beispiel: 13m-Antennen Prioranet) und per LGA auf dem Satelliten (Notfallbetrieb) ist mit der Forderung 16 kbps TM + 4 kbps TC + Ranging nicht verträglich. Eine Vergrößerung der LGA bzw. Analyse, ob geringe Datenrate ausreicht, wären mögliche Auswege.

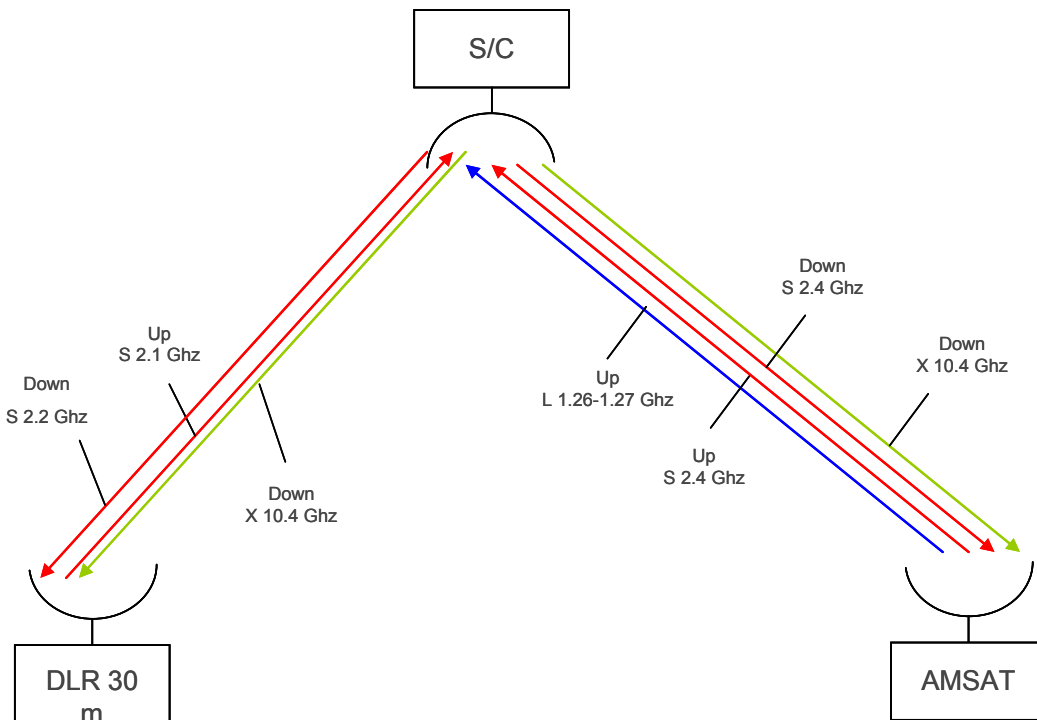


Abbildung 30: Funkstrecke. Die S-Band Funkstrecke DLR-seitig könnte auch mittels 13-/15-m Antennen in WHM realisiert werden (siehe linkbudgets bei den einzelnen Betriebsphasen)

Ranging:

- Two-way range in LEOP und Transfer (daneben auch Doppler nützlich)
- Kontinuierliche two-way kohärente Doppler Messung im Mond Orbit für Bahnbestimmung
- Anforderung Positionsgenauigkeit der Bodenstationen ~dm bei SatCom
- Winkelmessungen können außer Betracht bleiben, meist zu ungenau

Ein kohärenter AMSAT-Transponder (S up/X down, Amateurfunkfrequenzen) ist derzeit, im Bau. Die wichtigsten für ranging und Doppler relevanten Spezifikationen sind:

Geschwindigkeitsauflösung:

Die Auflösung ergibt sich in etwa aus der Integrationszeit für den Doppler-Detektor. Da man ja auch gleichzeitig Zeitauflösung braucht, kann man z. B. 1 Sekunde für die Integration ansetzen, und etwa 1 Hz Frequenzauflösung aus

dem Counter. Das entspricht einer Frequenzauflösung von ca. 10^{-10} , bzw. ca. 0.02m/s Geschwindigkeitsauflösung. Wenn man länger integriert, wird die Auflösung entsprechend besser, aber der Zeitpunkt der Messung ungenauer. Der optimale Kompromiss hängt von der jeweiligen Navigationsaufgabe ab, die gelöst werden soll.

Phasenjitter:

AMSAT geht davon aus, daß der Phasenjitter im Bereich von wenigen deg bei obigem liegt und somit in das Ergebnis nicht ernsthaft eingeht. Der Phasenjitter bestimmt eher die erzielbare absolute Genauigkeit der Entfernungsmessung.

Wie setzt sich das aus dem Rauschbeitrag über den Transponder bzw. über den Jitterbeitrag vom USO zusammen?

Der USO ist so ausgelegt, daß für die Nachrichtenstrecke ADEV-Jitter Gegenüber dem Rauschen vernachlässigt werden kann. Das stimmt auch weitgehend für die Entfernungs- und Geschwindigkeitsmessungen.

USO Stabilität

Allan Deviation einige wenige 10^{-12} . Um keine Nachteile für die Nachrichtenstrecken zu haben, müssen wir mindestens $1 \cdot 10^{-11}$ erreichen. Diese ADEV bezieht sich auf das Intervall von 1s bis 1 min.

Es ergibt sich folgende Baseline für den Satelliten:

- Satellit sieht 2 unabhängige Transponder vor:
 - einen von AMSAT für RX 2.4 GHz, TX 10.45 GHz, kohärent, ranging- und Dopplerfähig
 - Einen „für DLR“ (kommerziell oder Bau durch AMSAT-DL) für RX 2.1 GHz, TX 2.2 GHz, kohärent, ranging- und Dopplerfähig
- Der Übergang von LEOP/GTO zu transfer-Orbit ist fließend. Aus link budget-Überlegungen wird die Grenze relativ willkürlich auf eine Entfernung von 100000 km festgelegt.
- Uplink:
 - AMSAT kohärenter Transponder: Baseline im S-Band (2.400-2.450) mit omnidirektionalen Antennen für niedrige Datenraten und High Gain Antenne (HGA) für hohe Datenraten. Eventuell auch L-Band Uplink möglich, wobei Vorsicht hinsichtlich der Galileo Frequenzen geboten ist.
 - Zweiter kohärenter Transponder: Empfang von TC auf 2.1 GHz (S-Band Frequenzen der nationalen Bodenstationen)
- Downlink:
 - AMSAT kohärenter Transponder: Im X-Band könnten über die HGA (10.450 – 10.500, <50W RF) ~30 Mbit/s erreicht werden und über S-Band (2.4 GHz, 10W RF) omnidirektional einige kbit/s.

- Zweiter kohärenter Transponder: TM (schmalbandig) auf 2.2 GHz (S-Band Frequenzen der nationalen Bodenstationen. Die Lizenzierungsproblematik für (schmalbandige! Nur HK, keine payload-Daten) S-Band-Kommunikation vom Mond ist zu klären.
- *Kurzstrecke*: UHF Transceiver (Peitschenantenne) sind auf dem Satellit für Relay Funktionalität zu Landern, Rovern, etc. auf der Mondoberfläche vorgesehen. Proximity-1 Protokoll TBC vorgesehen
- *AMSAT-Ranging*: Messung von Range sowie Range-Rate über kohärente Doppler-Schwebung über Bochum machbar (Rb-Frequenznormal; USO auf Satellit). Dabei würde S-Band für Up- und X-Band für Downlink verwendet (Transponder in Entwicklung). Die Genauigkeit des Rangings im GTO beträgt (siehe auch: <http://www.amsat.org/amsat/articles/g3ruh/123.html>). ca. ±5 m, die Positions-Genauigkeit ist natürlich geringer.
- *DLR-Ranging*: Messung von Range sowie Range-Rate über S-Band Up/down mit kohärentem transponder, CCSDS Frequenzverhältnis. Von WHM (15m, 30m) und den üblichen LEOP Bodenstationen machbar
- *Kommunikation DHS* ← → Nutzlasten: Protokoll und Datenformat ist von DHS-Provider (AMSAT) festzulegen
- *Datenvolumen*: Dies ist ungefähr ≥ 4.5 GByte/Erddtag, was ~ 20 min (30 MBit/s) pro Erddtag in der Downlink Session entspricht.

Diskussion zum S-Band-Transponder (für DLR Betrieb):

Beispiel kommerziell erhältlich: Thales Alenia TCR S-Band TRANSPONDER with Telecommand, Telemetry and Ranging Functions. Das Datensheet (Tabelle 16, unten) wurde hauptsächlich benutzt, um Masse, elektrische Leistungsaufnahme und Volumen für das System abzuschätzen.

Tabelle 16: Beispiel: Data sheet des Thales Alenia TCR S-Band Transponders

Typical performances

Receiver	Transmitter
<ul style="list-style-type: none"> ◆ S-Band (2025-2120 MHz) ◆ Carrier Acquisition Threshold: -128 dBm ◆ Input dynamic range: -128 to -50 dBm ◆ Noise Figure: <5 dB (including diplexer) ◆ Telecommand bit rate: up to 4 Kbps ◆ Telecommand subcarrier: 8 or 16 KHz ◆ Frequency stability: <ul style="list-style-type: none"> - initial setting: ± 5 ppm - global: ± 20 ppm (initial setting + ageing + worst case in temperature) ◆ PM Demodulation losses <1 dB 	<ul style="list-style-type: none"> ◆ S-Band <ul style="list-style-type: none"> - Coherent mode: $F_{TX} = \frac{240}{221} F_{RX}$ - Non coherent mode: $F_{TX} = F_{RX}$ (2200-2300 MHz) ◆ Frequency stability: as in receiver ◆ Phase noise: < 3°rms (coherent) or 1°rms (non coherent) ◆ Modulation index <ul style="list-style-type: none"> - TM : 0.2 to 1.5 radpp - RG : 0.5 to 1.5 radpp ◆ RF Output Power: up to 37 dBm (even higher with external module)
Ranging	General
<ul style="list-style-type: none"> ◆ Compatible with ESA two tone, ESA MPTS and NASA STDN ranging systems ◆ Ranging tones from 3 KHz to 100 KHz or up to 1.5 MHz 	<ul style="list-style-type: none"> ◆ Mass: 3 Kg ◆ Dimensions: 275 x 110 x 197 mm³ ◆ Power consumption (power bus from 21 to 50 V.): <ul style="list-style-type: none"> - Rx: 6 W - Tx: 26 W ($P_{RF} = 37$ dBm)

This datasheet is not contractual and can be changed without any notice.

Updated January 2006 Ed. 13

Baseline Satelliten-Betrieb

Im GSOC wäre es vorstellbar, einen kleinen Kontrollraum (oder eine Ecke davon) mit zwei Konsolen (Display/Kommandierung) auszustatten (eine für den Bus, eine für die Nutzlast). Diese wären permanent verfügbar, aber nur bei den oben definierten kritischen Missionsphasen besetzt (DLR-Personal + AMSAT-/Nutzlast-Vertreter als Support) bzw. „on-call“, falls sich Probleme ergeben (festgestellt durch die AMSAT Bodenstationen). Im GSOC könnte ein Netzwerkknoten eingerichtet werden für TM/TC (offline) TBC.

Da die Kontrollraum/NIS/Kommunikationsinfrastruktur-Auslastung gering wäre, wären die anteiligen Kosten dort (hauptsächlich Sach- und Großanlagenkosten) ebenfalls gering.

Der Nutzlastbetrieb würde hauptsächlich Personalkosten (in RB-MC) verursachen.

Den wohl größeren Teil der Kosten in diesem Modell würde die Vorbereitung ausmachen (hauptsächlich Personalkosten, 30m-Antenne, Definition der Schnittstellen). Es ist von DLR-Seite möglich, hier einen Sonderweg zu gehen und auf durchgängige ECSS-Normen zu verzichten („Best Effort“-Basis). Allerdings wird dies erkaufte mit höherem Risiko durch Verzicht auf z.B. genormte Qualitätssicherung, Hochverfügbarkeit und hohe technische/personelle Redundanz (TBC).

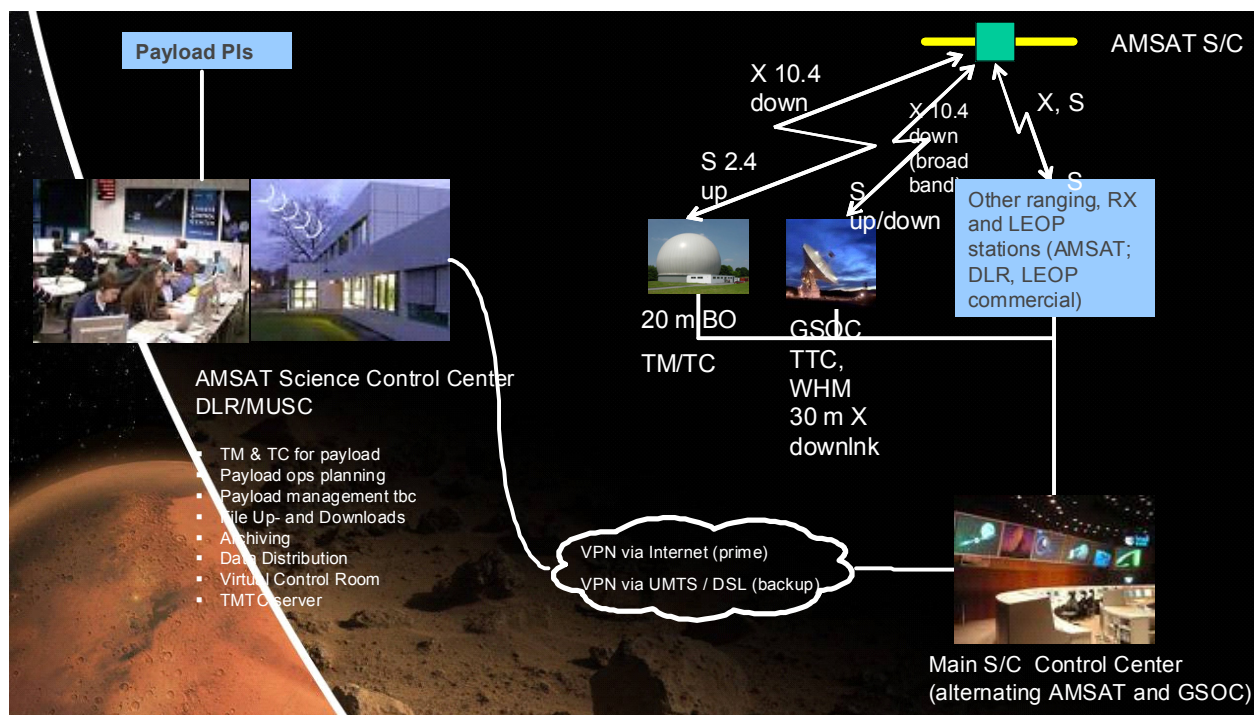


Abbildung 31: Design des Bodensegments

Laut Protokoll von Mars-Telekonferenz (Annex) soll die Zuverlässigkeit des Missionsbetriebes durch GSOC nicht höher angesetzt werden als die Zuverlässigkeit des schwächsten Gliedes, z.B. Launch System (baseline: AR5).

Das LEOP-Bodenstationsnetzwerk sollte wie bei einer GEO LEOP sein. Also idealerweise globale Abdeckung entlang des Äquators. Die Inklination ändert sich ja nur zwischen +/- 7°. Normalerweise sind ca. 5 Stationen für GEO LEOP ausreichend. In LEOP, GTO, Transfer ist kein Routinebetrieb der Nutzlast vorgesehen (nur commissioning TBC).

Nach dem Einschuss in die 100x100 km Mondbahn würde der Satellit nominell nicht mehr von GSOC betrieben sondern von AMSAT-DL; die Nutzlast von MUSC.

Baseline Nutzlastbetrieb

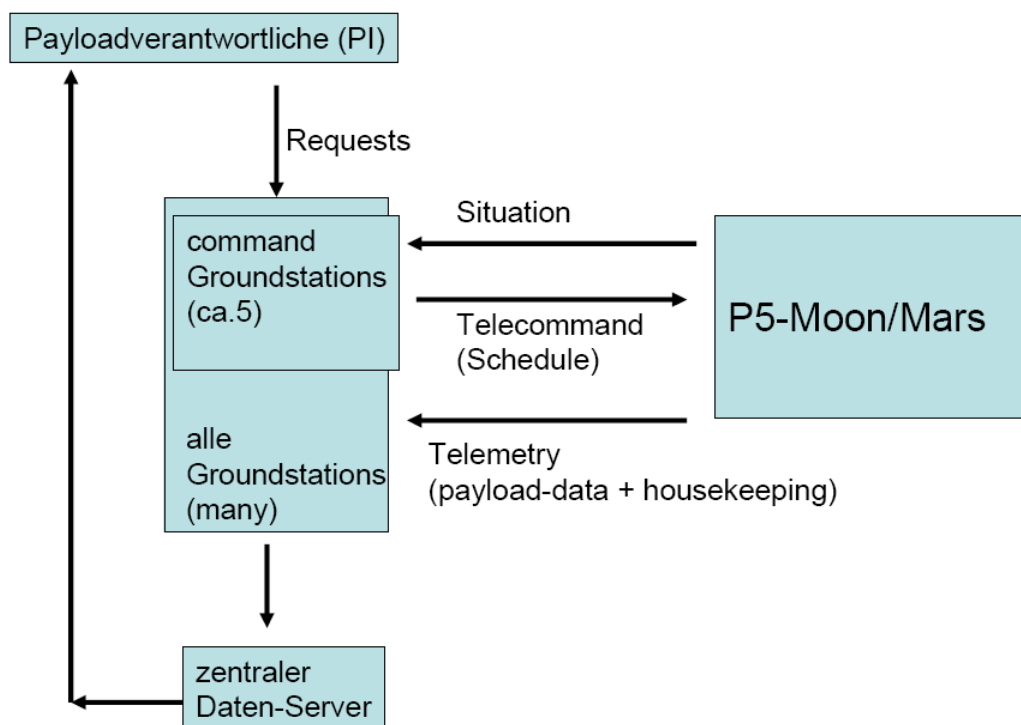


Abbildung 32: Schema Nutzlastbetrieb (1. Vorschlag AMSAT, 23.11.2009, Überarbeitung MUSC)

Missionsbetrieb seitens DLR bedeutet

1. Betrieb der payload
2. „Fliegen“ des Satelliten durch GSOC (OP), Hauptarbeit AOCS, tracking, Manörovorbereitung und –Ausführung. Sobald die nominelle Mondumlaufbahn erreicht ist, macht GSOC nur monitoring&backup (ist jedoch wieder Master bei evt. orbit-Korrekturmanövern).

Es sollten idealerweise mindestens 4-5 TC-fähige Bodenstationen („command stations“, nominell von AMSAT) weltweit verfügbar sein, evtl. auch mehr.

Der Bordcomputer ist unterteilt in IHU und DHS.. IHU verwaltet den Satellitenbus (Power, Thermal, Attitude, Comms). DHS hat alleinig die Aufgabe die Daten der Nutzlasten zu empfangen, nötigenfalls zwischenspeichern und zu formatieren für den Downlink. IHU Dokumentation ist prinzipiell vorhanden, das Betriebssystem muss aber für eine Mond/Mars Mission angepasst werden.

Vorschlag RB-MC:

- PI fordert Beobachtungszeit seiner Payload bei DLR-MUSC an und spezifiziert Target
- DLR-MUSC erstellt Operationsplan und darauf basierend Kommandosequenz welche mit zeitlicher Reserve (1 Woche vor Ausführung) an einen Kommando-Pool (Server) geschickt wird
- Bodenstation holt sich Kommandosequenz aus Pool ab und führt entsprechende Pro-

zeduren aus (übernimmt Verantwortung für Ausführung).

- Wenn bis xx (3?) Tage vor Exekution keine Abholung erfolgt ist, ist eine vorher bestimmte PRIME Bodenstation (Zeitplan, Prozedur zum erstellen muss noch erarbeitet werden) innerhalb des Pools zum schnellstmöglichen Upload verpflichtet
- Ausführende Bodenstation verpflichtet sich ebenfalls zum Download der spezifizierten Daten.
- Schedule ist öffentlich, so dass jede nicht-command Bodenstation ('normaler' Amateurfunkler) auf Best-Effort Basis am Download teilnehmen kann (Redundanz).
- Bodenstationen (im Regelfall Amateurfunkler) schicken erhaltene Nutzlast-Daten an DLR-MUSC (z.B. per sftp) zur Rekombination der Daten (Löschen mehrfach vorhandener Daten, wenn nötig Fehlerkorrektur der Frames und Extrahierung der Payload-Daten)
- Trennung von DLR-MUSC nach Payload Daten und Housekeeping Daten, Speicherung auf getrennten Servern/Systemen
- Housekeeping für jedermann für Analysen verfügbar, Payloaddaten für 6 Monate exklusiv für Experiment PI
- Von einem „Acknowledgement“ für jedes TC wird immer ausgegangen. Zusätzlich hat AMSAT-DL in der Vergangenheit auch einen Kommando-Zähler in jedem Telemetrieframe gehabt, so dass nebst der eigentlichen Bestätigung auch eine 'Gesamtübersicht' der Befehle existiert.

Der zentrale Datenserver ist bei DLR-MUSC vorgesehen. Ein Server (hochverfügbar, kalt-redundant) für Datenbank, Kommando-Pool, TM. Webbasiert; authentifizierte Nutzer. Commandstations können Kommandosequenzen abholen, PI's die Nutzlastdaten, Jeder kann HK abholen.

Prinzipiell sollten alle Daten incl. VIDEOCAM im Rohformat (so wie sie am Boden ankommen) archiviert werden, das gilt auch für die Video Daten. Ein lokaler Ringbuffer bei AMSAT-DL für aktuell empfangene Daten sollte eingerichtet werden, falls es Probleme beim Forward auf den DLR Server gibt. So können die Daten erst mal lokal zwischengelagert werden.

Systemressourcen für die Nutzlast-Kommandosequenzen werden von MUSC in Zusammenarbeit mit dem Systemführergeklärt, erst dann Ablegen der Kommandosequenzen auf den Server, die command stations müssen diese dann „blind“ (ohne erneuten check für die Plattform) uplinken können und sich ansonsten primär um die Gesundheit des Satelliten kümmern.

N.B.: Das AMSAT-„Betriebszentrum“ ist nicht lokalisiert! AMSAT-DL hat zwar seinen Sitz und einige facilities in Marburg, der Ort des AMSAT-Betriebszentrum wechselt jedoch immer zu der jeweils verantwortlichen AMSAT command ground station.

Charakteristik der AMSAT und DLR Bodenstationen

AMSAT Bodenstation in Bochum

Die 20 m Antenne unter Radom in Bochum ist zu 100% verfügbar und zusätzlich fernsteuerbar. Up- und Downlink wäre im Amateurfunkfrequenzbereich im S-Band (2.400 - 2.450 GHz) und X-Band (10.450 – 10.500) möglich. Der Downlink über 8.4 GHz wäre eventuell auch möglich (Umschalten jedoch mit Aufwand verbunden). Bei schlechtem Wetter (Radom nass) verschlechtert sich das Linkbudget. Somit ist mindestens eine Backup Bodenstation erforderlich.

Technische Spezifikationen der Bochum-Bodenstation:

- RX
 - 2320-2450 MHz, T_{sys} ca. 85K
 - 10350-10500 MHz, T_{sys} ca. 140K; Verluste bei Starkregen: ~
- TX
 - 2450 MHz +- 3 MHz, P_{out} 6 kW max.
 - 10368 MHz +- x MHz, P_{out} 30W (upgrade bis 1kW evtl. moeglich)
- Antennengewinn:
 - X-Band (10 GHz): 63.8 dBi
 - S-Band (2.4 GHz): 51.4 dBi

Diese Angaben sind auf wenige 0.1 dB belastbar, da sie mehrfach an externen Signalquellen (Sonden) gemessen wurden.

Weitere AMSAT TMTTC Stationen

Tabelle 17: Koordinatenliste von typischen TC-berechtigten AMSAT-Bodenstationen. Die Koordinaten sind nur ungefähr (Google Earth), z.B. für Sichtbarkeitsanalysen. Die Stationen sind fix. Genaue Koordinaten können z.B. durch präzise GPS-Messungen ermittelt werden.

Name		City	Country	Lattitude / °	Longitude / °
Stacey Mills	W4SM	Charlottesville	USA	38.0159	-78.6344
Ian Ashley	ZL1AOX	Auckland	New Zealand	-37.0653	174.9439
Paul Willmott	VP9MU/G6KCV	Hamilton	Bermudas	32.3282	-64.7054
Graham Ratcliff	VK5AGR	Clarence Park	South Australia	-34.9647	138.5775
James Miller	G3RUH	Cambridge	United Kingdom	52.2050	0.1194
Miroslav Kasal	OK2AQK		Czech Republic	49.2212	16.6003
Colin Hurst	VK5HI,	Salisbury Park	South Australia	-34.7667	138.6500
Peter Gülzow	DB2OS	Laatzen	Germany	52.2901	9.8302

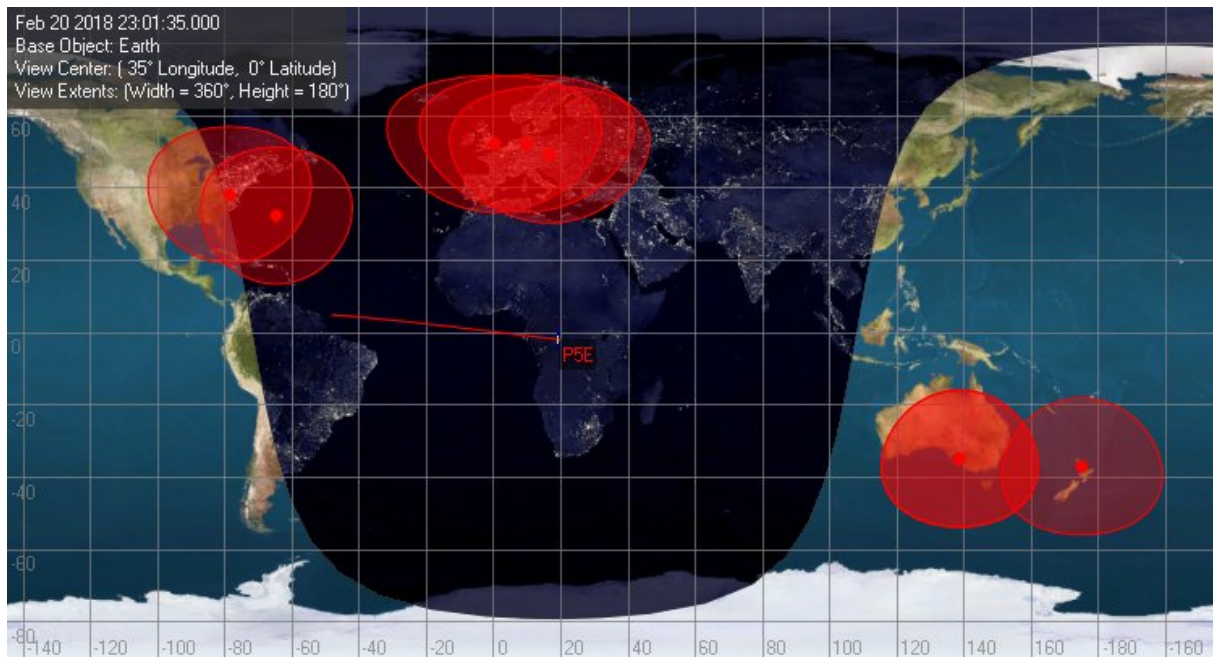


Abbildung 33: Visualisierung der AMSAT-Bodenstationen (TMTC). Gerechnet für eine Höhe von 800 km.

DLR Bodenstation in Weilheim

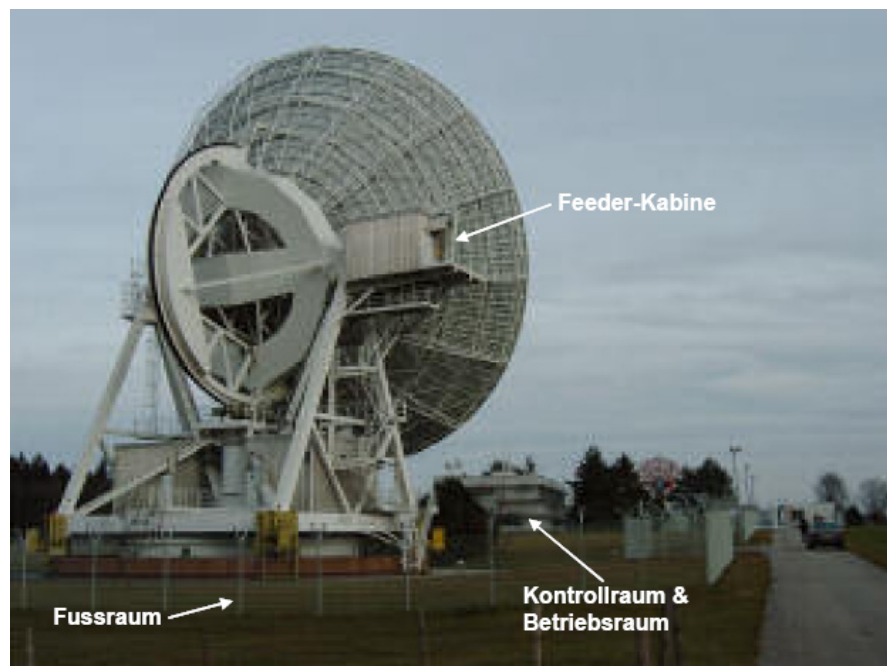


Abbildung 34: 30m Antenne bei Weilheim

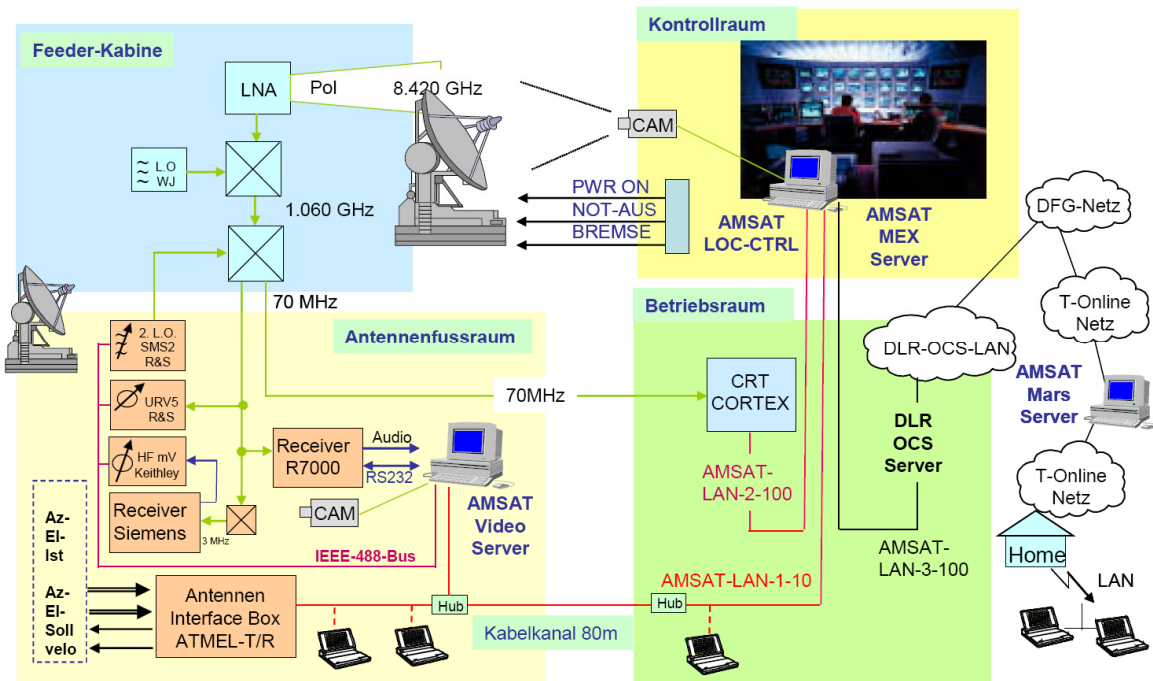


Abbildung 35: Blockschaltbild des AMSAT-Aufbaus in 2005 für den Empfang von 8.4 GHz (10.45 GHz analog)

- Status WHM Heute:
 - RX 8.4-12.4 GHz möglich mit existierendem Feed/Hohlleiter
 - Kein LNA oder down-Konverter X-band 10.4 GHz
 - Max. tracking speed Az 1.5 deg/sec, El: 1.0 deg/sec, nicht gut für LEOP im GTO zumindest perigäumsnah
- Upgrade WHM:
 - LNA für X-band 300€ (AMSAT solid-state 8.4 GHz)
 - X down-Konverter ~650€ (Kuhne electronic GmbH, integrierter LNA)
 - Aufrüstung/Einrichtung also ca. 1000€ und 1 Monat excl. S-Band-Sender
- Auslastung WHM Zukunft:
 - z.Zt. Vermessung Antenne, Renovierung einzelner Komponenten
 - Vorbereitung Galileo IOV
 - wenn IOV gewonnen: bis 2014, evt. 2015 jährlich ca. 4 Wochen Kampagne
 - Radarfähigkeit noch unklar, könnte aber kommen, würde genaue Planung für AMSAT-Betrieb bedeuten!
- Umschaltung Galileo/AMSAT: ca. 15-60 Minuten

-
- Externe Fernsteuerung WHM nicht mehr erlaubt
 - AMSAT-Paper (2005) über 30m-Antenne; Blockdiagramm (s.o.) im Prinzip auch für 10.45 GHz gültig. Damalige Kontaktpersonen DLR: Exter/Wiedemann
 - Ergebnisse neue Ausmessungen (Flächenwirkungsgrade als Funktion der Frequenz) können von DLR an AMSAT weitergeleitet werden.
 - Cortex für GS Bochum müsste beschafft werden, ca. 70-100 k€ je nach Konfiguration, Schulung in WHM möglich.
 - S-Band high-power amplifier (HPA) wird z.Zt. ausgebaut, kann aber bei Bedarf wieder eingebaut werden
 - Solange bisheriges feed-Konzept existiert (incl. L-Band feed/Hohlleiter), können S- und X-Band Frequenzen nicht parallel ausgekoppelt werden, da der L-Band feed alle anderen Frequenzen (S, X) blockiert. Paralleles Senden auf S-Band und Empfang im X-Band wäre also möglich, wenn der HPA wieder eingebaut wird und die L-Band-Auskopplung entweder nicht existiert oder anders realisiert wird (z.B. Revolver-feed).

Sichtbarkeit im Transfer

Für die Sichtbarkeit während des Transfers wurden Berechnungen mit der Bodenstation Weilheim durchgeführt. Für diese Station wäre in den Phasing Orbits und dem anschließenden Transfer ein täglicher Kontakt mit mindestens 9-10 Stunden Kontaktzeit möglich (Abbildung 36, Abbildung 37, Abbildung 38 und Abbildung 39).

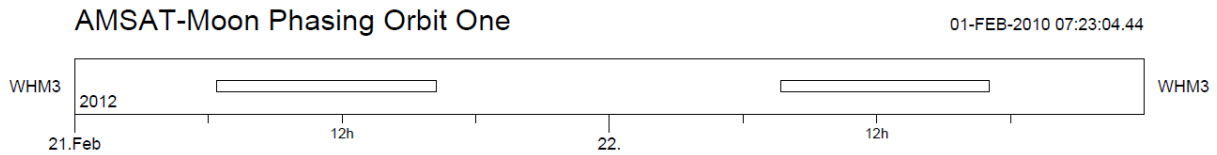


Abbildung 36: Kontaktzeiten im PO1 von WHM

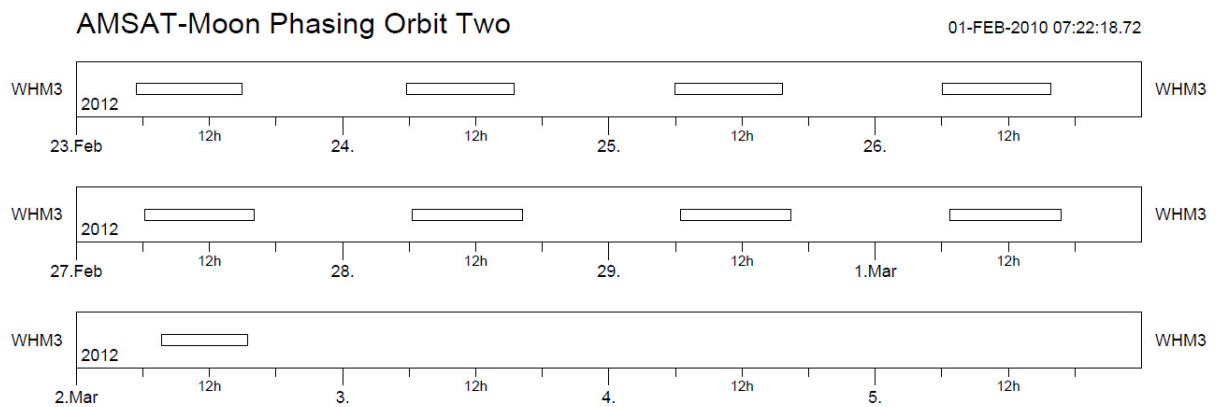


Abbildung 37: Kontaktzeiten im PO2 von WHM

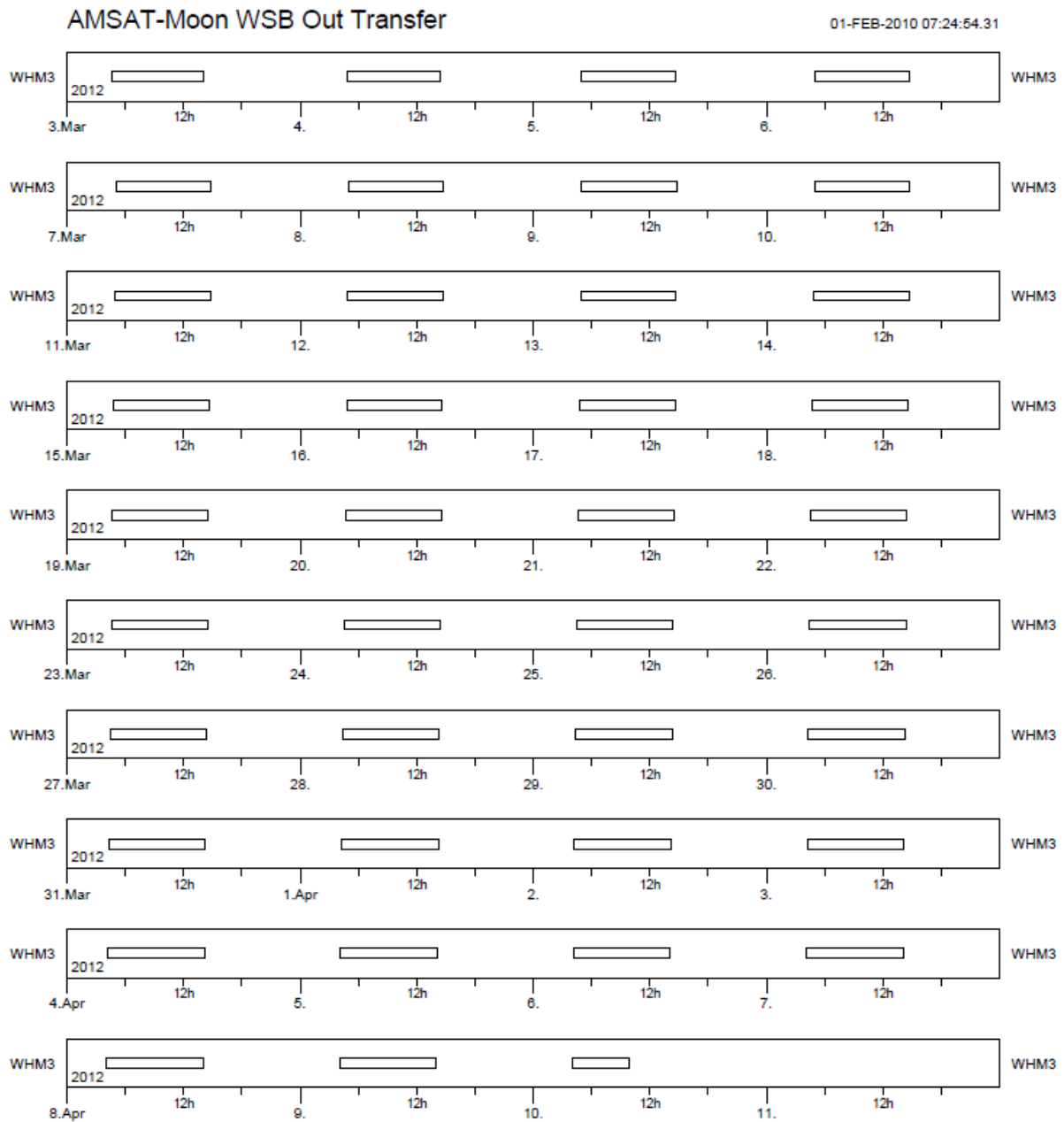


Abbildung 38: Kontaktzeiten im Transfer zur WSB Region von WHM

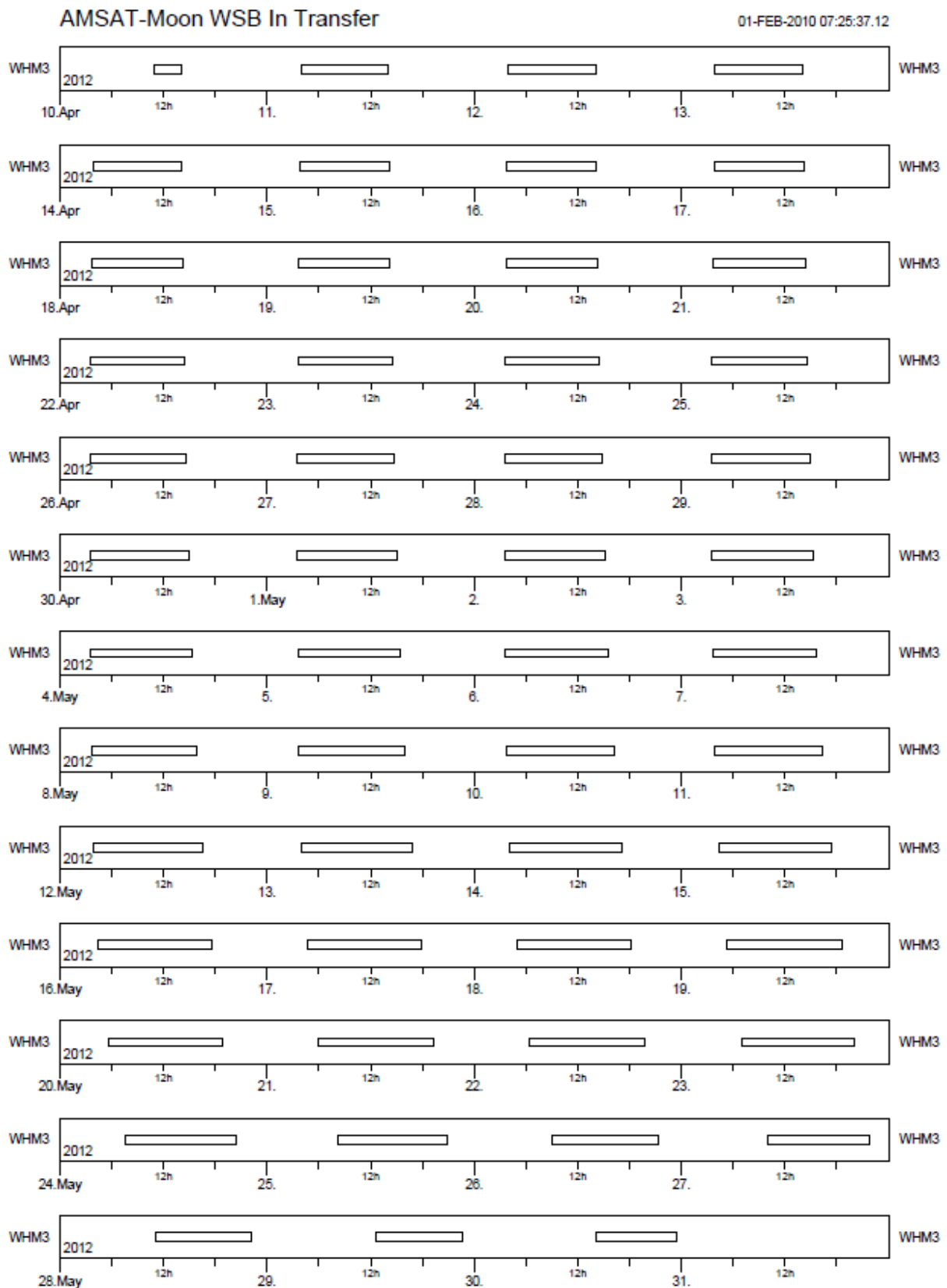


Abbildung 39: Kontaktzeiten im Transfer von der WSB Region zum Mond von WHM

Die maximale Elevation der Passagen in den ersten drei Transferphasen liegt bei ca. 40° (Abbildung 40). Nach dem Mittkursmanöver in der WSB Region ergeben sich für die Transferphase von der WSB zum Mond längere Kontaktzeiten durch die veränderte Inklination und damit einhergehender höherer Elevation über Weilheim. Allein für die Zeit im GTO muss ein erweitertes Bodenstationsnetzwerk genutzt werden, welches noch genauer zu spezifizieren ist.

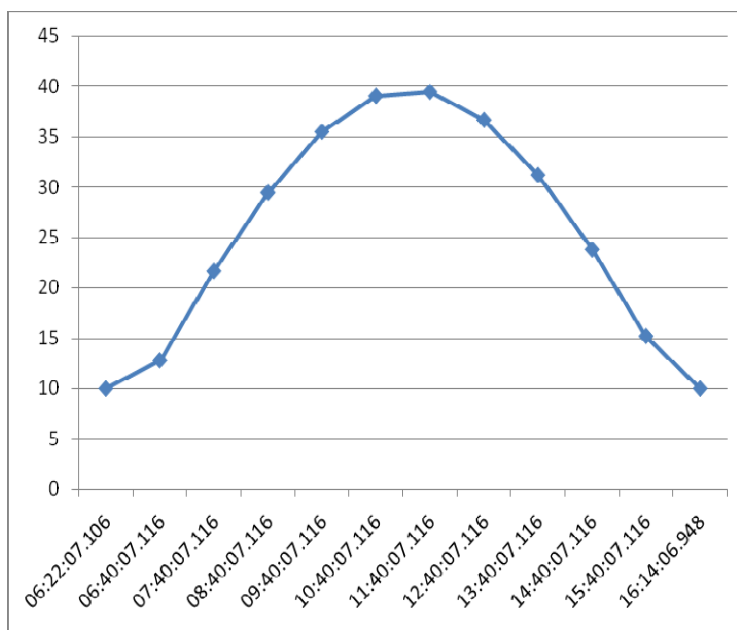


Abbildung 40: Kontaktzeiten im PO1 von WHM

Link-Budgets [21]

In the following pages preliminary link budget calculations for TM/TC and simultaneous turnaround S-band ranging are presented for the maximum mission slant ranges. The spacecraft and ground station antenna diameters, frequencies, selected modulation type are specified within the tables. The up- and down- links are treated separately. The modulation losses (fraction of the total transmitted power allotted to a designated channel) are taken as a typical value and as a single overall loss in the order of 4 and 5,5 dB for uplink and downlink, respectively. The link margin figure shows the margin with simultaneous TM/TC data and ranging operations.

Each link budget corresponds to the specific slant range, ground station antenna and onboard antenna. All other input parameters stay unchanged. One should note that for simultaneous TM/TC and ranging operations, the system requires more link margin as for TM/TC only operations.

The results of a link budget calculations for 30-meter antenna in Weilheim indicates that with a given size of a low gain antenna (LGA) onboard the spacecraft the minimum required downlink data rate (16 kbps) can only be achieved on the distance up to 384000

km. For the transfer distances (e.g. $1.5 \cdot 10^6$ km) the onboard antenna diameter or transmitted power has to be increased at least 2 or 4 times respectively. However, in case if the TM downlink data rate of maximum 2-4 kbps can be tolerated, then the link budget could be closed for the $1.5 \cdot 10^6$ km distance without changing of other link parameters. For the HGA the link margin remains positive for both distances. It has to be noted here that the link calculation assumes the hardware which is partially not available at 30-m Antenna at Weilheim Ground Station.

The similar calculations have been performed for the 15-meter ground station in Weilheim which indicate that with a given low gain antenna (LGA) onboard the spacecraft the minimum required downlink data rate (16 kbps) can only be achieved on the distance up to 384000 km. For the transfer distances (e.g. $1.5 \cdot 10^6$ km) the onboard antenna diameter or transmitted power has to be increased at least 8 or 15 times respectively. The data rate decrease will not make the margin positive. For the HGA the link margin remains positive for both distances.

The link calculations provided in this section assume simultaneous turnaround tone ranging, which requires approximately 600 kHz of bandwidth. Alternatively, a code ranging could be used to reduce the required resources (bandwidth and hence E_b/N_0), which might allow the communication on the 1.5 million km distance. The Amsat-DL successfully used their own ranging system to perform a code ranging for several satellite missions, which is described here:

<http://www.amsat.org/amsat/articles/g3ruh/123.html> , by James Miller.

The possibility to perform code ranging will be evaluated by DLR during the Phase B and possible options will be identified.

All preliminary link budget calculations are provided in the following tables below:

TM/TC and turnaround ranging link budget, Weilheim - Amsat-Mond P5A, DLR, RB-KB, yunir.gataulin@dlr.de

Data Rate (UL), kbps	4,00
Data Rate (DL), kbps	16,00
Slant Range, km	38400,00
S/C Antenna, m	0,066
G/S Antenna, m	15,00

UPLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	10,60
Eb/No after coding	5,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,01
Bandwidth in dBHz	40,49
C-No,required:	43,62

DOWNLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	9,60
Eb/No after coding	4,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,04
Bandwidth in dBHz	46,51
C-No,required:	23,11

UPLINK	
Frequency, MHz	2025,00
Transmit power, W	200,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	48,15
G/S EIRP, dBW	70,66
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Spreading Loss, dB/m2	182,68
Flux density at the spacecraft, dBW/m2	-112,27
Free-space loss, dB	210,26
Receive antenna gain, dBi	1,02
Receive waveguide loss, dB	1,50
System noise temperature (100K), dB	20,00
Spacecraft G/T	-20,48
Received Carrier power	-140,33
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation Loss*	4,00
C/No received, dBHz	68,27
Eb/No received	32,25
Link margin, w. coding, dB	19,65

Tx Antenna beamwidth (3dB)	0,68
----------------------------	------

DOWNLINK	
Frequency, MHz	2200,00
Transmit power, W	10,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	1,74
Satellite EIRP, dBW	11,24
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Received Carrier power	-151,62
Flux density at the G/S, dBW/m2	-171,69
Free-space loss, dB	210,98
Receive antenna gain, dBi	48,87
Receive waveguide loss, dB	0,50
G/S system noise temperature (175 K), dB	22,43
Ground Station G/T	26,44
Noise Power	-148,39
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation loss*	5,50
C/No, dBHz	55,05
Eb/No received	13,01
Link margin, w. coding, dB	0,41

----- LINK WORKS -----

For Information:
Dynamic range of the G/S receiver: -50 to -130 dBW
Dynamic range of the S/C transponder: -158 to -80 dBW
Date: 07.01.2010
Document Version: Draft 0.0

*Typical values of modulation loss have been considered. No detailed calculation! The exact values depend on modulation indexes of ranging and carrier signals.

TM/TTC and turnaround ranging link budget, Weilheim - Amsat-Mond P5A, DLR, RB-KB, yunir.gataulin@dlr.de

Data Rate (UL), kbps	4,00
Data Rate (DL), kbps	16,00
Slant Range, km	38400,00
S/C Antenna, m	1,000
G/S Antenna, m	15,00

UPLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	10,60
Eb/No after coding	5,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,01
Bandwidth in dBHz	40,49
C-No,required:	43,62

DOWNLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	9,60
Eb/No after coding	4,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,04
Bandwidth in dBHz	46,51
C-No,required:	23,11

UPLINK	
Frequency, MHz	2025,00
Transmit power, W	200,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	48,15
G/S EIRP, dBW	70,66
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Spreading Loss, dB/m2	182,68
Flux density at the spacecraft, dBW/m2	-112,27
Free-space loss, dB	210,26
Receive antenna gain, dBi	24,63
Receive waveguide loss, dB	1,50
System noise temperature (100K), dB	20,00
Spacecraft G/T	3,13
Received Carrier power	-116,72
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation Loss*	4,00
C/No received, dBHz	91,88
Eb/No received	55,86
Link margin, w. coding, dB	43,26

Tx Antenna beamwidth (3dB)	0,68
----------------------------	------

DOWNLINK	
Frequency, MHz	2200,00
Transmit power, W	10,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	25,35
Satellite EIRP, dBW	34,85
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Received Carrier power	-128,01
Flux density at the G/S, dBW/m2	-148,08
Free-space loss, dB	210,98
Receive antenna gain, dBi	48,87
Receive waveguide loss, dB	0,50
G/S system noise temperature (175 K), dB	22,43
Ground Station G/T	26,44
Noise Power	-148,39
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation loss*	5,50
C/No, dBHz	78,66
Eb/No received	36,62
Link margin, w. coding, dB	24,02

----- LINK WORKS -----

For Information:
Dynamic range of the G/S receiver: -50 to -130 dBW
Dynamic range of the S/C transponder: -158 to -80 dBW
Date: 07.01.2010
Document Version: Draft 0.0

*Typical values of modulation loss have been considered. No detailed calculation! The exact values depend on modulation indexes of ranging and carrier signals.

TM/TTC and turnaround ranging link budget, Weilheim - Amsat-Mond P5A, DLR, RB-KB, yunir.gataulin@dlr.de

Data Rate (UL), kbps	4,00
Data Rate (DL), kbps	16,00
Slant Range, km	1500000,00
S/C Antenna, m	0,066
G/S Antenna, m	15,00

UPLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	10,60
Eb/No after coding	5,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,01
Bandwidth in dBHz	40,49
C-No,required:	43,62

DOWNLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	9,60
Eb/No after coding	4,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Badwidth factor (modulation)	1,40
Badwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,04
Bandwidth in dBHz	46,51
C-No,required:	23,11

UPLINK	
Frequency, MHz	2025,00
Transmit power, W	200,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	48,15
G/S EIRP, dBW	70,66
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Spreading Loss, dB/m2	194,51
Flux density at the spacecraft, dBW/m2	-124,10
Free-space loss, dB	222,09
Receive antenna gain, dBi	1,02
Receive waveguide loss, dB	1,50
System noise temperature (100K), dB	20,00
Spacecraft G/T	-20,48
Received Carrier power	-152,16
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation Loss*	4,00
C/No received, dBHz	56,44
Eb/No received	20,42
Link margin, w. coding, dB	7,82

Tx Antenna beamwidth (3dB)	0,68
----------------------------	------

DOWNLINK	
Frequency, MHz	2200,00
Transmit power, W	10,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	1,74
Satellite EIRP, dBW	11,24
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Received Carrier power	-163,45
Flux density at the G/S, dBW/m2	-183,52
Free-space loss, dB	222,81
Receive antenna gain, dBi	48,87
Receive waveguide loss, dB	0,50
G/S system noise temperature (175 K), dB	22,43
Ground Station G/T	26,44
Noise Power	-148,39
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation loss*	5,50
C/No, dBHz	43,22
Eb/No received	1,18
Link margin, w. coding, dB	-11,42

Tx Antenna beamwidth (3dB)	142,56
----------------------------	--------

----- LINK DOES NOT WORK -----

For Information:
Dynamic range of the G/S receiver: -50 to -130 dBW
Dynamic range of the S/C transponder: -158 to -80 dBW
Date: 07.01.2010
Document Version: Draft 0.0

*Typical values of modulation loss have been considered. No detailed calculation! The exact values depend on modulation indexes of ranging and carrier signals.

TM/TC and turnaround ranging link budget, Weilheim - Amsat-Mond P5A, DLR, RB-KB, yunir.gataulin@dlr.de

Data Rate (UL), kbps	4,00
Data Rate (DL), kbps	16,00
Slant Range, km	1500000,00
S/C Antenna, m	1,000
G/S Antenna, m	15,00

UPLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	10,60
Eb/No after coding	5,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,01
Bandwidth in dBHz	40,49
C-No,required:	43,62

DOWNLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	9,60
Eb/No after coding	4,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,04
Bandwidth in dBHz	46,51
C-No,required:	23,11

UPLINK	
Frequency, MHz	2025,00
Transmit power, W	200,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	48,15
G/S EIRP, dBW	70,66
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Spreading Loss, dB/m2	194,51
Flux density at the spacecraft, dBW/m2	-124,10
Free-space loss, dB	222,09
Receive antenna gain, dBi	24,63
Receive waveguide loss, dB	1,50
System noise temperature (100K), dB	20,00
Spacecraft G/T	3,13
Received Carrier power	-128,55
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation Loss*	4,00
C/No received, dBHz	80,05
Eb/No received	44,03
Link margin, w. coding, dB	31,43

Tx Antenna beamwidth (30B)	0,68
----------------------------	------

DOWNLINK	
Frequency, MHz	2200,00
Transmit power, W	10,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	25,35
Satellite EIRP, dBW	34,85
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Received Carrier power	-139,84
Flux density at the G/S, dBW/m2	-159,91
Free-space loss, dB	222,81
Receive antenna gain, dBi	48,87
Receive waveguide loss, dB	0,50
G/S system noise temperature (175 K), dB	22,43
Ground Station G/T	26,44
Noise Power	-148,39
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation loss*	5,50
C/No, dBHz	66,83
Eb/No received	24,79
Link margin, w. coding, dB	12,19

Tx Antenna beamwidth (3dB)	9,41
----------------------------	------

----- LINK WORKS -----

For Information:
 Dynamic range of the G/S receiver: -50 to -130 dBW
 Dynamic range of the S/C transponder: -158 to -80 dBW
 Date: 07.01.2010
 Document Version: Draft 0.0

*Typical values of modulation loss have been considered. No detailed calculation! The exact values depend on modulation indexes of ranging and carrier signals.

TM/TTC and turnaround ranging link budget, Weilheim - Amsat-Mond P5A, DLR, RB-KB, yunir.gataulin@dlr.de

Data Rate (UL), kbps	4,00
Data Rate (DL), kbps	16,00
Slant Range, km	38400,00
S/C Antenna, m	0,066
G/S Antenna, m	30,00

UPLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	10,60
Eb/No after coding	5,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,01
Bandwidth in dBHz	40,49
C-No,required:	43,62

DOWNLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	9,60
Eb/No after coding	4,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Badwidth factor (modulation)	1,40
Badwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,04
Bandwidth in dBHz	46,51
C-No,required:	23,11

UPLINK	
Frequency, MHz	2025,00
Transmit power, W	200,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	54,17
G/S EIRP, dBW	76,68
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Spreading Loss, dB/m2	182,68
Flux density at the spacecraft, dBW/m2	-106,25
Free-space loss, dB	210,26
Receive antenna gain, dBi	1,02
Receive waveguide loss, dB	1,50
System noise temperature (100K), dB	20,00
Spacecraft G/T	-20,48
Received Carrier power	-134,31
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation Loss*	4,00
C/No received, dBHz	74,29
Eb/No received	38,27
Link margin, w. coding, dB	25,67

Tx Antenna beamwidth (3dB)	0,34
----------------------------	------

DOWNLINK	
Frequency, MHz	2200,00
Transmit power, W	10,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	1,74
Satellite EIRP, dBW	11,24
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Received Carrier power	-145,60
Flux density at the G/S, dBW/m2	-171,69
Free-space loss, dB	210,98
Receive antenna gain, dBi	54,89
Receive waveguide loss, dB	0,50
G/S system noise temperature (175 K), dB	22,43
Ground Station G/T	32,46
Noise Power	-148,39
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation loss*	5,50
C/No, dBHz	61,07
Eb/No received	19,03
Link margin, w. coding, dB	6,43

----- LINK WORKS -----

For Information:
 Dynamic range of the G/S receiver: -50 to -130 dBW
 Dynamic range of the S/C transponder: -158 to -80 dBW
 Date: 07.01.2010
 Document Version: Draft 0.0

*Typical values of modulation loss have been considered. No detailed calculation! The exact values depend on modulation indexes of ranging and carrier signals.

TM/T-C and turnaround ranging link budget, Weilheim - Amsat-Mond P5A, DLR, RB-KB, yunir.gataullin@dlr.de

Data Rate (UL), kbps	4,00
Data Rate (DL), kbps	16,00
Slant Range, km	384000,00
S/C Antenna, m	1,000
G/S Antenna, m	30,00

UPLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	10,60
Eb/No after coding	5,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,01
Bandwidth in dBHz	40,49
C-No, required:	43,62

DOWNLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	9,60
Eb/No after coding	4,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,04
Bandwidth in dBHz	46,51
C-No, required:	23,11

UPLINK	
Frequency, MHz	2025,00
Transmit power, W	200,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	54,17
G/S EIRP, dBW	76,68
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Spreading Loss, dB/m2	182,68
Flux density at the spacecraft, dBW/m2	-106,25
Free-space loss, dB	210,26
Receive antenna gain, dBi	24,63
Receive waveguide loss, dB	1,50
System noise temperature (100K), dB	20,00
Spacecraft G/T	3,13
Received Carrier power	-110,70
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation Loss*	4,00
C/No received, dBHz	97,90
Eb/No received	61,88
Link margin, w. coding, dB	49,28

Tx Antenna beamwidth (3dB)	0,34
----------------------------	------

DOWNLINK	
Frequency, MHz	2200,00
Transmit power, W	10,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	25,35
Satellite EIRP, dBW	34,85
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Received Carrier power	-121,99
Flux density at the G/S, dBW/m2	-148,08
Free-space loss, dB	210,98
Receive antenna gain, dBi	54,89
Receive waveguide loss, dB	0,50
G/S system noise temperature (175 K), dB	22,43
Ground Station G/T	32,46
Noise Power	-148,39
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation loss*	5,50
C/No, dBHz	84,68
Eb/No received	42,64
Link margin, w. coding, dB	30,04

----- LINK WORKS -----

For information:
Dynamic range of the G/S receiver: -50 to -130 dBW
Dynamic range of the S/C transponder: -158 to -80 dBW
Date: 07.01.2010
Document Version: Draft 0.0

*Typical values of modulation loss have been considered. No detailed calculation! The exact values depend on modulation indexes of ranging and carrier signals.

TM/T-C and turnaround ranging link budget, Weilheim - Amsat-Mond P5A, DLR, RB-KB, yunir.gataullin@dlr.de

Data Rate (UL), kbps	4,00
Data Rate (DL), kbps	16,00
Slant Range, km	1500000,00
S/C Antenna, m	0,066
G/S Antenna, m	30,00

UPLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	10,60
Eb/No after coding	5,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,01
Bandwidth in dBHz	40,49
C-No, required:	43,62

DOWNLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	9,60
Eb/No after coding	4,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,04
Bandwidth in dBHz	46,51
C-No, required:	23,11

UPLINK	
Frequency, MHz	2025,00
Transmit power, W	200,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	54,17
G/S EIRP, dBW	76,68
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Spreading Loss, dB/m2	194,51
Flux density at the spacecraft, dBW/m2	-118,08
Free-space loss, dB	222,09
Receive antenna gain, dBi	1,02
Receive waveguide loss, dB	1,50
System noise temperature (100K), dB	20,00
Spacecraft G/T	-20,48
Received Carrier power	-146,14
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation Loss*	4,00
C/No received, dBHz	62,46
Eb/No received	26,44
Link margin, w. coding, dB	13,84

Tx Antenna beamwidth (3dB)	0,34
----------------------------	------

DOWNLINK	
Frequency, MHz	2200,00
Transmit power, W	10,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	1,74
Satellite EIRP, dBW	11,24
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Received Carrier power	-157,43
Flux density at the G/S, dBW/m2	-183,52
Free-space loss, dB	222,81
Receive antenna gain, dBi	54,89
Receive waveguide loss, dB	0,50
G/S system noise temperature (175 K), dB	22,43
Ground Station G/T	32,46
Noise Power	-148,39
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation loss*	5,50
C/No, dBHz	49,24
Eb/No received	7,20
Link margin, w. coding, dB	-5,40

Tx Antenna beamwidth (3dB)	142,56
----------------------------	--------

----- LINK DOES NOT WORK -----

For Information:
Dynamic range of the G/S receiver: -50 to -130 dBW
Dynamic range of the S/C transponder: -158 to -80 dBW
Date: 07.01.2010
Document Version: Draft 0.0

*Typical values of modulation loss have been considered. No detailed calculation! The exact values depend on modulation indexes of ranging and carrier signals.

TM/T-C and turnaround ranging link budget, Weilheim - Amsat-Mond P5A, DLR, RB-KB, yunir.gataullin@dlr.de

Data Rate (UL), kbps	4,00
Data Rate (DL), kbps	16,00
Slant Range, km	1500000,00
S/C Antenna, m	1,000
G/S Antenna, m	30,00

UPLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	10,60
Eb/No after coding	5,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,01
Bandwidth in dBHz	40,49
C-No, required:	43,62

DOWNLINK	
Coding rate	0,50
BER	10 ⁻⁶
Implementation Margin, dB	2,00
Coding gain, dB	5,00
Eb/No before coding	9,60
Eb/No after coding	4,60
Roll Off factor	0,20
Modulation	BPSK
Bandwidth factor (modulation)	1,40
Bandwidth factor (+coding)	2,80
Bandwidth in MHz	0,04
Bandwidth in dBHz	46,51
C-No, required:	23,11

UPLINK	
Frequency, MHz	2025,00
Transmit power, W	200,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	54,17
G/S EIRP, dBW	76,68
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Spreading Loss, dB/m2	194,51
Flux density at the spacecraft, dBW/m2	-118,08
Free-space loss, dB	222,09
Receive antenna gain, dBi	24,63
Receive waveguide loss, dB	1,50
System noise temperature (100K), dB	20,00
Spacecraft G/T	3,13
Received Carrier power	-122,53
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation Loss*	4,00
C/No received, dBHz	86,07
Eb/No received	50,05
Link margin, w. coding, dB	37,45

Tx Antenna beamwidth (3dB)	0,34
----------------------------	------

DOWNLINK	
Frequency, MHz	2200,00
Transmit power, W	10,00
Transmitt waveguide loss, dB	0,50
Transmit antenna gain, dBi	25,35
Satellite EIRP, dBW	34,85
Atmospheric attenuation, dB	0,25
Received Carrier power	-133,82
Flux density at the G/S, dBW/m2	-159,91
Free-space loss, dB	222,81
Receive antenna gain, dBi	54,89
Receive waveguide loss, dB	0,50
G/S system noise temperature (175 K), dB	22,43
Ground Station G/T	32,46
Noise Power	-148,39
Bolzmann's constant, dBW/Hz/K	-228,60
Bandwidth (600 kHz), dBHz	57,78
Modulation loss*	5,50
C/No, dBHz	72,85
Eb/No received	30,81
Link margin, w. coding, dB	18,21

----- LINK WORKS -----

For Information:
Dynamic range of the G/S receiver: -50 to -130 dBW
Dynamic range of the S/C transponder: -158 to -80 dBW
Date: 07.01.2010
Document Version: Draft 0.0

*Typical values of modulation loss have been considered. No detailed calculation! The exact values depend on modulation indexes of ranging and carrier signals.

2.2.11 Power

Anforderungen und Annahmen

Die Prämisse ist, möglichst viel bei der AMSAT bekannte bzw. vorhandene Technologie zu verwenden.

Dabei haben im Kontext "Power" besonders bei den Batterien Zuverlässigkeit und Kosten Vorrang vor optimiertem Gewicht bzw. Energiedichte. Die Verwendung von Lithium-Batterien wurde aufgrund der engen Anforderungen an die Umgebungsbedingungen und aufgrund der begrenzten Haltbarkeitsdauer (ggf. ähnlich der Projektdauer inkl. Bau) ausgeschlossen. Andere in der Raumfahrt bewährte Batterietypen könnten verwendet werden. AMSAT-DL hat gute Erfahrungen mit NiCd- und NiMH-Batterien. Daher wurde in der Studie NiMH angenommen. Die Energiedichte ist bei moderneren Batterietypen größer, so daß die Angaben für NiMH den Worst Case darstellen.

Es wurden folgende Annahmen getroffen:

- 120 Minuten-Mondorbit mit 46 Minuten Schatten
- NiMH-Batterien
- Redundanz: Reservebatterien gleicher Kapazität der Hauptbatterie
- Entladetiefe max. 20%, Wirkungsgrad 83%
- Silizium-Solarzellen, bis LOI eingeklappt
- max. 45° Sonnenwinkel
- AMSAT-Batterieladeregler (BCRs)
- Eigenbedarf Power: vernachlässigbar sehr niedrig, Wirkungsgrad BCRs > 95%

Optionen und Vergleiche

In der Studie wurden aus Power-Sicht zwei mögliche Optionen für die Drallräder für das GNC-Subsystem betrachtet. Die Notwendigkeit der genaueren Untersuchung ergab sich aus dem zunächst sehr hohen Leistungsbedarf des GNC-Subsystems. Dabei stellte sich heraus, daß bei den von GNC selektierten Drallrädern sehr große Worst-Case-Leistungen angegeben wurden, wogegen bei den AMSAT-Drallrädern real gemessene Leistungen angegeben waren.

Da das GNC-Subsystem abgesehen von der Startphase in allen anderen Phasen ständig in Betrieb sein wird (Duty Cycle 100%), geht der Leistungsbedarf der Drallräder, des Sternensensors und Trägheitssensors verglichen mit dem der restlichen, nur relativ kurz eingeschalteten Subsysteme, sehr stark in das Leistungsbudget ein.

Nach mehreren Iterationsschritten näherten sich die Leistungswerte der mechanisch gelagerten Drallräder an die der magnetisch gelagerten AMSAT-Drallräder an. Die benötigte Leistung des Sternensensors konnte durch Auswahl eines anderen Typs reduziert werden, die des Trägheitssensors bleibt gleich.

Option 1: Drallräder mit mechanischen Lagern

- Erforderliche Leistung des GNC-Systems: ca. 200 W, entspricht ca. 2 Solarpanels
- Erforderliche Batterie: ca. 580 Wh, Gewicht ca. 13,5 kg, mit Standard-Rundzellen (20 Ah bei Batteriespannung von 28 V) realisierbar

Option 2: Drallräder mit magnetischen Lagern (AMSAT-Technologie)

- Erforderliche Leistung des GNC-Systems: ca. 185 W, entspricht ca. 2 Solarpanels
- Erforderliche Batterie: ca. 520 Wh, Gewicht ca. 12 kg, mit Standard-Rundzellen (18 Ah bei Batteriespannung von 28 V) realisierbar

Die Eingangsleistungen der beiden Drallrad-Optionen sind jetzt sehr ähnlich. Aus Sicht des Power-Subsystems können beide Optionen verwendet werden, es sind jedoch weitere, übergeordnete, Betrachtungen hierzu erforderlich.

Weiterhin wurde die vom Solargenerator erzeugte Leistung in den Konfigurationen „angeklappt“ und „ausgeschwenkt“ untersucht. Bei beiden Konfigurationen wird ein Sonnenwinkel von maximal 45° angenommen. Dieser Wert kann nach derzeitigem Kenntnisstand, sobald die Drallräder in Betrieb sind, über längere Zeit günstiger gehalten werden.

Konfiguration 1/Startkonfiguration: Solargenerator an die Außenseiten angeklappt.

Unabhängig davon, welche der Außenseiten zur Sonne zeigt, ist immer die Projektion auf die Seitenfläche anzunehmen: es ergibt sich eine wirksame Fläche von 1,6 m². Bei einem Sonnenwinkel von 45° ergibt sich eine Leistung von ca. 160 W. Dies ist, allerdings ohne große Reserven, für den Betrieb ausreichend. Nennenswerte Schattenzeiten sind bis zum LOI nicht zu erwarten, kurze Leistungsspitzen wie durch die Magnetventile beim Betrieb des Triebwerks können über die Batterie gepuffert werden.

Konfiguration 2: Solargenerator ausgeklappt.

Bei ausgeklapptem Solargenerator stehen ca. 380 W zur Verfügung. Dies reicht auch unter ungünstigeren Sonnenwinkeln für den Betrieb aus.

Bei beiden Konfigurationen wird die während der Studie ausgearbeitete Betriebsartenmatrix zugrundegelegt, in der große Verbraucher wie das Kommunikations-Subsystem im High-Power-Mode mit nur geringem Duty-Cycle betrieben werden.

Hinweis: Der Zeitpunkt des Ausklappens des Solargenerators wurde noch nicht festgelegt, so daß ggf. vom Worst-Case der Konfiguration 1 (eingeklappter Solargenerator) ausgegangen werden muß.

Baseline Design

Das Baseline-Design hat sich gegenüber der ersten Annahme nur unwesentlich geändert. Es werden Silizium-Solargeneratoren, zwei redundante identische NiMH-Batterien mit 28 V Nennspannung und 20 Ah Kapazität, erstellt aus Standard-Rundzellen angenommen. Als Batterieladeregler werden AMSAT-BCRs angenommen.

Mit diesen Annahmen lassen sich sowohl die Drallräder mit mechanischen als auch die Drallräder mit magnetischen Lagern einsetzen.

Es wurden die folgenden übermittelten Leistungsaufnahmen berücksichtigt:

Tabelle 18: Leistungsanforderungen der Subsysteme in den verschiedenen Modi

ELEMENT 1			Mode 1	Mode 2	Mode 3	Mode 4	Mode 5	Mode 6	Mode 7	Mode 8	Mode 9	Mode 10
Unit name	Quantity	Ppeak (W)	Launch	GTO	TLI	Cruise	MidCMar	LOI	SolEcl	SolView	Comm	Safe
Power			3,0	3,4	4,0	3,4	4,0	4,0	3,4	3,4	5,0	3,4
Thermal			0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,8	0,0	0,0	0,0
AOCS			0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Communication			0,0	42,5	42,0	50,5	42,0	42,0	48,0	48,0	204,0	27,0
Propulsion			0,0	25,8	161,4	0,0	112,9	262,2	0,0	0,0	0,0	0,0
Data Handling			3,2	6,1	3,2	6,1	3,2	3,2	6,1	6,1	6,1	3,2
Life Support			0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Mechanisms			0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
GNC			0,0	49,2	61,2	53,7	53,7	49,2	52,5	50,2	53,7	49,2
Descent & Landing			0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Pyrotechnics			0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Instruments			4,0	0,1	0,0	0,0	1,4	0,0	12,4	2,7	0,0	0,0
System power consumption (W)		319,0	10,2	127,1	271,8	113,7	217,2	360,6	123,2	110,4	268,8	82,8
System energy consumption (J)			6,1E+03	2,6E+08	1,6E+05	1,2E+09	3,9E+05	2,2E+05	3,4E+05	4,8E+05	4,8E+04	5,9E+05
System energy consumption (Wh)			1,7	n/a	45,3	n/a	108,6	60,1	94,4	132,4	13,4	162,8

Die letzte, während der Studie hinzugefügte Zeile zeigt den Energiebedarf (in Wh) in den einzelnen Phasen. Bei den sehr langen Phasen GTO und Cruise ist die Angabe nicht sinnvoll, da die Zeitdauer dieser Phasen verglichen mit den übrigen Phasen sehr lang sind und nur in der Phase GTO mit kurzen Eklipsen zu rechnen ist.

Im Vergleich der Batterie mit 520 Wh bzw. 580 Wh mit dem Energiebedarf in den einzelnen Phasen ist erkennbar, daß die Entladetiefe von 20% sowohl bei den Manövern mit hohem Energiebedarf als auch in den Eklipsen im Mondorbit nicht überschritten wird. Im Safe Mode können die für diesen Fall aktiven Subsysteme Communication (im Low-Power-Modus mit Omni-Antennen) und GNC für ca. 3,5 Mondorbits versorgt werden.

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden befinden sich die Listen der verwendeten Komponenten bezüglich Masse und Leistungsbedarf:

Tabelle 19: *PowerEquipment Massen-Budget*

Element 1	DLR-AMSAT P5_Moon	Quantity	MASS [kg]			
	Unit Name		Mass per quantity excl. margin	Maturity Level	Margin	Total Mass incl. margin
	Click on button above to insert new unit					
1	Solar arrays	4	4,0	To be developed	20	19,2
2	Battery (rechargeable)	2	13,5	To be developed	20	32,4
3	BCR	3	5,0	To be developed	20	18,0
4	Solar arrays (1/2 size)	2	2,5	To be developed	20	6,0
-	Click on button below to insert new unit		0,0	To be developed	20	0,0
SUBSYSTEM TOTAL		4	63,0		20,0	75,6

Der Eigenbedarf des Power-Subsystems ist abhängig von dem Leistungsbedarf der restlichen Subsysteme. Zum Eigenbedarf gehören auch die Verlustleistungen im Kabelbaum. Der Gesamt-Eigenbedarf sollte in der untersuchten Konfiguration unter 5 Watt liegen.

Ggf. erforderliche DC/DC-Wandler sind in den Modulen der restlichen Subsysteme vorzusehen. Diese Vorgehensweise ist in Bezug auf Spannungsabfälle bei niedrigen Betriebsspannungen und hohen Strömen sinnvoll, ferner können die DC/DC-Wandler für das jeweilige Modul optimiert werden und so die Verlustleistungen gering gehalten werden.

2.2.12 GNC

Anforderungen und Annahmen

- Start Orbit: Ariane 5 GTO
- Mond Orbit: 100 x 100 km Inklination 85 deg
- Hauptantenne ist zur Erde gerichtet
- Die Nutzlastinstrumente sind zur Mondoberfläche ausgerichtet
- DLR-AMSAT P5 Moon wird mit einem aktiven 3-Achsen-Attitude-Contol System stabilisiert und kontrolliert
- Die Lageregeung erfolgt mittels Reaktionsrädern und Schubdüsen
- Die Lagebestimmung wird mit Sonnen- und Sternsensoren gewährleistet
- Initialmasse = 650 kg, Mond Orbit Masse < 400 kg (WCS)
- Anfängliches Trägheitsmoment (Moment of Inertia (MOI)) = 350 kg m² um die z-Achse und 190 kg m² um die x- und y-Achsen.
- MOI im Mond Orbit = 215 kg m² um die z-Achse und 120 kg m² um die x- und y-Achsen.
- Attitude Pointing Error (APE) < 0.5 deg
- Attitude Measurement Error (AME) < 0.05 deg
- Rate Pointing Error (RPE) < 0.05 deg/sec

Optionen und Vergleiche

- 3-Achsen oder Spin stabilisiert? → 3-Achsen Stabilisierung ist die bessere Lösung aufgrund des geringeren Treibstoffbedarfs im Vergleich zum Entspinnen des Satelliten und Ausrichten der Spinachse.
- Drei Reaktionsräder plus ein weiteres zur Redundanz werden für die Lageregelung benötigt. Deren verhältnismäßig hoher Energieverbrauch ist kaum zu vermeiden.
- Mangels Magnetfeld am Mond können keine Magnetorquer verwendet werden.
- Zum Entladen der Räder und für akurate Lagekontrolle werden zusätzlich Thrusters benötigt.
- Da sich der Satellit von der Erde entfernt, muss anstelle eines Earth Horizon Sensors ein Sternensensor für die Lagebestimmung verwendet werden.
- Die Kombination aus Sternen- und Sonnensensor, sowie Gyro Rate Messungen wird für den Lagebestimmungsprozess verwendet.

Baseline Design

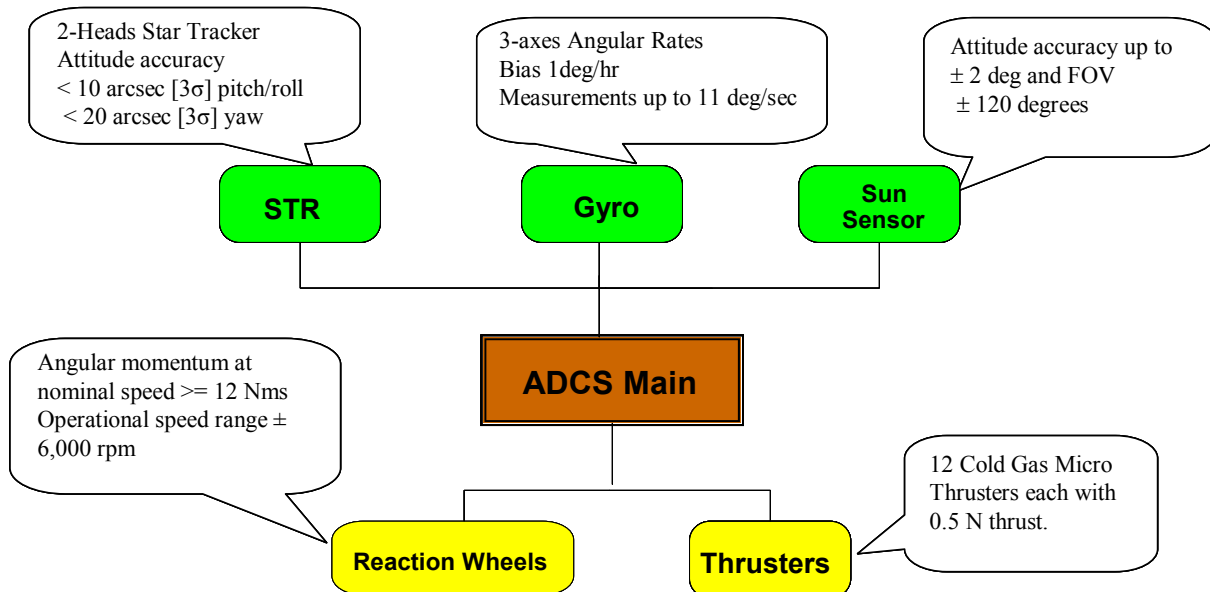


Abbildung 41: Auslegung des GNC-Systems

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden befindet sich die Liste der verwendeten Komponenten inklusive Massenangaben:

Tabelle 20: GNC Equipment Massen-Budget

Element 1	-		MASS [kg]				
	Unit	Unit Name	Quantity	Mass per quantity excl. margin	Maturity Level	Margin	Total Mass incl. margin
		Click on button above to insert new unit					
1	Star tracker (HYDRA) Optical Head	2	0,800	To be modified	10	1,8	
2	Sun sensor (CSS) Heads	4	0,10	To be modified	10	0,4	
3	Sun Sensor (CSS) Electronics	1	0,300	To be modified	10	0,3	
4	Reaction wheels (RSI 12)	3	6,800	To be developed	20	24,5	
7	IMU (LN-200)	1	1,000	Fully developed	5	1,1	
8	Star tracker (HYDRA) Baffle	2	0,500	To be modified	10	1,1	
9	Star tracker (HYDRA) Electrical Unit	1	1,300	To be modified	10	1,4	
10	Reaction wheels-Redundant (RSI 12)	1	6,800	To be developed	20	8,2	
-	Click on button below to insert new unit		0,0	To be developed	20	0,0	
SUBSYSTEM TOTAL		8	32,8		18,1	38,8	

2.2.13 Propulsion

Antriebssystem

In diesem Kapitel werden das Antriebssystem und die Lageregelungstriebwerke vorgestellt. Die betrachteten Komponenten sind Triebwerke, Tanks, Rohre, Ventile etc.

Das Arbeitspaket hat zwei Bestandteile:

- Das Haupttriebwerk mit seinen Tanks und dem Bedruckungssystem
- Die Lageregelungstriebwerke mit ihren Tanks

Anforderungen und Annahmen

Das Antriebssystem soll

- den Transfer zum Mond, den Einflug in die Mondumlaufbahn und eventuell notwendige Orbitkorrekturen vornehmen können
- zuverlässig sein
- mehrere Male zündbar sein
- möglichst wenig kosten
- möglichst aus COTS-Bauteilen bestehen
- ein Δv von mindestens 1625 m/s aufbringen

Optionen und Vergleiche

Für das Haupttriebwerk wurde bereits in der letzten Studie das S400-12 Model von EADS Astrium ausgewählt. Es ist weithin verfügbar, zuverlässig und erfüllt die Missionsanforderungen. Bei dem Treibstoff handelt es sich um Monomethylhydrazin (MMH) und Distickstofftetroxid (NTO) als Oxidationsmittel, welche die wohl meist verwendeten Treibstoffe in der Raumfahrt sind.

Unklar ist, wie sich das Triebwerk beim Start verhält. Man kann davon ausgehen, dass es in den ersten Sekunden nicht die volle Leistung erbringen kann. Da dies sehr schwer abzuschätzen ist, ist noch nicht sicher, ob das Haupttriebwerk zur Orbitanhebung genutzt werden kann. Wenn das Triebwerk jedoch zur Orbitkorrektur in einer Höhe von 50 km über der Mondoberfläche für 10 s gezündet wird, dann erzeugt es selbst bei voller Leistung eine Orbitanhebung von maximal 60 km. Damit sollte es nicht möglich sein den Mondorbit ungewollt zu verlassen. Zu bedenken ist auch, dass der Eintritt in die Umlaufbahn des Mondes an sich schon eine hohe Genauigkeitsanforderung an das Triebwerk stellt. Nach ersten Studien sollte es also möglich sein das Triebwerk auch für Orbitmanöver zu benutzen.

Im Folgenden sollen nun zwei Varianten für das Lageregelungssystem verglichen werden, Einstoff-Hydrazin-Triebwerke und Kaltgastriebwerke.

Tabelle 21: Vergleich von Kaltgastriebwerken mit Hydrazintriebwerken

	Treibstoffbedarf	Komplexität	Leistungsbedarf	Kosten
Hydrazin	ca. 1,5 kg	mittel	ca. 50 W, kurze Zeit	mittel
Kaltgas	ca. 5 kg	gering	ca. 20 W, etwas länger	gering

Obwohl das Kaltgassystem etwa doppelt soviel wiegt wie das Hydrazinsystem, überwiegen dessen Vorteile für diese Mission. Die geringe Komplexität des Systems, die geringen Kosten und der gefahrlose Treibstoff (Stickstoff) machen ein Kaltgassystem zum Favoriten.

Sollte es jedoch nicht möglich sein eine Orbitanhebung mit dem Haupttriebwerk durchzuführen, dann muss dies mit den Lageregelungstriebwerken geschehen. In diesem Fall ist von einem Kaltgassystem abzuraten, da dieses sowohl zu viel Treibstoff (min. 15 kg) verbrauchen als auch eine zu lange Laufzeit (min. 2,5 h) der Triebwerke erfordern würde.

Baseline-Design

In diesem Abschnitt werden das Haupttriebwerk, die Lageregelungstriebwerke und die dazugehörigen Komponenten beschrieben.

Haupttriebwerk

Mehr als 50 Raumfahrzeuge wurden bereits mit den 400 N-Triebwerken von Astrium ausgerüstet. Damit gehört es zu den meistgenutzten Triebwerken auf dem Markt.



Masse $m = 3,6 \text{ kg}$
 Länge $l = 503 \text{ mm}$
 Schub nominal: 420 N
 Spezifischer Impuls nominal: 318 s
 Brennkammerdruck: 10 bar
 Gesamte Brenndauer max. 8,3 h
 Einzelne Brenndauer max. 1,1 h
 Maximal 100 Zündungen

Abbildung 42: S400-12 Triebwerk von EADS Astrium

Abbildung 42 zeigt das Triebwerk. Daneben sind einige Leistungsdaten angegeben. Für den Erde-Mond-Transfer, den Einflug in die Mondumlaufbahn und die Orbitmanöver wird ein Δv von 1625 m/s veranschlagt. Mit einer Sicherheit von 10% auf das Δv und weiteren 5% Aufschlag auf die Treibstoffmasse aufgrund von Treibstoffresten in den Tanks und Leitungen ergibt sich eine Treibstoffmasse von insgesamt 298 kg. Davon sind 122 kg MMH und 185 kg NTO. Da das Dichteverhältnis der beiden Substanzen etwa gleich dem Mischungsverhältnis ist, ergeben sich gleiche Tankgrößen. Dies resultiert in insgesamt sechs Tanks á 44 l.

Zur Bedruckung des Antriebssystems wird Helium verwendet. Dieses wird bei 400 bar gelagert um jederzeit einen Tankdruck von 15 bar zu gewährleisten. Die Masse des Heliums beträgt 0,7 kg und der Tank hat ein Volumen von etwa 13 l. Für die Massenschätzung wurden sowohl die Treibstofftanks als auch der Heliumtank mit gängigen Aluminium- bzw. Titanlegierungen und zweifachem Sicherheitsfaktor grob ausgelegt.

Lageregelungstriebwerke

Kaltgastriebwerke führen zu einfachen Lageregelungssystemen. Sie haben eine geringe Masse und niedrigen Leistungsbedarf.



Masse $m < 0.07 \text{ kg}$
 Schub: 0.5 N bei 35 bar
 Treibstoff: Stickstoff
 Spezifischer Impuls nominal: ~60 s
 Elektrischer Leistungsbedarf: $< 1 \text{ W}$

Abbildung 43: MAROTTA Kaltgas Micro Thruster

Für das Kaltgassystem wird Stickstoff als Treibstoff verwendet, da er kostengünstig und ungefährlich ist und eine relativ hohe Dichte aufweist. Da die Triebwerke immer nur pulsartig verwendet werden, kann davon ausgegangen werden, dass dieser Prozess isotherm abläuft. Um einen Gesamtimpuls von 3000 s aufzubringen, werden 5,1 kg Stickstoff benötigt. Als Tanks könnten normale Atemluft-CFK-Tanks verwendet werden. Wie bereits beim Satelliten P3D geschehen, müssten diese zusätzlich verstärkt werden, um einem Arbeitsdruck von 400 bar standzuhalten.



Abbildung 44: CFK-Atemlufttank der Firma Dräger

So würde ein Design mit vier 6l Tanks von Dräger nicht nur für eine ausreichend große Stickstoffreserve sorgen, sondern auch die Symmetrie im Raumfahrzeug gewährleisten. Zwei Tanks sind jeweils mit 6 Lageregelungstriebwerken an einer Seite des Satelliten verbunden.

Rohrleitungsplan

Um eine Vorstellung davon zu bekommen, wo welche Ventile sitzen müssen und wo welcher Druck herrschen muss, wurde ein Rohrleitungsplan für jedes der zwei Systeme erstellt.

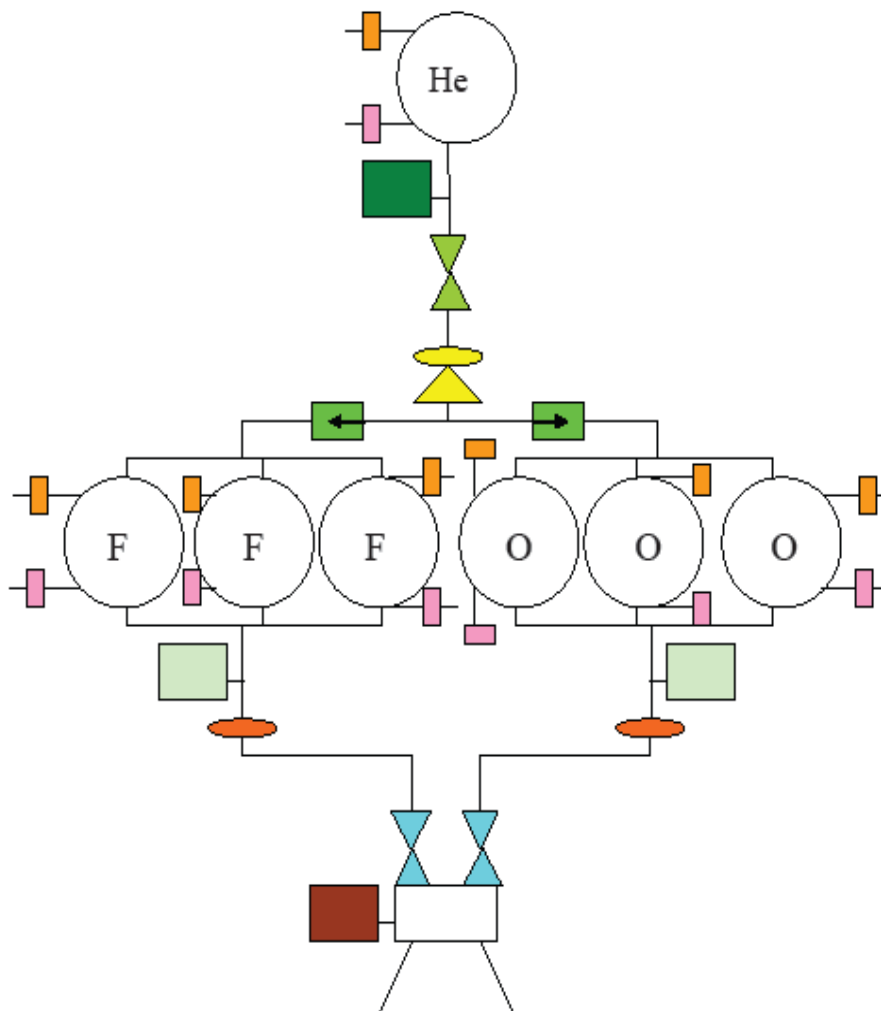


Abbildung 45: Rohrleitungsplan des Haupttriebwerks mit Bedruckungssystem

In Abbildung 47 ist die Symbolik erläutert. Jeder Tank besitzt ein Befüllungs- und Entlüftungsventil. Diese können unter Umständen auch in einem Ventil zusammengefasst werden. Bei einem neuen Tankdesign ist es möglich für mehrere Tanks ein Ventil nach dem Zusammenschluss der Leitungen zu legen. Ventile trennen unterschiedliche Teile des Rohrsystems voneinander, Rückschlagventile (check valves) verhindern den Rückfluss, sollte es zu Druckschwankungen kommen, der Druckregulator sorgt für konstante 15 bar Druck im Tank und Drucksensoren messen den Druck an verschiedenen Stellen des Systems und geben diese als Housekeeping Data weiter. Ähnlich sieht der Aufbau des Lageregelungssystems aus. Der hohe Druck aus den Stickstofftanks muss auf die 35 bar Triebwerksdruck runtergeregelt werden. Abbildung 46 zeigt ein System für sechs

Triebwerke. Es gibt also je ein System an zwei gegenüberliegenden Seiten des Raumfahrzeuges.

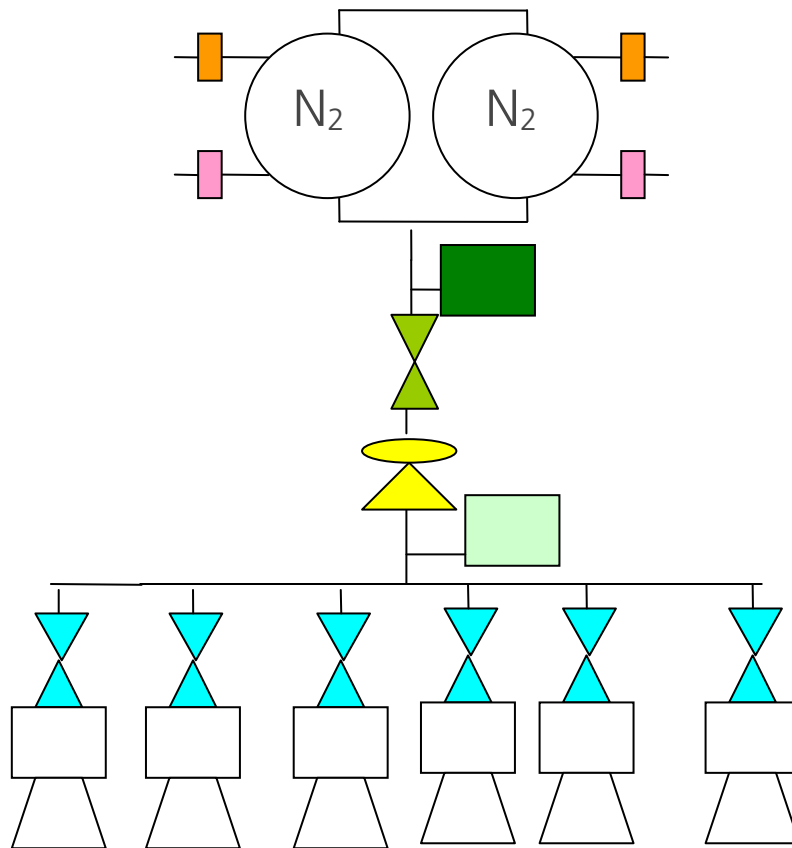


Abbildung 46: Rohrleitungsplan des Lageregelungssystems

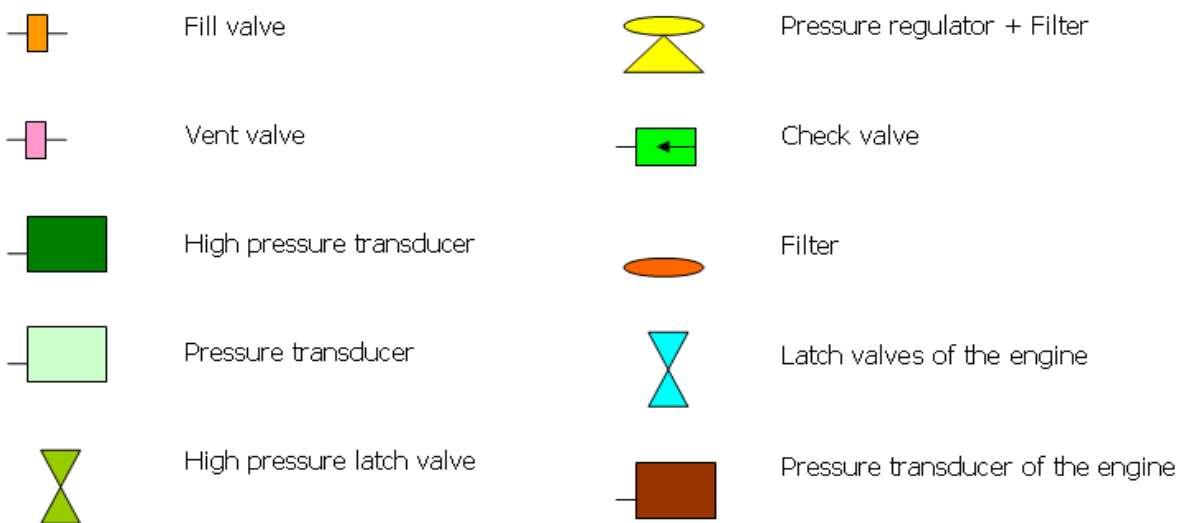


Abbildung 47: Legende zu den Rohrleitungsplänen

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden sind die verwendeten Komponenten inklusive ihrem Massen- und Leistungsbedarf aufgelistet:

Tabelle 22: Propulsion Equipment Massen-Budget

Element 1 Unit	DLR-AMSAT P5_Moon Unit Name <i>Click on button above to insert new unit</i>	Quantity	MASS [kg]			
			Mass per quantity excl. margin	Maturity Level	Margin	Total Mass incl. margin
1	Main Engine	1	3,6	Fully developed	5	3,8
2	Pipes	1	3,5	To be developed	20	4,2
3	high pressure transducer	3	0,5	Fully developed	5	1,4
4	pressure transducer	4	0,2	Fully developed	5	0,8
5	fill valves	7	0,1	Fully developed	5	0,8
6	vent valves	7	0,1	Fully developed	5	0,8
7	pressure regulator	3	0,1	Fully developed	5	0,2
8	check valves	2	0,2	Fully developed	5	0,3
9	filter	2	1,0	Fully developed	5	2,1
10	Helium (Pressurized Gas)	1	0,7	To be developed	20	0,8
11	High pressure latch valve	1	0,3	Fully developed	5	0,4
12	propellant tanks	6	5,0	Fully developed	5	31,5
13	helium tank	1	15,6	To be developed	20	18,7
14	Cold gas thrusters	12	0,1	Fully developed	5	0,9
15	Cold gas tank	4	4,7	To be modified	10	20,7
16	Nitrogen (Cold gas propellant)	1	8,7	To be modified	10	9,6
17	Pressure Latch valve	12	0,3	Fully developed	5	3,8
18	High pressure latch valve	2	0,3	Fully developed	5	0,6
-	<i>Click on button below to insert new unit</i>		0,0	To be developed	20	0,0
SUBSYSTEM TOTAL		18	92,5		9,7	101,4

Wie bereits weiter oben angesprochen, kann vor allem an den Tankmassen noch gespart werden, wenn diese noch genauer ausgelegt und eventuell Faser-Verbund-Werkstoffe verwendet werden.

Das Haupttriebwerk ist in vier Operationsphasen aktiv, in der GTO-Phase, um Phasing-Manöver auszuführen, dem Transfer zum Mond, für eventuelle Korrekturen während des Transfers und schließlich in der Phase, in der das Raumfahrzeug in die Mondumlaufbahn einschwenkt. Der obere Teil von Tabelle 23 gibt die Komponenten des Haupttriebwerks wieder. Die unteren drei Komponenten sind Teil des Lageregelungssystems. Hier kann nur grob abgeschätzt werden in welchen Phasen die Triebwerke zum Einsatz kommen und ob sie dann zur Lageregelung oder zur Entladung der Drallräder genutzt werden. Für letzteres könnte eine eigene Phase geplant werden, genauso wie für die Orbitmanöver.

Tabelle 23: Propulsion Equipment Power-Budget

		GTO			TL I		
	Unit name	Pon	Pstby	Dc	Pon	Pstby	Dc
1	Main engine	35,0		1,0	35,0		100,0
3	High pressure transducer	0,8		1,0	0,8		100,0
4	Pressure transducer	0,8		1,0	0,8		100,0
11	High pressure latch valve	20,0		1,0	20,0		100,0
14	Cold gas thrusters	1,0		10,0	1,0		40,0
17	Pressure Latch valve	20,0		10,0	20,0		40,0
18	High pressure latch valve	20,0		10,0	20,0		40,0
		352,7	0,0		352,6	0,0	

		MidCMan			LOI		
	Unit name	Pon	Pstby	Dc	Pon	Pstby	Dc
1	Main engine	35,0		20,0	35,0		100,0
3	High pressure transducer	0,8		20,0	0,8		100,0
4	Pressure transducer	0,8		20,0	0,8		100,0
11	High pressure latch valve	20,0		20,0	20,0		100,0
14	Cold gas thrusters	1,0		40,0	1,0		80,0
17	Pressure Latch valve	20,0		40,0	20,0		80,0
18	High pressure latch valve	20,0		40,0	20,0		40,0
		352,6	0,0		352,6	0,0	

2.2.14 Thermal

Anforderungen und Annahmen

- Re-use der AMSAT P3-D Hardwarekonfiguration so weit wie möglich
- Anpassung des Thermalsystems an die wissenschaftlichen Nutzlasten
 - Eigene Radiatorfläche für SPOSH (-20°C für Sensor)
 - Definition der thermischen Interfaces der Kameras
- Gestaltung der Radiatorflächen, Auswahl der Radiatorbeschichtung

Tabelle 24: Veränderungen weißer Oberflächen im Orbit (Quelle: NASA)

Environment Material	Sunlight	Vacuum	Van Allen Belts	Micrometeoroid Objects	Hot Plasma	Gases
S-13G/LO	May increase α	Outgas	May increase α	May increase α	May increase α	May increase α
Z-93	May increase α	Outgas	May increase α	May increase α	May increase α	May increase α
Chemglaze Z302	May increase α	Outgas	May increase α	May increase α	May increase α	May increase α
A276	May increase α	Outgas	May increase α	May increase α	May increase α	May increase α
YB-71	May increase α	Outgas	May increase α	May increase α	May increase α	May increase α
Clear anodize (Al ₂ O ₃)				May increase α		
BeO	-	-	-	May increase α	May increase α	May increase α
MgO	-	-	-	May increase α	May increase α	May increase α
Inorganic TiO ₂	-	-	-	May increase α	May increase α	May increase α
ZnS	May increase α	-	-	May increase α	May increase α	May increase α
ZnO	-	-	-	May increase α	May increase α	-
ZrO ₂						
Primary Concern:	Solar UV at all altitudes		} May increase α			
	Atomic oxygen in LEO					
	Van Allen belts in MEO					
	Hot plasma in GEO					

Optionen und Vergleiche

- S/C Radiator ist "freie" Fläche des Satelliten, separate Radiatorfläche für einzelne Instrumente
- S/C Radiator ist "freie" Fläche des Satelliten, von denen einzelne Teile speziell präpariert werden und separate Radiatorfläche für einzelne Instrumente

- S/C Radiator als spezielle Oberfläche, abgesetzt von der eigentlichen S/C-Struktur und separate Radiatorfläche für einzelne Instrumente

Baseline Design

- Solarpanel auf der Rückseite mit Radiatorfarbe
- Spezielle Instrumentenradiator(en)
- Wärmetransport im S/C mit umlaufenden Heat pipes
- Temperatursensoren von S/C auch an den Instrumenten, zusätzlich interne Sensoren in der Payload
- Aktive Elemente (Heizer etc.) nur wo notwendig (z. B. SPOSH survival heater)
- Auslegung auf Systemtemperatur 10°C (AMSAT Philosophie)

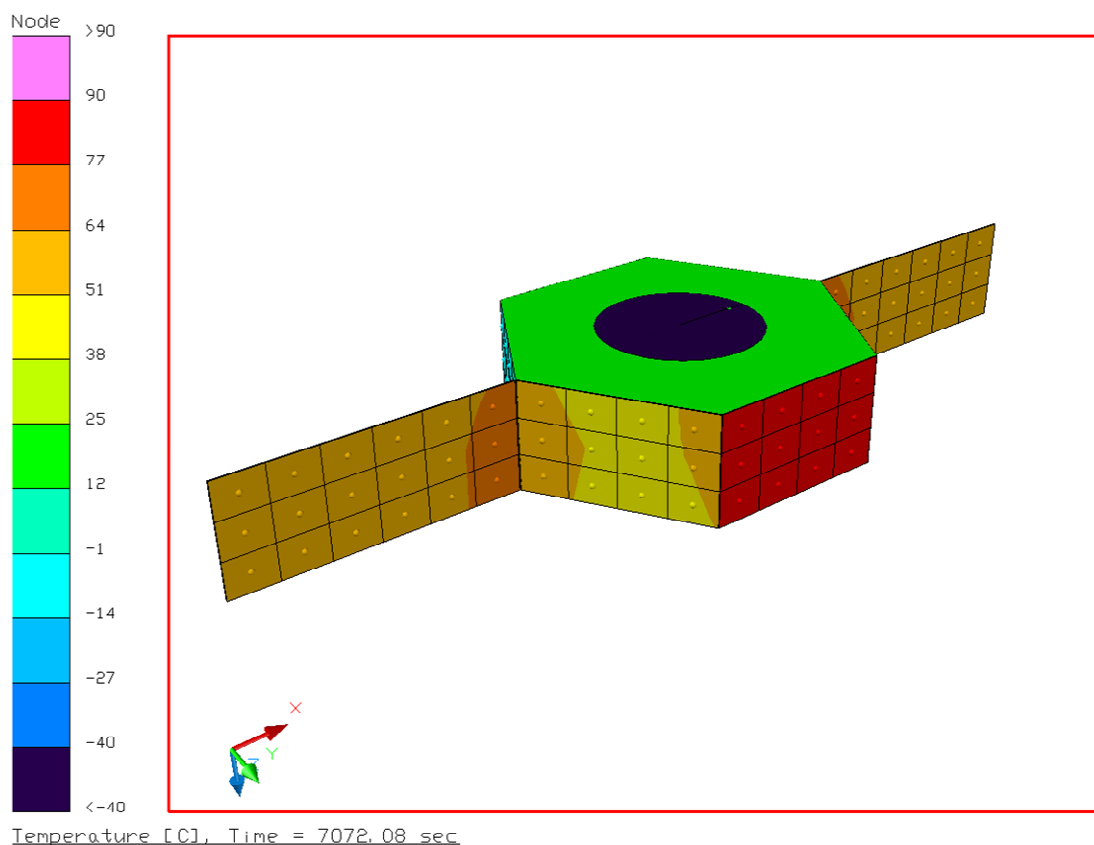


Abbildung 48: Der Satellit mit MLI auf der Ober- und Unterseite

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden befinden sich die Listen der verwendeten Komponenten bezüglich Masse und Leistungsbedarf:

Tabelle 25: Temperaturbereiche für TCS-Komponenten

Element 1	DLR-AMSAT P5_Moon		TEMPERATURE REQs [deg C]			
Unit	Unit Name	Quantity	Operation (max)	Operation (min)	NOP (max)	NOP (min)
	Click on button above to insert new unit					
1	Temperature sensors	30	250,0	-150,0	250,0	-150,0
2	Heat pipe	4	150,0	-50,0	150,0	-50,0
3	Radiator SPOSH	1	150,0	-100,0	150,0	-100,0
4	MLI	6	400,0	-250,0	400,0	-250,0
5	Survival Heater SPOSH	1	250,0	-150,0	250,0	-150,0
-	Click on button below to insert new unit					
SUBSYSTEM TOTAL		5				

Tabelle 26: Thermal Equipment Massen-Budget

Element 1	DLR-AMSAT P5_Moon		MASS [kg]			
Unit	Unit Name	Quantity	Mass per quantity excl. margin	Maturity Level	Margin	Total Mass incl. margin
	Click on button above to insert new unit					
1	Temperature sensors	30	0,0	Fully developed	5	0,3
2	Heat pipe	4	1,3	To be modified	10	5,5
3	Radiator SPOSH	1	0,2	To be modified	10	0,2
4	MLI	6	0,8	To be modified	10	5,3
5	Survival Heater SPOSH	1	0,1	Fully developed	5	0,1
-	Click on button below to insert new unit		0,0	To be developed	20	0,0
SUBSYSTEM TOTAL		5	10,4		9,8	11,4

Tabelle 27: Thermal Equipment Power-Budget

Element 1	DLR-AMSAT P5_Moon		PPEAK AND POWER SPECIFICATION PER MODE						
Unit	Unit Name	Quantity	Ppeak	LOI			SolEcl		
				Pon (W)	Pstby(W)	Dc(%)	Pon (W)	Pstby(W)	Dc(%)
				Click on button above to insert new unit					
1	Temperature sensors	30	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
2	Heat pipe	4	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
3	Radiator SPOSH	1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
4	MLI	6	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
5	Survival Heater SPOSH	1	4,0	0,0	0,0	0,0	4,0	0,0	20,0
-	Click on button below to insert new unit								
SUBSYSTEM TOTAL		5	4,0	0,0	0,0		4,0	0,0	

2.2.15 Konfiguration

Anforderungen und Annahmen

Das Design des P5 soll analog P3D aufgebaut werden. Die Prämisse dabei ist möglichst viel AMSAT-Technologie zu verwenden d.h. überwiegend kommerzielle / COTS-Technologie. Das DLR steuert in dem DLR-AMSAT P5 Moon Projekt die Payload bei.

Optionen und Vergleiche

In der Studie wurden mehrere mögliche Optionen unter Berücksichtigung der zuvor erarbeiteten Randbedingungen untersucht. Nachstehend werden die fünf möglichen Designausführungen inkl. des Base Line Designs vorgestellt. Die Einklapprichtung der Solarflächen ist jeweils durch Pfeile angedeutet.

Bei der ersten Option würden die Solarflächen analog AMSAT Design angeordnet. Die Kommunikationsantennen wurden auf der Triebwerkseite und die wissenschaftlichen Instrumente auf der gegenüberliegenden Seite angeordnet. Beim Aufklappen der Solarflächen neutralisiert sich das Drehmoment weitestgehend, so dass das Drehmoment durch das Aufklappen Lageregelungstechnisch nicht abgebaut werden muss. Option 1 bietet zwar eine optimale Massenverteilung der Payload, die Ausrichtung der Payload zur den Solarflächen ist jedoch suboptimal.

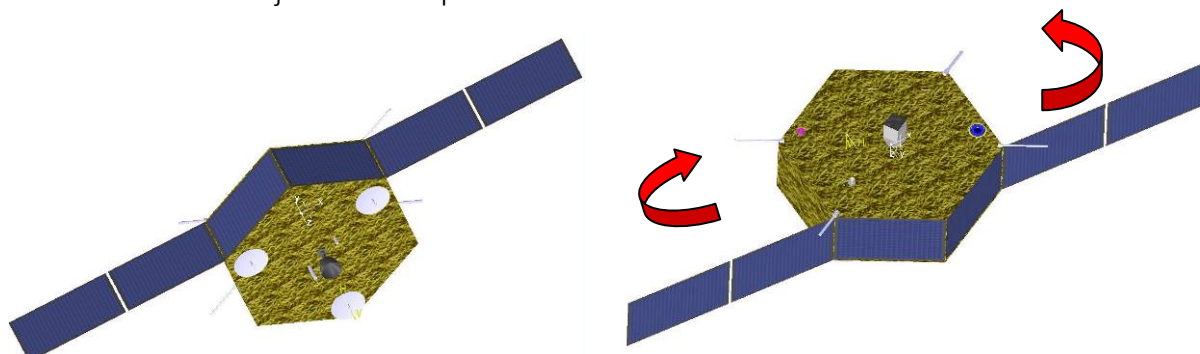


Abbildung 49: Option 1

Option 2 ist entsprechend der Mars-Konfiguration aufgebaut. Hierbei wurden die Antennen auf der Triebwerkseite positioniert und die Instrumente auf der gegenüberliegenden Hexagonfläche. Da bei der Mission entweder der Instrumente- oder TM- Modus aktiv sind und nie beide gleichzeitig, macht es Sinn die Instrumente in dieser Art anzuordnen. Diese Option ist nicht optimal, da einerseits das Gewicht der Konfiguration höher ist und andererseits nicht allen Instrumenten (z.B. HDTV Kamera) freie Sicht gewährleistet werden kann.

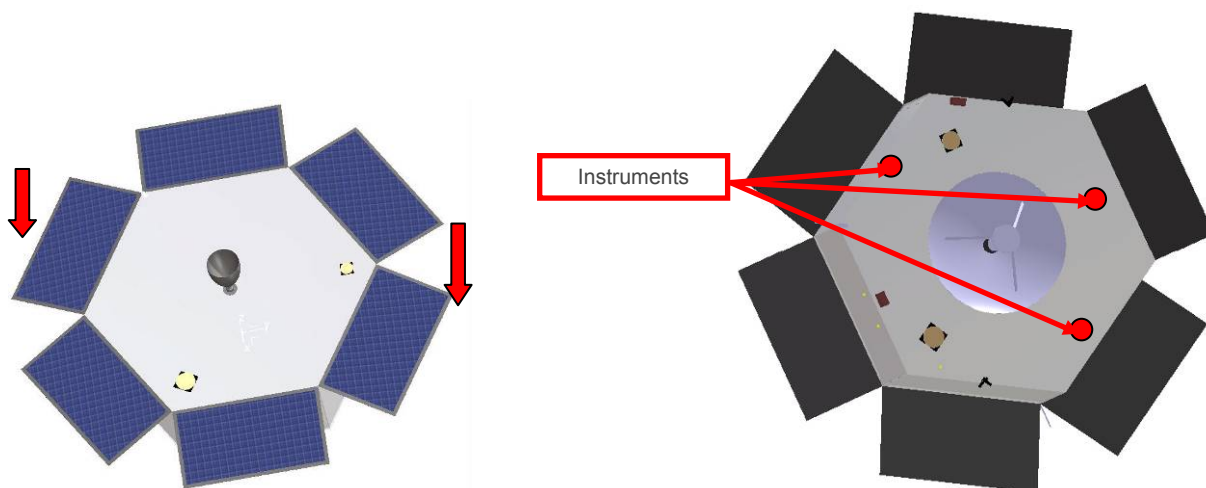


Abbildung 50: Option 2

Die dritte Option ist analog der ersten aufgebaut mit dem Unterschied, dass die Solarfläche maximiert wurde. Dieses Ergebnis basiert auf einem Zwischenergebnis der Bahnmechanischen und Regelungstechnischen Untersuchungen, wonach mehr Power benötigt wurde. Bei dieser Option kommt zu den Nachteilen der Option eins zusätzlich das Drehmoment hinzu, welches durch das Aufklappen der Solarflächen entsteht und mithilfe des Lageregelungssystems aktiv abgebaut werden muss.

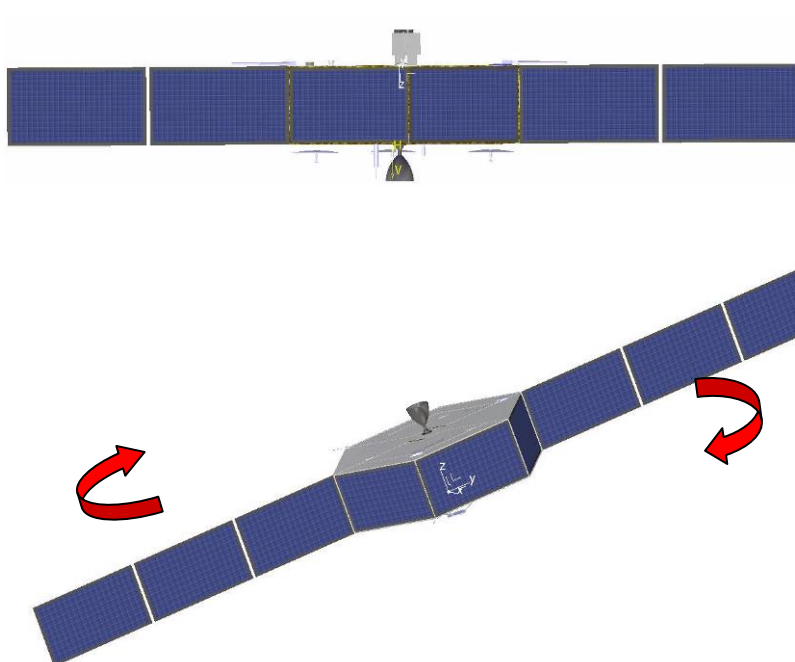


Abbildung 51: Option 3

Option 4 hat eine verkleinerte Solarfläche. Zusätzlich wurde die Payload in einem, den Solarflächen gegenüberliegenden Fach akkommodiert. Dieses Design bietet eine optimale

Ausrichtung sowohl der Payload, als auch der Solargeneratoren. Nachteilig ist das Drehmoment der aufklappbaren Solarflächen, welches wiederum aktiv abgebaut muss.

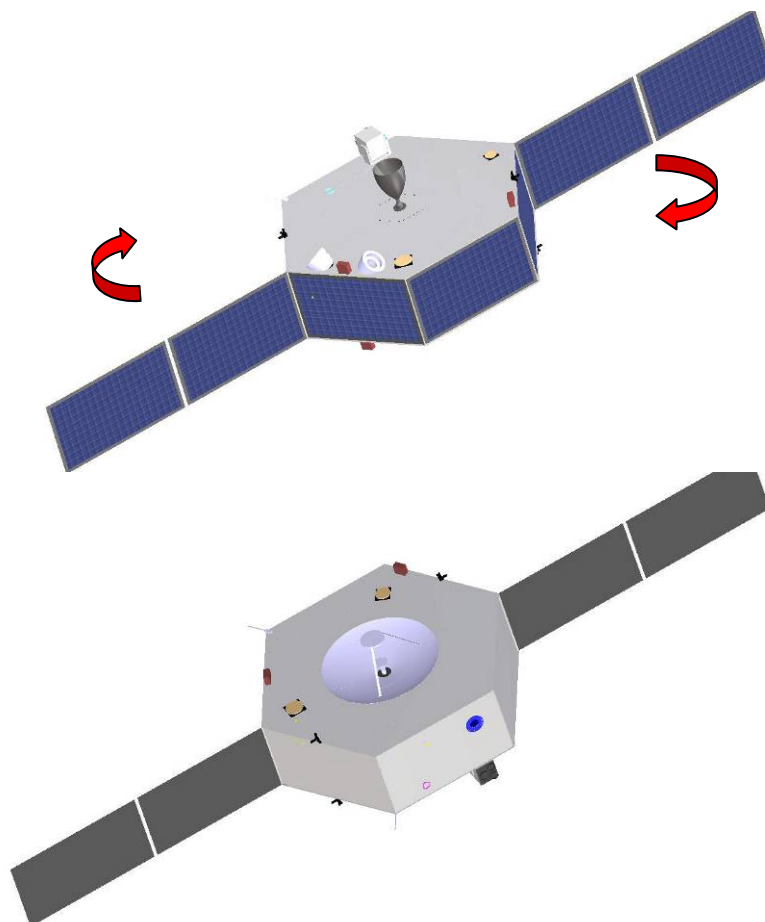


Abbildung 52: Option 4

Baseline Design

Option 5 ist das Baseline Design. Diese Option ist die Weiterentwicklung von Option 4, wobei die Solarflächen nun zu einer Seite geklappt werden und somit gleichzeitig als Instrumentenabdeckung dienen und die Payload vor Verschmutzung bzw. Beschädigung schützen. Weiteres Merkmal der Konfiguration ist die gegenseitige Aufhebung des Drehmomentes beim Aufklappen der Solarpanels, wodurch ein Nachregeln der Satellitenlage nicht mehr nötig ist.

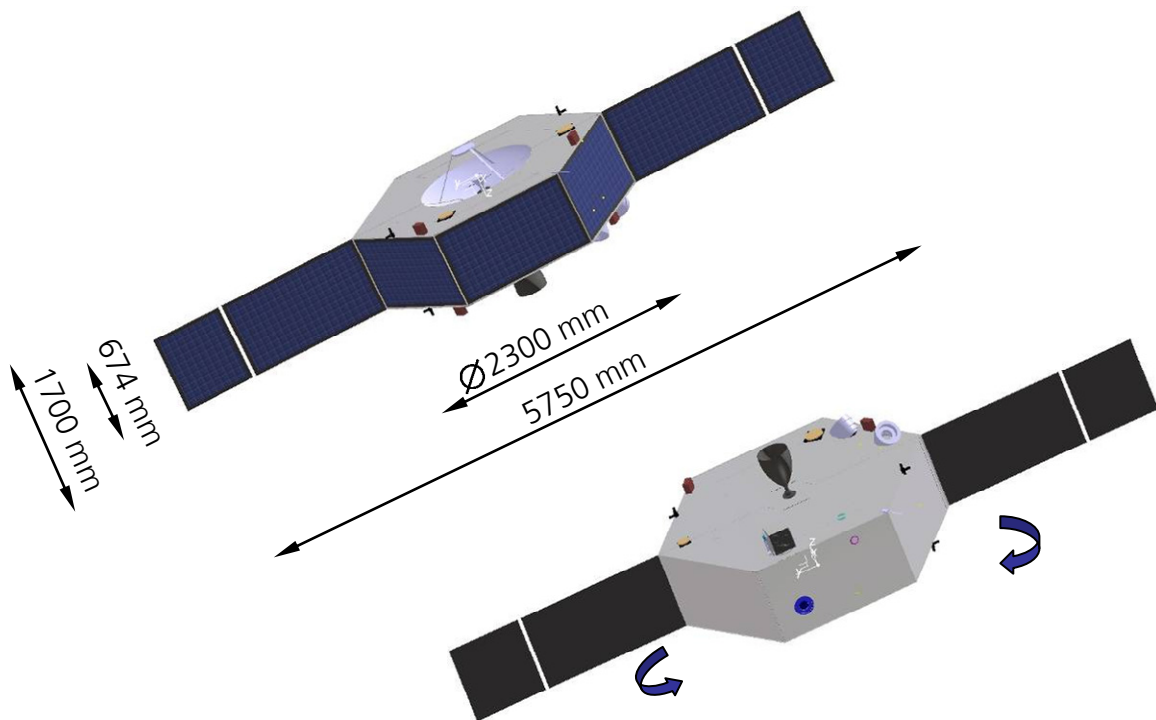


Abbildung 53: Option 5 (Baseline Design)

Die nachstehenden Abbildungen veranschaulichen die Akkommodation der Subsysteme und der Payload. Der Satellit ist in zwei Kompartments unterteilt. Im inneren, warmen Kompartiment sind alle Subsysteme untergebracht. Im äußeren, kalten Bereich die Elektronik und die Payload.

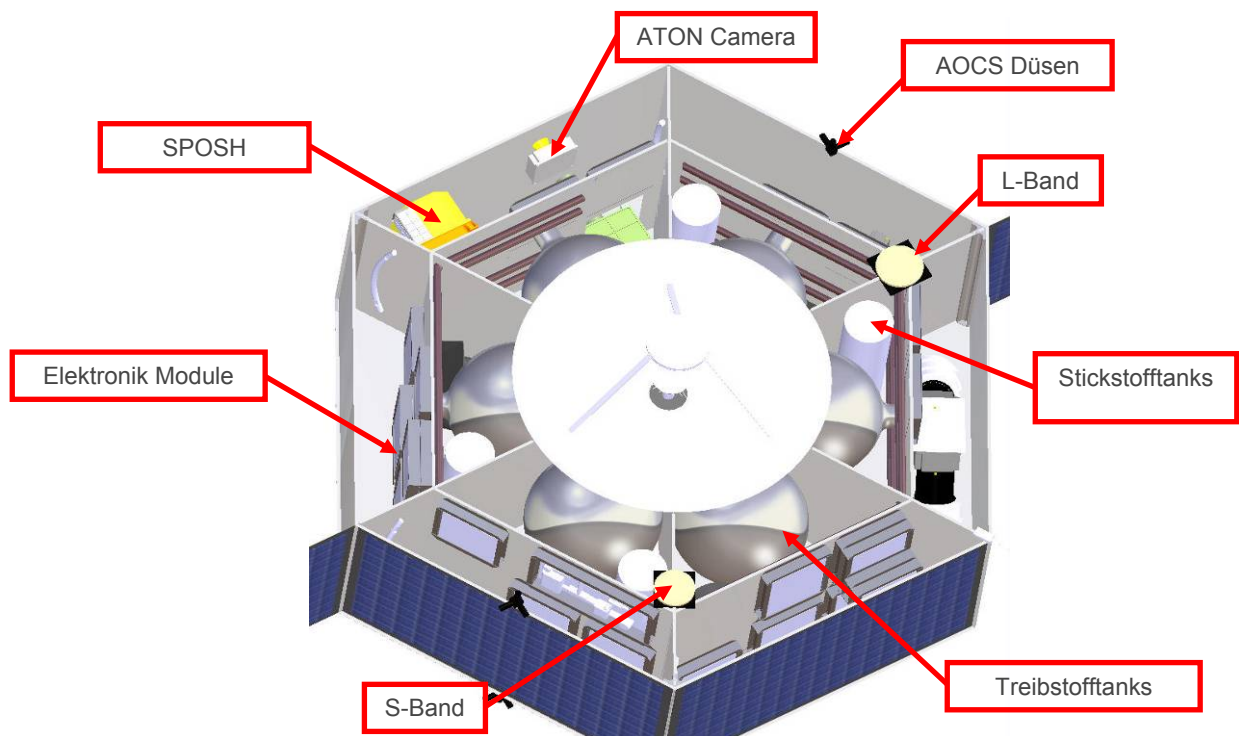


Abbildung 54: Option 5 (Baseline Design) Anordnung Antennenseite

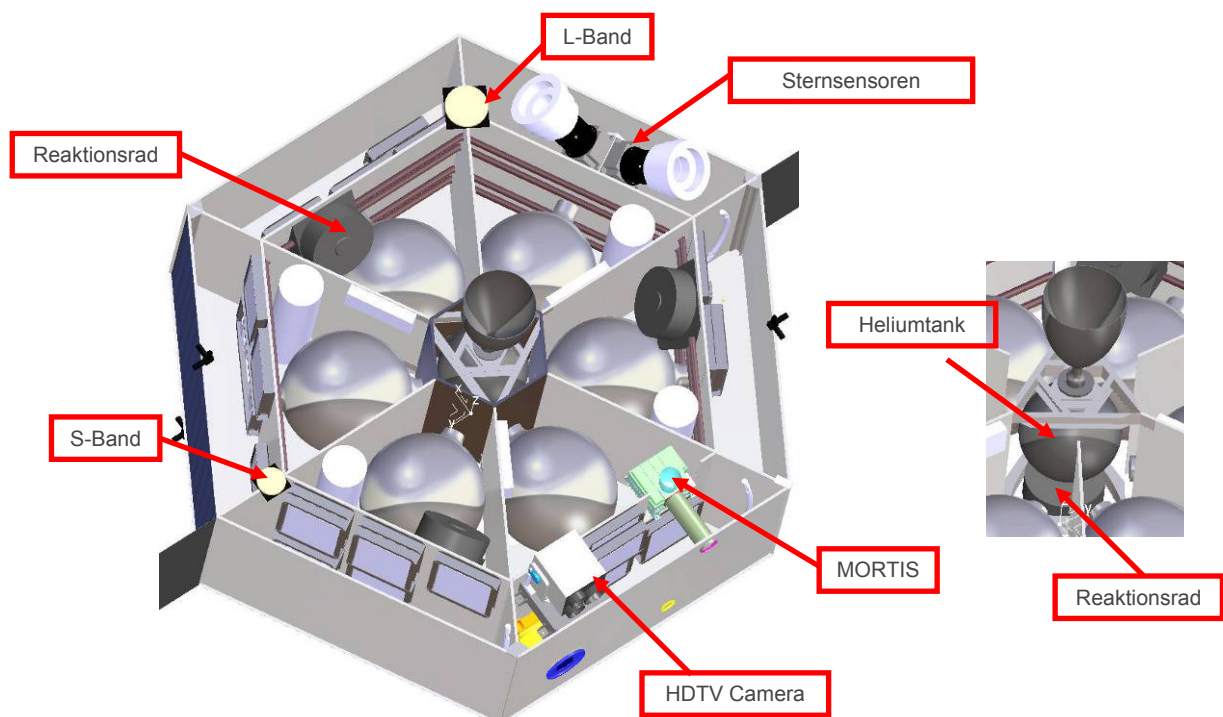


Abbildung 55: Option 5 (Baseline Design) Anordnung Triebwerksseite

2.2.16 Struktur

Anforderungen und Annahmen

Die Hauptanforderung an die Struktur des für die Mondmission modifizierten AMSAT P3D Satelliten muss allen mechanischen Begebenheiten der Mission in Verbindung mit anderen Subsystemen, wie z.B. Thermal, gerecht werden. Da diese Struktur bereits erfolgreich getestet und gestartet wurde, wird versucht möglichst wenige Veränderungen vorzunehmen. Hierüber entscheidet maßgeblich die für die Mondmission ausgewählte wissenschaftliche Hardware.

Optionen und Vergleiche

Die im Vorfeld der Studie identifizierten Nutzlasten, sowie das geänderte Missionsprofil für den Flug zum Mond und den Eintritt in einen Mondorbit führten auf marginale Änderungen der Struktur, welche hiernach kurz erläutert werden:

- Das Kamerasystem MORTIS benötigt aufgrund der Abmessungen der Baffle gegenwärtig einen Ausschnitt in einem der „Experiment Panels“ mit den minimalen Abmessungen der Kamerabox. Bei geeigneten Versteifungen um diesen Ausschnitt wirkt sich diese strukturelle Veränderung nicht auf die Funktion der Satellitenstruktur aus. Die Auswirkung auf die Gesamtmasse der Struktur wird minimal sein. Zum Einen entfällt etwas Masse aus dem Experiment Panel zum Anderen wird für die Versteifungen neue Masse eingebracht. Daher wurde die Massen im Vergleich zum P3D unverändert gelassen.
- Änderungen in Tankmasse und/oder Tankgröße sind nur marginal und haben auf den Aufbau der Struktur keine Auswirkung.
- Die Integration einer Parabolantenne für ein hohes Datenübertragungsvolumen zur Erde wird auf der „Oberseite“ (gegenüber des Haupttriebwerks) realisiert. Da der Durchmesser von Anfangs 2 m im Laufe der Studie auf ca. 1 m verringert werden konnte, sind auch hier die Auswirkungen auf die Gesamtstruktur des Satelliten relativ gering. Es sollte versucht werden, den aus Aluminium gefertigten Parabolspiegel als lasttragendes Strukturteil zu integrieren. Dies hätte zur Folge, dass sich auch in diesem Fall keine Änderungen im Massenbudget der Struktur ergeben. Bei detaillierteren Entwürfen sollte untersucht werden, inwiefern eine Versteifung zur Aufnahme von Zuglasten unterhalb des Spiegels notwendig ist, wie sie als orange Linie in Abbildung 56 dargestellt ist.

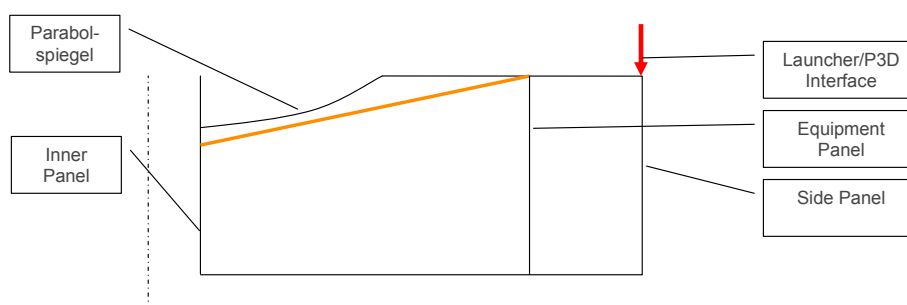


Abbildung 56: Prinzipskizze eines Divider Panels mit dargestellter Zugentlastung

Lageregelung mit ausgeklappten Solarpaneele sollte aus mechanischer Sicht unproblematisch sein. Die Lagerkräfte in den Mechanismen führen bei einem 400 N-Triebwerk und einer Strukturmasse von nur 300 kg auf marginale Beträge (< 20 N). Die auftretenden Momente können bei Belastungsrichtung in Paneelnormalenrichtung bis zu 12 Nm betragen. Es kann nicht ausgeschlossen werden, dass unter dieser Belastung die Mechanismen Relativbewegungen zulassen. Dies bedeutet, dass durch Lageregelungsmanöver Schwingungen auftreten können. In Abhängigkeit der Federsteifigkeiten und Dämpfungseigenschaften in den Mechanismen sollten diese Schwingungen aber binnen von Sekunden abklingen und daher kein schwerwiegendes Problem für die Missionsdefinition/Missionskontrolle darstellen. Sollten detailliertere Untersuchungen gegenteiliges aufzeigen, besteht die Möglichkeit des Einsatzes von Mechanismen mit integrierter Dämpfung und/oder der Fixierung der Paneele in ihrer Endlage.

Baseline Design

Wie aus dem vorigen Kapitel deutlich wird, bleibt das Baseline Design zum P3D nahezu unverändert.

Eine Abschätzung der Trägheitsmomente der Gesamtstruktur mit vereinfachenden Annahmen (Eff. Dichte 1000 kg/m^3 , Radius $r = 1 \text{ m}$, Höhe $h = 0.675 \text{ m}$, Gesamtmasse $m = 650 \text{ kg}$) führte auf folgende Werte:

Betankt:

$$I_{xx} = 206 \text{ kgm}^2 (+ 50 \text{ kgm}^2 \text{ Solarpaneele ausgeklappt})$$

$$I_{yy} = 206 \text{ kgm}^2$$

$$I_{zz} = 363 \text{ kgm}^2 (+ 50 \text{ kgm}^2 \text{ Solarpaneele ausgeklappt})$$

Unbetankt:

Trägheiten (außer Solarpaneele) sind ungefähr zu halbieren

Dies geht konform mit den Abschätzungen die von der Lageregelung gemacht wurden.

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden befindet sich die Liste der verwendeten Komponenten bezüglich Masse. Es ist hierbei zu beachten, dass lediglich 3 Side Panels berücksichtigt wurden, da die Strukturmasse aller Paneele, die mit Solarzellen belegt sind, im Powerbudget berücksichtigt wurden. Daher ergibt sich auch die Anzahl 0 für Solarzellenpaneele. Weiterhin wurden im Massenbudget der Struktur entsprechende Mechanismen zum Release und zur Entfaltung der Solarpaneele berücksichtigt.

Entsprechend der Erfahrungen des AMSAT-DL-Teams wurde ein Faktor von 20% auf die Strukturmasse von großen, flächigen Bauteilen für Anbauteile (Versteifungen, Schrauben, Nieten, etc.) angenommen. Der System Margin wurde aufgrund der existierenden Erfahrungen und geschuldet dem Fakt, dass die Struktur weitestgehend unverändert bleibt, auf 5% (Fully Developed) gesetzt.

Tabelle 28: Struktur Equipment Massen-Budget

Unit	Unit Name	No of Elements [#]	Material	Mass/Unit [kg]	Bolt Factor [%]	Mass with bolts	Maturity	Margin [%]	Total Unit Mass
1	Side_Panel	3	Aluminium	1,22	20	4,39	Fully developed	5	4,61
2	Equipment_Panel	6	Aluminium	0,93	20	6,69	Fully developed	5	7,03
3	Center_Panel	6	Aluminium	0,27	20	1,98	Fully developed	5	2,08
4	Top_Panel_outside	6	Aluminium	0,41	20	2,98	Fully developed	5	3,13
5	Top_Panel_mid	6	Aluminium	0,53	20	3,83	Fully developed	5	4,02
6	Reflector_Shell	1	Aluminium	5,09	20	6,11	Fully developed	5	6,41
7	Divider_Panel	6	Aluminium	0,94	20	6,80	Fully developed	5	7,14
8	Divider_Panel_Doubler	3	Aluminium	0,28	20	1,02	Fully developed	5	1,07
9	Solar_Panels	0	M40J Fabric [0/4	1,19	20	0,00	Fully developed	5	0,00
10	Solar_Panels_Mechs	8			20	0,58	Fully developed	5	0,60
11	Solar_Panels_Release	2			20	0,07	Fully developed	5	0,08
12									
13									
14									
15									
Total		10				34,45			36,17

3 Die Mission zum Mars

3.1 Mögliche Nutzlasten

3.1.1 OPTA

- Ziel: Multispektraler Zeilen-Scanner für Wolkenuntersuchungen am Mars und Stereoaufnahmen während Deimos und Phobos Flybys (3 bis 9 Zeilen)
- Masse: 8 kg
- Dimensionen: 200 x 200 x 300 mm³
- Leistung: 20 W
- Data rate: 1,5 MByte/s per line, overall 4,6...13,7 MByte/s
- Interner Speicher: 2.76 ... 8.3 GByte (@ 10min duty), Internal or Bus?
- Operationsmodi: off, safe mode, idle, calibration, scanning
- Thermalbereich: 10...30°C
- Lage: stability: 1°/sec
- TRL: 8-9
- Kostenschätzung: 3M€
- Kontakt: Karsten Scheibe
- Details: BIRD & TET-1 heritage

3.1.2 Deimos Framing Camera (DFC)

- Ziel: Hochauflösende Framing Kamera für Deimos, aber auch Phobos und Mars (Ephemeriden Bestimmung, Form, Geodäsie, Volumen, Geologie, mögliche Landeplätze, außerdem: Wolken und Dunst bei Mars)
- Masse: 2,5 kg
- Dimensionen: Länge 300 mm; Ø 160 mm
- Leistung: 5 W
- Data rate: 1 image 12,6 Mbit uncompressed, 4,2 Mbit compressed,
~8 images per flyby (TBC) ; video mode: 1,5 Mbit/sec
- Interner Speicher: 16 Mbytes
- Operationsmodi: off, stand-by, continuous, raster, video

- Thermalbereich: 0° ... 30°C
- Lage: APE: 0.2°
- TRL: 7
- Kostenschätzung: 3,5 M€
- Kontakt: Harald Hoffmann
- Details: SRC/MEx, FC Dawn, ROCKVISS, PanCam ExoMars

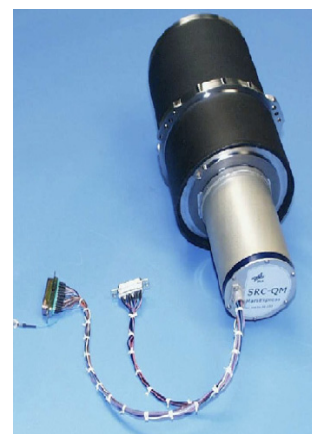


Abbildung 57: DFC

3.1.3 MARTIS

- Ziel: Infrarotspektrometer zur Analyse der Mineralogie von Mars-Silikaten und Oberflächentemperaturen
- Masse: 3,5 kg
- Dimensionen: 150 x 150 x 100 mm³ + Buffle
- Leistung: 15 W
- Data rate: 1,6 MByte/s
- Interner Speicher: 915 MByte (@ 10min duty), Internal or Bus?
- Operationsmodi: off, safe mode, idle, calibration, scanning
- Thermalbereich: 0-40°C, 10mK stability
- Lage: stability: 1°/sec, absolute knowledge: 3,6 arcmin
- TRL: 8-9
- Kostenschätzung: 6M€
- Kontakt: Anko Börner
- Details: MERTIS derivate

3.1.4 Radio Science

- Ziel: Schwerkraft von Deimos und Phobos, Profil der Mars-Ionosphäre, Vorkommen einer dritten meteoritschen Ionosphärenschicht; Ausloten der neutralen Atmosphäre; Aktivitäten der Sonnenkorona
- Masse: n.a.
- Dimensionen: n.a.

- Leistung: n.a.
- Data rate: „negative“ due to loss in data transfer time
- Interner Speicher: n.a.
- Operationsmodi: two-way mode, one-way mode (two frequencies)
- Thermalbereich: wie Kommunikationssystem
- Lage: wie Kommunikationssystem; USO stability: 10-13 at 3 sec.
- TRL: 10
- Kostenschätzung: nutzt Kommunikationssystem ohne weitere Hardware
- Kontakt: Harald Hoffmann
- Details: „for free“ (?), e.g. MEx, VEX, Rosetta

3.1.5 Dust Detector

- Ziel: Beobachtung der Staubumgebung und seiner Zusammensetzung mit einem Partikelsensor und einem Massenspektrometer. Haupt Fragestellung: Existenz von Deimos, Phobos oder anderen Staubringen um den Mars. IPD und ISD
- Masse: 7,7 kg
- Dimensionen: 316 x 371 x 348 mm³
- Leistung: 19 W ops.; 14 W heating during non-ops.
- Data rate: 820 kbit/event (uncompressed); 320 kbit/event (compressed)
- average: 3,1 kbit/sec
- Operationsmodi: off, stand-by, on, calibration (TBC)
- Thermalbereich: -25°C – 40°C ops., -70°C – 60°C non-ops.
- Lage: APE: <1°; AME: < 0,1°
- TRL: 4-5
- Kostenschätzung: 9 M€
- Kontakt: Harald Hoffmann
- Details: CDA/Cassini, CIDA/Stardust, DUNE project with breadboard, LEOPARD/LEO

3.1.6 MetNet

- Ziel: Lander ist Teil eines Netzwerkes zur Untersuchung der Atmosphärenstruktur, -physik und Meteorologie
- Masse: 30 kg
- Dimensionen: cruise config: dmax = 520 mm; h = 562 mm
- Leistung: TBD
- Data rate: TBD
- Thermalbereich: TBD
- TRL: 5

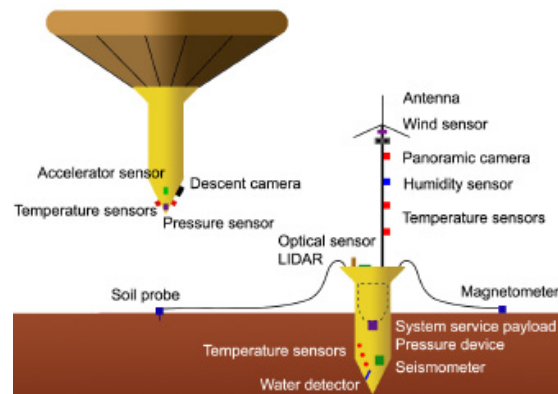


Abbildung 58: MetNet

- Kostenschätzung: Lander wird von FMI bereitgestellt; entstehende Kosten beziehen sich auf eigene Instrumentierung, sowie Integration und Schnittstellen zum Orbiter
- Kontakt: Caroline Lange
- Details: (1) Carrier-Trajektorie und seine Ausrichtung bestimmen Landestelle und geeignete Eintrittsausrichtung des Landers; (2) Modifikation der Payload (Flug von eigenen Experimenten z.b. zu Wärmefluss oder soil mechanics) denkbar

3.1.7 ATON Camera

- Ziel: Star Tracking, Interplanetare Navigation, Navigation bei planetarer Annäherung, Orbit Bestimmung
- Masse: 2 kg
- Dimensionen: 150 x 150 x 100 mm³
- Powerconsumption: 10 W
- Data rate: Telemetrie: 30 kBit/s, for data downlink: 12 Gbit in arbitrary time
- Interner Speicher: 4 GByte

- Operationsmodi: Non operation, Operation, Data downlink, Maintenance
- Thermalbereich: -30°C to +50°C operational, -50°C to +70°C non operational
- Lage: Nadir Pointing +/- 30°
- TRL: 2
- Kostenschätzung: (bereits finanziert)
- Kontakt: Malak Samaan

3.1.8 SPOSH

- Ziel: Erfassung und Überwachung von Einschlagblitzen im sichtbaren Bereich auf der Nachtseite des Mondes ausgelöst durch Meteoroiden
- Masse: 5 kg (inkl. 1 kg Margin)
- Dimensionen: 200 x 200 x 200 mm³
- Leistung: 10 W
- Data rate: 1,4 kbit/event; 1,4 Mbit/full frame (peak: 1 frame/2 sec)
average: ~100 kbit/day
- Interner Speicher: 64 MByte (for internal processing and storage)
- Operationsmodi: off, stand-by, continuous, single frame, triggered
- Thermalbereich: 15°C±5° ops. (detector -20°C), 15°C±15° non-ops
- Lage: APE: <1°; RPE: < 0,05°/2sec; AME: < 0,05°
- TRL: 5
- Kostenschätzung: 7 M€ (until launch)
- Kontakt: Harald Hoffmann
- Details: SPOSH-VIS 4 breadboards routinely operated; FM design study (ESA; DLR LEO)

3.1.9 Archimedes

- Ziel: Kontinuierliche in-situ Atmosphären-Messungen von 200 km bis zum Marsgrund (accel., cameras, magnet., atmos., RS)
- Masse: min 40 kg, bis zu 80 kg
- Dimensionen: ca. 400 x 400 x 500 mm³ (shape can be adjusted to needs)
- Leistung: Continuous: 0 W (hibernation during cruise) Instantaneous: 8 W (peak during pre-release checkout)

-
- Data rate: Forward Link: Ranging only (no TC) Return Link: Peak 14 kbps
 - Interner Speicher: Max 64 MByte (holds all mission data for download retries)
 - Operationsmodi: hibernation, checkout, deployment, mission (removed from S/C)
 - Thermalbereich: 250K – 320K during hibernation
 - Lage: One release pointing
 - TRL: 6 (TRL 7 after successful MIRIAM test)
 - Kostenschätzung: ca. 50 MAU as industrial project
 - Kontakt: Harald Hoffmann / Hannes Griebel
 - Details: Resources above as seen from carrier S/C

3.1.10 Bewertung der vorgeschlagenen Nutzlasten

Zur Auswahl eines Nutzlastenensembles für die Marsmission wurden analog zu Kapitel 2.1.10 die oben aufgelisteten Nutzlastvorschläge einem Bewertungsverfahren unterzogen. Im Vergleich zur Mondmission wurde hierbei auf das Kriterium der Wiederverwendbarkeit für die Marsmission verzichtet und die Kosten und der Ressourcenbedarf stärker gewichtet. Außerdem wurden die Anforderungen an den Entwicklungsstatus entwertet, da die Marsmission erst zu einem späteren Zeitpunkt (2018) geplant ist, als die Mondmission. So zählten die Kosten, das Alleinstellungsmerkmal, der naturwissenschaftliche Wert, das nationale Interesse einer Nutzlast und der Ressourcenbedarf zu den wichtigsten Eigenschaften (Tabelle 29).

Tabelle 29: Auswahlkriterien und deren Gewichtung für die Nutzlastauswahl der Mondmission

DLR-AMSAT-Studie_Mars Payload Trades			
	Factor	Remark	Weighting
1	Alleinstellungsmerkmal	<i>einzigartiger ist besser</i>	15
2	Wissenschaftlicher Wert (Naturwissenschaften)	<i>Mehrwert ist besser</i>	15
3	Technologischer Wert (Ingenieurwissenschaften)	<i>Mehrwert ist besser</i>	5
4	Öffentliche Sichtbarkeit	<i>sichtbarer ist besser</i>	10
5	Komplexität	<i>weniger Teile ist besser</i>	5
6	Entwicklungsstatus	<i>hoher TRL ist besser</i>	5
7	Kosten	<i>geringer ist besser</i>	20
8	Nationales Interesse	<i>höheres ist besser</i>	15
9	Ressourcenbedarf (Masse, Power, Volumen,...)	<i>geringer ist besser</i>	15

Folgende vier Nutzlastvorschläge bekamen bei der Bewertung die meisten Punkte:

- OPTA (420 Punkte)
- DFC (420 Punkte)
- MARTIS (400 Punkte)
- Radio Science (400 Punkte)

Dabei ist Radio Science keine Nutzlast im eigentlichen Sinne, sondern lediglich die Verwendung des ohnehin geplanten Kommunikationssystems für wissenschaftliche Zwecke. Neben der Einzelbewertung der Nutzlasten lassen sich für das ausgewählte Ensemble übergreifende Missionsziele zur Erforschung des Marsmondes Deimos definieren (Kapitel 3.2.2).

DLR-AMSAT-Studie_Mars Payload Trades

Factor	MetNet	ATON Camera	MARTIS	OPTA
1 Alleinstellungsmerkmal	4	60	4	60
2 Wissenschaftlicher Wert (Naturwissenschaften)	4	60	4	75
3 Technologischer Wert (Ingenieurwissenschaften)	3	15	1	10
4 Öffentliche Sichtbarkeit	4	40	4	40
5 Komplexität	3	15	3	15
6 Entwicklungsstatus	4	20	4	20
7 Kosten	4	80	4	80
8 Nationales Interesse	2	30	4	60
9 Ressourcenbedarf (Masse, Power, Volumen,...)	2	30	4	60
Sum	350	350	400	420

DLR-AMSAT-Studie_Mars Payload Trades

Factor	Archimedes	Particle Detector	Radio Science	DFC	SPOSH
1 Alleinstellungsmerkmal	5	75	2	4	60
2 Wissenschaftlicher Wert (Naturwissenschaften)	4	60	4	5	60
3 Technologischer Wert (Ingenieurwissenschaften)	5	25	2	1	5
4 Öffentliche Sichtbarkeit	5	50	3	4	30
5 Komplexität	1	5	5	4	20
6 Entwicklungsstatus	4	20	5	4	15
7 Kosten	1	20	5	4	60
8 Nationales Interesse	2	30	100	4	45
9 Ressourcenbedarf (Masse, Power, Volumen,...)	1	15	45	4	45
Sum	300	360	400	420	340

3.2 Der Satellit „DLR-AMSAT P5 Mars“

3.2.1 Anforderungen

Tabelle 30: Top-Level Requirements an den Satelliten DLR-AMSAT P5 Mars

AMSAT P5 Mars Top-Level Requirements		
Category	Acronym	Requirement
System	SYS-010	The AMSAT P5 Mars wet mass shall not exceed 650 kg
	SYS-020	The AMSAT P5 Mars shall be launched piggy-back with Ariane 5 into GTO
	SYS-030	The AMSAT P5 Mars shall use the AMSAT SBS Adapter for launch
	SYS-040	The AMSAT P5 Mars shall be 3-axis stabilized
	SYS-050	The AMSAT P5 Mars shall withstand the radiation environment for 20 orits across the van Allen belt TBC
	SYS-060	The AMSAT P5 Mars shall communicate via amateur and non-amateur frequencys
Mission	MIS-010	The AMSAT P5 Mars shall operate in an elliptical mars orbit with a 450 km pericentrum and Deimos approaches of less than 1000 km
	MIS-020	The AMSAT P5 Mars mission shall have an operational lifetime of minimum 2 years in mars orbit
	MIS-030	The AMSAT P5 Mars shall be launched in spring 2018
	MIS-040	The AMSAT P5 Mars shall be disposed on the marsian surface or Deimos
Payload	PAY-010	The AMSAT P5 Mars shall contain OPTA, DFC, MARTIS and do Radio Science as scientific payload
	PAY-020	The AMSAT P5 Mars APE shall be less than 0.2°
	PAY-030	The AMSAT P5 Mars AME shall be less than 0.1°
	PAY-040	The AMSAT P5 Mars absolute knowledge: 3.6 arcmin
Design Guidelines	DG-L-010	The AMSAT P5 Mars should base on the AMSAT P3-D satellite
	DG-L-020	The AMSAT P5 Mars should not exceed 40 M€ costs until launch (launch included)
	DG-L-030	The AMSAT P5 Mars should be open to communicate with possible other Mars missions (e.g. Fobos-Grunt, MSL, ExoMars, MStO, MetNet)

3.2.2 Missionsziele

Folgende Missionsziele sind von Seiten der Wissenschaftler für die DLR-AMSAT P5 Mars Mission ausgearbeitet worden:

- Erforschung der Marsmonde mit besonderem Schwerpunkt auf Deimos:
 - Woher stammt Deimos? Wie ist er entstanden? (erforderliche Messungen: Orbitbestimmungen, Masse=Volumen+Schwerkraft, Zusammensetzung Deimos-Staub, ...)
 - Wie hat sich Deimos entwickelt? (Oberflächenmorphologie + Topographie ...)
 - Vorbereitung zukünftiger Landemissionen (Orbitmodell, Masse, Detailkartierung)
- Mars Wolken- und Atmosphärendynamik in niedrigen bis mittlere Breiten
 - Wann (Jahreszeit, Tageszeit) und wo (Länge, Breite, Höhe) finden sich Wolken mit welcher Ausdehnung?
 - Warum kommt es zur Wolkenbildung und wie entwickeln sie sich weiter?
 - Struktur. Teilchendichte- und Temperaturverteilung in der Atmosphäre
- Bereitstellung einer umfangreichen Telekommunikationsplattform

3.2.3 Baseline Design

Der Satellitenkörper des Hauptkonzeptes ist in weiten Teilen analog zum Satelliten AMSAT P3D [6] gestaltet.

Hauptelement bildet eine große High Gain Antenne, die den gesamten Satellitendurchmesser ausnutzt. Zur gleichen Seite hin werden sechs Solapaneele so ausgeklappt, dass der Satellit der Blüte eines Buschwindröschens ähnelt. Auf der gegenüberliegenden Seite befindet sich das Haupttriebwerk des Satelliten für alle größeren Manöver.

Das Lageregelungssystem ist für eine ständige 3-Achsen-Stabilisierung ausgelegt. Die Ausrichtung des Satelliten in der Marsumlaufbahn geschieht in Abhängigkeit der Operationssequenzen hinsichtlich Deimos, Phobos und Mars, sowie Sonne und Erde.

Die Kameranutzlasten befinden sich in einem der sechs Seitenkompartements.

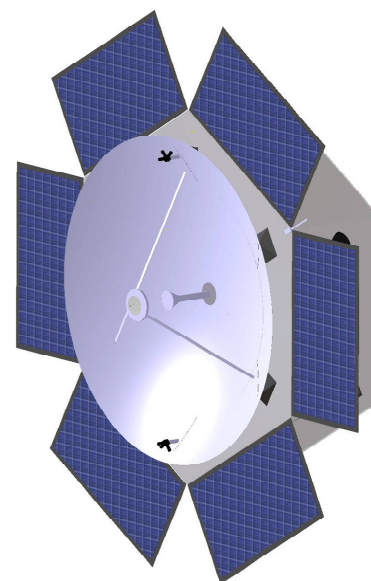


Abbildung 59: *Baseline Design des Satelliten*

3.2.4 Operationsmodi

Tabelle 31: Betriebsmodi der DLR-AMSAT Mars Mission (Zeiteinheiten: Minuten)

Element 1		DLR-AMSAT P5_Mars		
Launch Mode	<i>Mode Description</i> Ariane 5	Launch	10	In Reihe --> Modes erfolgen nacheinander
GTO_Mode	<i>Mode Description</i> 55,8 Tage (längste Annahme bei Start 2018), als Teil-Modus des MEGA Manoverers. Separate Aufspaltung der van Allen-Belt Durchgänge.	GTO	80352	
MEGA_w/o_GTO	<i>Mode Description</i> Moon-Earth-Gravity-Assistent (MEGA) (Längste Variante); 127 Tage (MEGA Komplet: 55,8 GTO; 68,3 Tage längster Transfer; 3 Tage Erde-Mond) - 55,8 Tage	MEGA	102528	
Cruise	<i>Mode Description</i> 203 Tage; OHNE Moon-Earth-Gravity-Assistent (MEG,	Cruise	292320	
Midcourse Manoeuvre	<i>Mode Description</i> Zeitansatz für 1 Midcourse Maneuver. Es werden mehrere durchgeführt, aber jeweils identische Voraussetzungen (z.B. Ladezustand der Batterie)	MidCMan	10	
Martian Orbit Insertion	<i>Mode Description</i> Abbremsmanouver zum Eintritt in den Mars Orbit	MOI	20	
Solar Eclipse	<i>Mode Description</i> Mars ist zwischen Satellit und Sonne; Maximalwert bei retrogradem Orbit --> KEINE Aufnahmen	SoIEcl	163	Wiederkehrend --> Zusammen 0 1 Orbit
Solar View	<i>Mode Description</i> Spacecraft has direct view to the Sun; 1 orbit has 820 minutes. 820-163 = 657 Keine Berücksichtigung von Schattenphasen	SoView	657	
Communication Mode	Datenübertragung Wie Solar-View Mode --> Zusätzlicher Platzhalter für die explizite Datenübertragung und den damit verbundenen	Comm	657	parallel zu Solar View Mode
Safe Mode	<i>Mode Description</i> only housekeeping, survival mode --> Hier nur Zeitraum im Mars-orbit berücksichtigt	Safe	820	

Die Betriebszeit am Mars soll mindestens ein Marsjahr, also ca. 2 Erdjahre betragen.

3.2.5 Alternativkonzept

Da während der Studie eine ausreichende Energieversorgung mithilfe der sechs Solarpaneele nicht ganz sichergestellt war, wurde eine Variante untersucht, die an zwei Satellitenseiten doppelt ausklappbare Paneele enthält. Diese Zusatzteile sollten jedoch wegen der bereits sehr kritischen Gesamtmasse vermieden werden.

3.2.6 Verantwortlichkeiten bei Durchführung des DLR-AMSAT Projektes

Das Projekt wird partnerschaftlich von AMSAT-DL und DLR gemeinsam als Konsortium durchgeführt. Bei der Realisierung des DLR-AMSAT-Projektes steht die Finanzierbarkeit, d. h. die Kostenoptimierung im Vordergrund (Annex).

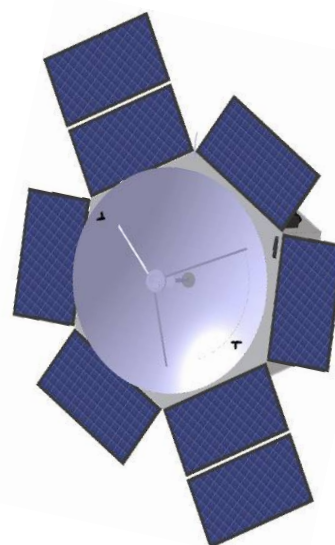


Abbildung 60: Alternativkonzept

Bau des Satelliten DLR-AMSAT P5 Mars

Die Aufteilung der Verantwortlichkeiten bei der Entwicklung und beim Bau der Raumfahrzeuge erfolgt nach jeweiliger Kompetenz bzw. Verfügbarkeit (Personal, Material, Infrastruktur) sowie nach Integrations- und Testmöglichkeiten. Auch hier steht die Kostenoptimierung im Vordergrund. Die Integration ab voraussichtlich Mitte 2011 ist auch im Laborgebäude des DLR Bremen möglich

Betrieb des Satelliten DLR-AMSAT P5 Mars

In Bezug auf kritische Missionsphasen sowie Kommunikation mit der wissenschaftlichen DLR-Nutzlast erfolgt die Bodenkontrolle durch GSOC (LEOP, commissioning, Manöver: phasing orbits, Einschub zur WSB, mid-course correction, Gravity Assist, Einschuss Mars), wobei AMSAT als Backup fungiert. AMSAT und DLR planen die Manöver partnerschaftlich. Während des regulären Betriebs am Mars und Nutzung der AMSAT-Payload sowie während des ballistischen Flugs zwischen Manövern erfolgt die Bodenkontrolle durch AMSAT (Bochum) mit Backup durch DLR. DLR und AMSAT planen den Betrieb partnerschaftlich. Die Verantwortlichkeiten können unter Berücksichtigung von Aufwand und Kosten grundsätzlich wechseln. Eine Nutzung der Antenne in Weilheim ist ebenfalls denkbar. Es wird von einer gemeinsamen Netzwerkanbindung DLR und AMSAT-Bodenstationen (Cortex-NT) ausgegangen. Weitergehende Details dazu sind in Kapitel 3.2.11 zu finden.

System/Missionsführerschaft

Die Leitung des Vorhabens in Bezug auf das Raumfahrzeug-System (AMSAT-Satellitenbus) obliegt AMSAT-DL. Die Leitung der Mission liegt beim DLR (Annex).

3.2.7 Missionsanalyse

Anforderungen und Annahmen

Start

Der Startorbit ist wie bei der Mondmission (Kapitel 2.2.6) der Ariane 5 Standard Geo-Transfer-Orbit (GTO). Der Start soll 2018 erfolgen. Um den Transfer mit dem verfügbaren Δv -Budget des AMSAT-P5-Busses zu realisieren, wendet man das Moon-Earth-Gravity-Assist (MEGA) Manöver nach Paul A. Penzo [18], [19], [13] an (Abbildung 61).

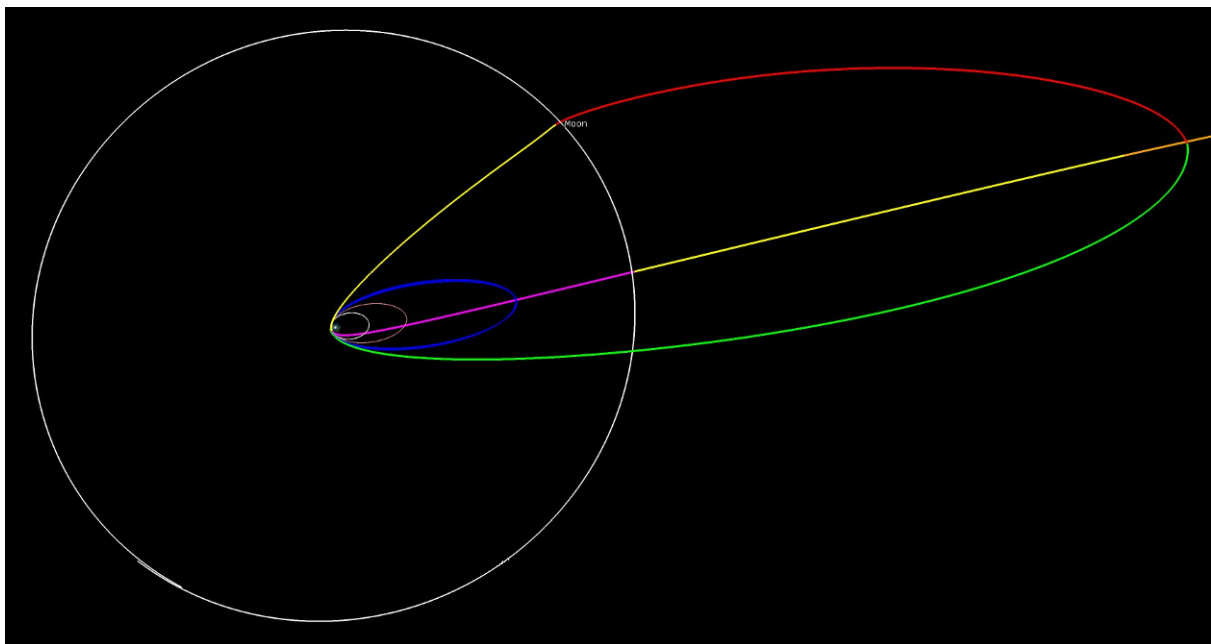


Abbildung 61: Moon-Earth-Gravity-Assist in der Draufsicht (erdinertial)

Dieses ermöglicht interplanetare Reisen auch für Satelliten, die als Sekundärnutzlast auf einem großen Träger mit kommerzieller Hauptnutzlast mitfliegen und im GTO ausgesetzt werden. Dadurch entsteht letztendlich auch der entscheidende Kostenvorteil.

Das für den AMSAT-P5-Mars realisierbare Startfenster lässt sich über die Auslegung des MEGA-Transfers bestimmen. Die Ariane 5 als Träger gibt ein festes tägliches Startfenster von zirka 45 Minuten 0 vor, von dem aus die Nutzlast in den GTO gelangt. Damit wird die Orientierung des Ausgangsorbits im heliozentrischen System auf ein Intervall von 0 bis $11,25^\circ$ festgelegt, ausgehend vom frühestmöglichen täglichen Startzeitpunkt. Durch die Variation der Wartezeit im Erdorbit und der Ausgestaltung der hohen Transferellipse zum Mond (in Abbildung 61 grün + rot dargestellt) wird mit einem Antriebsbedarf von 2660 m/s ein Startfenster von Mitte Januar 2018 bis Mitte April 2018 möglich.

Transfer von Erde zu Mars

Aufgrund des sehr beschränkten Antriebsbedarfs, ist bereits im Voraus eine Annahme getroffen worden. Der Übergang von der Erdbahn auf die Marsbahn kann nur in einem festgelegten Zeitraum energetisch optimal erfolgen. Man bezeichnet die benötigte Energie als hyperbolische Exzessenergie oder kurz C3-Energie mit der Einheit km^2/s^2 . Mit Hilfe eines MATLAB-Skriptes wurde für das Jahr 2018 ein optimaler Zeitpunkt für einen Mars-Transfer ermittelt. Dadurch sind Earth-Departure und Mars-Orbit-Insertion zeitlich fest definiert.

Earth-Departure: 13. Mai 2018
MOI: 2. Dezember 2018

Marsorbit

Als weitere Anforderung neben dem Start gilt das Hauptmissionsziel, den Marsmond Deimos beobachten zu wollen mit der Option, auch nahe Vorbeiflüge an Phobos für dessen Erkundung zu nutzen. Deimos befindet sich auf einem kreisförmigen Orbit mit einem Radius von 23449 km um seinen Zentralkörper und soll hauptsächlich fotografisch erkundet werden. Dafür ist es notwendig einen Orbit zu wählen, der möglichst viele Annäherungen an Deimos bietet, jedoch nicht zu stark den Gesamtantriebsbedarf für die Mission beeinflusst.

In den Vorbetrachtungen von AMSAT wird ein elliptischer Orbit mit 22000 x 500 km Höhe über der Marsoberfläche vorgeschlagen, ohne dafür einen genaueren Hintergrund anzugeben. Dieser Orbit bietet aber nicht das volle Beobachtungspotenzial und somit wurden die finalen Orbitparameter von 20500 km Höhe der Periapsis und 450 km Höhe der Apoapsis festgelegt. Daraus resultiert ein etwas geringerer Antriebsbedarf beim Einschuss in die Marsumlaufbahn im Vergleich zu dem von AMSAT genannten Orbit, aber auch ein geringfügig höherer Antriebsbedarf für die Absenkung der Bahn auf eine Apoapsishöhe von 20500 km. Mit diesen speziell gewählten Parametern können zirka 25 Annäherungen unterhalb von 1000 km an Deimos über einen Zeitraum von 1 Marsjahr (zirka 1,9 Erdjahre) realisiert werden. Diese Annäherungen treten jedoch gehäuft in vier Phasen auf, die unten näher beschrieben werden.

Die für Phobos durchgeführten Analysen zeigen, dass sich der Satellit ebenfalls mehrfach innerhalb der vorgesehenen Missionsdauer näher als 1000 km über der Oberfläche des Marsmondes hinwegbewegt. Anders als bei Deimos hingegen liegen diese Zeitpunkte relativ gleichmäßig verteilt innerhalb der Gesamtmissionsdauer.

Beobachtungsphasen:

Aufgrund der Tatsache, dass der eingeschlagene Orbit eine Inklination von zirka 10° besitzt und inertial fix positioniert ist, die Marsmonde jedoch immer in der Äquatorebene des Mars kreisen, stellt sich ein langperiodischer Effekt ein. Die Lage der Apoapsis verändert sich dabei im Laufe eines Marsjahres bezüglich der Deimos-Orbit-Ebene um $\pm 10^\circ$. Das bedeutet, dass über die Gesamtmissionsdauer von 2 Erdjahren die Deimosbahn an 4 Zeitpunkten in derselben Ebene liegt, wie die Satellitenbahn. Genau an diesen vier Punkten (in Abbildung 62 durch rote Sterne gekennzeichnet) häufen sich die Annäherungen unter 1000 km. Davon treten zirka 7 Annäherungen pro Phase in Abständen von wenigen Tagen bis hin zu wenigen Wochen auf.

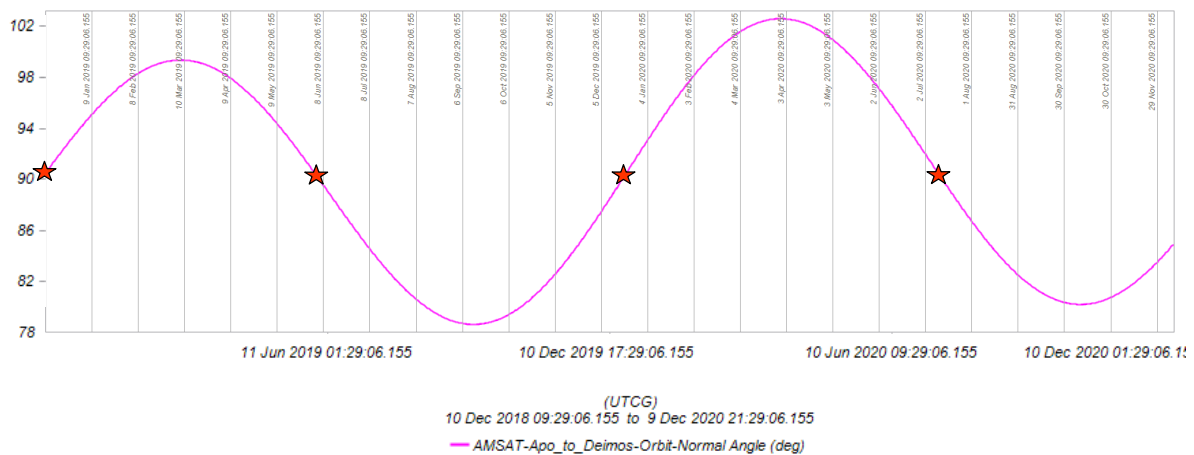


Abbildung 62: Schwankungen der Apoapsis am Mars und Deimosannäherungen

Das Datenaufkommen durch Messungen in diesen Phasen ist entscheidender Designtreiber für das Data Handling System und beschreibt schon vorab die grobe Aufteilung der Gesamtmission. Näheres dazu wird in den Ausführungen von Systems deutlich gemacht.

Orbitauswahl:

Aus der Richtung des Einschusses in eine Marsumlaufbahn ergeben sich zwei verschiedene Umlaufrichtungen, ein retrograder und ein prograder Orbit.

Tabelle 32: *Orbitoptionen am Mars*

Drehung über dem Mars	retrograd	prograd
Orbitverhalten	normal	„sonnensynchron“
Alt. of Apoapsis [km]	20500	20500
Alt. of Periapsis [km]	450	450
Inklination [°]	-10,7	10,1

Die beiden aufgeführten Möglichkeiten zeigen ein deutlich differenziertes Verhalten. Während der retrograde Orbit inertial fix positioniert ist (Abbildung 63), dreht sich der prograde Orbit fast sonnensynchron während eines Marsjahres (Abbildung 64). Eine Begründung für diesen Effekt findet man in der Abplattung des Mars. Sie erzeugt ebenso wie bei sonnensynchronen Erdumlaufbahnen mit bestimmten Parametern ein konstantes Störmoment und führt damit den Orbit in der gleichen Weise nach, wie sich der Zentralkörper um die Sonne bewegt.

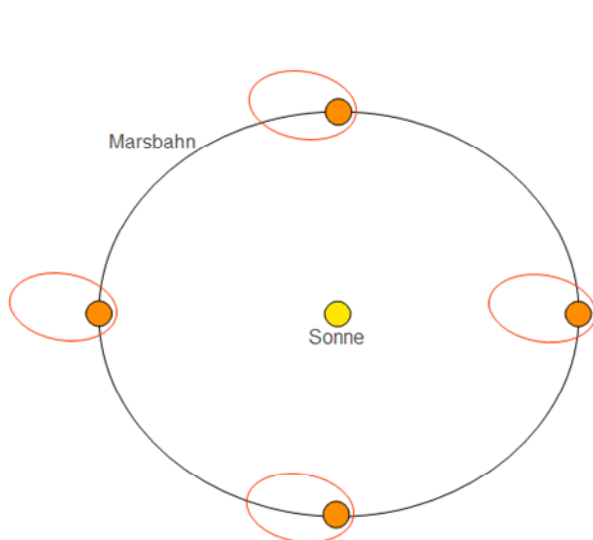


Abbildung 63: *Retrograder Marsorbit*

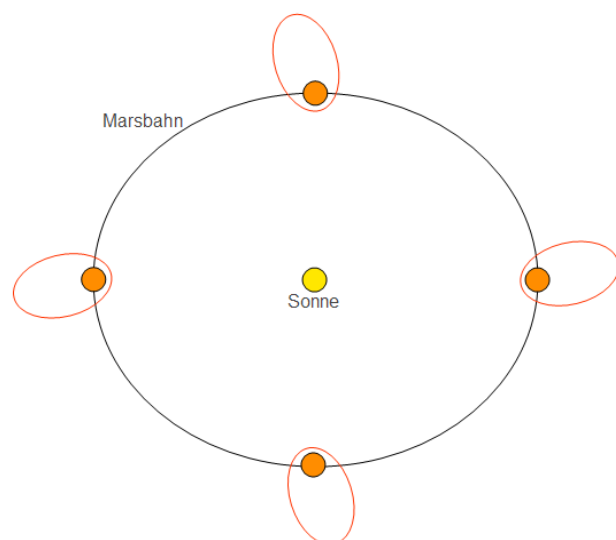


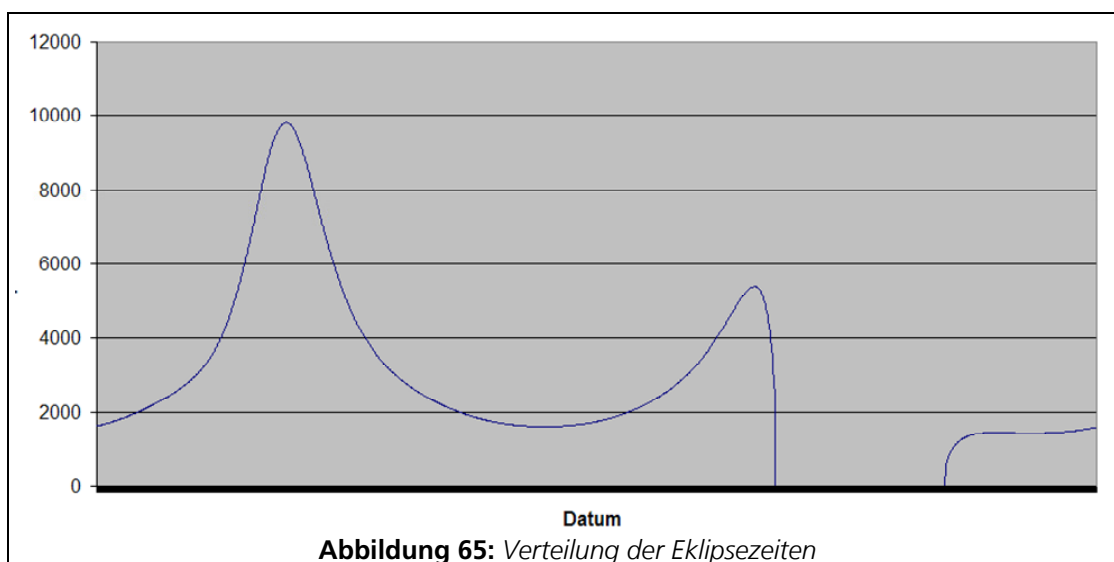
Abbildung 64: *Prograder Marsorbit*

Dieses spezielle Verhalten hat Einfluss auf die Eklipsezeiten und auf die Beleuchtungsverhältnisse für die Beobachtung von Deimos. Durch das festgelegte Eintrittsdatum in die Marsumlaufbahn am 2. Dezember ist die Lage der Apoapsis definiert. Sie steht beim SSO fast direkt hinter dem Mars. Wenn sich Deimos und der Satellit am dichtesten annähern,

zeigt Deimos dem Satelliten nur seine unbeleuchtete Seite, wodurch die Messungen deutlich an Qualität verlieren. Außerdem gelingt es dann nur eine Seite des Mondes aus der Nähe aufzunehmen, weil Deimos eine gebundene Rotation vollführt, ähnlich zum Erdmond. Da dies aber das Hauptmissionsziel deutlich beschränkt muss der Orbit die Möglichkeit bieten, Deimos von allen Seiten voll beleuchtet abzubilden. Durch die inertial fixe Position des retrograden Orbits wird eine voll ausgeleuchtete Beobachtung von Deimos möglich. Im retrograden Orbit „sieht“ der Satellit den Mond über ein Marsjahr außerdem von 4 verschiedenen Seiten jeweils aus der Nähe. Aufgrund dieser Tatsache wurde der retrograde Orbit für alle folgenden Betrachtungen herangezogen.

Eklipsezeiten:

Die Eklipsezeiten in Sekunden im retrograden Orbit sind in Abbildung 65 für ein Marsjahr dargestellt. Aus dem Verlauf geht hervor, dass bis auf einen Zeitraum im letzten Drittel der Mission, permanent Eklipsen auftreten. Deren Maximum liegt bei 163,5 Minuten bei einer Gesamtumlaufzeit für einen Orbit von 820 Minuten. Der Zeitraum, in dem keine Abschattung durch den Mars auftritt erstreckt sich über 109 Tage.



Optionen und Vergleiche

Optionen für das Startfenster

Da der Start mit der Ariane 5 an eine kommerzielle Nutzlast gebunden ist und es nur ein sehr beschränktes Kontingent an Mitnahmemöglichkeiten geben wird, kann man auch in Erwägung ziehen, die Mission genau ein Jahr früher, also im Frühjahr 2017, in den GTO zu starten und bis zum geeigneten Zeitpunkt für den MEGA im Jahr 2018 warten. Das würde für den Strahlungshaushalt des Satelliten einen großen Einschnitt bedeuten, da er für ein Jahr Durchgänge durch den van Allen Strahlungsgürtel an der Erde überstehen müsste.

Um dies abzuwenden und eventuell später im Jahr 2017 zu starten kann man sich außerdem überlegen, die Lage des GTO mit Hilfe von Manövern zu drehen, um nicht genau 1 Jahr (360° Drehung des Orbits) warten zu müssen. Bei einer Inklination von 6° entspräche das nahezu der Drehung der Apsidenlinie oder auch der Änderung des Arguments von Perigäum bzw. Apogäum. Der Punkt P für das Manöver und die resultierende Orbitorientierung sind in Abbildung 66 grafisch dargestellt. Man müsste die Impulse für die Drehung im gemeinsamen Punkt P beider Ellipsen aufbringen.

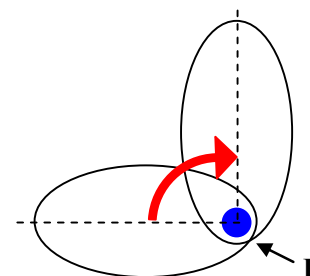


Abbildung 66: Drehung der Apsidenlinie

Der dafür benötigte Antriebsbedarf würde für 5° schon 380 m/s betragen. Das schließt die Verwendung dieses Verfahrens unter Beachtung der vom AMSAT-Bus gegebenen Beschränkungen gänzlich aus. Neben der erzwungenen Drehung existieren zusätzlich Störungseffekte durch die Abplattung der Erde, wodurch eine natürliche Drehung der Apsidenlinie herbeigeführt wird. Pro Jahr erzeugt dieser Effekt jedoch nur eine Winkeländerung von knapp über 5° , was nur einem Bruchteil der erforderlichen Drehung entspricht. Es bleibt also nur die Möglichkeit von Mitte Januar bis Mitte April 2017 zu starten, wenn man den Übergang zum Mars mit optimaler Transferenergie im Jahr 2018 ausnutzen möchte.

Optionen für einen anderen Marsorbit

Die Absenkung der Apoapsis nach dem Einschuss in die Marsumlaufbahn erfordert ein Δv von 280 m/s , was über 10% des Gesamtantriebsbedarfes entspricht und berechtigte Einwände gegen dieses Vorgehen zulässt. Man könnte erheblich Treibstoff und damit Masse einsparen, würde man einen höheren Orbit zulassen. Aus diesem Grund wurde geprüft, ob die gewünschten Missionsziele auch mit einem veränderten Marsorbit erfüllbar sind. Es wurde exemplarisch für einen $90000 \times 450 \text{ km}$ Orbit bestimmt, wie häufig nahe Vorbeiflüge an Deimos und Phobos vorkommen. Diese hochelliptische Bahn kann mit einem Antriebsbedarf von nur 40 m/s erreicht werden, man spart also 240 m/s ein. Die Veränderung des Orbits wirkt sich jedoch drastisch auf die Beobachtbarkeit der Marsmonde aus. Bei der Betrachtung der Deimosannäherungen fällt auf, dass sich der Satellit nur einmal in einem Marsjahr näher als 1000 km an ihm vorbeibewegt. Zu diesem Zeitpunkt wird der Mond außerdem ungünstig von der Sonne beleuchtet, sodass die hochauflösenden Instrumente des AMSAT-P5-Mars nicht ihr volles Potenzial ausnutzen könnten. Für Phobos ergeben sich hingegen ähnliche Vorbeiflüge, wie sie auch im niedrigeren Orbit erreicht werden.

Der hochelliptische Orbit ist zudem aus Sicht der Stabilität etwas ungünstiger, da die Apsidenlinie nicht stabil in ihrer Ebene liegt, sondern mit der Zeit absinkt. Damit ändern sich langfristig die Eklipsezeiten, sowie die Randbedingungen für den Thermalhaushalt des Satelliten. Das wiederum hat Auswirkungen auf die Auslegung des Power- und des Thermal-Subsystems.

Baseline Design

- „Piggy-back“-Start mit der Ariane 5 in den GTO
- Phasingorbits mit verschieden hohen Apogäen zur Minimierung der van Allen Belt Durchgänge
- MEGA-Transfer nach Paul A. Penzo
- festes Datum für Earth-Departure: 13. Mai 2018
- damit steht außerdem das Datum für Mars-Orbit-Insertion fest: 2. Dezember 2018
- MOI erfolgt retrograd, daraus resultiert ein inertial fixer Orbit
- maximaler Antriebsbedarf für die gesamte Mission: $\Delta v = 2660$ m/s
(ergibt sich aus der Annahme des maximal möglichen Startfensters für 2018)

3.2.8 Instrumente

OPTA

Baseline Design

OPTA ist eine Stereo-Zeilenkamera mit drei Farben. Schwerpunkt der wissenschaftlichen Zielsetzungen sind sowohl Deimos als auch die Marsatmosphäre. Bei den Marsmonden soll OPTA folgende Aufgaben erfüllen

- Bestimmung der Topographie und eines digitalen Geländemodells,
- Geologische Entwicklung und Prozesse,
- Kartierung von Farbheterogenitäten der Oberfläche und Charakterisierung der Regolitheigenschaften,

Nahe dem Marsäquator kommt es häufig zu Wolkenbildungen in unterschiedlichen Höhen. Im nördlichen Frühling und Frühsommer bilden sich in der Mesosphäre in Höhen von etwa 60 bis 80 km in bestimmten Marsregionen Wolken aus CO₂-Eis. Die Prozesse, die zur Entstehung dieser Wolken führen, sind kaum bekannt. Wassereiswolken bilden sich dagegen zumeist in geringerer Höhe. Vor allem tageszeitliche Abhängigkeiten in der Wolkenbildung sind wenig erforscht mangels geeigneter Beobachtungsdaten, da die bisherigen Marsmissionen mit ihren nahezu polaren Umlaufbahnen kurzfristige Veränderungen nur schwer erfassen können. Wolken sind am besten bei kurzen Wellenlängen (d.h. Blau oder Grün), während sie bei längerer Wellenlänge optisch weniger dicht sind und nur selten zu erkennen sind. Hauptaufgabe des Stereoinstrumentes OPTA für den Mars ist die

- Detektion von Wolken in Abhängigkeit von geographischer Position, Jahreszeit und Tageszeit
- Bestimmung der Ausdehnung und Form von Wolken
- Bestimmung von Wolkenhöhen
- Bestimmung von Windgeschwindigkeiten
- Spektrale Charakteristika der Wolken und optische Dichte

Außerdem kann OPTA dazu beitragen, die

- Auflösung digitaler Geländemodelle am Marsäquator zu verbessern
- Die vertikale Struktur der Atmosphäre durch Limbbeobachtungen zu charakterisieren

DFC

Anforderungen und Annahmen

Nach wie vor ist die Herkunft der beiden Marsmonde Deimos und Phobos ungeklärt. Zwei Hypothesen werden derzeit diskutiert. Zum einen wird vermutet, dass die Monde sich aus ursprünglich vom Mars stammenden Auswurfmassen im Orbit gebildet haben. Alternativ wird davon ausgegangen, dass es sich bei den Marsmonden um eingefangene C-Typ Asteroiden handelt. Seit den Viking Missionen in den 70er Jahren hat sich keine Mission dem äußeren Marsmond Deimos mehr genähert und die vorhandenen Bilddaten sind zumeist von geringer Auflösung. Mit seiner hochelliptischen Umlaufbahn kann AMSAT Mars hochaufgelöste Bilder von Deimos aufzeichnen und nach Viking wieder einen Blick auf die von Mars abgewandte Seite des Marsmondes werfen.

Die wissenschaftlichen Ziele der DFC an Deimos sind

- Astrometrische Vermessung der Deimos Position zur Verbesserung des Orbitmodells und Bestimmung der Libration,
- Geodätische Vermessung von Deimos zur Verbesserung des geodätischen Kontrollnetzwerkes, des Figurenmodells und der daraus abgeleiteten Volumenbestimmung,
- Geomorphologie der Deimos-Oberfläche und geologische Entwicklung auf der Basis hochaufgelöster Bilddaten,
- Charakterisierung zukünftiger Landestellen.

Außerdem soll DFC folgende Aufgaben wahrnehmen

- Astrometrische Vermessung der Phobos Bahnposition zur Verifizierung des Orbitmodells,
- Verbesserung in der Abdeckung mit hochaufgelösten Bilddaten von Phobos
- Beobachtung der Phobos/GRUNT Landestelle,
- Vertikale Feinstruktur der Marsatmosphäre aus Limbmessungen.

Bei den astrometrischen Vermessungen von Deimos und Phobos werden Bilder bis zu Entfernungen von ca. 5000 km zu den Marsmonden aufgenommen. Dabei wird das Raumschiff so ausgerichtet, dass auch ein Stern im Blickfeld sein sollte. Eine Bildsequenz der Aufnahmen aus größerer Entfernung umfasst etwa 8 Bilder. Bei Annäherungen auf auf wenige hundert Kilometer wird die doppelte Anzahl an Bildern aufgezeichnet.

Baseline Design

Das DFC Instrument baut auf den Erfahrungen mit der HRSC/SRC auf und verwendet im wesentlichen Komponenten, die für den Weltraumeinsatz im Rahmen von ROCKVISS, FC Dawn und PanCam ExoMars entwickelt wurden bzw. werden. Es kommt ein CMOS APS Flächendetektor mit 1024 x 1024 Pixeln zum Einsatz. Die Pixelgröße von 15 µm und die Optik mit einer Fokallänge von 1100 mm ergibt sich eine Bodenauflösung von 6,14 m/Pixel aus 450 km Höhe. Das Datenvolumen eines Einzelbildes beträgt bei 12 bit radiometrischer Auflösung unkomprimiert 12,6 Mbit. Der Elektronikteil umfasst neben der Kamerakontrolleinheit auch einen Prozessor zur Datenkompression. Derzeit ist eine durchschnittliche Kompression von 3:1 vorgesehen. Ein Datenbuffer von 16 MByte erlaubt die Zwischenspeicherung der Bilddaten. Wie bei der ROCKVISS Kamera realisiert, kann DFC bei reduzierter Auflösung und Bildgröße auch Videosequenzen aufnehmen. Die Datenrate beträgt dabei nach Kompression 1,5 Mbit/sec.

Tabelle 33: Kennwerte der Deimos Framing Camera

	Deimos Framing Camera
Masse [kg], inkl. Margin	2,5
Dimensionen [mm]	
Länge	300 mm
Durchmesser	160 mm
Leistungsaufnahme [W]	5
Brennweite [mm]	1100
Anzahl Pixel	1024 x 1024
Pixelgröße [µm]	15
mittlere Datenrate komprimiert [Mbit/sec]	
Deimos naher Vorbeiflug	ca. 2 (je nach Distanz)
Mars Perapsis	3,5
Videomode	1,5
Temperaturbereiche [°C]	0 ... 30

Optionen und Vergleiche

Im Rahmen von PanCam ExoMars wird derzeit untersucht, anstatt des derzeit verwendeten STAR 1000 Detektor einen RGB-fähigen CMOS APS Detektor einzusetzen und zu qualifizieren. Sollte dies umgesetzt werden, könnte dieser Detektor auch für die DFC verwendet werden.

MARTIS

Anforderungen und Annahmen

MARTIS ist ein abbildendes Spektrometer im thermalen Wellenlängenbereich von 7 μm bis 14 μm , das wie ein Zeilenscanner betrieben wird. MARTIS verfügt über einen zweiten Radiometerkanal, der integrierte Thermalmessungen im Wellenlängenbereich von 7 μm bis 40 μm liefert.

Die genaue Wellenlängenposition der Christiansen-Frequenz und das Auftreten von Reststrahlenbandenergie erlauben es, in diesen Wellenlängenbereich silikatische Minerale und damit die wesentlichen gesteinsbildenden Mineralien zu identifizieren und kartieren. Die wissenschaftlichen Anforderungen für die Marsoberfläche sind daher insbesondere

- Identifizierung und Charakterisierung der Silikatminerale,
- Mineralogische Kartierung der Marsoberfläche,
- Temperaturmessungen der Oberfläche
- Bestimmung der thermalen Trägheit und der Regolitheigenschaften in Abhängigkeit von geographischer Position, Tages- und Jahreszeit,
- Ableiten von Temperaturprofilen der Marsatmosphäre

Auch im Hinblick auf die Marsmonde und insbesondere Deimos kann MARTIS unser Verständnis zur Herkunft und Entstehung wesentlich vorantreiben. Der thermale Wellenlängenbereich ist perfekt dazu geeignet, anhand der vorherrschenden Mineralogie eine basaltische Zusammensetzung der Oberfläche von einem C-Typ Asteroiden zu unterscheiden. Daneben sind Temperaturmessungen der Oberfläche und des Regoliths von großem Interesse für die Erforschung der Marsmonde. Die wissenschaftlichen Ziele von MARTIS zur Erforschung der Marsmonde sind identisch mit den Zielen zur Marsforschung abgesehen von dem Fehlen einer Atmosphäre.

Baseline Design

Das Instrument basiert auf den Entwicklungen für MERTIS auf der Merkurmission Bepi Colombo und den Untersuchungen für SERTIS auf LEO. Der MARTIS Sensor beinhaltet die Eingangs- und Spektrometeroptik (TMA-Design), Bolometer-Zeilen- und Radiometer-Fokalebene mit deren Elektronik und aufwändige Kalibrierungsmechanismen nebst Verschluss und Schwarzkörper zum Abgleich der Temperaturen. Neben dem eigentlichen Zielobjekt werden zusätzlich drei weitere Objekte beobachtet zur Kalibrierung (Weltraum, 300K- und 700K-Schwarzkörper).

Tabelle 34: Kennwerte von MARTIS

	MARTIS
Masse [kg]	3,5
Dimensionen [mm ³]	150 x 150 x 100 (ohne Baffle)
Leistungsaufnahme [W]	15
Brennweite [mm]	50
Max. Datenrate [MByte/sec]	1,6
mittleres Datenvolumen/Orbit [GByte]:	
Deimos Vorbeiflug	~0,1
Mars	~0,2
Temperaturbereich [°C]	0 ... 40
Temperturstabilität [mK]	10

Radio Science

Anforderungen und Annahmen

Zielsetzung des Radio Science Experimentes sind,

- Die Sondierung der neutralen Marsatmosphäre, um vertikale Verteilungsprofile von Dichte, Druck und Temperatur zwischen der Marsoberfläche und einer Höhe von etwa 50 km abzuleiten,
- Die Sondierung der Mars-Ionosphäre und Bestimmung der Elektronendichte,
- Suche nach der dritten Ionosphärenschicht in Folge von Meteoroidenimpakten,
- Die Sondierung der Sonnenkorona kurz vor und nach der Sonnenkonjunktion,
- Schwerefeldmessung der Marsmonde, insbesondere Deimos, sofern Vorbeiflüge in kurzer Distanz überhaupt möglich sind bei gleichzeitiger Sichtbarkeit der Erde.

Messungen zur Sondierung der neutralen Atmosphäre und der Ionosphäre in Abhängigkeit von Tages- und Jahreszeit sowie geographischer Position erfolgen im Ein-Weg-Verfahren sowohl im X- als auch im S-Band. Schwerefeldmessungen dagegen erfolgen im X-Band im Zwei-Weg-Verfahren. Die Erfahrungen mit dem Radio Science Experiment auf Mars Express haben gezeigt, dass Phobos die Bahn des Raumschiffes erst bei Distanzen kleiner als etwa 120 km meßbar beeinflußt. Derzeit sind die berechneten Vorbeiflüge zu weit entfernt, um hochgenaue Dichtebestimmungen für Deimos durchzuführen. Bei Mars Express werden derzeit die Raumschiffmanöver zum Entdrallen der Gyros gezielt eingesetzt, um geringfügige Orbitkoorekturen durchzuführen, die ausreichen, die Entfernungen zu den Marsmonden während eines ausgewählten

Vorbeifluges zu minimieren. Ein ähnliches verfahren ist auch für AMSAT Mars denkbar, kann jedoch erst zu einem späteren Zeitpunkt im Detail untersucht werden.

Baseline Design

Das DLR-AMSAT P5 Mars Radio Science Experiment nutzt das vorhandene Telekommunikationssystem im X- und S-Band sowie den vorhandene ultrastabilen Oszillator (USO). Daher hat das Experiment keine zusätzlichen Anforderungen an die Ressourcen des Raumschiffes. Andererseits sind messungen nur möglich, wenn Telemetrikontakt zur Erde besteht und die Antenne entsprechend ausgerichtet ist. Die anderen Instrumente können also zu diesen Zeiten nicht ausgerichtet werden. Weiterhin ist davon auszugehen, dass es nicht möglich ist, während der Radio Science Messungen gleichzeitig wissenschaftliche Daten zur Erde zu übermitteln. Dies muss jedoch zu einem späteren Zeitpunkt noch im Detail untersucht werden.

3.2.9 Data Handling

Anforderungen und Annahmen

Bei der Realisierung des DHS steht die Kostenoptimierung im Vordergrund, daher sollte soweit wie möglich auf AMSAT-Erfahrungen zurückgegriffen werden.

Es wurden folgende Annahmen getroffen:

- Minimales Leistungsbudget (max. 3 Watt pro Modul)
- Minimaler Masseimpakt (max. 1 Kg pro Modul)
- On-board Telemetrie (TTM) und Telekommando (TTC) erfolgt über die Integrated Housekeeping Unit (IHU)
- Konvertierung AMSAT Format / CCSDS möglich
- Daten- und Telemetrie-Verwaltung der Wissenschafts-Nutzlasten (OPTA, DFC, MARTIS, usw.) unabhängig von der IHU (Satelliten-Bus) möglich.
- Datenvolumen: max. ~ 20 Gbyte
- OPTA: ~20 Gbyte ca. 6 Monate vorhalten
- DFC: ~0,06 Gbyte (für 7 mal closer)
- MARTIS: ~0,19 Gbyte (für 1 Mars flyby)
- max. Datenrate (intern): 25 Mbit/s (durch DFC bestimmt)
- Abhängig von der Entfernung sind zwischen 50 kbit/s und 2 Mbit/s Downlink möglich
- FLASH Massenspeicher in mehreren ggf. Redundanten Bänken zur Zwischenspeicherung der Payload- und Telemetriedaten (Store&Forward)
- Massenspeicher unabhängig vom Bordcomputer (IHU) als unabhängiges Subsystem.
- Unterstützung Kurzstreckenkommunikation (CCSDS Proximity-1 Protokoll)

Baseline Design

Folgende Datenraten und Datenmengen sind von den Wissenschafts-Nutzlasten zu erwarten:

- OPTA: ~20 Gbyte ca. 6 Monate vorhalten
- DFC: ~0,06 Gbyte (für 7 mal closer)
- MARTIS: ~0,19 Gbyte (für 1 Mars flyby)

Es wird vorgeschlagen die Wissenschafts-Nutzlastdaten und deren Kommandos unabhängig vom Satelliten-Bus (IHU) zu handhaben, jedoch mit redundanten Kommunikationswegen.

Grundsätzlich ist bei der AMSAT entsprechendes Know-How für das DHS aus früheren Projekten vorhanden und entsprechende Neuentwicklungen finden derzeit bereits statt.

Die IHU-3 (Integrated Housekeeping Unit) übernimmt im wesentlichen Telemetrie- (TM) und Telekommando- (TTC) Funktionalität für den Satelliten-Bus, inklusive Power On/Off für die Wissenschafts-Nutzlasten. Niedrigtartige Telemetrie und Telekommando-Funktionen können ebenfalls für die Wissenschafts-Nutzlasten zur Verfügung gestellt werden, z.B. als Backup.

IHU-3 Integrated Housekeeping Unit (AMSAT P3-E design):

- Highspeed CAN-Bus running at 800 Kbit/s for internal telemetry and telecommand
- Lo-Speed Telemetry (~ max. 400 Bit/s BPSK or 800 Bit/s NRZ)
- Hi-Speed Telemetry (~ max. 50...100 Kbit/s)
- Software FEC using Reed-Solomon, Viterbi and TurboCode
- 128 or 512 Kbyte EDAC RAM
- 8...16 MB RAM (no EDAC)
- 128 Kbyte FLASH
- ADC/DAC for SDR
- running IPS software
- cold & warm redundant

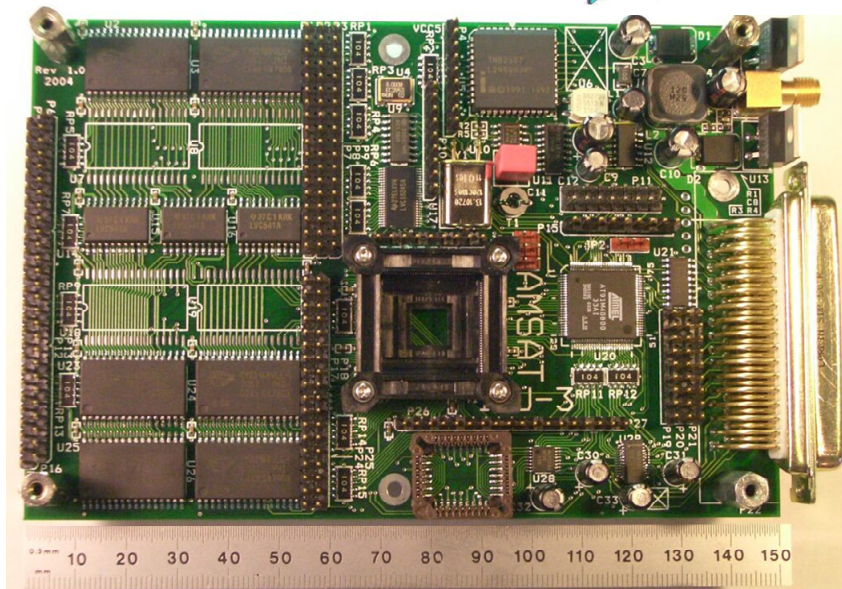
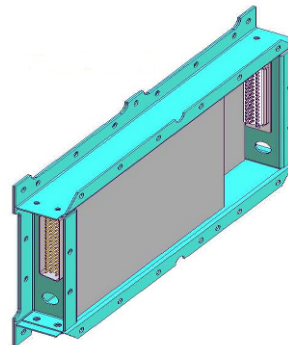


Abbildung 67: IHU-3 Integrated Housekeeping Unit (AMSAT P3-E Design)

CAN-DO Module (CAN-Bus) für Housekeeping (AMSAT P3-D/P3-E design):

- Telemetrie und Telekommando von verteilten Modulen (On/Off, Analog, Digital, Temperatur, Ströme)
- Erfolgreiche Bestrahlung mit Cobalt60 und Protonen durchgeführt
- Highspeed CAN (800 kBit/s)
- Multi-Master-Betrieb mit warm-redundanter IHU möglich.
- max. 64 Knoten am CAN-Bus (protokollbedingt)

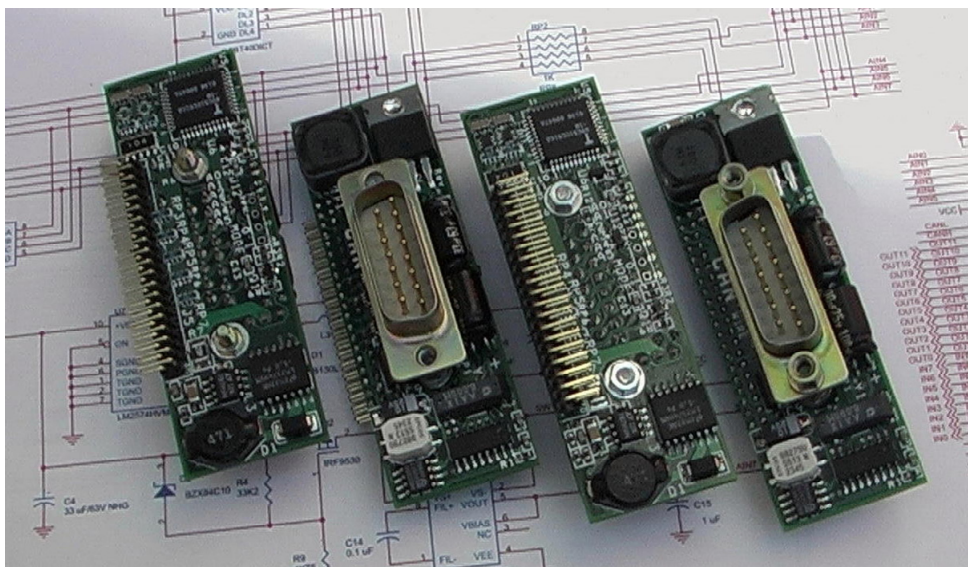


Abbildung 68: CAN-DO Module (CAN-Bus) für Housekeeping (AMSAT P3-DIP3-E Design)

Das redundant auszulegende RUDAK-Subsystem dient als Massenspeicher für sämtliche Wissenschafts-Nutzlasten und kann auch deren TM & TTC Funktionen übernehmen, dabei sollen die bei der DLR/ESA üblichen CCSDS-Protokolle unterstützt werden. Bei Bedarf ist auch eine Konvertierung der Protokolle ins AMSAT-Format und umgekehrt möglich.

FLASH-RAMDISK als Massenspeicher (im RUDAK Modul enthalten):

- Input: OPTA, DFC, MARTIS, ...
- Output: Communication Subsystem (COMMS)
- ECC: Fehlererkennung und Fehlerkorrektur
- Kapazität des Massenspeichers: > 2.5 GByte (t.b.d), mehrere redundante Datenbänke
- Datenrate Downlink: max. 2 MBit/s, durch COM vorgegeben

Einsatz von SD-Karten als Massenspeicher in den Speicherbänken:

Spezifikationen:

- SD-protocol, Supports SPI mode

- Voltage range
Basic communication: 2.0 to 3.6V
Other commands and memory access: 2.7 to 3.6V
- Variable clock rate 0-25 MHz (default), 0-50MHz (high-speed)
- Data transfer rate:
Up to 50 MB/sec data transfer rate (using 4 parallel data lines)
Maximum data rate with up to 10 cards
- Correction of memory-field errors, Defect and Error Management
- Built-in write protection features (permanent and temporary)

Performance:

- Capacity Range 512MB to 8GB
- Read max 18MB/s, Write max 13MB/s

Reliability:

- MTBF > 2,500,000 hours
- Data Reliability 1014 bits, read
- Data Retention 10 years
- Endurance >2,000,000 (program/erase cycles)



Abbildung 69: Vorder- und Rückansicht einer SD-Karte

Power:

- VCC 3.3V (2.7V – 3.6V)
- Read max 80mA at 3.6V, Write max 80mA at 3.6V
- Passive 3mA (pre-initialization), 150uA (post-initialization)

Environmental:

- Shock: 50G max. @ 11ms
- Vibration: 15G peak to peak
- Operating temperature: -40°C to +85°C (Industrial temp.)

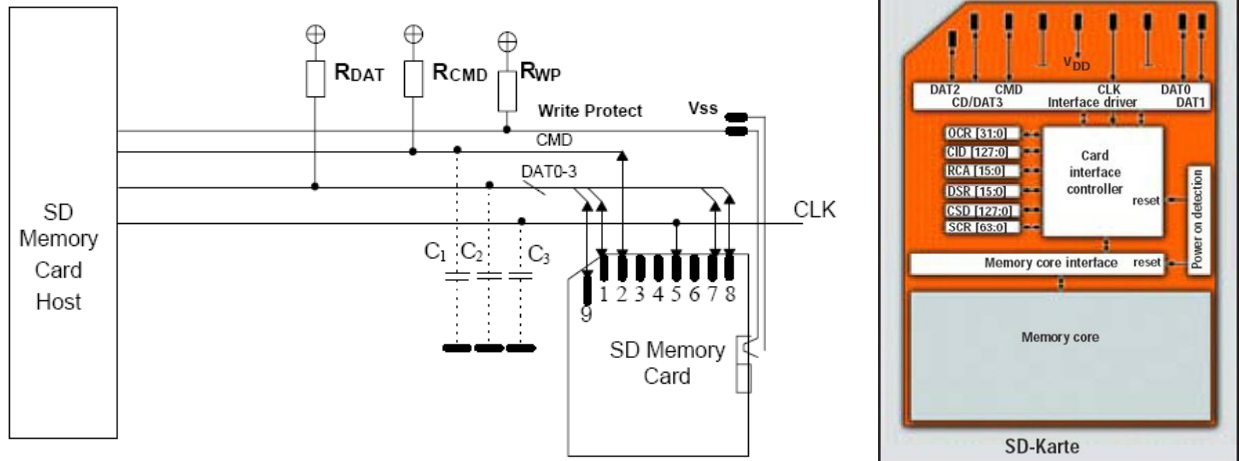


Abbildung 70: Aufbau einer SD-Karte

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden befinden sich die Listen der verwendeten Komponenten bezüglich Masse und Leistungsbedarf:

Tabelle 35: Data Handling Equipment Massen-Budget

Element 1 Unit	DLR-AMSAT P5_Mars Unit Name	Quantity	MASS [kg]			
			Mass per quantity excl. margin	Maturity Level	Margin	Total Mass incl. margin
	Click on button above to insert new unit					
1	RUDAK-IIIa (Mass Memory)	1	1,0	To be developed	20	1,2
2	RUDAK-IIIb (Mass Memory)	1	1,0	To be developed	20	1,2
3	IHU (Integrated Housekeeping Unit)	1	1,0	Fully developed	5	1,1
-	Click on button below to insert new unit		0,0	To be modified	10	0,0
SUBSYSTEM TOTAL		3	3,0		15,0	3,5

Tabelle 36: Data Handling Equipment Power-Budget

Element 1 Unit	DLR-AMSAT P5_Mars Unit Name	Quantity	Ppeak
1	RUDAK-IIIa (Mass Memory)	1	3,0
2	RUDAK-IIIb (Mass Memory)	1	3,0
3	IHU (Integrated Housekeeping Unit)	1	3,0
-	Click on button below to insert new unit		
SUBSYSTEM TOTAL		3	9,0

3.2.10 Kommunikation

Anforderungen und Annahmen

Im Folgenden werden die Randbedingungen für diese Studie erläutert.

- Kommandobetrieb und Datendownlink über existierende Bodenstationen möglich:
Um möglichst viel vorhandene Infrastruktur zu nutzen soll die Kommunikationseinheit des Raumfahrzeuges maximal kompatibel zu vorhandenen Anlagen (Boschum, Weilheim, kommerzielle Bodenstationen) sein. Dies ermöglicht im Bedarfsfall ebenfalls Zugriff über kommerzielle Deep Space Bodenstationen.
- Sender des Raumfahrzeugs 50 W out, 33% Wirkungsgrad:
Ein Sender in der 50 Watt Leistungsklasse und 33% Wirkungsgrad ist gegenwärtig Stand der Technik für effiziente X-Band Sender. Eine Erhöhung der Sendeleistung ermöglicht zwar höhere Datenraten, jedoch unter hoher Belastung des Power Subsystems. Die veranschlagte Eingangsleistung von 150 Watt ist auf die zur Verfügung stehende Leistung der Stromversorgung des Raumfahrzeuges angepasst.
- Getrennte Sende-Empfangssysteme (Redundanz):
Single-Point Fehlermodi müssen möglichst vermieden werden. Hierzu werden zwei Sende-Empfangssysteme vorgeschlagen, welche nur die absolut nötigsten Komponenten gemeinsam haben (z.B. Antennen).
- Integration der High Gain Antenne (HGA) in den Satelliten (Durchmesser 2m):
Die Integration der HGA in den Antennendeckel erlaubt die Maximierung der Datenrate ohne Einfluss auf das Powerbudget. Die gesamten mechanischen Abmessungen sind zu berücksichtigen und die Startkonfiguration wenn nötig anzupassen.
- Kommunikation muss im Notfall über Omni-Antennen möglich sein:
Eine fehlerhafte Ausrichtung des Raumfahrzeuges darf nicht zu einem Kontrollverlust der Mission führen. Hierzu sollen omnidirektional abstrahlende Antennen verwendet werden, welche unabhängig von der Lage des Raumfahrzeuges einen Zugriff der Bodenstationen gewährleisten.
- Turbocodierung (CCSDS-konform) zur Maximierung der Datenrate:
Eine Kanalkodierung der Daten ist im Hinblick auf die hohen Entfernungen und die damit verbundenen geringen Signal-Rausch-Abstände unerlässlich. Es soll auf eine CCSDS-kompatible Turbocodierung nach dem DSN Handbuch 810-005 zurückgegriffen werden.
- UHF Transceiver für Nahbereichskommunikation am Mars mit anderen Missionen:
Für eventuelle Kommunikation mit Landegeräten auf bzw. anderen Orbitern um den Mars soll ein UHF-Transceiver eingesetzt werden. Der verwendete Standard soll dem Proximity-1 Protokoll entsprechen, welcher bereits am Mars im Einsatz ist.

Optionen und Vergleiche

Zwei Optionen wurden in die nähere Untersuchung einbezogen. Dies bezieht sich ausschliesslich auf die Sendeeinheit da ohnehin zwei identische S-Band Empfänger im Design enthalten sind. Ihr Design lässt sowohl ein Empfang im Amateurfunkband (2,3-2,4 GHz) als auch im kommerziellen Deep Space S-Band (2,1-2,3 GHz) zu. Die Umschaltung kann hierbei während der Mission vom On-Board Computer (OBC) gesteuert werden.

Im Sendezweig wurde zuerst eine vollständig redundante Lösung mit zwei identischen Halbleiterverstärkern (SSPA) im 10,5 GHz Amateurfunkband untersucht. Ihr Vorteil ist eine 100% Redundanz und ein relativ geringer Entwicklungsaufwand. Nachteilig ist jedoch die Inkompatibilität zu kommerziellen Deep Space Bodenstationen, bei denen das X-Band zwischen 8400 MHz und 8450 MHz liegt. Somit wären einzig die AMSAT-DL Bodenstation in Bochum und die GSOC 30 m-Antenne in Weilheim (nach einer Umrüstung) in der Lage Daten vom Raumfahrzeug zu empfangen.

Als Alternative wurde untersucht, den 2. Sendezweig auf eine Frequenz von 8,4 GHz auszulegen. Diese würde ebenfalls aus einem SSPA mit entsprechender Frequenzaufbereitung bestehen und kann im günstigsten Fall auf dem Design des 10,5 GHz Senders aufbauen. Es müssen lediglich Anpassungen in der internen Beschaltung vorgenommen werden um einen Betrieb auf 8,4 GHz zu ermöglichen. Der Vorteil dieser Lösung liegt offensichtlich in der Möglichkeit auf kommerzielle Bodenstationen zurückzugreifen, sei es während nominaler Missionsphasen (LEOP, Cruise, Mars) oder auch in Notfallszenarien. Nachteilig ist der erhöhte Entwicklungsaufwand und die Notwendigkeit das Feedhorn für die HGA für einen weiteren Frequenzbereich zu optimieren. Weiterhin wird die 100%ige Redundanz von der ersten Lösung auf eine funktionelle Redundanz reduziert, da ein Ausfall einer der beiden Sender operationelle Konsequenzen für die Mission hätte. Die Durchführbarkeit der Mission wäre dennoch gewährleistet.

Da sowohl die Antennengewinne als auch die Streckendämpfung mit der Frequenz skalieren, ergeben sich Verluste von ca. 2dB auf 8,4 GHz verglichen mit 10,5 GHz, was in einer Reduktion der Datenrate um ca. 37% resultiert.

In beiden Kommunikationszweigen sollen so genannte kohärente Transponder eingesetzt werden. Durch die Verwendung eines einzelnen ultra-stabilen Oszillators (USO) für die gesamte Frequenzaufbereitung lassen sich somit vom Boden präzise Range- und Dopplermessungen durchführen, welche für die Navigation auf interplanetare Distanzen nötig ist.

Sowohl im Massen- als auch im Powerbudget sind beide Alternativen gleichwertig, da sich nur interne Beschaltungen der Komponenten im Verstärker ändern und das Feedhorn für die Antenne anderweitig optimiert werden muss.

Baseline Design

Das folgende System wird als Ausgangspunkt für zukünftige Studien angesehen.

- Sende-/Empfangssysteme:
2,4 GHz up, 10,5 GHz down (AMSAT-DL Format auf Amateurfunkfrequenzen)
2,2 GHz up, 8,4 GHz down (DLR/CCSDS Standard, kommerzielles Deep Space Segment)
- Kohärente Transponder auf beiden Zweigen zu Navigationszwecken (Range+Doppler), turnaround ratio 30/7 (AMSAT), 749/221 (DLR, CCSDS Standard)
- AMSAT Transponder Eigenentwicklung (bis 2018 TRL-9)
- DLR Transponder entweder kommerziell oder Entwicklung durch AMSAT-DL basierend auf Erfahrungen mit eigenem Design
- HGA: 2m Durchmesser, Cassegrain (bzw. ADE) Design
45,9 dBi Gewinn @10.5 GHz, 43,9 dBi @8,4 GHz
- LGA: je 2 Patchantennen für S- und X(8,4)-, X(10.5)-Band (total 6)
- Nutzung des AMSAT SBS und ACY2624 raising cylinder (500 mm, Arianespace) um die zusätzliche S/C-Höhe im Launcher unterzubringen

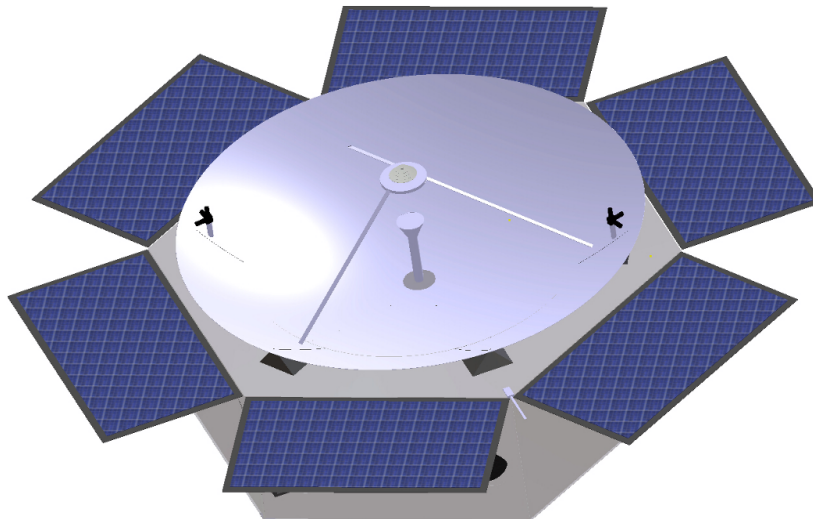


Abbildung 71: High Gain Antenne (HGA) in Satellitenstruktur integriert

Durch die konvexe Form der HGA ist ein komplettes Versenken in die Busstruktur nur mit grossen Einbussen im internen Volumen möglich. Folglich sieht das aktuelle Design nur eine teilweise Versenkung vor. Zwecks Erhöhung der mechanischen Steifigkeit ist die HGA an sechs Punkten überhalb der Deckelstruktur an die interne tragende Struktur verbunden. Durch die Fokallänge von 800 mm (Durchmesser 2000 mm, f/D Verhältnis 0,4)

ist somit der SBS-Adapter nicht mehr in der Lage alleine für den notwendigen Abstand zum nächsten Launcherelement zu sorgen. Es wird die Verwendung eines ACY2624 raising cylinders (500 mm Höhe) empfohlen, welcher eine Standardkomponente bei Arianespace ist.

Die zu erwartenden Datenraten wurden basierend auf der Verwendung eines Turbocodes mit Rate 1/2 berechnet. Abbildung 72 zeigt die maximal verfügbare Datenrate unter Verwendung der HGA für den Missionszeitraum. Abhängig von der Entfernung sind zwischen 50 kbit/s und 2000 kbit/s möglich. Zu beachten ist die solare Konjunktion um den 1. September 2019, während deren der Mars sehr nahe (<2 Grad) an der Sonne steht und die Funkstrecken durch die solare Corona stark beeinträchtigt werden. Es wird von einer 2-3 wöchigen Unterbrechung in der Kommunikation ausgegangen, was vergleichbar mit anderen Mars-Missionen ist.

Für Notfallsituationen muss der Kontakt mittels omnidirektional strahlenden Antennen gewährleistet sein. Hierzu sind auf allen Frequenzen entsprechende Patchantennen über die Satellitenstruktur verteilt um in jeder Fluglage eine minimale Kommunikation aufrecht zu erhalten. Je nach Entfernung sind hier selbst unter Ausnutzung von Turbocodes nur noch zwischen 2 und 90 bit/s erreichbar.

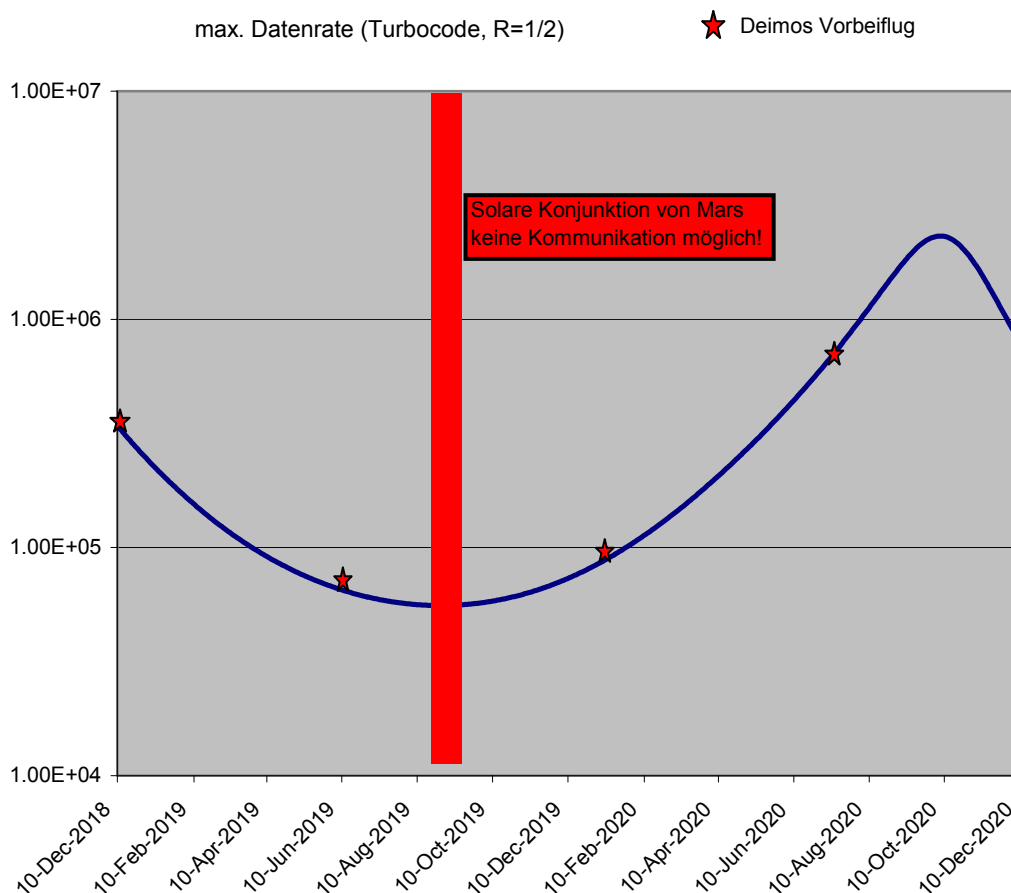


Abbildung 72: Zu erwartende Datenraten im betrachteten Missionszeitraum. Die Daten der Deimos Vorbeiflüge sind markiert

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden befinden sich die Listen der verwendeten Komponenten bezüglich Masse und Leistungsbedarf. Der kohärente AMSAT-DL Transponder befindet sich hierbei eingebettet in den Units 4 und 5, da er sowohl von seiner Masse als auch von seinem Leistungsbedarf komplett im 10,5 GHz Sender aufgeht.

Tabelle 37: Communication Equipment Massen-Budget

Element 1 Unit	DLR-AMSAT P5_Mars Unit Name	Quantity	MASS [kg]			
			Mass per quantity excl. margin	Maturity Level	Margin	Total Mass incl. margin
	Click on button above to insert new unit					
1	Antenna S/X-band	1	12,00	To be modified	10	13,2
2	Antenna UHF (omnidirectional)	2	0,20	To be modified	10	0,4
3	Antenna S-Band (omnidirectional)	2	0,20	To be modified	10	0,4
4	X(10.5 GHz)-Band SSPA 50W	1	1,20	To be modified	10	1,3
5	X(10.5 GHz)-Band SSPA PSU	1	2,00	To be developed	20	2,4
6	UHF transceiver	1	1,00	To be developed	20	1,2
7	S-band receiver	1	1,00	To be modified	10	1,1
8	X(8,4 GHz)-band SSPA 50W	1	1,20	To be modified	10	1,3
9	X(8,4 GHz)-band SSPA PSU	1	2,00	To be developed	20	2,4
10	Antenna X-band (omnidirectional)	4	0,10	To be modified	10	0,4
11	DLR S/X-Transponder	1	3,00	To be modified	10	3,3
-			0,0	To be developed	20	0,0
SUBSYSTEM TOTAL		11	24,6		12,0	27,6

Tabelle 38: Communication Equipment Power-Budget

Element 1 Unit	DLR-AMSAT P5_Mars Unit Name	Quantity	P _{PEAK} AND POWER SPECIFICATION PER MODE					
			Comm Pon	Comm Pstby	Comm Dc	Safe Pon	Safe Pstby	Safe Dc
	Click on button above to insert new unit							
1	Antenna S/X-band	1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
2	Antenna UHF (omnidirectional)	2	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
3	Antenna S-Band (omnidirectional)	2	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
4	X(10.5 GHz)-Band SSPA 50W	1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
5	X(10.5 GHz)-Band SSPA PSU	1	150,0	0,0	50,0	150,0	0,0	25,0
6	UHF transceiver	1	10,0	0,0	20,0	0,0	0,0	0,0
7	S-band receiver	1	1,0	1,0	100,0	1,0	1,0	100,0
8	X(8,4 GHz)-band SSPA 50W	1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
9	X(8,4 GHz)-band SSPA PSU	1	150,0	0,0	50,0	150,0	0,0	25,0
10	Antenna X-band (omnidirectional)	4	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
11	DLR S/X-Transponder	1	10,0	0,0	50,0	10,0	0,0	25,0
-								
SUBSYSTEM TOTAL		11	321,0	1,0		311,0	1,0	

3.2.11 Bodensegment

Anforderungen und Annahmen

Die grundlegende Annahme für die Aufteilung der Verantwortlichkeiten ergaben sich in Anlehnung an das AMSAT Mond Konzept. Dies bedeutet vorrangig eine Prime/Backup Aufteilung zwischen DLR und AMSAT im Betrieb, wobei die Missionskritischen Phasen wie LEOP, Commissioning und sämtliche Manöver im GSOC als Prime betreut werden während AMSAT als Backup fungiert und die Betreuung der ballistischen Flugphasen und der wissenschaftliche Teil der Mission im Marsorbit durch AMSAT als Prime erfolgt mit GSOC als Backup. Der Betrieb der wissenschaftlichen Nutzlast im Mars Orbit erfolgt durch RB-MUSC.

Zusätzlich wird die Prime/Backup Rollenverteilung durch ein Master/Slave Konzept erweitert. Danach erhält das GSOC als Master jederzeit die Kommandierungshoheit um bei Abweichung von der nominellen Mission durch Subsystem Fehler, Orbitinstabilitäten, etc. jederzeit schnell Korrekturen durchführen kann.

Die Verantwortung in der Prime Rolle liegt in der Kommandierung (time-tagged) des Satelliten, sowie der Sicherstellung der Kontrolle des Satelliten. Letzteres beinhaltet dabei die Überwachung der Housekeeping Daten mit besonderem Schwerpunkt auf Power, Thermalsystem und AOCS. Zusätzlich wird eine zeitgerechte und hinreichend genaue Bahnbestimmung vorausgesetzt. Weiterhin wird TMTC nach CCSDS vorausgesetzt.

Satellitensystemseitig sind kohärente Transponder erforderlich, um Ranging und Doppler Messungen für die Bahnbestimmung durchführen zu können. Hier sollten standard Frequenzen genutzt werden um TTC durch DLR und kommerzielle LEOP-Stationen gewährleisten zu können.

Optionen und Vergleiche

- DLR TTC: uplink S-Band 2,1 GHz, downlink auf S-Band 2,2 GHz *versus* downlink auf X-Band 8,4 GHz: X-Band als baseline angenommen

Baseline Design

- Baseline für S/C:
 - 1 AMSAT S2.4/X10,45 Transponder kohärent nicht-redundant
 - 1 DLR S2.1/X8,4 Transponder kohärent nicht-redundant
 - ! Kein redundanter AMSAT-Transponder
- Kommandierung SCOS / IPS
 - ("IPS", Forth-ähnlich, Autor: Mainzer; echtzeit- und multitasking-fähig; Telemetrie- und Kommandoformat sind AMSAT-spezifisch)

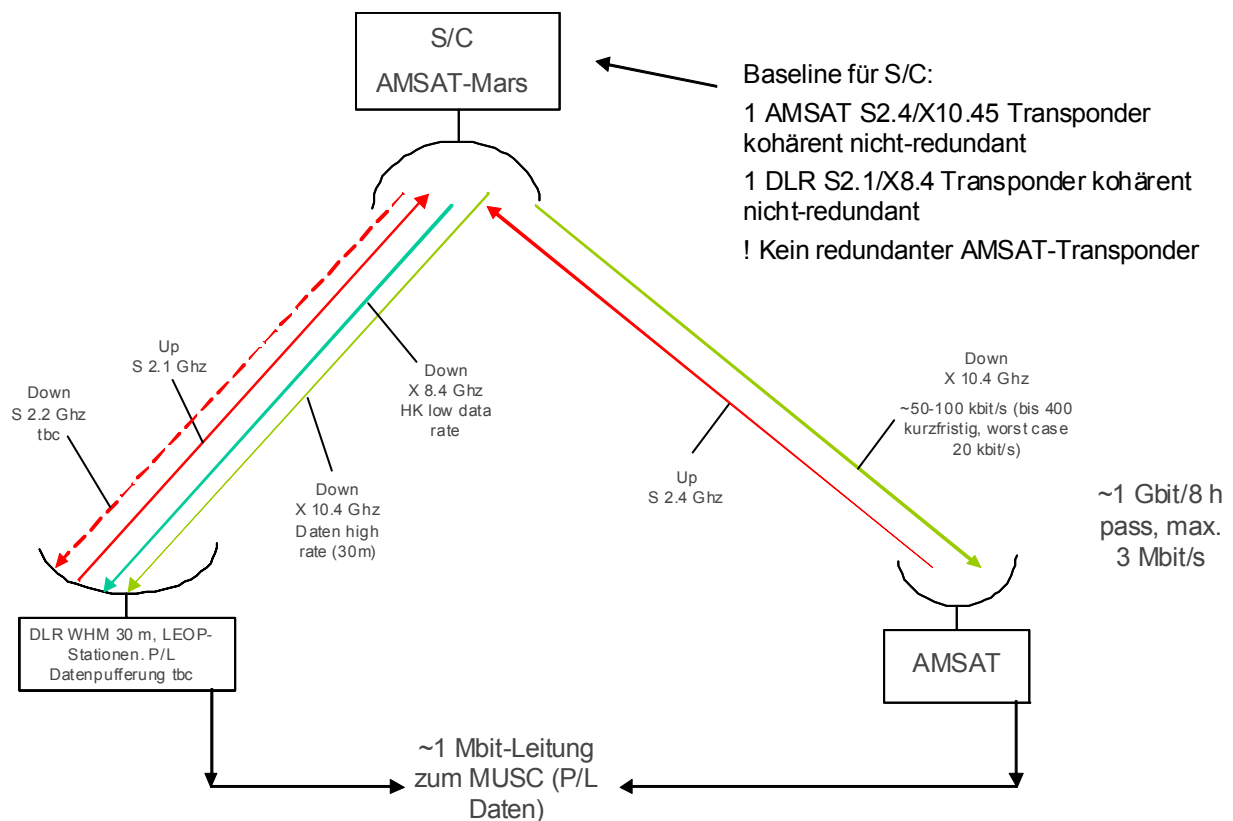


Abbildung 73: Darstellung der Hauptkommunikationsstrecken

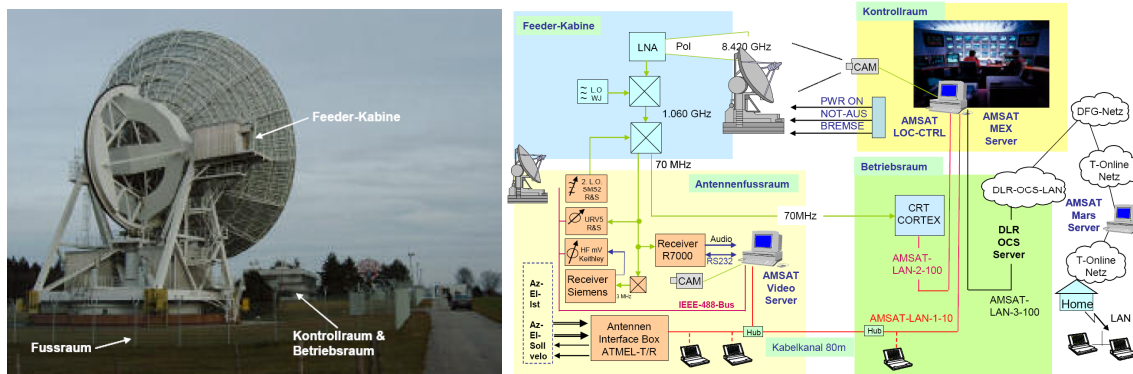


Abbildung 74: Mögliches DLR-AMSAT Bodensegmentnetzwerk

- Heute:
 - RX 8,4-12,4 GHz möglich mit existierendem Feed/Hohlleiter
 - Kein LNA oder down-Konverter X-band 10,4 GHz

- Upgrade:
 - LNA für X-Band 300€ (AMSAT solid-state 8,4 GHz)
 - X down-Konverter ~650€ (Kuhne electronic GmbH, integrierter LNA)
 - Aufrüstung/Einrichtung also ca. 1000€ und 1 Monat excl. S-Band-Sender

- Auslastung WHM Zukunft:
 - z.Zt. Vermessung Antenne
 - Vorbereitung Galileo IOV
 - wenn IOV gewonnen: bis 2014, 2015 jährlich ca. 4 Wochen Kampagne
 - RADAR noch unklar, könnte aber kommen.

- Umschaltung Galileo/AMSAT ca. 15 Minuten
- Externe Fernsteuerung WHM nicht mehr erlaubt
- ITU Problem S-Band TX vom Mond zu klären für TTC (keine Nutzlastdaten, dh. Schmalbandig!)
- AMSAT-Paper (2005) über 30m-Antenne; Blockdiagramm im Prinzip auch für 10,45 GHz gültig. Damalige Kontaktpersonen DLR: Exter/Wiedemann
- Ergebnisse neue Ausmessungen (Flächenwirkungsgrade als Funktion der Frequenz) können von DLR an AMSAT weitergeleitet werden.
- Cortex für GS Bochum müßte beschafft werden, ca. 100 k€



Abbildung 75: Beispiel-Transponder (nur S-Band Uplink und X-Band downlink: Gewicht und Volumenreduktion)

Tabelle 39: Bodenstationen für X-Band

Station	Diameter	X-Band uplink	X-Band down-link
Kourou, French Guyana (ESA)	15 m	8400-8500 MHz	7145-7235 MHz
Perth, Australia (ESA)	15 m	8400-8500 MHz	7145-7235 MHz
Cebreros, Spain (ESA/DSN)	35 m	8400-8500 MHz	7145-7235 MHz
New Norcia, Australia (ESA/DSN)	35 m	8400-8500 MHz	7145-7235 MHz
Kagoshima, Japan (JAXA)	34 m	8400-8500 MHz	7145-7235 MHz
Usuda, Japan (JAXA)	64 m	8400-8500 MHz	7145-7235 MHz
Goldstone, CA USA (NA-SA/DSN)	34 m	8400-8500 MHz	7145-7235 MHz
Canberra, Australia (NA-SA/DSN)	34 m	8400-8500 MHz	7145-7235 MHz
Weilheim, Deutschland (GSOC)	30 m	8400-8500 MHz (Aufrüsten)	7145-7235 MHz (Aufrüsten)

- Damit maximale Datenrate bei 100%iger Ausnutzung:
3232 Gbyte in 2 Jahren im Marsorbit
Entsprechend 4,42 Gbyte pro Tag im Durchschnitt
- Annahmen:
Groundstation (Bochum)
diameter 20 m
frequency 10500 MHz
lambda 0,029 m
efficiency 0,5
gain 63,8 dBi
T_sys 140 K
G/T 42,4 dB/K
Eb/No limit 1,5 dB Turbocode, Rate 1/2, 8920 bit block size
EIRP S/C 92,9 dBm

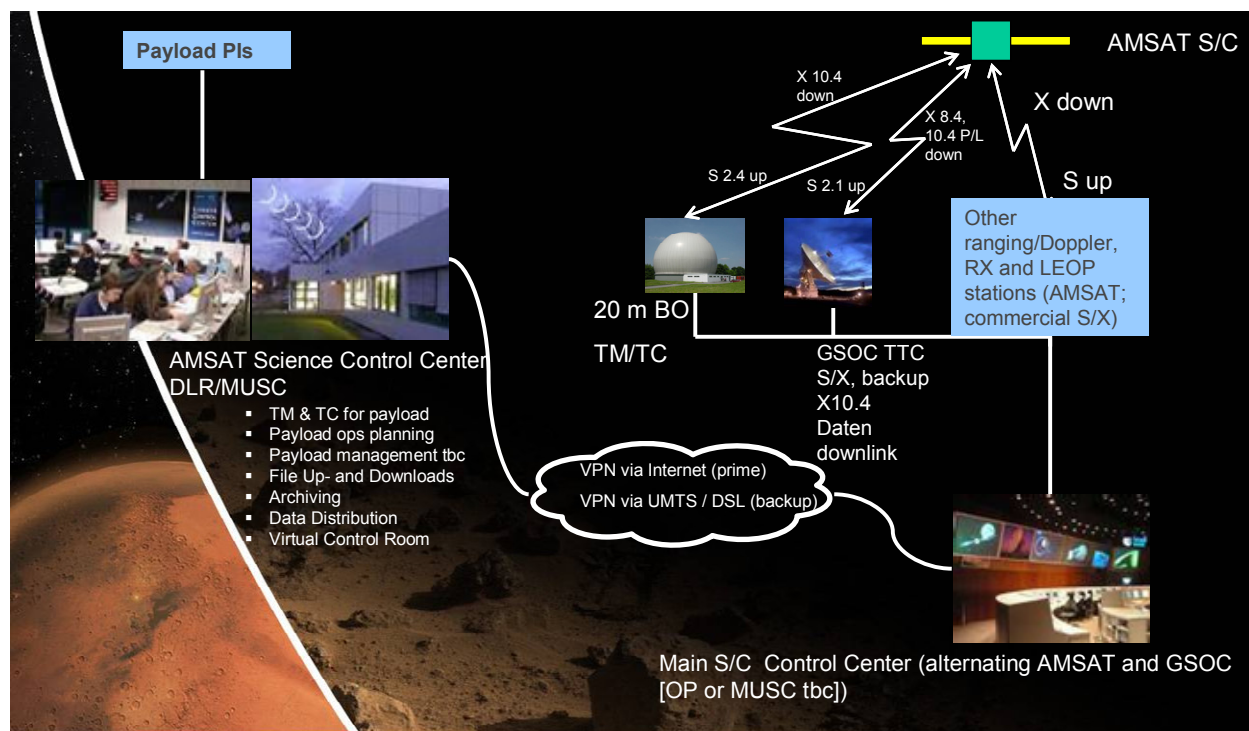


Abbildung 76: Konzept für DLR-AMSAT Groundsegment

- Science Daten downlink über X-band: Primär AMSAT, backup DLR X-Empfang über 10,4-10,5 GHz mit vertretbarem Aufwand möglich (30 m Antenne WHM)
- Missionsanalyse, Flugdynamik: Kooperation AMSAT/ DLR (RB und/oder RY) mit unterschiedlichen tools, Ergebnisse müssen übereinstimmen. Hoher Aufwand! Operationelle Flugdynamik muß am GSOC aufgebaut werden (Personaleinsatz!)
- Payload ops planning, Science operations center baseline DLR-MUSC. Payload-Kommandos werden vom jeweiligen verantwortlichen Kontrollzentrum auf Vereinbarkeit mit Ressourcen kontrolliert (d.h. Betreiber der Plattform hat das letzte Wort bzgl. Ausführung von P/L-Kommandos). PI hat interface nur zu MUSC, nicht direkt zu GSOC oder AMSAT. P/L Daten werden von MUSC gesammelt, depacketized, archiviert, verteilt.
- Bodenstationen f. LEOP: Primär DLR über X-Band fähige Bodenstationen (3-5); backup AMSAT RX Groundstations: viele Amateurfunkstationen weltweit; AMSAT TX Groundstations (nur kleine Ausrüstung notwendig): wenige erfahrene Stationen (<5) ueber die Erde verteilt.
- Interface DLR-AMSAT für Betrieb frühzeitig und genau festzulegen!

3.2.12 Power

Anforderungen und Annahmen

Prämisse ist es, aus Kostengründen möglichst viel bei der AMSAT bekannte bzw. vorhandene Technologie wiederzuverwenden.

Es wurden folgende Annahmen getroffen:

- Das Subsystem „Power“ muß das Raumfahrzeug auf dem Flug zum Mars und im Marsorbit mit Energie versorgen. Der Marsorbit dauert in der gewählten Bahn 820 Minuten, die Eklipsen maximal 163 Minuten.
- Im Marsorbit soll im Normalbetrieb mindestens die Kommunikationsnutzlast ausschließlich vom Solargenerator versorgt werden. Die Batterien dienen nur zum Überbrücken von Eklipsen bzw. von Experiment-Phasen, bei denen das Raumfahrzeug von der Sonne abgewandt ist.
- Die erforderliche Leistung im Normalbetrieb beträgt ca. 230 W, während der Eklipsen bzw. während der Experimente ca. 90 W.
- Der Sonnenwinkel wird mit durchschnittlich 45° angenommen
- Die Solarkonstante am Mars ist 622 W/m²
- Die Missionsdauer beträgt 2 Jahre am Mars plus ca. 1 Jahr Transferzeit bis zum Mars.
- Bei den BCRs kommt AMSAT-Technologie zum Einsatz. Die Eigenverluste sind vernachlässigbar gering.

Optionen und Vergleiche

In der Studie wurde die Eignung verschiedener Solargeneratortypen und Batterietypen untersucht:

Solargenerator:

- Silizium-Solargenerator: Die bedingt durch die Außenflächen des Raumfahrzeugs zur Verfügung stehende Fläche reicht nicht aus, um die o.a. Anforderungen mit einem Solargenerator aus Silizium-Solarzellen zu erfüllen.
- GaAs-Triple-Junction-Solargenerator: Wirkungsgrad 26%, $dP/dT = -0.2\%/^{\circ}C$, Degradation 1%/Jahr. Bereits heute sind GaAs-Zellen mit Wirkungsgrad 28% angekündigt, bis zur Mission wird sich dieser Wert wahrscheinlich nach oben entwickeln. Der GaAs-Solargenerator kann grundsätzlich die o.a. Anforderungen erfüllen. Nachteil: GaAs-Zellen sind deutlich teurer als Si-Zellen.

- Während der Studie stellte sich heraus, dass die sechs zur Verfügung stehenden Solarpanels auch bei Verwendung von effektiveren GaAs-Solarzellen nur sehr wenig Reserven für den Missionsbetrieb bieten werden. Es wurde daher zusätzlich die Möglichkeit untersucht, zwei weitere Solarpanels anzubringen. Die hierfür erforderlichen Mechanismen wurden bereits bei der Studie zu P5-Moon untersucht, sie werden hier sehr ähnlich sein. Die Kräfte auf die Mechanismen sind kleiner als bei P5-Moon.
- Während der Cruise-Phase zum Mars muss aus thermischen Gründen eine Konfigurationsänderung des Raumfahrzeugs vorgenommen werden. Zumindest ein Teil dieser Konfigurationsänderung könnte über das Ausschwenken der Solarpanels erreicht werden. Dies könnte auch in zwei Schritten zu je 3 Solarpanels erfolgen. Der Zeitpunkt für das Ausschwenken muss auch mit dem Subsystem „Thermal“ abgestimmt werden. Es ist hier zu erwarten, dass dies kompatibel mit den Anforderungen an das Kommunikations-Subsystem ist: In Erdnähe, wenn die Solarpanels noch angeklappt sind, wird nur wenig Sendeleistung bzw. Eingangsleistung benötigt und die Solarpanels können an die Außenseite des Raumfahrzeugs angeschwenkt bleiben, im Marsorbit wird die volle Sendeleistung bzw. Eingangsleistung benötigt, hier müssen die Solarpanels ausgeklappt sein.

Batterien:

- NiMH-Batterien: Die Masse einer NiMH-Batterie sprengt das Massenbudget.
- Lilon-Batterien: Die Energiedichte von Lilon-Batterien ist deutlich höher, die Systemeffizienz ist höher und die Entladetiefe kann höher sein. Nachteile:
 - deutliche Einschränkungen in der zulässigen Betriebstemperatur
 - deutlich teurer als NiMH-Zellen

Für das GNC-Subsystem, speziell für den Typ der verwendeten Drallräder, gilt das während der Studie für die P5-Moon Erarbeitete. Die Drallräder werden sich bei der P5-Mars nicht wesentlich ändern.

Das Power-Subsystem, d.h. Batterien, Solargenerator und BCRs, wiegt bei Verwendung von NiMH-Batterien ca. 110 kg, bei Verwendung von Lilon-Batterien ca. 51 kg, jeweils inkl. 10% Margin und 20% Gesamt-Margin.

Baseline Design

Es wurden folgende Leistungsaufnahmen berücksichtigt:

Tabelle 40: Leistungsanforderungen der Subsysteme in den verschiedenen Modi

ELEMENT 1			Mode 1	Mode 2	Mode 3	Mode 4	Mode 5	Mode 6	Mode 7	Mode 8	Mode 9	Mode 10
			Launch	GTO	MEGA	Cruise	MidCMan	MOI	SoIEcl	SoIView	Comm	Safe
Unit name	Quantity	Ppeak (W)	Pav (W)	Pav (W)	Pav (W)	Pav (W)	Pav (W)	Pav (W)	Pav (W)	Pav (W)	Pav (W)	Pav (W)
Power			3,0	3,0	3,0	3,0	3,0	3,0	3,0	3,0	3,0	3,0
Thermal			0,0	0,0	0,0	0,0	1,6	0,0	1,6	0,0	0,0	1,6
AOCS			0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Communication			0,0	47,5	47,0	157,5	33,0	79,5	19,5	35,0	159,0	79,5
Propulsion			0,0	0,0	0,0	0,0	2,3	27,7	0,0	0,0	0,0	0,0
Data Handling			3,2	6,1	3,2	6,1	3,2	3,2	6,1	6,1	6,1	3,2
Life Support			0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Mechanisms			0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
GNC			0,0	58,2	53,7	51,5	53,7	51,5	62,7	54,7	58,2	51,5
Descent & Landing			0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Pyrotechnics			0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Instruments			0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	4,0	0,0	0,0
System power consumption (W)		553,0	6,2	114,9	106,9	218,1	96,8	164,9	92,9	102,8	226,3	138,8
System energy consumption (J)			3,7E+03	5,5E+08	6,6E+08	3,8E+09	5,8E+04	2,0E+05	9,1E+05	4,1E+06	8,9E+06	6,8E+06
System energy consumption (Wh)			1,0	n/a	n/a	n/a	16,1	55,0	252,4	1125,7	2478,0	1896,3
Mode duration (min)			10	80352	102528	292320	10	20	163	657	657	820

Da die Anforderungen an den Solargenerator nicht mit Silizium-Solarzellen erfüllt werden können, werden als Baseline GaAs-Triple-Junction-Solarzellen angenommen. Da die Leistung des Solargenerators bei sechs zur Verfügung stehenden Panels möglicherweise nicht genügend Reserven bieten, gibt es zwei Optionen:

- 6 GaAs-Solarpanels
- 8 GaAs-Solarpanels (aus Gründen der Massensymmetrie)

Da NiMH-Batterien das Massenbudget sprengen, werden als Baseline Lilon-Batterien angenommen. Es muß noch untersucht werden, ob es sinnvoller ist, eine kleine Anzahl Zellen mit großer Kapazität oder eine größere Anzahl Zellen mit kleinerer Kapazität zu verwenden. Da der Failure Mode von Lilon-Batterien "offen" (im Gegensatz zu "Kurzschluß") ist, könnte bei Verwendung einer größeren Anzahl kleinerer Zellen ein dynamisches Redundanzkonzept erarbeitet werden, das die Masse für die Batterien noch einmal reduzieren kann. Dazu sind auch Laborversuche erforderlich.

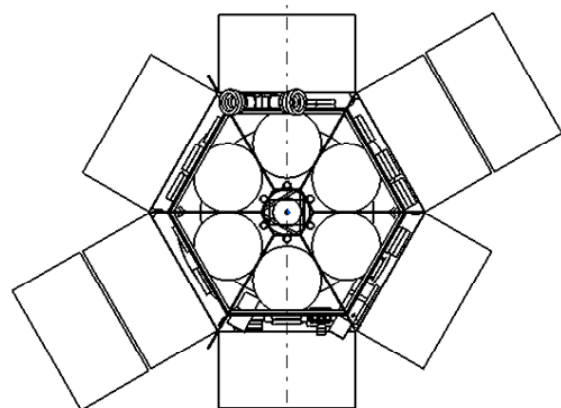


Abbildung 77: Anordnung der Option mit 8 Solarpaneelen

Für die Akkomodation wurden zunächst 6 Zellen vom Typ SAFT VL 48 E angenommen. Bei Verwendung einer größeren Anzahl kleinerer Zellen sind bei der Akkomodation keine Schwierigkeiten zu erwarten.

Als Baseline werden AMSAT-BCRs angenommen.

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden befinden sich die Listen der verwendeten Komponenten bezüglich Masse:

Tabelle 41: *Power Equipment Massenbudget*

Element 1	DLR-AMSAT P5_Mars		MASS [kg]				
	Unit	Unit Name	Quantity	Mass per quantity excl. margin	Maturity Level	Margin	Total Mass incl. margin
		Click on button above to insert new unit					
1		Solar arrays	6	4,0	To be modified	10	26,4
2		Battery (rechargeable, 50% red.)	6	1,35	To be modified	10	8,91
3		BCR	3	5,0	To be modified	10	16,5
-		Click on button below to insert new unit		0,0	To be developed	20	0,0
SUBSYSTEM TOTAL			3	47,1		10,0	51,8

Der Eigenbedarf des Power-Subsystems ist (erste Zeile Tabelle 40)abhängig von der benötigten Leistung der restlichen Subsysteme. Zum Eigenbedarf gehören auch die Leistungsverluste im Kabelbaum. Der Gesamt-Eigenbedarf sollte in der untersuchten Konfiguration unter 5 Watt liegen.

3.2.13 GNC

Anforderungen und Annahmen

- Start Orbit: Ariane 5 in GTO, 2018
- Mars Orbit: 450 x 20500 km, Inklination -10 deg
- Hauptantenne ist zur Erde gerichtet
- Die Nutzlastinstrumente sind zum Mars oder zu den Marsmonden Deimos und Phobos ausgerichtet
- DLR-AMSAT P5 Mars wird mit einem aktiven 3-Achsen-Attitude-Contol System stabilisiert und kontrolliert
- Die Lageregeung erfolgt mittels Reaktionsrädern und Schubdüsen
- Die Lagebestimmung wird mit Sonnen- und Sternsensoren gewährleistet
- Initialmasse = 950 kg, Mars Orbit Masse < 350 kg (Trockenmasse)
- Anfängliches Trägheitsmoment (Moment of Inertia (MOI)) = 480 kg m² um die z-Achse und 270 kg m² um die x- und y-Achsen.
- MOI im Mars Orbit = 175 kg m² um die z-Achse und 105 kg m² um die x- und y-Achsen.
- Attitude Pointing Error (APE) < 0,2 deg
- Attitude Measurement Error (AME) < 0,05 deg
- Rate Pointing Error (RPE) < 0,05 deg/sec

Optionen und Vergleiche

- 3-Achsen oder Spin stabilisiert? → 3-Achsen Stabilisierung ist die bessere Lösung aufgrund des geringeren Treibstoffbedarfs im Vergleich zum Entspinnen des Satelliten und Ausrichten der Spinachse.
- Drei Reaktionsräder plus ein weiteres zur Redundanz werden für die Lageregelung benötigt. Deren verhältnismäßig hoher Energieverbrauch ist kaum zu vermeiden.
- Zum Entladen der Räder und für akurate Lagekontrolle werden zusätzlich Thrusters benötigt.
- Die Kombination aus Sternen- und Sonnensensor, sowie Gyro Rate Messungen wird für den Lagebestimmungsprozess verwendet.
- Lageregelung und Kontrolle wird benötigt für:
 - Manöver zur Korrektur der Trajektorie
 - Orientierung des Satelliten mit seiner Hauptantenne zur Erde für den Daten-down-/uplink
 - Drehmanöver zur Nachführung der wissenschaftlichen Nutzlast zur Gewährleistung der geforderten Messungen

Baseline Design

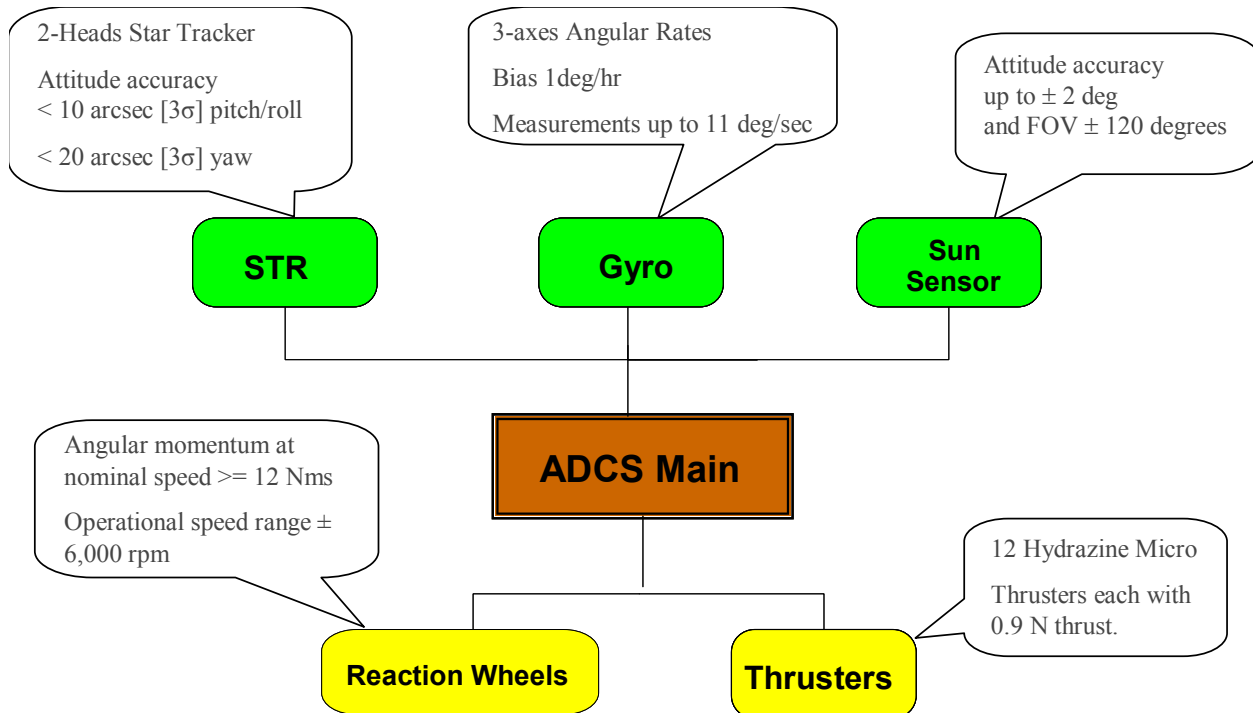


Abbildung 78: Auslegung des GNC-Systems

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden befindet sich die Liste der verwendeten Komponenten inklusive Massenangaben:

Tabelle 42: GNC Equipment Massen-Budget

Element 1	Unit Name	Quantity	MASS [kg]			
			Mass per quantity excl. margin	Maturity Level	Margin	Total Mass incl. margin
1	Star tracker (HYDRA) Optical Head	2	0,800	To be modified	10	1,8
2	Sun sensor (CSS) Heads	6	0,20	To be modified	10	1,3
3	Sun Sensor (CSS) Electronics	1	0,300	To be modified	10	0,3
4	Reaction wheels (RSI 12)	3	4,900	To be modified	10	16,2
7	IMU (LN-200)	1	1,600	Fully developed	5	1,7
8	Star tracker (HYDRA) Baffle	2	0,600	To be modified	10	1,3
9	Star tracker (HYDRA) Electrical Unit	1	1,300	Fully developed	5	1,4
10	Reaction wheels (RSI 12) Redundancy	1	4,900	To be modified	10	5,4
-	Click on button below to insert new unit		0,0	To be developed	20	0,0
SUBSYSTEM TOTAL		8	26,8		9,5	29,3

3.2.14 Propulsion

In diesem Kapitel werden das Antriebssystem und die Lageregelungstriebwerke vorgestellt. Die betrachteten Komponenten sind Triebwerke, Tanks, Rohre, Ventile etc.

Das Arbeitspaket hat drei Bestandteile:

- Das Haupttriebwerk
- Die Lageregelungstriebwerke
- Die Treibstofftanks und das Bedruckungssysteme

Anforderungen und Annahmen

Das Haupttriebwerk soll die Phasingmanöver, die MEGA Manöver und den Einschuss in die Marsumlaufbahn vornehmen können. Das Haupttriebwerk soll also mehrere Male zündbar sein und ein Gesamt- Δv von mindestens 2660 m/s aufbringen. Details sind in Tabelle 43 wiedergegeben. Außerdem werden Triebwerke zur Lageregelung benötigt. Verschiedene Triebwerk-Typen können dafür genutzt werden, jedoch sollte die Masse des Propulsionsystems so klein wie möglich sein, um eine geringe Gesamtmasse des Raumschiffes erreichen zu können. Wegen des großen Δv -Bedarfs ist das Propulsionssystem der Hauptmassentreiber.

Ein Gesamt-Impuls zur Lageregelung um 19875 N s wurde für die ganze Mission berechnet. Details sind in Tabelle 44 aufgeschlüsselt.

Die Rechnungen stützen sich auf eine Trockenmasse mit Systemsmargin aber ohne Propulsionsystem von 235,6 kg.

Tabelle 43: *Details der Manöver*

Manöver	Δv [m/s]	Bemerkung
Einphasen 1	392,2	
Einphasen 2	223,9	
MEGA Apogäumerhebung	131,3	
MEGA Mond Apogäummanöver	270	Zwischen 73,5 m/s und 270 m/s
MEGA angetrieben Swing-by	410	
Midcourse Manöver	36,9	
Marsumlaufbahneinflug	915,8	
Niedriger Mars Periapsis	0,03	
Niedriger Mars Apoapsis	280,3	
Total	2660,43	

Tabelle 44: Details der Manöver für die Gesamtmission

GNC Manöver	Impuls [N.s]
Spin up	225
Spin down	150
Reaction wheel off-load	17000
Attitude control	2500
Total	19875

Optionen und Vergleiche

Für das Haupttriebwerk wurde im Gegensatz zur DLR-AMSAT Moon Studie das S400-15 Modell von EADS Astrium gewählt. Das S400-12 Modell hat einen Isp von 316,5 s für einen Schub von 400 N, während das S400-15 Modell ein Isp von mehr als 319 s erreicht (Abbildung 79). Die Treibstoffmasse wurde mit einer 5 % Margin auf den Δv -Bedarf für den Transfer berechnet. Außerdem wurden zusätzlich 5% der gesamten Treibstoffmasse als nicht benutzbare Treibstoffmasse vorgesehen. Sie entsprechen der Masse, die in den Rohren und Tanks am Ende der Mission verbleiben. Ein Vergleich zwischen den zwei Antrieben ist in Tabelle 45 gezeigt. Der Unterschied der Startmassen beträgt 8 kg.

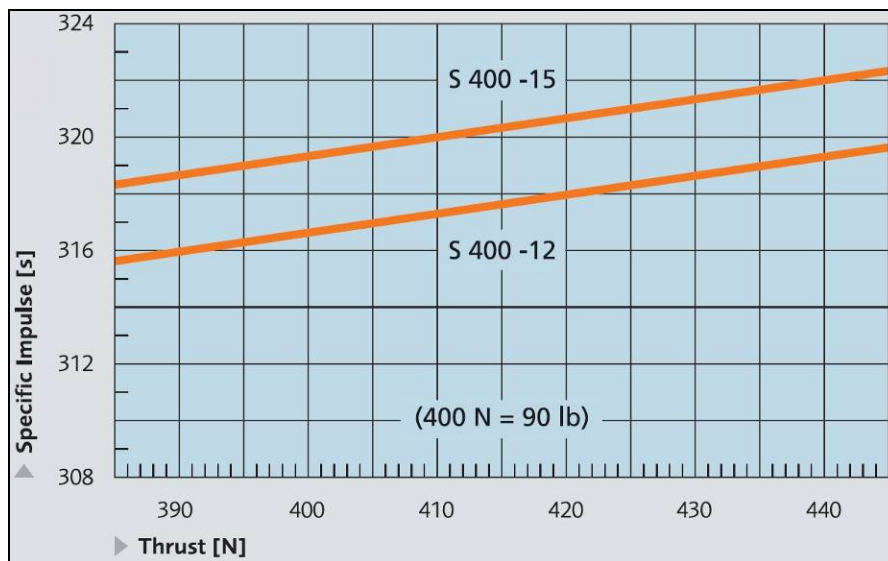


Abbildung 79: Isp über Schub für S400 Antriebe (Astrium)

Tabelle 45: Haupttriebwerksvergleich

	S400-12	S400-15
Isp (400 N) [s]	316,5	319
Treibstoffmasse mit Margin [kg]	588,7	580,5
Antriebsmasse [kg]	3,6	4,3
Startmasse [kg]	944	936

Bezüglich der Triebwerke zur Lageregelung hat man drei Möglichkeiten:

- Kalt-Gas Triebwerke
- Einstofftriebwerke
- Zweistofftriebwerke

In der DLR-AMSAT Moon Studie, in der die Masse nicht extrem kritisch war, war ein Kalt-Gas System ausgewählt worden. Da diese Lösung jedoch die schwerste ist, ist sie für die Marsmission nicht die beste. Tatsächlich ist der spezifische Impuls von Kalt-Gas viel niedriger als derjenige von Einstoff oder Zweistoff (Tabelle 46). Außerdem werden für die Lageregelung mittels Kalt-Gas als Treibstoff zwei unterschiedliche Antriebssysteme im Raumfahrzeug benötigt: Tanks, Rohre, Ventile, etc. Hingegen für Einstoff oder Zweistoff ist es möglich ein so genanntes „Unified Propulsion System“ in die Tat umzusetzen. Es bedeutet, dass für die Triebwerke zur Lageregelung, dieselben Tanks und zum Teil dieselben Rohre und Ventile wie für das Haupttriebwerk verwendet werden können. Das ganze System ist nicht viel komplexer als ein System nur für das Haupttriebwerk und es ist viel leichter als zwei verschiedene Antriebssysteme. Die Einstofftriebwerke nutzen nur MMH, die Zweistofftriebwerke nutzen MMH und MON. Die Verwendung der Haupttriebwerkstanks für die Lageregelungstriebwerke erlaubt eine Reduktion der Gesamt-Tankmasse. Für ein gegebenes Volumen ist ein großer Tank leichter als zwei kleine.

Da dasselbe Tankmodell für MMH und MON genutzt wird, wird für jede Option das Mischungsverhältnis so angepasst, dass ein gleiches Volumen für MMH und MON gebraucht wird. Als Folge daraus ist der Antriebseintrittsdruck leicht geändert, wie es in Abbildung 80 gezeigt wird.

Die Rechnungen für die Kalt-Gas Option wurden mit einem einzelnen Kalt-Gas Tank gemacht. In diesem Tank wird N₂ unter 400 bar eingelagert. Am Ende der Mission muss der Druck mindestens 15 bar betragen, damit die Lageregelungstriebwerke funktionieren können.

Tabelle 46 zeigt den Vergleich zwischen den verschiedenen Optionen. Das Kaltgassystem ist viel schwerer als die zwei anderen Systeme. Zwei Hauptgründe können dieses Ergebnis erklären: die Treibstoffmasse und die Tankmasse. Wegen seines schlechten Isp ist die Stickstoffmasse ungefähr drei Mal größer als die MMH-Masse der Einstoffoption. Außer-

dem wird für die Lagerung von ca. 30 kg Stickstoff unter 400 bar ein Tankvolumen von 85 Litern benötigt. Mit 10% Margin sind sogar 93,5 Liter. In dem optimistischen Fall, in dem nur ein Tank verwendet würde, wöge der Stickstoffstank ca. 63,5 kg. Um diese zusätzliche Masse mitzunehmen wird wiederum mehr Treibstoff für das Haupttriebwerk gebraucht. Schließlich um dieselbe Nutzlast (ohne Antriebssystem) mitzunehmen, ist die Kaltgasoption fast 300 kg schwerer als die zwei anderen am Anfang der Mission.

Die Einstoff- und Zweistoffoptionen sind vergleichbar. Es gibt fast keinen Massenunterschied, da die Trockenmasse des Zweistoff-System zwar ein bisschen schwerer ist, der bessere Isp dies jedoch wieder ausgleicht. Die Einstoffoption mit MMH und MMH/NTO für das Haupttriebwerk wurde bereits bei Mars Global Surveyor genutzt. Eine Lösung mit MON anstatt NTO ist ähnlich. Bezüglich der Zweistoffoption hat Astrium schon ein ganzes Unified Propulsion System entwickelt. Dieses Systems ist für die Verwendung in Kommunikationssatelliten ausgelegt, in denen größere Lageregelungstriebwerke benutzt werden. Es sollte möglich sein, diese Triebwerke durch kleinere auszutauschen. Der Vorteil dieses System im Vergleich zum Einstoffsystem ist seine Verfügbarkeit in Europa. Nachteil ist eine etwas größere Komplexität.

Die Verwendung von MMH und MON für das Lageregelungssystem stellt keine zusätzlichen Sicherheitsanforderungen dar, da diese Treibstoffe bereits für das Haupttriebwerk betankt werden müssen.

Tabelle 46: Lageregelungstriebwerksvergleich

	Kalt-Gas	Einstoff	Zweistoff
Treibstoff zur Lageregelung	N2	MMH	MON/MMH
Vakuum Isp [s]	68	220	285
Treibstoffmasse zur Lageregelung [kg]	29,8	9,2	7,1
Trockenmasse ohne Propulsionssystem (mit Systemmargin) [kg]	235,6	235,6	235,6
Propulsionssystemmasse [kg]	211,3	92,1	93,8
Treibstoffsmasse [kg]	737,9	590,1	587,2
Startmasse [kg]	1227	936	935

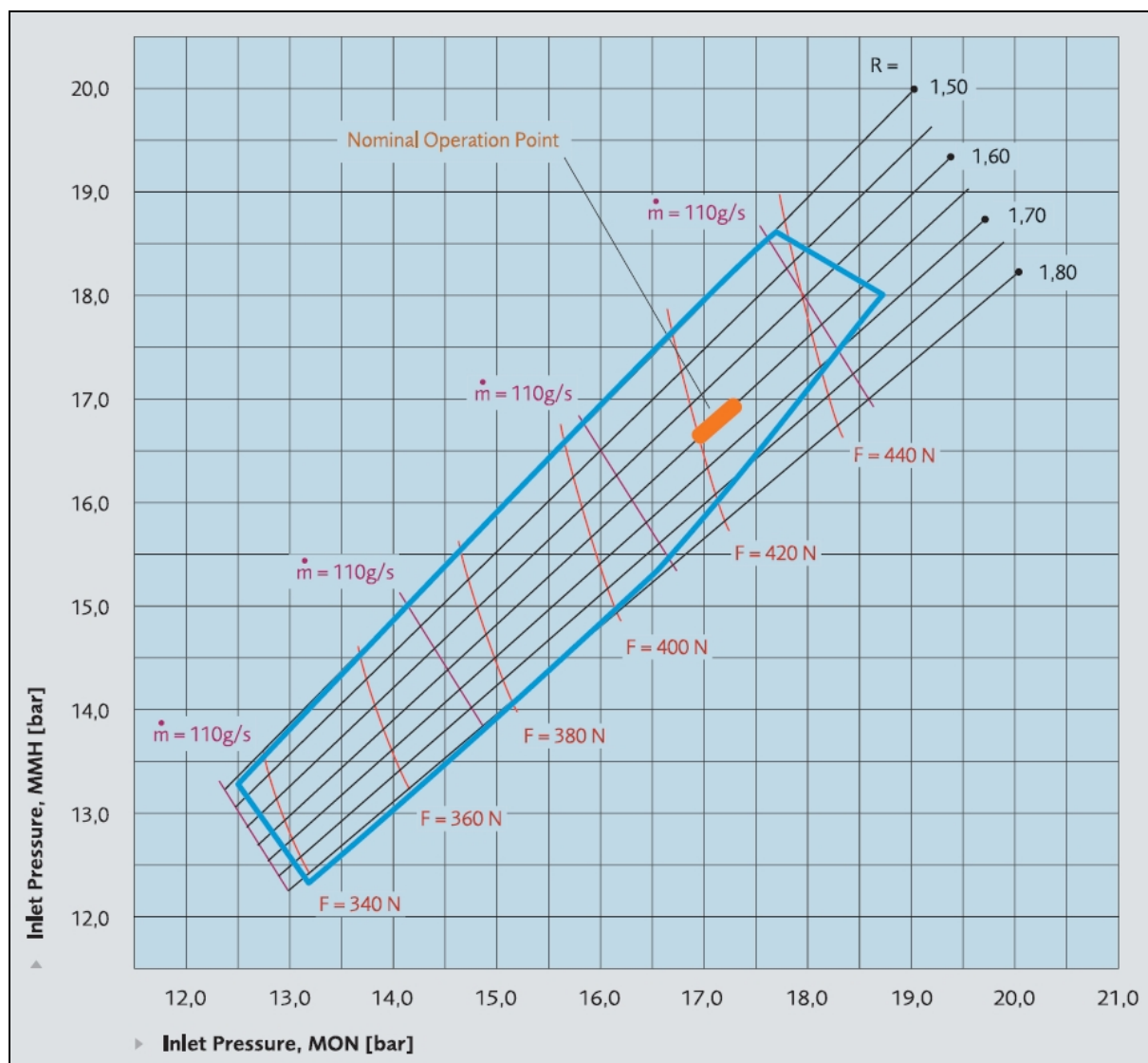


Abbildung 80: Mischungsverhältnis und Eintrittsdruck für S400-15 (Astrium)

In dieser Studie wurden MON und MMH als Treibstoff gewählt. Für den Brennstoff sind Hydrazin, MMH und UDMH möglich. Tabelle 47 zeigt die Dichte und der Erstarrungspunkt diesen Brennstoff. Je größer die Dichte, desto kleiner die Tanks. Also Hydrazin scheint das beste Brennstoff, aber sein Erstarrungspunkt ist sehr hoch. Somit ist die Thermalsteuerung komplexer und die Triebwerkskühlung schwerer, weil Hydrazin nicht sehr stabil unter hohe Temperatur ist. UDMH und MMH haben niedrigere Erstarrungspunkte und sind mehr effektiv für die Triebwerkskühlung. Da MMH eine höhere Dichte als UDMH hat, war MMH gewählt. Man kann bemerken, dass meistens Einstofftriebwerk Hydrazin nützen. Aber wie für Mars Global Surveyor kann man auch MMH nützen. Für das Oxydationsmittel sind N_2O_4 und MON verfügbar, ihren Dichten werden in Tabelle 48 gezeigt. N_2O_4 hat eine höhere Dichte als MON, aber es ist auch viel mehr korrosiv für ein Titaniumtank. Also wurde MON gewählt.

Tabelle 47: Brennstoffeigenschaften

	Hydrazin	MMH	UDMH
Dichte [kg/dm ³]	1,008	0,880	0,793
Erstarrungspunkt [°C]	2	-52	-57

Tabelle 48: Oxydationsmitteldichten

	N2O4	MON
Dichte [kg/dm ³]	1,45	1,37

Baseline Design

In diesem Abschnitt werden das Haupttriebwerk, die Lageregelungstriebwerke, das Bedruckungssystem und die dazugehörigen Komponenten beschrieben.

Haupttriebwerk

Mehr als 60 Raumfahrzeuge wurden bereits mit den 400N-Triebwerken von Astrium ausgerüstet. Damit gehört es zu den meistgenutzten Triebwerken auf dem Markt.



- Masse $m = 4,3 \text{ kg}$
- Länge $l = 669 \text{ mm}$
- Schub: 400 N
- Spezifischer Impuls: 319 s
- Brennkammerdruck: 10 bar
- MON Eintrittsdruck: 15,9 bar
- MMH Eintrittsdruck: 15,9 bar
- Mischungsverhältnis: 1,62
- Gesamte Brenndauer max. 8,5 h
- Einzelne Brenndauer max. 1,85 h
- Maximal 135 Zündungen

Abbildung 81: S400-15 Triebwerk von Astrium

Abbildung 81 zeigt das S400-15 Triebwerk. Die Hauptleistungen des Triebwerks für die DLR-AMSAT P5 Mars Mission sind daneben aufgelistet. Ein Schub von 400 N wurde gewählt, weil die Bahnrechnungen basierend auf vergangenen AMSAT-Satelliten mit diesem Wert gemacht wurden. Nach Abbildung 79 ist es möglich einen höheren Isp für ei-

nen höheren Schub zu bekommen. Es bedeutet gleichzeitig nach Abbildung 80, dass die Treibstoffdrücke höhere sein müssen. Infolge müssen die Tanks stärker und schwerer sein. Am Ende bleibt kein Vorteil darin, einen höheren Schub zu nutzen.

Lageregelungstriebwerke

Es werden 12 Lageregelungstriebwerke mit einem Schub von ca. 1 N benötigt. Für Mars Global Surveyor betrug der maximal Schub der Triebwerke 4,45 N. Für DLR-AMSAT P5 Mars werden kleinere Triebwerke wie z.B. das 1 N Einstofftriebwerk von Astrium (Abbildung 82) verwendet. Rechts neben dem Triebwerk sind die Haupteigenschaften aufgelistet. Der Eintrittsdruck wurde so gewählt, dass er dem des Haupttriebwerks entspricht.



Masse $m = 0,29$ kg

Länge $l = 172$ mm

Schub: 1 N

Spezifischer Impuls: 220 s

Eintrittsdruck: 15,9 bar

Minimum Impulsbit: 0,01 to 0,043 N

Elektrischer Leistungsbedarf: 13 to 16 W

Einzelne Brenndauer max. 12 h

Maximal 59000 Zyklen

Abbildung 82: 1 N Einstofftriebwerk von Astrium

Treibstofftanks

Während der ganzen Mission muss das Haupttriebwerk ein Δv von ca. 2660 m/s aufbringen. Mit einer 5%-Margin auf diesem Δv wird insgesamt ein Δv von ca. 2793 m/s benötigt. Zusätzlich sind ca. 9,2 kg MMH für die Lageregelung vorgesehen. Mit weiteren 5%-Aufschlag auf die Treibstoffmasse aufgrund von Treibstoffresten in den Tanks und Leitungen ergibt sich eine Treibstoffmasse von insgesamt 590,1 kg. Davon sind 358,9 kg MON und 231,2 kg MMH. Das Mischungsverhältnis wurde so gewählt, dass die Volumina von MON und MMH gleich sind. Aufgrund der Form des Satelliten, werden die Treibstoffe in sechs Kugeltanks eingelagert. Jeder Tank hat ein Volumen von etwa 93,7 L inklusive 7% des Volumens für den Tankleerraum. Die Tankmasse inklusive Sicherheitsfaktor wurde auf ungefähr 6,2 kg bei einem Treibstoffdruck von 15,9 bar abgeschätzt. Die Tanks sollen aus einer Titanlegierungen (Ti 6Al-4V) hergestellt werden.

Heliumtank

Zur Bedruckung des Antriebssystems wird Helium verwendet. Dieses wird bei 400 bar gelagert, um jederzeit einen Druck von 15,9 bar gewährleisten zu können. Die Masse des Heliums beträgt 1,4 kg und der Kugeltank hat ein Volumen von etwa 28,4 L inklusive Margin. Die Masse dieses Tanks aus Titanium Ti 6Al-4V liegt bei ungefähr 21,2 kg inklusive Sicherheitsfaktor. Er wird in der Mitte des Satelliten positioniert.

Rohrleitungsplan

Abbildung 83 zeigt den Rohrleitungsplan für das gesamte Propulsionssystem. Jeder Tank besitzt ein Befüllungs- und Entlüftungsventil. Ventile trennen unterschiedliche Teile des Rohrsystems voneinander, Rückschlagventile (check valves) verhindern den Rückfluss, sollte es zu Druckschwankungen kommen. Der Druckregulator sorgt für einen konstanten Druck von 15,9 bar im Tank und Drucksensoren messen den Druck an verschiedenen Stellen des Systems.

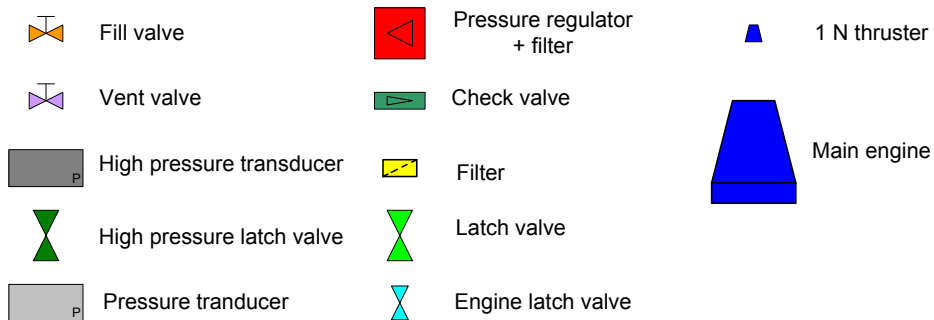
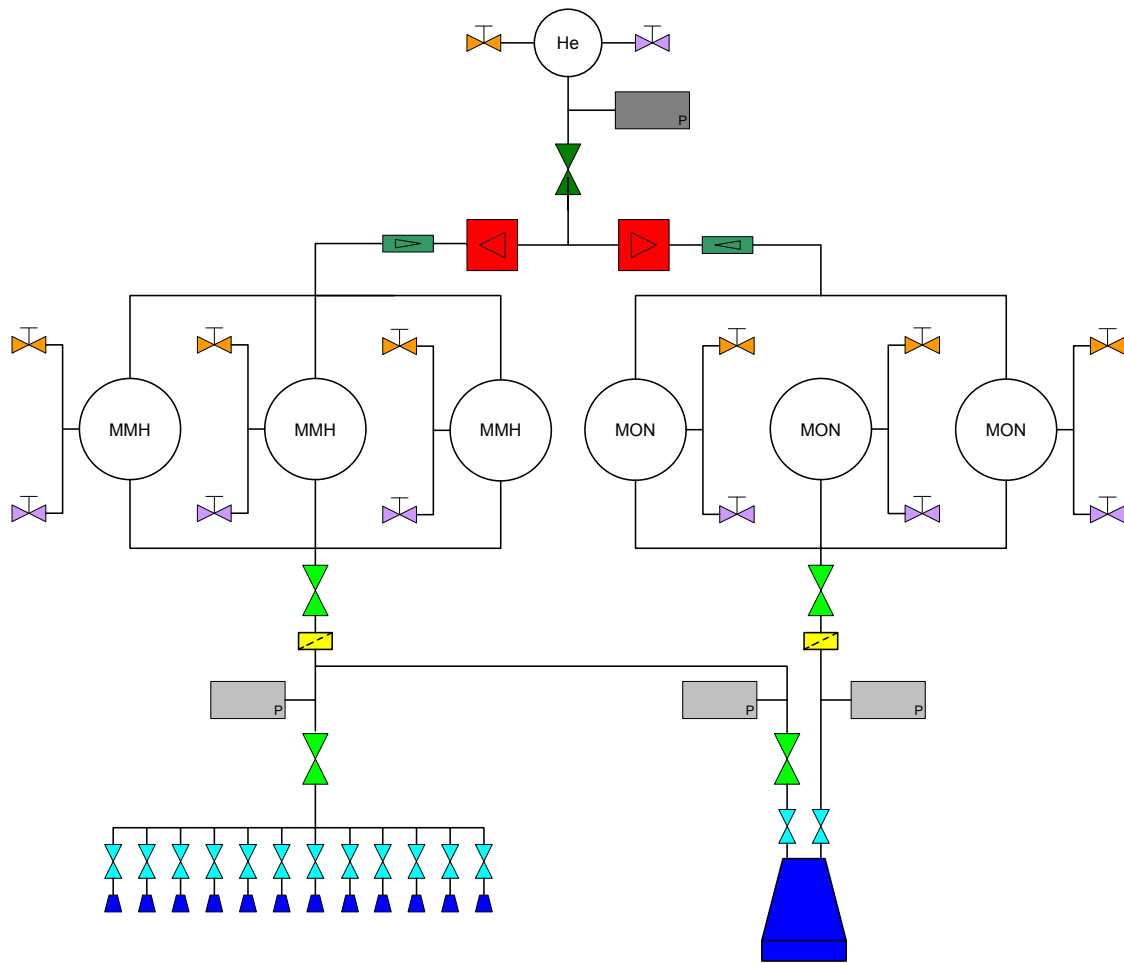


Abbildung 83: Rohrleitungsplan

Liste des verwendeten Subsystemkomponenten

In Tabelle 50 ist die Liste der verwendeten Komponenten bezüglich Masse aufgezeigt. Die meisten Komponenten existieren bereits als Fertigteile, jedoch die Tanks und die Rohre müssen entwickelt werden. Daher beträgt die Margin für diese Komponenten sowie für das Helium 20% und nicht 5% wie für schon entwickelt Komponenten.

Tabelle 49 listet die verwendeten Komponenten bezüglich Leistungsbedarf auf. Der Spitzenleistungsbedarf kann 244 W während einigen Phasen erreichen. Dieser Leistungsbedarf wird jedoch nur für eine sehr kurze Zeit erreicht. Die Ventile brauchen zum Beispiel kürzer als 0,1 s, um sich zu öffnen oder zu schließen. Man kann auch erkennen, dass der prozentuale Verbrauch der Propulsionkomponenten abgesehen von der MOI Phase (Marsumlaufbahneinflug) sehr gering ist. Das liegt daran, dass die verschiedenen Missions-Phasen sehr lang sind, aber die Triebwerke nur ein paar Sekunden betrieben werden.

Tabelle 49: Propulsion Equipment Power-Budget

Element 1	DLR-AMSAT P5_Mars		P _{PEAK} AND POWER SPECIFICATION PER MODE										
	Unit Name	Quantity	Ppeak	GTO		MEGA		MidCMan		MOI		SolView	
				Pon	Dc %	Pon	Dc %	Pon	Dc %	Pon	Dc %	Pon	Dc
1	Main Engine	1	35,0	35,0	1,8E-02	35,0	1,5E-02	35,0	6,4	35,0	76,2	0,0	0,0E+00
2	Pipes	1	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
3	fill valve He	1	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
4	vent valves He	1	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
5	high pressure transducer	1	1,0	1,0	2,3E-02	1,0	1,5E-02	1,0	6,4	1,0	88,7	1,0	2,5E-03
6	high pressure latch valve	1	20,0	20,0	4,1E-05	20,0	4,9E-05	20,0	0,2	20,0	0,8	20,0	3,9E-02
7	pressure regulator	2	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
8	check valves	2	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
9	fill valve fuel	3	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
10	vent valve fuel	3	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
11	fill valve ox	3	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
12	vent valve ox	3	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
13	pressure transducer	3	0,8	0,8	2,3E-02	0,8	1,5E-02	0,8	6,4	0,8	88,7	0,8	3,9E-02
14	filter	2	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
15	helium (pressurized gas)	1	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
16	propellant tank	6	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
17	helium tank	1	0,0	0,0	1,8E-02	0,0	1,5E-02	0,0	6,4	0,0	76,2	0,0	0,0E+00
18	Monoprop thruster + valve	12	14,0	14,0	1,6E-03	14,0	1,5E-02	14,0	0,0	14,0	4,2	14,0	3,9E-02
19	pressure latch valve	4	5,0	5,0	4,1E-05	5,0	4,9E-05	5,0	0,2	5,0	0,8	5,0	2,5E-03
-	Click on button below to insert new unit												
SUBSYSTEM TOTAL		19	244,0	244,0		244,0		244,0		244,0		209,0	

3.2.15 Thermal

Anforderungen und Annahmen

- Re-use der AMSAT P3-D Hardwarekonfiguration so weit wie möglich
- Anpassung des Thermalsystems an die wissenschaftlichen Nutzlasten
 - hohe Leistungen bei OPTA und MARTIS
 - Temperaturstabilitätsanforderungen MARTIS, USO
- Gestaltung der Radiatorflächen, Auswahl der Radiatorbeschichtung und Anpassung an die Veränderungen in den Umwelteinflüssen zwischen Erd- und Marsorbit

Optionen und Vergleiche

- S/C Radiator ist "freie" Fläche des Satelliten, separate Radiatorfläche für einzelne Instrumente
- Radiatoren als spezielle Oberfläche, abgesetzt von der eigentlichen S/C-Struktur
- Art und Weise evtl. notwendiger Konfigurationsänderungen (über schaltbare Heatpipes, Louvres etc.)

Baseline Design

- Solarpanel auf der Rückseite mit Radiatorfarbe
- Wärmetransport im S/C mit umlaufenden Heat pipes (Durch den Einbau der geplanten Nutzlasten kann es zu Veränderungen in der bisherigen AMSAT Konfiguration des Satelliten kommen, die eine Überarbeitung des bisherigen Konzepts erfordern.)
- Temperatursensoren von S/C auch an den Instrumenten, zusätzlich interne Sensoren in der Payload

- Aktive Elemente (Heizer etc.) nur wo notwendig
- Auslegung auf Systemtemperatur 10°C (AMSAT Philosophie) unter Beachtung der Veränderung in den Umweltbedingungen zwischen Erde und Mars

Tabelle 50: Propulsion Equipment Massen-Budget

Element 1	Unit Name	Quantity	Mass per quantity excl. margin	Maturity Level	Margin	Total Mass incl. margin
	Click on button above to insert new unit					
1	Main Engine	1	4.300	Fully developed	5	4.5
2	Pipes	1	3.500	To be developed	20	4.2
3	fill valves He	1	0.070	Fully developed	5	0.1
4	vent valves He	1	0.070	Fully developed	5	0.1
5	high pressure transducer	1	0.220	Fully developed	5	0.2
6	High pressure latch valve	1	0.340	Fully developed	5	0.4
7	pressure regulator	2	1.100	Fully developed	5	2.3
8	check valves	2	0.136	Fully developed	5	0.3
9	fill valves fuel	3	0.070	Fully developed	5	0.2
10	vent valves fuel	3	0.070	Fully developed	5	0.2
11	fill valves ox	3	0.070	Fully developed	5	0.2
12	vent valves ox	3	0.070	Fully developed	5	0.2
13	pressure transducer	3	0.110	Fully developed	5	0.3
14	filter	2	1.000	Fully developed	5	2.1
15	Helium (Pressurized Gas)	1	1.427	To be developed	20	1.7
16	propellant tanks	6	6.171	To be developed	20	44.4
17	helium tank	1	21.231	To be developed	20	25.5
18	Monoprop thrusters + valve	12	0.290	Fully developed	5	3.7
19	Pressure Latch valve	4	0.340	Fully developed	5	1.4
-	Click on button below to insert new unit		0.0	To be developed	20	0.0
SUBSYSTEM TOTAL		19	78.7		17.0	92.1

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden befinden sich die Listen der verwendeten Komponenten bezüglich Masse und Leistungsbedarf:

Tabelle 51: Thermal Equipment Massen-Budget

Element 1	DLR-AMSAT P5_Mars	MASS [kg]				
Unit	Unit Name	Quantity	Mass per quantity excl. margin	Maturity Level	Margin	Total Mass incl. margin
	Click on button above to insert new unit					
1	Temperature sensors	30	0,01	Fully developed	5	0,3
2	Heat pipe	4	1,26	To be modified	10	5,5
3	S/C Radiator	2	0,20	To be developed	20	0,5
4	MLI	6	0,80	To be modified	10	5,3
5	Heat pipe Schaltung	2	0,50	To be modified	10	1,1
6	MARTIS Radiator	1	0,20	To be modified	10	0,2
7	Heater	2	0,02	Fully developed	5	0,0
8	MLI stand off	20	0,02	Fully developed	5	0,4
9	Radiator stand off	20	0,02	To be modified	10	0,4
-	Click on button below to insert new unit		0,00	To be developed	20	0,0
SUBSYSTEM TOTAL		9	12,6		10,0	13,8

Tabelle 52: Thermal Equipment Power-Budget

Element 1	DLR-AMSAT P5_Mars	P _{PEAK} AND POWER SPECIFICATION PER MODE							
Unit	Unit Name	Quantity	Ppeak	SolEcl			Safe		
	Click on button above to insert new unit			Pon (W)	Pstby(W)	Dc(%)	Pon (W)	Pstby(W)	Dc(%)
1	Temperature sensors	30	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
2	Heat pipe	4	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
3	S/C Radiator	2	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
4	MLI	6	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
5	Heat pipe Schaltung	2	4,0	4,0	0,0	20,0	4,0	0,0	20,0
6	MARTIS Radiator	1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
7	Heater	2	4,0	4,0	0,0	20,0	4,0	0,0	20,0
8	MLI stand off	20	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
9	Radiator stand off	20	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
-	Click on button below to insert new unit								
SUBSYSTEM TOTAL		9	16,0	16,0	0,0		16,0	0,0	

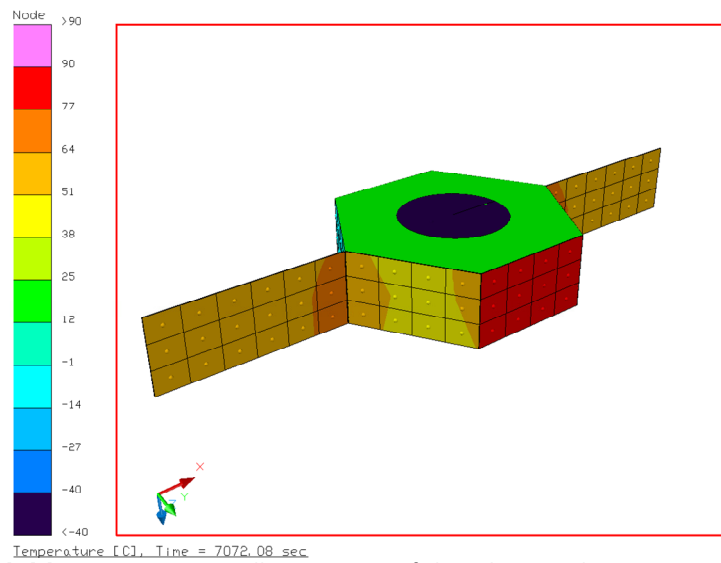


Abbildung 84: Der Satellit mit MLI auf der Ober- und Unterseite am Mond

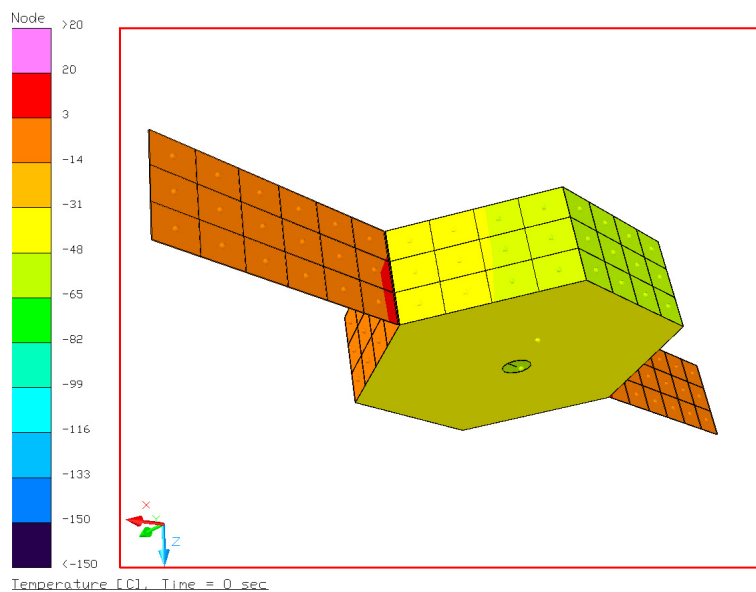


Abbildung 85: Der Satellit mit MLI auf der Ober- und Unterseite am Mars

3.2.16 Konfiguration

Anforderungen und Annahmen

Das DLR-AMSAT P5 Mars-Design soll ebenfalls, wie auch schon das DLR-AMSAT Moon-Design, auf dem Satelliten P3D aufbauen [6]. Unter gleicher Prämisse wie bei der Mondmission soll auch hier möglichst viel AMSAT-Technologie verwendet werden, d.h. überwiegend kommerzielle bzw. COTS-Technologie. Das DLR steuert in dem DLR-AMSAT P5 Mars-Projekt die Nutzlasten bei.

Vergleich der Optionen

Durch die Vorgabe einer 2-Meter-RF Antenne und festgelegter Ausklapprichtung der Solar-Paneele (Blumenkonfiguration), ist das äußere Erscheinungsbild des Satelliten weitestgehend festgelegt. In der Studie führte dies zu Konfigurations-Optionen, die hauptsächlich das Innenleben des Satelliten iterativ optimierten. Es wurden sowohl die Platzverhältnisse bzw. Volumina, welche für die einzelnen Subsysteme bei unterschiedlicher Anordnung / Ausführung, zur Verfügung stehen, als auch die Massenverteilung der einzelnen Komponenten, bevorzugte Anordnung der Instrumente, Thermalhaushalt, etc. mehrmals iteriert und vom Design angepasst. Dennoch entstanden zwei Optionen, die in ihrem äußerlichen Erscheinungsbild unterschiedliche Konzepte aufweisen. Anschließend gibt Abbildung 88 eine Übersicht über die Anordnung der Subsysteme und Instrumente im Satelliten.

Die nachstehende Abbildung veranschaulicht eine quasi-symmetrische Konfiguration. Dies resultiert aus dem hohen Energiebedarf, der zum Beginn der Studie kalkuliert wurde. Option 1 verfügt insgesamt über acht Solarflächen. Hierbei werden vier Flächen mit einem einfachen und zwei Flächen mit einem doppelten Ausklappmechanismus versehen. Die wissenschaftlichen Instrumente OPTA, MARTIS und DFC sind in einem seitlichen Kompartiment untergebracht und werden durch die angeklappten Solarpaneele in den frühen Missionsphasen geschützt.

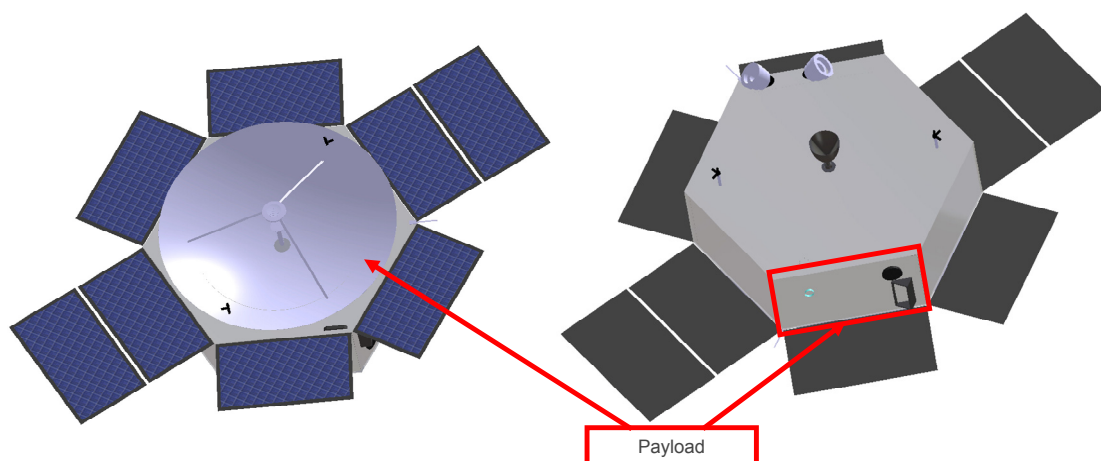


Abbildung 86: Option 1 (Zusatzpaneele)

Eine Optimierung des Powerbedarfs machte bei Option 2 die zwei doppelt ausklappbaren Solarflächen überflüssig. Außerdem wurde der Startracker angepasst und entsprechend zur Nutzlastposition ausgerichtet. Die Parabolantenne ragt bei beiden Optionen ca. 200 mm in die Struktur hinein. Dies ermöglicht einerseits genügend Freivolumen für die Treibstofftanks und bildet andererseits einen Teil der Struktur. Da die Antenne nicht als lasttragend konzipiert war, wurde sie um entsprechende Stringer zur Versteifung erweitert.

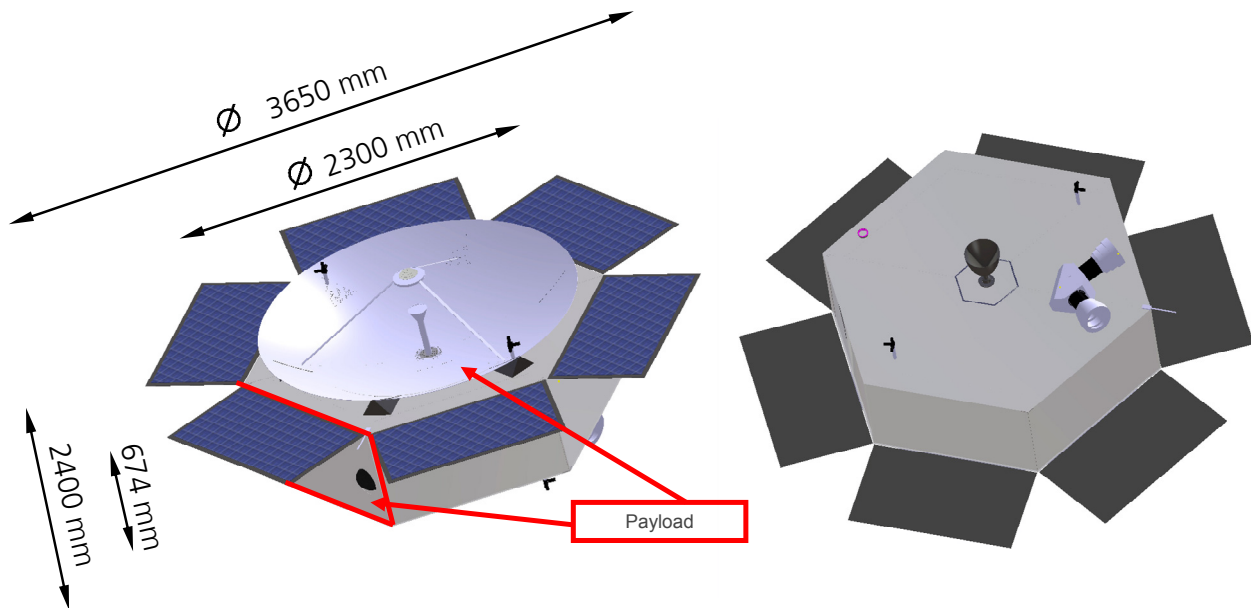


Abbildung 87: Option 2 (Baseline Design)

Abbildung 88 veranschaulicht die Akkommodation der Subsysteme und der wissenschaftlichen Instrumente. Die Unterteilung in zwei Kompartments trennt den inneren, warmen Bereich von dem äußeren, kalten Bereich ab. Alle aus thermischer Sicht kritischen Subsysteme sind im inneren Kompartiment untergebracht. Der äußere, kalte Bereich ist für die Elektronik und die Payload vorgesehen.

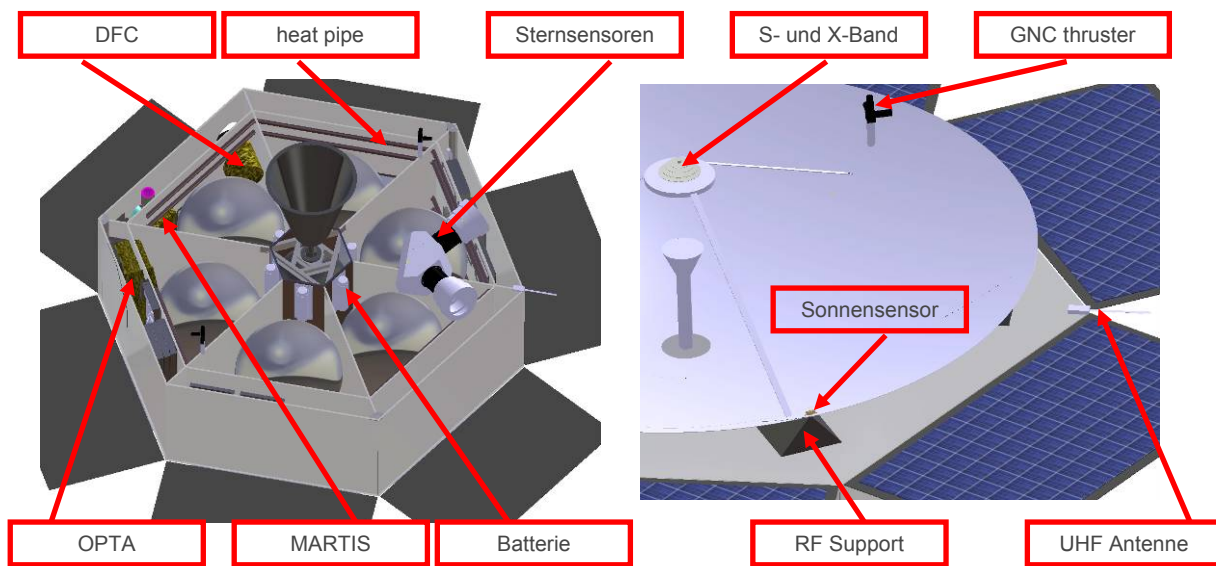


Abbildung 88: Option 2 Komponentenanordnung (Baseline Design)

3.2.17 Struktur

Anforderungen und Annahmen

Die Hauptanforderung an die Struktur des für die Marsmission modifizierten AMSAT P3D Satelliten muss allen mechanischen Begebenheiten der Mission in Verbindung mit anderen Subsystemen, wie z.B. Thermal, gerecht werden. Da diese Struktur bereits erfolgreich getestet und gestartet wurde, wird versucht, möglichst wenige Veränderungen vorzunehmen. Hierüber entscheidet maßgeblich die für die Marsmission ausgewählte, wissenschaftliche Hardware, sowie die notwendige Treibstoffmasse, die notwendig ist, um zum Mars zu gelangen und alle wissenschaftlichen Aufgaben erfolgreich abarbeiten zu können.

Optionen und Vergleiche

Die im Vorfeld der Studie identifizierten Nutzlasten, sowie das geänderte Missionsprofil für den Flug zum Mars und den Eintritt in einen solchen Marsorbit, der die Beobachtung des Marsmondes Deimos erlaubt, führten im Gegensatz zu der Vorgängerstudie DLR-AMSAT Moon auf erhebliche Änderungen an der Struktur, welche hiernach kurz erläutert werden:

- Durch die Missionsanforderungen (Orbit um Mars, flächendeckende Observation von Deimos) kommt es im Vergleich zum ursprünglichen Satelliten zu einem exorbitanten Zuwachs an notwendigem Treibstoff. Die betankte Masse des Satelliten steigt von ca. 650 kg, welche für die Mondmission erforderlich ist, auf ca. 950 kg, was einem Treibstoffzuwachs von knapp 300 kg entspricht und eine Verdopplung der Treibstoffmasse bedeutet. Zum Transport des Treibstoffs sind entsprechend größere Tanks erforderlich, die ein Verschieben der „Equipment Panels“ nach außen notwendig machen. Die direkte Folge für die Struktur sind größere „Equipment Panels“ (welche aber ausreichend viele Versteifungen besitzen) und „Divider Panels“ mit vergrößerten ungestützten Hautfeldern, welche unter Querkrafteinfluss zum Schubbeulen neigen können. Handrechnungen haben hier kritische Werte aufgezeigt, wobei vereinfachende Annahmen das Problem schwerwiegender erscheinen lassen, als es sich im direkten Vergleich mit der existierenden Struktur darstellt. Notwendige Schritte zur Vermeidung dieses kritischen Strukturverhaltens sind das Einsetzen von Versteifungselementen (Anpassung System Margin von 5% auf 20%) und das Erhöhen der Blechdicke der „Divider Panels“ (von 0.6 mm auf 1.2 mm). Rechnungen hinsichtlich Festigkeit führten auf relativ unkritische Spannungswerte.
- Die Integration einer Parabolantenne für ein hohes Datenübertragungsvolumen zur Erde wird auf der „Oberseite“ (gegenüber des Haupttriebwerks) realisiert. Hierbei werden die „Divider Panels“ von der Mitte bis hin zu den „Equipment Panels“ eingeschnitten und somit die Bauhöhe des Satelliten verringert. Es muss

der aus Aluminium gefertigte Parabolspiegel als lasttragendes Strukturteil integriert werden, um die verringerte Biegesteifigkeit zu kompensieren und die, durch den Massenzuwachs gestiegene Biegebelastung, aufnehmen zu können. Bei detaillierteren Entwürfen sollte untersucht werden, inwiefern eine Versteifung zur Aufnahme von Zuglasten unterhalb des Spiegels notwendig ist, wie sie als orange Linie in Abbildung 89 dargestellt ist. Strukturelemente die notwendig sind, die Antenne mit den „Divider Panels“ zu verbinden, sind im Faktor für Anbauteile berücksichtigt. Dies trifft auch für die notwendigen Anbindungselemente in den Bereichen zu, in denen die Antenne über die eigentliche Satellitenstruktur hinausragt (ab „Equipment Panel“ radial nach außen).

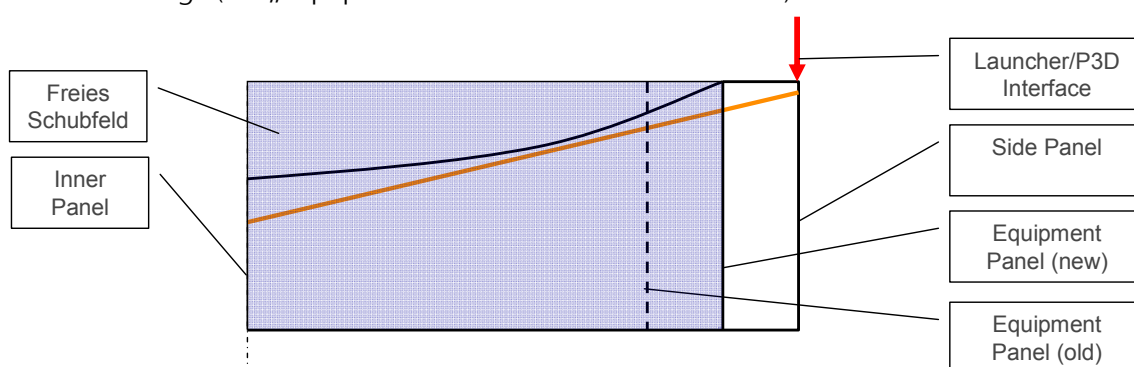


Abbildung 89: Prinzipskizze eines „Divider Panels“ mit dargestellter Zugentlastung

Lageregelung mit ausgeklappten Solarpaneelen ist aus mechanischer Sicht vollkommen unproblematisch. Die Lagerkräfte in den Mechanismen führen bei einem 400 N-Triebwerk und einer Leermasse von ca. 350 kg zu marginalen Mechanismenbelastungen (< 10 N). Die auftretenden Momente können bei Belastungsrichtung in Paneelnormale-richtung bis zu 3 Nm betragen. Es kann weitestgehend ausgeschlossen werden, dass die Mechanismen unter dieser Belastung Relativbewegungen zulassen. Dies bedeutet, dass durch die Lageregelungsmanöver hervorgerufene Schwingungen sehr klein sind und ihre Rückwirkung auf die Lageregelung unkritisch ist. In Abhängigkeit der Federsteifigkeiten und Dämpfungseigenschaften in den Mechanismen sollten diese Schwingungen binnen von Sekunden abklingen. Sollten detailliertere Untersuchungen gegenteiliges aufzeigen, besteht die Möglichkeit des Einsatzes von Mechanismen mit integrierter Dämpfung und/oder der Fixierung der Paneele in ihrer Endlage.

Eine Analyse der SBS Adapter Entwurfsunterlagen zeigte, dass zur Aufnahme von Interface-Lasten spezielle Interfaces existieren, die weitestgehend unabhängig von der verstärkten Kreiszyllinderschale zur Aufnahme der Lasten der Haupt-Payload sind. Eine Modifikation der lasttragenden Interfaces scheint mit einem leichten Massenzuwachs möglich (Wandstärken, größere Hi-Loks), wenn überhaupt erforderlich. Es bliebe noch abzuschätzen, ob die Federsteifigkeit der Auswurfeinrichtung an die neue Konfiguration zu adaptieren ist, oder ob die veränderte Auswurfcharakteristik für die avisierte Mission geeignet ist.

Baseline Design

Wie aus dem vorigen Kapitel deutlich wird, bleibt das prinzipielle Design zum P3D nahezu unverändert. Allerdings werden geometrische und massenmäßige Veränderungen vorgenommen, die man als größere Veränderung in dem Lastpfad der Struktur bezeichnen kann. Das Baseline Design ist in Kapitel 3.2.16 dargestellt und kritische Punkte aus Sicht des Strukturdesigns sind im Abschnitt 0 dargestellt worden.

Liste der verwendeten Subsystemkomponenten

Im Folgenden (Tabelle 53) befindet sich die Liste der verwendeten Komponenten bezüglich Masse. Im Gegensatz zur Mondmission gibt es 6 „Side Panels“, da aufgrund der notwendigen Ausrichtung alle „Solar Panels“ ausgeklappt werden müssen. Dies führt zu einem Massenzuwachs von 4,6 kg. Hierzu wurden im Massenbudget der Struktur entsprechende Mechanismen zum Release und zur Entfaltung der Solarpaneele berücksichtigt.

Entsprechend der Erfahrungen des AMSAT-DL-Teams wurde ein Faktor von 20% auf die Strukturmasse von großen, flächigen Bauteilen für Anbauteile (Versteifungen, Schrauben, Niete, etc.) angenommen. Der System Margin wurde entsprechend der notwendigen Strukturmodifikationen für die „Equipment Panels“ und die „Divider Panels“ auf 20% heraufgestuft, da erst detaillierte Untersuchungen die tatsächliche Wirkung der notwendigen Strukturänderungen auf die Strukturgesamtmasse genau aufzeigen können. Die Anhebung des System Margins für diese beiden Komponenten führt zu einem Massenzuwachs von 3,2 kg.

Auf Grund der verringerten Bauhöhe des Satelliten im Bereich der maximalen Biegemomente durch die Integration der Parabolantenne wurden zusätzlich auch die System Margins der Abdeckungspaneelle, die im Falle von Biegung auf Zug und Druck belastet werden, auf 10% gesetzt. Dies führt zu einem Massenzuwachs von 1,3 kg.

Tabelle 53: Struktur Equipment Massen-Budget

Unit	Unit Name	Quantity [#]	Material	Mass/U nit [kg]	Bolt Factor [%]	Mass with bolts [kg]	Maturity	Margin [%]	Total Unit Mass [kg]
1	Side_Panel	6	Aluminium	1,22	20	8,79	Fully developed	5,0	9,23
2	Equipment_Panel	6	Aluminium	1,09	20	7,84	To be developed	20,0	9,41
3	Center_Panel	6	Aluminium	0,27	20	1,98	To be modified	10,0	2,18
4	Top_Panel_outside	6	Aluminium	0,41	20	2,98	To be modified	10,0	3,28
5	Top_Panel_mid	6	Aluminium	0,53	20	3,83	To be modified	10,0	4,21
6									
7	Divider_Panel	6	Aluminium	1,89	20	13,60	To be developed	20,0	16,32
8	Divider_Panel_Doubler	3	Aluminium	0,28	20	1,02	Fully developed	5,0	1,07
9	Solar_Panels_Mechs	12			20	0,86	Fully developed	5,0	0,91
10	Solar_Panels_Release	6			20	0,22	Fully developed	5,0	0,23
11	Bot_Panel_outside	6	Aluminium	0,41	20	2,98	Fully developed	5,0	3,13
Total		10				44,09			49,95

Allein die Anpassung des System Margins durch die notwendige, massive Veränderung der Satellitenstruktur führt auf einen Gesamtstrukturmassenzuwachs von ca. 4,5 kg. Genauere Aussagen bedürfen einer detaillierten Untersuchung, die im Rahmen einer CEF-Studie nicht zu leisten ist. Die Werte bieten trotz allem eine ausreichende Basis zur Missionsbewertung.

Eine Option zur Einsparung von Masse ist die Verwendung von Lochblechen, in Bereichen von rein schubbelasteten Flächen deren Betrag aus Sicht der Festigkeit und Stabilität unkritisch ist, aber auch den thermischen und elektromagnetischen Anforderungen genügt.

3.3 Satellitenvariante mit der Landenutzlast „MetNet Lander“

3.3.1 Hintergrund und Aufgabe

Als Teil der DLR-internen Konzeptstudie zu AMSAT-P5 wurde die Unterbringung einer Landenutzlast, speziell des MetNet Landers, auf dem Satelliten AMSAT Mars untersucht. Dabei erfolgte eine Analyse der erreichbaren wissenschaftlichen Ziele durch die Instrumente auf dem MetNet Lander und die Beschreibung des technischen Konzepts mit Betrachtung der Unterbringungs- und Operationsrandbedingungen. Aufgrund der Nutzlastauswahl für die CE-Studie (Kapitel 3.1.10) wurde die Landenutzlast separat untersucht und konnte daher nicht in der Detailtiefe einer CE-Studie mit sämtlichen Beteiligten diskutiert werden.

3.3.2 Die Landenutzlast MetNet

Zur Erhöhung der wissenschaftlichen Bedeutung der Gesamtmission und der Steigerung des öffentlichen Interesses soll die Option einer Landenutzlast auf AMSAT-P5 untersucht werden. An dieser Stelle bietet sich an, Systeme mit hohem Technology Readiness Level (TRL), trotzdem aber geringer Masse und hoher wissenschaftlicher Relevanz zu wählen. Solch eine Option stellt der MetNet Lander (MNL) dar, welcher ursprünglich für eine meteorologische Netzwerkmission auf dem Mars entwickelt wurde und für 2011 als Precursor auf der russischen Phobos-Grunt Mission mitfliegen soll. Im Zusammenhang mit der zu untersuchenden AMSAT-P5 Mission bietet es sich an, den Aufbau des Netzwerkes zu unterstützen indem ein MNL auf dem Orbiter mitfliegt, und im Austausch ein DLR-eigenes Instrument unterzubringen und die öffentliche Wirksamkeit der freien Empfangbarkeit von Marsoberflächen-Bildern via Amateurfunk zu nutzen.

Technische Implementierung

MNL ist eine semiharte Landesonde, welche in Zusammenarbeit zwischen dem Finnischen Meteorologischen Institut, der Russischen Lavochkin Association sowie dem Russian Space Research Institute gebaut und getestet wurde. Die innovative 2-stufige State of the Art aufblasbare Struktur, in Kombination mit der Gestaltung des endgültigen Landeelementes als Penetrator und somit hohen tolerierbaren Bremslasten, ermöglicht es mit einer Eintrittsmasse von nur ca. 20 kg ein Paket an Instrumenten zur langzeitlichen Untersuchung von meteorologischen Vorgängen auf dem Mars zu installieren. Die nominelle Lebensdauer des Landers beträgt 2 Jahre. Während dieser Zeit wird die nötige Energieversorgung durch einen 0,5 W Radiothermal Generator gewährleistet, zusätzlich unterstützt mit Batterien für die Spitzen-Lasten. Die Kommunikation erfolgt über UHF-Band mit dem Orbiter.

Nutzlast und wissenschaftliche Relevanz

Auf einem Instrumentenmast, welcher nach der Landung ausgefahren wird, befinden sich Sensoren für Druck, Feuchtigkeit, Wind und Temperatur, sowie eine Panoramakamera. Ein Magnetometer wird über einen Federmechanismus in eine Entfernung von 1m

vom Penetratorkörper ausgebracht. In den Penetratorkörper integriert befinden sich ein Seismometer und ein Wasserdetektor.



Abbildung 90: MetNet Lander in unterschiedlichen Phasen

Des Weiteren untergebracht sind ein LIDAR-transceiver, optische Dichtesensoren, sowie Instrumente für Messungen während des Abstiegs. Die Auswahl der Instrumente ermöglicht eine grundlegende Untersuchung von Zirkulation und Klimazyklen auf dem Mars und soll Informationen über die Oberflächen-Atmosphären-Wechselwirkung und die vertikale Struktur der Atmosphäre geben. Messungen der seismischen Aktivität und des Magnetfeld sollen helfen den inneren Aufbau des Mars genauer zu charakterisieren. Diese wissenschaftliche Fragestellung lässt sich ideal komplettieren, wenn man eine zusätzliche, vom DLR entwickelte Nutzlast vorsieht, welche die Messung von lokalen Bodenparametern wie Wärmeleitfähigkeit, Permittivität o.ä. ermöglicht. Eine solche N/L stellt das bereits für ExoMars ausgiebig entwickelte HP³ (Heat Flow and Physical Properties Package) Instrument, ein instrumentierter Untergrund-Penetrator, dar. HP³ ist in seiner ExoMars-Konfiguration (siehe Abbildung 91(a)) etwa 1800 g schwer und hat die groben Abmaße 360x300x40 mm (TBC). In dieser Konfiguration ist eine Unterbringung im 174x117 mm großen Instrumentenblock des MNL nicht möglich. Zur Option steht jedoch, den gesamten Penetratorinnenraum zur Unterbringung auszunutzen oder die Akkomodation des Instruments in den Penetratorrumpf zu realisieren. Beide Aspekte müssen im Falle einer Auswahl von HP³ für den AMSAT-Mars MNL weiter untersucht werden. Des Weiteren sind zusätzliche Untersuchungen zur Frage der Ausbringung des Instrumentes aus dem Penetrator und der Realisierung des Kontaktes mit der Mars-Oberfläche notwendig.

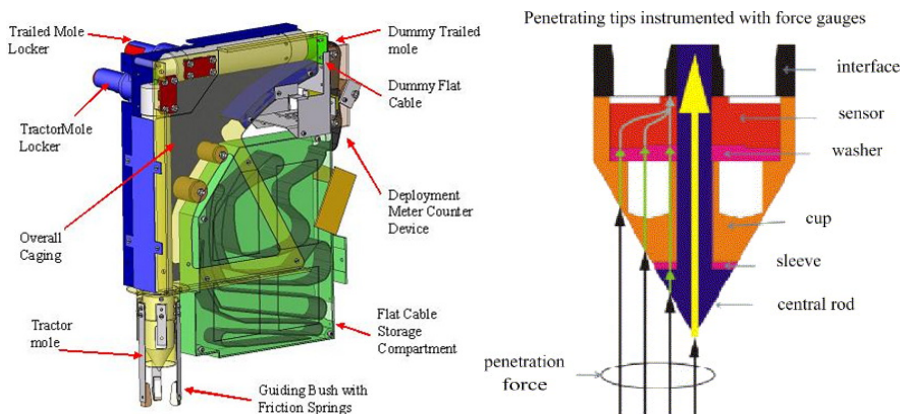


Abbildung 91: (a) HP³ in ExoMars-Konfiguration (b) SPICE für NetLander

Eine weitere Möglichkeit zur Untersuchung von lokalen Bodenparametern ist die Unterbringung eines sehr viel kleineren/leichteren Instruments, zum Beispiel ähnlich des SPICE-Instrumentes (100 g, siehe Abbildung 2(b)) welches vom Institut für Planetologie der Westfälischen Wilhelms Universität für die NetLander-Mission vorgeschlagen wurde (2003 abgebrochen) und ähnlich einem Magnetometer auf einem ausklappbaren Mast ausgebracht werden kann.

3.3.3 Missionsanalyse

Annahmen

Der MetNet Lander wird für den Flug zum Mars auf dem AMSAT-Orbiter untergebracht, in Marsnähe von diesem abgetrennt und zum Eintritt in die Atmosphäre gebracht. Um den Wiedereintritt zu überstehen, müssen die vom MetNet-Team vorgegebenen Randbedingungen wie Eintrittsgeschwindigkeit, und -winkel erfüllt sein. Die Tabelle 54 gibt eine Übersicht der Randbedingungen und allgemeiner Daten zu MNL.

Tabelle 54: MNL Daten und Randbedingungen für den Eintritt in die Marsatmosphäre ([14],[15])

MNL Daten und Bedingungen für den Eintritt in die Marsatmosphäre		
Höhe des Wiedereintritts über Marsoberfläche	$h_{re-entry} = 120 \text{ km}$	
Wiedereintrittsgeschwindigkeit	$V_{relativ} = 6\,080 \text{ m/s}$	
Eintrittswinkel	$\alpha_{relativ} = -15^\circ \pm 3^\circ$	
Höhe der Marsoberfläche am Landeplatz	$h_{landing} \leq 2 \text{ km}$	
Masse MNL	$m_{MNL} = 22,236 \text{ kg}$	
Dimensionen MNL	Länge: 589 mm	Durchmesser: 500 mm
Feststofftriebwerk für zusätzliches Bremsmodul (Version für Phobos Grunt Precursor Mission)	$I_{ITW} = 20 \pm 2 \text{ kg}\cdot\text{s} = 196,2 \pm 19,6 \text{ N}\cdot\text{s}$	

Für eine weitere Analyse und Bewertung der Optionen müssen außerdem die aus der CE-Studie zum AMSAT-Marsorbiter stammenden Randbedingungen bezüglich der geflogenen Bahn, der erreichbaren Positions- und Lagegenauigkeit sowie der verfügbaren Masse genauer betrachtet werden. Diese sind in Tabelle 55 zusammengefasst.

Tabelle 55: Missions- und Raumfahrzeugdaten von AMSAT Mars (aus CE-Studie)

Missions- und Raumfahrzeugdaten von AMSAT Mars (aus CE-Studie)	
Marstransferbahn	$h_{\text{Hyperbel, Peri}} = 525 \text{ km}$
Marsorbitinsertion	$h_{\text{Apo}} = 146\,050 \text{ km}$
Absenken des Perizentrums	auf $h_{\text{Peri}} = 450 \text{ km}$
Absenken des Apozentrums	auf $h_{\text{Apo}} = 20\,500 \text{ km}$
Marsorbit	$h_{\text{Apo}} = 20\,500 \text{ km}, h_{\text{Peri}} = 450 \text{ km}, i = -10^\circ$ (retrograd)
Positionsgenauigkeit	nicht untersucht
Lagegenauigkeit	Attitude Pointing Error (APE) $< 0,2^\circ$ Attitude Measurement Error (AME) $< 0,1^\circ$ Rate Pointing Error (RPE) $< 0,05^\circ/\text{s}$ Absolute Attitude Determination Accuracy $< 0,05^\circ$
Nutzlastmasse in CE-Studie	14 kg

Im Folgenden wird betrachtet, welche Manöver vor und während der Separation durch den AMSAT-Orbiter notwendig sind, um die Randbedingungen des MNL zu gewährleisten, und welche Auswirkungen sich damit für das Design und den Betrieb des Orbiters ergeben.

Missionsszenarien zur Absetzung von MNL von AMSAT Mars

Für die Abtrennung des MNL von AMSAT-P5 stehen drei mögliche Missionsszenarien zur Verfügung, welche unterschiedliche Anforderungen an den Orbiter stellen. Bereits im Marsanflug einige Tage vor dem Einschuss in den Marsorbit könnte MNL gezielt separiert werden, so dass das Landepaket in die Marsatmosphäre eintritt und landet. Die anderen zwei Möglichkeiten sehen die Separation vom Orbiter in einer Marsumlaufbahn vor. Es wäre möglich, das für den Wiedereintritt notwendige Δv bereits durch den Separationsmechanismus aufzubringen oder den MNL durch ein zusätzliches Bremsmodul nach der Abtrennung abzubremesen. Die Tabelle 56 gibt einen Überblick der Optionen.

Tabelle 56: Optionen für das Absetzen von MetNet

Optionen für das Absetzen von MNL			
	Option 0 Separation während des Marstransfers	Option 1 Separation im Marsorbit mit zusätzlichem Bremsmodul	Option 2 Separation im Marsorbit, nur mit Abtrennmechanismus
Separationsorbit und -zeitpunkt	elliptische Transferbahn, einige Tage vor der Ankunft am Mars	Marsorbit, im Apozenrum	Marsorbit, im Apozenrum
Separationsanforderungen	Positionsgenauigkeit: <ul style="list-style-type: none"> Genauigkeit der 3D-Koordinaten < ± 100 km Lagegenauigkeit: <ul style="list-style-type: none"> nicht angegeben 	Separationsmechanismus: <ul style="list-style-type: none"> Lagewinkel der MNL Längsachse: 15° MNL Spinning mit $700^\circ/s$ um Längsachse Positions-, Lagegenauigkeit: <ul style="list-style-type: none"> Abweichung vom Lagewinkel der Längsachse < 5° Drehung um y-, z-Achse < 1,5% der Spinning-Geschwindigkeit um x-Achse 	Separationsmechanismus: <ul style="list-style-type: none"> MNL: Lagewinkel der Längsachse: 15° MNL: Spinning mit $700^\circ/s$ um Längsachse Positions-, Lagegenauigkeit: <ul style="list-style-type: none"> nicht angegeben
Separationszenario	1) Separation während des Marsanflugs 2) autonomer Flug von MNL zum Mars 3) Atmosphäreneintritt und Landung	1) Separation des MNL inkl. Bremsmodul nahe Apozenrum mit $\Delta v \approx 1$ m/s 2) Abbremsen durch Bremsmodul nahe Apozenrum 3) Separation des Bremsmoduls mit $\Delta v = 0,5 \dots 1,5$ m/s 4) autonomer Flug bis zum Wiedereintritt und Landung	1) Separation von MNL im Apozenrum mit hohem Δv 2) autonomer Flug bis zum Wiedereintritt und Landung

Option 0: Separation während des Marstransfers

Das Abtrennszenario 0 erfordert eine hohe Genauigkeit in Bezug auf die Position von AMSAT-P5 und die Separation des MNL und weist daher eine geringere Zuverlässigkeit auf als die anderen Optionen. Zuzüglich zu den Midcourse-Manövern sind vor der Abtrennung ein weiteres Kurskorrekturmanöver und eine Lagekorrektur zum Zielen des Orbiters auf die Marsatmosphäre notwendig. Anschließend erfolgt die Wiederherstellung des ursprünglichen Kurses von AMSAT-P5. Die daraus resultierende Erhöhung des Δv -Bedarfs muss mit der Verringerung des Geschwindigkeitsbedarfs beim Einschuss in den Marsorbit (aufgrund der um MNL verringerten Masse) verglichen werden. Mit abnehmender Distanz zum Mars verringern sich die Größe der Landeellipse des MNL bzw. die

Anforderungen bezüglich der Positions- und Lagegenauigkeit des Orbiters. Gleichzeitig wächst der notwendige Δv -Bedarf für die Separationsmanöver an. Für die Phobos Grunt Mission wurde diese Option aufgrund der hohen Genauigkeitsanforderung an den Orbiter verworfen [15].

AMSAT Mars Ausgangsposition für Option 1 und 2

Für die Abtrennszenarien 1 und 2 stehen drei verschiedene Marsbahnen zur Verfügung (siehe Tabelle 56). Zusätzlich wurde ein Absenken des Perizentrums von 450 km auf $h_{peri} = 200$ km für den Marsorbit mit $h_{Apo} = 20\,500$ km angenommen (notwendiges $\Delta v = 20,2$ m/s). Die Abbildung 92 zeigt den Δv -Bedarf, um MNL zum Wiedereintritt zu bringen und den dabei erreichten Eintrittswinkel (Abbildung 92), sowie die vom AMSAT-Orbiter geflogenen Marsbahnen. Für einen Eintrittswinkel von 15° ergibt sich ein Bremsbedarf aus dem Marsorbit von $\Delta v_{450km} = 50$ m/s bzw. $\Delta v_{200km} = 31$ m/s. Ein Absenken und anschließend erneutes Anheben des Perizentrums lohnt sich folglich nicht. Die Separation auf einer Übergangsbahn wird daher als optimal erachtet.

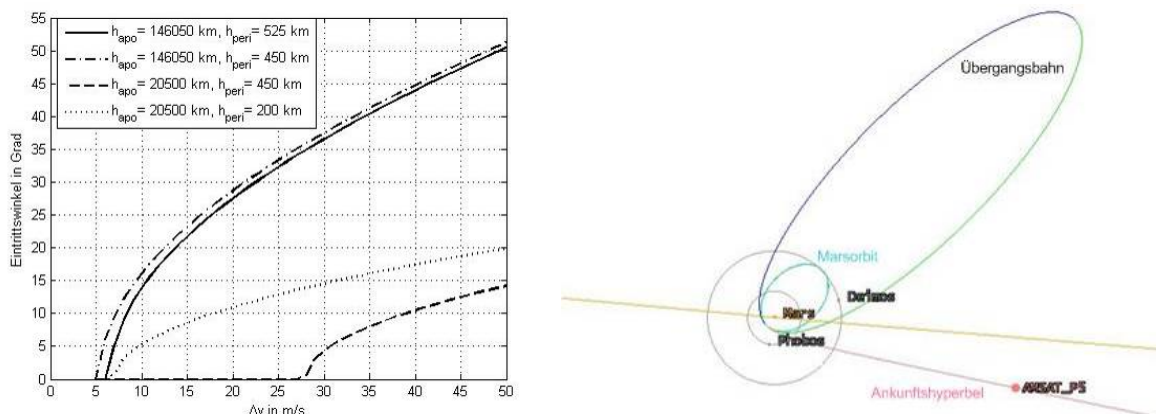


Abbildung 92: links: Δv -Bedarf für Option 1 und 2, rechts: Marsorbits von AMSAT-P5

Abbildung 93 zeigt links schematisch die Abstiegsbahn des MNL. Im Apozentrum des AMSAT-P5 Marsorbits wird MNL abgebremst (durch den Separationsmechanismus oder mithilfe des Bremsmoduls), so dass eine Bahn entsteht, welche zu einem Eintritt in die Marsatmosphäre, deren Rand bei $h = 120$ km definiert ist, führt. Die Ausstoßrichtung des MNL ist um einen Winkel von -15° gegen die Bahntangente verkippt, um die korrekte Lage und Ausrichtung des Landepakets beim Wiedereintritt (mit einem angestrebten Bahnwinkel von $-15^\circ \pm 3^\circ$) zu gewährleisten. Folglich ist der tatsächliche Δv -Bedarf etwas höher als das zur Bahnabsenkung berechnete Δv : $\Delta v_{notwendig} = \Delta v_{berechnet} / \cos(15^\circ)$. In Abbildung 93 sind rechts die $v_{re-entry}$ in Abhängigkeit vom Δv für die vier betrachteten Ausgangsbahnen dargestellt.

Die Wiedereintrittsgeschwindigkeit des MNL hängt hauptsächlich von der Apozentrums-höhe der Ausgangsbahn ab. Im Unterschied zur Phobos Grunt Precursor Mission ist für den AMSAT-Orbiter ein retrograder Marsorbit vorgesehen. Folglich erhöht sich die Wiedereintrittsgeschwindigkeit des MNL um die Rotationsgeschwindigkeit der Marsatmo-

sphäre. Legt man die Rotationsdauer des Mars ($T = 24 \text{ h } 37 \text{ min } 22 \text{ s}$) und eine Eintrittshöhe von 120 km zugrunde ergibt sich jedoch nur eine relativ geringe Zusatzgeschwindigkeit von 249 m/s. Die relative Eintrittsgeschwindigkeit beträgt somit etwa 5,15 km/s und liegt damit unter der maximal erlaubten von $v_{\text{absolut}} = 6,08 \text{ km/s}$.

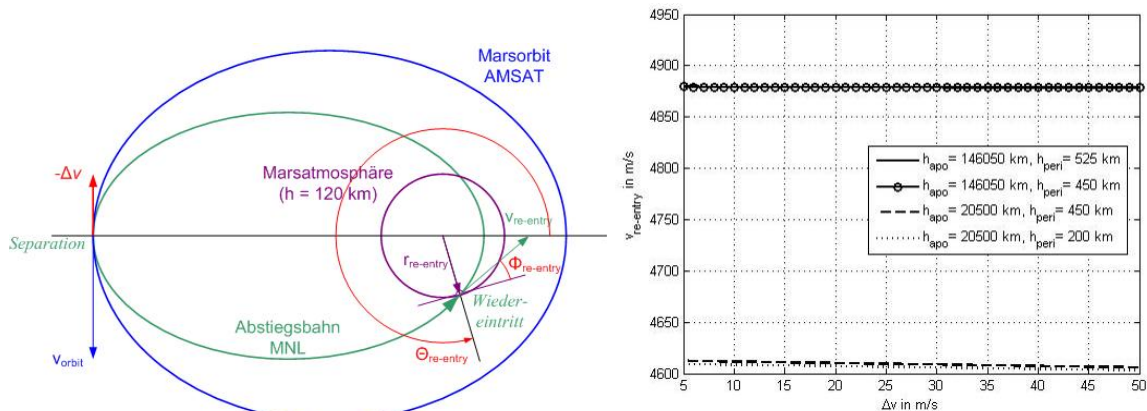


Abbildung 93: links: Abstiegsbahn des MetNet Landers, rechts: absolute Wiedereintrittsgeschwindigkeit von verschiedenen Ausgangsbahnen in Abhängigkeit von Δv

Option 1: Separation im Marsorbit mit zusätzlichem Bremsmodul

Das zusätzliche Bremsmodul für den MNL besteht aus einem aufgesetzten Adapterring mit Feststofftriebwerken. Zunächst erfolgt die Separation des Gesamtsystems MNL + Bremsmodul vom AMSAT-Orbiter. Nach dem Abbremsen des MNL wird der Adapterring abgetrennt. Die für die Phobos Grunt Precursor Mission ausgewählten Feststofftriebwerke liefern einen Impuls von 196,2 Ns. Für den MNL mit dem zusätzlichen Bremsmodul wird eine Gesamtmasse von weniger als 30 kg angestrebt [15]. Abhängig von der abzubremsenden Masse und der zu erreichenden Geschwindigkeitsverringern ist eine unterschiedliche Anzahl an Triebwerken notwendig. Hierdurch ergibt sich die Bremsmodulmasse. Tabelle 57 listet die Möglichkeiten im Vergleich zu den Daten der Precursor Mission auf. Wieder ist die Abtrennung aus der Übergangsbahn realisierbar.

Tabelle 57: Option 1 - Auslegung des Bremsmoduls

Auslegung Bremsmodul für MNL				
Bahn	Apo- & Perizentrumshöhe	erforderliches Δv für Bremsmodul	Gesamtmassenbegrenzung	notwendige Triebwerke
Übergangsbahn	146 050 x 525 km	8,9 m/s	-	2
Übergangsbahn	146 050 x 450 km	7,7 m/s	-	2
Marsorbit	20 500 x 450 km	39 m/s	< 25 kg (nominal) nicht machbar	5
abgesenkter Marsorbit (+ 2x $\Delta v = 20,2$ m/s)	20 500 x 200 km	18,3 m/s	< 29 kg (minimal)	3
Phobos Grunt Precursor Mission	80 000 x 800 km	26 m/s	< 30 kg (nominal)	4

Diese Option erfordert keinen Separationsmechanismus, der ein hohes Δv liefern kann, und beeinflusst den AMSAT-Orbiter im Unterschied zu Option 2 durch möglicherweise auftretende Lageveränderungen als Folge des Abtrennimpulses nur minimal. Allerdings ist die Abstiegssequenz mit dem zusätzlichen Bremsmanöver komplizierter und resultiert in einer höheren Masse durch die benötigten Hilfssysteme sowie in einer geringeren Zuverlässigkeit im Vergleich zu Option 2.

Option 2: Separation im Marsorbit mit Bremsimpuls durch das Separationssystem

Der Separationsmechanismus liefert den gesamten Bremsimpuls, welcher dem oben in Tabelle 57 für die verschiedenen Ausgangsbahnen aufgeführten Δv entspricht. Für die Phobos Grunt Precursor Mission ist eine Separation im Marsorbit mit 6...7 m/s vorgesehen [15]. Folglich wird ein Mechanismus, mit der hier benötigten Abtrenngeschwindigkeit von 7...9 m/s, ebenfalls als machbar betrachtet. Die Abtrennung beeinflusst aufgrund der Impulserhaltung den Orbiter, wobei die reine Geschwindigkeitsänderung minimal ausfällt, wie Abbildung 94 zeigt. Kritischer ist eine Abweichung der Separationsgeschwindigkeitsrichtung vom Massenschwerpunkt des Orbiters, da dann eine Lagekorrektur notwendig wird.

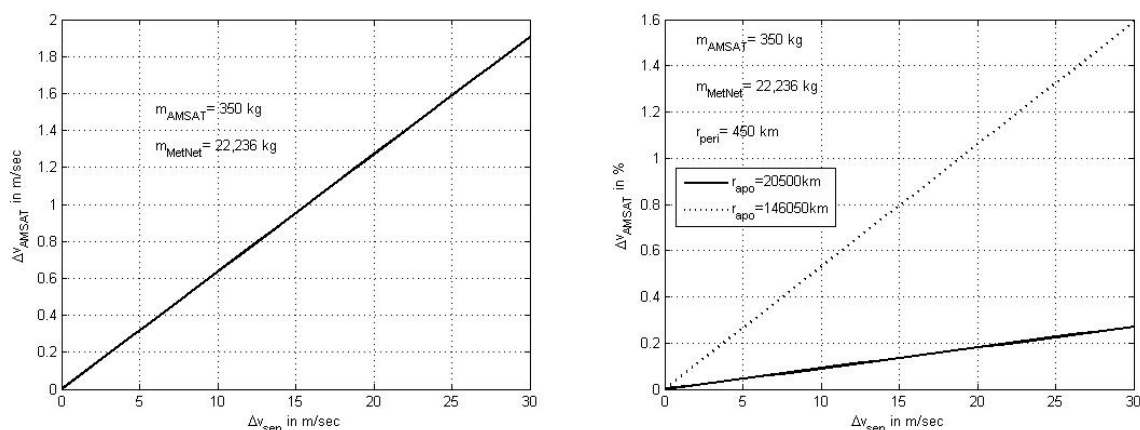


Abbildung 94: Änderung der Bahngeschwindigkeit des Orbiters aufgrund des Separations- Δv

Aus der Sicht des AMSAT-Teams besteht die Möglichkeit, die Übergangsbahn für die Abtrennung von MNL zu nutzen. Eine nähere operationelle Untersuchung der benötigten Verweildauer in diesem Orbit ist allerdings notwendig, um die Beobachtung eines kurz nach dem Erreichen des Marsorbits stattfindenden, nahen Vorbeiflugs des Marsmondes Deimos zu gewährleisten. Das Abtrennszenario 2 beeinflusst das Massen- und Delta-v-Budget von AMSAT-P5 am Geringsten, wobei eine detaillierte Analyse noch zeigen muss, ob ein Separationsmechanismus, welcher ein hohes Δv liefert, tatsächlich leichter ist als die Gesamtmasse eines Separationsmechanismus, welcher ein geringes $\Delta v = 1$ m/s liefert, und eines zusätzlichen Bremsmoduls. Es wird jedoch davon ausgegangen, dass nicht die Separationsgeschwindigkeit der hauptsächliche Massentreiber ist, sondern andere Anforderungen wie die Abtrenngenaugigkeit und das Versetzen des MNL in einen schnellen Spinning-Zustand. Eine erste Massenannahme von 5 kg für einen Mechanismus mit hohem Δv wäre leichter als das Bremsmodul mit 2 Triebwerken (wie es für die Abtrennung in der Übergangsbahn notwendig ist) und einem zusätzlichen einfachen Abtrennmechanismus. Die Option 2 weist aufgrund der einfachen Abtrenn- und Abstiegssequenz außerdem die höchste Zuverlässigkeit auf.

3.3.4 Einfluss von MNL auf AMSAT Mars

Nutzlastoptionen für AMSAT Mars unter Berücksichtigung des MNL

In der CE-Studie zu AMSAT-P5 betrug die Masse der Nutzlast auf dem Orbiter ca. 14 kg. Aufgrund der höheren Masse des MNL (mind. 8 kg mehr) sollte die Mitnahme weitere Instrumente sorgfältig abgewogen werden. In Tabelle 58 sind drei verschiedene Nutzlastoptionen und die Auswirkungen für den AMSAT-Orbiter dargestellt. Wie sich eine Erhöhung der Gesamtnutzlastmasse auf den Orbiter auswirkt, wurde hier nicht weiter untersucht. Es ist jedoch von einem höheren Treibstoffbedarf und damit einer größeren Gesamtmasse auszugehen. Des Weiteren beeinflusst eine veränderte Nutzlast den Betrieb des Orbiters. Diese Auswirkungen sind in Tabelle 58 aufgelistet.

Tabelle 58: Nutzlastoptionen für AMSAT Mars unter Berücksichtigung von MNL

Nutzlastoptionen für AMSAT Mars unter Berücksichtigung des MNL			
AMSAT Mars Mission- ziele	AMSAT-Orbiter Nutzlast		
	I: nur MNL, keine andere N/L + tele- coms.	II: MNL + reduzierte N/L + telecoms.	III: MNL + CE-Studien N/L + telecoms.
Erforschung der Marswol- ken- und - atmosphärendynamik	erfüllt	erfüllt	erfüllt
Erforschung der Marsmonde Phobos und Deimos	nicht erfüllt	abhängig von Nutzlast	erfüllt
Telekommunikationsplattform	erfüllt	erfüllt	erfüllt
Beeinflussung der AMSAT Mars Missionsparameter			
Marsorbit	Auswahl entspre- chend den Anforde- rungen von MNL möglich	<ul style="list-style-type: none"> • Auswahl entspre- chend Nutzlastanfor- derungen, wahr- schein-lich wie in CE-Studie • evtl. Anpassung für MNL Separation notwendig 	<ul style="list-style-type: none"> • wie in CE-Studie • evtl. Anpassung für MNL Separation notwendig
Missionsbetrieb am Mars	vereinfacht, keine Ausrichtung zu Pho- bos und Deimos	abhängig von Nutzlast, evtl. vereinfacht	unverändert gegen- über CE-Studie
Energiebudget für den Be- trieb am Mars	wesentlich niedriger als in CE-Studie	etwas niedriger als in CE-Studie	unverändert gegen- über CE-Studie
Treibstoffbedarf zur Lagere- gelung am Mars	minimal	abhängig von Nutzlast, evtl. geringer als in CE- Studie	etwas höher als in CE- Studie aufgrund MNL Separation
Nutzlastmasse (ohne Tele- kommunikationssystem)	22 kg für MNL	22 kg MNL + geringere Masse für weitere N/L	22 kg für MNL + 14 kg für CE-Studien N/L

Baseline Design

Aufgrund der derzeit unbekanntenen Positions- und Lagegenauigkeit von AMSAT-P5 auf dem Transferorbit zum Mars, welche entscheidend für ein erfolgreiches Zielen von MNL ist, wird die Option 0 (Separation während des Marstransfers) zurzeit ausgeschlossen. Die Methode erscheint außerdem risikoreicher als die Abtrennung aus einem Marsorbit, wobei sie allerdings für andere Missionen, wie die Pioneer Venuseintrittssonden oder die Galileo Jupitersonde und den Mars Express Lander Beagle-2 verwendet wurde. Die Separationsoption 1 scheidet aufgrund der zusätzlichen Masse für das Bremsmodul aus. In der CE-Studie wurde eine geringe Nutzlastmasse von 14 kg betrachtet, welche etwa der halben Masse von MNL mit Bremsmodul entspricht. Eine Massenerhöhung geht mit einem erhöhten Antriebsbedarf einher. Die Abtrennung von MNL in der Übergangsbahn ist auch mithilfe der Option 2 ohne ein zusätzliches Modul umsetzbar. Die Masse des Sepa-

rationsmechanismus muss allerdings geringer als die Gesamtmasse des Adapters mit den Triebwerken (3...7 kg) und des kleineren Separationssystem ausfallen. Die Option 2 ist zusätzlich vorteilhaft aufgrund der Einfachheit und somit geringen Fehleranfälligkeit der Abtrenn- und Abstiegssequenz von MNL. Sie ist momentan auch Baseline für die Phobos Grunt Precursor Mission. Im Folgenden wird dieses Separationsszenario näher beschrieben.

Der AMSAT-Orbiter führt im Perizentrum der hyperbolischen Anflugbahn den Einschuss in einen hochelliptischen Marsorbit (Tabelle 55) durch. Nachdem dieser einige Male für Vermessungszwecke durchflogen wurde, erfolgt die Separation des MNL mit hoher Geschwindigkeit entgegen der Flugrichtung mit einem Winkel von -15° gegen die Bahntangente. Dabei wird der MNL in eine schnelle Rotation um die Längsachse ($700^\circ/s$) versetzt. Anschließend erfolgen der autonome Abstieg zur Marsatmosphäre, der Wiedereintritt und die harte Landung des MNL. Die Nutzlastmasse auf AMSAT-P5 beträgt 22,236 kg für den MNL plus schätzungsweise 5 kg für den Separationsmechanismus, welcher auf dem Orbiter verbleibt. Es ist neben einem geringen Δv für die Lagekorrektur des Orbiters nach der Abtrennung kein weiteres Δv notwendig. Nach der Separation folgt der Einschuss des Orbiters in den regulären Marsorbit mit niedrigerem Apozentrum.

Randbedingungen zur Akkommodation des MNL auf AMSAT-Mars

Die Gesamtkonfiguration des AMSAT-Mars Spacecraft soll auf dem AMSAT Satelliten P3D aufbauen ([10]). Abbildung 95 stellt das Baseline-Design des AMSAT-Mars Spacecraft ohne die Berücksichtigung des MNL dar. Die vorgegebene Randbedingung bezüglich der Konfiguration wirkt sich auch auf die Akkommodation des MNL auf dem Orbiter aus, wobei sich jedoch sagen lässt, dass dies nicht über den Aufwand hinausgeht, welcher für die Akkommodation eines z.B. optischen Instrumentes betrieben werden muss. MNL ist zwar vom reinen Volumen größer als andere betrachtete Instrumente, jedoch müssen für seine Akkommodation, bis auf die kurze Separationsphase keine operationellen Randbedingungen berücksichtigt werden.

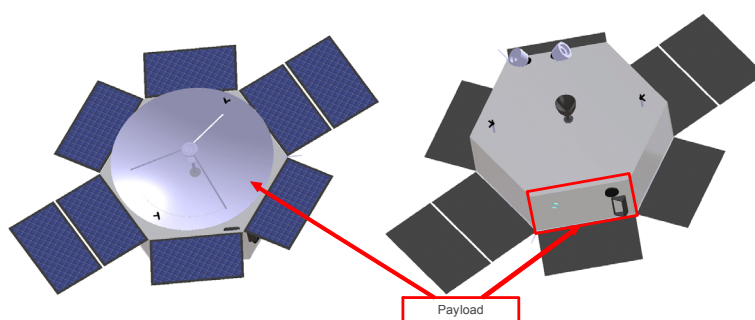


Abbildung 95: AMSAT-Mars Konfiguration

Folgende physische Randbedingungen müssen bei einer Akkommodation von MNL auf AMSAT-Mars beachtet werden:

- Benötigtes Freivolumen von ca. 520 (d) x 562 mm

- Anpassung an die gewünschte Massenverteilung auf AMSAT-Mars
- Akkomodation des MNL entsprechend der Lagenanforderungen von AMSAT-Mars vor und nach der Separation unter Berücksichtigung der Kräfte bei der Separation
- Unterbringung des elektrischen und mechanischen Interfaces (incl. Energieversorgung für Commissioning-Phasen und Commanding der Separation)

Da AMSAT-Mars den MNL als Piggy-Back zum Mars transportiert, bietet es sich ebenfalls an, den Orbiter als Relay-Station für die erzeugten wissenschaftlichen Daten des MNL zu nutzen. Die Randbedingungen welche dafür untersucht werden müssen sind wie folgt:

- Sichtbarkeit des AMSAT-Mars Orbiter von MetNet Landestelle aus und erreichbare Downlink-Raten
- Übereinstimmung der Betriebszeiten (AMSAT-Mars hat eine nominelle Betriebszeit von einem Marsjahr, der MNL hat eine nominelle Betriebszeit von 2 Marsjahren. Nach Ablauf der AMSAT-Mars Betriebszeit bietet es sich an andere Relay-Orbiter, z.B. MRO zu nutzen.)
- Kompatibilität der Kommunikations-S/S (Der MNL ist ausgelegt für 401,5 MHz für die Übertragung und 437,1 MHz für den Empfang von Signalen und damit kompatibel mit dem Electra-UHF Standard welcher für Relay Kommunikation zwischen Landeobjekten und Orbitern am Mars eingesetzt wird.)

3.3.5 Weitere Betrachtungen

Um die Separationsoption 0 verwirklichen zu können, muss geklärt werden,

- wie gut die Positionsgenauigkeit von AMSAT-P5 auf der Marstransferbahn ist,
- wann (in welchem Marsabstand) sich daraus eine ausreichende Genauigkeit für die MNL-Abtrennung ergibt,
- ob die Δv -Ersparnis durch die Massenverringerng beim Marseinschuss den zusätzlichen Antriebsbedarf für das Zielen von MNL und die anschließende Kurskorrektur von AMSAT-P5 ausgleicht.

Für die Optionen 1 und 2, welche beide eine Abtrennung aus dem Marsorbit vorsehen, muss noch abgeschätzt werden,

- wie sich die Masse eines Separationsmechanismus mit hohem Δv zur Gesamtmasse eines Abtrennmechanismus mit niedrigem Δv und einem zusätzlichem Bremsmodul für MNL verhält (hier wird davon ausgegangen, dass Ersteres wesentlich leichter ist),

- wie aus der Sicht des Missionsbetriebs eine Abtrennung von MNL auf der Übergangsbahn realisiert werden kann, ohne den vorgesehenen Betriebsplan von AMSAT-P5 zu stören.

Eine nähere Betrachtung der Option 2 sollte

- die Auswirkungen der Separation mit einem hohen $\Delta v = 7 \dots 9$ m/s auf den AMSAT-Orbiter bezüglich Lage- und Rotationsänderungen untersuchen,
- den Abtrennmechanismus hinsichtlich Prinzip, Masse und Volumen analysieren.

3.3.6 Fazit

Die Untersuchung der Randbedingungen zur Akkommodation einer Landenutzlast auf dem AMSAT-Mars Orbiter in Form des MNLs hat eine generelle Machbarkeit solch einer Option aufgezeigt. Dennoch hat sich gezeigt, dass im Falle dieser Mission eine Vielzahl an Einflüssen auf den Orbiter zu berücksichtigen ist, welche bereits frühzeitig in den Entwurfsprozess mit einbezogen werden müssen. Gleichzeitig lässt sich jedoch sagen, dass die sich hier ergebenden Anforderungen an das Baseline Design des AMSAT-Mars Spacecraft nicht übermäßig viel größer sind als jene, die eine fest installierte Remote Sensing Payload an das Design stellt. Darüber fallen der wissenschaftliche Nutzen und die potenzielle Steigerung des öffentlichen Interesses an der Gesamtmission besonders stark ins Gewicht, dies sogar bei Kostenneutralität, da das MNL Spacecraft vom FMI gestellt wird. Anfallende Kosten für die Landenutzlast an sich sind hier nur im Falle der oben beschriebenen Unterbringung einer eigenen Payload zu berücksichtigen, was jedoch ausgeglichen wird durch den technischen Know-How Gewinn, den eine solche Payload einbringen könnte.

4 Kosten

Die Kosten die für die Umsetzung der Missionen zum Mond und zum Mars zu erwarten sind, sind in dem gesonderten Bericht „D. Schubert, H. Päsler, DLR-AMSAT P5, Konzeptstudie zu einem Mond- und Marsatelliten in Kooperation mit AMSAT-DL - Kostenschätzung – „ aufgeschlüsselt und erläutert [5].

5 Zusammenfassung

Die erfolgreich abgeschlossene DLR-Studie hat aufbauend auf dem im Orbit befindlichen AMSAT-Satelliten P3-D die theoretische Machbarkeit einer deutschen Mission zum Mond und zum Mars mit ausgewählten DLR-Nutzlasten nachgewiesen.

Dabei wurde insbesondere als Zwischenschritt zum Mars ein Satellit zum Mond entworfen, der Silikate, Temperaturen und Meteoriteneinschläge auf der Mondoberfläche untersuchen kann, HDTV Aufnahmen vom Mond und spektakulären Missionsphasen (Lancherseparation, Manöver) in einer Form zu Erde sendet, dass das Videosignal mit Commercial-Off-The-Shelf Hardware (1,2 m Parabolantenne, TV-Receier) live empfangen werden kann, und mit dem eine innovative Technologie zur planetaren Navigation erprobt werden kann.

Des Weiteren wurde ein Satellit entworfen, mit dem gezielt der Marsmond Deimos aber auch Phobos und der Mars selbst erforscht werden können. Dabei kommen zwei hochauflösende Kameras und ein Spektrometer zum Einsatz, die in verschiedenen Frequenzbereichen zum Teil dreidimensional aufgelöste Bilder erzeugen können. Die Mission würde erstmals eine detaillierte Untersuchung von Deimos ermöglichen hinsichtlich seiner Entstehung, seiner Kernparameter (z.B. Masse, Bahn) und möglicher Landemissionen. Gleichzeitig kann mit dem Satelliten die Mars-Wolken- und Atmosphärendynamik in niedrigen Breitengraden beobachtet werden.

Beide Satellitenentwürfe stellen jeder für sich eine für die deutsche Öffentlichkeit und Planeten-Wissenschaft hohe Missionsattraktivität dar. Gleichzeitig scheint der Zwischenschritt einer Mondmission 2014 eine Folgemission zum Mars (Deimos) 2018 deutlich zu vereinfachen, dafür jedoch nicht zwingend notwendig zu sein.

Im Verlauf der Studie hat sich gezeigt, dass trotz der unterschiedlichen Arbeitsweisen von AMSAT-DL und DLR eine überaus konstruktive Zusammenarbeit entstanden ist und darüber hinaus eine mögliche Aufteilung von Verantwortlichkeiten bei gegebener Umsetzung eines oder beider Missionen bis hin zum Missionsbetrieb erarbeitet und angestrebt wurde.

Für das DLR besteht dabei die Chance, einen bestehenden Satellitentypen kostengünstig für wissenschaftliche Zwecke zu verwenden, d. h. neben der Kommunikationspayload von AMSAT-DL ein nach Kriterien wie Alleinstellungsmerkmal, wissenschaftlichem Wert, Kosten und nationalem Interesse ausgewähltes DLR-Payloadensemble auf dem AMSAT-Bus zu akkommodieren.

AMSAT-DL kann die Steigerung der nationalen Missionsattraktivität durch die wissenschaftlich hochwertige DLR-Nutzlasten bei der Verwirklichung ihrer angestrebten Marsmission helfen.

Durch den gewählten Ansatz, die Missionen lediglich als Sekundärnutzlasten in den GTO zu starten und den Satellitenbus unter der Leitung von AMSAT-DL zu bauen, hat die Kostenschätzung einen deutlichen Vorteil gegenüber vergleichbaren Explorationsmissionen ergeben [5]. So hat die Studie gezeigt, dass in einem Konsortium bestehend aus AMSAT-DL und DLR eine sowohl national als auch international innovative und attraktive Mission zum Mond und/oder Mars mit dem begrenzten Aufwand für einen Erdsatelliten möglich ist.

6 Annex



Annex 1: Protokoll vom Kick-Off



Protokoll



Protokoll-Nr.	Sitzung	Org.-Einh.	Datum	Tagungsort
DLR-AMSAT-001	Kick Off	SARA	10.06.2009	Bremen

Arbeitssitzung/Besprechungsthema	Beginn
Erstellung einer Phase-0 Studie: "Modifikationen am AMSAT-P3D-Bus zur Durchführung einer Mond- bzw. Marsmission"	10.06.2009 13:00

Ende
10.06.2009 16:45

Sitzungsleiter	Telefon-Nr.	Protokollführer	Telefon-Nr.	Einladung und Tagesordnung vom
Oliver Romberg	0421 24420 105	Nils Schader		20.05.2009
Dominik Quantius	0421 24420 109			

Sitzungsteilnehmer	Zusätzlicher Verteiler
Bauer, Waldemar Börner, Anko Braukhane, Andy Dekens, Erwin Gülzow, Peter Hoffmann, Harald Lange, Caroline Lötzke, Horst Georg Päsler, Hartmut Quantius, Dominik Romberg, Oliver Samaan, Malak Schader, Nils Schlotterer, Markus Sellmaier, Florian Vollhardt, Achim	Fröbel, Ludger Richter, Lutz Schubert, Daniel Sprowitz, Tom Straube, Heike Theil, Stephan Weiß, André

Ergebnis	Hinweis/Veranlassung
----------	----------------------

Begrüßung&Einführung (Romberg)
Frage (Sellmaier): Werden Präsentationen zur Verfügung gestellt?

CE-Approach (Romberg)

Vorstellung AMSAT (Vollhardt)

- Frage (Sellmaier): Alle bisherigen Satelliten geostationär? Nein, um nicht 50% aller Amateurfunker auszuschließen (Landmassenverteilung) Molnya-Orbit mit Apogäum über Nordhalbkugel
- Frage (Romberg) zur Finanzierung: Spenden, Industrie, kleinere Forschungsvorhaben (NASA)
- Frage (Romberg) zur Fertigung&Integration: Integration fand im zollfreien Bereich des Flughafens von Orlando statt
- Diskussion über Struktur und Organisation von AMSAT
- Frage (Sellmaier) über Orbit von P3D: 60000km x 2000km, wiederum Sichtbarkeit
- Frage (Sellmaier) zum Arbeitsbereich der Bochumer Antenne: X-Band (8,4GHz bzw. 10,4Ghz), auch S-Band, mäßige Empfindlichkeit
- Frage (Sellmaier): Hat Antenne Bochum <???) ? Nein, wegen administrativer Probleme und zu geringer Bandbreite des

**Präsentationen
verteilen
(Quantius)**

Protokoll-Nr. DLR-AMSAT-001	Sitzung Kick Off	Org.-Einh. SARA	Datum 10.06.2009	Seite 2
--------------------------------	---------------------	--------------------	---------------------	------------

Ergebnis	Hinweis/Veranlassung
----------	----------------------

vorhandenen ADSL-Anschlusses

- Frage zur geplanten Konfiguration (6-ECK): Planung mit 6-Eck weg Volumen (Tanks, Antennen, ...). Es handelt sich außerdem um erprobte Hardware.

Mond-Vorstudie (Quantius)

- Diskussion über omnidirektionale Antennen: Bei Mondmission wahrscheinlich ausreichend, abhängig von Bodensegment und für Instrumente benötigte Datenrate.
Romberg verweist auf Notwendigkeit die Requirements zu klären.
- Einwurf GSOC: bald neue Ka-Antenne; Antenne Bochum einbinden?

Wissenschaftliche Ziele (Hoffmann): weist auf großen Klärungsbedarf hin

- Frage Romberg: Was wäre generell interessant? Mond- und Marsmission hinsichtlich möglicher Untersuchungen völlig unterschiedlich
- Hoffmann: Mit geplantem Orbit wäre Untersuchung von Deimos möglich
- Wenig neue Optionen für Mondmission
- Martin Knappmeier als Kontakt für Mondanwendung

Gespräch mit Martin Knappmeier suchen (Hoffmann)

Optische Payload (Börner):

- Einwurf Romberg: Deimos-Kamera eventuell als hauptsächliches Ziel festlegen

Lander-Konzept (Lange):

- Frage Romberg nach Carrier-Gewicht: ca. 50kg
- Frage Dekens nach Landegebieten: Mare-Regionen bzw. Apollo-Landstellen

Operationelles Konzept (Sellmaier):

- ITU-Regularien beachten
- Zur Ermittlung von Betriebskosten ist erforderlich: Datenrate, benötigte Bodenstationen, Ranging/Lagebestimmung

Lagereglung (Samaan):

- Frage Dekens nach Nutzbarkeit des StarTrackers bei Spin-Stabilisierung: Wenn S/C rotiert nicht möglich

Thermal (Lötzke):

- Frage Romberg, wie bisher Tests gehandhabt wurden? Keine Testmodelle, tatsächliche Flughardware getestet.
- Kurze Diskussion über Testmöglichkeiten (DLR Bremen/Oberpfaffenhofen, EADS, OHB, IABG..?)

CE (Braukhane)

- Einwurf Romberg: Dehnung von 1 auf 2 Wochen möglich

Protokoll-Nr. DLR-AMSAT-001	Sitzung Kick Off	Org.-Einh. SARA	Datum 10.06.2009	Seite 3
--------------------------------	---------------------	--------------------	---------------------	------------

- Ergebnis
- Einwurf Romberg: Wissenschaftliche Ziele müssen vorher definiert sein; nicht Inhalt der CE-Sessions
 - Frage Börner, ob Mond UND Mars Pflicht sind? Romberg: Wunsch der Programmdirektion
 - Einwurf Börner, dass es um zwei völlig unterschiedliche Missionen handeln wird
 - Diskussion über nicht vorhandene Definition seitens Programmdirektion
 - Diskussion über Anwesenheit: AMSAT-Mitglieder müssen Urlaub nehmen
 - Einwurf (Sellmaier), ob und wie Integration Bodensegment in CE-Studie

Terminfindung

- Mond-CE-Studie: KW 38 oder KW 39
- Mars-CE-Studie: KW 46 oder KW 44 (hinzu kommt KW 47)

Diskussion

- Themat: Organisation der Datenübernahme? Treffen bei DLR oder AMSAT?
- AMSAT: Kein Thermal-Modell im eigentlichen Sinne vorhanden, viel Papier
- Finanzierung:
- AMSAT: 20 Mio. € zum Mond ohne Science
- Normale Payload vs. Lander?
- Neue Instrumente ausgeschlossen -> Adaption vorhandener Systeme
- Finanzierung hängt vom Ergebnis der Studie ab, aber Studie braucht Rahmenbedingungen: Rahmen mit Programmdirektion abstecken
- Frage nach Kostenträger: Eigenleistung auf DLR-Seite
- Definition von Science und möglichen Instrumenten und Nutzlast bis Mitte Juli erforderlich

Hinweis/Veranlassung

Termine bis 19.06.09 bestätigen (alle)

Treffen vermitteln (Quantius)

Requirements Definition für mögliche Payload bis 24.07.09 (Börner, Hoffmann, Lange, Samaan)



Annex 2: Protokoll von Mond-Telekonferenz



Protokoll-Nr.	Sitzung	Org.-Einh.	Datum	Tagungsort
RY-PDW_240909		RY-SR	25.09.2009	Bremen/Köln

Arbeitssitzung/Besprechungsthema	Beginn
Diskussion: Verantwortlichkeiten bei Durchführung des AMSAT-DLR-Projektes, Aufteilung zwischen AMSAT und DLR	24.09.09 15:30
	Ende
	24.09.09 16:30

Sitzungsleiter	Telefon-Nr.	Protokollführer	Telefon-Nr.	Einladung und Tagesordnung vom
Oliver Romberg	0421 / 24420-105	Oliver Romberg	0421 / 24420-105	

Sitzungsteilnehmer	Zusätzlicher Verteiler
Fröbel (PD-W) Spurmann (RB-RT) Quantius (RY-SR) Biele (RB-MC) Braukhane (RY-SR) Lötzke (RY-SK) Bauer (RY-SR) Börner (RM-OS) Hoffmann (PF-LT) Romberg (RY-SR) Päsler (AMSAT) Vollhardt (AMSAT) Gülzow (AMSAT)	Prof. Dittus (RY)

Ergebnis	Hinweis/Veranlassung

Präambel: Das Projekt wird partnerschaftlich von AMSAT und DLR gemeinsam durchgeführt. Bei der Realisierung des AMSAT-DLR-Projektes steht die Finanzierbarkeit, d. h. die Kostenoptimierung im Vordergrund.

Thema: Bau des AMSAT-S/C (Verantwortlichkeiten)

- Die Aufteilung der Verantwortlichkeiten bei der Entwicklung und beim Bau der Raumfahrzeuge erfolgt nach jeweiliger Kompetenz bzw. Verfügbarkeit (Personal, Material, Infrastruktur) sowie nach Integrations- und Testmöglichkeiten. Auch hier steht die Kostenoptimierung im Vordergrund.
- Integration ab voraussichtlich Mitte 2011 auch im Laborgebäude DLR Bremen möglich

Thema: Betrieb des AMSAT-S/C (Verantwortlichkeiten)


- In Bezug auf kritische Missionsphasen sowie Kommunikation mit der wissenschaftlichen DLR-Nutzlast erfolgt die Bodenkontrolle durch GSOC (LEOP, commissioning, Manöver: phasing orbits, Einschub zur WSB, mid-course correction, Einschub Mond), wobei AMSAT als Backup fungiert. AMSAT und DLR planen die Manöver partnerschaftlich.

Protokoll-Nr. RY-PDW_240909	Sitzung	Org.-Einh. RY-SR	Datum 25.09.2009	Seite 2
Ergebnis				Hinweis/Veranlassung

- Während des regulären Betriebs am Mond (später Mars) und Nutzung der AMSAT-Payload sowie während des ballistischen Flugs zwischen Manövern erfolgt die Bodenkontrolle durch AMSAT (Bochum) mit Backup durch DLR. DLR und AMSAT planen den Betrieb partnerschaftlich.
- Die Verantwortlichkeiten können unter Berücksichtigung von Aufwand und Kosten grundsätzlich wechseln. Eine Nutzung der Antenne in Weilheim ist ebenfalls denkbar.
- Es wird von einer gemeinsamen Netzwerkanbindung DLR und AMSAT – Bodenstationen (Cortex-NT) ausgegangen.

System/Missionsführerschaft

- Die Leitung des Vorhabens in Bezug auf das Raumfahrzeug-System (AMSAT-Satellitenbus) obliegt AMSAT
- Die Leitung der Mission (Mond & Mars) liegt jeweils beim DLR.



(Oliver Romberg, RY-SR)

Annex 3: Protokoll von Mars-Telekonferenz



Protokoll-Nr. RY-PDW_191109	Sitzung 	Org.-Einh. 	Datum 19.11.2009	Tagungsort DLR-RY-CEF (telecon)
--------------------------------	-------------	----------------	---------------------	------------------------------------

Arbeitssitzung/Besprechungsthema Diskussion der Fragen von RB-MC gemäß Email vom 13. November 2009 (RB-MC -> RY-SR + PD-W)	Beginn 13:00
	Ende 13:40

Sitzungsleiter Dominik Quantius	Telefon-Nr. 	Protokollführer Romberg	Telefon-Nr. RY-105	Einladung und Tagesordnung vom
------------------------------------	-----------------	----------------------------	-----------------------	------------------------------------

Sitzungsteilnehmer Fröbel (PD-W) Biele (RB-MC) Päsler (AMSAT) Vollhardt (AMSAT) Quantius (RY-SR)	Braukhane (RY-SR) Romberg (RY-SR) CEF-Team	Zusätzlicher Verteiler Prof. Dittus (DLR-RY)
---	--	---

TOP	Hinweis/Veranlassung
-----	----------------------

Frage 1 zum partnerschaftlichen Verhältnis AMSAT – DLR:

DLR unterstützt die AMSAT-Idee im Rahmen eines gemeinsamen Vorhabens, wobei sich die beiden Partner (AMSAT & DLR) gegenseitig helfen, die notwendigen finanziellen Mittel aufzubringen.

Dafür sind 3 Modelle denkbar:

1. Direkte Förderung des AMSAT - Projektes durch das DLR
2. Jeder der beiden Partner finanziert seine Beiträge selbst
3. Beide Partner bemühen sich als Konsortium um Förderungen durch Dritte (z. B. Wirtschaftsministerium)

Modell 3 wird von PD-W favorisiert.

Keiner der beiden Partner ist Serviceleister oder Auftragnehmer. Beide Partner arbeiten nach bestem Wissen nach „best effort“ gemeinsam im Team.

Im Falle von technischen Fehlfunktionen oder S/S-Ausfällen hat kein Partner Anspruch auf Schadensersatz gegenüber dem anderen. Ein entsprechender Kooperationsvertrag, der den Missionsbetrieb einschließt, wird zu gegebener Zeit aufgesetzt.

Kooperationsvertrag mittelfristig aufsetzen

Frage 2 zum Hauptinteresse des DLR (PD-W) an dem AMSAT-Projekt:

Die Motivation für DLR (PD-W) sich ggf. an AMSAT zu beteiligen liegt in der hohen Missionsattraktivität. Es besteht die Möglichkeit, einen bestehenden Satellitentyp kostengünstig für wissenschaftliche DLR-Zwecke zu verwenden, d. h. neben der AMSAT Comms-P/L ein ausgewähltes DLR-P/L-Ensemble auf dem AMSAT-Bus zu akkommodieren.

Protokoll-Nr. RY-PDW_191109	Sitzung	Org.-Einh. RY-SR	Datum 20.11.2009	Seite 2
				Hinweis/Veranlassung

Frage 3 nach der „Master-Slave-Prioritätenverteilung“:

Die Partner sind sich darüber einig, dass bis zum Betrieb am Mars GSOC die Missionsführung obliegt. Der operationelle Betrieb am Mars bzw. Deimos kann dann wechselseitig durch die PIs bzw. AMSAT erfolgen.

Frage 4 nach der geforderten Zuverlässigkeit an GSOC:

Laut Aussage von PD-W soll die Zuverlässigkeit des Missionsbetriebes durch GSOC nicht höher angesetzt werden, als die Zuverlässigkeit des schwächsten Gliedes, z. B. Launch-System (baseline: AR5).