

Planung und Simulation von  
Radio-Science-Experimenten  
interplanetarer Raumfahrt-Missionen

Jörg Selle



**Planung und Simulation von  
Radio-Science-Experimenten interplanetarer  
Raumfahrt-Missionen**

Dipl.-Ing. Jörg Selle

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik der Universität der Bundeswehr München zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktors der Ingenieurwissenschaften (Dr.-Ing.) eingereichten Dissertation

Vorsitzender: Univ.-Prof. Dr. rer. nat. habil. G. Dollinger  
1. Berichterstatter: Univ.-Prof. Dr. rer. nat. B. Häusler  
2. Berichterstatter: Univ.-Prof. Dr.-Ing. G. Hein

Diese Dissertation wurde am 17. Juni 2005 bei der Universität der Bundeswehr München, 85577 Neubiberg, eingereicht und durch die Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik am 22. Juni 2005 angenommen.

Tag der Prüfung: 14. Dezember 2005



# Danksagung

Diese Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Raumfahrttechnik der Universität der Bundeswehr München und wurde im Juni 2005 abgeschlossen.

Mein besonderer und aufrichtiger Dank gilt Herrn Professor Dr.rer.nat. B. Häusler für seine ständige fachliche Förderung und Anleitung sowie seiner persönlichen Anteilnahme. Ohne seinen fachlichen Rat, mit dem er mir jederzeit zur Seite stand, wäre diese Arbeit sicherlich nicht möglich gewesen. Allen Mitarbeitern und Kollegen des Instituts möchte ich ebenfalls für ihre Unterstützung während meiner Arbeit sehr herzlich danken. Besonders den Herren Dr. W. Eidel und Dr. S. Remus danke ich für ihre unermüdliche Gesprächsbereitschaft und große Geduld, Fragestellungen zu den hier behandelten Themen zu lösen.

Weiterhin danke ich den Kollegen des Instituts für Geophysik und Meteorologie der Universität zu Köln für die hilfreichen Diskussionen. Insbesondere Herrn Dr. M. Pätzold als Leiter des MARS EXPRESS Radio-Science Experimentes bin ich zu Dank verpflichtet. Auch die Unterstützung und der ständige Austausch von Simulations-Ergebnissen, insbesondere durch Herrn M. Fels und Herrn T. Andert, möchte ich bei dieser Gelegenheit hervorheben.

Auch die freundlichen Anregungen von den Kollegen des Department of Electrical Engineering der University of California in Stanford während meiner Tätigkeit waren stets eine unverzichtbare Ergänzung. Neben Herrn Professor G. L. Tyler konnte mir besonders Herr Dr. R. A. Simpson zahlreiche Hilfestellungen geben. Herr S. W. Asmar vom Jet Propulsion Laboratory in Pasadena hat ebenfalls durch seine Kompetenz im Gebiet der Radio-Science zur Qualität dieser Arbeit beigetragen.

Nicht zuletzt danke ich meiner Familie und meinen Freunden für die moralische Unterstützung während der Zeit meiner Promotion.

München, im Juni 2005

# Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	v
Tabellenverzeichnis	viii
Abkürzungsverzeichnis	ix
Symbolverzeichnis	xii
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2 Grundlagen der Radio-Science</b>	<b>3</b>
2.1 Technik der Radio-Science . . . . .	3
2.2 Das Bodensegment . . . . .	3
2.3 Die Raumsonde . . . . .	5
2.4 Der Orbit . . . . .	7
2.5 Geschwindigkeits- und Positionsmessungen von Raumsonden . . . . .	8
2.6 Das Radio-Science-Messverfahren . . . . .	9
2.7 Radio-Science-Experimente . . . . .	10
2.7.1 Okkultation . . . . .	10
2.7.2 Bistatisches Radar . . . . .	15
2.7.3 Gravitations-Anomalien . . . . .	19
2.7.4 Sonnenkorona . . . . .	21
2.7.5 Physikalische Faktoren und Bodenstations-Konfiguration bei Radio- Science-Experimenten . . . . .	24
2.7.6 Fehler-Abschätzung . . . . .	24
<b>3 ESA-Missionen mit Beiträgen der Radio-Science-Messtechnik</b>	<b>26</b>
3.1 MARS EXPRESS . . . . .	26
3.1.1 Forschungsgegenstände und Aufbau der Sonde . . . . .	26
3.1.2 Missionsablauf . . . . .	27
3.1.3 Radiosondierung an Bord von MARS EXPRESS . . . . .	28
3.2 ROSETTA . . . . .	29
3.2.1 Forschungsgegenstände und Aufbau der Sonde . . . . .	29
3.2.2 Missionsablauf . . . . .	31
3.2.3 Radiosondierung an Bord von ROSETTA . . . . .	32
3.3 VENUS EXPRESS . . . . .	32
3.3.1 Forschungsgegenstände und Aufbau der Sonde . . . . .	32
3.3.2 Missionsablauf . . . . .	33
3.3.3 Radiosondierung an Bord von Venus Express . . . . .	33
3.4 Weitere Missionen . . . . .	36

<b>4</b>	<b>Referenz-Systeme und Zeit-Basen</b>	<b>37</b>
4.1	Zeit-Basen . . . . .	37
4.1.1	Julianisches Datum (JD) . . . . .	37
4.1.2	Modifiziertes Julianisches Datum (MJD) . . . . .	37
4.1.3	International Atomic Time (TAI) . . . . .	38
4.1.4	Global Positioning System Time (GPS) . . . . .	38
4.1.5	Terrestrial Time (TT) . . . . .	38
4.1.6	Universal Time Coordinated (UTC) . . . . .	39
4.1.7	Universal Time (UT) . . . . .	39
4.1.8	Universal Time (UT1) . . . . .	40
4.1.9	Geocentric Coordinate Time (TCG) . . . . .	41
4.1.10	Barycentric Dynamic Time (TDB) . . . . .	41
4.1.11	Barycentric Coordinate Time (TCB) . . . . .	41
4.1.12	Dynamische Zeitbasis für die JLP DE 405 Ephemeriden ( $T_{eph}$ ) . . . . .	42
4.1.13	Spacecraft Time (OBT) . . . . .	42
4.1.14	Lichtlaufzeit-Korrekturen . . . . .	43
4.2	Zeit-Konventionen für den Radio-Science-Simulator (RSS) . . . . .	44
4.3	Himmels- und Erd-Referenz-Systeme . . . . .	45
4.3.1	Änderung von Koordinaten durch die Präzessions-Bewegung . . . . .	45
4.3.2	Rotation um den Himmels-Ephemeriden-Pol . . . . .	46
4.3.3	Änderung von Koordinaten durch die Nutations-Bewegung . . . . .	47
4.3.4	Transformation in den International Reference Pole . . . . .	48
4.3.5	Erd-Ellipsoid-Koordinaten von Bodenstationen . . . . .	49
4.3.6	Geschwindigkeit der Bodenstation im Internationalen Himmels-Referenz-System (ICRS) . . . . .	50
4.3.7	Venus- und Mars-Ellipsoid . . . . .	51
4.4	Planetare Ephemeriden und Koordinaten . . . . .	51
<b>5</b>	<b>Der Radio-Science-Simulator (RSS)</b>	<b>52</b>
5.1	Zielsetzung . . . . .	52
5.2	Konzept und Aufbau . . . . .	53
5.3	Möglichkeiten zur Verwendung alternativer Software . . . . .	54
5.4	Module des Radio-Science-Simulators (RSS) . . . . .	56
5.4.1	Zeit-Modul . . . . .	56
5.4.2	Orbit-Modul . . . . .	56
5.4.3	Ephemeriden-Modul . . . . .	58
5.4.4	Bodenstations-Modul . . . . .	59
5.4.5	Okkultations-Modul . . . . .	60
5.4.6	Eklipse-Modul . . . . .	65
5.4.7	Bistatisches Radar-Modul . . . . .	65
5.4.8	Doppler-Modul . . . . .	70
5.4.9	Fly-By-Modul . . . . .	74
5.4.10	Lageregelungs-Modul . . . . .	76
5.4.11	Kometen- und Asteroiden-Simulation . . . . .	81
5.4.12	Atmosphären-Eintritts-Modul . . . . .	83
5.4.13	Antriebs-Modul zur Optimierung der Trajektorie . . . . .	83
5.5	Ausgewählte Funktionen des RSS . . . . .	86
5.5.1	Auswertung von Gravitations- sowie Sonnenkorona-Experimenten . . . . .	86
5.5.2	Datenbestände zum Mars-Klima . . . . .	86
5.5.3	Simulation einer Mission mit dem RSS . . . . .	87

5.5.4	Erstellung von theoretischen Vorhersagen zur Auswertung der Messergebnisse . . . . .	88
5.5.5	Auswertung der Simulation . . . . .	88
5.5.6	Erstellung von Requests . . . . .	89
<b>6</b>	<b>Validierung und Ergebnisse ausgewählter Missions-Szenarien</b>	<b>92</b>
6.1	Validierung von Berechnungen mit dem RSS . . . . .	92
6.2	Okkultations-Messungen . . . . .	92
6.3	Bistatische Radar-Messungen . . . . .	98
6.4	Messungen von Gravitations-Anomalien . . . . .	101
6.5	Untersuchung der Sonnenkorona . . . . .	103
6.6	Bestimmung der Eklipse-Phasen . . . . .	104
6.7	Doppler-Vorhersagen . . . . .	104
6.8	Lageregelung während der VENUS EXPRESS Mission . . . . .	107
6.9	Orbit-Planung für die ROSETTA Mission . . . . .	108
6.9.1	Orbitphase . . . . .	108
6.9.2	Absetzvorgang der Landeeinheit . . . . .	109
6.9.3	Zusammenfassung von Simulationsergebnissen . . . . .	110
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>112</b>
<b>A</b>	<b>Anhang: Bestimmung der Änderung der Elektronendichte</b>	<b>114</b>
<b>B</b>	<b>Anhang: Verwendung von normalisierten Gravitations-Koeffizienten</b>	<b>115</b>
<b>C</b>	<b>Anhang: Numerische Berechnung des Julianischen Datums</b>	<b>116</b>
<b>D</b>	<b>Anhang: Berechnung des spekularen Punktes auf einer Kugeloberfläche</b>	<b>117</b>
<b>E</b>	<b>Anhang: Berechnung der Empfangsfrequenz aus Doppler-Vorhersagen</b>	<b>119</b>
<b>F</b>	<b>Anhang: Verwendung von Tschebyscheff-Polynomen</b>	<b>120</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>122</b>

# Abbildungsverzeichnis

Logo der Universität der Bundeswehr München . . . . .	3
2.1 Bodenstation der ESA in New Norcia nahe Perth, Australien . . . . .	4
2.2 Netzwerk von Bodenstationen der ESA und NASA . . . . .	5
2.3 Transponderkonfigurationen für Radio-Science-Messungen . . . . .	6
2.4 Ein TT&C Subsystem mit redundanten Transpondern, USO und Radio Frequency Distribution Unit (RFDU) am Beispiel des ROSETTA Satelliten	7
2.5 Prinzip der Signalübertragung zwischen Raumfahrzeug und Bodenstation	8
2.6 Funktionsweise eines Okkultations-Experimentes im Ein-Wege-Modus am Beispiel der MARS EXPRESS Mission . . . . .	11
2.7 Radiowellen-Pfadgeometrie eines Okkultations-Experimentes . . . . .	12
2.8 Flussdiagramm zur Veranschaulichung der Prinzipien zur Bestimmung der atmosphärischen und ionosphärischen Parameter . . . . .	13
2.9 Höhe über der Refraktivität der Marsatmosphäre bzw. -ionosphäre am Beispiel der MGS-Aufzeichnungen . . . . .	15
2.10 Monostatisches und bistatisches Radar . . . . .	16
2.11 Bistatisches Radar: Specular-Pointing-Szenario . . . . .	17
2.12 Bistatisches Radar: Spot-Pointing-Szenario . . . . .	18
2.13 Bistatisches Radar: Inertial-Pointing-Szenario . . . . .	18
3.1 MARS EXPRESS . . . . .	27
3.2 67P/Churyumov-Gerasimenko (Falsch-Farben-Bild) . . . . .	30
3.3 Die VENUS EXPRESS Raumsonde vor der Venus . . . . .	33
3.4 Regionen auf der Venus, die sich für Messungen mit bistatischem Radar eignen . . . . .	35
4.1 Unterschiede in Sekunden zwischen verschiedenen Zeit-Standards während der Jahre 1950 bis 2020 . . . . .	38
4.2 Die Effekte von Präzession auf Ekliptik, Erd-Äquator und Lage des Früh- lingspunktes . . . . .	46
4.3 Die Wanderung von Äquator, Ekliptik und Frühlingspunkt verursacht durch die Nutation . . . . .	48
4.4 Erd- und Himmels-Referenz-Systeme . . . . .	50
5.1 Die Haupt-Benutzeroberfläche des RSS . . . . .	54
5.2 Struktureller Aufbau des RSS . . . . .	55
5.3 Verwendung verschiedener Zeit-Formate im RSS am Beispiel des Ephemeriden- Moduls, Orbit-Moduls und Bodenstations-Moduls sowie der Ein- und Aus- gabe . . . . .	57
5.4 Okkultations-Geometrie: kein Schnittpunkt, keine Okkultation . . . . .	61
5.5 Okkultations-Geometrie: ein Berührungspunkt, Eintritt in eine bzw. Aus- tritt aus einer Okkultation . . . . .	62
5.6 Okkultations-Geometrie: ein Berührungspunkt, keine Okkultation . . . . .	62

5.7	Okkultations-Geometrie: zwei Schnittpunkte, Okkultation . . . . .	62
5.8	Okkultations-Geometrie: zwei Schnittpunkte, keine Okkultation . . . . .	63
5.9	Gerade vom Satelliten in Richtung der Bodenstation . . . . .	63
5.10	Geometrie zur Berechnung des spekularen Punktes (1) . . . . .	67
5.11	Geometrie zur Berechnung des spekularen Punktes (2) . . . . .	68
5.12	Frequenz-Residuen im X-Band des MARS EXPRESS Radio-Science Experimentes gemessen am 24. Mai 2004. Auswertung der Daten mit Dopplervorhersagen des RSS bzw. des Electrical Engineering Department der Stanford University . . . . .	73
5.13	Der Mars-Mond Phobos aufgenommen von der HRSC-Kamera an Bord der Raumsonde MARS EXPRESS . . . . .	74
5.14	Lage der Koordinatensysteme zur Bestimmung der Orbitalelemente von Phobos . . . . .	75
5.15	Abbildung der Strahlgeometrie und die Auswahl des Strahles . . . . .	79
5.16	Schematische Darstellung des Optimierungsalgorithmus . . . . .	85
5.17	Flussdiagramm zur Erstellung von <i>Request-Files</i> für verschiedene Radio-Science-Experimente aus den einzelnen Modulen des RSS . . . . .	90
5.18	Entscheidungs-Strukturen und Abläufe zur Verarbeitung des <i>Request-Files</i> (MREQ) . . . . .	91
6.1	Übersicht zur Visualisierung der Okkultations-Perioden während der MARS EXPRESS Mission . . . . .	93
6.2	Übersicht zur Visualisierung der geographischen Position des Okkultations-Fußpunktes während der MARS EXPRESS Mission . . . . .	94
6.3	Übersicht zur Visualisierung der Sondierungsdauer während der MARS EXPRESS Okkultations-Periode im Jahr 2005 . . . . .	94
6.4	Aus Okkultations-Messungen vom 24. Mai 2004 (DoY 145) und 10. Juli 2004 berechnete Druck- und Temperatur-Profile . . . . .	95
6.5	Übersicht zur Visualisierung der Okkultations-Perioden während der VENUS EXPRESS Mission . . . . .	96
6.6	Übersicht zur Visualisierung der geographischen Position des Okkultations-Fußpunktes während der VENUS EXPRESS Mission . . . . .	97
6.7	Übersicht zur Visualisierung der Sondierungsdauer während der VENUS EXPRESS Mission . . . . .	97
6.8	Lage und Einfallswinkel der von Goldstone aus sichtbaren spekularen Punkte während des Zeitraums Januar bis Dezember 2005 der MARS EXPRESS Mission . . . . .	98
6.9	Lage und Einfallswinkel der von Canberra aus sichtbaren spekularen Punkte während des Zeitraums April 2006 bis Januar 2009 der VENUS EXPRESS Mission . . . . .	99
6.10	Quaternionen zur Durchführung des bistatischen Radar-Experimentes der Raumsonde MARS EXPRESS mit spekularer Ausrichtung am 3. Juli 2005 .	100
6.11	Doppler-Residuen im X-Band mit und ohne simulierten Zeitfehler von 1 ms durch Gravitations-Anomalien im Perizentrum des Orbits 1199 am 11. Dezember 2004 der MARS EXPRESS Mission . . . . .	101
6.12	Ausgabe der ESA-Software MAPPS für den MARS EXPRESS Orbit 1151 mit topographischen Informationen . . . . .	102
6.13	Obere Konjunktion des Mars im Herbst 2004 . . . . .	103
6.14	Dauer sowie Lage der Eklipse-Phasen während der MARS EXPRESS Mission von April bis August 2004 . . . . .	104

6.15 Grobaufflösung des vorhergesagten Downlink-Dopplers am 1. und 2. Juli 2004 . . . . .	105
6.16 Residuen des MARS EXPRESS Okkultations-Experimentes vom 18. Mai 2004	106
6.17 Vorhergesagte Frequenzen für die HUYGENS-Sonde während des Abstiegs in der Titan-Atmosphäre am 14. Januar 2005 . . . . .	106
6.18 Berechnete Lagerregelungs-Quaternionen für die Okkultation im VENUS EXPRESS Orbit 100 . . . . .	107
6.19 67P/Churyumov-Gerasimenko, Orbit 1 und Orbit 2 bei 1,36 AU Sonnenentfernung über 25 Tage simuliert . . . . .	109
6.20 67P/Churyumov-Gerasimenko, Störbeschleunigungen . . . . .	110
6.21 67P/Churyumov-Gerasimenko, Geschwindigkeit der Landeeinheit . . . . .	111

# Tabellenverzeichnis

2.1	Downlink-Übertragungsfrequenzen, zugehörige Wellenlängen und Umsetzungsverhältnisse . . . . .	6
2.2	Werte der Dielektrizitätskonstante für unterschiedliche Oberflächen . . . .	17
2.3	Physikalische Faktoren und Sende-Konfigurationen . . . . .	24
2.4	Doppler-Geschwindigkeitsfehler $\sigma_v$ (mm/s) bei einer Sekunde Integrationszeit für die MARS EXPRESS Mission . . . . .	25
3.1	Orbitelemente 67P/Churyumov-Gerasimenko im Jahr 2003 . . . . .	30
3.2	Physikalische Parameter, 67P/Churyumov-Gerasimenko im Jahr 2003 . . .	31
3.3	Die Position der Venus-Zielgebiete für bistatisches Radar . . . . .	34
5.1	Eine Auswahl im RSS berücksichtigter Bodenstationen . . . . .	60
5.2	Veranschaulichung der verschiedenen Größen zur Berechnung der Doppler-Vorhersagen . . . . .	72
5.3	Bahndaten des Mondes Phobos . . . . .	75
5.4	Die Koordinatensysteme des Lageregelungs-Moduls . . . . .	77
6.1	Simulierte Umlaufbahnen für 67P/Churyumov-Gerasimenko . . . . .	108
6.2	46P/Wirtanen, Simulationsergebnisse im Überblick . . . . .	110
6.3	67P/Churyumov-Gerasimenko, Simulationsergebnisse im Überblick . . . .	111

# Abkürzungsverzeichnis

<b>AU</b>	Astronomische Einheit ( <i>Astronomical Unit</i> ; $1 \text{ AU} = 149.597.870,69 \text{ km}$ )
<b>BSR</b>	Bistatisches Radar ( <i>Bistatic Radar</i> )
<b>CIO</b>	Himmels-Ephemeriden-Pol ( <i>Celestial Intermediate Origin</i> )
<b>CL</b>	<i>Closed Loop</i>
<b>CME</b>	Koronale Massenauswürfe ( <i>Coronal Mass Ejections</i> )
<b>CPM</b>	Chemisches Antriebsmodul ( <i>Chemical Propulsion Module</i> )
<b>DSN</b>	Amerikanisches Netzwerk von Bodenstationen ( <i>Deep Space Network</i> )
<b>DLR</b>	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik
<b>DoY</b>	Tag des Jahres ( <i>Day of Year</i> )
<b>EME</b>	Mittlerer Erdäquator ( <i>Earth Mean Equator</i> )
<b>ESA</b>	Europäische Weltraumorganisation ( <i>European Space Agency</i> )
<b>ESOC</b>	Europäisches Weltraum-Kontrollzentrum ( <i>European Space Operations Centre</i> )
<b>ESTEC</b>	Europäisches Weltraum-Forschungs- und Technologie-Zentrum ( <i>European Space Research and Technology Centre</i> )
<b>ET</b>	Ephemeriden Zeit ( <i>Ephemeris Time</i> )
<b>FD</b>	Raumflugdynamik-Abteilung ( <i>Flight Dynamics Department</i> )
<b>FECS</b>	<i>Flight Dynamics Events and Communications Skeleton</i>
<b>GHA</b>	<i>Greenwich Stundenwinkel (Greenwich Hour Angle)</i>
<b>GAST</b>	<i>Scheinbare Siderische Greenwich Zeit (Greenwich Apparent Sidereal Time)</i>
<b>GMST</b>	<i>Mittlere Siderische Greenwich Zeit (Greenwich Mean Sidereal Time)</i>
<b>GPS</b>	<i>Amerikanisches Satelliten-Navigations-System (Global Positioning System)</i>
<b>GUI</b>	<i>Graphische Benutzeroberfläche (Graphical User Interface)</i>
<b>HGA</b>	<i>Hochgewinn-Antenne (High Gain Antenna)</i>
<b>HRSC</b>	<i>Hochauflösende Stereo-Kamera (High Resolution Stereo Camera)</i>
<b>JD</b>	<i>Julianisches Datum (Julian Date)</i>

<b>IAU</b>	<i>Internationale Astronomische Union (International Astronomical Union)</i>
<b>ICRS</b>	<i>Internationales Himmels-Referenz-System (International Celestial Reference System)</i>
<b>IERS</b>	<i>Internationaler Erdrotations-Dienst (International Earth Rotating Service)</i>
<b>ITRS</b>	<i>Internationales Erd-Referenz-System (International Terrestrial Reference System)</i>
<b>J2000</b>	<i>aktuelle Standard-Epoche am 1. Januar 2000 um 12 Uhr UT1</i>
<b>JPL</b>	<i>Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, USA</i>
<b>KSS</b>	<i>Klein-Satelliten-Simulator</i>
<b>LGA</b>	<i>Niedriggewinn-Antenne (Low Gain Antenna)</i>
<b>LS</b>	<i>Schaltsekunden (Leap Seconds)</i>
<b>MAPPS</b>	<i>Mapping And Planning Payload Science</i>
<b>MaRS</b>	<i>MARS EXPRESS Radio-Science Experiment</i>
<b>MCD</b>	<i>Klima-Datenbank des Mars (Mars Climate Database)</i>
<b>MCS</b>	<i>Missions-Kontroll-System der ESOC (Mission Control System ESOC)</i>
<b>MEO</b>	<i>MARS EXPRESS Orbiter – ESA-Raumsonde</i>
<b>MEX</b>	<i>MARS EXPRESS – ESA-Raumsonde</i>
<b>MGA</b>	<i>Mittelgewinn-Antenne (Medium Gain Antenna)</i>
<b>MGS</b>	<i>MARS GLOBAL SURVEYOR – NASA-RAUMSONDE</i>
<b>MIRA</b>	<i>MEX Instrument Resource Analyser</i>
<b>MJD</b>	<i>Modifiziertes Julianisches Datum (Modified Julian Date)</i>
<b>MREQ</b>	<i>MIRA request file</i>
<b>NAIF</b>	<i>(Navigation Ancillary Information Facility)</i>
<b>NASA</b>	<i>Nationale Weltraumorganisation der USA (National Aeronautics and Space Administration)</i>
<b>OBT</b>	<i>An-Bord-Zeit (Onboard Time)</i>
<b>OL</b>	<i>Open Loop</i>
<b>ONED</b>	<i>Ein-Wege-Dual-Frequenz-Downlink (One-Way-Dual-Frequency-Downlink)</i>
<b>PI</b>	<i>Principle Investigator</i>
<b>POS</b>	<i>Payload Operations Service</i>
<b>PTR</b>	<i>Pointing Request</i>
<b>RFDU</b>	<i>Radio Frequency Distribution Unit</i>

---

<b>RSS</b>	<i>Radio-Science-Simulator</i>
<b>SPICE</b>	<i>Spacecraft Planet Instrumental C-matrix Events</i>
<b>SSMM</b>	<i>Solid State Mass Memory</i>
<b>STAT</b>	<i>Science Timeline Analysis Tool</i>
<b>TAI</b>	<i>Internationale Atomzeit (International Atomic Time)</i>
<b>TCB</b>	<i>Barycentric Coordinate Time</i>
<b>TCG</b>	<i>Geocentric Coordinate Time</i>
<b>TEC</b>	<i>Gesamtelektroneninhalt (Total Electron Content)</i>
<b>TDB</b>	<i>Barycentric Dynamic Time</i>
<b>TDT</b>	<i>Terrestrial Dynamical Time</i>
<b><math>T_{eph}</math></b>	<i>Dynamische Zeitbasis für die JLP DE 405 Ephemeriden</i>
<b>TT</b>	<i>Terrestrial Time</i>
<b>TT&amp;C</b>	<i>Telemetry, Tracking &amp; Command</i>
<b>TWOD</b>	<i>Zwei-Wege-Dual-Frequenz-Downlink (Two-Way-Dual-Frequency-Downlink)</i>
<b>UHF</b>	<i>Ultrahochfrequenz (Ultra High Frequency)</i>
<b>UniBwM</b>	<i>Universität der Bundeswehr München</i>
<b>UT</b>	<i>Universal Time</i>
<b>UT1</b>	<i>Universal Time 1</i>
<b>UTC</b>	<i>Koordinierte Weltzeit (Universal Time Coordinated)</i>
<b>USO</b>	<i>Ultrastabiler Oszillator (Ultra Stable Oscillator)</i>
<b>VeRa</b>	<i>VENUS EXPRESS Radio Science Experiment</i>
<b>VLBI</b>	<i>Very Long Baseline Interferometry</i>

# Symbolverzeichnis

Fett gedruckte Kleinbuchstaben wie  $\mathbf{r}$  bezeichnen einen Vektor

Fett gedruckte Großbuchstaben wie  $\mathbf{R}$  bezeichnen eine Matrix

$A$	Antennendurchmesser
$a$	Große Halbachse bzw. Strahlen-Asymptote
$a_e$	Halbachse des Ellipsoids in x-Richtung
$\mathbf{a}_{grav}$	Störbeschleunigung durch das Gravitations-Potential des ausgedehnten Zentralkörpers
$\mathbf{a}_{koma}$	Störbeschleunigung durch die Koma des Kometen
$\mathbf{a}_{rad}$	Störbeschleunigung durch die Sonnenstrahlung
$\mathbf{a}_{sol}$	Störbeschleunigung durch die Sonnengravitation
$\mathbf{a}_{wind}$	Störbeschleunigung durch den Einfluss des Sonnenwindes
$B$	Bandbreite
$\mathbf{b}$	vektorieller Anteil einer Quaternion
$b_0$	skalarer Anteil einer Quaternion
$b_e$	Halbachse des Ellipsoids in y-Richtung
$c$	Lichtgeschwindigkeit
$c_e$	Halbachse des Ellipsoids in z-Richtung
$c_j$	Koeffizienten der Tschebyscheff-Polynome
$C_{nm}$	Koeffizienten der Legendre-Polynome (Kugelflächenfunktionen)
$cy$	Jahrhundert (Century)
$D$	Differenz der mittleren Längen zwischen Sonne und Mond
$d$	Tage
$D_{Okk}$	Diskriminante zur Bestimmung einer Okkultation
$E$	Empfänger bzw. Exzentrische Anomalie
$\mathbf{e}$	Einheitsvektor
$e$	Exzentrizität

$\mathbf{E}_1$	Einheitsvektor zur Definition der x-Richtung eines Koordinatensystems
$\mathbf{E}_2$	Einheitsvektor zur Definition der y-Richtung eines Koordinatensystems
$\mathbf{E}_3$	Einheitsvektor zur Definition der z-Richtung eines Koordinatensystems
$\mathbf{e}_a$	Richtungsvektor der Antenne
$\mathbf{e}_{a,corr}$	Richtungsvektor der Antenne, korrigiert um den Antennen-Einbauwinkel
$\mathbf{e}_{HGA}$	Richtungsvektor der HGA
$F$	mittlere Abstand des Mondes zum Aufsteigenden Knoten
$\mathbf{f}$	Funktion zur iterativen Bestimmung des spekularen Punktes
$f$	Frequenz
$f_E$	Empfangs-Frequenz
$f_P$	Abplattung eines Planeten
$f_S$	Sende-Frequenz
$f_s$	Frequenzen im S-Band
$f_{R,GS}$	von der Bodenstation empfangene Frequenz
$f_{R,SC}$	von der Raumsonde empfangene Frequenz
$f_{S,GS}$	von der Bodenstation gesendete Frequenz
$f_{S,SC}$	von der Raumsonde gesendete Frequenz
$f_x$	Frequenzen im X-Band
$G$	Antennengewinn
$g$	mittlere Anomalie des Erdorbits
$\mathbf{g}_{okk}$	Gerade Satellit – Bodenstation zur Bestimmung einer Okkultation
$G_R$	Gewinn der Empfangsantenne
$G_T$	Gewinn der Sendeantenne
$g_{\oplus}$	Schwerebeschleunigung auf der Erde (Normwert an der Oberfläche bei 45° geographischer Breite: $9,80665 \text{ m s}^{-2}$ )
$h$	Höhe über der Planeten-Oberfläche
$hr$	Stunde
$I$	Inklination zur Laplace-Ebene
$I$	integrierter Elektroneninhalt
$\dot{I}$	zeitliche Änderung des integrierten Elektroneninhalts
$\mathbf{i}$	Einheitsvektor in Richtung der i-Achse

$i$	Inklination
$J$	Inklination der Laplace-Ebene gegenüber des Erdäquators
$\mathbf{j}$	Einheitsvektor in Richtung der j-Achse
JR	Änderung der Inklination der Laplace-Ebene
K	Länge des Knotens der Laplace-Ebene
$K$	Transponder-Umsetzungsverhältnis
$\mathbf{k}$	Einheitsvektor in Richtung der k-Achse
$k$	Stefan-Boltzmann-Konstante ( $5,67032 \cdot 10^{-8} \text{ Wm}^{-2}\text{K}^{-4}$ ) bzw. Wellenzahl
KR	Änderung der Länge des Knotens der Laplace-Ebene
L	Mittlere Länge zur Epoche
$l$	Mittlere Anomalie des Erdmondes
$l'$	Mittlere Anomalie der Sonne
LA	Beschleunigung der mittleren Länge
LR	Änderung der mittleren Länge
$M$	Mittlere Anomalie
$m_e$	Elektronenmasse
$min$	Minute
$M_m$	mittleres Molekular-Gewicht
$M_{\odot}$	Masse der Sonne
$mo$	Monat
$\mathbf{N}$	Matrix zur Beschreibung der Erd-Nutation
N	Länge des Knotens der Laplace-Ebene auf dem Erdäquator
$N$	Refraktivität
$\mathbf{n}$	normierter Vektor in Ausbreitungsrichtung des Radiosignals
$n$	Brechungsindex
$N_e$	Elektronendichte
$N_m$	molekulare Teilchendichte
$\mathbf{N}_{sp}$	Normalenvektor am Ellipsoid im spekularen Punkt
$N_{top}$	Randbedingung für die Refraktivität an der oberen Grenze der neutralen Atmosphäre
NR	Änderung der Länge des Knotens auf der Laplace-Ebene

<b>P</b>	Matrix zur Beschreibung der Erd-Präzession
P	Länge des Perizentrums
$p$	Winkel zur Beschreibung der Präzession der Erde
$P_C$	Träger-Leistung ( <i>Carrier</i> )
$P_{DL}$	Doppler-Vorhersage für den <i>Downlink</i>
$p_{ij}$	Elemente der Matrix zur Beschreibung der Erd-Präzession
$P_N$	Signal-Rauschleistung ( <i>Noise</i> )
$P_n$	assozierte Legendre-Polynome (Kugelfunktionen)
$P_{nm}$	assozierte Legendre-Polynome (Kugelfunktionen)
$p_r$	Druck in Abhängigkeit vom Radius
$\mathbf{p}_{sp}$	Vektor zum spekularen Punkt im planetozentrischen Koordinatensystem mit den Komponenten $x_{sp}$ , $y_{sp}$ und $z_{sp}$
$P_T$	abgestrahlte Leistung
$p_{top}$	Randbedingung für den Druck an der oberen Grenze der neutralen Atmosphäre
$P_{UL}$	Doppler-Vorhersage für den <i>Uplink</i>
PR	Änderung der Länge des Perizentrums
$\mathbf{q}$	vektorieller Anteil einer Quaternion
$\tilde{\mathbf{q}}$	Quaternion
$\dot{\tilde{\mathbf{q}}}$	zeitliche Ableitung einer Quaternion
$q_1$	erster vektorieller Anteil einer Quaternion (Eulerparameter)
$q_2$	zweiter vektorieller Anteil einer Quaternion (Eulerparameter)
$q_3$	dritter vektorieller Anteil einer Quaternion (Eulerparameter)
$q_4$	skalarer Anteil einer Quaternion (Eulerparameter)
$q_e$	Elementarladung eines Elektrons
$\tilde{\mathbf{R}}$	Richtungscosinusmatrix
$\mathbf{r}$	Richtungsvektor vom Satellit zur Bodenstation zur Bestimmung einer Okkultation
$r$	Radius
$\ddot{\mathbf{r}}$	Beschleunigungsvektor
$\mathbf{r}_0$	Position des Satelliten bzgl. des Planeten zur Bestimmung einer Okkultation
$r_0$	geringste Entfernung zwischen einem in der Planeten-Atmosphäre gebrochenen Mikrowellenstrahl und dem Planeten-Mittelpunkt

$\mathbf{r}_1$	Vektor vom Planeten-Mittelpunkt zum Satelliten
$\mathbf{r}_2$	Vektor vom Planeten-Mittelpunkt zur Bodenstation
$\mathbf{r}_{1950}$	Positionsvektor im mittleren Erd-Äquatorsystem von 1950
$\tilde{\mathbf{R}}_a$	Transformationsmatrix zur Korrektur des Richtungsvektors der Antenne um den Einbauwinkel
$r_a$	Apozentrums-Abstand
$R_{ij}$	Elemente der Richtungscosinusmatrix $\tilde{\mathbf{R}}$
$\mathbf{r}_{kar}$	Vektor in kartesischen Koordinaten
$\mathbf{r}_{mod}$	Vektor in <i>mean-of-date</i> Koordinaten
$R_P$	Radius des Planeten
$r_P$	Abstand vom Planeten zum Sender
$r_p$	Perizentrums-Abstand
$R_{ref}$	Referenz-Radius
$r_{Sat}$	Entfernung Satellit - Bodenstation
$\mathbf{r}_{tod}$	Vektor in <i>true-of-date</i> Koordinaten
$r_{top}$	Randbedingung für den Radius an der oberen Grenze der neutralen Atmosphäre
$\mathbf{R}_x$	Matrix zur Rotation der Erde um die x-Achse
$\mathbf{R}_z$	Matrix zur Rotation der Erde um die z-Achse
$r_{\odot}$	Abstand von der Sonne zum Empfänger
$\mathbf{r}_{\odot-E}$	Vektor von der Sonne zum Empfänger
$\mathbf{r}_{\odot-S}$	Vektor von der Sonne zum Sender
$S$	Sender
$s$	Weg
$S_{nm}$	Koeffizienten der Legendre-Polynome (Kugelflächenfunktionen)
$sec$	Sekunde
$T$	Zeit in Julianischen Jahrhunderten seit dem 1. Januar 2000, 12 Uhr UT1
$t, t'$	Zeitpunkte
$T_0$	Zeit in Julianischen Jahrhunderten seit dem 1. Januar 2000, 12 Uhr UT1 bis zum Tagesanfang des aktuellen Tages (0 Uhr UT1)
$t_a$	untere Grenze des Intervalls zur Verwendung der Tschebyscheff-Polynome
$t_b$	obere Grenze des Intervalls zur Verwendung der Tschebyscheff-Polynome

$t_{gr}$	Gruppenlaufzeit
$T_n$	Tschebyscheff-Polynom n-ten Grades
$T_r$	Temperatur in Abhängigkeit vom Radius
$T_s$	Rauschtemperatur
$T_{top}$	Randbedingung für die Temperatur an der oberen Grenze der neutralen Atmosphäre
$\mathbf{u}$	Geschwindigkeitsvektor des Systems S' relativ zum System S
$\hat{\mathbf{u}}$	normierter Geschwindigkeitsvektor $\mathbf{u}$ , d. h. Richtungsvektor des Geschwindigkeitsvektors $\mathbf{u}$
$\mathbf{u}_1$	Vektor vom spekularen Punkt zum Satelliten
$\mathbf{u}_2$	Vektor vom spekularen Punkt zur Bodenstation
$\mathbf{v}$	Geschwindigkeitsvektor gemessen im System S
$\mathbf{v}'$	Geschwindigkeitsvektor gemessen im System S'
$v_r$	radiale Geschwindigkeit
$v_{rot}$	Rotationsgeschwindigkeit des Kometen um z-Achse
$yr$	Jahr
$\alpha$	Brechungswinkel
$\alpha_r$	Faktor von $\mathbf{r}_1$ zur Definition des spekularen Punktes $\mathbf{p}_{sp}$
$\beta_E$	Normierte Geschwindigkeit des Empfängers zum Zeitpunkt des Empfangs
$\beta_r$	Faktor von $\mathbf{r}_2$ zur Definition des spekularen Punktes $\mathbf{p}_{sp}$
$\beta_S$	Normierte Geschwindigkeit des Senders zum Zeitpunkt der Aussendung
$\beta_u$	Geschwindigkeitsvektor $\mathbf{u}$ bezogen auf die Lichtgeschwindigkeit $c$
$\beta_v$	Geschwindigkeitsvektor $\mathbf{v}$ bezogen auf die Lichtgeschwindigkeit $c$
$\beta_{v'}$	Geschwindigkeitsvektor $\mathbf{v}'$ bezogen auf die Lichtgeschwindigkeit $c$
$\Gamma$	Gravitationskonstante ( $\Gamma = 6.6720 \cdot 10^{-11} m^3 kg^{-1} s^{-2}$ )
$\gamma$	Einfallswinkel bzw. Ausfallswinkel bzgl. dem Normalenvektor $\mathbf{N}_{sp}$ am spekularen Punkt
$\gamma_R$	Lorentzfaktor
$\Delta f$	Frequenz-Verschiebung
$\Delta f_{DL}$	Doppler-Frequenzverschiebung im <i>Downlink</i>
$\Delta f_s$	Doppler-Verschiebung im S-Band
$\Delta f_{UL}$	Doppler-Frequenzverschiebung im <i>Uplink</i>

$\Delta f_x$	Doppler-Verschiebung im X-Band
$\Delta l_{ph}$	Phasenweglänge
$\Delta t$	Integrationszeit
$\Delta t_{gr}$	Zeitverzögerung durch das Gravitationsfeld der Sonne
$\Delta t_{ph}$	Laufzeitänderung
$\Delta v_p^n$	Geschwindigkeitsänderung einer Raumsonde im Perizentrum seiner Umlaufbahn hervorgerufen durch einen bestimmten Grad $n$ des Gravitations-Potentials
$\Delta \Phi$	Änderung des Phasenwinkels
$\Delta \Psi$	Verschiebung des Frühlingspunktes durch die Erd-Nutation
$\delta$	skalärer Anteil einer Quaternion
$\delta_{nm}$	Kronecker-Symbol
$\epsilon$	Winkel zwischen mittlerem Äquinoktium und mittlerem Äquator (mittlere Schiefe)
$\epsilon'$	Winkel zwischen wahren Äquinoktium und wahren Äquator (wahre Schiefe)
$\epsilon_0$	Dielektrizitätskonstante des Vakuums
$\eta$	Antenneneffizienz
$\Theta$	Matrix zur Beschreibung der Erd-Rotation
$\theta$	Wahre Anomalie
$\kappa$	charakteristische Atmosphären-Konstante
$\Lambda$	Winkel zur Beschreibung der Präzession der Erde
$\lambda$	Wellenlänge
$\lambda_0$	Wellenlänge im Vakuum
$\lambda_c$	Geodätische/Geozentrische Länge
$\lambda_g$	Geographische Länge
$\lambda_l$	Parameter zur Variation der Länge eines Vektors zur Bestimmung einer Okkultation
$\mu$	Gravitations-Parameter ( $\mu = G \cdot M$ )
$\mu_p$	Gravitations-Parameter des Planeten ( $\mu_p = G \cdot M_p$ )
$\mu_\odot$	Gravitations-Parameter der Sonne ( $\mu_\odot = G \cdot M_\odot$ )
$\mathbf{\Pi}$	Matrix zur Beschreibung der Pol-Bewegung der Erde
$\Pi$	Winkel zur Beschreibung der Präzession der Erde
$\rho$	Ortsvektor des Mondes Phobos im mitdrehenden Orbitssystem

---

$\rho_k$	Dichte des Kometen
$\sigma_v$	Geschwindigkeits-Fehler (Standardabweichung)
$\sigma_\phi$	Transponder-Phasenrauschen (Standardabweichung)
$\Phi$	Geographische Breite
$\varphi$	Geodätische Breite
$\Phi_B$	Brewster-Winkel
$\Phi_E$	Gravitations-Potential der Sonne und des Planeten zum Zeitpunkt des Empfangs
$\Phi_S$	Gravitations-Potential der Sonne und des Planeten zum Zeitpunkt der Aussendung
$\Psi$	Gravitations-Potential
$\Psi_q$	Drehwinkel einer Quaternion
$\Omega$	Rektaszension des aufsteigenden Knotens
$\omega$	Argument des Perihels bzw. Winkelgeschwindigkeit, Kreisfrequenz
$\Omega_M$	Länge des aufsteigenden Knotens des Mondes
$\omega_p$	Plasmafrequenz
$\omega_\oplus$	Winkelgeschwindigkeit der Erde
$\nabla$	Nabla-Operator



# 1 Einleitung

In der Entwicklung der Raumfahrt nahm mit der Verfügbarkeit großer Trägersysteme die Erforschung des Sonnensystems und damit seiner Planeten durch interplanetare Raumsonden eine zentrale Rolle ein. Dadurch konnten umfangreiche Informationen über den Aufbau von Planeten, Asteroiden und Kometen gewonnen werden. Davon haben unterschiedliche Gebiete der Grundlagenforschung profitiert, und es wurden wesentliche Fortschritte bei der Beantwortung von Fragen nach der Herkunft des Lebens und nach der Entstehung unseres Sonnensystems erzielt.

Die inneren Planeten unseres Sonnensystems haben bis heute grundlegend unterschiedliche Entwicklungen durchlaufen, obwohl für Merkur, Venus, Erde und Mars ähnliche Ausgangssituationen bestanden haben müssen. Atmosphäre, Magnetfeld und flüssiges Wasser stellen auf der Erde lebenserhaltende Komponenten dar. Auf unseren Nachbarplaneten konnten sie entweder gar nicht erst entstehen, oder sie verschwanden im Lauf der letzten Jahrmillionen. Die Untersuchung der hierfür verantwortlichen Phänomene kann daher für die Erforschung der möglichen weiteren Entwicklung unserer Erde von entscheidender Bedeutung sein.

Neben den Planeten ist auch die wissenschaftliche Untersuchung von Kometen interessant. Sie durchlaufen das Sonnensystem auf meist sehr exzentrischen Bahnen und werden als Träger der ursprünglichen Materie angesehen. Daher leistet ihre Erforschung einen wichtigen Beitrag zur Analyse der ursprünglichen Struktur des Sonnensystems.

Bei allen Missionen zur Beantwortung von Fragestellungen dieser Art kam die Radio-Science-Technik zum Einsatz. Die Radio-Science-Technik zeichnet sich dadurch aus, dass Frequenzverschiebung, Laufzeit, Amplitude und Polarisation des zur Erde übertragenen Radiowellen-Trägersignals gemessen wird und hierbei auf Eigenschaften des zwischen Sender und Empfänger befindlichen Mediums oder auf das Gravitationsfeld und damit auch auf den inneren Aufbau planetarer Körper geschlossen werden kann. Nutzt man weiterhin Planeten-Okkultationen oder spezielle Radar-Konfigurationen aus, so können zusätzlich vertikale Dichte- und Temperaturprofile von Planeten-Atmosphären, ionosphärische Dichteprofile oder auch Aussagen über die Rauigkeit und die Dielektrizitäts-Konstante von Oberflächen planetarer Körper getroffen werden. Im Laufe der Entwicklung dieser Experimentier-Technik hat es sich außerdem als vorteilhaft erwiesen, hochstabile Referenz-Frequenzquellen, sog. Ultrastabile Oszillatoren (USO), an Bord der Raumsonden zu integrieren und nicht nur die Frequenz-Stabilität der Bodenstation zu nutzen.

Im Folgenden werden nach einer Vorstellung der Radio-Science-Experimente an Bord der ESA-Missionen MARS EXPRESS, VENUS EXPRESS und ROSETTA die Simulations-Methoden vorgestellt, die zur Planung und Durchführung dieser Experimente entwickelt werden mussten. Ein Ziel war es dabei, die jeweils benötigten Simulations-Rechnungen möglichst nutzerfreundlich und kurzfristig erstellen zu können. Weiterhin sollte die mögliche Messgenauigkeit in den Berechnungs-Methoden berücksichtigt werden, um den Radio-Science-Simulator (RSS) auch für die Auswertung derartiger Messungen einzusetzen. Die Qualität der Simulation hängt entscheidend von der Genauigkeit ab, mit der bahndynamische Effekte von planetaren Sonden modelliert werden können. Die Verwendung hochpräziser Referenz-Systeme und Zeit-Basen unter Berücksichtigung von Effekten der Speziellen und Allgemeinen Relativitätstheorie, sowie die genaue Bestimmung planetarer

Ephemeriden sind entscheidende Voraussetzungen, die geforderten Genauigkeiten sowohl bei den Simulationen der unterschiedlichen Radio-Science-Experimente als auch der wissenschaftlichen Datenauswertung zu erzielen.

Zusätzlich soll es mit dem RSS ermöglicht werden, bereits bei der Auslegung einer Mission entscheidende Voraussetzungen für die Erzielung optimaler wissenschaftlicher Ergebnisse zu erfüllen. Der RSS basiert dabei auf der Programmiersprache MATLAB/SIMULINK und ist zu einem unverzichtbaren Werkzeug geworden, das unabhängig und flexibel für verschiedenste Anwendungen im Sonnensystem eingesetzt werden kann.

## 2 Grundlagen der Radio-Science

### 2.1 Technik der Radio-Science

Die Technik der Radio-Science untersucht Änderungen elektromagnetischer Wellen bzgl. Frequenz- bzw. Phase, Gruppenlaufzeiten, Amplituden und Polarisationswinkel eines oder mehrerer Radio-Trägersignale, die sich im interplanetaren Raum ausbreiten und von einer Bodenstation auf der Erde oder einer Raumsonde empfangen werden. Die Änderungen der Parameter des Radiosignals entstehen durch die relative Bewegung zwischen Raumsonde und Bodenstation (Dopplereffekt), durch die Ausbreitung in neutralen (Planetenatmosphären) und ionisierten Medien (Ionosphären, Sonnenwind und Korona) oder durch Reflexion an Oberflächen. Des Weiteren wird das Signal durch die Schwerkereeinwirkung von Himmelskörpern auf die Raumsonde und schließlich auch von Interferenzphänomenen durch andere Messsysteme an Bord der Raumsonde und am Boden beeinflusst. Nach Berücksichtigung des Dopplereffekts werden die Beiträge korrigiert, die sich auf Grund der klassischen Bahndynamik sowie anderer modellierbarer physikalischer Effekte ergeben. Die Differenzbeträge, die sog. Residuen, enthalten dann die physikalischen Effekte, die planetaren Atmosphären, Ionosphären, oder Gravitations-Anomalien zuzuordnen sind.

Jede Sonde einer Weltraummission steht zeitweise über Radiowellen in Kontakt mit den Bodenstationen auf der Erde. Kommandos für Manöver werden mit großen Sendeantennen zur Raumsonde gesendet (*Uplink*), und ebenso sendet die Sonde wissenschaftliche Daten zurück zur Bodenstation (*Downlink*). Zusätzlich werden dabei regelmäßig Messungen zur Bestimmung von Entfernung (*Ranging*) und Geschwindigkeit (*Doppler*) der Raumsonde durchgeführt (s. a. Kapitel 2.5). Die Abbildung 2.1 zeigt die im Jahre 2002 errichtete Bodenstation der ESA in New Norcia im Westen Australiens, wie sie für die Kommunikation mit den Raumsonden zur Verfügung steht.

In der Regel kommunizieren Bodenstationen mit den Raumsonden, indem die Kommandos in den Bodenstationen für den *Uplink* auf eine Trägerfrequenz moduliert werden. Im kohärenten Modus empfängt die Raumsonde das *Uplink*-Signal, demoduliert es und erzeugt die *Downlink*-Frequenz, deren ganzzahlige Vielfache wiederum ganzzahlige Vielfache der *Uplink*-Frequenz sind. Kohärenz bedeutet dabei, dass die Signale aus einer Referenz-Quelle stammen und somit eine zeitlich konstante Phasenbeziehung zueinander haben. Würden sie aus zwei verschiedenen Quellen gesendet werden, wären die Wellenzüge beider Signale nicht korreliert und somit inkohärent. Der Einbau einer Quelle für die Generierung von Radiosignalen in die Raumsonde, in der Regel ein Ultrastabiler Oszillator (USO - *Ultra Stable Oscillator*), ist bei einer Ein-Wege-Verbindung (*One-Way*) notwendig. Sie bringt einige Vorteile, wie später noch erläutert wird (s. a. Kapitel 2.3) [Pät01], [HER<sup>+</sup>02].

### 2.2 Das Bodensegment

Neben der Raumflugsonde selbst spielt das Bodensegment die entscheidende Rolle bei der Durchführung von Radio-Science-Missionen. Darunter versteht man alle Einrichtungen,



Abbildung 2.1: Bodenstation der ESA in New Norcia nahe Perth, Australien [ESA04]

technische Anlagen und Installationen auf der Erde, die zur Aufrechterhaltung der Kommunikation und zum Empfang der wissenschaftlichen Daten benötigt werden. Die empfangenen Daten werden vom Bodensegment zur Auswertung an die verschiedenen wissenschaftlichen Einrichtungen weitergeleitet. Der Vorteil von Radio-Science-Missionen ist, dass ohne Weiteres die bereits vorhandene Infrastruktur genutzt werden kann.

Das Bodensegment besteht vor allem aus verschiedenen über den Erdball verteilten Bodenstationen (Abbildung 2.2), in denen die für Radio-Science benötigten Anlagen bereits integriert sind. Die Verteilung der Stationen über den gesamten Globus ist Voraussetzung für die ständige Sichtbarkeit des Raumflugkörpers, also für eine lückenlose Kommunikation.

Die Europäische Weltraumorganisation (ESA - *European Space Agency*) greift zur Durchführung ihrer Missionen auch auf das amerikanische Netzwerk von Bodenstationen (DSN - *Deep Space Network*) der Nationalen Weltraumorganisation der USA (NASA - *National Aeronautics and Space Administration*) zurück, das u. a. die Bodenstations-Komplexe in Goldstone (USA), Madrid (Spanien) und Canberra (Australien) enthält. Sie verfügen jeweils über 34 m- bzw. 70 m-Radioteleskope. Seit 2003 steht der ESA eine eigene Bodenstation mit einem 35 m-Spiegel in New Norcia nahe Perth (Australien) zur Verfügung. Es steht dort u. a. eine vom Bundesministerium für Bildung und Forschung finanzierte Empfangseinheit zur Verfügung, die speziell für die Anforderungen der Radio-Science-Technik optimiert wurde. Wie auch bei den Einrichtungen der NASA werden mit Hilfe eines Wasserstoff-Masers äußerst stabile Trägersignale für den *Uplink* im Bereich des *X*-, *S*- und zukünftig auch im Bereich des *Ka*-Bandes (s. a. Tabelle 2.1) erzeugt.

Ein  $H_2$ -Maser emittiert beim Übergang des Wasserstoff-Moleküls von einem höheren in einen niedrigen Energiezustand ein elektromagnetisches Schwingungsquant einer definierten Frequenz. Er arbeitet dabei mit einer Frequenz-Stabilität von  $\Delta f/f = 10^{-15}$  bei einer Integrationszeit von über 1000 Sekunden. Damit besitzt der Maser eine sehr hohe Dauergenauigkeit und wird bei diesen Stationen für die Synchronisation und die Signalauswertung verwendet. Das Aussenden des Signals geschieht über Parabel-Reflektor-

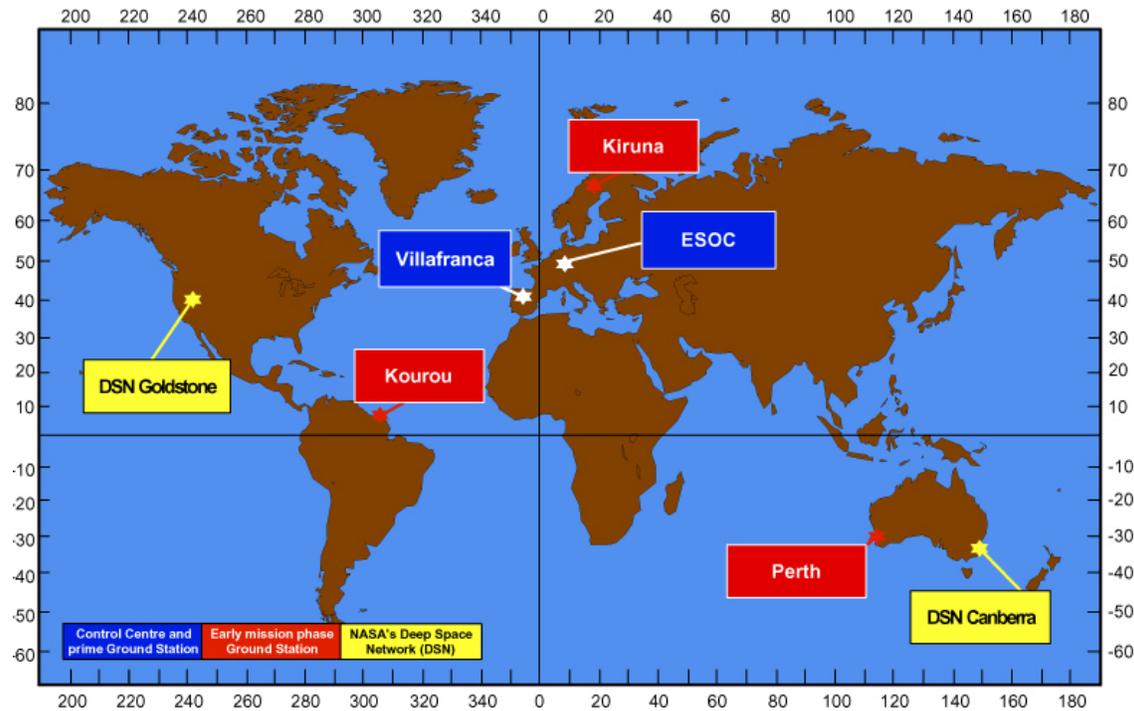


Abbildung 2.2: Netzwerk von Bodenstationen der ESA und NASA [ESA04]

Antennen mit einem hohen Antennengewinn (s. a. Abschnitt 2.3), um mit möglichst geringer Sendeleistung die Übertragung zur Sonde zu gewährleisten.

Zur Erhöhung der Auflösung und zur Sicherstellung der Eindeutigkeit empfangener Daten ist es zusätzlich möglich, mehrere Antennen zusammenzuschalten. Von dieser Möglichkeit wird allerdings nur selten Gebrauch gemacht, so z. B. bei der *Very Long Baseline Interferometry* (VLBI).

## 2.3 Die Raumsonde

An Bord der Raumsonde können die Radio-Signale entweder im Falle des Zwei-Wege-Verfahrens (*Two-Way*) simultan und kohärent in einem Transponder in einen anderen Frequenzbereich umgesteuert werden oder durch einen an Bord befindlichen USO für das Ein-Wege-Verfahren (*One-Way*) selbst erzeugt werden. Dabei ist zu beachten, dass die Stabilität des USO nicht die des Masers in der Bodenstation erreicht, sondern etwa im Bereich von  $\Delta f/f = 10^{-13}$  bei einer Sekunde Integrationszeit liegt. In beiden Fällen kann die Umsetzung bzw. Aussendung der Signale vom Raumfahrzeug für den *Downlink* im sog. Dualfrequenz-Modus, z. B. im *X*- und *S*-Band vorgenommen werden (s. a. Abbildung 2.3). Dabei kommt das Ein-Wege-Dual-Frequenz-Downlink (ONED - *One-Way-Dual-Frequency-Downlink*) bzw. Zwei-Wege-Dual-Frequenz-Downlink (TWOD - *Two-Way-Dual-Frequency-Downlink*) in Frage.

Dies hat den Vorteil, dass Effekte, die durch die klassische Dopplerverschiebung auftreten, von denen, die durch die Ausbreitung eines Signals durch ein dispersives Medium entstehen, getrennt werden können (s. a. Anhang A). Jedoch muss auch beachtet werden, dass sich bei TWOD-Messungen ein verkürztes Zeitfenster ergibt, weil die Anfangsphase der Messung verloren geht, bevor die Radioverbindung aufgebaut werden kann. Vor allem bei Okkultations-Experimenten und langen Signallaufzeiten kann dies problematisch werden. Die Frequenzen und Wellenlängen für die verschiedenen Bänder beim *Downlink* sind

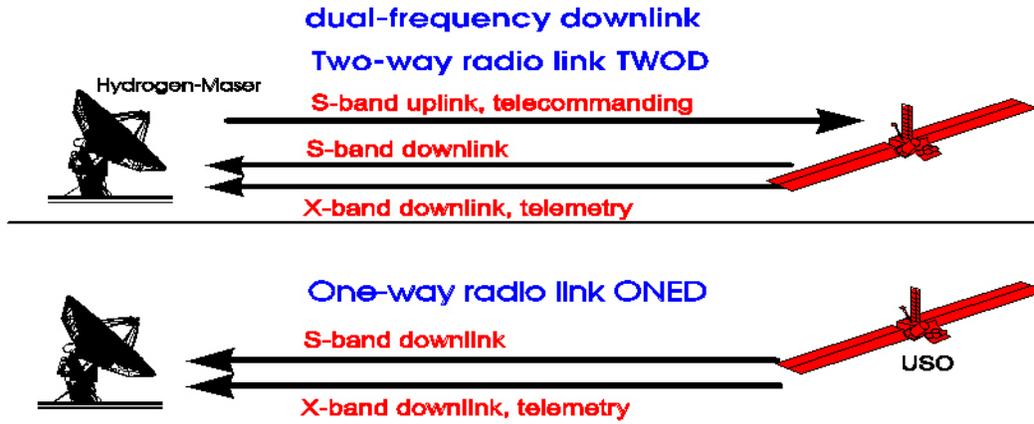


Abbildung 2.3: Transponderkonfigurationen für Radio-Science-Messungen

in Tabelle 2.1 zusammen mit den Umsetzungsverhältnissen vom *Up-* zum *Downlink* dargestellt.

Band	S	X	Ka
Frequenz [GHz]	2,3	8,4	32
Wellenlänge [cm]	13	3,6	0,94
Umsetzungsverhältnis <i>Up-/Downlink</i> [-]	221/240	749/880	n/a

Tabelle 2.1: *Downlink-Übertragungsfrequenzen, zugehörige Wellenlängen und Umsetzungsverhältnisse*

Für die Radio-Science-Experimente werden die sog. *Telemetry, Tracking & Command* (TT&C)-Subsysteme der Radioübertragung in der Raumsonde genutzt. Eine Prinzipskizze eines typischen Raumsonden-Radio-Subsystems mit redundantem Transponder zeigt Abbildung 2.4 exemplarisch für die ROSETTA Mission (s. a. Kapitel 3.2) der ESA. Die in diesem Blockdiagramm auftauchende *Radio Frequency Distribution Unit* (RFDU) ist dabei das System, mit dem die Transpondersignale auf die entsprechenden Antennen geschaltet werden. Wichtig ist weiterhin die Hochgewinn-Antenne (HGA - *High Gain Antenna*), die als Hauptsende- und Empfangsinstrument dient. Alle für Radio-Science relevanten Signale werden über diese Antenne abgestrahlt bzw. empfangen. Der Gewinn

$$G = \frac{4\pi\eta}{\lambda^2} A \quad (2.1)$$

ist einer der wichtigsten Parameter einer Antenne und geht direkt in das Signal-Rausch-Verhältnis  $P_C/P_N$  – also dem Verhältnis von Trägerleistung  $P_C$  zu Rauschleistung  $P_N$  – ein, das bestimmt wird durch

$$\frac{P_C}{P_N} = \frac{P_T \cdot G_T}{\left(\frac{4\pi r_{Sat}}{\lambda}\right)^2} \cdot \frac{G_R}{T_S} \cdot \frac{1}{k \cdot B} \quad (2.2)$$

Dabei bezeichnet  $\eta$  die Antenneneffizienz,  $\lambda$  die Wellenlänge,  $A$  den Antennendurchmesser,  $P_T$  die abgestrahlte Leistung,  $G_T$  den Gewinn der Sendeantenne,  $G_R$  den Gewinn der Empfangsantenne,  $T_S$  die Rauschtemperatur,  $B$  die Bandbreite,  $r_{Sat}$  die Entfernung Satellit – Bodenstation und  $k$  die Stefan-Boltzmann-Konstante.

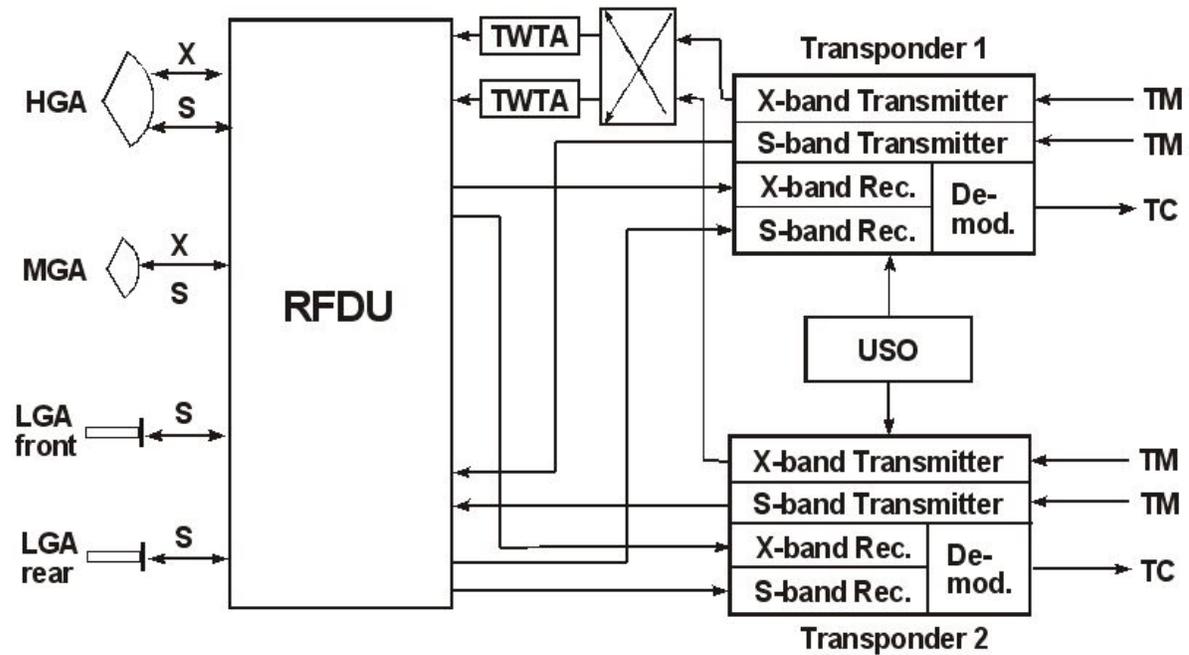


Abbildung 2.4: Ein TT&C-Subsystem mit redundanten Transpondern, USO und Radio Frequency Distribution Unit (RFDU) am Beispiel des ROSETTA-Satelliten

Es ist zu beachten, dass ein großer Antennendurchmesser zwar den Gewinn erhöht, die Gesamtoberfläche der Raumsonde dadurch allerdings vergrößert wird. Gerade bei Missionen zu sonnennahen Planeten wie Merkur oder Körpern mit geringer Masse (z. B. Asteroiden oder Kometen) ist dies ein nicht zu vernachlässigender Aspekt, da der Solar-Druck bzw. kometare Ausgasungen schnell zu Bahnstörungen führen. Bei der Auslegung der HGA sollten zudem Effekte beachtet werden, die durch Langzeitflüge hervorgerufen werden. Durch Mikrometeoriteneinschläge oder Staubablagerungen wird dabei die absolute Fläche und die Effizienz der Antenne vermindert.

Die Messsignale in der Radio-Science werden zudem wesentlich durch die Übertragungseigenschaften der Satelliten und der Bodenstation beeinflusst. Diese Einflüsse wurden durch Mitarbeiter der an den Radio-Science-Experimenten der Missionen MARS EXPRESS, VENUS EXPRESS und ROSETTA beteiligten Universitäten in Köln und München an verschiedenen Konfigurationen bzw. Bauteilen untersucht. Die Ergebnisse dieser Messungen, auf die in dieser Arbeit nicht näher eingegangen werden soll, sind ausführlich in [Rem04] sowie [RHPW01] dargestellt.

## 2.4 Der Orbit

Jedes Radio-Science-Messverfahren stellt unterschiedliche Anforderungen an den Orbit eines Satelliten bzw. einer Sonde. Für den Messzeitraum dürfen z. B. keine Orbitkorrekturen der Sonde durchgeführt werden. Bei Orbits um Planeten stellt dies kaum Probleme dar, weil hier bei einer ausreichend hohen Bahn nur selten Korrekturen wegen des Atmosphäreinflusses vorzunehmen sind und die gegenüber anderen Störeinflüssen dominante Kraft die Gravitation ist. Jedoch sollten auch sog. *Wheel-Offloading*-Manöver berücksichtigt werden, bei denen die zur Lageregelung notwendigen Drallräder bei Erreichen der maximalen Drehzahl wieder in niedrige Drehzahlbereiche zurückgeführt werden. Bei

MARS EXPRESS geschieht dies in Verbindung mit Korrekturen zur Orbit-Optimierung etwa in jedem dritten Apozentrum, d. h. etwa einmal innerhalb von 24 Stunden.

Einen Sonderfall stellen Kometen dar. Sie entwickeln starke Ausgasungsaktivitäten in ausreichender Nähe zur Sonne. Dies und der Sonnenwind stellen unsymmetrische Einflüsse auf den Sondenorbit dar, der durch die geringe Gravitation leichter beeinflussbar ist. Hinzu kommen kurze Umlaufzeiten in Folge der geringen Größe des Kometen. Daher durchfliegt die Sonde die verschiedenen Einflusszonen sehr oft. Die Störungen wirken sich im schwachen Gravitationsfeld des Kometen sehr viel stärker auf die Sonde aus als bei Umläufen um Planeten. Deshalb muss bei Kometenmissionen wie ROSETTA der Orbit ebenfalls regelmäßig korrigiert werden, wodurch sich die möglichen Messzeiten verkleinern. Der Sonnenstand stellt eine weitere Störgröße dar. Die Sonnenstrahlung kann zu zusätzlichem Rauschen in den Messsignalen der Bodenstation und im Satelliten führen, was das exakte Bestimmen der Beobachtungs-Parameter erschwert.

## 2.5 Geschwindigkeits- und Positionsmessungen von Raumsonden

Zur Positions-Bestimmung einer Raumsonde wird in der Regel eine Zwei-Wege-Verbindung zwischen Satellit und Bodenstation eingerichtet. Da die Frequenzparameter wie Wellenlänge und Phase theoretisch berechnet werden, lässt sich aus den Abweichungen der gemessenen Werte von diesen theoretischen Größen die Position mehrdeutig ermitteln. Hat man die Position mit Hilfe des *Ranging*-Verfahrens grob berechnet, kann mittels des Doppler-Verfahrens (*Range Rate*) – also der radialen Geschwindigkeits-Komponente der Sonde – die Position genau bestimmt werden.

Die Geschwindigkeitsmessung von Raumsonden beruht auf dem Doppler-Effekt. Anhand eines ausgetauschten Signals zwischen relativ zueinander bewegtem Empfänger  $E$  und Sender  $S$  kann die radiale Komponente der Sondengeschwindigkeit ermittelt werden (s. a. Abbildung 2.5).

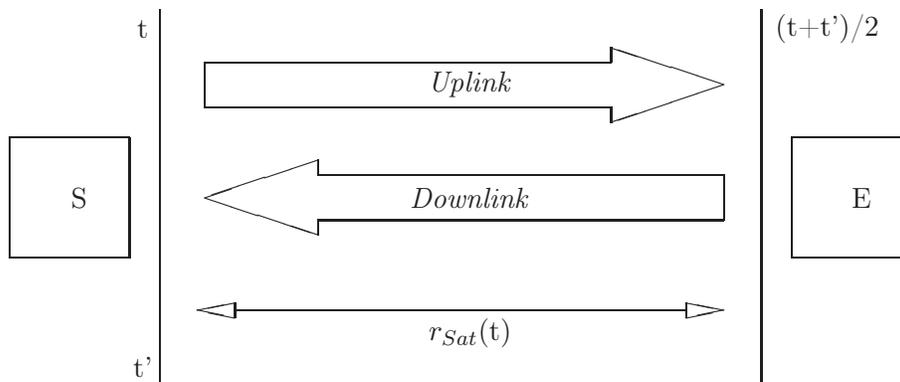


Abbildung 2.5: Prinzip der Signalübertragung zwischen Raumfahrzeug und Bodenstation

Dabei sendet der Sender  $S$  zum Zeitpunkt  $t$  ein Signal, das zum Zeitpunkt  $t'$  wieder aufgefangen wird. Das Signal breitet sich entlang des Weges  $r_{Sat}$  mit der Lichtgeschwindigkeit  $c$  aus. Der Empfänger  $E$  verstärkt und reflektiert das Signal näherungsweise zum Zeitpunkt  $(t + t')/2$ . Für die Zeit zwischen Emission und Wiederempfang gilt unter Ver-

nachlässigung der Zeit, die das Signal im Empfänger verbringt:

$$t' - t = \frac{2}{c} \cdot r \left( \frac{t + t'}{2} \right) . \quad (2.3)$$

Ausgedrückt in einer Frequenz-Verschiebung  $\Delta f$  kann dies für Geschwindigkeiten deutlich unterhalb der Lichtgeschwindigkeit ( $v \ll c$ ) angenähert werden durch

$$\Delta f \approx f_S \cdot \left( 1 - \frac{v}{c} \right) , \quad (2.4)$$

wenn  $f_S$  der Sende-Frequenz entspricht. Wie sich in den folgenden Kapiteln noch herausstellen wird, ist eine näherungsweise Herleitung, wie sie hier vorgestellt wurde, nur zur groben Abschätzung geeignet. Eine genauere Betrachtung der auftretenden Effekte ist jedoch für eine präzise Planung notwendig und wird in Kapitel 5.4.8 näher erläutert. Der Doppler-Effekt wird auch in der Literatur (u. a. in [Gil65]) ausführlich behandelt.

## 2.6 Das Radio-Science-Messverfahren

Das Radio-Science-Messprinzip beruht auf der physikalischen Erkenntnis, dass bei einer radialen Relativgeschwindigkeit zwischen Sender und Empfänger sowie im Falle einer Signalausbreitung in einem Medium mit dem Brechungsindex  $n$  Phasenwegänderungen zwischen Sender  $S$  und Empfänger  $E$  entstehen. Im zeitlichen Ablauf ergeben sich dadurch messbare Frequenzänderungen.

Die Änderung des Phasenweges  $\Delta l_{ph}$  in einem Medium mit dem Brechungsindex  $n$  gegenüber dem Ausbreitungsfall im Vakuum entlang des Weges  $s$  ist gegeben durch

$$\Delta l_{ph} = \int_S^E (n - 1) ds \quad (2.5)$$

und entspricht einer Änderung des Phasenwinkels  $\Delta\Phi$  von

$$\Delta\Phi = \frac{2\pi}{\lambda_0} \Delta l_{ph}, \quad (2.6)$$

wenn  $\lambda_0$  die Wellenlänge des Signals im Vakuum darstellt. Bei einer zeitlichen Änderung des Phasenweges resultiert daraus eine Frequenzänderung

$$\Delta f = \frac{1}{2\pi} \frac{\Delta\Phi}{\Delta t} = \frac{1}{\lambda_0} \frac{\Delta l_{ph}}{\Delta t} . \quad (2.7)$$

Ändert sich z. B. die Frequenz um ein Hertz, so hat sich der Phasenweg um eine Wellenlänge pro Sekunde geändert. Sendet ein Satellit mit der radialen Geschwindigkeit  $v_r$  mit einer Frequenz  $f_S$  und empfängt die Bodenstation das Signal mit der um eine Differenzfrequenz  $\Delta f$  verschobenen Frequenz  $f_E$ , so gilt für den Fall, dass sich die Welle in einem ionisierten Medium (Plasma) ausbreitet:

$$\Delta f (Hz) = f_S - f_E = f_S \frac{v_r}{c} - \frac{f_S}{c} \frac{\Delta l_{ph}}{\Delta t} = f_S \frac{v_r}{c} - \frac{40,3 \frac{m^3}{s^2}}{c f_S} \frac{d}{dt} \int_S^E N_e ds. \quad (2.8)$$

Dabei hängt der gemessene Parameter (Observable) direkt von dem totalen Elektroneninhalt TEC in  $m^{-2}$

$$TEC = \int_S^E N_e ds \quad (2.9)$$

und der Länge  $s$  des zurückgelegten Signalweges (*Range*) ab. Die Differenzfrequenz setzt sich somit aus dem klassischen Doppler-Anteil der Bahnbewegung (erster Term auf der rechten Seite von Gleichung 2.8) und dem dispersiven Dopplereffekt (zweiter Term) zusammen. Der dispersive Dopplereffekt beinhaltet die zeitliche Änderung des integrierten Elektroneninhalts TEC in  $m^{-2}$  entlang des Ausbreitungsweges  $s$ .

Die Gruppenlaufzeit  $t_{gr}$ , also die Laufzeit des Signals von Sender zu Empfänger, ist gegeben durch:

$$t_{gr}(s) = \int_S^E \frac{ds}{v_{gr}} = \frac{s}{c} + \frac{40,3 \frac{m^3}{s^2}}{c f^2} \int_S^E N_e ds. \quad (2.10)$$

Hier ist der erste Term auf der rechten Seite die Vakuum-Lichtlaufzeit und der zweite Term die dispersive Gruppenlaufzeitverzögerung (*range delay*). Für das Zwei-Wege-Verfahren müssen die obigen Formeln auf Grund der im Transponder stattfindenden Frequenzumsetzung entsprechend modifiziert werden [Yue83].

Will man sich der Bestimmung nichtdispersiver Parameter wie dem Gravitationsfeld planetarer Körper und ihrer Atmosphären widmen, ist man auf die Messung des Doppellereffektes angewiesen. Die Gleichungen 2.8 und 2.10 zeigen, dass man möglichst hohe Übertragungsfrequenzen wählen muss, um den dispersiven Plasmabeitrag bei der Messung der Differenzfrequenz  $\Delta f$  zu minimieren. Entsprechend gilt, dass zur Bestimmung des integrierten Elektroneninhaltes TEC die niedrigen Frequenzen die stärksten Signale liefern [HER<sup>+</sup>02].

## 2.7 Radio-Science-Experimente

### 2.7.1 Okkultation

Eine wesentliche Beobachtungsmethode bei Radio-Science-Messungen ist die Okkultations-Technik, mit deren Hilfe in der Vergangenheit sehr erfolgreich planetare Atmosphären- und Plasma-Umgebungen analysiert wurden [Tyl93]. Eine Okkultation ist allgemein definiert durch eine vollständige Verdeckung eines Körpers durch einen anderen. Für die Radio-Science bedeutet dies, dass eine Raumsonde von der Erde aus gesehen hinter einem Himmelskörper verschwindet. Bewegt sich die Raumsonde auf seiner Trajektorie von der Erde aus gesehen hinter dem umkreisten Himmelskörper, durchquert das Signal bei Eintauchen in und beim Austritt aus der Verdeckung dessen Atmosphäre und Ionosphäre (Abbildung 2.6). Bei den Okkultations-Experimenten sendet die Raumsonde dann bei Eintritt (*Ingress*) und bei Austritt (*Egress*) eine elektromagnetische Welle zur Erde. Um einen Datenverlust zu vermeiden, muss eine ultrastabile Referenzfrequenzquelle (USO) an Bord des Satelliten installiert werden, damit *Ingress* und *Egress* im Ein-Wege-Verfahren durchgemessen werden können [Atr86].

Dabei wird das gesendete Signal durch Wechselwirkung mit der Atmosphäre bzw. Ionosphäre beeinflusst. Hier ist zu berücksichtigen, dass der Ausbreitungsweg einer elektromagnetischen Welle auf Grund des Brechungseffektes im Medium nicht mehr notwendigerweise geradlinig verläuft und damit ebenfalls Phasenwegänderungen erzeugt werden (Abbildung 2.7). Bedingt durch die Geschwindigkeit des Satelliten misst die Bodenstation auswertbare Frequenzänderungen, die Rückschlüsse auf die Struktur von Atmosphäre und Ionosphäre erlauben. Bestimmender Faktor für die Größe der Abweichung von der Sendefrequenz ist die Zunahme der Elektronendichte in der Ionosphäre [FE69], [FKE71], [Esh73].

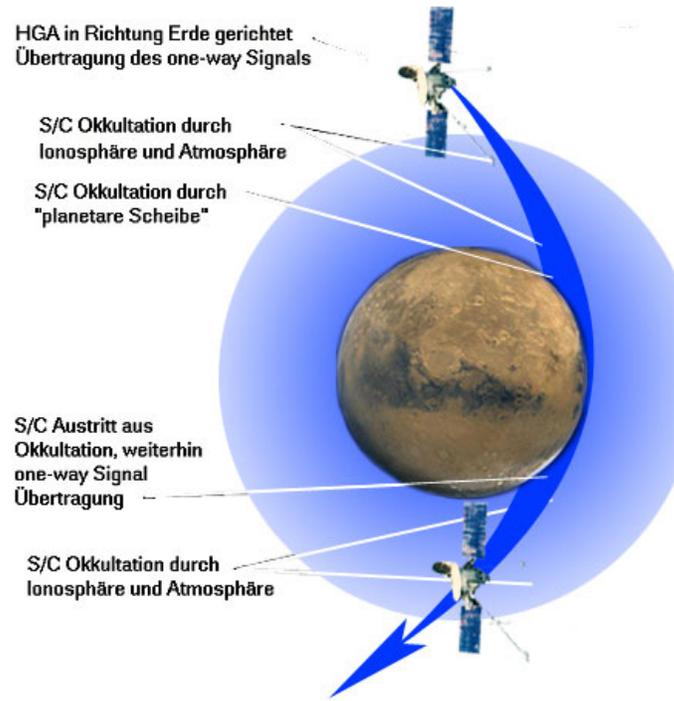


Abbildung 2.6: Funktionsweise eines Okkultations-Experimentes im Ein-Wege-Modus am Beispiel der MARS EXPRESS Mission

Die atmosphärischen Verteilungen von Temperatur, Druck und Dichte können so mit Hilfe der Untersuchung der planetennahen Schichten in Abhängigkeit von der Höhe während der Okkultation ermittelt werden. Streueffekte u. a. an Staub und Wolken wirken dämpfend und verringern dadurch die Signal-Amplitude, also die Intensität des gesendeten Signals. Zusätzlich kann durch eine Veränderung der Polarisation des Signals auf die Stärke des Magnetfeldes geschlossen werden. In der Praxis werden speziell entwickelte *Ray-Tracing*-Verfahren eingesetzt, um den Strahlenweg durch die Atmosphäre/Ionosphäre zu berechnen. Veränderungen der Signalstruktur von einer Okkultation zur nächsten erlauben Rückschlüsse auf zeitliche Veränderungen der Atmosphäre oder auf globale atmosphärische Effekte, wie z. B. planetare Schwerewellen. Bei Kenntnis der solaren Aktivität und der dynamischen Eigenschaften des solaren Windes können weiterhin Kopplungsprozesse zwischen Atmosphäre bzw. Ionosphäre und Sonnenwind untersucht werden [Atr86], [HER<sup>+</sup>02].

In einem räumlich variierenden Medium, in dem die Wellenlänge  $\lambda$  eines elektromagnetischen Signals im Vergleich zur Änderung des Brechungsindex  $n$  sehr klein ist, wird die sich ausbreitende Welle in Richtung der höheren Brechungsindizes gekrümmt. Die Stärke dieser Krümmung hängt vom Brechungsindex  $n$  ab. Dieses relativ einfache Modell, wie es auch in Abbildung 2.7 dargestellt ist, liefert eine gute Näherung zum Verständnis der grundlegenden Phänomene einer wahren Atmosphäre und ist daher nützlich, um die Okkultations-Geometrie zu berechnen. Dabei wird die Brechung in der Atmosphäre  $n(r_0)$ , die proportional zur Vakuumdichte ist, als Funktion des Radius  $r_0$  beschrieben, während die Brechung durch den Brechungswinkel  $\alpha$  und die Strahlen-Asymptote  $a$  angegeben werden kann [Rem04], [BW70]. Die Variation von Brechungswinkel, Strahlen-Asymptote und Brechung wird für eine sphärisch symmetrische Atmosphäre durch die folgende Be-

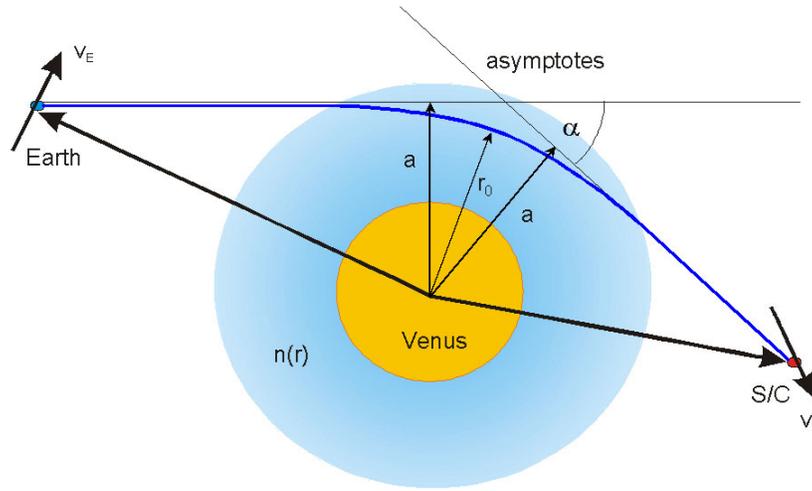


Abbildung 2.7: Radiowellen-Pfadgeometrie eines Okkultations-Experimentes (idealisiert und übertrieben). Die geringste Entfernung zwischen Radiowelle und Planeten-Mittelpunkt ist  $r_0$ , der Einflussparameter der Wellenasymptoten ist  $a$ .

ziehung dargestellt [PNC<sup>+</sup>04]:

$$\alpha(a) = -2a \int_{r=r_0}^{\infty} \frac{1}{n} \frac{dn}{dr} \frac{dr}{\sqrt{(nr)^2 - a^2}} . \quad (2.11)$$

Fjelbo [FKE71] konnte zeigen, dass die Variation des Brechungswinkels  $\alpha$ , der Strahlen-Asymptote  $a$  und der Refraktivität  $N$  durch die Abel-Transformation beschrieben sind:

$$\pi \ln n(r_{01}) = - \int_{a=a_1}^{a=\infty} \frac{\alpha(a)}{\sqrt{a^2 - a_1^2}} da . \quad (2.12)$$

$a_1$  ist dabei die Strahlen-Asymptote des Strahlenweges, der dem Planeten am nächsten kommt. Dieser kürzeste Abstand wird mit  $r_{01}$  bezeichnet. Es wird nun die Refraktion  $N$  eingeführt:

$$N = (n - 1) \cdot 10^6 . \quad (2.13)$$

Um Parameter wie Temperatur  $T_r$  und Druck  $p_r$  zu berechnen, ist es notwendig, die atmosphärische Zusammensetzung zu kennen. Die molekulare Teilchendichte  $N_m$  in  $m^{-3}$  kann dann mit Hilfe der charakteristischen Atmosphären-Konstante  $\kappa$  beschrieben werden:

$$N_m = \kappa \cdot N , \quad (2.14)$$

wobei  $\kappa = 1,804 \cdot 10^{29} m^{-3}$  für die Mars-Atmosphäre und  $\kappa = 8,21 \cdot 10^{22} m^{-3}$  für die Venus-Atmosphäre gesetzt werden kann. Näheres zu den Berechnungs-Methoden für die Erd-Atmosphäre kann z. B. in [Lei94], [Rem04], [DHS<sup>+</sup>85] und [BBC94] gefunden werden. Die Refraktion  $N$  in Abhängigkeit vom Radius  $r$  ist in der neutralen Atmosphäre unabhängig von der Frequenz und in der Ionosphäre umgekehrt proportional zum Quadrat der Frequenz [HPT<sup>+</sup>05]:

$$N(r) = \frac{p_r(r)}{\kappa \cdot k \cdot T_r(r)} - \frac{40,3 \frac{m^3}{s^2} \cdot N_e(r)}{f^2} \cdot 10^{-6} , \quad (2.15)$$

wobei  $k$  für die Boltzmann-Konstante,  $N_e$  für die Elektronendichte und  $f$  für die Frequenz steht. Unter Annahme hydrostatischem Gleichgewichts und Anwendung des idealen Gasgesetzes kann nun der Druck  $p_r$  und die Temperatur  $T_r$  berechnet werden [HPT<sup>+</sup>05]:

$$p_r(r) = p_{top} + M_m \cdot \int_r^{r_{top}} N_m(r) \cdot g_{\oplus}(r) dr \quad , \quad (2.16)$$

$$p_{top} = N_{top} \cdot \kappa \cdot k \cdot T_{top} \quad , \quad (2.17)$$

$$T_r(r) = \frac{N_{top}}{N(r)} \cdot T_{top} + \frac{M_m}{k N_m(r)} \cdot \int_r^{r_{top}} N_m(r) \cdot g_{\oplus}(r) dr \quad , \quad (2.18)$$

wobei  $g_{\oplus}(r)$  die Gravitations-Beschleunigung,  $M_m$  das mittlere Molekular-Gewicht und der Index  $_{top}$  die jeweilige Randbedingung an der oberen Grenze der neutralen Atmosphäre bezeichnet.

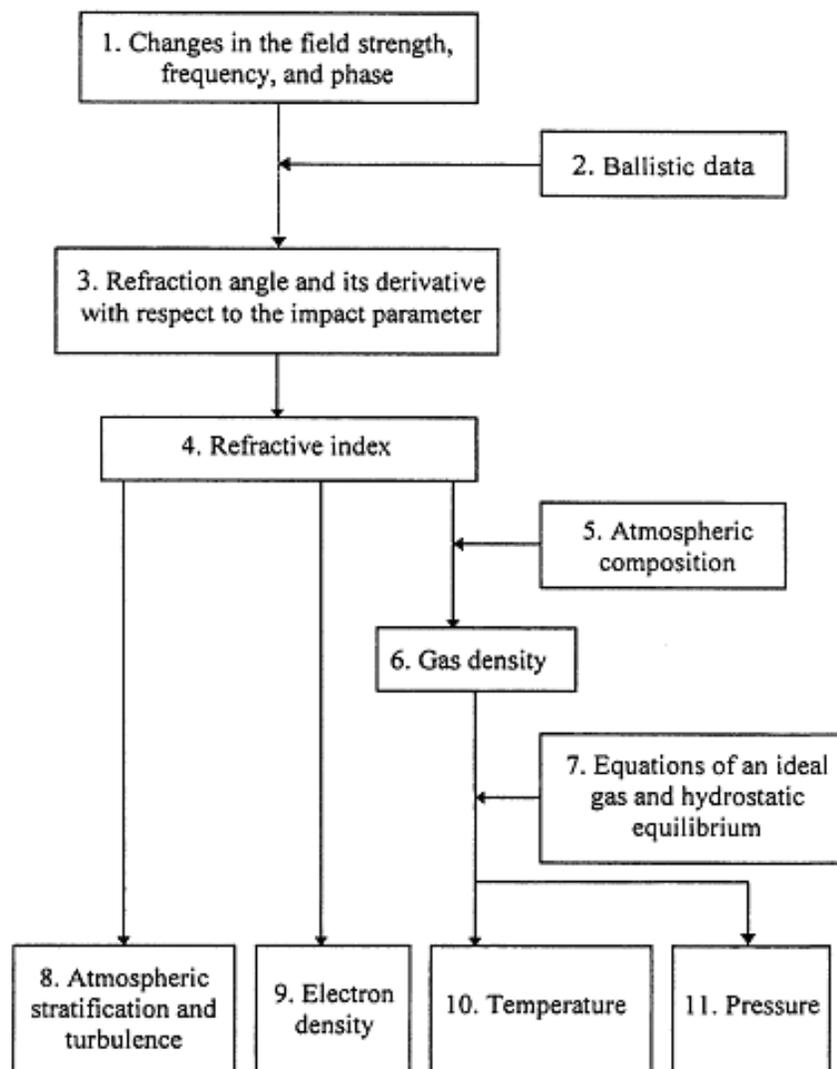


Abbildung 2.8: Flussdiagramm zur Veranschaulichung der Prinzipien zur Bestimmung der atmosphärischen und ionosphärischen Parameter mit Hilfe der Radio-Okkultations-Technik [Yak02]

Die Abbildung 2.8 zeigt das prinzipielle Vorgehen bei der Berechnung von atmosphärischen und ionosphärischen Parametern eines Okkultations-Experimentes. Ähnliche Messungen wurden schon früher von diversen Raumsonden mittels Okkultations-Experimenten durchgeführt. So konnte z. B. die NASA-Raumsonde MARS GLOBAL SURVEYOR (MGS) Vertikalprofile von Druck und Temperatur der Marsatmosphäre von der Oberfläche bis zum 10 *Pa*-Niveau aufzeichnen.

Bei der Okkultation mit der Ionosphäre wird ein vertikales Profil der Elektronendichte aufgenommen. Dieses Profil wird als eine Funktion der Höhe und der planetaren Breite bei jeder Okkultation gemessen. Damit erzielt man eine Beschreibung des globalen Verhaltens der Ionosphäre, abhängig vom Magnetfeld des Planeten, der solaren Aktivität und dem solaren Wind während eines Tages bzw. während der Jahreszeiten.

Die mit der Radio-Science-Messtechnik durchgeführten Messungen sind prinzipiell integrale Messungen, d. h. sie geben keine direkte Auskunft über lokale Eigenschaften von Medien. Trotzdem können mit diesen Messungen die Effekte einer Ionosphäre von der einer Neutralgas-Atmosphäre getrennt werden. Dies ist möglich,

- wenn Ionosphäre und Atmosphäre wie bei Mars räumlich getrennt sind, d. h. bei einer planetaren Okkultation wird die vom Satelliten emittierte elektromagnetische Welle zuerst die Ionosphäre und dann die Atmosphäre erfassen;
- weil die Refraktivität negativ wird, sobald das Signal die Ionosphäre durchdringt;
- weil die *Peak*-Höhe in der Ionosphäre und in der sensiblen Neutralatmosphäre unterschiedlich hoch ist; und
- weil der *Zwei-Wege-Downlink* die Bestimmung des Elektroneninhaltes entlang des Ausbreitungsweges ermöglicht, da die Refraktivität eines Plasmas im Gegensatz zur neutralen Atmosphäre von der Frequenz der elektromagnetischen Welle abhängt (s. a. Anhang A).

Positive Refraktivität zeichnet dabei die Neutralatmosphäre aus, die in einem linearen Zusammenhang zur Massendichte der atmosphärischen Bestandteile steht. Diese Zusammenhänge werden beispielhaft in der Abbildung 2.9 gezeigt. Abgebildet ist ein Profil der Refraktivität gemessen von MGS im *X*-Band als Funktion der Höhe über der Oberfläche des Planeten Mars.

Sämtliche Operationen vor und während der Eintrittsphase in die Okkultation werden durch den kohärenten simultanen TWOD zur Bodenstation durchgeführt. Während der Verdeckung durch den Planeten schaltet die Sondenkonfiguration auf den ONED um. Diese Konfiguration ermöglicht eine schnellere Verbindungsaufnahme beim Austritt aus dem Planetenschatten und wird daher bevorzugt in dieser Phase eingesetzt [PH03].

### Kriterien für die Nutzbarkeit eines Orbits

Um einen Orbit für Okkultations-Messungen nutzen zu können, muss das Raumfahrzeug zeitweise durch den Planeten verdeckt werden. Bei abgeplatteten Himmelskörpern kann bei geeigneter Wahl der Umlaufbahn der  $J_2$ -Term des Gravitations-Potentials genutzt werden, um die Orbitebene langsam zu drehen und so in regelmäßigen Abständen sog. Okkultations-Perioden hervorzurufen. Bei nahezu kugelförmigen Planeten wie der Venus ist dies nicht möglich, so dass auf eine entsprechende Position des Planeten bzgl. der Erde gewartet werden muss. Weiterhin ist es wünschenswert, dass das Radiosignal möglichst lange durch Ionosphäre und Atmosphäre hindurch gesendet wird. Dies wird durch möglichst niedrige planetare Geschwindigkeiten der Raumsonde erreicht, so z. B. bei einem weit entfernten Apozentrum.

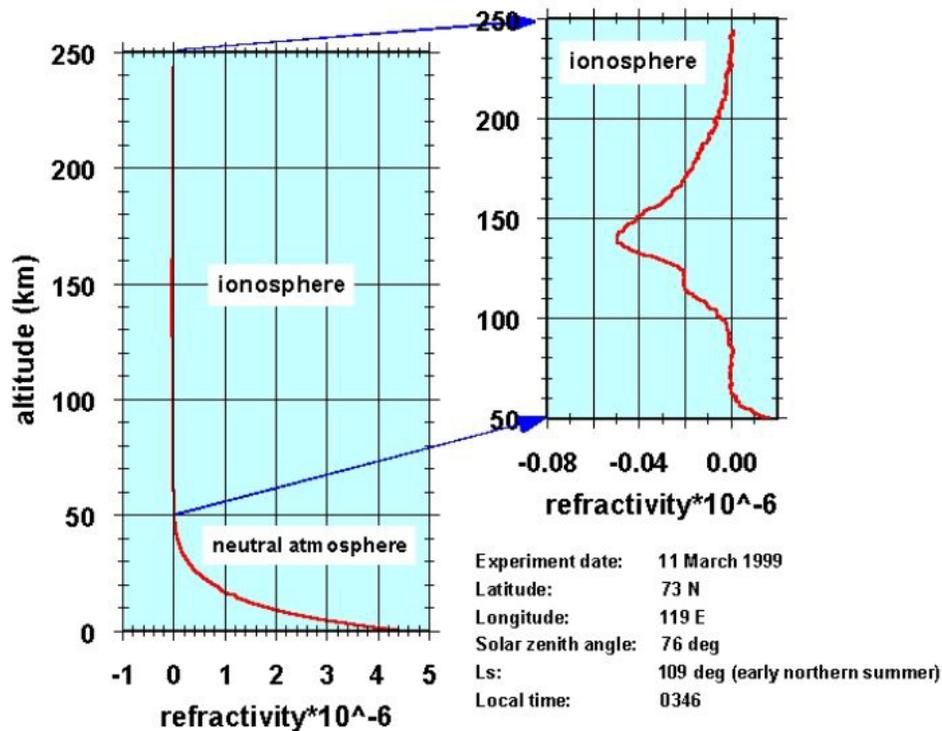


Abbildung 2.9: Höhe über der Refraktivität der Marsatmosphäre bzw. -ionosphäre am Beispiel der MGS-Aufzeichnungen [PH03]

### 2.7.2 Bistatisches Radar

Durch räumliche Trennung des Transmitters (Raumsonde) vom Sender (Bodenstation auf der Erde) erhält man eine Konfiguration, die man Bistatisches Radar (BSR - *Bistatic Radar*) nennt (s. a. Abbildung 2.10). Mit dieser Messtechnik ist es möglich, die Oberflächentextur (Rauigkeit, Neigungen usw.) von Planeten mit einer Genauigkeit im Wellenlängenbereich (s. a. Tabelle 2.1) zu bestimmen. Außerdem ist es möglich, durch differentielle Reflexion von orthogonaler Polarisation mit dem bistatischen Radar Eigenschaften des Oberflächenmaterials zu bestimmen, wie z. B. die Dielektrizitätskonstante. Mit dieser Materialkonstante ist es dann möglich, die Dichte des Oberflächenmaterials abzuschätzen. Bei der Messung des Signals an der Bodenstation auf der Erde deutet die Größe der Amplitude des reflektierten Signals auf die Reflektivität der Oberfläche hin, während auf die Rauigkeit der Oberfläche aus der Aufweitung des empfangenen dopplerverschobenen Signals geschlossen werden kann. Die Geometrie des bistatischen Radars an Bord eines Orbiters um einen Planeten eignet sich zudem hervorragend zum Vermessen der Planetenoberfläche von verschiedenen Breiten, Längen und Einfallswinkeln [Sim93], [CCR01], [Fab00].

Konkret werden bei BSR-Experimenten die meist durch einen USO an Bord einer Raumsonde erzeugten Radiosignale auf die Oberfläche eines Himmelskörpers gesendet, an ihm reflektiert und auf der Erde empfangen und ausgewertet. Bei Frequenzen im MHz-Bereich kann zwar eine Eindringtiefe von bis zu 20 m erreicht werden, jedoch setzt man in diesem Bereich die bistatische Methode nicht ein. Bei Frequenzen im GHz-Bereich ist praktisch keine Eindringtiefe vorhanden.

Bei den Apollo-Missionen wurde diese Art von Radio-Science-Experimenten bereits durchgeführt, um die Mondoberfläche zu untersuchen. Die Ausdehnung der dabei unter-

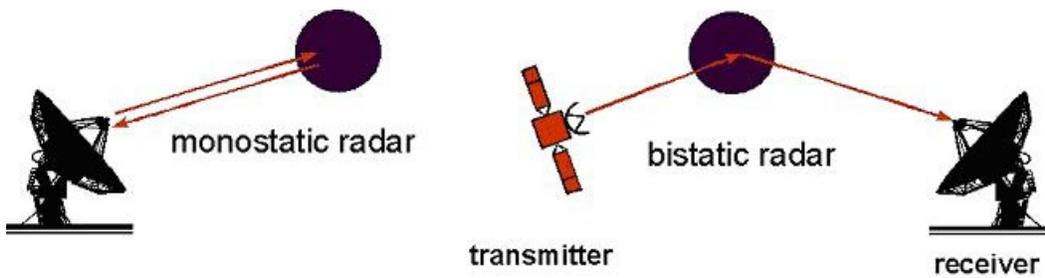


Abbildung 2.10: *Monostatisches und bistatisches Radar: Im Gegensatz zu allgemein eingesetzten Radargeräten (monostatic), wie sie in Flugzeugen und Schiffen Verwendung finden, werden beim bistatischen Radar Sender und Empfänger getrennt. [Pät01]*

suchten Gebiete betrug ca. 10 km Breite bei einer Länge, die der Orbitalbewegung der Antenne in der Sendezeit entsprach [LI01].

Zur Durchführung von BSR-Experimenten an Bord von Raumfahrzeugen sind verschiedene technische und bahndynamische Voraussetzungen zu erfüllen:

1. Zunächst verbessert ein USO die Messqualität deutlich, da nur durch ihn der für die Durchführung der Experimente vorausgesetzte Ein-Wege-Modus (*one-way-link*) mit der notwendigen Genauigkeit und Stabilität ( $\Delta f/f = 10^{-13}$ ) etabliert werden kann.
2. Weiterhin ist eine HGA notwendig, die eine möglichst hohe Bündelung besitzt, um das Signal mit der entsprechenden Stärke zu senden und somit eine leichtere Auswertung der empfangenen Daten zu ermöglichen.
3. Von Wichtigkeit ist ferner die genaue Kenntnis der Bahnelemente der Raumsonde, deren Orbithöhe und der Sonnenabstand des zu beobachtenden Himmelskörpers, sowie eine freie Sichtlinie (*Visibility*) vom Zielgebiet zur Bodenstation auf der Erde. Diese ist erforderlich, um eine exakte Bestimmung des Zielgebietes im vorgewählten Missionsfenster und den Empfang der gewonnenen Daten durch die Bodenstation zu gewährleisten.

Wichtig zur Durchführung ist, dass die zu untersuchenden Flächen von der jeweiligen Position des Flugkörpers aus direkt gesehen werden können. Zunächst wird die Antenne direkt auf das entsprechende Oberflächenmerkmal ausgerichtet, wobei zu beachten ist, dass zur Fixierung eines ausgezeichneten Punktes im Orbit der Sonde eine Drehgeschwindigkeit gegeben werden muss, die während des Überfluges auch variieren kann.

Die Dielektrizitätskonstante  $\epsilon$  des Oberflächenmaterials wird aus der Amplitude des Echos bzw. aus den Polarisations-Eigenschaften sowie dem Einfallswinkel gefolgert, wobei der sog. Brewster-Winkels  $\Phi_B$  von besonderer Wichtigkeit ist: Trifft linear polarisierte elektromagnetische Strahlung, deren elektrisches Feld in der Einfallsebene liegt, unter diesem Winkel auf die zu untersuchende Oberfläche, so verschwindet das reflektierte Signal. Die Dielektrizitätskonstante  $\epsilon$  ergibt sich dann aus [Häu04b]

$$\epsilon = \tan^2 \Phi_B. \quad (2.19)$$

Für die Dielektrizitätskonstante  $\epsilon$  können die in Tabelle 2.2 angegebenen Werte für unterschiedliche Bodenbeschaffenheiten angenommen werden.

Oberfläche	Wert
Staub	2,2 $C/(V m)$
Wassereis	3,2 $C/(V m)$
festes Gestein	6,0 $C/(V m)$

Tabelle 2.2: Werte der Dielektrizitätskonstante für unterschiedliche Oberflächen [Sim05]

Voraussetzung für eine erfolgreiche Messung ist, dass der Brewster-Winkel im Messzeitraum überstrichen wird. Dies stellt im Weiteren besondere Anforderungen an die Lageregelung des Satelliten. Man unterscheidet dabei drei Möglichkeiten der Ausrichtung:

### 1. Bistatic Radar Specular-Pointing

Beim Specular-Pointing folgt das Radiosignal der Raumsonde immer dem spekularen Punkt auf der Oberfläche des Körpers, d. h. dem Punkt mit den idealen Reflexionseigenschaften. Durch die Bewegung der Raumsonde um den Körper bewegt sich auch der spekulare Punkt entlang einer Bodenspur. Dieses Experiment stellt für den Empfang der Signale in der Bodenstation die einfachsten Bedingungen dar (Abbildung 2.11).

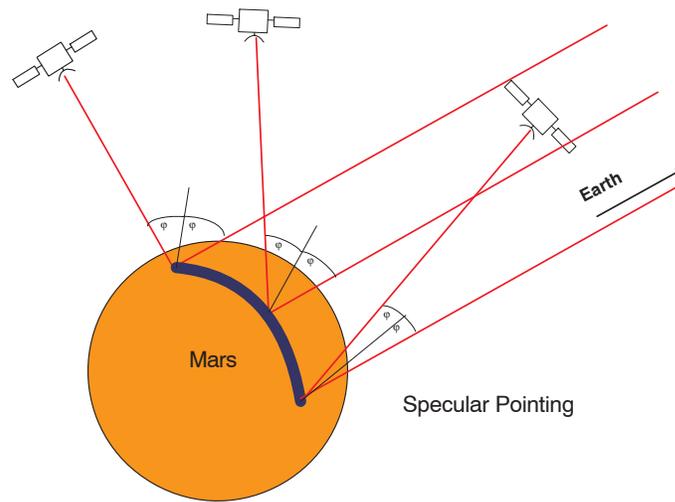


Abbildung 2.11: Bistatisches Radar: Specular-Pointing-Szenario

### 2. Bistatic Radar Spot-Pointing

Beim Spotlight-Experiment wird die Antenne auf einen festen Punkt auf der Planeten-Oberfläche gerichtet und so aus verschiedenen Blickwinkeln betrachtet. Die Rückstreuung erhält man aus der Echoamplitude und Polarisation. U. a. erhofft man sich auf diese Art Eis am südlichen Pol des Planeten Mars zu finden [PH03].

### 3. Bistatic Radar Inertial Pointing

Das Inertial Pointing wird dann angewandt, wenn aus operationellen Gründen keine dynamische Lageregelung während des Messzeitraumes durchgeführt werden kann. Zu Beginn des Experimentes wird die Lage der Raumsonde so eingestellt, dass während der Messung der spekulare Punkt am Ort der Zielgebietes durchlaufen wird. Das Signal läuft dann eine Bodenspur auf dem zu untersuchenden Körper ab.

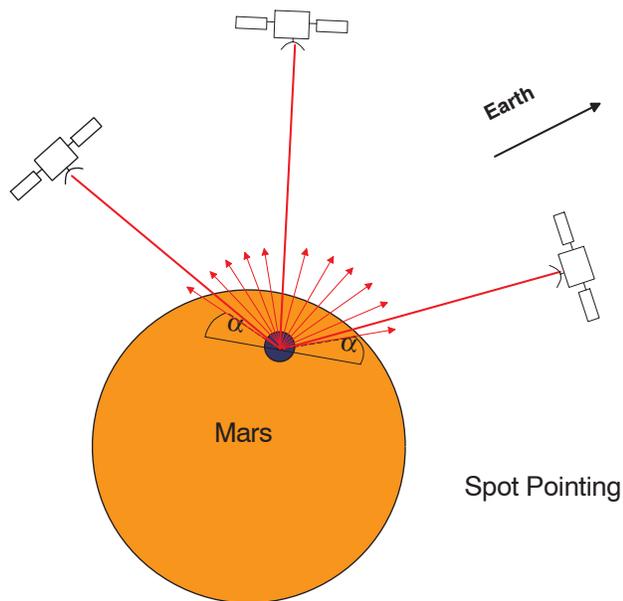


Abbildung 2.12: *Bistatisches Radar: Spot-Pointing-Szenario*

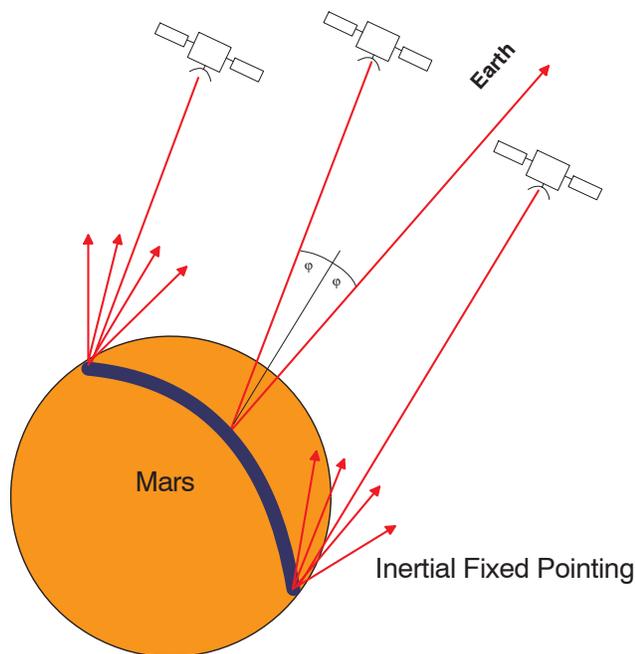


Abbildung 2.13: *Bistatisches Radar: Inertial-Pointing-Szenario*

#### 4. Bistatic Radar Backscatter

Beim Backscatter-Experiment zeigt die HGA in entgegengesetzte Erd-Richtung, d. h. die Raumsonde befindet sich zwischen Planet und Erde. Diese Messungen versprechen besonders bei Gebieten mit starken Reflexions-Eigenschaften wie z. B. Polkappen bessere Ergebnisse.

## Kriterien für die Nutzbarkeit eines Orbits

Der spekulare Punkt auf der Oberfläche ist immer dann sinnvoll definiert, wenn die Raumsonde sich nicht in einer Okkultation befindet. Grundsätzlich sind dann BSR-Messungen möglich. Jedoch sollte der Abstand zwischen Raumsonde und Bodenpunkt nicht zu groß werden, damit das reflektierte Signal eine entsprechende Stärke aufweist. Es bietet sich weiterhin an, Zielregionen aus wissenschaftlichen Gesichtspunkten heraus zu definieren, um die Auswahl zu vereinfachen. Besonders selten ergeben sich Möglichkeiten, Punkte nahe der Pole mit BSR zu erfassen, wenn die Rotationsachse des Himmelskörpers nahezu senkrecht auf der Ekliptik steht. Diese Punkte sind dann nur unter sehr großen Einfallswinkeln (vom Bodenpunkt aus gesehen nahe dem Horizont) zu beobachten, was eine Abschwächung des reflektierten Signals zur Folge hat. Des Weiteren ist zu beachten, dass die Raumsonde während des BSR nicht an unzulässigen Stellen, wie z. B. Radiatoren, von der Sonne erhitzt wird.

### 2.7.3 Gravitations-Anomalien

Die genaue Bahnverfolgung bzw. Orbitanalyse eines Satelliten mit Methoden der Radio-Science-Technik erlaubt die Bestimmung des Gravitations-Potentials eines Himmelskörpers. Für Mars und Venus konnten Kugelfunktionsentwicklungen bereits bis zu Grad und Ordnung 85 bzw. 180 erstellt werden [Sim03], [KBS99], [BVBR98]. Dies bedeutet, dass bei beiden Planeten räumliche Auflösungen des Gravitationsfeldes von ca. 200 km möglich sind. Bei MARS EXPRESS und auch VENUS EXPRESS wird deshalb auf die Erstellung globaler Gravitationsmodelle verzichtet und dafür Wert auf die Untersuchung spezieller Ziele wie Hot Spots, Vulkane und Einschlagkrater gelegt. Die Radio-Science-Messungen und die mit der HRSC-Kamera gewonnenen topographischen Informationen erlauben es dann, Aussagen über Dichtemodelle der Planetenkruste zu treffen. Voraussetzung ist, dass der Satellit sich nahe über dem Zielobjekt befindet und das Radiofrequenz-Subsystem im Zweiwege-Zweifrequenz Verfahren (TWOD) arbeitet. Die Bahnverfolgung mit Hilfe der Zwei-Wege-Radio-Science-Messung liefert sehr genaue Daten über Entfernung und Geschwindigkeit (*Range* und *Range Rate*) entlang der Sichtlinie Bodenstation – Satellit, aus denen die Bahnänderungen verursacht durch Gravitationskräfte untersucht werden können. Stand der Wissenschaft sind Geschwindigkeitsmessungen mit einer Genauigkeit von etwa 0,004 mm/s bei einer Integrationszeit von 10 Sekunden [HPT<sup>+</sup>05]. Bei niedrigen Orbithöhen unter 400 km werden selbst relativ kleine Schwankungen der Oberflächendichte und andere Oberflächencharakteristika messbar. Beispielsweise ist es somit möglich, in einem Würfel mit 50 km Kantenlänge eine Reduzierung der Dichte um 0,3 g/cm<sup>3</sup> festzustellen [Ty193].

Das von einem mit Masse behafteten Himmelskörper ausgehende Gravitations-Potential resultiert aus dessen Gesamtmasse und wird bei genauerer Betrachtung von ihrer räumlichen Verteilung bestimmt. Aus diesem Grund erfährt ein Satellit, der sich auf einer hoch inklinierten Bahn um einen abgeplatteten Planeten bewegt, in der Äquatorebene eine höhere Beschleunigung als an den Polen bei gleichem Abstand zum Planetenzentrum. Demnach beeinflussen inhomogene Massenverteilungen und das daraus folgende Gravitationsfeld die Bahnen von Raumfahrzeugen derart, dass diese über der Zeit mit zunehmendem Ausmaß von den klassischen ungestörten Keplerbahnen abweichen.

Die Bahnverfolgung mit Hilfe der Zwei-Wege Radio-Sondierungs-Messung liefert sehr genaue Daten über Entfernung und Geschwindigkeit (*range* und *range rate*) entlang der Sichtlinie zwischen Bodenstation und Satellit, aus denen die Bahnänderungen verursacht durch Gravitationskräfte untersucht werden können. Aus den Zusammenhängen zwischen Masse und Gravitationskräften lassen sich somit Rückschlüsse auf den inneren Aufbau

von Himmelskörpern ziehen. Die Dichteverhältnisse planetarer Körper oder ihrer Monde liefern darüber hinaus wichtige Anhaltspunkte über ihre Zusammensetzung, da diese Parameter stark von Materialeigenschaften abhängen [Tyl93].

Um inhomogene, von einer idealen Kugel abweichende, Masseverteilungen zu berücksichtigen, wird das Gravitations-Potential in Abhängigkeit von Abstand  $r$ , Referenzradius  $R_{ref}$ , geographischer Länge  $\lambda_g$  und Breite  $\Phi$  allgemein dargestellt durch [Häu04c]:

$$\Psi(r, \Phi, \lambda_g) = \frac{\mu}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left( \frac{R_{ref}}{r} \right)^n \bar{P}_{nm}(\sin \Phi) [\bar{C}_{nm} \cos(m\lambda_g) + \bar{S}_{nm} \sin(m\lambda_g)]. \quad (2.20)$$

Dabei stellen  $\bar{C}_{nm}$  und  $\bar{S}_{nm}$  die normalisierten Gravitations-Koeffizienten (s. a. Anhang B) dar. Die auftretenden Funktionen  $\bar{P}_{nm}$  sind die normalisierten assoziierten Legendre-Polynome gemäß:

$$\begin{aligned} P_n(u) &= \frac{1}{2^n n!} \cdot \frac{d^n}{du^n} \cdot (u^2 - 1)^n, \\ P_{nm}(u) &= (1 - u^2)^{\frac{m}{2}} \cdot \frac{d^m}{du^m} \cdot P_n(u) \end{aligned} \quad (2.21)$$

wobei diese nach Anhang B normalisiert werden können. Eine rekursive Berechnungsmethode des Gravitations-Potentials wird in Kapitel 5.4.2 beschrieben.

Die Koeffizienten  $S_{nm}$  und  $C_{nm}$  können durch Radio-Science-Messungen bestimmt werden, was mit zunehmendem Grad und höherer Ordnung mit großem Rechenaufwand und sehr genauen Daten verbunden ist. So konnte aus den Daten der MARINER 10 Sonde nach zwei Vorbeiflügen im März 1974 und 1975 das Gravitationsfeld des Merkurs lediglich bis zu Grad und Ordnung 2 bestimmt werden [KS94]. Dementgegen ermöglichten die MAGELLAN- und PIONEER-VENUS-ORBITER-Daten die Bestimmung des Gravitationsfelds bis zu Grad und Ordnung 60 [ACE<sup>+</sup>87], [KS94], [KBC<sup>+</sup>93]. Inzwischen ist das Gravitationsfeld der Venus bis zu Grad und Ordnung 180 bekannt [KBS99]. Die Beschreibung des Erdgravitationsfeldes ist am weitesten fortgeschritten. Aus einer Vielzahl von Satellitendaten sind die Gravitations-Koeffizienten bis zu Grad und Ordnung 360 bestimmt [LKF<sup>+</sup>98].

Die aus dem Gravitations-Potential resultierende Beschleunigung  $\ddot{\mathbf{r}}$  auf einen Satelliten ergibt sich zu [MG99]:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \nabla \Psi(r, \Phi, \lambda_g). \quad (2.22)$$

Die Geschwindigkeits-Änderung  $\Delta v_p^n$  einer Raumsonde im Perizentrum seiner Umlaufbahn hervorgerufen durch einen bestimmten Grad  $n$  des Gravitations-Potentials eines Planeten mit dem Radius  $R_{ref}$  und dem Gravitations-Parameter  $\mu$  kann bei gegebenen Perizentrums-Abstand  $r_p$ , großer Halbachse  $a$  sowie Exzentrizität  $e$  bestimmt werden durch [Bor91]:

$$\Delta v_p^n = \sqrt{\frac{\mu}{a \cdot (1 - e^2)}} \cdot \left( \frac{R_{ref}}{r_p} \right)^n \cdot \sqrt{\sum_{m=0}^n (\bar{C}_{nm}^2 + \bar{S}_{nm}^2)}. \quad (2.23)$$

Im Falle der VENUS EXPRESS Mission führt dies mit den von [KBS99] gegebenen Gravitations-Parametern der Venus bei einem Perizentrums-Abstand von 250 km zu einer Geschwindigkeits-Änderung  $\Delta v_p^n$  von 0,017 mm/s.

Bei der VOYAGER Mission diente die Verfolgung der *Fly-By*-Trajektorien zur Vermessung von Saturn, Jupiter, Uranus und Neptun, die jeder für sich das Zentrum eines

komplexen Systems aus Monden, Ringen und etlichen kleinen Objekten bilden. *Fly-By*-Verfahren werden eingesetzt, um Massen zu bestimmen. Der typische Vorbeiflug erfolgte dabei in einem Abstand zwischen 10000 und 100000 km vom Zentralplaneten oder einem der kleineren Satelliten. Aus jeder dieser Begegnungen konnte die Masse des gesamten Systems und des Zentrums mit einer Genauigkeit von 0,001 % bestimmt werden. Die Masse der maßgeblichsten Monde konnte bis auf 1 % genau ermittelt werden, obgleich sich die Sonde nur einigen dieser Objekte deutlich näherte. Weitere Informationen folgten aus der Bestimmung der Störungen, die einzelne Satelliten auf die Bewegung des Zentralkörpers ausüben, die wiederum die VOYAGER-Sonde auf ihrer Bahn durch das System beeinflusste. Ein solcher *Fly-By* ist auch bei der ROSETTA-Mission geplant, bei der u. a. an einem Asterioiden Radio-Science-Messungen durchgeführt werden sollen. Auch im Verlauf der MARS EXPRESS-Mission sollen bei Vorbeifügen am Mond Phobos Radio-Science-Experimente durchgeführt werden.

### Kriterien für die Nutzbarkeit eines Orbits

Für die Nutzbarkeit eines Orbits zur Messung von Gravitations-Anomalien ist es wichtig, dass möglichst häufig niedrige Perizentrumslagen durchflogen werden, da dort die Wirkung des Gravitations-Potentials besonders groß ist. Ein Verlagerung des Perizentrums während der Mission ist wichtig, um unterschiedliche Regionen bzw. definierte Zielgebiete des Planeten untersuchen zu können. Weiterhin ist die Sichtbarkeit der Raumsonde von der gewählten Bodenstation aus notwendig.

#### 2.7.4 Sonnenkorona

Die Korona ist die äußere, sich radial ausdehnende Schicht der Sonnenatmosphäre. Die Ausdehnung der Korona schwankt stark und ist in Zeiten geringer Sonnenaktivität mehr als doppelt so groß wie der Sonnendurchmesser. Während der Zeit hoher Sonnenfleckentätigkeit hingegen ist sie nahezu kugelförmig und symmetrisch. Die Struktur der Korona ist zeitlich und örtlich veränderlich und wird von Beschleunigungsprozessen auf der Sonne und im sonnennahen Raum bestimmt. Die Struktur ist im Wesentlichen durch koronale Löcher, koronale *Streamer*, und Koronale Massenauswürfe (CME - *Coronal Mass Ejections*) gekennzeichnet. Die Helligkeit der Korona ist aufgrund ihrer geringen Dichte nicht sehr hoch. Nahe am Sonnenrand beträgt sie ungefähr ein Millionstel der photosphärischen Helligkeit, und sie nimmt mit zunehmender Entfernung zur Sonne weiter ab. Damit ist die Helligkeit der Korona bedeutend geringer als die des Himmelshintergrunds, und es ist schwierig, von der Erde aus Beobachtungen durchzuführen. Sonnenfinsternisse stellen allerdings eine außerordentlich gute Möglichkeit zur Untersuchung der Sonnenkorona dar.

Aus diesem Grund sind die Beobachtungen, die von Satelliten oder Raumstationen aus gemacht werden, sehr wertvoll. Sie liefern u. a. viele Informationen über die Röntgenstrahlung und die ultraviolette Strahlung der Sonne, die von der Erdatmosphäre absorbiert werden. Ziele der Radio-Science-Untersuchungen sind die Messung des Elektronen-Inhaltes (TEC) als Funktion von Entfernung und solarer Breite, die Modellierung von Elektronen-Dichteprofilen in der Korona, die Bestimmung von Dichtefluktuationen, die Ableitung von Geschwindigkeits- und Beschleunigungs-Profilen des Sonnenwindes und die Sondierung bzw. radiale Entwicklung von CME (s. a. [HEP<sup>+</sup>95]). Zum Einsatz kommen dabei Gruppenlaufzeitmessungen bzw. das *Ranging*-Verfahren, Dopplerfrequenz-Messungen, sowie Messungen der spektralen Eigenschaften des Trägersignales im TWOD-Verfahren. Die Aufzeichnung der Polarisation des Trägersignales (Faraday-Rotation) an der Bodenstation liefert Information über das koronale Magnetfeld.

Die Untersuchung der Sonnenkorona mit Radio-Science-Methoden ist am besten im Falle der Oberen Konjunktion möglich, d. h. die Sonne befindet sich zwischen Zielplanet und Erde. Für die zu untersuchenden Effekte in der Sonnenkorona ist dabei ein Abstand von weniger als 40 Sonnenradien (1 Sonnenradius  $\hat{=}$  696.000 km) zwischen Planet und Sonne in der projizierten Himmelsebene (*Plane of Sky*) erforderlich [PH03].

Bei der Messung befindet sich die Sonne also zwischen Erde und Raumsonde, so dass das Radiosignal auf seinem Weg von der Bodenstation zum Satelliten und zurück die Korona durchquert. Das Signal kann die freien Elektronen des Plasmas zu kollektiven Schwingungen, sog. Plasmaschwingungen, anregen. Die Frequenz  $\omega$  des Signals beim Durchlaufen des ionosphärischen Plasmas ergibt sich aus

$$\omega^2 = \omega_p^2 + c^2 k^2 \quad (2.24)$$

mit der Plasmafrequenz

$$\omega_p = \sqrt{\frac{N_e \cdot q_e^2}{m_e \cdot \varepsilon_0}} \quad , \quad (2.25)$$

wobei  $k$  für die Wellenzahl ( $2\pi/\lambda$ ),  $c$  für die Lichtgeschwindigkeit,  $N_e$  für die Elektrodendichte,  $q_e$  für die Elementarladung eines Elektrons,  $m_e$  für die Elektronenmasse und  $\varepsilon_0$  für die Dielektrizitätskonstante des Vakuums steht. Die Laufzeitänderung  $\Delta t_{ph}$  eines Radiosignals beim Durchgang durch das Plasma ist ein Maß für den Elektroneninhalt entlang der Verbindungslinie  $s$  zwischen Sender S und Empfänger E:

$$\Delta t_{ph} = \frac{1}{c} \int_S^E (n - 1) ds \quad . \quad (2.26)$$

Mit dem Brechungsindex  $n$  folgt daraus für die Änderung der Phasenweglänge  $\Delta l_{ph}$  beim Durchqueren der Ionosphäre:

$$\Delta l_{ph} = \int_S^E (n - 1) ds \quad . \quad (2.27)$$

Weiteres Umformen führt schließlich auf das als Gesamtelektroneninhalt (TEC - *Total Electron Content*) bezeichnete Integral [Häu04b]:

$$\Delta l_{ph} = \frac{-40,3 \frac{m^3}{s^2}}{f^2} \int_S^E N_e(s) ds \quad . \quad (2.28)$$

Mit Hilfe von Sonnenkorona-Experimenten können Daten über das Magnetfeld, den Sonnenwind, den kosmischen Staub und über Röntgen- und Gammastrahlen-Ausbrüche der Sonne ermittelt werden. Neben der Bestimmung des TEC als gesamten Elektroneninhalt der Sonnenkorona gelten die Messung der Geschwindigkeit des Sonnenwindes, das Ermitteln des Turbulenzspektrums sowie die Identifikation von sonnenkoronalen Masseausbrüchen als weitere wissenschaftliche Ziele von Sonnenkorona-Experimenten. Die gewonnenen Erkenntnisse sind u. a. für die Klimaforschung von großem Interesse, denn die Aktivität der Sonne ist einer der wesentlichen klimabeeinflussenden Faktoren für die Erde [Pät01].

Die dispersiven Effekte der Sonnenkorona auf das Radiosignal – also Einflüsse auf Laufzeit, Dopplerverschiebung und Dopplerrauschen – dominieren das Radiosignal ab

einem Winkelabstand von 10 Grad. Dies entspricht den o. g. 40 Sonnenradien in der Himmelsebene [Pät99].

Durch die dispersiven Effekte läßt sich die Elektronendichte im Plasma der Sonnenkorona auf dem vom Sendestrahle durchquerten Weg ermitteln. Auf diese Weise erhält man eine Karte der unterschiedlichen Elektronendichten, aus der man wiederum verschiedene Phänomene ableiten kann.

Die Anzahl der Elektronen in der Korona ist zeitlich und örtlich nicht gleichmäßig verteilt. In Abhängigkeit der Sonnenaktivität aber auch des Ortes lassen sich sog. *Coronal Streamer* und *Coronal Holes* bestimmen. Bei *Coronal Streamers* handelt es sich um Gebiete hoher Elektronendichte, in denen man auch Masseausbrüche beobachten kann. Vorwiegend sind diese *Streamer* in niedrigen heliographischen Breiten zu finden, wo sie eine Art Gürtel – den *Coronal Streamer Belt* – bilden. Dieser Gürtel ist Ausgangspunkt für den langsamen Sonnenwind. Er wird deshalb langsam genannt, weil die von der Sonne wegströmende Materie von geschlossenen Magnetfeldern abgebremst wird [Har01].

*Coronal Holes* sind Gebiete niedriger Elektronendichte. Diese Gebiete sind hauptsächlich an den Polen der Sonne zu finden. Sie sind Ausgangspunkt des schnellen Solarwindes. Die abfließende Materie aus diesen Gebieten wird nicht gebremst, da die Magnetfeldlinien nicht geschlossen sind [NAS02]. Dieser schnelle Solarwind ist aufgrund seiner hohen Geschwindigkeit besonders interessant, weil die Teilchen das Magnetfeld der Erde überwinden können. In Zeiten höherer Sonnenaktivitäten nimmt die Anzahl der koronalen Löcher an den Äquatorregionen zu.

Der ermittelte Elektroneninhalt wird in Hexem ( $1 \text{ Hexem} = 10^{16} \text{ Elektronen}/m^2$ ) dargestellt. Auswertungen und Analysen der Sonnenkonjunktion während der ULYSSES Mission im Jahr 1995 werden in [PBE<sup>+</sup>95] gezeigt. Ein Ergebnis dieser Arbeit ist u. a. die formelmäßige Darstellung des Elektroneninhalts als Funktion der heliographischen Breite. Weitere Ergebnisse der Sonnenkorona-Experimente während der ULYSSES Mission sind in [BPE<sup>+</sup>96] und [BVP<sup>+</sup>94] beschrieben.

### Kriterien für die Nutzbarkeit eines Orbits

Damit ein Orbit für Sonnenkorona-Experimente nutzbar ist, muss er zwei wesentliche Kriterien erfüllen:

1. Der Orbit muss wie bereits erläutert im Zeitraum einer Oberen Konjunktion des Planeten, d. h. von der Erde aus gesehen in einem Winkelabstand von weniger als  $10^\circ$  neben der Sonne, stehen.
2. Die Orbitbahn oder Teile davon müssen von einer Bodenstation der Erde aus sichtbar sein.

### 2.7.5 Physikalische Faktoren und Bodenstations-Konfiguration bei Radio-Science-Experimenten

Die Tabelle 2.3 zeigt zusammenfassend die in den vorherigen Kapiteln vorgestellten Einsatzgebiete der Radio-Science. Zu den verschiedenen Experimenten werden jeweils die physikalischen Faktoren angegeben, die nach Auswertung der Messungen bestimmt werden sollen. Zusätzlich werden Angaben für die an der Bodenstation notwendigen Einstellungen gemacht. Dazu zählt *Open Loop* (OL), d. h. es wird von der Bodenstation im *Spectrum Analyser Mode* empfangen. Im *Closed Loop* (CL) dagegen wird von der Bodenstation das Trägersignal mit einem *Phase Locked Loop* Empfänger empfangen. Ein Senden mehrerer Frequenzen kann dabei auch angewendet werden. Die Angabe ONES bzw. ONED beinhaltet, dass es sich um einen *One-Way-Single-Frequency-Modus* bzw. *One-Way-Dual-Frequency-Modus* handelt. Analog gilt dies auch für den *Two-Way-Modus* (TWOS/TWOD).

Experiment	Physikalische Faktoren	Sende-Konfiguration		
Okkultation	Atmosphärische Dichte-, Temperatur- und Druck-Profile; Struktur der Ionosphäre	ONED	OL	X+S <i>down</i>
Bistatisches Radar	Rauheit und dielektrische Eigenschaften von Oberflächen	ONES	OL	X+S <i>down</i> beide Polarisationen
Sonnenkorona	Struktur der Sonnenkorona, Interaktion des Plasma des Sonnenwindes mit der planetaren Atmosphäre und Ionosphäre bzw. mit der Gas- und Staubbhülle	TWOD kohärent	CL, OL	S <i>up</i> , X+S <i>down</i>
Gravitation	Gravitations-Anomalien	TWOD kohärent	CL	X <i>up</i> , X+S <i>down</i>
Dual-Frequenz-Ranging	Gesamter Elektroneninhalt (TEC)	TWOD	CL	X <i>up</i> , X+S <i>down</i>

Tabelle 2.3: *Physikalische Faktoren und Sendekonfigurationen*

### 2.7.6 Fehler-Abschätzung

Um die Genauigkeit der Messungen angeben zu können, ist eine Fehler-Abschätzung notwendig. Die stärksten Rausch-Beiträge, die zum Fehler bei Doppler-Geschwindigkeits-Messungen führen, sind das thermale Rauschen des Signal-Empfängers am Boden bei Ein-Wege-Messungen bzw. des Signal-Empfängers am Boden sowie an Bord der Raumsonde bei Zwei-Wege-Messungen. Der Geschwindigkeits-Fehler (Standardabweichung)  $\sigma_v$ , der durch das Rauschen der Bodenstation die Messergebnisse verfälscht, ist gegeben durch [HER<sup>+</sup>02] und [PNC<sup>+</sup>04]:

$$\sigma_v = \frac{c}{4\pi f \Delta t} \sqrt{\frac{2 B P_N}{P_C}} \quad , \quad (2.29)$$

während das Transponder-Phasenrauschen  $\sigma_\phi$  durch

$$\sigma_\phi = \frac{4\pi f \Delta t}{\sqrt{2} c} \sigma_v \quad (2.30)$$

angegeben werden kann. Dabei stellt  $B$  die Empfänger-Bandbreite,  $P_C$  die empfangene Träger-Leistung und  $P_N$  die Rausch-Leistungsdichte (engl: *noise power density*) dar. Das Transponder-Phasenrauschen wurde experimentell durch [RHPW01] mit einem elektrischen Qualifikations-Modell am Boden bestimmt. Der gesamte Geschwindigkeits-Fehler  $\sigma_v$  für die MARS EXPRESS Mission ist in Tabelle 2.4 für eine Integrationszeit  $\Delta t$  von einer Sekunde im X- und S-Band dargestellt. Typische Integrationszeiten für Radio-Science-

	S; 0,8 AU	X; 0,8 AU	S; 2,5 AU	X; 2,5 AU
Thermales Rauschen (Bodenstation)	0,9	0,01	2,00	0,03
Transponder-Phasenrauschen	0,42	0,26	0,42	0,26
Gesamter Fehler (zwei-Wege Modus)	0,99	0,26	2,04	0,26

Tabelle 2.4: *Doppler-Geschwindigkeitsfehler  $\sigma_v$  (mm/s) bei einer Sekunde Integrationszeit für die MARS EXPRESS Mission [RHPW01].*

Beobachtungen liegen zwischen einer und zehn Sekunden, was zu einem Doppler-Fehler im X-Band für einen Abstand von 0,8 AU, große Sonnenwinkel und ruhige Sonnenwind-Phasen von 0,26 bis 0,3 mm/s Doppler-Fehler führt. Damit liegt die Empfindlichkeit des Elektroneninhaltes aus differentiellen Doppler-Messungen bei einer Sekunde Integrationszeit in der Größenordnung von 0,02 Hexem pro Sekunde.

## 3 ESA-Missionen mit Beiträgen der Radio-Science-Messtechnik

In den kommenden Jahren will die ESA im Rahmen ihres Programmes zur Erforschung des Sonnensystems verschiedene Missionen vorbereiten; einige werden bereits durchgeführt. Neben den im Jahre 2003 und 2004 gestarteten Missionen MARS EXPRESS und ROSETTA laufen bereits die Planungen für zukünftige Missionen zu den Planeten Venus (VENUS EXPRESS) und Merkur (BEPI COLOMBO). In diesem Kapitel werden zu jeder Mission zunächst Forschungsthemen, technischer Aufbau und Missionsablauf skizziert. Anschließend folgt jeweils die Beschreibung der Radio-Science.

### 3.1 MARS EXPRESS

MARS EXPRESS ist die erste europäische Marsmission und gehört mit zu den F-Missionen der ESA. Dabei steht *F* für flexibel und bezeichnet die neue Strategie: Wenig Management und erweiterte Industrieverantwortung sollen die Kosten niedrig halten. Deshalb und wegen der kurzen Vorbereitungszeit von 36 Monaten wurden viele Instrumente aus der MARS 96 Mission übernommen. Die Mission besteht aus einem Orbiter (MEO – MARS EXPRESS Orbiter) und dem Lander BEAGLE 2.

#### 3.1.1 Forschungsgegenstände und Aufbau der Sonde

Zu den wissenschaftlichen Zielen des Orbiters zählen, die gesamte Oberfläche des Mars mit einer Auflösung von 10 *m*/Pixel und ausgewählte Gebiete mit einer Auflösung von 2 *m*/Pixel für geologische Zwecke zu fotografieren, die Erstellung einer mineralogischen Karte (100 *m* Auflösung), die Untersuchung der atmosphärischen Zusammensetzung und ihrer globalen Zirkulation, die Bestimmung der Struktur unterhalb der Oberfläche bis zu einer Tiefe von einigen Kilometern, die Einwirkung der Atmosphäre auf die Oberfläche sowie die Wechselwirkungen der Atmosphäre mit dem interplanetaren Raum. Die Aufgabe des BEAGLE 2 Lander war die Suche nach Lebensspuren und die Untersuchung der Geologie, Mineralogie, Geochemie sowie des Wetters an der Landestelle.

Der MEO ist eine Sonde mit zwei gegenüberliegend angebrachten Solarpanels. Die 1042 *kg* Startmasse verteilen sich auf 439 *kg* für den Zentralkörper, 116 *kg* für wissenschaftliche Instrumente, 60 *kg* für den Lander und 427 *kg* für den Treibstoff. Der Hauptkörper hat eine Abmessung von  $1,5 \times 1,8 \times 1,4$  *m* mit einer Aluminium-Wabenstruktur und einer Außenhaut ebenfalls aus Aluminium. Die *Solar Panels* haben eine Spannweite von etwa 12 *m*. Eine 1,8 *m* durchmessende HGA und zusätzlich zwei Niedriggewinn-Antennen (LGA - *Low Gain Antenna*) sind auf der Seite montiert, die in die gleiche Richtung wie die Solarflächen zeigen. Zwei 20 *m* lange Dipolantennen – ein Teil der Radaranlage – befinden sich auf der anderen Seite.

Der Sondenkörper ist um das Haupttriebssystem herum aufgebaut, welches aus einem zweistrahligen 400 *N* Haupttriebwerk mit zwei 267 *l* fassenden Tanks und einem 35 *l* fassenden Druckbehälter mit Helium besteht. Für die Mission werden voraussichtlich 370 *kg* Treibstoff benötigt. Während der interplanetaren Reise wurden die Bahnkorrekturen über acht, jeweils an den Ecken des Hauptkörpers angebrachten, 10 *N* Steuerdüsen

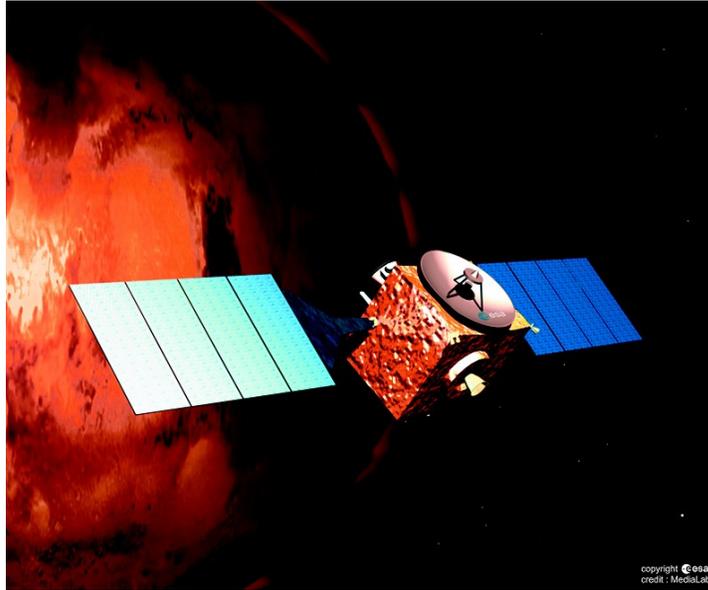


Abbildung 3.1: MARS EXPRESS [ESA04]

durchgeführt. Die Bahnkontrolle (dreiachsenstabilisiert) erfolgt über zwei Dreiachsen-Inertialmesseinheiten, zwei Sternenkameras, zwei Sonnensensoren, Gyroskopen, Beschleunigungsmessgeräten und vier 12  $Nms$  Reaktionsrädern.

Die Regelung der Temperatur wird durch aktiv kontrollierte Heizgeräte und eine vielschichtige Isolation sichergestellt. Diese Sondenkonfiguration wurde optimiert für die vorgesehene Soyuz-Fregat-Trägerrakete, war aber, falls erforderlich, auch mit einer Delta 2-Rakete kompatibel.

Die Energieversorgung liefert 660  $W$  mit den 11,42  $m^2$  Silikonzellen der Panels bei einer Sonnenentfernung von 1,5  $AU$ . Die Energie wird von drei Lithiumionenbatterien mit einer Speicherkapazität von insgesamt 64,8  $Ah$  gespeichert. Alle Systeme arbeiten mit 28  $V$  (DC). Die Spitzenanforderungen an die Energieversorgungs-Einheit werden etwa 450  $W$  betragen.

Die Telekommunikation erfolgt über die Hochgewinn-Parabolantenne und die zwei Niedriggewinn-Antennen, die isotrop senden und empfangen können. Diese übernehmen auch den *Uplink* und *Downlink* mit den Bodenstationen auf der Erde im  $X$ -Band (7,1  $GHz$ ) und im  $S$ -Band (2,1  $GHz$ ). Darüber hinaus sind zwei Ultrahochfrequenz (UHF - *Ultra High Frequency*)-Antennen montiert worden, die die Verbindung mit BEAGLE 2 halten und diesem als Funkrelais dienen sollten.

Die Sonde besitzt außerdem zwei Daten- und Kontrollmanagements-Einheiten mit einem 10  $GByte$  Informationsspeicher, dem sog. *Solid State Mass Memory* (SSMM). Dieser Speicher ist notwendig, um die Daten zu sammeln, bis sie in der Kommunikationsphase mit der HGA zur Erde gesendet werden. Im Rahmen der Mission werden sieben verschiedene Orbiter-Experimente durchgeführt [GNH01], [Wil01], [RMS01].

### 3.1.2 Missionsablauf

Die Raumsonde startete am 2. Juni 2003, und MARS EXPRESS erreichte am 25. Dezember 2003 den Mars. Sechs Tage zuvor löste sich die Landeeinheit. Der MEO erreichte mit seinen Haupttriebwerken einen hochelliptischen Orbit von  $250 \times 180000$   $km$  und einer Inklination von  $25^\circ$ . Danach wurde mit weiteren Impulsen der Orbiter in die vorgesehene

Umlaufbahn mit einer Perizentrumshöhe von 250 *km* und einer großen Halbachse von 9300 *km* in Polarnähe (87 ° Inklination) sowie einer Periode von 7,5 Stunden gebracht. Diese Bahn wurde Ende Januar 2004 erreicht. Anfang Mai 2004 wurde die Große Halbachse der Bahn auf 8580 *km* abgesenkt. Die nominale Missionszeit wurde für 687 Tage (1 Marsjahr) geplant und kann auf bis zu drei Jahren verlängert werden.

BEAGLE 2 trat etwa fünf Tage nach seiner Ablösung in die Marsatmosphäre ein. Nach der Abbremsung durch Atmosphäre und Fallschirm sollten sich etwa ein Kilometer über der Oberfläche mit Gas gefüllte Kissen um den Lander aufblasen, um ihn beim Aufschlag zu schützen. Nach der Landung sollten sich die Kissen zusammenfallen und die Solarzellen sollten sich aufklappen. Es war geplant, die UHF-Antenne und den Robotarm auszufahren. Der Robotarm sollte Proben sammeln und ein *Mole* (Maulwurf) genanntes Gerät sollte mit einer Geschwindigkeit von 10 *cm/min* über den Boden kriechen, um Bodenproben von etwa 60 *g* für Gasanalysen zu sammeln. Der BEAGLE 2 war auf den MEO als Funkstation angewiesen, so dass keine ständige Verbindung möglich war. Die Kommunikation sollte durch die Verwendung von MARS ODYSSEY als weiterer Relaisstation verbessert werden [Wil01], [RMS01]. Allerdings ist es der ESA nicht gelungen, Signale von BEAGLE 2 zu empfangen.

### 3.1.3 Radiosondierung an Bord von MARS EXPRESS

Da die Funktionsweise der Radio-Science-Experimente bereits in Kapitel 2 erläutert wurde, soll hier nur auf die speziellen wissenschaftlichen Ziele der MARS EXPRESS Radio-Science-Experimente (MaRS) eingegangen werden.

#### Experimente der Neutralgasatmosphäre

Mit einem der Experimente, dem sog. Okkultations-Experiment, sollen Dichte-, Druck- und Temperaturprofile als Funktion der Höhe in der Neutralatmosphäre des Mars mit einer Auflösung von wesentlich kleiner als 100 *m* bestimmt werden. An Hand der Messungen soll die Struktur der Marsatmosphäre, ihre Zirkulation und Dynamik während eines Marstages und während der Jahreszeiten besser verstanden werden.

#### Experimente der Ionosphäre

Photochemische Prozesse beeinflussen die ionosphärische Hauptschicht des Mars ähnlich, wie es in der Erdatmosphäre beobachtet wird. Die Marsatmosphäre besitzt kein eigenes Magnetfeld. In einem solchen Körper wird die Elektronen-Dichte-Verteilung durch Wechselwirkung der solaren Strahlung und des Sonnenwindes mit dem Planeten aufrecht erhalten. Ein typischer Wert für das ionosphärische Dichte-Maximum beträgt 100 Elektronen  $cm^{-3}$  bei einer Höhe von 110 bis 135 *km*.

Die Höhe der Mars-Ionopause ist bisher nicht genau bekannt. Des Weiteren bleibt zu klären, ob die Ionosphäre auf der Nachtseite durch horizontalen Transport von Teilchen von der Tagseite aus oder durch *Impact*-Ionisation (Elektronenniederschlag) aufrecht erhalten wird. Auch diese Fragestellungen sollen mit dem Okkultations-Experiment beantwortet werden.

#### Sonnenkorona-Experimente

Jeweils im Herbst der Jahre 2004 und 2006 befand bzw. wird sich der Planet Mars in Oberer Konjunktion mit der Sonne befinden. Innerhalb 10 ° Elongation (entspricht

40 Sonnenradien) bezüglich der Sonnenscheibe werden die dispersiven Effekte (Laufzeitänderung, Dopplerverschiebung und Dopplerrauschen) auf Radiosignale durch die Sonnenkorona bestimmt. Deswegen können in dieser Zeit keine verlässlichen Ergebnisse über die Marsatmosphäre und das Gravitationsfeld des Mars ermittelt werden. Diese Zeit kann aber genutzt werden, um die Sonnenkorona zu sondieren. Die erste Konjunktion hat am 15. September 2004 stattgefunden; die zweite wird sich im Oktober 2006 ereignen.

Da die beeinflussenden Effekte der Korona wie oben beschrieben schon innerhalb  $10^\circ$  Elongation auftreten, hat die erste Messung im August 2004 begonnen und endete im Oktober 2004. Zum Zeitpunkt der Konjunktionen befand sich die Sonde in einem scheinbaren Abstand von drei Sonnenradien zur Sonnenscheibe [Wen00].

## 3.2 ROSETTA

Die ESA plante zunächst, im Jahr 2003 die Raumsonde ROSETTA zum Kometen 46P/Wirtanen zu starten. Während des achtjährigen Fluges sollte die Sonde Vorbeiflüge an den Asteroiden Otawara im Jahre 2006 und an Siwa 2008 durchführen. Nach der Ankunft bei Wirtanen war geplant, den Kometen 18 Monate lang auf seinem Weg zum Bahnperihel zu begleiten. In dieser Phase der sich steigernden Ausgasungsaktivität des Kometen sollten dessen Kern und Koma genau untersucht werden. Bisher geschah dies nur bei kurzen Vorbeiflügen an Kometen. Rosetta sollte hierzu in einen stabilen Orbit einschwenken und einen Lander absetzen.

Am 14. Januar 2003 gaben Ariespace und die ESA jedoch die Verschiebung der ROSETTA Mission bekannt. Begründet wurde dies durch einen vorhergegangenen Fehlstart der Trägerrakete Ariane 5 und Bedenken hinsichtlich der Sicherheit bei weiteren Starts. Innerhalb des engen Startfensters zum Erreichen Wirtanens war eine Lösung der Probleme nicht mehr möglich, so dass der Start abgesagt wurde.

Nach diesem Startfenster ist Wirtanen auf der geplanten Trajektorie nicht mehr erreichbar, da eine bestimmte Konstellation zwischen Erde, Mars und Wirtanen gegeben sein muss, um die notwendigen *Swing-By*-Manöver auszuführen. Die ESA wollte jedoch einen Start innerhalb der folgenden zwei bis zweieinhalb Jahren ermöglichen und erreichte dies durch eine Neuplanung der Mission mit der Auswahl eines anderen Zielkometen. Sogar das Erreichen des ursprünglich geplanten Kometen Wirtanen auf einer anderen Trajektorie wurde dabei erwogen.

Die Analyse der Umlaufbahnen um mehrere Kometen, die während des Auswahlprozesses diskutiert wurden, konnten mit Hilfe des Radio-Science-Simulators (RSS) durchgeführt werden, wie hier noch gezeigt werden soll (s. a. Kapitel 6.9). Inzwischen wurde von der ESA der Komet 67P/Churyumov-Gerasimenko als neues Ziel der Mission ausgewählt.

### 3.2.1 Forschungsgegenstände und Aufbau der Sonde

Am Zielkometen 67P/Churyumov-Gerasimenko sollen Erkenntnisse über Masse und Struktur des Kometenkerns sowie über dessen chemische, mineralogische und isotopische Zusammensetzung gewonnen werden. Es werden speziell flüchtige Partikel, hitzebeständige Metalle und deren Wechselwirkungen im Kometenkern untersucht. Des Weiteren gilt das Interesse den dynamischen Prozessen bei der Annäherung des Kometen an die Sonne. Durch ROSETTA werden Daten über diese Prozesse in der Oberflächenschicht und in der inneren Hülle (Staub-/Gas-Interaktion) gesammelt.

Allgemein zählen Kometen zu den ältesten Objekten im Sonnensystem. Nach heutigem Erkenntnisstand setzen sie sich zum Großteil aus Staub (ca. 50%),  $\text{H}_2\text{O}$  (ca. 45%) und CO (ca. 5%) zusammen. Bei jedem Durchgang durch das Sonnensystem verändert

sich die Zusammensetzung des Kerns durch Aktivierung verschiedener Ausgasungsprozesse. Somit unterliegt der Kern einem Evolutionsprozess. Als Ausgangszustand wird ein weitestgehend homogener inaktiver Kern für jeden Kometen angenommen. Durch den Evolutionsprozess der Ausgasung entwickelt sich der Kern, und es entstehen Sublimationsfronten, die je nach Bestandteil in unterschiedlichen Tiefen liegen können. Der Kern geht also zu einem inhomogenen Zustand über.

Man unterscheidet zwei Klassen von Kometen, die langperiodischen, deren Apozentrum außerhalb des Sonnensystems und deren Ursprung in der Oortschen Wolke liegt, und die kurzperiodischen der Jupiterfamilie, deren Apozentrum nahe der Jupiterbahn liegt und die aus dem Kuiper-Gürtel stammen. Wirtanen zählt zu den kurzperiodischen Kometen und wurde 1948 durch den amerikanischen Astronom C. A. Wirtanen entdeckt. Die Kurzperiodizität hat zur Folge, dass der Kometenorbit durch Jupiter stark gestört wird, wodurch sich die Bahnelemente des Kometen immer wieder ändern. Vor allem der Perihelabstand hat sich zwischen den 40er und 60er Jahren des letzten Jahrhunderts von 1,6  $AU$  im Jahr 1947 auf 1,06  $AU$  1967 stark verringert. Außerdem muss angenommen werden, dass sein Kern nach obigem Ansatz nicht mehr homogen aufgebaut ist, wodurch der Prozess der Ausgasung während eines Umlaufs sehr wahrscheinlich vielschichtig abläuft [Enz99], [Sch01], [Ben99b].

Der Komet 67P/Churyumov-Gerasimenko (s. Abbildung 3.2.1) wurde im Oktober 1969 durch Klim Churyumov und Svetlana Gerasimenko zufällig auf einem Foto des Kometen Comas Sola entdeckt. Er ist für einen kurzperiodischen Kometen außergewöhnlich aktiv und bildet selbst nach seinem Perihel-Durchgang starke Komaausgasungen und einen weiten offenen Schweif aus, was durch die starke Abnahme seines Perihelabstandes bei jedem Umlauf erklärt werden kann. Verursacher dieser Regression ist die Gravitationswirkung des Jupiter [Kid03].

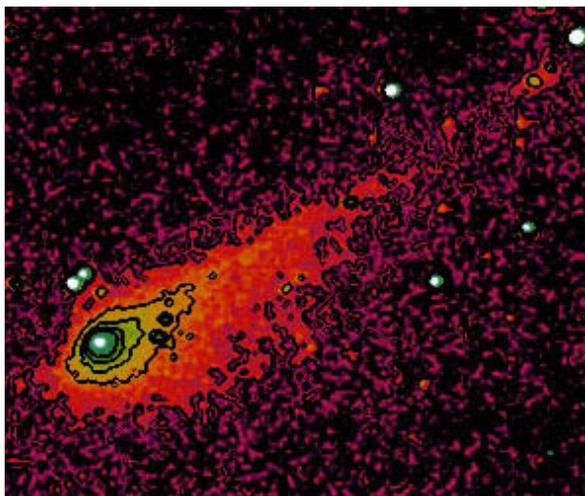


Abbildung 3.2: 67P/Churyumov-Gerasimenko (Falsch-Farben-Bild) [Kid03]

Die Orbitalelemente des Kometen 67P/Churyumov-Gerasimenko sowie seine physischen und dynamischen Parameter sind in Tabellen 3.1 und 3.2 zusammengestellt.

Orbitalelement	Wert	Einheit
Große Halbachse $a$	3,507197023	$AU$
Exzentrizität $e$	0,631654977	-
Inklination $i$	7,1210278	Grad
Rektaszension des aufsteigenden Knotens $\Omega$	50,9492582	Grad
Argument des Perihels $\omega$	11,4437604	Grad
Perihelabstand von der Sonne	1,291858568	$AU$
Aphelabstand von der Sonne	5,72253548	$AU$

Tabelle 3.1: Orbitalelemente 67P/Churyumov-Gerasimenko im Jahr 2003 [JPL04]

Parameter	Wert	Einheit
Dichte Komet $\rho_k$	1250	$kg/m^3$
Rotationsgeschwindigkeit um z-Achse $v_{rot}$	1,41897	$10^{-4}/s$
Halbachsen des Ellipsoids $a_e, b_e, c_e$	2,46; 1,85; 1,85	$km$

Tabelle 3.2: *Physikalische Parameter, 67P/Churyumov-Gerasimenko im Jahr 2003 [LTW<sup>+</sup>03]*

### 3.2.2 Missionsablauf

Der Start zu 67P/Churyumov-Gerasimenko mit einer Ariane 5 fand am 2. März 2004 um 7:17 Uhr UTC statt. Nach einem *Gravity-Assist* am Mars im Februar 2007 und zwei weiteren an der Erde (November 2007 und November 2009) wird die Sonde den Asteroiden Steins passieren. Dieser hat einen Durchmesser von nur wenigen Kilometern und wird im September 2008 erreicht werden. Nach dem zweiten *Swing-by*-Manöver an der Erde überfliegt ROSETTA den Asteroiden Lutetia, der einen Durchmesser von etwa 100  $km$  hat. Das Rendezvous wird im Juni 2010 bei 4,0  $AU$  Sonnenentfernung stattfinden. Im November 2014 wird ROSETTA den Zielkometen Churyumov-Gerasimenko erreichen und geht dann in die Driftphase über. Die Orbitphase soll im April 2015 eingeleitet werden. Der Absetzvorgang des Landers ist für September 2015 vorgesehen. ROSETTA wird Churyumov-Gerasimenko insgesamt 17 Monate lang begleiten [ESA04].

Bisher wurden an Kometen nur Messungen aus der Ferne durch Teleskope oder bei kurzen Vorbeifügen (GIOTTO 1986 am Halleyschen Kometen) vorgenommen. Mit ROSETTA soll erstmals ein Komet längerfristig während seines Flugs zum Bahnperihel untersucht werden. Dabei wird das erste Rendezvous zwischen Komet und Sonde bei ca. 4,5  $AU$  stattfinden. Während die Sonde den Kometen durch seinen Perihel begleitet, wird sie untersuchen, wie sich die Aktivität des Kerns und die Zusammensetzung der Koma ändern. Hierzu wird einerseits der Orbiter in seiner Umlaufbahn genutzt, aber auch ein Lander wird direkte Messungen auf der Kometenoberfläche vornehmen. Da über Churyumov-Gerasimenko aus bisherigen Beobachtungen nur grobe Details und Annahmen (Größe, Masse, Rotationszustand, aktive Flächen) bekannt sind, wird die Sonde nicht direkt in einen Orbit um den Kometen einschwenken. Nach dem ersten Rendezvous setzt eine so genannte Driftphase ein, in der ROSETTA praktisch neben dem Kometen her fliegt und so erste Beobachtungen durchgeführt werden können. Nach einer allmählichen Annäherung ist ein endgültiges Einschwenken in einen stabilen Orbit geplant. Anschließend soll nach heutigen Planungen in polaren Bahnen zwischen fünf und 25 Kernradien die Oberfläche kartographiert werden. Durch diese Arbeiten werden die Regionen speziellen Interesses herausgefiltert, welche eingehend studiert werden sollen. Außerdem wird ausgehend von den gewonnenen Daten der Landeplatz ausgewählt. Das Absetzen des Landers soll so aus dem Perihel eines exzentrischen Orbits geschehen, dass dabei das Perihel nahe über dem Landepunkt liegt. Zum Ende der Mission wird der kometare Bahnperihel erreicht werden.

Die gesamte ROSETTA Mission erstreckt sich über einen langen Zeitraum und über große Entfernungen. Während der langen Anflugphase wird die Sonde sich größtenteils in einem Schlafmodus befinden. Über die letzten zwei Jahre begleitet ROSETTA dann Churyumov-Gerasimenko und befindet sich sehr nahe am Kometenkern innerhalb der Koma. Um all diese Anforderungen zu erfüllen, muss ROSETTA sehr robust gebaut werden und einen hohen Grad an Autonomie aufweisen [Sch99].

### 3.2.3 Radiosondierung an Bord von ROSETTA

Im Rahmen der Mission nimmt das Institut für Raumfahrttechnik der Universität der Bundeswehr München (UniBwM) mit Radio-Science-Experimenten an der Mission teil. Es werden Abweichungen der übertragenen Radiowellen in Frequenz, Phase, Spektrum und Polarisation genutzt, um Aussagen treffen zu können über Gravitationsfeld des Kometen, Zusammensetzung seiner Koma und weitere Störungen auf die Umlaufbahn der Sonde durch Staub und Gas. Außerdem sollen hiermit die Oberflächeneigenschaften des Kometen erforscht werden.

Die Änderungen hinsichtlich der Durchführung der Mission haben nur geringe Auswirkungen, da die Planung einer solchen Mission ohne weiteres an andere Zielkörper angepasst werden kann. Zudem ist es gerade das Ziel der vorliegenden Arbeit, Wege aufzuzeigen für die Implementierung einer solchen Missionsänderung. Die grundlegenden Fragestellungen zur Durchführung einer Mission ändern sich dabei nicht.

Zur Berechnung der Umlaufbahnen eines Satelliten um kleine unregelmäßig geformte Himmelskörper müssen andere Annahmen als bei Planeten getroffen werden:

- Durch die unregelmäßige Form und das somit unregelmäßige Gravitationsfeld müssen zur Berechnung des Gravitations-Potentials längere Reihenentwicklungen durchgeführt werden, die Störterme höherer Ordnung enthalten.
- Die geringe Zentralmasse lässt äußere Störungen stärker hervortreten, die vor allem durch Strahlung und Gezeitenkräfte der Sonne entstehen.
- Für Kometen kommt die Bahnstörung durch Sublimation von Gas, Staub und Wasser hinzu.

All diese Einflüsse müssen bei der Auswahl eines geeigneten Zeitpunkts für Radio-Science-Experimente beachtet werden. Ausserdem sollte z. B. die Vermessung des Gravitationsfeldes in großem Abstand zur Sonne beginnen, da dann die Störungen durch Sonnemasse, Strahlung und Ausgasung am geringsten sind.

## 3.3 VENUS EXPRESS

Die VENUS EXPRESS Mission der ESA zählt wie die MARS EXPRESS Mission zu den sog. F-Missionen. Bei VENUS EXPRESS wird das gleiche Design und die gleiche Konstruktionsweise wie bei MARS EXPRESS verwendet. Zudem werden die Aufträge an die gleichen Unternehmen erteilt, wodurch die Erfahrungen von MARS EXPRESS wiederverwendet werden können. Durch diese Maßnahmen sollen Entwicklungszeit und Preis erheblich verkürzt bzw. gesenkt werden [ESA04].

### 3.3.1 Forschungsgegenstände und Aufbau der Sonde

Der Planet Venus ist der nächste Nachbar der Erde und kommt der Erde bis zu 40 Millionen *km* nahe. In Bezug auf Größe und Masse ist die Venus der Erde sehr ähnlich, jedoch beträgt die Oberflächentemperatur bis zu 500 °C, und die Atmosphäre enthält neben vielen Treibhausgasen auch giftige Gase.

Das Wetter kann nicht mit irdischen Verhältnissen verglichen werden, u. a. weil sich die Venus in retrograder Richtung einmal in 243 Tagen um die eigene Achse dreht. In der oberen Atmosphäre existieren Hurrikans, die sich innerhalb von vier Tagen um den ganzen Planeten bewegen können. Die Oberfläche wird bzw. wurde von starker Vulkanaktivität geformt [ESA04]. Somit liegt der Schwerpunkt der Mission auf der Untersuchung

der Venus-Atmosphäre, des Wetters und der Venus-Oberfläche. Dazu sollen folgende Forschungsziele erreicht werden:

- Untersuchung der Zusammensetzung der Venusatmosphäre und ihre Wechselwirkungen mit der Oberfläche und mit dem Sonnenwind
- Erstellung einer Karte mit der Temperaturverteilung der Oberfläche
- Untersuchung der Wolken und deren Zusammensetzung
- Untersuchung markanter Punkte auf der Oberfläche mittels bistatischem Radar

### 3.3.2 Missionsablauf

Im November 2005 wird die Raumsonde – in der Abbildung 3.3 als Fotomontage dargestellt – wie schon MARS EXPRESS mit einer Soyuz-Fregat-Rakete von Baikonur in Kasachstan aus starten und von ihr auf einen Transferorbit zur Venus gebracht. Nach einer 153 Tage langen Weltraumreise wird die Sonde die Venus und fünf Tage später den Zielorbit erreichen. Im Gegensatz zu MARS EXPRESS besitzt VENUS EXPRESS keine separate Landesonde [ESA04].

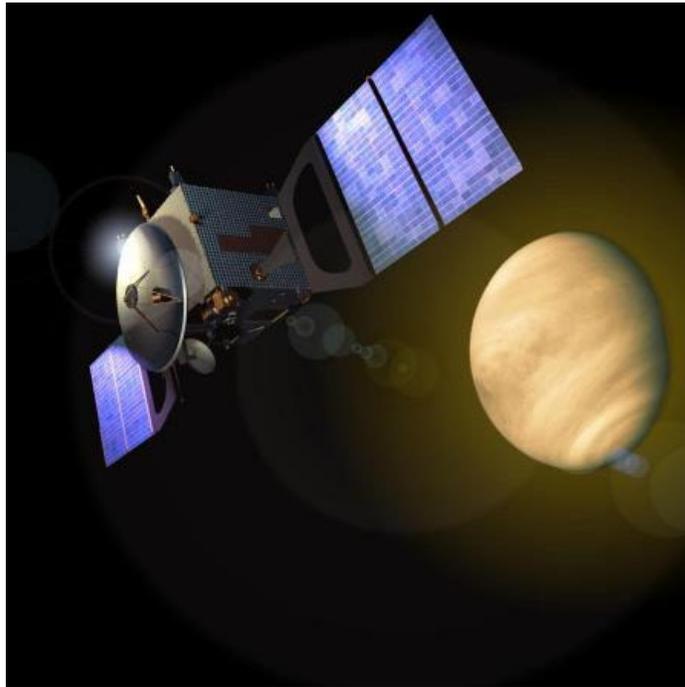


Abbildung 3.3: *Die VENUS EXPRESS Raumsonde vor der Venus [ESA04]*

### 3.3.3 Radiosondierung an Bord von Venus Express

#### Okkultations-Experimente

Bei den Okkultations-Messungen befindet sich die Atmosphäre der Venus im Strahlenweg zur Erde. Auf Grund der hohen Dichte der Atmosphäre wird das Radiosignal gebrochen, da es wie Licht eine elektromagnetische Welle ist. Dadurch kann die Antenne nicht direkt in Richtung der Bodenstation auf der Erde ausgerichtet werden. Bei der Venus soll die

Ionosphäre (ab 80 km) bis zur Ionopause (300 bis 600 km) vermessen werden. Hierbei will man die exakte Höhe der Ionosphäre, die von Faktoren wie Sonnenwind und Sonnenaktivität abhängt, feststellen. Die Genauigkeit für die Bestimmung der Elektronendichte liegt bei  $100 \text{ e}^-/\text{cm}^3$  bei einer Höhenauflösung von 100 m. Ebenso soll die Neutralgasatmosphäre (35 bis 100 km) untersucht werden. Es ist geplant, ein Höhenprofil der Atmosphäre mit ihrer Zusammensetzung an neutralen Elementen zu erstellen. Insbesondere bei den Okkultations-Experimenten spielen bei der Venus die Strahlbrechungseffekte eine entscheidende Rolle. Die Sendeantenne darf nicht direkt auf die Erde gerichtet werden, weil der Strahl die Bodenstation durch die starke Brechung nicht erreichen würde. Es müssen daher mit dem Radio-Science-Simulator aufwendige Lageregelung-Manöver berechnet werden, um die Antenne so auszurichten, dass der gebrochene Strahl ständig die Bodenstation erreichen kann.

### Bistatische Radar-Experimente

Das Instrument VENUS EXPRESS Radio Science Experiment (VeRa) soll verschiedene Zielgebiete auf der Venusoberfläche mit Hilfe von bistatischen Radar-Messungen auf deren elektrische Eigenschaften untersuchen. Dabei erscheinen besonders die in Tabelle 3.3 liegenden Gebiete als geologisch interessant. Auch hier müssen die Brechungseffekte der Atmosphäre berücksichtigt werden. Im Vergleich zum Vakuum-Fall kann der spekulare Punkt auf der Oberfläche der Venus bei hohen Einfallswinkeln um bis zu 500 km abweichen, so dass zusätzliche Lageregelungsmanöver notwendig werden.

Gewünschte Zielregionen auf der Venus		
Name	Position Ost-West	Position Nord-Süd
Gulnevere Planitia	270°E - 330°E	40°N - 50°N
Ishtar Terra	300°E - 30°E	57°N - 70°N
Atlanta Planitia	150°E - 180°E	57°N - 70°N
Ovada Regio	60°E - 110°E	10°S - 10°N
Diana Chasma I	135°E - 155°E	30°S - 20°S
Diana Chasma II	145°E - 160°E	20°S - 10°S
Name	Position	Radius
Thetis Regio	110°E 10°S	1000 km Radius
Alpha Regio	5°E / 25°S	700 km Radius
Beta Regio	285°E / 30°N	1000 km Radius
Maxwell Montes	5°E / 65°N	700 km Radius

Tabelle 3.3: Die Position der Venus-Zielgebiete für bistatisches Radar

Abbildung 3.4 zeigt die Regionen für bistatisches Radar in rot und die markanten Punkte in blau. Für diese Gebiete sollen Messungen mit bistatischem Radar durchgeführt werden.

### Sonnenkorona-Experimente

VeRa soll auch die Sonnenkorona näher untersuchen. Durch das Vorhandensein eines ultra-stabilen Oszillators (USO) an Bord und durch den kürzeren Abstand zur Erde während dieser Messungen in der Sonnen-Konjunktion sind hier ergänzende Ergebnisse zu Messungen des MARS EXPRESS Radio-Science Experiment (MaRS) Instrumentes zu erwarten.

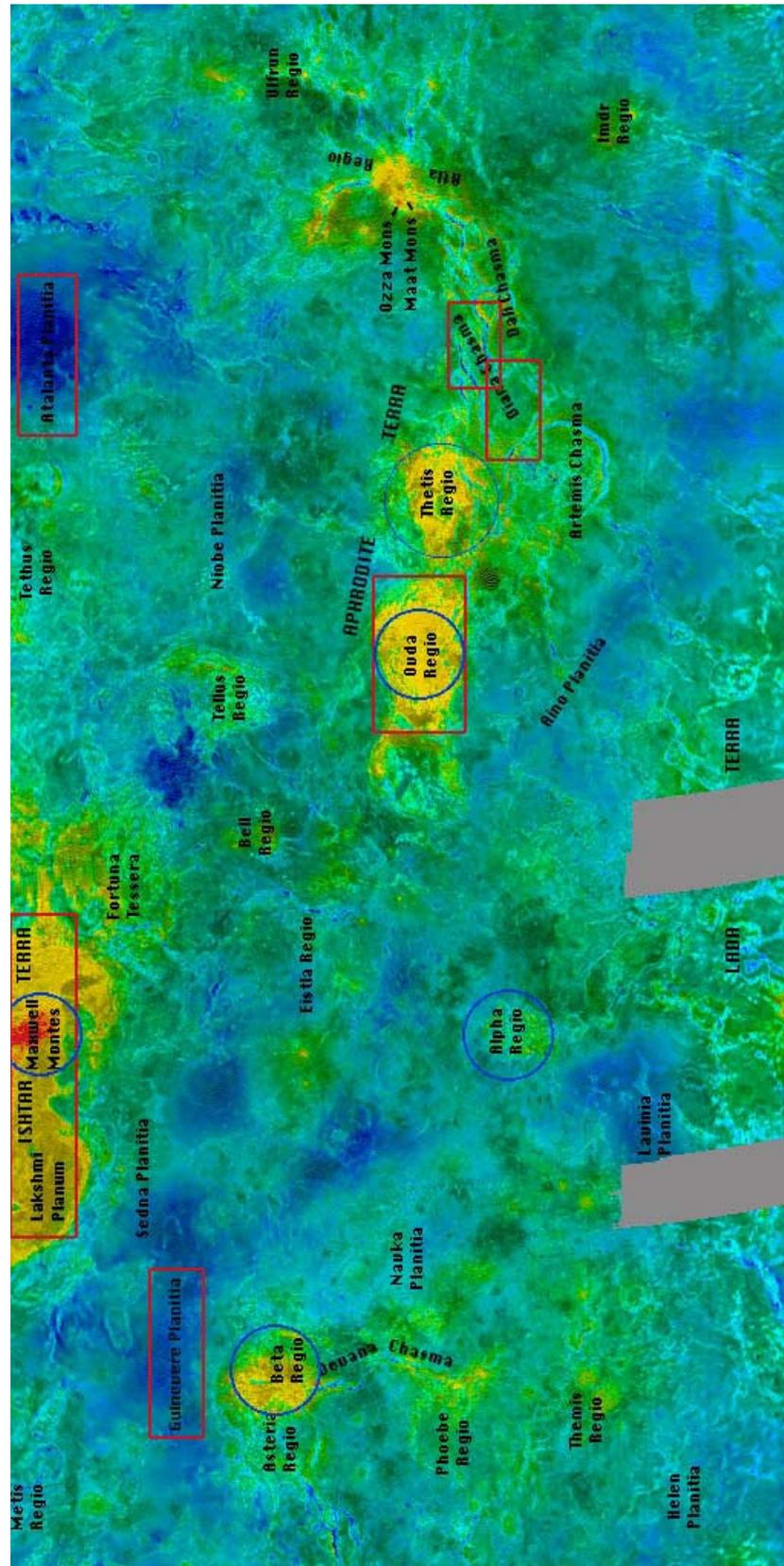


Abbildung 3.4: Regionen auf der Venus, die sich für Messungen mit bistatischem Radar eignen [UCL03]

### 3.4 Weitere Missionen

Der Radio-Science-Simulator (RSS) läßt sich über die bisher vorgestellten Verwendungen hinaus auch für Problemstellungen nutzen, die bei anderen Missionen gelten. Dabei konnten z. T. auch Fragen zu der geplanten BEPI COLOMBO Mission der ESA zum Planeten Merkur ([ESA00], [ESA04]) sowie der ARCHIMEDES BALLOON Mission ([Gri04]) des Instituts für Raumfahrttechnik der Universität der Bundeswehr in Zusammenarbeit mit der Mars Society näher untersucht werden. Dabei ging es u. a. um mögliche Szenarien und das Verhalten beim Eintritt des Ballons in die Atmosphäre. Da diese Missionen jedoch für die in dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen zur Radio-Science keine weitere Rolle spielen, sollen sie hier nicht näher beschrieben werden.

## 4 Referenz-Systeme und Zeit-Basen

### 4.1 Zeit-Basen

Der Erfolg von Radio-Science-Experimenten beruht zu einem großen Teil auf dem Verständnis der Konventionen von Referenz- und Zeit-Systemen. Neben der Bestimmung von Positionen im Sonnensystem ist es auch bei der Frequenzmessung mit Genauigkeiten im Bereich von  $10^{-15}$  notwendig, über genaueste Verfahren und Definitionen zur Zeitmessung zu verfügen. Beispielsweise würde ein Zeitfehler von einer Sekunde bei der Bestimmung der Erd-Position zu einem Fehler von ca. 30 km führen. Da die auf der Erde gebräuchliche Zeitmessung auf der nicht konstanten Erddrehung beruht, ist diese Zeitbasis nicht für interplanetare Raumfahrtmissionen geeignet. Weiterhin ist die Einteilung von Tagen in Monate für numerische Berechnungen besonders durch deren unterschiedliche Länge und die Einführung von Schaltjahren ungünstig. Es wird daher deutlich, dass die für uns gewohnten Zeit-Systeme nur im Alltagsleben sinnvoll sind.

Daher muss unter einer Vielzahl von geeigneten Koordinatensystemen und Zeit-Basen unterschieden werden, welche im Folgenden ausführlich erläutert werden sollen. Diese finden bei zahlreichen Berechnungen innerhalb des Radio-Science-Simulators (RSS) Verwendung finden. Weitere Angaben zu Zeit-Standards sind außerdem in [HEH<sup>+</sup>03], [Sch00] und [Dia03] gegeben. Abbildung 4.1 zeigt zunächst die Unterschiede zwischen verschiedenen Zeit-Standards in den Jahren 1950 bis 2020, wobei deutlich zu erkennen ist, dass die UTC-Zeit weder konstant noch stetig verläuft.

#### 4.1.1 Julianisches Datum (JD)

In astronomischen Berechnungen wird eine kontinuierliche Tageszählung genutzt, um die unregelmäßige Zählweise des Kalenders zu vermeiden. Das Julianische Datum (JD - *Julian Date*) zählt die Tage seit 1. Januar 4712 v. Chr. um 12 Uhr inklusive der Angabe von Bruchteilen eines Tages. Da das JD am 1. Januar 2000 bereits 2.451.545 Tage betrug, ist bei der numerischen Berechnung zu beachten, dass bei einer üblichen Rechengenauigkeit von 15 Stellen nur eine präzise Angabe bis hin zu Millisekunden möglich ist. Die genaue Berechnungsmethode des JD findet sich in Anhang C.

#### 4.1.2 Modifiziertes Julianisches Datum (MJD)

Da das JD inzwischen eine so große Zahl geworden ist, wurde zur leichteren Handhabung das Modifizierte Julianische Datum (MJD - *Modified Julian Date*) eingeführt. Dazu wurde das JD am 17. November 1858 um Mitternacht zurückgestellt, was zur Gleichung 4.1 führt:

$$MJD = JD - 2.400.000,5^d \quad . \quad (4.1)$$

Neben dem MJD sind weitere modifizierte Zählweisen denkbar. So wird vielfach das JD auf die z. Z. gebräuchliche Standard Epoche, also z. B. den 1. Januar 2000, bezogen.

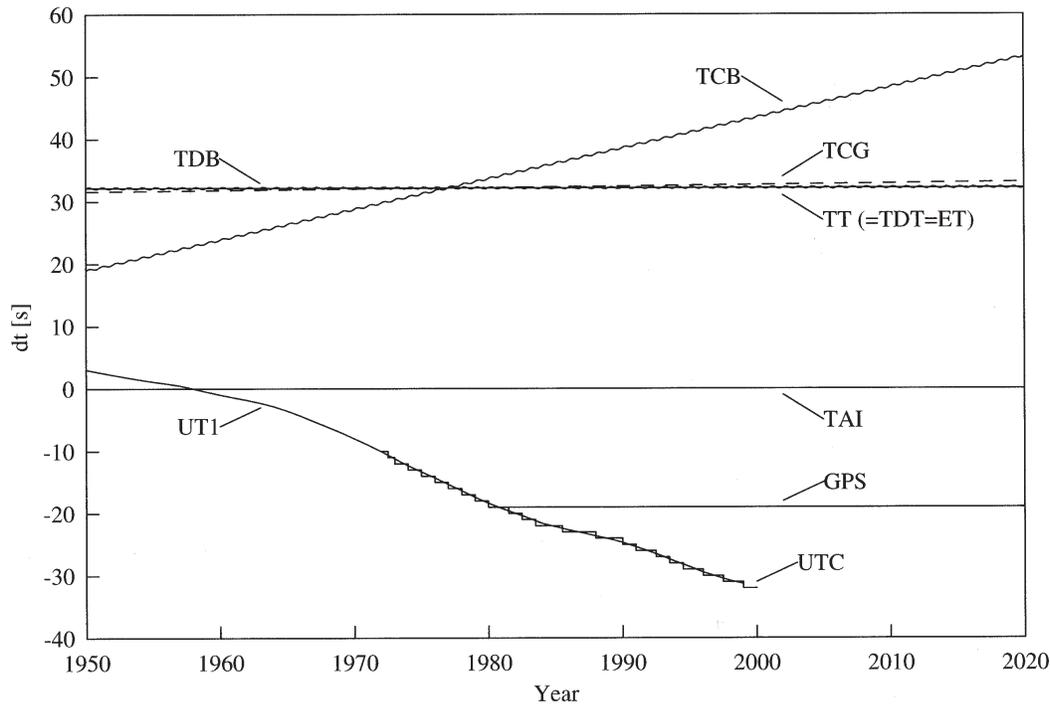


Abbildung 4.1: Unterschiede in Sekunden zwischen verschiedenen Zeit-Standards während der Jahre 1950 bis 2020 (Die periodischen Terme von TCB und TDB sind um den Faktor 100 vergrößert dargestellt, um sie sichtbar zu machen) [SF92]

### 4.1.3 International Atomic Time (TAI)

Die Atomzeit Internationale Atomzeit (TAI - *Internatinal Atomic Time*) liefert eine praktikable Realisierung eines gleichförmigen Zeit-Systems und wird auf der Erdoberfläche gemessen. Die Einheit der TAI ist eine SI Sekunde. Sie wird monatlich im BIPM Circular T bekannt gegeben und ist über das Bureau International des Poids et Mesures abrufbar [Dia03].

### 4.1.4 Global Positioning System Time (GPS)

Die Referenz-Zeit des amerikanischen Global Positioning Systems (GPS - amerikanisches Satelliten-Navigations-System) wurde zu Beginn des Navigations-Systems eingeführt und verläuft parallel zu der TAI (s. a. Kapitel 4.1.3). Diese Zeitbasis findet im Radio-Science-Simulator (RSS) jedoch keine Anwendung und soll daher hier nicht näher erläutert werden.

### 4.1.5 Terrestrial Time (TT)

Die Zeitdefinition *Terrestrial Time* (TT) bzw. die früher als *Terrestrial Dynamical Time* (TDT) bezeichnete Zeit soll als eine auf dem Erdgeoiden gemessene Zeit verstanden werden und wurde als gleichförmige Zeitform definiert. TT ist die unabhängige Variable der geozentrischen Ephemeriden und ersetzte 1984 die Ephemeriden Zeit (ET - *Ephemeris Time*). Der Unterschied zwischen TT und der Atomzeit TAI ist konstant und beträgt

32,184 Sekunden [MG99]:

$$TT = TAI + 32,184^s \quad . \quad (4.2)$$

So erhält man ebenso die Beziehung

$$UTC = TT - 32,184^s - LS \quad . \quad (4.3)$$

Es sollte an dieser Stelle zusätzlich erwähnt werden, dass TT keine relativistischen Korrekturen berücksichtigt.

#### 4.1.6 Universal Time Coordinated (UTC)

Die Koordinierte Weltzeit (UTC - *Universal Time Coordinated*) erhält man von Atomuhren, die mit gleichen Geschwindigkeiten wie die TAI bzw. die *Terrestrial Time* (TT) laufen. Diese Zeit-Basen wurden ausführlich in den Kapiteln 4.1.3 und 4.1.5 beschrieben. Das UTC Zeitformat liegt immer innerhalb von 0,7 Sekunden Differenz zu *Universal Time 1* (UT1). Durch die Einführung von Schaltsekunden (LS - *Leap Seconds*) wird sichergestellt, dass dieser Unterschied nicht überschritten wird. Allerdings ist diese Zeitdefinition dadurch nicht stetig. Es unterscheidet sich von TAI um die bisher eingeführten Schaltsekunden:

$$TAI = UTC + LS \quad . \quad (4.4)$$

Der Internationale Erdrotations-Dienst (IERS - *International Earth Rotating Service*) kann diese Schaltsekunden falls notwendig jeweils Ende Juni oder Dezember eines Jahres hinzufügen. Damit kann die UTC Zeit nur für einen vergangenen Zeitpunkt bestimmt werden. Vorhersagen werden jedoch auch von dem IERS veröffentlicht, was besonders für die Planung zukünftiger Missionen auf Basis von UTC wichtig ist. Die zugehörigen Angaben im Radio-Science-Simulator (RSS) werden aktualisiert, sobald über das IERS-Bulletin A die Einführung einer weiteren Schaltsekunde gemeldet wurde. Im Zeitraum seit 1999 war dies aber nicht mehr notwendig.

#### 4.1.7 Universal Time (UT)

Traditionell wird die Zeit in Tagen zu je 86400 SI-Sekunden gemessen. Jeder Tag hat 24 Stunden, wobei mit der Zählung jeweils um 0 Uhr zu Mitternacht begonnen wird. Die Bewegung der wahren Sonne wurde dafür durch das Konzept einer fiktiven Sonne ersetzt, die kontinuierlich wandert und die *Universal Time* (UT) definiert. Diese Zeitdefinition ist nicht zu verwechseln mit der Mittleren Siderischen Greenwich Zeit (GMST - *Greenwich Mean Siderial Time*), die den Winkel zwischen dem Frühlingspunkt zum aktuellen Datum und dem Greenwich-Meridian angibt. Der mittlere Frühlingspunkt basiert auf einem Referenz-System, das untergeordnete Effekte wie die Präzession des Erdäquators, aber nicht periodische Effekte wie die Nutation der Erdachse, berücksichtigt [Dia03].

Ausgedrückt in SI-Sekunden beträgt die Länge eines Siderischen Tages (d. h. die Rotationsperiode der Erde)  $23^h 56^m 4,091^s \pm 0,005^s$ . Dies führt zu einer Abweichung von  $1/1,00273790935$ . So ist der siderische Tag um etwa vier Minuten kürzer als der Sonnentag mit 24 Stunden. Dadurch haben Siderische Zeit und Sonnenzeit eine unterschiedliche Laufgeschwindigkeit.

### 4.1.8 Universal Time (UT1)

Das Zeitformat UT1 ist z. Z. die gebräuchliche Realisierung einer mittleren Sonnenzeit mit einer konstanten mittleren Länge eines Sonnentages von 24 Stunden mit  $UT1 = UT$ . Damit ist die UT1 gleichbedeutend mit einer Messung des aktuellen Rotationszustandes der Erde. Daraus resultiert, dass die Länge einer Sekunde im UT1 Zeitformat wegen der variierenden Bewegung der Erde um die Sonne und Erdrotation nicht konstant ist (s. a. 4.1). Daher wird UT1 definiert als Funktion der siderischen Zeit [MG99]. Für jeden Tag wird 0 Uhr UT1 definiert als der Zeitpunkt, an dem die Mittlere Siderische Greenwich Zeit (GMST - *Greenwich Mean Sidereal Time*) den folgenden Wert besitzt [MG99], [Dia03]:

$$\begin{aligned} GMST(0^h UT1) &= 24110,54841^s + 8640184,812866^s \cdot T_0 \\ &\quad + 0,093104^s \cdot T_0^2 - 0,0000062^s \cdot T_0^3, \end{aligned} \quad (4.5)$$

wobei  $T_0$  die Zeit in Julianischen Jahrhunderten seit dem 1. Januar 2000, 12 Uhr UT1 bis zum Tagesanfang des aktuellen Tages (0 Uhr UT1) angibt:

$$T_0 = \frac{JD(0^h UT1) - 2451545}{36525}. \quad (4.6)$$

Für einen beliebigen Zeitpunkt des Tages kann dieser Ausdruck verallgemeinert werden, um den Greenwich Stundenwinkel (GHA - *Greenwich Hour Angle*) zu erhalten. Dazu muss diese Zeit mit dem Faktor 1,00273790935 multipliziert und das Ergebnis zu 4.5 addiert werden:

$$\begin{aligned} GMST(UT1) &= 24110,54841^s + 8640184,812866^s \cdot T_0 \\ &\quad + 1,00273790935 \cdot UT1 + 0,093104^s \cdot T^2 \\ &\quad - 0,0000062^s \cdot T^3, \end{aligned} \quad (4.7)$$

wobei  $T$  die Zeit in Julianischen Jahrhunderten seit dem 1. Januar 2000, 12 Uhr UT1 angibt:

$$T = \frac{JD(UT1) - 2451545}{36525}. \quad (4.8)$$

Die Lage der Ekliptik und des mittleren Erdäquators zur Standard-Epoche am 1. Januar 2000 um 12 Uhr UT1 definiert das J2000 EME (mittlerer Erdäquator - *Earth Mean Equator*) Koordinatensystem. Die Terme zweiter und dritter Ordnung in 4.5 und 4.7 ergeben sich aus dem Einfluss der Planeten auf das Zweikörper-System Sonne – Erde/Mond. Sie beinhalten jedoch nicht planetare und lunare Präzession sowie Nutation, die die Position des Frühlingspunktes in einem inertialen System beeinflussen. Die für Computer-Software am besten geeignete Beziehung beinhaltet ausschließlich das  $JD(UT1)$  (s. a. [Mee00] und [Val01]):

$$\begin{aligned} GMST(^{\circ}) &= 280,46061837 + 360,98564736629 \cdot (JD - 2451545,0) \\ &\quad + 0,000387933 \cdot T^2 - \frac{T^3}{38710000} \end{aligned} \quad (4.9)$$

mit  $T$  aus 4.8. Der Unterschied zwischen UT1 und Internationaler Atomzeit (TAI - *International Atomic Time*) bzw. TT (*Atomzeiten*, s. a. 4.1.3 und 4.1.5) kann nur rückwirkend bestimmt werden. Diese Abweichung wird regelmäßig durch den Internationalen Erdrotations-Dienst (IERS - *International Earth Rotating Service*) in seinem Bulletin A,

das über <http://maia.usno.navy.mil> bezogen werden kann, veröffentlicht und durch die Einführung von maximal zwei Schaltsekunden pro Jahr realisiert.

UT1 kann auch durch den vorhergesagten Unterschied zu UTC, den Wert DUT1, oder für die Vergangenheit durch den Wert  $\Delta UT$  bestimmt werden. Diese Differenz kann ebenfalls durch das IERS-Bulletin A des U.S. Naval Observatory (<http://maia.usno.navy.mil>) bezogen werden und wird im Radio-Science-Simulator (RSS) in regelmäßigen Abständen aktualisiert, um exakte gemessene Daten bzw. aktuelle Vorhersagen zu erhalten:

$$UT1 = UTC + DUT1 \text{ bzw. } UT1 = UTC + \Delta UT \quad . \quad (4.10)$$

Damit kann UT1 aus UTC bestimmt werden.

#### 4.1.9 Geocentric Coordinate Time (TCG)

Die Zeitbasis *Geocentric Coordinate Time* (TCG) repräsentiert die Zeitkoordinate eines vierdimensionalen, d. h. eines relativistischen, Referenz-Systems und unterscheidet sich von TT um einen konstanten Faktor, der zu der folgenden Beziehung führt:

$$TCG = TT + L_G \cdot (JD - 2443144,5) \cdot 86400s \quad (4.11)$$

mit  $L_G = 6,9692903 \cdot 10^{-10}$ . Aus praktischen Gründen kann diese Gleichung auch umgeformt werden zu:

$$TCG = TT + 2,2s/cy \cdot (JD - 2443144,5) \cdot 86400s \quad , \quad (4.12)$$

wobei *cy* einem Jahrhundert (Century) entspricht.

#### 4.1.10 Barycentric Dynamic Time (TDB)

In einem allgemeinen relativistischen Rahmen stellt die Zeit keine absolute Größe dar, sondern hängt von Ort und Bewegung der Uhr ab. Die *Barycentric Dynamic Time* (TDB) orientiert sich deshalb am Massenzentrum des Sonnensystems und ist die unabhängige Variable der baryzentrischen planetaren Ephemeriden. Der Unterschied zu TT ist relativ klein und kann durch die folgende Formel angenähert werden [Fis96]:

$$TDB = TT + 0,001658^s \cdot \sin g + 0,000014 \cdot \sin(2g) \quad , \quad (4.13)$$

wobei  $g$  die mittlere Anomalie des Erdbits darstellt:

$$g = 357,53 + 0,9856003 \cdot (JD(UT1) - 2451545,0) \text{ [deg]} \quad . \quad (4.14)$$

Eine genauere Formel kann in [Sei92] gefunden werden, allerdings liegen die Ungenauigkeiten im Bereich von weniger als 20 Mikrosekunden, so dass diese für die meisten Berechnungen vernachlässigt werden können.

#### 4.1.11 Barycentric Coordinate Time (TCB)

Die *Barycentric Coordinate Time* (TCB) wurde eingeführt, um die Bewegung von Objekten im Sonnensystem in einem nicht-rotierenden relativistischen Rahmen zu beschreiben, der im Baryzentrum des Sonnensystems zentriert ist. TCB und TCG zeigen einen Unterschied in der Laufgeschwindigkeit, der von dem Gravitations-Potential der Sonne in mittlerer Erde-Sonne-Entfernung von einer AU und von der Erdgeschwindigkeit abhängt.

Der aufsummierte Unterschied zwischen TCB und TT beträgt um die Standard-Epoche J2000 (1. Januar 2000) ca. 11 s [MG99]:

$$TCB = TCG + L_C \cdot (JD - 2443144,5) \cdot 86400s + P \quad (4.15)$$

mit

$$\begin{aligned} P \approx & 0,0016568^s \cdot \sin(35999,37^\circ \cdot T + 357,5^\circ) \\ & + 0,0000224^s \cdot \sin(32964,5^\circ \cdot T + 246^\circ) \\ & + 0,0000138^s \cdot \sin(71998,7^\circ \cdot T + 355^\circ) \\ & + 0,0000048^s \cdot \sin(3034,9^\circ \cdot T + 25^\circ) \\ & + 0,0000047^s \cdot \sin(34777,3^\circ \cdot T + 230^\circ) \end{aligned} \quad (4.16)$$

und

$$L_C = 1,4808268457 \cdot 10^{-8} \quad . \quad (4.17)$$

Den größten Beitrag zu  $P$  liefert der erste Term, so dass die weiteren Terme auch vernachlässigt werden können:

$$P \approx 0,0016568^s \cdot \sin g + 0,000014^s \cdot \sin(2g) \quad . \quad (4.18)$$

Die Zeitdefinition TCB wird jedoch in den weiteren Betrachtungen nicht verwendet.

#### 4.1.12 Dynamische Zeitbasis für die JLP DE 405 Ephemeriden ( $T_{eph}$ )

Während des Zeitraums 1984 bis 2003 war die Ephemeriden-Zeitbasis bezüglich des Baryzentrum des Sonnensystems die in Kapitel 4.1.10 beschriebene Zeitbasis TDB. Seit 2004 wurde dieses Zeitformat jedoch durch die Definition der Dynamische Zeitbasis für die JLP DE 405 Ephemeriden ( $T_{eph}$ ) ersetzt [U. 02].  $T_{eph}$  ist näherungsweise gleich TDB, so dass für die meisten Berechnungen unter Einhaltung einer genügend hohen Genauigkeit

$$T_{eph} \approx TDB \quad (4.19)$$

angenähert werden kann [U. 02]. Da die maximale Abweichung dieser beiden Zeit-Systeme jedoch 14  $\mu s$  betragen kann, wurden beide Formate im Radio-Science-Simulator (RSS) berücksichtigt. Nähere Angaben zu den JPL DE 405 Ephemeriden, deren Referenz-Koordinatensysteme und Bezugsquellen finden sich in den Kapiteln 4.4 und 5.4.3.

#### 4.1.13 Spacecraft Time (OBT)

Die Raumsonde hat an Bord eine Uhr, die von einem Oszillator gesteuert wird. Alle Aktivitäten an Bord basieren daher auf dieser Uhr, ebenso wie Zeiten für Kommandos und Lageregelungs-Profile. Diese sog. An-Bord-Zeit (OBT - *Onboard Time*) hat einen ganzzahligen und genauen Anteil (Sekunden und Sekundenteile). Viele Prozesse an Bord nutzen nur die ganzen Sekunden; so z. B. hat bei MARS EXPRESS der Übergang von Kommando-Zeit bis Ausführung eine Verzögerung von bis zu mehreren Sekunden [Rod03].

Um Informationen zu Aktivitäten zur Raumsonde zu senden, die OBT benötigen, muss am Boden eine Zeit-Korrelation stattfinden, was im Missions-Kontroll-System der ESOC (MCS - *Mission Control System ESOC*) vollzogen wird. Dazu ist das folgende grundlegende Vorgehen notwendig: Die Raumsonde sendet spezielle Zeit-Datenpakete,

die einen OBT-Stempel beinhalten. Sobald diese Pakete die Bodenstation erreichen, werden sie zusätzlich mit UTC beschriftet. Die Raumflugdynamik-Abteilung (FD - *Flight Dynamics Department*) liefert weiterhin Profile für die Ein-Weg-Lichtlaufzeit während der Missionszeit, also der Zeit, die ein Signal von der Aussendung der Raumsonde bis zum Empfang an der Bodenstation benötigt. Nun zieht MCS von dem UTC-Zeitstempel diese Lichtlaufzeit und andere bekannte Verzögerungen ab. Nachdem mehrere dieser Messungen vollzogen wurden, kann eine Tabelle mit korrespondierenden OBT- und UTC-Zeiten erstellt werden, deren Einträge regelmäßig durch eine Funktion linear angenähert werden können. Dies kann dann wiederum genutzt werden, um UTC in OBT zu übersetzen. Wenn dieser Prozess von UTC in OBT MCSFIT genannt wird, so kann gesagt werden:

$$OBT = MCSFIT(UTC) \quad . \quad (4.20)$$

OBT wird zusätzlich wichtig, wenn die Lageausrichtung der Raumsonde aus digitalen Werten des Lagesensors, die an Bord zwischengespeichert und später mit den Telemetrie-Daten zur Erde gesendet werden, rekonstruiert werden. Für die Mitarbeiter des Radio-Science-Teams ist jede dieser Verzögerungen für die spätere Analyse ihrer Daten von Wichtigkeit.

#### 4.1.14 Lichtlaufzeit-Korrekturen

Die Lichtlaufzeit vom Zeitpunkt der Aussendung des Radio-Signals bis zum Empfangszeitpunkt kann bei interplanetaren Missionen nicht vernachlässigt werden. Ein Okkultations-Ereignis an der Venus wird sich z. B. zu einem früheren Zeitpunkt ereignen, als es auf der Erde beobachtet werden kann. Wegen der endlichen Geschwindigkeit des Lichtes sind die geometrisch relevanten Positionen von Raumsonde, Planet und Erde beim Empfang des Signals anders als beim Aussenden des Signals. Diese Lichtlaufzeit-Korrekturen können je nach relativer Position von Planet und Erde Werte von bis zu 13 Minuten bei Venus bzw. 22 Minuten bei Mars ausmachen. Die Lichtlaufzeit muss iterativ beginnend vom Startwert, bei dem unendliche Lichtgeschwindigkeit angenommen wird, berechnet werden. Die Unterschiede der Lichtlaufzeiten für *Uplink* und *Downlink* können dabei nicht vernachlässigt werden und werden daher getrennt berechnet. Alle Simulationen für Doppler, *Ranging*, Okkultation, bistatisches Radar usw. müssen diesen Effekt berücksichtigen. Des Weiteren muß die Verzögerung im Gravitationsfeld der Sonne nach der Allgemeinen Relativitätstheorie bei der Bestimmung der Lichtlaufzeit mit berücksichtigt werden. Dabei können verschiedene Ansätze gewählt werden, die u. a. in [Häu02], [Hak99], [RSM<sup>+</sup>79], [IGAB99], [MAWW84] sowie [Sha64] erläutert sind. Im Radio-Science-Simulator (RSS) findet die folgende Gleichung Verwendung:

$$\Delta t_{gr} = \frac{2 \Gamma M_{\odot}}{c^3} \cdot \ln \left[ \frac{\mathbf{r}_{\odot-E}(t) + \mathbf{r}_{\odot-E}(t) \cdot \mathbf{n}}{\mathbf{r}_{\odot-S}(t) + \mathbf{r}_{\odot-S}(t) \cdot \mathbf{n}} \right] \quad . \quad (4.21)$$

Dabei bezeichnet  $\Delta t_{gr}$  die Zeitverzögerung durch das Gravitationsfeld der Sonne.  $\Gamma$  entspricht der Gravitationskonstante,  $M_{\odot}$  der Masse der Sonne und  $c$  der Lichtgeschwindigkeit. Weiterhin geht der Vektor von der Sonne zum Sender  $\mathbf{r}_{\odot-S}$  sowie von der Sonne zum Empfänger  $\mathbf{r}_{\odot-E}$  in die Berechnung mit ein.  $\mathbf{n}$  bezeichnet den normierten Einheitsvektor in Ausbreitungsrichtung des Radiosignals.

Der durch die Allgemeine Relativitätstheorie entstehende Einfluss auf die Verzögerung der Gruppenlaufzeit ist erheblich. Im Falle der Venus kann nahe der Oberen Konjunktion die zusätzliche Laufzeit-Verzögerung etwa 0,2 ms im Zwei-Wege-Verfahren betragen, was zu einem Entfernungsfehler von 30 km oder einen fiktivem TEC  $4 \cdot 10^5$  Hexem im S-Band

führt [Fli03]. Auch im Zusammenhang mit der Messgenauigkeit an der Bodenstation von  $10^{-15}$  wird deutlich, welchen Einfluss eine derartige Laufzeit-Verzögerung hätte. Weitere Einzelheiten hierzu werden in [Häu02] und [HEH<sup>+</sup>03] erläutert.

## 4.2 Zeit-Konventionen für den Radio-Science-Simulator (RSS)

Die Zeit-Konvertierung von TDB zur Berechnung von planetaren Ephemeriden in die Zeitbasis UTC, die der mittleren Sonnenzeit angepaßt wird, wurde oben erläutert. Wenn diese Konvertierung Fehler enthält, so ist auch der Zeitstempel, mit dem die Messergebnisse an der Bodenstation beaufschlagt werden, falsch. Dies bedeutet, dass die Vorhersagen für die zu messenden Größen nicht zu den richtigen Zeitpunkten mit den tatsächlichen Werten verglichen werden und so die wissenschaftlichen Interpretationen beeinflussen, da diese wissenschaftlichen Resultate erst durch den Unterschied zwischen Vorhersage und Messwert gewonnen werden. Da besonders bei VeRa Lageregelungs-Manöver zeitkritisch durchgeführt werden müssen, würde ein Zeitfehler verursachen, dass dieses Manöver zu einem astronomisch falschen Zeitpunkt durchgeführt und daher zu fehlerhaften wissenschaftlichen Ergebnissen führen würde.

Die Auswahl der korrekten Zeitbasen u. a. für den Radio-Science-Simulator (RSS) wird bestimmt durch die wissenschaftlichen Aufgaben, die ausgeführt werden sollen. Diese sind:

- Vorhersage der Doppler- und *Ranging*-Werte für eine gewählte TDB-Zeit an der Bodenstation.
- Ausführung einer Kommando-Sequenz an Bord, d. h. einer Ausrichtung zur korrekten OBT-Zeit.
- Rekonstruktion von Lageregelungs-Manövern basierend auf den Informationen der Lage-Sensoren, die versehen mit OBT-Zeitstempel, an Bord gespeichert werden.

Die Vorhersage von Doppler- und *Ranging*-Daten sowie Lageregelungs-Manövern hängt stark von der Orbit-Dynamik der Raumsonde ab, die wiederum von den planetaren Ephemeriden beeinflusst wird. Diese Ephemeriden werden über Programme berechnet, die sich auf das JPL DE 405 Modell (s. a. Kapitel 5.4.3) stützen, das als inertielle Referenz das J2000 EME Koordinatensystem mit dem Baryzentrum des Sonnensystems als Ursprung nutzt. Eine Ausgabe in ein anderes System, z. B. in ein planetozentrisches System, muss durch ein weiteres Programm berechnet werden. Die Positionen der Planeten werden rein geometrisch ausgegeben, d. h. es wird hier eine unendliche Lichtgeschwindigkeit angenommen. Die Zeitbasis für die unabhängige Variable Zeit ist TDB bzw.  $T_{eph}$ . (Die mögliche Verwendung von TCB wird hier nicht diskutiert.) Es ist daher notwendig, dass Umrechnungen von TDB in UTC und umgekehrt in den Vorhersage-Routinen berücksichtigt werden. Lichtlaufzeit-Korrekturen und andere bekannte Verzögerungen müssen zusätzlich beachtet werden. Die OBT, die die exakte Ausführung von Kommandos an Bord steuert, hängt, wie oben erwähnt, von den planetaren Ephemeriden und dem Orbit der Raumsonde ab. Daher müssen auch die Software-Routinen die Umrechnung von TDB/TCB in UTC und weiter in OBT beherrschen. Schaltsekunden werden ebenso wie DUT1-Vorhersagen des IERS für die Missionsdauer in der Simulations-Software berücksichtigt.

Um die Frequenzänderungen des Doppler-Effekts und die *Ranging*-Laufzeit für eine bestimmte UTC-Zeit an der Bodenstation sowie die relevanten Zeitpunkte einer Okkultation jeweils für Ein-Weg- und Zwei-Wege-Verbindungen zu berechnen, wird das

Zeit-Modul (s. a. 5.4.1) im RSS genutzt. Lichtlaufzeit-Korrekturen werden direkt im Ephemeriden-Modul vorgenommen. Mit den oben gegebenen Formeln kann nun direkt von TDB in UTC konvertiert werden:

$$\begin{aligned} UTC &= UT1 - DUT1 = TDB - LS - 32,184^s - P \\ &\approx TDB - LS - 32,184^s - 0,001658^s \cdot \sin g \quad . \end{aligned} \quad (4.22)$$

Um ein Kommando zum exakten OBT-Zeitpunkt an Bord auszuführen, muss weiterhin die Beziehung 4.20 bekannt sein.

## 4.3 Himmels- und Erd-Referenz-Systeme

Zusätzlich zu den diskutierten Effekten der Zeit-Basis muss die Tatsache beachtet werden, dass das fest in der Erde liegende Referenz-System – das Internationale Erd-Referenz-System (ITRS - International Terrestrial Reference System) – nicht inertial fest im Raum liegt. Daher müssen Koordinaten wie die einer Bodenstation auf der Erdoberfläche im geozentrischen ITRS-System je nach Bewegungszustand der Erdäquator-Ebene, der Erdbit-Ebene und der Rotations-Achsen transformiert werden, um die korrekten Positions- und Geschwindigkeits-Vektoren der Bodenstation u. a. zur Bestimmung von *Range*- und Doppler-Werten zu erhalten. Dieses inertial feste Referenz-System wird auch Internationales Himmels-Referenz-System (ICRS - *International Celestial Reference System*) genannt, dessen Ebene mit dem mittleren Erd-Äquator zur J2000-Epoche fest verbunden ist. Zusammengefasst kann deshalb gesagt werden, dass die im ITRS gegebenen Koordinaten in das ICRS überführt werden müssen, um z. B. die Lage einer Bodenstation im Raum zu beschreiben. Weitere Erläuterungen zu dieser Thematik finden sich auch in [HEH<sup>+</sup>03], [Sch00], [SFJ98], [Moy00] und [MG99].

### 4.3.1 Änderung von Koordinaten durch die Präzessions-Bewegung

Die Anwesenheit von anderen Himmelskörpern im Sonnensystem ruft eine monotone Bahnstörung der Orbit-Ebene der Erde hervor, die auch als planetare Präzession bekannt ist. Zur gleichen Zeit wird die Rotationsachse der Erde beeinflusst durch das Drehmoment, das von Sonne und Mond auf den Äquator-Wulst der Erde ausgeübt wird. Diese Bewegung wird auch als lunisolare Präzession bezeichnet. Die kombinierten Präzessions-Effekte, die sich auf die Orientierung von Ekliptik und Erd-Äquator auswirken, werden in Abbildung 4.2 illustriert, in der die Bewegung beider Ebenen gegenüber dem mittleren Äquator und der Ekliptik zur Standard-Epoche J2000 verdeutlicht wird.

Das System, das durch den mittleren Äquator und Frühlingspunkt von J2000 definiert ist, wird mit ICRS bezeichnet. Die kombinierte Präzession  $p$  erhält man durch die in [MG99] aufgeführte Gleichung

$$p = \Lambda - \Pi = 5029'',0966 \cdot T + 1'',11113 \cdot T^2 - 0'',000006 \cdot T^3 \quad , \quad (4.23)$$

wobei  $T$  die Zeit in Julianischen Jahrhunderten (s. Gleichung 4.8) bezeichnet. Dies bedeutet, dass bereits im Jahr 2006 ein Effekt von  $0,08^\circ$  berücksichtigt werden muss, was einem möglichen Zeitfehler von ungefähr zwanzig Sekunden bezüglich des Jahres 2000 entspricht.

Nach Abbildung 4.2 kann die Transformation von Koordinaten eines Vektors  $\mathbf{r}_{ICRS}$  im ICRS bezüglich des mittleren Äquators und Frühlingspunkts von J2000 in Koordinaten bezüglich des mittleren Äquators und Frühlingspunkts einer beliebigen anderen Epoche  $\mathbf{r}_{mod}$  folgendermaßen geschrieben werden [MG99]:

$$\mathbf{r}_{mod} = \mathbf{P} \cdot \mathbf{r}_{ICRS} \quad , \quad (4.24)$$

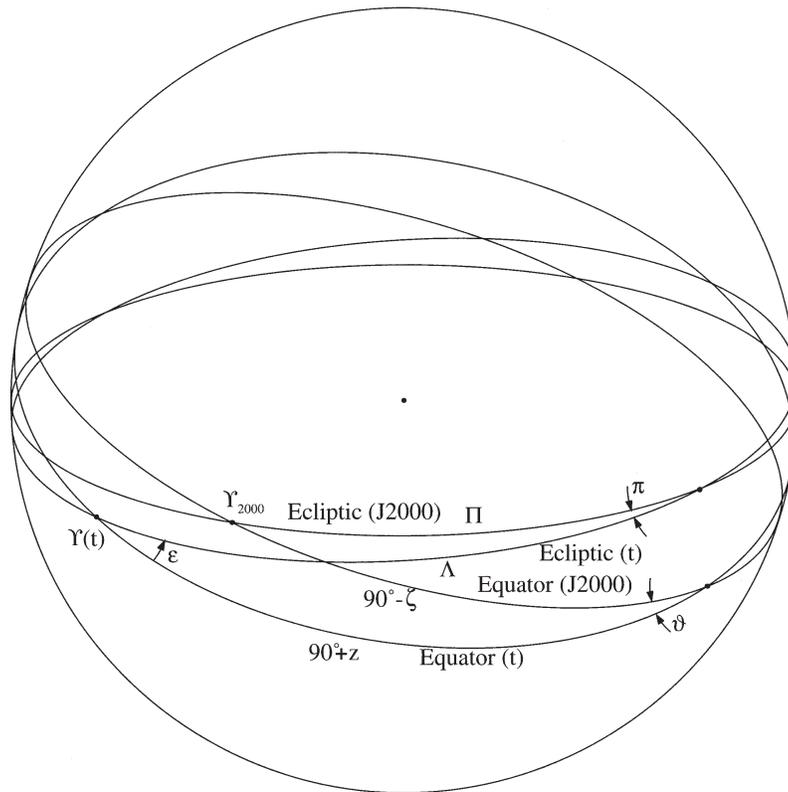


Abbildung 4.2: Die Effekte von Präzession auf Ekliptik, Erd-Äquator und Lage des Frühlingspunktes [MG99]

wobei die Matrix  $\mathbf{P}$  und deren Elemente  $p_{ij}$  in den Gleichungen (5.46) und (5.47) in [MG99] beschrieben werden.

### 4.3.2 Rotation um den Himmels-Ephemeriden-Pol

Die Präzessions- und Nutations-Theorien der Internationalen Astronomischen Union (IAU - International Astronomical Union) führen zur Orientierung der Erdrotations-Achse zu einem beliebigen Zeitpunkt, d. h. zur Orientierung der Himmels-Ephemeriden-Pol (CIO - *Celestial Intermediate Origin*) bezüglich des ICRS. Die CIO unterscheidet sich geringfügig von der Orientierung der Rotations-Achse. Die Einführung der CIO hängt mit der Tatsache zusammen, dass die Rotations-Achse durch die Wirkung von Sonne und Mond eine vorhersagbare tägliche Bewegung um den CIO vollführt. Daher kann diese nicht als genauer Referenz-Pol für theoretische Betrachtungen und astronomische Beobachtungen genutzt werden. Die Rotation um die CIO-Achse selbst wird durch die GMST beschrieben, die den Winkel zwischen Richtung zum Frühlingspunkt und dem Greenwich Meridian angibt. Wenn die Differenz zwischen UT1 und UTC oder UT1 und TAI gegeben ist, wie sie von dem IERS veröffentlicht wird, kann die GMST durch die Gleichung 4.7 für jeden beliebigen Zeitpunkt bestimmt werden. Ähnlich wie die GMST misst die Scheinbare Siderische Greenwich Zeit (GAST - *Greenwich Apparent Sidereal Time*) den Stundenwinkel des wahren Frühlingspunktes. Beide Werte unterscheiden sich durch die Nutation in Richtung der Rektaszension:

$$GAST - GMST = \Delta\Psi \cos \epsilon \quad , \quad (4.25)$$

auch bekannt als Gleichung des Äquinoktium (engl.: *equinox*). Wird  $\Delta\Psi$  in Bogensekunden ausgedrückt, lautet die Korrektur:

$$GAST - GMST = \Delta\Psi \frac{\cos\epsilon}{15} .$$

Mit ausreichender Genauigkeit können die Ausdrücke für  $\epsilon$  und  $\Delta\Psi$  wie folgt formuliert werden:

$$\epsilon = 23^\circ,43929111 - 46'',8150 \cdot T - 0'',00059 \cdot T^2 + 0,001813'' \cdot T^3 \quad (4.26)$$

$$\Delta\Psi = -17,200'' \cdot \sin \Omega_M , \quad (4.27)$$

wobei  $\Omega_M$  durch

$$\Omega_M = 125^\circ 02' 40,280'' - 1934^\circ 08' 10,539'' \cdot T + 7,455'' \cdot T^2 + 0,008'' \cdot T^3 \quad (4.28)$$

und  $T$  durch Gleichung 4.8 jedoch auf der Basis des Zeit-Systems TT (s. a. Kapitel 4.1.5) gegeben ist [MG99].

Soll die Genauigkeit auf Abweichungen unter 1 *m* an der Erdoberfläche erhöht werden, müssen zur Berechnung des Winkels  $\Delta\Psi$  auch die Mittlere Anomalie des Erdmondes  $l$ , die Mittlere Anomalie der Sonne  $l'$ , der mittlere Abstand des Mondes zum Aufsteigenden Knoten  $F$  sowie die Differenz der mittleren Längen zwischen Sonne und Mond  $D$  bekannt sein [U. 83]:

$$\begin{aligned} l &= 134^\circ 57' 46.733'' + 477198^\circ 52' 02.633'' \cdot T + 31.310'' \cdot T^2 + 0.064'' \cdot T^3 \\ l' &= 357^\circ 31' 39.804'' + 35999^\circ 03' 01.224'' \cdot T - 0.577'' \cdot T^2 - 0.012'' \cdot T^3 \\ F &= 93^\circ 16' 18.877'' + 483202^\circ 01' 03.137'' \cdot T - 13.257'' \cdot T^2 + 0.011'' \cdot T^3 \\ D &= 297^\circ 51' 01.307'' + 445267^\circ 06' 41.328'' \cdot T - 6.891'' \cdot T^2 + 0.019'' \cdot T^3 . \end{aligned} \quad (4.29)$$

Alternativ können auch Reihenentwicklungen dieser Terme aus [Sei82] bzw. [U. 83] herangezogen werden. Diese erhöhen die Genauigkeit jedoch nur unwesentlich. Es ergibt sich für  $\Delta\Psi$  dann:

$$\begin{aligned} \Delta\Psi &= - 17,200 \cdot \sin \Omega_M - 1,319 \cdot \sin (2 \cdot (F - D + \Omega_M)) \\ &\quad - 0,227 \cdot \sin (2 \cdot (F + \Omega_M)) + 0,206 \cdot \sin (2 \cdot \Omega_M) \\ &\quad + 0,143 \cdot \sin l' . \end{aligned} \quad (4.30)$$

Für das Jahr 2006 beträgt die Korrektur  $GAST - GMST$  ungefähr 2,4 Bogensekunden was einer Zeitkorrektur von ungefähr 0,17 Sekunden entspricht. Wenn  $GAST$  bekannt ist, führt die Matrix  $\mathbf{R}_z$  zur Transformation zwischen dem wahren Tages-Koordinatensystem und dem System  $\Theta(t)$ , das mit dem Erd-Äquator und dem Greenwich Meridian verankert ist, zu:

$$\Theta(t) = \mathbf{R}_z(GAST) . \quad (4.31)$$

### 4.3.3 Änderung von Koordinaten durch die Nutations-Bewegung

Neben der säkularen Präzessionsbewegung wird die Orientierung der Rotationsachse der Erde weiterhin durch kleine periodische Störungen, die als Nutation bezeichnet werden, beeinflusst. Diese werden durch monatliche und jährliche Schwankungen des Drehmomentes von Mond und Sonne hervorgerufen. Die Transformation von Koordinaten bezüglich

des mittleren Äquators und der mittleren Ekliptik  $\mathbf{r}_{mod}$  in Koordinaten bezüglich des wahren Äquators und der wahren Ekliptik  $\mathbf{r}_{tod}$  kann geschrieben werden als

$$\mathbf{r}_{tod} = \mathbf{N}(T) \cdot \mathbf{r}_{mod} \quad . \quad (4.32)$$

Die Zeit  $T$  ist dabei in Julianischen Jahrhunderten in Gleichung 4.8 gegeben. Die Matrixelemente  $n_{ij}$  von  $\mathbf{N}$  sind in [MG99] beschrieben, wobei neben der mittleren Schiefe  $\epsilon$  auch die wahre Schiefe  $\epsilon' = \epsilon + \Delta\epsilon$  bekannt sein muss mit  $\epsilon$  nach 4.26 und

$$\begin{aligned} \Delta\epsilon = & 9,203 \cdot \cos\Omega_M + 0,574 \cdot \cos(2 \cdot (F - D + \Omega_M)) \\ & + 0,098 \cdot \cos(2 \cdot (F + \Omega_M)) - 0,090 \cdot \cos(2 \cdot \Omega_M) \end{aligned} \quad (4.33)$$

mit  $\Omega_M$ ,  $F$  sowie  $D$  nach 4.28 bzw. 4.29. Kombiniert man nun die Gleichungen 4.24 und 4.32, so erhält man

$$\mathbf{r}_{tod} = \mathbf{N}(T) \cdot \mathbf{P} \cdot \mathbf{r}_{ICRS} \quad . \quad (4.34)$$

An dieser Stelle sollte erwähnt werden, dass die oben beschriebenen Transformationen die Bewegung der Erde als starren Körper im Raum und UTC bezüglich des mittleren Äquators (Standard-Epoche J2000) nach Gleichung 4.7 bzw. 4.9 beschreiben. Wenn der wahre Frühlingspunkt berücksichtigt werden soll, muss zusätzlich beachtet werden, dass der wahre Erdrotations-Winkel um  $\Delta\Psi \cdot \cos\epsilon$  variiert (s. a. Abbildung 4.3). Dieser Effekt soll in dem nächsten Kapitel näher erläutert werden.

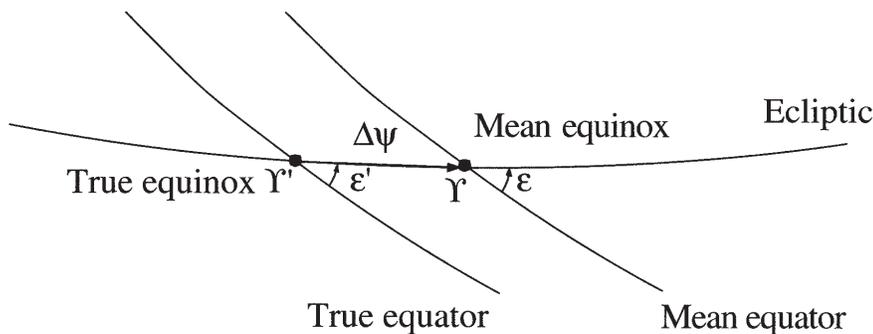


Abbildung 4.3: Die Wanderung von Äquator, Ekliptik und Frühlingspunkt verursacht durch die Nutation [MG99]

#### 4.3.4 Transformation in den International Reference Pole

Das System, das genutzt wird, um die Erdoberfläche global und geodätisch zu beschreiben, ist das ITRS. Wegen Bewegungen innerhalb der Erde und der Deformation der Erdoberfläche, ist eine Achse, die durch die Standorte mehrerer Observierungen definiert wurde, bezüglich der Rotations-Achse des Himmels-Pols nicht fest. Die Bewegung einer der beiden Achsen gegenüber der anderen wird als Pol-Bewegung bezeichnet [Dia03]. Die momentane Erdrotations-Achse folgt näherungsweise einer kreisförmigen, periodischen Spur von ungefähr 20 m Durchmesser um den Himmels-Pol. Die Transformation von aktuellen Tages-Koordinaten, wie sie in der Theorie für Präzession und Nutation definiert wurde, in ein körperfestes ITRS wird gegeben durch [MG99]

$$\mathbf{r}_{ITRS} = \mathbf{\Pi}(t) \cdot \mathbf{\Theta}(t) \cdot \mathbf{r}_{tod} \quad . \quad (4.35)$$

Dabei beschreibt  $\Theta$  die Erd-Rotation um die CIO-Achse, während  $\Pi$  für die Pol-Bewegung steht. Um die Transformation vom ICRS oder dem mittleren Äquator und Frühlingspunkt von J2000 zum ITRS (oder Referenz-Pol und Greenwich-Meridian) für eine andere Epoche zu berechnen, müssen die Matrizen für Präzession ( $\mathbf{P}$ ), Nutation ( $\mathbf{N}$ ), Erd-Rotation ( $\Theta$ ) und Pol-Bewegung ( $\Pi$ ) nun schrittweise angewendet werden:

$$\mathbf{r}_{ITRS} = \Pi \cdot \Theta \cdot \mathbf{N} \cdot \mathbf{P} \cdot \mathbf{r}_{ICRS} \quad . \quad (4.36)$$

Die Matrix  $\Pi$  ist dabei gegeben durch

$$\Pi = \begin{pmatrix} 1 & 0 & +x_p \\ 0 & 1 & -y_p \\ -x_p & +y_p & 1 \end{pmatrix} \quad . \quad (4.37)$$

Die Entfernungen  $x_p$  und  $y_p$  sind in Abbildung 4.4 dargestellt. Ihre Werte bewegen sich im Bereich von  $10^{-6}$  bis  $10^{-7}$  Radian [Lei94] und werden im IERS Bulletin B veröffentlicht. Gemessene Werte und eine Vorhersage für die Polbewegung findet sich im IERS Bulletin A, das ebenso wie das Bulletin B über das U.S. Naval Observatory (<http://maia.usno.navy.mil>) bezogen werden kann. Der Radio-Science-Simulator (RSS) wird regelmäßig aktualisiert, um hochpräzise Berechnungen zu garantieren. Der Beitrag der Polbewegung  $\Pi$  führt zu einem Drehwinkel von etwa 0,3 Bogensekunden und ist damit äquivalent zu einem Zeitfehler von 0,02 Sekunden.

### 4.3.5 Erd-Ellipsoid-Koordinaten von Bodenstationen

Die Kenntnis über die exakte Position der Bodenstation ist unerlässlich für die Vorhersage von Doppler-Effekten, Entfernungen und Okkultationen. Dazu wird das geophysikalisch definierte ITRF als ein Referenz-Ellipsoid für die Erde genutzt, um die Koordinaten zu definieren. [MG99] gibt die Gleichung an, um kartesische Koordinaten  $\mathbf{r}_{kar}$  zu berechnen, wenn die geodätische Länge  $\lambda_c$  (entspricht der geozentrischen Länge), die geodätische Breite  $\varphi$  sowie die Höhe  $h$  über dem Referenz-Ellipsoid mit dem Radius  $R_{ref}$  und der Abplattung  $f_P$  gegeben ist:

$$\mathbf{r}_{kar} = \begin{pmatrix} (N + h) \cos\varphi \cos\lambda_c \\ (N + h) \cos\varphi \sin\lambda_c \\ ((1 - f)^2 N + h) \sin\varphi \end{pmatrix} \quad , \quad (4.38)$$

wobei

$$N = \frac{R_{Ref}}{\sqrt{1 - f_P(2 - f_P)\sin^2\varphi}} \quad (4.39)$$

und

$$1/f_P = 298,257223563 \quad . \quad (4.40)$$

Die Bewegung einer Bodenstation in einem inertialen Referenz-System wird dominiert durch die Erdrotation von 460 m/s am Erdäquator und der translatorischen Bewegung der Erde um das Baryzentrum des Sonnensystems von etwa 30 km/s. Wenn die Bewegung der Bodenstation im ICRS angegeben wird, muß die Position  $\mathbf{r}_{ITRS}$  im inertialen ITRS mit den oben angegebenen Matrizen transformiert werden, was zu folgendem Ausdruck führt:

$$\mathbf{r}_{ICRS} = \mathbf{P}^T(t) \cdot \mathbf{N}^T(t) \cdot \Theta^T(t) \cdot \Pi^T(t) \cdot \mathbf{r}_{ITRS} \quad . \quad (4.41)$$

Weiterhin müssen für die präzise Berechnung der Position einer Bodenstation die Verschiebungen durch Gezeiten und Plattentektonik modelliert werden. Diese Effekte werden hier jedoch nicht berücksichtigt.

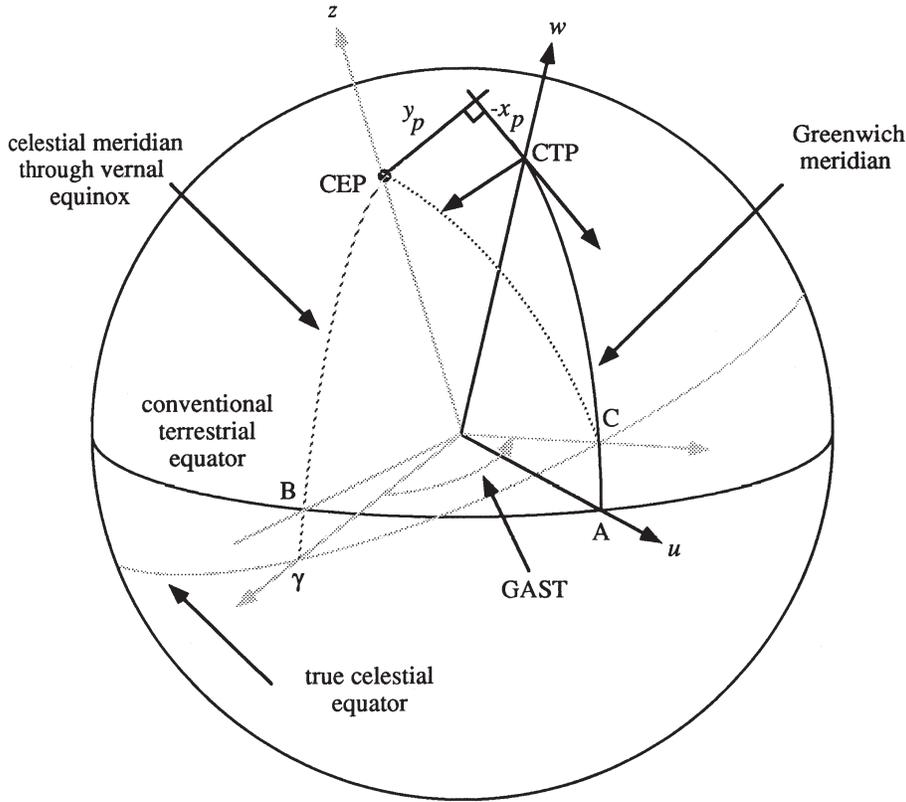


Abbildung 4.4: Erd- und Himmels-Referenz-Systeme [Lei94]. Um zeitabhängige Positionen von Bodenstationen auf der Erde zu vermeiden, wird das ITRS genutzt, das sich auf den Erdpol (CTP - Conventional Terrestrial Pole) bezieht. Dieser weicht vom Himmels-Ephemeriden-Pol (CIO - Celestial Intermediate Origin) ab.

### 4.3.6 Geschwindigkeit der Bodenstation im Internationalen Himmels-Referenz-System (ICRS)

Bei Berücksichtigung des ICRS kann die Geschwindigkeit einer Bodenstation  $\mathbf{v}_{ICRS}$  angenähert werden durch die folgende Gleichung:

$$\mathbf{v}_{ICRS} = \frac{d}{dt} \mathbf{r}_{ICRS} \approx \mathbf{P}^T(t) \cdot \mathbf{N}^T(t) \cdot \frac{d\Theta^T(t)}{dt} \cdot \mathbf{\Pi}^T(t) \cdot \mathbf{r}_{ITRS} \quad (4.42)$$

Hier wurden die langsamen Variationen von  $\mathbf{P}$ ,  $\mathbf{N}$  und  $\mathbf{\Pi}$  vernachlässigt. Weiterhin folgt aus Gleichung 4.31

$$\Theta^T(t) = \mathbf{R}_z(-GAST) = \mathbf{R}_z(-\Delta\psi \cos\epsilon - GMST) \quad (4.43)$$

und

$$\Theta^T(t) = \begin{pmatrix} \cos(GAST) & -\sin(GAST) & 0 \\ \sin(GAST) & \cos(GAST) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4.44)$$

sowie

$$\frac{d\Theta^T(t)}{dt} = \frac{d(GAST)}{dt} \cdot \begin{pmatrix} -\sin(GAST) & -\cos(GAST) & 0 \\ \cos(GAST) & -\sin(GAST) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (4.45)$$

mit der Definition

$$\frac{d(GAST)}{dt} = \omega_{\oplus} \quad . \quad (4.46)$$

Gleichung 4.45 kann auch ausgedrückt werden als

$$\frac{d\Theta^T(t)}{dt} = \omega_{\oplus} \cdot \begin{pmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \Theta^T(t) \quad . \quad (4.47)$$

Nun kann die Geschwindigkeit einer Bodenstation  $\mathbf{v}_{ICRS}$  im ICRS hergeleitet werden:

$$\mathbf{v}_{ICRS} = \omega_{\oplus} \cdot \mathbf{P}^T(t) \cdot \mathbf{N}^T(t) \cdot \begin{pmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \Theta^T(t) \cdot \mathbf{\Pi}^T(t) \cdot \mathbf{r}_{ITRS} \quad . \quad (4.48)$$

Für die mittlere Winkelgeschwindigkeit der Erde  $\omega_{\oplus}$  in Radian pro Sekunde kann nach [Val01]

$$\omega_{\oplus} \left( \frac{rad}{s} \right) = (1,002737909350795 + 5,9006 \cdot 10^{-11} \cdot T - 5,9 \cdot 10^{-15} \cdot T^2) \cdot \frac{2\pi}{86400s} \quad . \quad (4.49)$$

gesetzt werden.

### 4.3.7 Venus- und Mars-Ellipsoid

Die Venus hat eine kugelförmige Ausprägung mit einem Äquatorradius von 6051,8 *km*. Für den Mars wird ein rotations-symmetrisches Ellipsoid angenommen. Dabei haben die polare und äquatoriale Halbachse eine Länge von 3376,20 *km* bzw. 3396,19 *km* [SAB<sup>+</sup>00].

## 4.4 Planetare Ephemeriden und Koordinaten

Die Position von Planeten wird mit Hilfe des JPL DE 405 Ephemeriden-Modells berechnet (s. a. Kapitel 5.4.3). Die Ephemeriden-Daten sind in der baryzentrischen Zeitbasis  $T_{eph}$  und im baryzentrischen J2000 EME Koordinatensystem geometrisch gegeben, d. h. es wird unendlich große Lichtgeschwindigkeit angenommen. Nach Einbindung von Effekten, die durch die Lichtgeschwindigkeit hervorgerufen werden, können im Radio-Science-Simulator (RSS) für einen Beobachter an einer bestimmten Bodenstation Okkultations-Szenarien, Antennen-Lage-Manöver sowie Doppler- und *Range*-Vorhersagen ermittelt werden. Dabei muss z. B. beachtet werden, dass eine Okkultation am Planeten Venus, die zum Zeitpunkt  $t_0$  stattfindet, an der Bodenstation auf der Erde erst zur Zeit  $t_0 + \Delta t$  beobachtet wird. Zur Berechnung der Ephemeriden müssen innerhalb des RSS alle UTC-Zeiten nach Kapitel 4.1 in  $T_{eph}$ - bzw. TDB-Zeiten transformiert werden. Eine nähere Erläuterung der betreffenden Module findet sich in Kapitel 5.4. Sämtliche Rotationsparameter und planetare Koordinaten, die für die Beschreibung einer Raumsonde um einen Planeten notwendig sind, wurden aus [SAB<sup>+</sup>00] übernommen.

## 5 Der Radio-Science-Simulator (RSS)

### 5.1 Zielsetzung

Der Radio-Science-Simulator (RSS) wurde im Rahmen dieser Arbeit am Institut für Raumfahrttechnik der Universität der Bundeswehr in München entwickelt. Er baut auf dem Klein-Satelliten-Simulator (KSS) [Zei00] auf, der ausschließlich kreisnahe Umlaufbahnen von Klein-Satelliten im Erdorbit bestimmen konnte. Ziel war es, mit dem RSS ein unabhängiges Software-Paket zu erstellen, mit dem es möglich ist, schnell und einfach Planungen, Untersuchungen und Berechnungen für verschiedenste Radio-Science-Experimente durchzuführen. Die notwendigen Berechnungsmethoden sollen zudem im Bereich der möglichen Messgenauigkeit von ca.  $1\text{ mHz}$  durchgeführt werden können. Da es kein vergleichbares Werkzeug gibt (s. a. Kapitel 5.3), steht dem Institut somit ein eigenständiges Software-Paket zur Verfügung, mit dem Aufgabenstellungen in Studien- und Entwicklungsphasen, aber auch während der Durchführung und Auswertung von interplanetaren Raumfahrtmissionen bearbeitet werden können. Des weiteren handelt es sich um das erste Software-Paket, das verschiedenste Aufgabenbereiche umfasst, die bisher separat bearbeitet wurden. Kennzeichnend für den RSS ist sein modularer Aufbau. Durch diese Struktur ist es möglich, Erweiterungen, Weiterentwicklungen, neue Missionen oder ähnliches auf einfache Weise hinzuzufügen, ohne dass der bestehende Aufbau des Programms verändert werden muss [SHP04].

Den Schwerpunkt der Anwendung dieser Simulations-Software stellt die Planung und Durchführung sowie Auswertung von Radio-Science-Experimenten dar. Dabei können grundlegende Berechnungen durchgeführt werden. Dazu zählt u. a.:

- Berechnung der Bahnelemente von Weltraumsonden unter Berücksichtigung einer Vielzahl von Störeffekten
- Berechnen von Planeten- und Mond-Ephemeriden
- Position verschiedener Bodenstationen und deren Sichtbarkeits-Zeiträume
- Berechnen von Okkultations-Zeitpunkten
- Berechnen der Lageregelungsdaten von Okkultations- und bistatischen Radar-Experimenten
- Berechnung hoch präziser Doppler- und *Range*-Vorhersagen zur Auswertung der wissenschaftlichen Experimente

Um die genannte Zielsetzung zu erreichen, erfüllt der RSS folgende Anforderungen:

- Geringe Kosten durch institutsinterne Entwicklung
- Hohes Entwicklungspotential
- Hohe Flexibilität durch modularen Aufbau
- Übersichtlichkeit durch Verwendung von SIMULINK
- Unabhängige Berechnungs-Möglichkeiten

- Anwenderfreundliche Bedienung durch Benutzeroberflächen (GUI)
- Einfaches Einbinden bereits existierender Programme
- Zusätzliche Möglichkeit zum Einlesen und Verwenden von Orbit-Datensätzen externer Herkunft

## 5.2 Konzept und Aufbau

Das Konzept des RSS sieht die Entwicklung eines flexiblen Instrumentes vor, mit dem künftige Missionen im Bereich der Radio-Science effektiv geplant, durchgeführt und anschließend analysiert sowie ausgewertet werden können. Dies wird durch die Benutzung des kommerziell vertriebenen Programmpakets MATLAB/SIMULINK (s. a. [GG02]) als Grundlage realisiert, da es sehr flexibel einsetzbar ist und durch seine vielfachen, aber einfachen Erweiterungs-Möglichkeiten überzeugt. Mit dieser Software ist es möglich, vor allem Programme für Vektor- und Matrizenoperationen einfach zu erstellen. Außerdem verfügt MATLAB über zahlreiche sog. Toolboxen, über die auf bereits erstellte Funktionen zurückgegriffen werden kann. Eine wichtige Toolbox bei der Erstellung des RSS ist SIMULINK [Mat02a], bei der der Benutzer über eine graphische Oberfläche Programmabläufe über Signalflusspläne erstellen kann. Diese übersichtlichen Flusspläne ermöglichen es, ein solch komplexes Software-Werkzeug so zu entwickeln, dass es auch über Jahrzehnte hinweg genutzt und weiterentwickelt werden kann. Es kann in der MATLAB-/SIMULINK-Umgebung zudem auf eine sehr große Anzahl von bereits vorhandenen allgemeinen Funktionsblöcken zurückgegriffen werden. Zusätzlich können speziell für den RSS geschaffene eigene Funktionen eingesetzt werden, welche in der RSS-Bibliothek abgelegt sind. Nur mit dieser Struktur des RSS ist es möglich, die komplexen Fragestellungen zu bearbeiten und den hohen Anforderungen des ESA gerecht zu werden.

Die unter MATLAB und SIMULINK erstellten Programme lassen sich ohne weiteres miteinander verknüpfen. Dies ermöglicht einen modularen Aufbau des RSS, so dass jedes Programm auf Ergebnisse anderer Module zurückgreifen kann. Auch ein Importieren von Programmen, die in einer anderen Programmiersprache (C++ und Fortran) erstellt wurden, ist durch sog. *S-Functions* [Mat02b] möglich und wurde im Rahmen der RSS-Entwicklung durchgeführt. Um die Verknüpfung der einzelnen Programme zu erleichtern, die Benutzung anschaulicher zu gestalten und somit den RSS leichter handhaben zu können, werden sog. *Graphical User Interfaces* (GUI) [Mat96] eingesetzt. GUIs sind graphische Benutzeroberflächen, die unter MATLAB mittels eines speziellen Editors oder auch manuell programmiert werden können. Vor dem Start einer Missions-Simulation wird der Benutzer durch mehrere Benutzeroberflächen geleitet, um u. a. die gewünschten Module des RSS zu aktivieren. Weiterhin werden Startwerte und Parameter eingegeben bzw. geändert. Dies zeigt Abbildung 5.1 am Beispiel der Haupt-Benutzeroberfläche des RSS.

Durch die modulare Struktur des RSS ist es möglich, jeweilige Missionsanforderungen anzupassen und sie eventuell zu erweitern. Der RSS besteht aus einzelnen Modulen, die jeweils einen Teilaspekt der Mission untersuchen. Als Beispiel sei hier das Orbitmodul angeführt, das Geschwindigkeits- und Positionsvektoren einer Raumsonde bestimmt. Diese Daten können dann von anderen Modulen für weitere Berechnungen genutzt werden. Die Abbildung 5.2 zeigt die Struktur des RSS mit seinen Modulen (in der Farbe Cyan) sowie den Speicherplätzen für Variable (gelb eingefärbt), die modulübergreifend genutzt werden. Diese Speicherplätze werden auch als *Data Storage Arrays* bezeichnet.

Bei der Programmierung ist zu beachten, dass den Modulen in SIMULINK eine Priorität zugeordnet wird, um die richtige Reihenfolge bei der Abarbeitung der verschiedenen

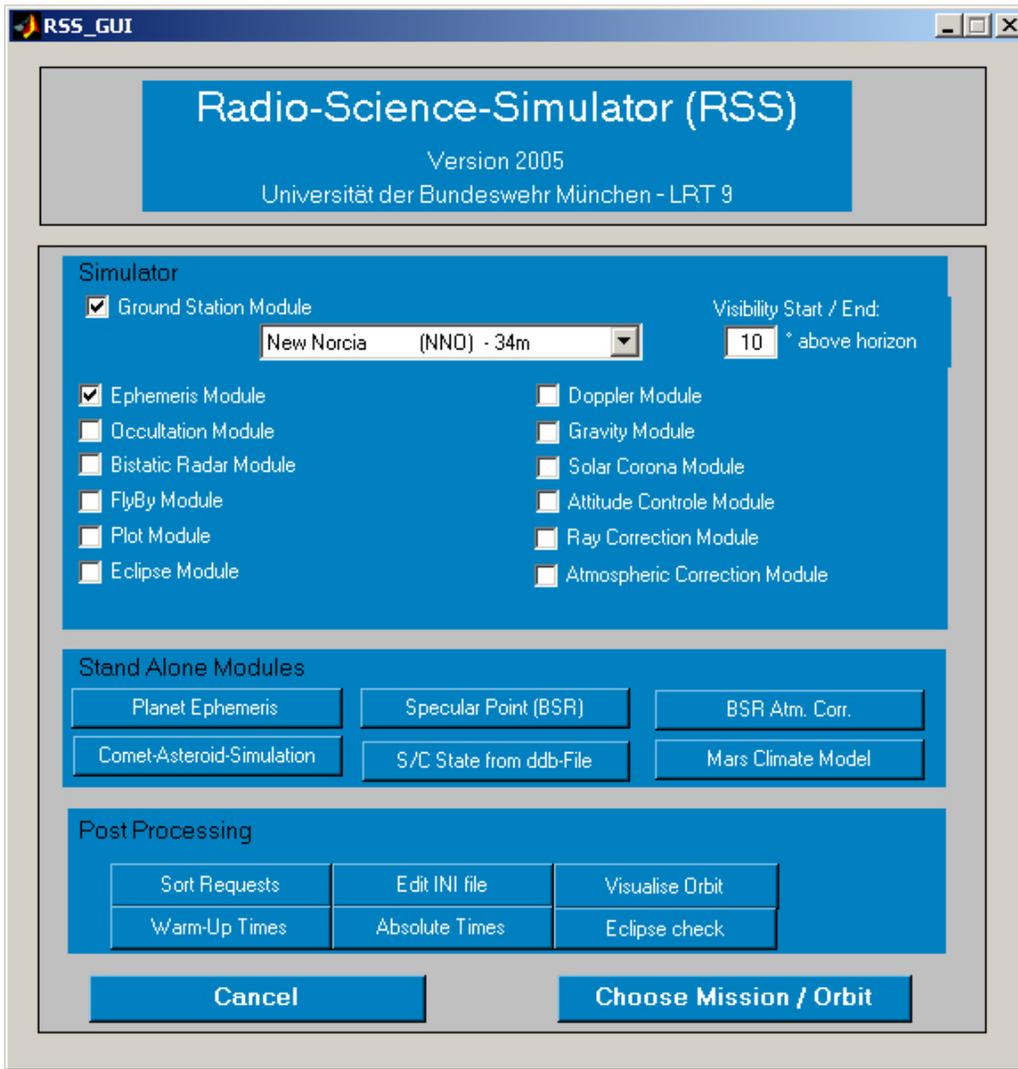


Abbildung 5.1: Die Haupt-Benutzeroberfläche des RSS

Module in jedem Rechenschritt zu gewährleisten. Damit wird sichergestellt, dass untergeordnete Module ausschließlich auf bereits aktualisierten Daten in den *Data Storage Arrays* zugreifen. Im RSS wird daher dem Zeit-Modul, in dem mit Hilfe der MATLAB-Uhr das aktuelle Julianische Datum bestimmt wird, die höchste Priorität eingeräumt. Danach folgen das Orbit-Modul zur Bestimmung der Raumsonden-Position sowie das Ephemeriden-Modul, in dem die Planeten-Positionen berechnet werden. Auswerte-Module, wie z. B. das Doppler-Modul sind in dieser Hierarchie weiter unten angesiedelt. Zur Überprüfung der Reihenfolge der Arbeitsschritte kann die Ausführungsreihenfolge aller SIMULINK-Rechenoperationen angezeigt werden. Damit die Module im Gesamten abgearbeitet werden, bevor eine andere Rechenoperation durchgeführt wird, sollten diese als sog. *Atomic Units* definiert werden.

### 5.3 Möglichkeiten zur Verwendung alternativer Software

Für die Planung von interplanetaren Missionen sowie besonders von Radio-Science-Experimenten gibt es keinerlei mit dem RSS vergleichbare Werkzeuge. Die einzelnen Agenturen und Institute verwenden jedoch zum großen Teil das sog. SPICE-Softwarepaket

Radio-Science-Simulator (RSS) Institut für Raumfahrttechnik Universität der Bundeswehr München

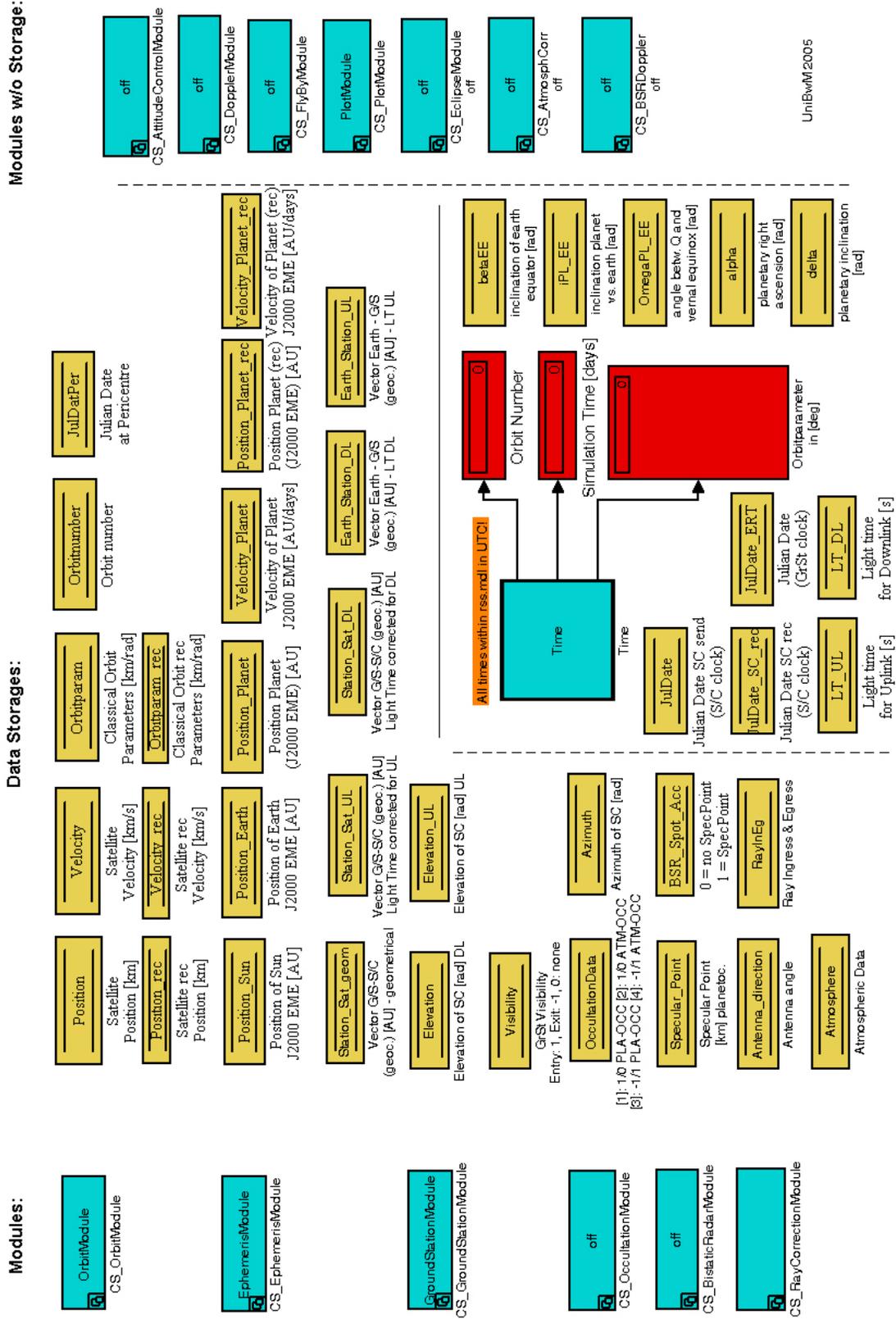


Abbildung 5.2: Struktureller Aufbau des RSS

des Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, USA (JPL). Die Bezeichnung SPICE steht dabei für die fünf Teilbereiche *Spacecraft*, *Planet*, *Instrument*, *C-Matrix* und *Event* und wurde von der *Navigation Ancillary Information Facility* (NAIF) des JPL entwickelt. SPICE besteht aus den zwei Komponenten *kernel files* und der SPICE Toolkit Software, die sich aus verschiedenen FORTRAN-Funktionen zusammensetzt. Diese Funktionen können vom Nutzer individuell in die eigene Programmierung eingebunden werden.

Auch die ESA hat sich die Nutzerrechte dieser Software gesichert, so dass für die Missionen MARS EXPRESS und VENUS EXPRESS entsprechende *kernel files* zur Verfügung gestellt werden. Sie enthalten z. B. die Orbitelemente der Raumsonde während des gesamten Missionszeitraums. Diese missionsspezifischen Daten, Dokumente sowie die eigentliche Software können vom FTP-Server [naif.jpl.nasa.gov/pub/naif/](http://naif.jpl.nasa.gov/pub/naif/) bezogen werden.

Bei der Nutzung von SPICE ist zu berücksichtigen, dass zwar Positionsdaten von Planeten, Bodenstationen und Raumsonden über entsprechende SPICE-Funktionen ausgelesen werden können, es stehen jedoch keine Berechnungsmethoden zu Verfügung, die z. B. spezielle geometrische Konstellationen oder Doppler-Frequenzsignale theoretisch vorhersagen können. Weiterhin rechnet SPICE nicht relativistisch, wie es für einige Fragestellungen der Radio-Science (s. a. Kapitel 5.4.8) notwendig ist. Zudem sind für die Nutzung von SPICE die bereits erwähnten *kernel files* notwendig. Ohne diese kann jedoch im Gegensatz zu den Möglichkeiten des RSS keine Berechnung durchgeführt werden.

## 5.4 Module des Radio-Science-Simulators (RSS)

Auf die Module des RSS, die z. T. schon erwähnt wurden, soll nun ausführlich eingegangen werden. Die folgenden Kapitel stellen die wichtigsten Module und Berechnungsmethoden des RSS vor. Auf die Ergebnisse dieser Module wird dann in Kapitel 6 näher eingegangen.

### 5.4.1 Zeit-Modul

Im Zeit-Modul wird zur Startzeit der Simulation, die im Julianischen Datum vorliegt, mit Hilfe der internen MATLAB-Uhr je nach Schrittweite die seit Beginn der Simulation verstrichene Zeit hinzu addiert. Die Simulationen arbeiten mit variablen Schrittweiten, um Nulldurchgänge, z. B. bei der Feststellung von Okkultationen oder Eklipsen, zeitlich genau identifizieren zu können. Somit erhält man das aktuelle Julianische Datum, das von anderen Modulen genutzt werden kann. Da das Julianische Datum wie in Kapitel 4.1.1 beschrieben bereits am 1. Januar 2000 einen Wert von 2.451.545 Tagen erreicht hatte, liegt die Genauigkeit des Moduls durch die Anzahl verfügbarer Stellen auf einem handelsüblichen PC im Bereich einer Millisekunde.

Zusätzlich werden für die unterschiedlichen Berechnungen innerhalb des RSS die jeweils entsprechenden Zeitformate genutzt, wie sie bereits in Kapitel 4.1 beschrieben wurden. Dabei sind Transformationen von verschiedenen Zeit-Formaten notwendig. Dies soll an einem Beispiel in Abbildung 5.3 gezeigt werden.

### 5.4.2 Orbit-Modul

Das Orbitmodul dient zur Berechnung der Bahnparameter des Satelliten und stellt somit einen wesentlichen Bestandteil des RSS dar, da fast alle anderen Module auf die hier ermittelten Daten angewiesen sind. Es berechnet Ort und Geschwindigkeit des Satelliten zu jedem Zeitpunkt in planetozentrischen Koordinaten im Äquator-System des Planeten. Als Einheiten wurden *km* für die Position und *km/s* für die Geschwindigkeit gewählt. Aus diesen Daten werden dann die klassischen Bahnparameter des Satelliten-Orbits bestimmt.

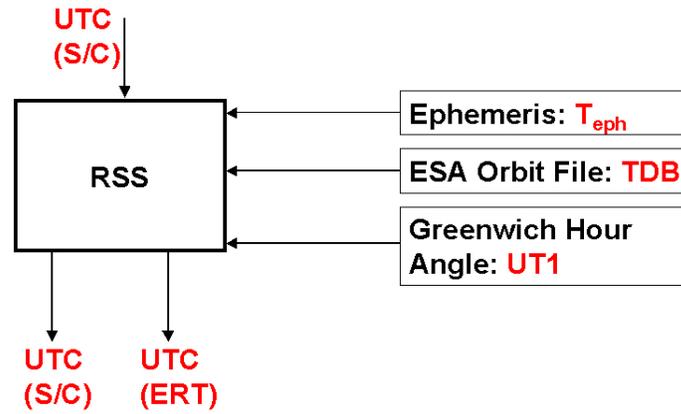


Abbildung 5.3: Verwendung verschiedener Zeit-Formate im RSS am Beispiel des Ephemeriden-Moduls, Orbit-Moduls und Bodenstations-Moduls sowie der Ein- und Ausgabe. *UTC(S/C)* bezeichnet dabei die UTC-Zeit am Ort der Raumsonde während *UTC(ERT)* die um die Lichtlaufzeit korrigierte Zeitangabe an der Bodenstation ist.

Bei der Berechnung können verschiedene Störfaktoren berücksichtigt werden. Zu diesen Störbeschleunigungen gehören je nach Auswahl des Benutzers:

- Gravitative Anziehung von Sonne, Planeten und Monden des Sonnensystems,
- Druck durch Photonen der Sonne sowie Albedo-Strahlung des Planeten,
- Beschleunigung durch das ausgedehnte Gravitations-Potential des Zentralkörpers, um den die Raumsonde fliegt,
- Sonnenwind.

Das Gravitations-Potential des Zentralkörpers wird mit Hilfe einer rekursiven Berechnungsmethode zur Bestimmung der Legendre-Polynome bestimmt [MG99]. All Polynome  $P_{mm}$  werden dabei ausgehend von dem Startwert  $P_{00} = 1$  durch

$$P_{mm}(u) = (2m - 1) \sqrt{1 - u^2} P_{m-1,m-1} \quad (5.1)$$

bis zum gewünschten Grad und Ordnung berechnet, wobei  $u$  und  $1 - u^2$  für  $\sin \Phi$  bzw.  $\cos \Phi$  stehen.  $\Phi$  bezieht dabei die geozentrische Breite. Mit diesen Ergebnissen können dann die verbleibenden Polynome bestimmt werden durch

$$P_{m+1,m}(u) = (2m + 1) u P_{m,m}(u) \quad (5.2)$$

und die rekursive Formel

$$P_{n,m}(u) = \frac{1}{n - m} ((2n - 1) u P_{n-1,m}(u) - (n + m - 1) P_{n-2,m}(u)) \quad (5.3)$$

für  $n > m + 1$ .

Für die Berechnung der Beschleunigung aufgrund des Sonnenwindes, einem Strom von vor allem Protonen und Elektronen, wird angenommen, das sich dieser mit einer konstanten Geschwindigkeit von  $450 \text{ km/s}$  radial von der Sonne weg bewegt. Die Protonendichte in einem Sonnenabstand von  $1 \text{ AU}$  wird zu  $6,6 \cdot 10^6 \text{ m}^{-3}$  gesetzt. Da der Sonnenwind variabel ist, stellen diese Angaben Mittelwerte dar [KR95].

Für den Start der Simulation benötigt das Orbitmodul Anfangswerte der Orbitelemente, welche vor der eigentlichen Simulation aus Missions-Datenbeständen ausgelesen werden. Der interne Integrator des RSS wurde anhand des Erd-Satelliten Explorer 12 validiert. Diese anspruchsvolle hochelliptische Bahn des Satelliten wird z. T. durch die Gravitationseinflüsse des Mondes erheblich gestört [Low72]. Dennoch konnte über einem Simulations-Zeitraum von mehreren Jahren eine sehr gute Übereinstimmung zwischen gemessener Bahn und Simulation des RSS festgestellt werden.

In späteren Planungsstadien einer Raumsonden-Mission kann es u. U. notwendig sein, dass sich die verschiedenen an der Mission beteiligten wissenschaftlichen Teams auf dieselben Bahndaten beziehen. Gerade bei komplexen Missionen wie z. B. der MARS EXPRESS Mission, werden zur Bahnoptimierung sowie zur Entladung der Drallräder an Bord ständig Orbitmanöver durchgeführt, die jedoch nicht vom RSS simuliert werden. Um die Genauigkeit hier zu erhöhen, verfügt das Orbit-Modul daher zusätzlich über weitere Versionen, die vom Nutzer gewählt werden können. So kann z. B. ein sog. MAPPS-File der ESA eingelesen werden, das genaue Orbitinformationen jeweils zum Apo- und Perizentrum der Bahn enthält. Zwischen diesen gegebenen Bahnpunkten kann dann der Integrator des RSS genutzt werden, um eine möglichst genaue Bahnbestimmung unter Berücksichtigung der angegebenen Störkräfte sicherzustellen. In jedem Perizentrum wird dann die Bahn durch die ESA-Datenpunkte aktualisiert.

Weiterhin werden von der ESA während einer Mission Vorhersage-Daten (*Planning Orbit*) sowie die wirklich geflogene Bahn (*reconstructed Orbit*) berechnet und den Wissenschaftlern zur Verfügung gestellt. Auch diese Daten können vom RSS eingelesen werden, so dass die Ausgaben des RSS für die Planung der Radio-Science-Experimente sowie Analyse der Radio-Science-Messwerte zur Verfügung stehen. Da diese Datensätze zunächst aus Zustandsvektoren zu verschiedenen Zeitpunkten bestehen, kann innerhalb des RSS gewählt werden, mit welcher Genauigkeit zwischen den entsprechenden Stützstellen interpoliert werden soll. Es stehen für erste Planungsberechnungen die lineare Interpolation sowie für hochgenaue Vorhersagen die kubische Spline-Interpolation zur Verfügung. Auch ein Glätten von numerischem Rauschen der Eingabe-Daten ist möglich. Besonders für die Erstellung von sog. Doppler-Vorhersagen (s. a. Kapitel 5.4.8) wird diese Variante des Orbit-Moduls genutzt. Die Informationen, die in dem ESA-Orbit-File gespeichert sind und vom RSS ausgelesen werden können sind:

- Datum und Zeit im TDB-System (s. a. Kapitel 4.1.10)
- Positions-Vektor in  $km$ , gegeben in planetozentrischen J2000 EME Koordinaten (s. a. Kapitel 4.3)
- Geschwindigkeits-Vektor in  $km/s$ , gegeben in planetozentrischen J2000 EME Koordinaten (s. a. Kapitel 4.3)

### 5.4.3 Ephemeriden-Modul

Für die Berechnungen im Rahmen von Radio-Science-Experimenten ist eine fortlaufende Ausgabe der Position bestimmter Himmelskörper (Ephemeriden) notwendig. Diese Ausgabe erfolgt durch das Ephemeriden-Modul, das mit baryzentrischen J2000 EME Koordinaten arbeitet. Mit Hilfe des Moduls ist es möglich, die Ephemeriden aller Planeten des Sonnensystems sowie des Erdmondes zu jedem beliebigen Zeitpunkt zu berechnen. Die Algorithmen zur Berechnung von Planeten-Positionen und -Geschwindigkeiten folgen dem JPL DE 405 Modell ([Sta98], [Dyn04]) des JPL und stehen damit in Übereinstimmung mit den Berechnungen von ESA und Nationale Weltraumorganisation der USA (NASA - *National Aeronautics and Space Administration*). Zur Einbindung dieses Modells in den

RSS wurde auf die vom JPL veröffentlichten Tschebyscheff-Koeffizienten zurückgegriffen, mit deren Hilfe die entsprechenden Polynome (s. a. Anhang F) zur Berechnung der Ephemeriden gebildet werden können.

Ursprünglich wurden die Ephemeriden innerhalb des RSS mit Hilfe der VSOP87-Theorie nach [BF88] berechnet, die aus Reihen periodischer Terme für die Planeten Merkur bis Neptun besteht. Nach einer bestimmten Rechenvorschrift können aus diesen Datenreihen die heliozentrischen ekliptischen Koordinaten der Planeten berechnet werden. Jedoch stellt das JPL-Modell eine aktuellere und damit auch deutlich genauere Alternative dar, so dass diese letztendlich im RSS Verwendung findet (s. a. [ME98]).

Die Daten aus dem Ephemeriden-Modul sind für den RSS wichtig, da hiermit u. a. Störeinflüsse von Planeten und Monden auf Raumsonden berücksichtigt werden und deren Sichtbarkeiten bzw. Verdeckungen von Bodenstationen bestimmt werden können. Für die Bestimmung von Ephemeriden ist eine genaue Kenntnis von Referenz-Systemen und Zeitbasen notwendig. Diese sind in Kapitel 4 ausführlich beschrieben. Weiterhin werden Effekte der Lichtlaufzeit (s. a. Kapitel 4.1.14) bei der Berechnung berücksichtigt, so dass dem RSS durch dieses Modul ständig der um diesen Beitrag korrigierte Vektor von der Raumsonde zur Bodenstation getrennt für den *Uplink* und den *Downlink* übergeben wird. Dazu muss die baryzentrische Position der Bodenstation mit Hilfe der Ephemeriden-Rechnung iterativ für den zunächst unbekanntesten Zeitpunkt des Sende- bzw. Empfangs-Zeitpunktes auf der Erde bestimmt werden. Im ersten Iterationsschritt wird dabei der Zeitpunkt, an dem das Signal an der Raumsonde eintrifft bzw. diese verläßt, für die Bestimmung der Bodenstations-Position herangezogen. Dies entspricht einer unendlich schnellen Lichtgeschwindigkeit. In den weiteren Rechenschritten wird nun mit Hilfe dieser ersten Näherung die Lichtlaufzeit berechnet und für den *Uplink* von dem Zeitpunkt des ersten Iterationsschrittes abgezogen bzw. für den *Downlink* zu diesem addiert. Das Verfahren wird fortgesetzt bis eine entsprechend hohe Genauigkeit erzielt ist.

Die Genauigkeit der Ephemeriden nach dem JPL DE 405 Modell liegt für die inneren Planeten des Sonnensystems bei mindestens 0,001 Bogensekunden, was in der Entfernung des Mars einem Kilometer entspricht [Sta98]. Da diese im Jahr 1997 veröffentlichten Ephemeriden für den Zeitraum 1600 n. Chr. bis 2200 n. Chr. Gültigkeit besitzen, ist die Genauigkeit in der für den RSS relevanten Epoche deutlich höher. Sie liegt in der Ordnung 10 Meter für die inneren Planeten und erreicht noch nach mehr als einem Jahrzehnt für den Abstand Erde – Mars einen Fehler von weniger als 200 Meter [Sta03].

#### 5.4.4 Bodenstations-Modul

Das Bodenstations-Modul des RSS stellt mit Hilfe der im Orbit- und Ephemeriden-Modul (Kapitel 5.4.2 und 5.4.3) berechneten Daten den Beginn und das Ende eines Sichtbarkeits-Zeitraumes einer vom Benutzer gewählten Bodenstation auf der Erde fest. U. a. stehen die Bodenstation New Norcia (34 m Antennen-Durchmesser) nahe Perth, Australien, der ESA, Canberra (70 m), ebenfalls Australien, Goldstone (70 m und 34 m), USA, sowie Madrid (70 m und 34 m), Spanien, zur Verfügung (s. a. Tabelle 5.1).

Um die Bodenstation in dem inertial festen J2000 EME Koordinatensystem beschreiben zu können, wird bei der Berechnung auf die Vorgehensweise in Kapitel 4.3 zurückgegriffen. Die Genauigkeit des Moduls liegt daher im Bereich dieser physikalischen Modelle. Für die Festlegung der Bodenstations-Positionen werden Daten des Global Positioning Systems (GPS) mit entsprechender Genauigkeit zugrunde gelegt.

Zur Berechnung der Sichtbarkeit ist die Definition des Winkels über dem Horizont notwendig, ab dem die Station Signale empfangen kann. Im Allgemeinen wird dazu innerhalb des RSS ein Winkel von  $10^\circ$  angenommen, da dies auch der Festlegung der ESA

Station	Bez.	Durchm.	Westl. Länge	Nördl. Breite	Höhe
New Norcia	NNO	34 m	116° 11' 29,4082''	-31° 02' 53,6030''	252,224 m
Madrid	DS63	70 m	355° 45' 07,5100''	40° 25' 52,3733''	864,846 m
Madrid	DS65	34 m	355° 44' 55,2353''	40° 25' 37,8836''	834,055 m
Goldstone	DS14	70 m	243° 06' 37,6236''	35° 25' 33,2817''	964,131 m
Goldstone	DS15	34 m	243° 06' 46,0976''	35° 25' 18,6718''	973,211 m
Canberra	DS43	70 m	148° 58' 52,4794''	-35° 24' 08,7616''	699,060 m

Tabelle 5.1: *Eine Auswahl im RSS berücksichtigter Bodenstationen (Werte bezogen auf den WGS-84 Referenz-Ellipsoid)*

für den Sichtbarkeitsbeginn bzw. das -ende entspricht.

Weiterhin werden die Daten des Vektors Bodenstation – Raumsonde für den *Downlink* in das topozentrische Koordinatensystem transformiert, so dass während der sichtbaren Periode nach jedem Zeitschritt der Azimuth- und Elevationswinkel für die Bodenstation vorliegt. Diese Winkel sind zur richtigen Ausrichtung der Antenne beim Empfang von Signalen der Raumsonde notwendig.

### 5.4.5 Okkultations-Modul

Das Okkultations-Modul dient zur Berechnung von Unterbrechungen der Sichtbarkeiten. Die Raumsonde ist von der Bodenstation auf der Erde aus dann nicht sichtbar, wenn die Sonde durch einen Himmelskörper verdeckt wird. Das Modul ermöglicht die Bestimmung von Eintritts- und Austrittszeitpunkten von Atmosphären- und Planeten-Okkultationen. Dies ist notwendig für die Planung von Okkultations-Experimenten und muss bei allen anderen Experimenten berücksichtigt werden, da während einer Planeten-Okkultation keine Radio-Signale von der Raumsonde zur Bodenstation gesendet werden können. Des Weiteren werden u. a. die Parameter des Satellitenorbits, Koordinaten des Aufpunktes (Punkt auf der Planetenoberfläche, an dem eine Okkultation stattfindet) und der Sonnenstand festgehalten und gespeichert. Zusätzlich ist eine graphische Ausgabe möglich, mit der man sich z. B. Dauer der Okkultation, Position der Sonde im Orbit zum Zeitpunkt der Okkultation sowie den Sonnenstand am Aufpunkt anzeigen lassen kann. Zur Berechnung greift das Okkultations-Modul auf das Orbit-Modul und Ephemeriden-Modul zurück. Bei der Berechnung wird von einer elliptischen Form des Himmelskörpers ausgegangen. Dabei wird untersucht, wie sich die Gerade zwischen Raumsonde und Bodenstation bzgl. des Ellipsoids verhält. Besitzt die entsprechende quadratische Gleichung nur eine Lösung, tangiert das Radiosignal genau die Planeten- bzw. Atmosphärenoberfläche und es liegt eine Okkultation vor.

Da diesen Berechnungen hauptsächlich Daten aus dem Ephemeriden- sowie Bodenstations-Modul zugrunde liegen, entspricht die Rechengenauigkeit den Angaben in den Kapiteln 5.4.3 und 5.4.4. Unter der Annahme eines maximalen Fehlers bei der Ephemeriden-Berechnung von 200 m und einer Raumsonden-Geschwindigkeit von 5 km/s liegt der Zeitfehler bei höchstens 0,04 Sekunden. Ausgaben dieses Moduls sind u. a. Sichtbarkeits-Daten, die neben der Ausrichtung der Bodenstation bzgl. der Raumsonde auch die Zeiträume der Okkultation enthalten. Ergebnisse von Okkultations-Berechnungen für die Planung bzw. Durchführung von Radio-Science-Experimenten an Bord von MARS EXPRESS und VENUS EXPRESS werden in Kapitel 6.2 dargestellt.

## Mathematische Bestimmung von Okkultationen

Das Verfahren, das vom RSS zur Bestimmung einer Okkultation genutzt wird, basiert auf der Berechnung der Schnittpunkte zwischen einer Geraden und einem Ellipsoid. Dabei wird der Planet bzw. die Atmosphäre des Planeten durch ein Ellipsoid dargestellt. Die Verbindungslinie zwischen Bodenstation und Satellit wird zu einer Geraden ausgedehnt. Es bestehen drei Möglichkeiten, wie das Ellipsoid und die Gerade zueinander stehen können:

1. Kein Schnittpunkt: Es besteht keine Okkultation (s. a. Bild 5.4).
2. Ein Schnitt- bzw. Berührungspunkt: In diesem Fall kann ein Okkultationseintritt oder -austritt vorliegen (s. a. Bild 5.5). Es ist jedoch möglich, dass sich der Satellit vor dem Planeten befindet. Auch dann hätte die Gerade einen Schnittpunkt mit dem Ellipsoid (s. a. Bild 5.6). Dann liegt jedoch keine Okkultation vor.
3. Zwei Schnittpunkte: Es liegt eine Okkultation vor, wenn sich der Satellit hinter dem Planeten befindet (s. a. Bilder 5.7 und 5.8).

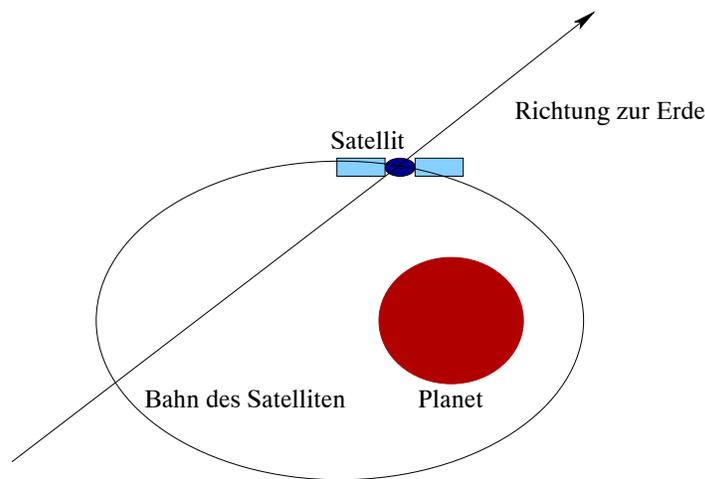


Abbildung 5.4: *Okkultations-Geometrie: kein Schnittpunkt, keine Okkultation*

Zur Berechnung der Okkultation wird ein Ellipsoid in kartesischen Koordinaten durch die Gleichung 5.4 dargestellt:

$$\frac{x^2}{a_e^2} + \frac{y^2}{b_e^2} + \frac{z^2}{c_e^2} = 1 \quad . \quad (5.4)$$

Eine Gerade  $\mathbf{g}_{okk}$  im Raum durch den Punkt  $\mathbf{r}_0$  kann in Vektorschreibweise durch

$$\mathbf{g}_{okk} = \lambda_l \cdot \mathbf{r} + \mathbf{r}_0 \quad (5.5)$$

ausgedrückt werden. Sie wird durch einen Richtungsvektor  $\mathbf{r}$  und einen Parameter  $\lambda_l$  beschrieben. Im Okkultations-Modul wird für den Vektor  $\mathbf{r}$  der Richtungsvektor vom Satelliten zur Bodenstation gesetzt. Der Aufpunkt der Geraden ist die Position des Satelliten, wodurch der Ortsvektor  $\mathbf{r}_0$  festgelegt wird (vgl. Bild 5.9).

Um den Schnittpunkt zwischen Geraden und Ellipsoid (Planet) zu ermitteln, müssen die jeweiligen Komponenten der Geraden in die Gleichung des Ellipsoids eingesetzt

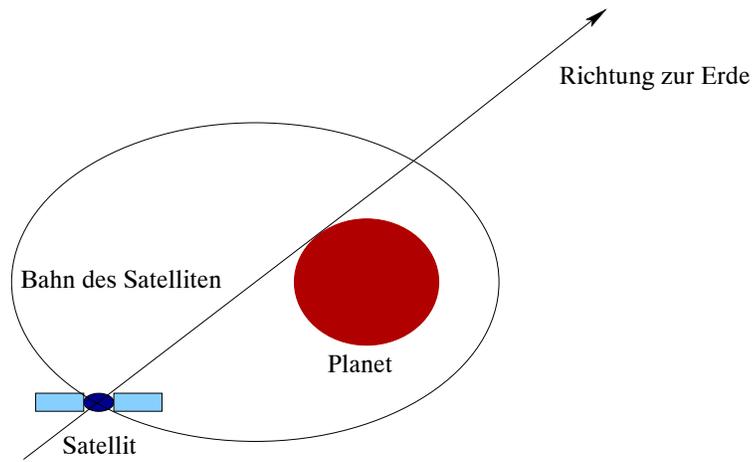


Abbildung 5.5: *Okkultations-Geometrie: ein Berührungspunkt, Eintritt in eine bzw. Austritt aus einer Okkultation*

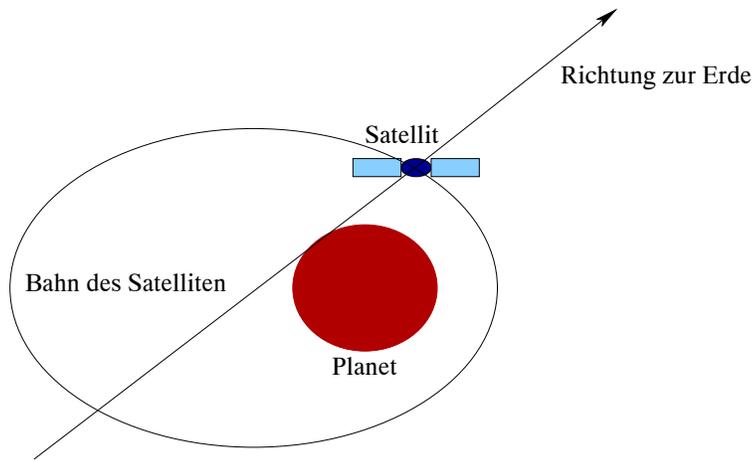


Abbildung 5.6: *Okkultations-Geometrie: ein Berührungspunkt, keine Okkultation*

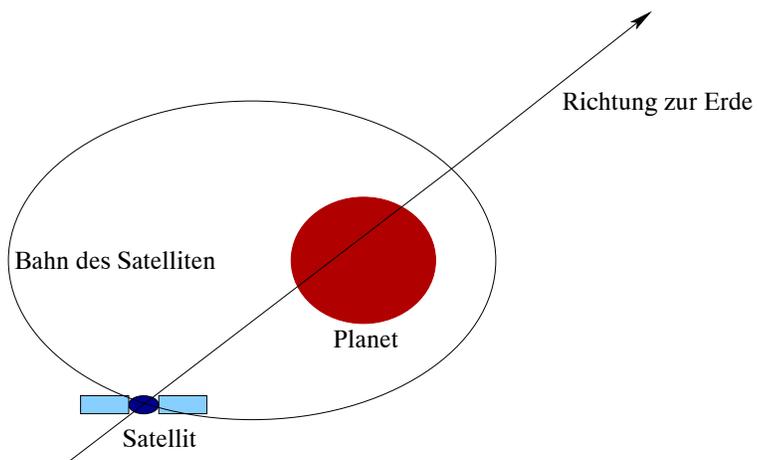


Abbildung 5.7: *Okkultations-Geometrie: zwei Schnittpunkte, Okkultation*

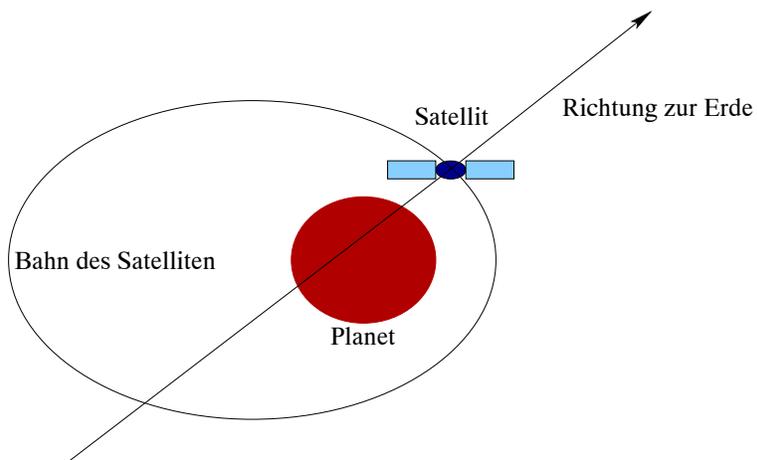


Abbildung 5.8: *Okkultations-Geometrie: zwei Schnittpunkte, keine Okkultation*

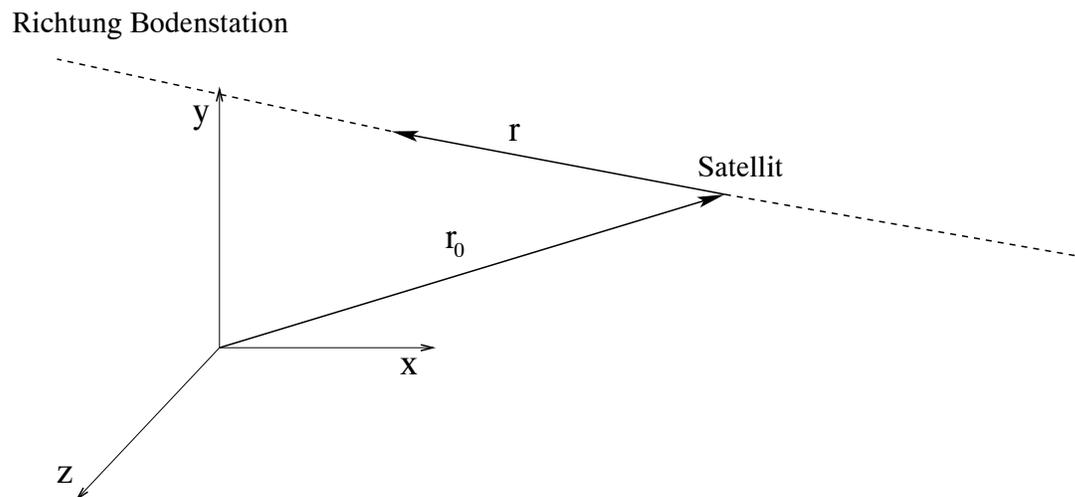


Abbildung 5.9: *Gerade vom Satelliten in Richtung der Bodenstation*

werden:

$$\frac{(\lambda_l r_x + r_{0x})^2}{a_e^2} + \frac{(\lambda_l r_y + r_{0y})^2}{b_e^2} + \frac{(\lambda_l r_z + r_{0z})^2}{c_e^2} = 1 \quad . \quad (5.6)$$

Aus der Gleichung 5.6 ergibt sich eine quadratische Gleichung für  $\lambda_l$ , wenn die Halbachsen  $a_e$ ,  $b_e$  und  $c_e$  des Ellipsoids und der Richtungsvektor  $\mathbf{r}$  bekannt sind. Nach weiterem Umformen erhält man:

$$\begin{aligned} \lambda_l^2 \left( \frac{r_x^2}{a_e^2} + \frac{r_y^2}{b_e^2} + \frac{r_z^2}{c_e^2} \right) + 2 \lambda_l \left( \frac{r_x r_{0x}}{a_e^2} + \frac{r_y r_{0y}}{b_e^2} + \frac{r_z r_{0z}}{c_e^2} \right) \\ + \left( \frac{r_{0x}^2}{a_e^2} + \frac{r_{0y}^2}{b_e^2} + \frac{r_{0z}^2}{c_e^2} \right) - 1 = 0 \quad . \end{aligned} \quad (5.7)$$

Die Koeffizienten der Potenzen von  $\lambda_l$  werden nun zusammengefasst zu  $A_\lambda$ ,  $B_\lambda$  und  $C_\lambda$ :

$$\begin{aligned} A_\lambda &= \frac{r_x^2}{a_e^2} + \frac{r_y^2}{b_e^2} + \frac{r_z^2}{c_e^2} \\ B_\lambda &= \frac{r_x r_{0x}}{a_e^2} + \frac{r_y r_{0y}}{b_e^2} + \frac{r_z r_{0z}}{c_e^2} \\ C_\lambda &= \frac{r_{0x}^2}{a_e^2} + \frac{r_{0y}^2}{b_e^2} + \frac{r_{0z}^2}{c_e^2} - 1 \quad . \end{aligned} \quad (5.8)$$

So ergibt sich als allgemeine Lösung für  $\lambda_l$ :

$$\lambda_{l,1/2} = -\frac{B_\lambda}{2 A_\lambda} \pm \frac{\sqrt{B_\lambda^2 - 4 A_\lambda C_\lambda}}{2 A_\lambda} \quad , \quad (5.9)$$

d. h. die Schnittpunkte der Geraden  $\mathbf{g}_{okk}$  mit dem Ellipsoid liegen bei  $\mathbf{g}_{okk} = \lambda_{l,1/2} \cdot \mathbf{r} + \mathbf{r}_0$ .

In Gleichung 5.9 wird der Term unter der Wurzel als die Diskriminante  $D_{Okk}$  bezeichnet. Der Wert dieser Diskriminanten  $D_{Okk}$  ist im folgenden maßgeblich für mögliche Lösungen  $\lambda_{l,1/2}$ . So sind als Lösung fünf Fälle denkbar:

1.  $\lambda_{l,1/2} = 0$ :  
Schnittpunkt und Satellit fallen in einem Punkt zusammen. Dieses Ergebnis kann in einer sinnvollen Umlaufbahn nicht auftreten.
2.  $\lambda_{l,1/2} \in \mathbb{C}$ :  
Es liegt keine Okkultation vor (vgl. Bild 5.4).
3.  $\lambda_{l,1/2} \in \mathbb{R} \quad \wedge \quad \lambda_{l,1} \neq \lambda_{l,2} \quad \wedge \quad \lambda_{l,1} < 0 \quad \wedge \quad \lambda_{l,2} < 0$ :  
In diesem Fall befindet sich der Satellit direkt vor dem Planeten. Es liegt keine Okkultation vor (vgl. Bild 5.8).
4.  $\lambda_{l,1/2} \in \mathbb{R} \quad \wedge \quad \lambda_{l,1} = \lambda_{l,2} \quad \wedge \quad \lambda_{l,1} < 0 \quad \wedge \quad \lambda_{l,2} < 0$ :  
Es liegt kein Ein- oder Austritt in die Okkultation vor, da  $\lambda_l$  negativ ist und der Satellit sich somit vor dem Planeten befindet (vgl. Bild 5.6).
5.  $\lambda_{l,1/2} \in \mathbb{R} \quad \wedge \quad \lambda_{l,1} \neq \lambda_{l,2} \quad \wedge \quad \lambda_{l,1} > 0 \quad \wedge \quad \lambda_{l,2} > 0$ :  
In diesem Fall befindet sich der Satellit hinter dem Planeten. Es liegt eine Okkultation vor (vgl. Bild 5.7).

6.  $\lambda_{l,1/2} \in \mathbb{R} \quad \wedge \quad \lambda_{l,1} = \lambda_{l,2} \quad \wedge \quad \lambda_{l,1} > 0 \quad \wedge \quad \lambda_{l,2} > 0:$

Es liegt ein Eintritt in eine Okkultation oder ein Austritt aus einer Okkultation vor. Der Satellit befindet sich dabei hinter dem Planeten, da  $\lambda_{l,1}$  bzw.  $\lambda_{l,2}$  positiv ist (vgl. Bild 5.5).

Ein Eintritt bzw. Austritt liegt also dann vor, wenn die beiden Lösungen  $\lambda_{l,1/2}$  reell und gleich sind, d. h. die Diskriminante Null wird. Als Forderung für einen Eintritt in eine Okkultation oder einen Austritt aus einer Okkultation ergibt sich somit:

$$D_{Okk} = B_\lambda^2 - 4 A_\lambda C_\lambda = 0 \quad \wedge \quad A \neq 0 \quad (5.10)$$

Die Unterscheidung zwischen einem Eintritt oder einem Austritt in die bzw. aus der Okkultation ist anhand der Betrachtung der Anzahl der Lösungen kurz vor oder nach dem jeweiligen Ereignis möglich.

### 5.4.6 Eklipse-Modul

Das Eklipse-Modul des RSS bestimmt Schattenphasen des Satelliten, also diejenigen Zeiträume, in denen die Sonne vom Zentralkörper verdeckt wird und somit die Solarzellen keine Energie liefern können. Für die Missions-Planung ist dies von besonderer Wichtigkeit, da während der Eklipse die Batterien an Bord der Raumsonde für die Energieversorgung der Subsysteme sowie der Instrumente in Anspruch genommen werden müssen. Diese haben jedoch eine maximale Entladetiefe und eine begrenzte Anzahl von Ladezyklen, so dass die Missionsdauer von der Eklipse-Dauer und -Frequenz beeinflusst wird, was bei der Planung berücksichtigt werden muss.

Das Eklipse-Modul folgt den schon im Okkultations-Modul (s. a. Kapitel 5.4.5) hergeleiteten mathematischen Beziehungen. Jedoch wird im Falle des Eklipse-Moduls die Bodenstation auf der Erde durch den Sonnenmittelpunkt ersetzt. Durch den Wegfall von Berechnungen zur inertialen Lage der Bodenstation, Koordinaten-Transformationen sowie weiteren optionalen Funktionen kann das Eklipse-Modul gegenüber dem Okkultations-Modul vereinfacht werden, um die Rechenzeit zu optimieren. Die Wahl des Sonnenmittelpunktes als Referenzpunkt der Rechnung hat zur Folge, dass eine Unterscheidung zwischen Halb- und Kernschatten nicht möglich ist. Vielmehr wird durch den Sonnenmittelpunkt als Bezugspunkt ein Ein- und Austrittszeitpunkt für die Schattenphase der Raumsonde berechnet, der zwischen den zu erwartenden Zeitpunkten für den Halb- und Kernschatten liegt. Die Wahl nur eines Punktes statt zweier Punkte auf der Sonnenoberfläche im Abstand von jeweils 696.000 km vom Sonnenmittelpunkt verringert den Rechenaufwand deutlich und kann damit gerechtfertigt werden, dass der Fehler aufgrund des relativ großen Abstandes zwischen Planet und Sonne im Vergleich zum Abstand der Raumsonde zum Planeten für die notwendige Genauigkeit zu vernachlässigen ist. Im Beispiel von beträgt der Unterschied zwischen Halb- und Kernschatten weniger als 10 Sekunden. Berechnungen von Eklipse-Phasen wurden wie in Kapitel 6.6 dargestellt u. a. für die MARS EXPRESS Mission durchgeführt.

### 5.4.7 Bistatisches Radar-Modul

Wie schon in Kapitel 2.7.2 beschrieben, soll beim bistatischen Radar-Experiment die Antenne der Raumsonde auf den Punkt auf der Oberfläche des zu untersuchenden Körpers gerichtet werden, an dem das dort reflektierte Signal die Bodenstation auf der Erde erreicht. Daher bildet die Berechnungs-Methode, durch die bei gegebener Position der Raumsonde und der Bodenstation auf der Erde der sog. spekulare Punkt auf einem Himmelskörper berechnet wird, die Grundlage des Bistatic-Radar-Moduls. Die Himmelskörper werden im Allgemeinen als Ellipsoid angenommen, da sich besonders in den polaren

Regionen eines abgeplatteten Planeten wie dem Mars Fehler bis zu 20 *km* ergeben können, die nicht zu vernachlässigen sind. Daher soll diese Methode im folgenden hergeleitet werden. Eine Ausnahme bildet die Berechnung des spekularen Punktes bei der Venus. Durch deren kugelförmige Ausprägung ist hier ein Verfahren notwendig, das in Anhang D näher erläutert wird. Die Genauigkeit dieses Moduls wird daher größtenteils durch Fehler bei der Modellierung des Himmelskörpers beeinflusst. Da topographische Details hier unberücksichtigt bleiben, kann sich eine lokale Änderung der Position des spekularen Punktes ergeben, die jedoch durch die relativ große Ausleuchtfläche auf der Oberfläche ohne Einfluß auf die Messung bleibt. Ergebnisse von Berechnungen für Bistatic-Radar-Experimente werden im Kapitel 6.3 näher erläutert. Im Folgenden soll jedoch zunächst auf die angewandten Methoden eingegangen werden.

### Funktion $g_1$

In einer ersten Funktion wird zunächst die Bedingung verwendet, dass der spekulare Punkt  $\mathbf{p}_{sp}$  auf dem Ellipsoid liegen muss. Die Funktion  $g_1$  ist dabei abhängig von den Koordinaten  $x_{sp}$ ,  $y_{sp}$  und  $z_{sp}$  des spekularen Punktes und hat folgende Form:

$$g_1(x_{sp}, y_{sp}, z_{sp}) = \frac{x_{sp}^2}{a_e^2} + \frac{y_{sp}^2}{b_e^2} + \frac{z_{sp}^2}{c_e^2} - 1 = 0 \quad . \quad (5.11)$$

Dabei sind die Werte  $a_e$ ,  $b_e$  und  $c_e$  die Länge der Halbachsen des zu definierenden Ellipsoids in x-, y- und z-Richtung.

Der Vektor  $\mathbf{p}_{sp}$  kann als Summe von Vektoren geschrieben werden, die in die jeweiligen Richtungen vom Planetenzentrum zum Satelliten ( $\mathbf{r}_1$ ) und zur Bodenstation ( $\mathbf{r}_2$ ) zeigen (s. a. Abbildung 5.10). Dabei beschreiben  $\alpha_r$  und  $\beta_r$  die Länge dieser Vektoren:

$$\mathbf{p}_{sp} = \alpha_r \mathbf{r}_1 + \beta_r \mathbf{r}_2 \quad . \quad (5.12)$$

Weiterhin werden die Vektoren

$$\mathbf{p}_{sp}^* = \begin{pmatrix} x_{sp}/a_e \\ y_{sp}/b_e \\ z_{sp}/c_e \end{pmatrix}, \quad \mathbf{r}_1^* = \begin{pmatrix} x_1/a_e \\ y_1/b_e \\ z_1/c_e \end{pmatrix} \quad \text{und} \quad \mathbf{r}_2^* = \begin{pmatrix} x_2/a_e \\ y_2/b_e \\ z_2/c_e \end{pmatrix} \quad (5.13)$$

eingeführt. Da  $\mathbf{p}_{sp}^{*2}$  durch den Ausdruck  $\mathbf{p}_{sp}^* \cdot \mathbf{p}_{sp}^*$  definiert ist, ergibt sich

$$\mathbf{p}_{sp}^{*2} = \frac{x_{sp}^2}{a_e^2} + \frac{y_{sp}^2}{b_e^2} + \frac{z_{sp}^2}{c_e^2} \quad . \quad (5.14)$$

Die Funktion  $g_1$  nach Gleichung 5.11 vereinfacht sich dadurch zu

$$g_1(x_{sp}, y_{sp}, z_{sp}) = \mathbf{p}_{sp}^{*2} - 1 \quad . \quad (5.15)$$

Da der Vektor  $\mathbf{p}_{sp}$ , wie in Gleichung 5.12 gezeigt wurde, auch in Abhängigkeit von  $\alpha_r$  und  $\beta_r$  geschrieben werden kann, ist  $g_1$  nur noch von zwei Variablen abhängig.

### Funktion $g_2$

In der Funktion  $g_2$  wird die Bedingung der idealen Reflexion umgesetzt. Dafür werden zunächst einige neue Vektoren eingeführt. Die Definition der Normalen am Ellipsoid im

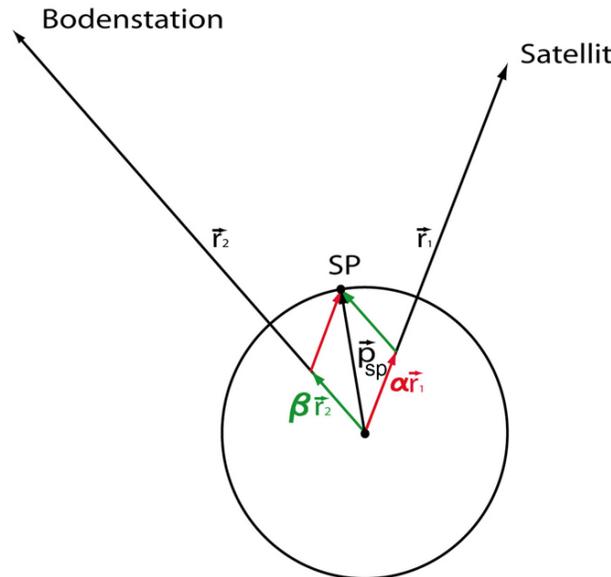


Abbildung 5.10: Geometrie zur Berechnung des spekularen Punktes (1)

spekularen Punkt wird durch die Bildung des Gradienten der Ellipsoidgleichung 5.11 erreicht:

$$\mathbf{N}_{sp} = \text{grad } g_1 = 2 \begin{pmatrix} x_{sp}/a_e^2 \\ y_{sp}/b_e^2 \\ z_{sp}/c_e^2 \end{pmatrix} . \quad (5.16)$$

Zusätzlich werden die beiden Vektoren  $\mathbf{u}_1$  und  $\mathbf{u}_2$  definiert, die sich jeweils vom spekularen Punkt zum Satelliten bzw. zur Bodenstation erstrecken (s. a. Abbildung 5.11):

$$\mathbf{u}_1 = \mathbf{r}_1 - \mathbf{p}_{sp} , \quad (5.17)$$

$$\mathbf{u}_2 = \mathbf{r}_2 - \mathbf{p}_{sp} . \quad (5.18)$$

Nun kann man die Gleichung

$$\frac{\mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{u}_1}{|\mathbf{N}_{sp}| \cdot |\mathbf{u}_1|} = \cos \gamma = \frac{\mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{u}_2}{|\mathbf{N}_{sp}| \cdot |\mathbf{u}_2|} \quad (5.19)$$

aufstellen, wobei der hier eingeführte Winkel  $\gamma$  den Einfallswinkel bzw. den Ausfallswinkel beschreibt (s. a. Abbildung 5.11). Beide müssen bei idealer Reflexion identisch sein. Nach Umformung erhält man nun folgende Gleichung:

$$(\mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{u}_1) \cdot |\mathbf{u}_2| = (\mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{u}_2) \cdot |\mathbf{u}_1| . \quad (5.20)$$

Durch Einsetzen von Gleichung 5.17 und 5.18 folgt für die Klammerausdrücke:

$$\mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{u}_1 = \mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{r}_1 - \mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{p}_{sp} , \quad (5.21)$$

$$\mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{u}_2 = \mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{r}_2 - \mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{p}_{sp} . \quad (5.22)$$

Mit dem Ausdruck 5.16 ergibt sich für den identischen Subtrahenden

$$\mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{p}_{sp} = 2 \cdot \underbrace{\left( \frac{x_{sp}^2}{a_e^2} + \frac{y_{sp}^2}{b_e^2} + \frac{z_{sp}^2}{c_e^2} \right)}_{=1} = 2 , \quad (5.23)$$

wobei der Klammerausdruck aufgrund der Ellipsoid-Definition 1 ergibt. Gleichungen 5.21 und 5.22 können nun wie folgt dargestellt werden:

$$\mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{u}_1 = \mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{r}_1 - 2\mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{u}_2 = \mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{r}_2 - 2 \quad , \quad (5.24)$$

was mit Gleichung 5.20 auf den Ausdruck für  $\mathbf{g}_2$  führt:

$$\mathbf{g}_2 = \left( \frac{1}{2} \mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{r}_1 - 1 \right) \cdot |\mathbf{u}_2| - \left( \frac{1}{2} \mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{r}_2 - 1 \right) \cdot |\mathbf{u}_1| = 0 \quad . \quad (5.25)$$

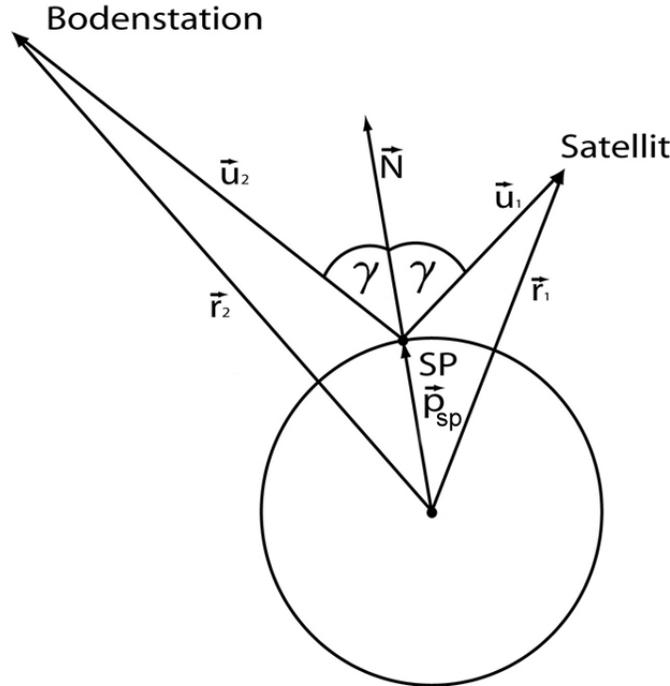


Abbildung 5.11: Geometrie zur Berechnung des spekularen Punktes (2)

### Numerische Iteration

Um den spekularen Punkt zu ermitteln, wird eine Newton-Iteration durchgeführt. Die beiden Funktionen  $\mathbf{g}_1$  (Gleichung 5.15) und  $\mathbf{g}_2$  (Gleichung 5.25) werden dabei zur Funktion  $\mathbf{f}$  zusammengefasst:

$$\mathbf{f} = \begin{pmatrix} \mathbf{g}_1 \\ \mathbf{g}_2 \end{pmatrix} \quad . \quad (5.26)$$

Zum Aufstellen der Jacobi-Matrix

$$\nabla \mathbf{f} = \begin{bmatrix} \partial \mathbf{g}_1 / \partial \alpha_r & \partial \mathbf{g}_1 / \partial \beta_r \\ \partial \mathbf{g}_2 / \partial \alpha_r & \partial \mathbf{g}_2 / \partial \beta_r \end{bmatrix} \quad (5.27)$$

werden die Ableitungen von  $\mathbf{g}_1$  und  $\mathbf{g}_2$  nach  $\alpha_r$  und  $\beta_r$  benötigt:

$$\frac{\partial \mathbf{g}_1}{\partial \alpha_r} = 2 \cdot \mathbf{p}_{sp}^* \cdot \frac{\partial \mathbf{p}_{sp}^*}{\partial \alpha_r} = 2 \cdot \mathbf{p}_{sp}^* \cdot \mathbf{r}_1^* , \quad (5.28)$$

$$\frac{\partial \mathbf{g}_1}{\partial \beta_r} = 2 \cdot \mathbf{p}_{sp}^* \cdot \frac{\partial \mathbf{p}_{sp}^*}{\partial \beta_r} = 2 \cdot \mathbf{p}_{sp}^* \cdot \mathbf{r}_2^* , \quad (5.29)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \mathbf{g}_2}{\partial \alpha_r} &= \frac{1}{2} \frac{\partial \mathbf{N}_{sp}}{\partial \alpha_r} \cdot \mathbf{r}_1 \cdot u_2 + \left( \frac{1}{2} \mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{r}_1 - 1 \right) \cdot \frac{\partial u_2}{\partial \alpha_r} \\ &\quad - \frac{1}{2} \frac{\partial \mathbf{N}_{sp}}{\partial \alpha_r} \cdot \mathbf{r}_2 \cdot u_1 - \left( \frac{1}{2} \mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{r}_2 - 1 \right) \cdot \frac{\partial u_1}{\partial \alpha_r} , \end{aligned} \quad (5.30)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \mathbf{g}_2}{\partial \beta_r} &= \frac{1}{2} \frac{\partial \mathbf{N}_{sp}}{\partial \beta_r} \cdot \mathbf{r}_1 \cdot u_2 + \left( \frac{1}{2} \mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{r}_1 - 1 \right) \cdot \frac{\partial u_2}{\partial \beta_r} \\ &\quad - \frac{1}{2} \frac{\partial \mathbf{N}_{sp}}{\partial \beta_r} \cdot \mathbf{r}_2 \cdot u_1 - \left( \frac{1}{2} \mathbf{N}_{sp} \cdot \mathbf{r}_2 - 1 \right) \cdot \frac{\partial u_1}{\partial \beta_r} . \end{aligned} \quad (5.31)$$

Dabei müssen weiterhin die Ableitungen von  $\mathbf{N}_{sp}$ ,  $\mathbf{u}_1$  und  $\mathbf{u}_2$  bestimmt werden:

$$\frac{\partial \mathbf{N}_{sp}}{\partial \alpha_r} = 2 \cdot \begin{pmatrix} r_{1,x}/a_e^2 \\ r_{1,y}/b_e^2 \\ r_{1,z}/c_e^2 \end{pmatrix} , \quad (5.32)$$

$$\frac{\partial \mathbf{N}_{sp}}{\partial \beta_r} = 2 \cdot \begin{pmatrix} r_{2,x}/a_e^2 \\ r_{2,y}/b_e^2 \\ r_{2,z}/c_e^2 \end{pmatrix} , \quad (5.33)$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}_1}{\partial \alpha_r} = -\frac{\mathbf{u}_1 \cdot \mathbf{r}_1}{u_1} , \quad \frac{\partial \mathbf{u}_1}{\partial \beta_r} = -\frac{\mathbf{u}_1 \cdot \mathbf{r}_2}{u_1} , \quad (5.34)$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}_2}{\partial \alpha_r} = -\frac{\mathbf{u}_2 \cdot \mathbf{r}_1}{u_2} , \quad \frac{\partial \mathbf{u}_2}{\partial \beta_r} = -\frac{\mathbf{u}_2 \cdot \mathbf{r}_2}{u_2} . \quad (5.35)$$

Mittels der Newton-Iteration werden die Werte  $\alpha_r$  und  $\beta_r$  für die Ermittlung des spekularen Punkts nach Gleichung 5.12 berechnet. Die Vorschrift für die Iteration lautet:

$$\begin{pmatrix} \alpha_{r,n} \\ \beta_{r,n} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \alpha_{r,n-1} \\ \beta_{r,n-1} \end{pmatrix} - \frac{\mathbf{f}}{\nabla \mathbf{f}} . \quad (5.36)$$

Der Abbruch der Iteration wird durch eine vorgegebene maximale Differenz von  $\mathbf{p}_{sp,n-1}$  und  $\mathbf{p}_{sp,n}$  bestimmt. Somit kann nun der Vektor zum spekularen Punkt angegeben werden. Die Ermittlung des spekularen Punkts auf einer Kugel kann analog durchgeführt werden und soll daher hier nicht näher erläutert werden. Nähere Angaben hierzu finden sich in Anhang D.

### Weitere Berechnungen

Weiterhin werden beim Aktivieren des bistatischen Radar-Moduls weitere Überprüfungen durchgeführt. Dabei wird u. a. untersucht, ob der spekulare Punkt von der gewählten Bodenstation aus sichtbar ist und in einem vorher definierten Zielgebiet liegt. Zusätzlich werden mit den im Start-GUI des RSS vorgenommenen Mindest-Anforderungen, wie z. B. die minimale Länge eines Messzeitraumes vor und nach Erreichen des spekularen Punkts (nur bei inertialer Ausrichtung der Raumsonde) oder der minimale Winkel der Raumsonde über dem Horizont am Ort des spekularen Punkts, weitere ungeeignete Zeiträume aussortiert. Des Weiteren werden die zur Lieferung an die ESA notwendigen *Request-Files* ausgegeben, welche einige Werte beinhalten, die die zu erwartende Qualität der Messung beschreiben. Dazu gehören u. a.:

- Name der Zielregion,
- Geographische Länge und Breite des spekularen Punkts,
- Einfallswinkel des Radio-Signals am Ort des spekularen Punkts,
- Abstand der Raumsonde zum spekularen Punkt,
- Abschätzung der ausgeleuchteten Region im X-Band,
- Notwendiger Rotationswinkel, den die Raumsonde bei einer Drehung aus der Erd-Richtung überstreichen muss,
- Geschwindigkeit des spekularen Punkts auf der Oberfläche sowie
- Winkel zwischen der negativen X-Achse der Raumsonde (entgegengesetzt zur Ausrichtung der HGA) und der Sonnenrichtung (zur Abschätzung von Aufheizraten der Raumsonde),

### 5.4.8 Doppler-Modul

Der Dopplereffekt tritt in der Raumfahrt auf, wenn sich Sender und Empfänger einer elektromagnetischen Welle, z. B. ein Satellit und eine Bodenstation der Erde, relativ zueinander bewegen (s. a. Kapitel 2.5). Dadurch verschieben sich die Frequenzen sowohl bei *One-Way*- als auch bei *Two-Way*-Signalen in Abhängigkeit von der Relativgeschwindigkeit von Sender und Empfänger. Mit Hilfe dieses messbaren Dopplereffektes wird im Allgemeinen die Relativgeschwindigkeit zwischen der Bodenstation auf der Erde und einem Satelliten berechnet. Da die Geschwindigkeiten sehr groß sind und das Signal einen nicht zu vernachlässigenden Weg durch das Gravitations-Potential der Sonne zurücklegt, müssen für genaue Berechnungen relativistische Effekte berücksichtigt werden. Auch die unterschiedlichen Gravitations-Potentiale der Planeten spielen zusätzlich eine zu berücksichtigende Rolle. Besonders zu erwähnen sind hier auch die Einflüsse der variierenden Erdrotation, Präzession, Nutation und Polbewegung, die einen nicht zu vernachlässigen Effekt auf die Doppler-Werte haben. Diese Effekte sind bereits ausführlich in Kapitel 4.3 beschrieben worden und gehen in die Berechnung der theoretischen Doppler-Werte, den sog. Doppler-Vorhersagen, mit ein.

Die so bestimmten Doppler-Vorhersagen beinhalten allerdings bewußt nicht Effekte beim Durchdringen der Erd-Atmosphäre, da diese durch die Angabe von aktuellen meteorologischen Daten der Bodenstation getrennt berechnet werden und von der Frequenz des Signals abhängen. Die Ergebnisse, die der Dopplereffekt liefert, können genutzt werden, um Aussagen über die Atmosphäre eines Planeten zu treffen, durch dessen Atmosphäre das Signal läuft. Dies geschieht durch Auswertung der Residuen, d. h. den Vergleich berechneter Doppler-Vorhersagen mit den gemessenen wahren Doppler-Werten.

### Berechnung theoretischer Doppler-Vorhersagen

Auf die genaue Herleitung der Formel für den relativistischen Doppler-Effekt wird an dieser Stelle verzichtet. Die angegebene Formel und Hinweise auf die Herleitung, sowie weiterführende Literatur zu diesem Thema können [Sch96], [HEH<sup>+</sup>03], [Häu04b], [Häu04c], [Häu02], [Sof89], [Ash03], [Tip94] und [Sch02] entnommen werden. Die Formel, die im Doppler-Modul umgesetzt wurde, lautet:

$$\frac{\Delta f}{f_S} = 1 - \frac{1 - \mathbf{n} \cdot \boldsymbol{\beta}_E + \frac{1}{2} \beta_E^2 - \frac{\Phi_E}{c^2}}{1 - \mathbf{n} \cdot \boldsymbol{\beta}_S + \frac{1}{2} \beta_S^2 - \frac{\Phi_S}{c^2}} . \quad (5.37)$$

Die Formelzeichen haben dabei folgende Bedeutung:

- $\Delta f$  ist die Doppler-Frequenzverschiebung mit  $\Delta f = f_S - f_E$ , wobei  $f_S$  die Frequenz beim Senden und  $f_E$  die Frequenz beim Empfang des Signals bezeichnet.
- $\mathbf{n}$  ist der normierte Vektor von Sender zum Zeitpunkt der Aussendung zu Empfänger zum Zeitpunkt des Empfangs, d. h. in Ausbreitungsrichtung des Signals. Er beinhaltet neben der Lichtlaufzeit die Verzögerung bedingt durch Effekte der Allgemeinen Relativitäts-Theorie.
- $\beta_S$  ist die normierte Geschwindigkeit des Senders mit  $\beta_S = \frac{\mathbf{v}_S}{c}$ , wobei  $\mathbf{v}_S$  die Geschwindigkeit des Senders zum Zeitpunkt der Aussendung ist.
- $\beta_E$  ist die normierte Geschwindigkeit des Empfängers mit  $\beta_E = \frac{\mathbf{v}_E}{c}$ , wobei  $\mathbf{v}_E$  die Geschwindigkeit des Empfängers zum Zeitpunkt des Empfangs ist.
- $c$  ist die Lichtgeschwindigkeit im Vakuum.
- $\Phi_S$  ist das Gravitations-Potential der Sonne und des Planeten, in dessen Einflussphäre sich der Sender befindet, mit  $\Phi_S = -\frac{\mu_\odot}{r_\odot} - \frac{\mu_p}{r_p}$ , wobei  $\mu_\odot$  und  $\mu_p$  die Gravitations-Parameter von Sonne bzw. Planet in den Abständen  $r_\odot$  und  $r_p$  zum Zeitpunkt der Aussendung darstellen.
- $\Phi_E$  ist das Gravitations-Potential der Sonne und des Planeten, in dessen Einflussphäre sich der Empfänger befindet, mit  $\Phi_E = -\frac{\mu_\odot}{r_\odot} - \frac{\mu_p}{r_p}$ , wobei  $\mu_\odot$  und  $\mu_p$  die Gravitations-Parameter von Sonne bzw. Planet in den Abständen  $r_\odot$  und  $r_p$  zum Zeitpunkt des Empfangs darstellen.

Alle Größen werden dabei im geozentrischen System zum Zeitpunkt der Aussendung und des Empfangs bestimmt, wobei sich der Zeitpunkt der Aussendung des Signals beim *One-Way*-Verfahren gegenüber dem *Two-Way*-Verfahren unterscheidet. Beim Gravitationspotential der Bodenstation muss zusätzlich das Zentrifugalpotential, das durch die Erddrehung entsteht, berücksichtigt werden [Ash03]:

$$\Phi_Z = -\frac{1}{2} \cdot \left( \omega_\oplus \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} - \varphi\right) \cdot r \right)^2 . \quad (5.38)$$

Dabei stellt  $\omega_\oplus$  die Winkelgeschwindigkeit der Erde in Radian pro Sekunde (s. a. Gleichung 4.49),  $\varphi$  die geographische Breite der Bodenstation und  $r$  die Entfernung vom Erdmittelpunkt zur Bodenstation dar.

Zur Veranschaulichung der verschiedenen Größen wurde als Beispiel die MARS EXPRESS Mission vom 26. September 2004 um 12 Uhr gewählt. Zu diesem Zeitpunkt haben die einzelnen Terme im UPLINK näherungsweise die in Tabelle 5.2 dargestellten Werte. Es wird deutlich, dass bei gesendeten Frequenzen im X-Band der Beitrag der Dopplerverschiebungen durch Gravitations-Potentiale (gravitative Rotverschiebung) etwa 100 Hz erreichen kann.

Alternativ kann innerhalb des RSS auch die folgende Gleichung, wie sie von [MA95] angegeben wird, zur Bestimmung des Dopplereffektes herangezogen werden:

$$\frac{\Delta f}{f_S} = 1 - \frac{\sqrt{1 - \beta_S^2} \cdot (1 - \beta_E \cdot \mathbf{n})}{\sqrt{1 - \beta_E^2} \cdot (1 - \beta_S \cdot \mathbf{n})} + \frac{\Phi_S}{c^2} - \frac{\Phi_E}{c^2} . \quad (5.39)$$

Beide Formeln stellen unterschiedliche Näherungen dar. Die Unterschiede der beiden Formeln liegen im Falle der MARS EXPRESS Mission maximal im Bereich von  $\Delta f/f_S = 10^{-13}$ . Bei einer eingesetzten Frequenz im X-Band kann dies eine Frequenzverschiebung  $\Delta f$  von bis zu wenigen Millihertz bewirken.

Term	Größenordnung	Einfluss im X-Band
$\mathbf{n} \cdot \boldsymbol{\beta}_E$	$\approx -2 \cdot 10^{-7}$	$\approx 10^3 \text{ Hz}$
$\mathbf{n} \cdot \boldsymbol{\beta}_S$	$\approx 7 \cdot 10^{-6}$	$\approx 10^5 \text{ Hz}$
$\frac{1}{2} \beta_E^2$	$\approx 3 \cdot 10^{-9}$	$\approx 10^1 \text{ Hz}$
$\frac{1}{2} \beta_S^2$	$\approx 5 \cdot 10^{-9}$	$\approx 10^2 \text{ Hz}$
$\frac{\Phi_E}{c^2}$	$\approx -6 \cdot 10^{-9}$	$\approx 10^2 \text{ Hz}$
$\frac{\Phi_S}{c^2}$	$\approx -1 \cdot 10^{-8}$	$\approx 10^3 \text{ Hz}$
$\frac{\Phi_Z}{c^2}$	$\approx -9 \cdot 10^{-13}$	$\approx 10^{-2} \text{ Hz}$

Tabelle 5.2: Veranschaulichung der verschiedenen Größen zur Berechnung der Doppler-Vorhersagen

### Relativistische Addition

Die relativistische Addition ergibt sich als Folge der Zeit- und Längendilatation in bewegten Bezugssystemen. Da nichts schneller sein kann als das Licht, muss dieser Erkenntnis auch bei der Addition zweier Geschwindigkeiten wie z. B. zur Bestimmung von  $\boldsymbol{\beta}_S$  und  $\boldsymbol{\beta}_E$  aus baryzentrischen Planetenbewegungen und planetozentrischen Sender- bzw. Empfänger-Bewegungen Rechnung getragen werden. Weil diese Effekte bei interplanetaren Missionen wie der MARS EXPRESS Mission im Millihertz-Bereich auftreten, wurden sie im RSS mit berücksichtigt ([BRF<sup>+</sup>98]):

$$\mathbf{v} = \frac{1}{\gamma_R(1 + \boldsymbol{\beta}_u \cdot \boldsymbol{\beta}_{v'})} \cdot [\mathbf{v}' + (\gamma_R - 1) \cdot (\mathbf{v}' \cdot \hat{\mathbf{u}}) \cdot \hat{\mathbf{u}} + \gamma_R \cdot \mathbf{u}] \quad (5.40)$$

mit

$$\gamma_R = \frac{1}{\sqrt{1 - \beta_u^2}} \text{ als Lorentzfaktor.} \quad (5.41)$$

Dabei haben die Größen folgende Bedeutung:

- $\mathbf{v}$  Geschwindigkeitsvektor gemessen im System S,
- $\mathbf{v}'$  Geschwindigkeitsvektor gemessen im System S',
- $\mathbf{u}$  Geschwindigkeitsvektor des Systems S' relativ zum System S,
- $\boldsymbol{\beta}_u$  Geschwindigkeitsvektor  $\mathbf{u}$  bezogen auf die Lichtgeschwindigkeit  $c$ ,
- $\boldsymbol{\beta}_v$  Geschwindigkeitsvektor  $\mathbf{v}$  bezogen auf die Lichtgeschwindigkeit  $c$ ,
- $\boldsymbol{\beta}_{v'}$  Geschwindigkeitsvektor  $\mathbf{v}'$  bezogen auf die Lichtgeschwindigkeit  $c$  und
- $\hat{\mathbf{u}}$  normierter Geschwindigkeitsvektor  $\mathbf{u}$ , d. h. Richtungsvektor des Geschwindigkeitsvektors  $\mathbf{u}$ .

Betrachtet man all diese Effekte zur Berechnung des Doppler-Effektes, können zur Auswertung des Experimentes entsprechende Ausgabe-Daten mit den Original-Daten der Messung verglichen werden.

### Genauigkeit der Doppler-Vorhersagen

Zur Untersuchung der Genauigkeit des Moduls wurden Doppler-Werte der Mission MARS EXPRESS vom 1. Juli 2004 herangezogen. Zu diesem Zeitpunkt weisen die vorhergesagten Doppler-Werte ein numerisches Rauschen von ca. 1 mHz auf, was einem Geschwindigkeitsfehler von  $35 \mu\text{m/s}$  entspricht. Unter Berücksichtigung der Standardabweichung kann man zudem feststellen, dass 68% ( $1\sigma$ ) der Werte innerhalb von 0,3 mHz bzw.  $11 \mu\text{m/s}$  Rauschen liegen.

Ein weitere Analyse der Genauigkeit kann durch die Auswertung der Doppler-Vorhersagen, also die Bestimmung der Frequenz-Residuen (s. a. Abbildung 5.12), erreicht werden. Am 24. Mai 2004 wurde die an der Bodenstation Madrid (DSS 65) gemessene Frequenz im X-Band während eines MARS EXPRESS Radio-Science-Experimentes im Zwei-Wege-Modus kurz vor Eintritt in die Mars-Ionosphäre mit den Doppler-Vorhersagen des Electrical Engineering Department der Stanford University und des RSS verglichen. Dabei lässt sich deutlich erkennen, dass die Qualität der Vorhersagen des RSS nahe der Nulllinie liegt, während die Residuen der Stanford University eine Abweichung von ca.  $169\text{ mHz}$  zeigen. Jedoch ist in beiden Datensätzen ein linearer Trend zu erkennen, was auch für die hohe Qualität der Doppler-Bestimmung mit Hilfe des RSS spricht.

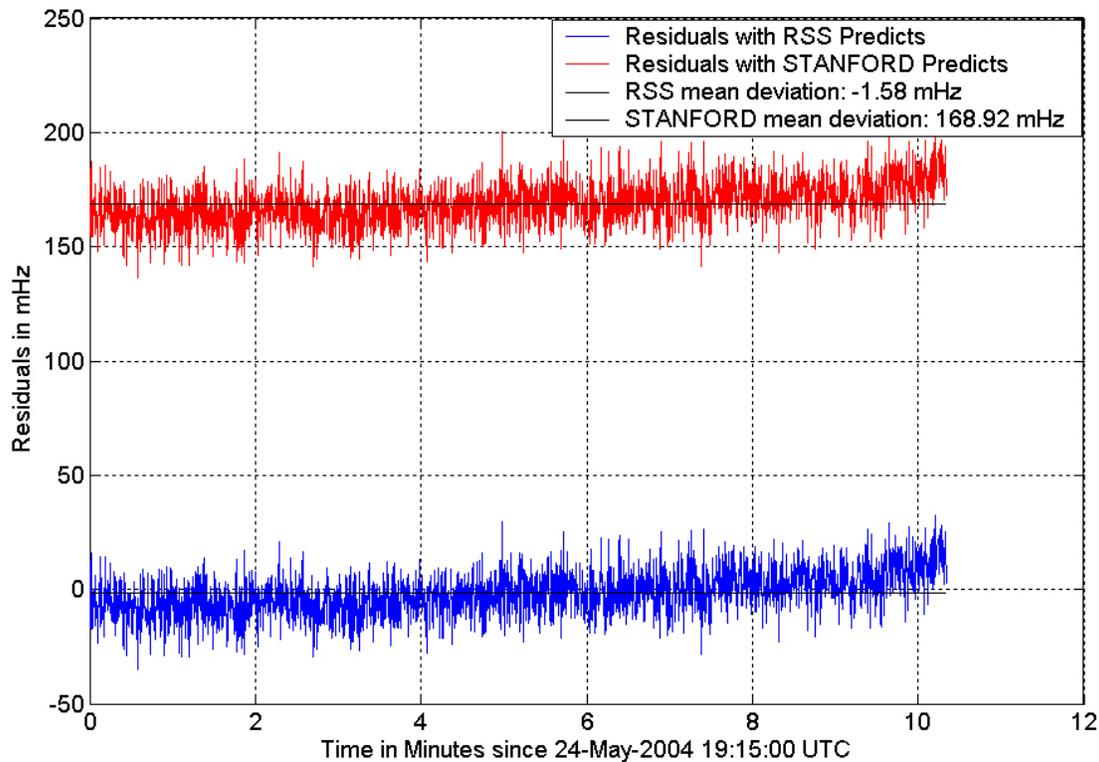


Abbildung 5.12: *Frequenz-Residuen im X-Band des MARS EXPRESS Radio-Science Experimentes gemessen am 24. Mai 2004. Auswertung der Daten mit Doppler-Vorhersagen des RSS bzw. des des Electrical Engineering Department der Stanford University*

Die auftretenden Abweichungen und Ungenauigkeiten sind durch nicht berücksichtigtes interplanetares Plasma und die Effekte der Erdatmosphäre, Fehler bei der Bestimmung der genauen Umlaufbahn der Raumsonde, Messungenauigkeiten sowie numerische Fehler im Grenzbereich der MATLAB-Genauigkeit (15 signifikante Stellen) zu erklären. Weitere Beispiele berechneter Doppler-Vorhersagen für die Auswertung des MARS EXPRESS Radio-Science-Experiments (MarS) finden sich in Kapitel 6.7.

### 5.4.9 Fly-By-Modul

Das Fly-By-Modul wurde für die Identifizierung von Vorbeifügen der MARS EXPRESS Raumsonde an den Marsmonden Phobos- (s. Abbildung 5.13) und Deimos entwickelt. Es bestimmt Annäherungen unterhalb eines vom Nutzer angegebenen Mindestabstandes. Die Programmierung dieses Moduls folgt dabei den in [JSC89] modellierten Umlauf-

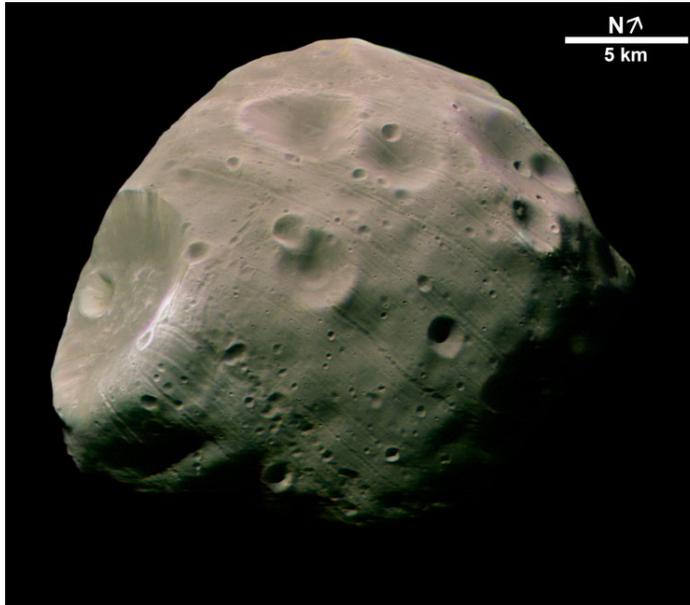


Abbildung 5.13: *Der Mars-Mond Phobos aufgenommen von der HRSC-Kamera an Bord der Raumsonde MARS EXPRESS (Copyright ESA/DLR/FU Berlin, G. Neukum) [DLR04]*

bahnen der beiden Marsmonde. In dieser Arbeit sind entsprechende Angaben zu den Bahnelementen sowie ihrer Änderungsraten angegeben. Dabei gehen Beobachtungen von der Erde sowie von Mars-Satelliten aus in die Modellierung ein und wurden entsprechend ihrer Genauigkeit gewichtet. Die Angabe der Genauigkeit des Modells ist schwierig, da bisher nur wenige Positionsbestimmungen der Mars-Monde durchgeführt wurden. Es wird jedoch von einem maximalen Fehler von  $15\text{ km}$  für Phobos und  $12\text{ km}$  für Deimos ausgegangen [JSC89].

Die Orbitalelemente Phobos und Deimos wurden bzgl. dem in der Orbitebene des Mondes mitdrehenden Koordinatensystem beschrieben (s. a. Tabelle 5.3) und können mit Hilfe der fiktiven sog. Laplace-Ebene in das Koordinatensystem des mittleren Erdäquators von 1950 überführt werden. Die Laplace-Ebene ist so definiert, dass sich in ihr alle angreifenden Störkräfte gegenseitig aufheben und ist damit die mittlere Umlaufbahn eines Himmelskörpers, die sich im Gegensatz zu realen Bahn nicht ändert. Die verschiedenen Koordinatensysteme sowie die benötigten Winkel sind in Abbildung 5.14 skizziert.

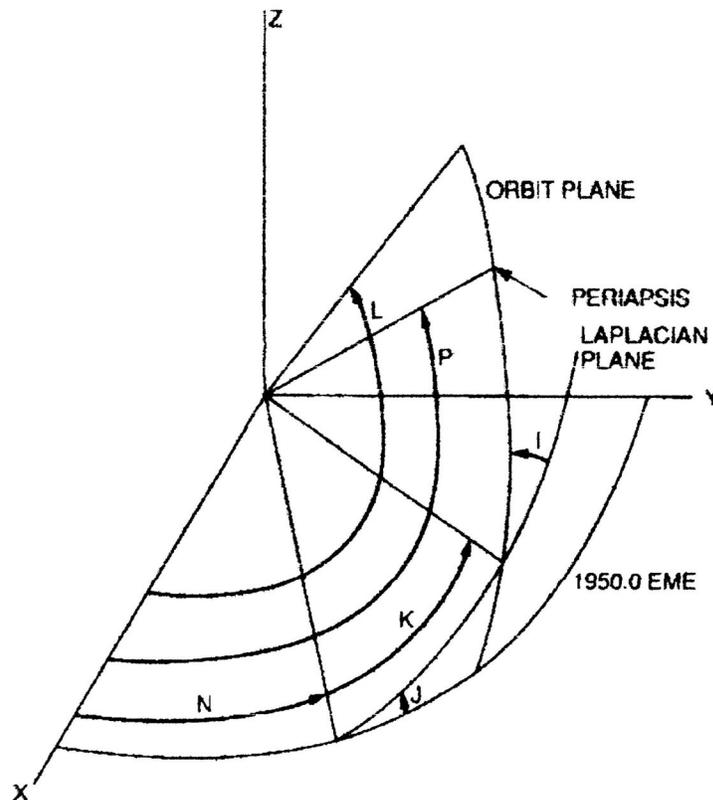


Abbildung 5.14: Lage der Koordinatensysteme zur Bestimmung der Orbitalelemente von Phobos nach [JSC89]

Große Halbachse [km]	a	9377,241
Exzentrizität [-]	e	0,015107
Inklination zur Laplace-Ebene [°]	I	1,082
Mittlere Länge zur Epoche [°]	L	138,003
Änderung der mittleren Länge [°/Tag]	LR	1128,844407
Beschleunigung der mittleren Länge [°/Tag <sup>2</sup> ]	LA	$0,93600 \cdot 10^{-8}$
Länge des Perizentrums [°]	P	46,085
Änderung der Länge des Perizentrums [°/Tag]	PR	0,435047897
Länge des Knotens der Laplace-Ebene [°]	K	209,682
Änderung der Länge des Knotens der Laplace-Ebene [°/Tag]	KR	-0,436014608
Länge des Knotens der Laplace-Ebene auf dem Erdäquator [°]	N	47,405
Änderung der Länge des Knotens auf der Laplace-Ebene [°/Tag]	NR	$-0,89202 \cdot 10^{-5}$
Inklination der Laplace-Ebene gegenüber des Erdäquators [°]	J	37,262
Änderung der Inklination der Laplace-Ebene [°/Tag]	JR	$0,45685 \cdot 10^{-5}$

Tabelle 5.3: Bahndaten des Mondes Phobos nach [JSC89]

Mit Hilfe verschiedener Rotationen kann nun die Position  $\mathbf{r}_{1950}$  von Phobos im mittleren Erd-Äquatorsystem von 1950 bestimmt werden:

$$\mathbf{r}_{1950} = \mathbf{R}_z(-N) \mathbf{R}_x(-J) \mathbf{R}_z(-K) \mathbf{R}_x(-I) \mathbf{R}_z(N + K - P - a) \boldsymbol{\rho} , \quad (5.42)$$

wobei  $\mathbf{R}_x$  und  $\mathbf{R}_z$  die Rotationsmatrizen um die X- bzw. Z-Achse mit den angegebenen Winkeln darstellen.  $\boldsymbol{\rho}$  beschreibt den Ortsvektor des Mondes im mitdrehenden Orbitssystem, der sich wie folgt bestimmen lässt:

$$\boldsymbol{\rho} = \begin{pmatrix} r \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} , \quad (5.43)$$

wobei  $r$  der radiale Abstand zum Mittelpunkt des Zentralkörpers ist und mit

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \theta} \quad (5.44)$$

berechnet werden kann, wenn die Große Halbachse  $a$  und die Exzentrizität  $e$  bekannt sind. Die Wahre Anomalie  $\theta$  kann über die Mittlere Anomalie  $M$  bzw. Exzentrische Anomalie  $E$  in Abhängigkeit der Ephemeridenzeit  $T_{eph}$  und dem Gravitations-Parameter  $\mu$  mit Hilfe der Keplergleichung iterativ bestimmt werden:

$$\theta = 2 \cdot \operatorname{atan}\left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \cdot \tan\frac{E}{2}\right) \quad \text{und} \quad (5.45)$$

$$M = E - e \sin E = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}(T_{eph} - t_{begin}) , \quad (5.46)$$

wobei  $M = L - P$  nach Tabelle 5.3 und  $t_{begin}$  dem 1. Januar 1950 um 0 Uhr entspricht. Da die MARS EXPRESS Positionen im Erdäquator-System des Jahres 2000 angegeben werden, ist eine weitere Transformation in dieses Koordinatensystem notwendig (s. a. Kapitel 4.3.1).

Im Rahmen des MARS EXPRESS Radio-Science-Experimentes (MaRS) wurden mehrere Phobos-Vorbeifüge mit Hilfe des RSS identifiziert. U. a. die Annäherungen am 30. Mai und 9. Juni 2005 im Abstand von 319 km bzw. 305 km flossen in die Missionsplanung der ESA mit ein.

#### 5.4.10 Lageregelungs-Modul

Das Lageregelungs-Modul dient zur Berechnung der Lagewinkel der Sonde während einer Simulation. Dabei soll berücksichtigt werden, dass Radio-Signale in Planeten-Atmosphären und -Ionosphären gebrochen werden. Damit das Signal die Erde dennoch erreicht, muss die Antenne an Bord der Raumsonde entsprechend vorgehalten werden. Zu diesem Zweck werden verschiedene Koordinatensysteme definiert. Es gibt hierbei zwei Klassen von Koordinatensystemen: Referenz-Koordinatensysteme und *Pointing*-Koordinatensysteme. Die Referenz-Koordinatensysteme beschreiben das Bezugssystem auf das sich die angegebenen Lagewinkel beziehen während die *Pointing*-Koordinatensysteme die einzunehmende Ausrichtung angeben, wie z. B. ein Koordinatensystem, dessen x-Achse immer auf die Erde gerichtet ist. Zum Vergleich sind in Tabelle 5.4 alle Koordinatensysteme des Lageregelungs-Moduls zusammengefasst. Im Kernstück des Lageregelungs-Moduls werden die verschiedenen Koordinatensysteme in Subsystemen definiert. Dieser modulare Aufbau ermöglicht ein leichtes Erweitern durch neuen Koordinatensysteme. Dadurch ist es möglich, die Eulerwinkel bzw. die Quaternionen zu bestimmen. Zusätzlich hat man die Möglichkeit, den Einbauwinkel der Antenne zu berücksichtigen. Beispiel-Rechnungen dieses Moduls werden in Kapitel 6.3 und 6.8 dargestellt.

Die Referenz-Koordinatensysteme des Lageregelungs-Moduls	
<b>Name im Modul</b>	<b>Orbital Frame</b>
x-Achse	$E_1$ wird durch die Tangente am Orbit gebildet
y-Achse	$E_2$ ist definiert als $E_1 \times E_3$
z-Achse	$E_3$ zeigt zum Planeten-Mittelpunkt
<b>Name im Modul</b>	<b>Initial Body Frame</b>
x-Achse	$E_1$ ist die Normale auf der Fläche, die gegenüber der Seite mit der HGA liegt
y-Achse	$E_2$ ist definiert als $E_1 \times E_3$
z-Achse	$E_3$ ist die Normale auf der Fläche, die gegenüber der Seite mit dem Adapter für die Trägerrakete liegt
<b>Name im Modul</b>	<b>Occultation Entry Based Coordinate System</b>
x-Achse	$E_1$ zeigt von der Sonde zur Erde
y-Achse	$E_2$ steht senkrecht auf den Vektoren zur Erde und zur Sonne
z-Achse	$E_3$ ist definiert als $E_1 \times E_2$
<b>Name im Modul</b>	<b>J2000 EME</b>
x-Achse	$E_1$ zeigt in Richtung des Frühlingspunktes
y-Achse	$E_2$ ist definiert als $E_1 \times E_3$
z-Achse	$E_3$ zeigt zum Nordpol
Die <i>Pointing</i> -Koordinatensysteme des Lageregelungs-Moduls	
<b>Name im Modul</b>	<b>Nadir Pointing Frame</b>
x-Achse	$E_1$ wird durch die Tangente am Orbit gebildet
y-Achse	$E_2$ ist definiert als $E_1 \times E_3$
z-Achse	$E_3$ zeigt zum Planeten-Mittelpunkt
<b>Name im Modul</b>	<b>Earth Pointing Frame</b>
x-Achse	$E_1$ zeigt von der Sonde zur Erde
y-Achse	$E_2$ steht senkrecht auf den Vektoren zur Erde und zur Sonne
z-Achse	$E_3$ ist definiert als $E_1 \times E_2$
<b>Name im Modul</b>	<b>Earth Pointing Ray-Corrected Frame</b>
x-Achse	$E_1$ zeigt in Antennenrichtung
y-Achse	$E_2$ steht senkrecht auf dem planetozentrischen Positionsvektor der Raumsonde und $E_1$
z-Achse	$E_3$ definiert als $E_1 \times E_2$
<b>Name im Modul</b>	<b>Specular Point Looking Frame</b>
x-Achse	$E_1$ zeigt auf den spekularen Punkt
y-Achse	$E_2$ steht senkrecht auf dem planetozentrischen Positionsvektor der Raumsonde und $E_1$
z-Achse	$E_3$ definiert als $E_1 \times E_2$

Tabelle 5.4: Die Koordinatensysteme des Lageregelungs-Moduls

## Verwendung von Quaternionen

Quaternionen wurden zur mathematischen Beschreibung von Drehbewegungen erstmals bei der Skylab Mission verwendet. Bei der Benutzung von Quaternionen muss die Reihenfolge der Drehungen bzw. die Drehsequenz nicht beachtet werden. Eine Einführung in die Theorie der Quaternionen ist in [Ham69], [Sch85] und [Sid97] zu finden.

Eine Quaternion besteht aus zwei Elementen – Vektor und Skalar. Vektor und Skalar werden als hyperkomplexe Summe geschrieben, wobei unterschiedliche Schreibweisen möglich sind [Häu04a]:

$$\tilde{\mathbf{q}} = \mathbf{q} + \delta = q_1 \cdot \mathbf{i} + q_2 \cdot \mathbf{j} + q_3 \cdot \mathbf{k} + q_4 = \{\mathbf{b}, b_0\} . \quad (5.47)$$

Die Größen  $q_1 \cdot \mathbf{i}$ ,  $q_2 \cdot \mathbf{j}$  und  $q_3 \cdot \mathbf{k}$  stellen hierbei den vektoriellen Anteil und  $q_4$  den skalaren Anteil der Quaternion dar. Dabei können die Eulerparameter  $q_1$ ,  $q_2$ ,  $q_3$  und  $q_4$  als Komponenten einer Quaternion  $\tilde{\mathbf{q}}$  betrachtet werden. Über die Definition der Eulerparameter lassen sich die Komponenten der Quaternion bestimmen:

$$\begin{aligned} q_1 &= \mathbf{e}_x \sin \frac{\Psi_q}{2} , \\ q_2 &= \mathbf{e}_y \sin \frac{\Psi_q}{2} , \\ q_3 &= \mathbf{e}_z \sin \frac{\Psi_q}{2} , \\ q_4 &= \cos \frac{\Psi_q}{2} . \end{aligned} \quad (5.48)$$

In diesem Fall rotiert man mit dem Winkel  $\Psi_q$  um den Einheitsvektor  $\mathbf{e}$ . Da eine Drehung auch mittels einer Matrix beschrieben werden kann, muss sich die Quaternion auch mit Hilfe der Richtungscosinusmatrix bestimmen lassen. Dabei gilt nach [Häu04a]:

$$\begin{aligned} q_1 &= \frac{1}{4 q_4} (R_{23} - R_{32}) , \\ q_2 &= \frac{1}{4 q_4} (R_{31} - R_{13}) , \\ q_3 &= \frac{1}{4 q_4} (R_{12} - R_{21}) , \\ q_4^2 &= \frac{1}{4} (1 + R_{11} + R_{22} + R_{33}) . \end{aligned} \quad (5.49)$$

$R_{ij}$  sind dabei die Elemente der Richtungscosinusmatrix  $\tilde{\mathbf{R}}$ . Die Drehung eines Vektors  $\mathbf{r}_{q,0}$  in den Vektor  $\mathbf{r}_q$  mit Hilfe der Quaternion  $\tilde{\mathbf{q}}$  ist folgendermaßen definiert:

$$\mathbf{r}_q = \tilde{\mathbf{q}} \mathbf{r}_{q,0} \tilde{\mathbf{q}}^{-1} . \quad (5.50)$$

Mehrere Drehungen können über das Produkt der jeweiligen Quaternionen beschrieben werden:

$$\tilde{\mathbf{q}}_3 = \tilde{\mathbf{q}}_2 \tilde{\mathbf{q}}_1 . \quad (5.51)$$

Für die Bestimmung der Drehung gilt [Häu04a]:

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_q &= \tilde{\mathbf{q}} \mathbf{r}_{q,0} \tilde{\mathbf{q}}^{-1} \\ &= \mathbf{r}_{q,0} \cos \Psi_q + \mathbf{e}_q (\mathbf{e}_q \cdot \mathbf{r}_{q,0}) (1 - \cos \Psi_q) + (\mathbf{e}_q \times \mathbf{r}_{q,0}) \sin \Psi_q . \end{aligned} \quad (5.52)$$

Aus der Quaternion lässt sich die Drehmatrix bestimmen über:

$$\tilde{\mathbf{R}} = \begin{pmatrix} q_4^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 + q_3 q_4) & 2(q_1 q_3 - q_2 q_4) \\ 2(q_1 q_2 - q_3 q_4) & q_4^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 + q_1 q_4) \\ 2(q_1 q_3 + q_2 q_4) & 2(q_2 q_3 - q_1 q_4) & q_4^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{pmatrix} . \quad (5.53)$$

## Lageregelungs-Manöver

In [Rem04] konnten beispielhaft für die Venus Brechungsindizes als Funktion der Höhe bestimmt werden. Damit konnten weiterhin die Strahlenwege berechnet werden, auf denen Radiowellen die Bodenstation erreichen können. Dazu wurde die kugelförmig modellierte Venusatmosphäre in Zonen mit konstantem Brechungsindex und konstanter Dicke aufgeteilt. Die maximale Atmosphärenhöhe wurde mit 250 km angenommen. Bei Verwendung dieses Schichtmodells ändert sich der Brechungsindex nur mit der Höhe.

Der aus diesem Modell gewonnene Datensatz enthält ca. 250.000 Strahlengänge und ist im RSS gespeichert. Darin enthalten ist u. a. der Winkel  $\tau$ , der die Brechung zwischen eingehendem und ausgehendem Strahl angibt. Zusätzlich werden zur Berechnung der Antennenrichtung noch die Position der Erde und die Position der Raumsonde in planetozentrischen Koordinaten benötigt [HEH<sup>+</sup>03].

Aus diese Daten kann nun die Antennenrichtung wie folgt berechnet werden: Die Strahlenwege, die aus der Datendatei gelesen wurden, werden so gedreht, dass alle ausgehenden Strahlen die Erde erreichen. Der Strahl mit der geringsten Distanz zur Raumsonde, wie in Abbildung 5.15 gezeigt, wird als Richtungsvektor der Antenne  $e_a$  verwendet [HEH<sup>+</sup>03].

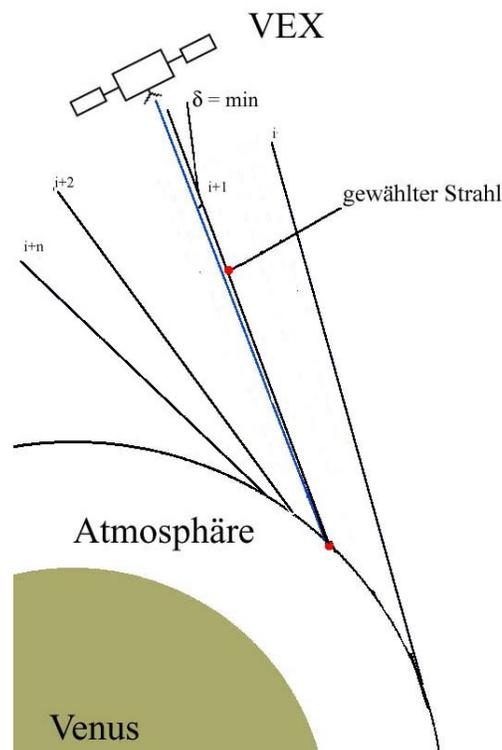


Abbildung 5.15: Abbildung der Strahlgeometrie und die Auswahl des Strahles

Sollte die Antennenachse nicht mit der körperfesten x-Achse zusammenfallen, benötigt man die Einbauwinkel. Diese Einbauwinkel werden als Eulerwinkel angegeben, welche die Drehung der Antennenachse gegenüber den körperfesten Achsen beschreiben. Aus den Eulerwinkeln lässt sich die Transformationsmatrix  $\tilde{\mathbf{R}}_a$  berechnen. Für die gedrehte Antennenrichtung gilt:

$$\mathbf{e}_{a,corr} = \tilde{\mathbf{R}}_a \cdot \mathbf{e}_a \quad . \quad (5.54)$$

Die berechnete Antennenrichtung liegt in planetozentrischen Daten vor. Für die Bestimmung der Lagewinkel wird jedoch ein anderes Referenzsystem verwendet. Zu Beginn der Okkultation  $t = t_0$  kann dazu z. B. das Referenzsystem  $S_I$  mit Ursprung in der Raumsonde wie folgt definiert werden [HEH<sup>+</sup>03]:

- $\mathbf{E}_1$  zeigt in Erdrichtung
- $\mathbf{E}_2$  steht senkrecht auf den Vektoren zur Sonne und zur Erde ( $\mathbf{E}_1$ )
- $\mathbf{E}_3$  bildet mit  $\mathbf{E}_1$  und  $\mathbf{E}_2$  ein Rechtssystem

Zu Beginn einer Okkultation ist die HGA zunächst auf die Erde gerichtet.

$$\mathbf{e}_{HGA} = \mathbf{e}_{a,corr}(t_0) = \mathbf{E}_1 \quad . \quad (5.55)$$

Da sich zu Zeiten  $t > t_0$  die Antennenrichtung  $\mathbf{e}_{a,corr}(t)$  von der x-Achse  $\mathbf{E}_1$  unterscheidet, muss die Richtung der HGA  $\mathbf{e}_{HGA}$  in die Antennenrichtung  $\mathbf{e}_{a,corr}$  gedreht werden, was leicht mit Quaternionen beschrieben werden kann:

$$\mathbf{e}_{a,corr}(t) = \tilde{\mathbf{q}}(t) \mathbf{E}_1 \mathbf{q}^{-1}(t) \quad . \quad (5.56)$$

Durch die Gleichung

$$\dot{\tilde{\mathbf{q}}} = \frac{1}{2} \tilde{\omega}_I \tilde{\mathbf{q}} \quad (5.57)$$

lassen sich zusätzlich mit der schiefsymmetrischen Matrix

$$\tilde{\omega}_I = \begin{pmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y & \omega_x \\ -\omega_z & 0 & \omega_x & \omega_y \\ \omega_y & -\omega_x & 0 & \omega_z \\ -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z & 0 \end{pmatrix} \quad (5.58)$$

die Winkelgeschwindigkeiten bestimmen. Der Winkelgeschwindigkeitsvektor  $\boldsymbol{\omega}_I$  im Referenzsystem  $S_I$  lässt sich durch die zugeordnete Quaternion  $\tilde{\omega}_I$  bestimmen. Dabei findet keine Drehung um die x-Achse selbst statt, so dass  $q_1$  bzw.  $\omega_x$  grundsätzlich gleich Null sind.

Zur Approximation komplexer Funktionen oder Datensequenzen wie der Lageregelung eines Satelliten in einem bestimmten Zeitraum werden in der Raumfahrttechnik auch Tschebyscheff-Polynome verwendet. Insbesondere bei der Approximation von Datensequenzen besitzen die Tschebyscheff-Polynome Vorteile gegenüber anderen Verfahren. Dadurch reichen bei der gebräuchlichen Verwendung von Polynomen 6. Grades bereits sechs Koeffizienten für jedes Element der Quaternion aus, um die Drehbewegungen der Raumsonde während eines Zeitraumes genügend genau beschreiben zu können. Die Verwendung von Tschebyscheff-Polynomen wird im Anhang F näher beschrieben.

Die Komponenten  $q_k(t)$  ( $k = 1,2,3,4$ ) der Quaternion  $\tilde{\mathbf{q}}$  werden im Modul nun mit Hilfe dieser Tschebyscheff-Polynome approximiert (vgl. Gleichung F.9):

$$q_k = \sum_{j=0}^{N-1} c_j^{(k)} T_j \left( \frac{2t - t_b - t_a}{t_b - t_a} \right) - \frac{1}{2} c_0 \quad . \quad (5.59)$$

Hierbei ist  $t_a$  der Beginn der Okkultation, während  $t_b$  das Ende der Okkultation darstellt. Da die Quaternionen nur zu diskreten Zeitpunkten vorliegen, die nicht zwangsläufig mit den Nullstellen der Tschebyscheff-Polynome übereinstimmen, müssen diese Punkte

interpoliert werden. Hierzu werden im RSS kubische Spline-Funktionen verwendet. Zur Bestimmung der Winkelgeschwindigkeiten wird  $\ddot{\mathbf{q}}$  benötigt. Die Komponenten von  $\ddot{\mathbf{q}}$ ,  $\dot{q}_k(t)$  ( $k = 1,2,3,4$ ), lassen sich über Gleichung F.13 bestimmen zu:

$$\dot{q}_k = \sum_{j=1}^{N-1} \frac{c_j^{(k)} \cdot j}{1 - \left(\frac{2t - (t_b + t_a)}{t_b - t_a}\right)^2} \cdot \frac{2}{t_b - t_a} \cdot \left[ \frac{2t - (t_b + t_a)}{t_b - t_a} T_j \left(\frac{2t - (t_b + t_a)}{t_b - t_a}\right) - T_{j+1} \left(\frac{2t - (t_b + t_a)}{t_b - t_a}\right) \right]. \quad (5.60)$$

Damit kann die gesamte Okkultation beschrieben werden. Die im RSS berechneten und als Tschebyscheff-Polynome vorliegenden Lagewinkel und Winkelgeschwindigkeiten können nun zur Beantragung und Planung von Okkultations-Experimenten herangezogen werden. Analog kann die Berechnung auch für bistatische Radar-Experimente genutzt werden. Dadurch ist sichergestellt, dass trotz atmosphärischer Brechung die von der Raumsonde ausgesendeten Radio-Signale die Bodenstation auf der Erde erreichen. Die Genauigkeit der Berechnungen zur Ausrichtung der Raumsonde sollte mindestens  $0,01^\circ$  betragen, da dies die von der Raumsonde MARS EXPRESS oder *Venus Express* einstellbare Ausrichtgenauigkeit darstellt. Die Angabe ist jedoch vor allem bei Nutzung der Venus-Modellatmosphäre nur schwer möglich.

#### 5.4.11 Kometen- und Asteroiden-Simulation

Der RSS besitzt eine Kometen- und Asteroiden-Datenbank, mit der es möglich ist, auch Orbit- und Lande-Simulationen bei kleinen Himmelskörpern durchzuführen. Diese Datenbank enthält jeweils die folgenden Angaben für einen Himmelskörper:

- Kometennummer im RSS
- Halbachsen des Ellipsoids in *km* in der Reihenfolge (x,y,z), wobei z die Rotationsachse darstellt
- Potentialkoeffizienten zur Beschreibung des Gravitationsfeldes des Kometen
- Dichte des Kometen in *kg/m<sup>3</sup>*
- Rotationsgeschwindigkeit um die z-Achse des Kometen in *s<sup>-1</sup>*
- Epoche des Periheldurchgangs des Kometen
- Winkel zur Beschreibung der Lage des Kometen im Raum
- Ausströmgeschwindigkeit der Wassermoleküle
- Klassische Orbitparameter

Da in einem Orbit um einen Körper mit sehr geringer Gravitationswirkung auch Störkräfte, die im Falle von Planeten z. T. vernachlässigt werden können, relativ großen Einfluss haben, muss die ungestörte Bewegungsgleichung in der Simulation um verschiedene Störterme erweitert werden. Außerdem spielen bei Kometen auch Ausgasungen von Wasser und Spurengasen eine Rolle, die je nach Annäherung des Körpers an die Sonne unterschiedlich aktiv sind. Neben den Gasproduktionsraten sind auch Form und Rotationsrate des Kometen bei der Modellierung der verschiedenen Störbeschleunigungen wichtig. Die einzelnen Modelle für die verschiedenen Störanteile sollen hier nicht weiter

erläutert werden. Es wird im Folgenden jedoch auf die genutzte Fachliteratur hingewiesen. Die im RSS umgesetzte Bewegungsgleichung lautet demnach wie folgt:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3} \cdot \mathbf{r} + \mathbf{a}_{grav} + \mathbf{a}_{sol} + \mathbf{a}_{rad} + \mathbf{a}_{wind} + \mathbf{a}_{koma} \quad (5.61)$$

Die einzelnen Terme dieser Gleichung haben folgende Bedeutung:

- $-\frac{\mu}{r^3} \cdot \mathbf{r}$ : Zweikörperproblem, bei dem Sonde und Komet als Punktmasse angenommen werden;  $\mathbf{r}$  stellt den Abstandsvektor der beiden Punktmassen dar,  $\mu$  ist der Gravitations-Parameter des Kometen
- $\mathbf{a}_{grav}$ : Störbeschleunigung durch das Gravitations-Potential des ausgedehnten Zentralkörpers u. a. nach [GB01]
- $\mathbf{a}_{sol}$ : Störbeschleunigung durch die Sonnengravitation u. a. nach [BMW71] sowie [Val01]
- $\mathbf{a}_{rad}$ : Störbeschleunigung durch die Sonnenstrahlung u. a. nach [GMP96]
- $\mathbf{a}_{wind}$ : Störbeschleunigung durch den Einfluss des Sonnenwindes u. a. nach [BC94] sowie [Ivo98]
- $\mathbf{a}_{koma}$ : Störbeschleunigung durch die Koma des Kometen u. a. nach [Sch01], [Ben99a], [SS99] sowie [Mül99]

Nach erfolgter Orbitsimulation stehen dem Anwender u. a. folgende Ausgabemöglichkeiten zu Verfügung:

- Orbitparameter als Funktion der Zeit
- Position der Sonde bzgl. des Kometen
- Geschwindigkeitsprofil als Funktion der Zeit
- Störbeschleunigungen als Funktion des Orbitradius
- Störbeschleunigungen als Funktion der wahren Anomalie
- Störbeschleunigungen als Funktion des Sonnenabstandes

Wurde eine Landesimulation durchgeführt, können zusätzlich folgende Daten ausgegeben werden:

- Position des Landers bezüglich des Kometen
- Sinkgeschwindigkeiten des Landers als Funktion der Zeit

Es stehen weiterhin verschiedene Möglichkeiten zur grafischen Ausgabe zur Verfügung, die in Benutzeroberflächen ausgewählt werden können. Diese werden z. T. in Kapitel 6.9 gezeigt.

An die Genauigkeit des Moduls werden weniger hohe Ansprüche gestellt als bei anderen Berechnungen des RSS, da die Untersuchungen nur einen generellen Überblick zu den möglichen Missions-Szenarien geben sollen. Durch die Verwendung zahlreicher physikalischer Modelle und die nur wenig bekannten Orbitalelemente der Kometen- und Asteroiden können hier nur bedingt genaue Ergebnisse erzielt werden.

### 5.4.12 Atmosphären-Eintritts-Modul

Das Atmosphären-Eintritts-Modul des RSS ermöglicht es, den Eintritt einer Landeinheit in die Marsatmosphäre bis hin zu seiner Landung zu simulieren. Dies beinhaltet sowohl die Abbremsung durch die Atmosphäre als auch die Abbremsung mit Hilfe eines Fallschirms und/oder mittels Bremsraketen sowie die Berechnung des Widerstandskoeffizienten und eine Untersuchung des auf den Eintrittskörper wirkenden Wärmestromes. Mit Hilfe einer Monte-Carlo-Simulation können sowohl der Landeplatz als auch die möglichen Abweichungen berechnet werden. Unter Zurückgreifen auf die Klimadatenbank des Mars (MCD - *Mars Climate Database*) (s. a. Kapitel 5.5.2) kann der genaue Anströmzustand des Eintrittskörpers simuliert werden. Dadurch lassen sich Eintrittsbahnen und Landepunkte unter realen Annahmen sehr genau abschätzen. Zusätzlich ist das Modul in der Lage, den statischen Auftrieb für spezielle Eintrittsmissionen zu berechnen. Bei entsprechender Wahl der Eingabeparameter ist auch die Simulation eines *Aerobraking*-Manövers in der Atmosphäre möglich.

Das Atmosphären-Eintritts-Modul nutzt zahlreiche Gleichungen zur Bestimmung der Eintrittsbahn und der auftretenden Kräfte, die hier jedoch nicht im einzelnen beschrieben werden sollen. Die exakte Bewegungsgleichung für einen Raumflugkörper, der in eine Atmosphäre eintritt, in der der Druck exponentiell mit der Höhe abnimmt, sowie die Berechnung weiterer notwendiger aerodynamische Parameter kann z. B. [And85] und [Han88] entnommen werden. Hier finden sich auch Angaben zur Berechnung des Wärmestromes und Wärmeüberganges, die durch [Str78] ergänzt werden. Ballistische Parameter und Reibungskoeffizienten für den Abstieg am Fallschirm sind in [MS99] zu finden. Die Angabe der Genauigkeit des Moduls ist durch die verschieden genau angebbaren Parameter sowie durch die Modell-Atmosphäre nur bedingt möglich.

Die Ausgabe des Moduls enthält u. a. die Beschleunigung, Geschwindigkeit und Machzahl gegenüber Zeit und Höhe. Weiterhin kann der Flugbahnwinkel, der Wärmefluss sowie die aufgenommene Wärme angegeben werden.

### 5.4.13 Antriebs-Modul zur Optimierung der Trajektorie

Da es die Radio-Science-Technik erlaubt, Gravitationsfelder von Himmelskörpern im Detail zu untersuchen, ist es wünschenswert, schon bei der Planung von Missionen eine für diese Messmethode optimale Flugbahn zu finden, die möglichst präzise wissenschaftliche Ergebnisse garantiert. Dazu wurde im Orbit-Modul (s. a. Kapitel 5.4.2) des Radio-Science-Simulators (RSS) ein Antriebs-Modul integriert, das unter Verwendung eines geeigneten Optimierungs-Programmes die Sondentrajektorie in hinreichender Entfernung durch das Gravitationsfeld des zu untersuchenden Objektes führt. Dabei sollen geeignete Korrektur-Manöver mit Hilfe von Triebwerken durchgeführt werden. Das Modul verfügt über ein Optimierungs-Verfahren, das den optimalen Zeitpunkt des Manövers ermittelt, um dadurch die Vorbeiflughöhe zwischen Raumsonde und Zielobjekt zu minimieren. Das Steuerungssystem ist für jegliche Orbitformen und -ausrichtungen anwendbar. Realisiert wird dies durch zwei unterschiedliche Steuerstrategien, die beide auf das gradientenfreie Optimierungsprogramm EXTREM nach Jacob [Jac82] zur Minimumsuche zurückgreifen. Die Genauigkeit dieses Moduls liegt in derselben Größenordnung wie der des Orbit-Moduls, da diese Berechnungen zur Trajektorie der Raumsonde benötigt werden.

Das Modul konnte seine Leistungsfähigkeit u. a. bei der Demonstration von möglichen Vorbeiflug-Manövern während der ROSETTA Mission an den Asteroiden Lutetia und Steins, an dem Kometen Churyumov-Gerasimenko sowie einer Phobos-Passage während der MARS-EXPRESS Mission zeigen (s. a. Kapitel 6.9). Zudem kann das Modul zur Planung von sog. *Gravity Assist* Manövern eingesetzt werden, bei denen durch einen

Impulsaustausch zwischen Himmelskörper und Raumsonde, die Bahnform verändert werden kann, um z. B. weit entfernte Ziele im Sonnensystem zu erreichen. Die Optimierung derartiger Flugbahnen wurde ebenfalls im Rahmen von Untersuchungen der ROSETTA Mission mit Hilfe des RSS durchgeführt.

Bei der Optimierung von Trajektorien beliebiger Start- und Zielorbits handelt es sich um ein komplexes Problem mit vielen lokalen Extrema. Eine analytische Berechnung durch ein Gradientenverfahren ist sehr aufwendig oder nicht möglich. Aus diesem Grund muss eine gradientenfreie Methode angewendet werden, welche von der Eigenschaft profitiert, dass sie keine Ableitungen der Gütefunktion benötigt, um ein Optimum zu finden. Diese Eigenschaft bietet das Verfahren EXTREM nach Jacob [Jac82]. Der Vorteil dieses Optimierungsverfahrens besteht darin, dass auf Grund der hohen Flexibilität in der Formulierung der Gütefunktionen sich dieser Algorithmus auf einen breiten mathematisch- naturwissenschaftlichen Problembereich anwenden lässt. Des Weiteren ist eine relativ schnelle Konvergenz und einfache Bedienbarkeit des Verfahrens gegeben. Jedoch ist EXTREM stark abhängig von den Anfangswerten und Hauptsuchrichtungen, was bei verschiedenen Berechnungen mit Hilfe dieses Verfahrens innerhalb des RSS demonstriert werden konnte.

Um die Trajektorie der Sonde zu optimieren, müssen zunächst die nichtlinearen Differentialgleichungen ermittelt werden, welche die Relativbewegung zwischen der Raumsonde und dem *Fly-By*-Objekt beschreiben. Es handelt sich hierbei um eine restringierte Dreikörperbewegung. Als Annahmen gelten dabei, dass Sonde und Objekt Massenpunkte sind und dass sich das Objekt auf einem elliptischen Orbit um die Sonne befindet. Es werden Trägheitskräfte, Gravitationskräfte und Triebwerkskräfte berücksichtigt. Der Schubvektor geht als Störterm in die Differentialgleichungen ein und wird durch zwei Schubwinkel charakterisiert. Durch die Einführung der Schubwinkel wird es möglich, die Schubrichtungen unabhängig voneinander zu modifizieren.

Bei dem zu lösenden Gleichungssystem handelt es sich um sechs gekoppelte nichtlineare Differentialgleichungen, die in zwölf gekoppelte Beziehungen transformiert werden müssen, um numerisch gelöst werden zu können. Um eine Optimierung durchzuführen, muss die sog. Gütefunktion unter Nebenbedingungen minimiert werden. Die Optimierungsroutine berechnet iterativ, ausgehend von gegebenen Anfangswerten, das diesen Werten nächstgelegene Maximum einer Funktion oder eines Funktionals. Diese Gütefunktion kann multivariabel und gegebenenfalls durch beliebig viele Nebenbedingungen beschränkt sein. Ausgehend von den gewählten Anfangswerten, welche Schätzwerte der exakten Lösung bilden, muss im Rahmenprogramm zusätzlich eine sogenannte Hauptsuchrichtung festgelegt werden. Die Optimierungsroutine sucht im ersten Abschnitt das Extremum entlang dieser vorgegebenen Richtung.

Nach dem Start des Verfahrens wird zunächst aus den Anfangswerten der Gütefunktionswert bestimmt. Hierbei wird geprüft, ob die Startwerte die Nebenbedingungen verletzen. Ist dies nicht der Fall, so erfolgt der erste Suchschritt für das Extremum entlang der Hauptsuchrichtung. Nach jedem Schritt wird der Wert der Gütefunktion mit den neuen Koeffizienten berechnet. Hierbei wird stets untersucht, ob diese Koeffizienten die Nebenbedingungen erfüllen. Bei einer Verletzung dieser Beschränkung war dieser Suchschritt nicht zulässig und die Suche wird in die entgegengesetzte Richtung mit halber Schrittweite fortgesetzt. Wird jedoch keine Grenze überschritten, stellt der Algorithmus fest, ob der neue Gütefunktionswert kleiner oder größer als der vorhergehende ist. So wird entlang der bestehenden Suchrichtung weiter verfahren, bis der extremale Wert entlang der Hauptsuchrichtung ermittelt ist. Anschließend wird eine Nebensuchrichtung eingeschlagen, welche mit Hilfe einer Gram-Schmidt-Orthogonalisierungs-Prozedur rechtwinklig zur Hauptsuchrichtung definiert wird. In dieser Richtung wird in analoger Weise

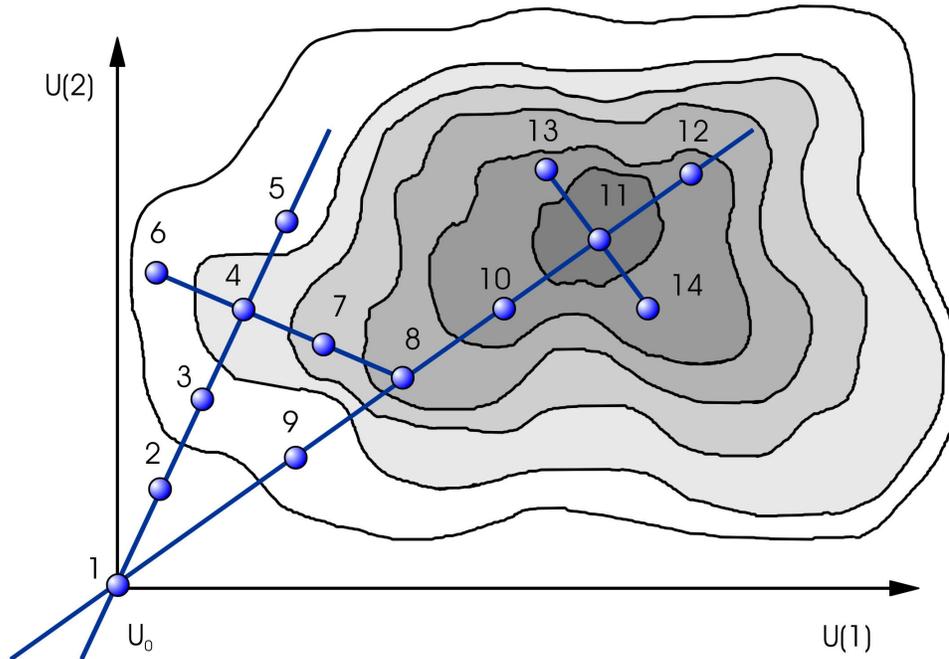


Abbildung 5.16: Schematische Darstellung des Optimierungsalgorithmus

mit gleicher Schrittweite weitergesucht. Ist auch hier wiederum ein extremaler Wert gefunden, so ist dieser das lokale Extremum der ersten Optimierungsstufe.

In der zweiten Stufe legt das Programm eine zweite Hauptsuchrichtung fest, die durch den optimalen Wert der ersten Stufe verläuft. Entlang dieser Richtung wird die erläuterte Vorgehensweise wiederholt. Dieses Näherungsverfahren wird erst abgebrochen, wenn die Differenz zweier aufeinander folgender Gütefunktionswerte eine zuvor festgelegte Toleranz unterschreitet oder die Höchstgrenze der erlaubten Iterationen überschritten ist. Der resultierende Gütewert ist das lokale Minimum bzw. Maximum der Funktion bei gegebenen Anfangswerten und Nebenbedingungen. Dieses Verfahren wird nochmals in Abbildung 5.16 illustriert.

Innerhalb des Antriebs-Moduls werden zwei unterschiedliche Strategien zur Optimierung der Trajektorie verfolgt. Bei der kombinierten Steuermethode wird zunächst ein Inklinations-Manöver im Knoten der Sondenbahn durchgeführt. Hierzu erfolgt ein Freiflug bis zum aufsteigenden Knoten. Anschließend wird das Triebwerk gezündet, um die Inklination zu reduzieren. Ziel dieses Manövers ist es, die Bahn in den Zielorbit zu legen und somit ein Transfer ähnlich dem Hohmann-Manöver zu starten. Für das Inklinations-Manöver wird erwartungsgemäß viel Treibstoff benötigt, wodurch die kombinierte Steuermethode vorwiegend bei schwach inklinierten Orbits Anwendung findet. Im Gegensatz dazu wird bei der direkten Steuermethode keine Inklinations-Änderung im Knoten vorgenommen. Es wird vielmehr durch zweckmäßige Approximation der Anfangswerte ein direkter Transfer ermöglicht. Diese Methode wird bei stark inklinierten Orbits verwendet.

Bei der Initialisierung der Routine werden zunächst Anfangswerte bestimmt, die für die spätere Optimierung benötigt werden. Die zu bestimmenden Anfangswerte sind die Freiflug- und Brennzeiten, sowie die Schubwinkel des Triebwerks. Bei der Berechnung dieser Anfangswerte hat der Benutzer die Möglichkeit, über eine Benutzeroberfläche minimale und maximale Zeiten anzugeben, innerhalb derer der Transfer durchgeführt werden soll.

Die Trajektorien von Sonde und Rendezvous-Objekt und somit der Gütefunktionswert werden durch Epemeridenberechnung bestimmt. Hierzu werden die Bewegungsgleichungen gelöst. In Brennphasen bestimmt die Optimierungsprozedur die Beschleunigung der Sonde mit Richtung und Betrag. Das zeitliche Intervall der jeweiligen Phase wird ebenfalls durch das Optimierungsverfahren festgelegt. Auf diese Weise alternieren Freiflug- und Beschleunigungsabschnitte. Ergebnisse dieses Moduls werden ausführlich in [Lie05] dargestellt.

## 5.5 Ausgewählte Funktionen des RSS

Im Radio-Science-Simulator (RSS) stehen neben den in Kapitel 5.4 vorgestellten Modulen weitere Auswerteverfahren zur Verfügung, für die kein eigenes Modul notwendig ist. Diese sollen in den folgenden Kapiteln kurz erläutert werden.

### 5.5.1 Auswertung von Gravitations- sowie Sonnenkorona-Experimenten

Die Routinen zur Bestimmung von möglichen Gravitations-Anomalie- sowie Sonnenkorona-Experimenten analysieren mit Hilfe der ausgegebenen Sichtbarkeitszeiträume, Perizentrumslagen und Planetenkonstellationen je nach Anforderung des Benutzers die geeigneten Messzeiträume. Dabei sucht das Programm zur Bestimmung von Gravitations-Messzeiträumen diejenigen Perizentrumslagen, die innerhalb einer vorher definierten Zielregion liegen und die zusätzlich von der gewählten Bodenstation aus sichtbar sind. Der entsprechende Messzeitraum beginnt in der Regel 20 Minuten vor der Perizentrums-Passage und endet 20 Minuten danach. Sollte die Sichtbarkeit während dieses Zeitraumes beginnen oder enden, wird er entsprechend gekürzt. Jedoch wird sichergestellt, dass die Perizentrums-Passage selbst immer durchflogen wird, um so sicherzustellen, dass die nächste Annäherung an den Planeten erreichen wird. Um das globale Gravitationsfeld eines Himmelskörpers zu untersuchen, können weiterhin auch Messzeiträume im Apozentrum ausgegeben werden, die sich nicht nach speziellen Zielregionen richten. Hier wird ausschließlich die Sichtbarkeit von der gewählten Bodenstation aus überprüft. Ähnlich arbeitet die Funktion zur Bestimmung von Zeiträumen für Sonnenkorona-Experimenten. Befindet sich die Raumsonde innerhalb eines festgelegten Winkelabstandes (in der Regel drei Grad) zur Sonne, werden entsprechende Ausgaben geschrieben. Je nach Wahl des Nutzers können sich diese Messzeiträume über den gesamten sichtbaren Orbit ausdehnen oder werden auf das Apozentrum der Bahn beschränkt.

### 5.5.2 Datenbestände zum Mars-Klima

Bei verschiedenen Phasen von Raumfahrtmissionen, z. B. bei Landemanövern oder sehr niedrigen Orbitbahnen, kann es zu einem Kontakt des Flugkörpers mit der Atmosphäre von Planeten kommen. Diese beeinflusst das Verhalten des Raumfahrzeugs u. U. erheblich. Auch Brechung und Ablenkung des von der Raumsonde zur Erde gesendeten Radiosignales wird durch die Atmosphäre des Planeten verursacht und kann bei Planeten mit sehr dichter Hülle zu weitreichenden Konsequenzen bei der Planung von Radio-Science-Missionen führen. Diese sind in die Planung der Missionen einzubeziehen. Deshalb sind theoretische Vorhersagen über erwartete Zustände der Atmosphäre am jeweiligen Ort des Raumflugkörpers bzw. auf dem Weg des Radiosignals für die Missionsplanung von Bedeutung. Im Rahmen der Entwicklung des RSS wurde daher zunächst die MCD integriert. Grundlage dieser Einbindung in den RSS bildet die Entwicklung des Laboratoire de

Meteorologie Dynamique in Paris in Zusammenarbeit mit der ESA, dem Atmospheric, Oceanic and Planetary Physics Department der Oxford University, dem Instituto de Astrofísica de Andalucía in Granada und dem Centre National D'Etude Spatiale mit Hauptsitz ebenfalls in Paris. Die von diesen Instituten erstellte Datenbank enthält Atmosphärenwerte, die mit der Hochleistungssimulation General Circulation Model (GCM) ermittelt wurden. Das der Datenbank zugrunde liegende Modell wurde durch bisher vorliegende Beobachtungen der Marsatmosphäre bestätigt und gibt die zum jetzigen Zeitpunkt besten bekannten Daten und physikalischen Gesetze der Marsatmosphäre wieder. In diesem Modell werden u. a. Strahlungseffekte innerhalb der Marsatmosphäre durch Kohlendioxid, Wasserdampf, Mineralstaub, Eispartikel und Kohlendioxid-Eispartikel sowie Wärmeleitungseigenschaften des Bodens, Konvektion,  $CO_2$ -Kondensation und -Sublimation durch physikalische Modelle und Messergebnisse berücksichtigt. Der Aufbau der MCD wird in [LCR<sup>+</sup>99] näher erläutert. Die Datenbank greift bei der Simulation auf die bis heute genaueste Datenbank der Marsumgebung zurück und kann somit für alle Wetterverhältnisse bis hin zu globalen Staubstürmen Daten zur Verfügung stellen. Sogar jahreszeitliche und örtliche Schwangungen der Atmosphäre sowie durchschnittliche Windgeschwindigkeiten werden berücksichtigt. Im Rahmen der Entwicklung des RSS gelang die Konvertierung des vorhandenen Atmosphärenmodells für den Planeten Mars auf Windows-basierte Systeme sowie die Einbindung in die MATLAB-Umgebung. Damit unterstützen diese Datenbestände verschiedene Module des RSS wie das Atmosphären-Eintritts-Modul (s. Kapitel 5.4.12).

### 5.5.3 Simulation einer Mission mit dem RSS

Der RSS benötigt in seiner Grundversion ca. 65 MB Speicherplatz. Darin enthalten sind u. a. die Datensätze zur Bestimmung der Ephemeriden (s. a. Kapitel 5.4.3) mit einem Datenvolumen von knapp 25 MB sowie die RSS-Bibliothek mit verschiedenen Funktionen, die etwa 7 MB Speicherplatz einnimmt. Der RSS ist voll funktionstüchtig, sobald die Ordner `Installation`, `RSS_Library` und `RSS_Simulator` in das Verzeichnis `C:\RSS` oder `D:\RSS` kopiert werden. Das MATLAB-Skript `matlabrc.m` im MATLAB-Installationsverzeichnis muss zusätzlich durch die gleichnamige Datei im Ordner `Installation` ersetzt werden. Beim Start von MATLAB wird nun der RSS automatisch gestartet und in das RSS-Stammverzeichnis gewechselt. Wird die Klima-Datenbank des Mars (s. a. Kapitel 5.5.2) benötigt, so muss der entsprechende Ordner (ca. 930 MB) zusätzlich in das RSS-Verzeichnis kopiert werden. Orbit-Daten der ESA befinden sich in den Ordnern `DDID_raw` und `DDID_Database`.

Nach Start des RSS durch den Befehl `simrss` wird der Nutzer je nach Wahl der Module in der Haupt-Benutzeroberfläche des RSS (s. a. Abbildung 5.1), durch weitere Eingabe-Oberflächen geführt, um die notwendigen Start-Parameter einzugeben. Dazu gehören u. a. die Auswahl der Bodenstation, des Zeitraumes, von gewünschten Ausgabe-Daten und -Grafiken sowie die Genauigkeit und maximale Schrittweite der Rechnung. Es ist auch möglich, mehrere Simulationen mit diesen Eingabe-Parametern zu starten – der sog. *Multiple Simulation Option* –, wobei der Nutzer eine Liste von Zeiträumen, Bodenstationen und Orbit-Files angibt, die dann nacheinander abgearbeitet werden. Für bestimmte Rechnungen kann statt der variablen Schrittweite auch eine feste Schrittweite eingestellt werden. Ebenso können spezielle Blöcke zur genauen Identifizierung von Nulldurchgängen, die z. B. bei der Bestimmung von Okkultations-Zeitpunkten benötigt werden, deaktiviert werden, um eine Erhöhung der Rechengeschwindigkeit zu erreichen. Dabei ist zu beachten, dass die Genauigkeit u. a. von Sichtbarkeitszeitpunkten nur im Bereich der aktuellen Schrittweite liegt. Die Rechenzeit variiert stark je nach Wahl der

Module. Auf einem modernen PC mit einem 3,5 GHz-Prozessor kann eine vollständige Planungs-Simulation für einen einmonatigen Missionszeitraum und einer Schrittweite von 180 s mit allen verfügbaren Modulen in ca. 2 Stunden beendet werden. Dabei werden Ausgabe-Dateien mit einem Volumen von bis zu 5 MB angelegt. Für eine Doppler-Vorhersage-Datei (s. a. Kapitel 5.4.8) über einen Zeitraum von 30 Minuten mit einer Schrittweite von 1 s werden nur wenige Minuten benötigt.

#### 5.5.4 Erstellung von theoretischen Vorhersagen zur Auswertung der Messergebnisse

Neben der Planung von Messzeiträumen zur Durchführung der Experimente ist der Radio-Science-Simulator (RSS) weiterhin in der Lage, wichtige Beiträge zur späteren Analyse der Radiosignale, wie sie von der jeweiligen Bodenstation aufgenommen werden, zu leisten. Aufgabe des RSS ist es, theoretische Vorhersagen über die

- Doppler-Beiträge für *Uplink* und *Downlink* inklusive Effekten der Allgemeinen und Speziellen Relativitätstheorie (s. a. Kapitel 5.4.8) sowie Lichtlaufzeiten (s. a. Kapitel 4.1.14),
- Höhe der Raumsonde über dem Planeten während jeder Okkultation (s. a. Kapitel 5.4.5) sowie
- Position und Winkelangaben der notwendigen Ephemeriden (s. a. Kapitel 5.4.3)

zu liefern. Dazu werden in der Regel nach Durchführung der Messung von der ESA rekonstruierte hochpräzise Orbit-Daten verwendet. Diese beinhalten das Gravitations-Potential des Planeten bis zu Grad und Ordnung 50. Nach Einlesen durch das Orbit-Modul und Interpolation der Position und Geschwindigkeit legen die entsprechenden Module sog. *Predict*-Files ab, wie in [Pät04a] definiert. Diese enthalten die in [Pät04b] definierten Angaben, wie z. B. Doppler-Werte für den *Uplink* und *Downlink*, Lichtlaufzeiten, Okkultations-Höhen sowie Planeten-Positionen. So können u. a. aus der Differenz zwischen der an der Bodenstation gemessenen Empfangsfrequenz und der aus den Vorhersagen berechneten Frequenz (s. a. Anlage E) wissenschaftliche Aussagen z. B. über Planeten-Atmosphären oder die Sonnenkorona getroffen werden.

#### 5.5.5 Auswertung der Simulation

Nachdem die SIMULINK-Simulation im Rahmen des Radio-Science-Simulators (RSS) abgeschlossen ist, folgt eine Auswertung der Ergebnisse. Dabei werden die abgespeicherten Daten weiterverarbeitet. Dieses Vorgehen optimiert enorm Rechengeschwindigkeit und Speicherbedarf des Simulators, da während der eigentlichen Simulation nur die absolut notwendigen Parameter berechnet und gespeichert werden. Alle weiteren Auswertungen werden im Anschluss je nach Wahl der Module und gemäß der Anforderungen des Benutzers durchgeführt. Dies hat zur Folge, dass Berechnungen für Sonnenkorona- und Gravity-Experimente vollständig aus dem SIMULINK-Modell ausgegliedert wurden und erst nach Beendigung der Simulation durchgeführt werden. Ein weiterer Vorteil dieser Vorgehensweise besteht darin, dass z. T. bestimmte nachträglich geänderte Parameter erneut ausgewertet werden können, ohne dass eine weitere vollständige Simulation erforderlich wird.

### 5.5.6 Erstellung von Requests

Als weiteren bedeutenden Bestandteil enthält der Radio-Science-Simulator (RSS) die Möglichkeit zur Erstellung von sog. *Requests* (MREQ), wie sie für die Beantragung von Messzeiträumen im Rahmen von ESA-Missionen notwendig sind. Dabei werden die während der Simulation identifizierten optimalen Messzeiträume jeweils einzeln für die Radio-Science-Experimente Okkultation, bistatisches Radar, Gravitations-Anomalien, Sonnenkorona sowie Vorbeiflüge an Himmelskörpern mit von der ESA spezifizierten zusätzlichen Angaben in eine Ausgabe-Datei geschrieben, wenn Sichtbarkeit von der Bodenstation vorliegt. So wurde u. a. vereinbart, dass als Zeitangabe die Orbitnummer sowie die Zeit in Minuten relativ zum aktuellen Perizentrum dieses Orbits herangezogen werden sollen. Weiterhin erhält die Datei Informationen zur Ausrichtung der Raumsonde (insbesondere bei bistatischem Radar) und über nutzbare Bodenstationen. Es steht dem Benutzer weiterhin für jedes dieser Experiment-*Requests* eine statistische Auswertung zur Verfügung, die z. B. über die Anzahl von Messzeiträumen über einem Zielgebiet informiert.

Ein weiteres Programm kann die nach Prioritäten gestaffelten Experimente bei Überschneidungen aussortieren und erstellt ein zusammenhängendes *Request-File*, das bei der ESA eingereicht werden kann. Auch hier steht dem Benutzer wiederum ein Statistik-File zur Verfügung. In diesem Programm ist auch die Möglichkeit gegeben, anstelle der relativen Zeitangaben bezüglich des Perizentrums absolute Zeiten anzugeben, so dass eine manuelle Bearbeitung des Files einfacher wird. Diese Ausgabe wird u. a. auch dazu genutzt, das sog. Logbuch des MARS EXPRESS Radio-Science (MaRS) Experimentes zu aktualisieren. Weiterhin können wahlweise Aufwärmphasen des Transponders an Bord, Zeiträume für notwendige Drehmanöver der Raumsonde sowie Kalibrierungsphasen der Bodenstation mit im *Request-File* angegeben werden, so dass eine vollständige Planung von Seiten der ESA möglich wird.

Die Abbildung 5.17 zeigt das grobe Flussdiagramm der Erstellung von *Request-Files* für verschiedene Radio-Science-Experimente aus den einzelnen Modulen des RSS.

Die Entscheidungs-Strukturen und Abläufe zur Verarbeitung des *Request-Files* zwischen dem *Radio Science Team* mit dem *Principle Investigator* (PI) an der Spitze des Experiments und der letztendlichen Durchführung an Bord der Raumsonde sowie der wissenschaftlichen Auswertung sind in Abbildung 5.18 beispielhaft skizziert. Dabei wird nach den Vorgaben des *Radio Science Teams* eine entsprechende Planungs-Simulation mit dem RSS gestartet. Die Ausgabe besteht aus dem *Request-File*, das nach Überprüfung hinsichtlich aktueller Missionskonflikte wie z. B. Wartungsarbeiten an der Bodenstation mit Hilfe des *MEX Instrument Resource Analyser* (MIRA) dann an das *Payload Operations Service* (POS) weitergeleitet wird. Das *Payload Operations Service* (POS) kann mit Hilfe des MIRA die Anfragen mit anderen Instrument-*Requests* abgleichen und Konflikte lösen. Das *European Space Operations Centre* (ESOC) enthält schließlich ein *Payload Pointing Request*, mit dessen Hilfe die notwendigen Operationen an Bord der Raumsonde durchgeführt werden. Anschließend werden dann die an der Bodenstation gemessenen und abgespeicherten Daten über das ESOC dem *Radio Science Team* zur Verfügung gestellt. Der RSS erstellt mit Hilfe des Doppler-Moduls (s. a. Kapitel 5.4.8) *Predicts*, d. h. theoretische Vorhersagen für Doppler- und Range-Werte. Diese werden dann zur wissenschaftlichen Auswertung mit den wahren Messwerten verglichen.

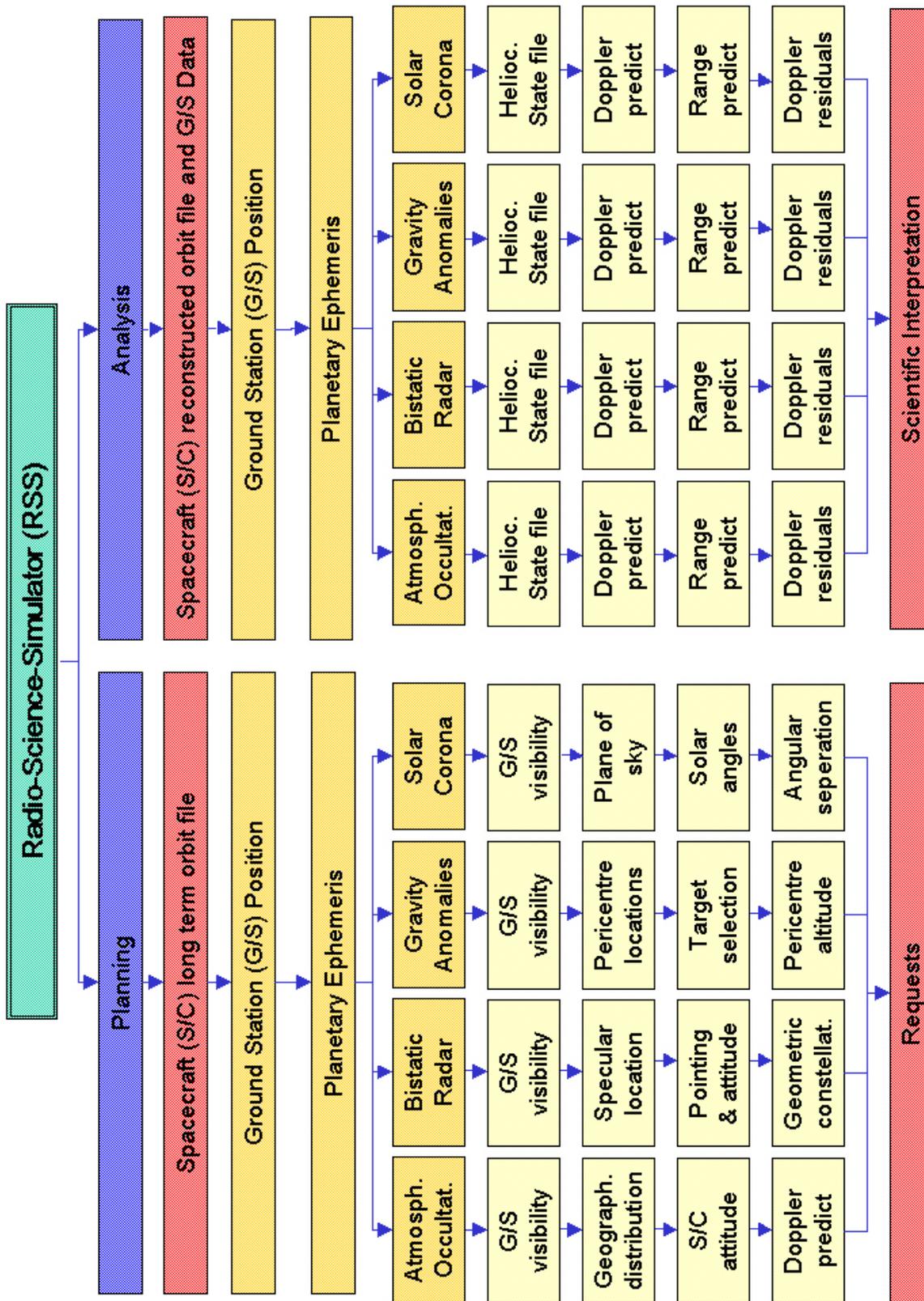


Abbildung 5.17: Flussdiagramm zur Erstellung von Request-Files für verschiedene Radio-Science-Experimente aus den einzelnen Modulen des RSS

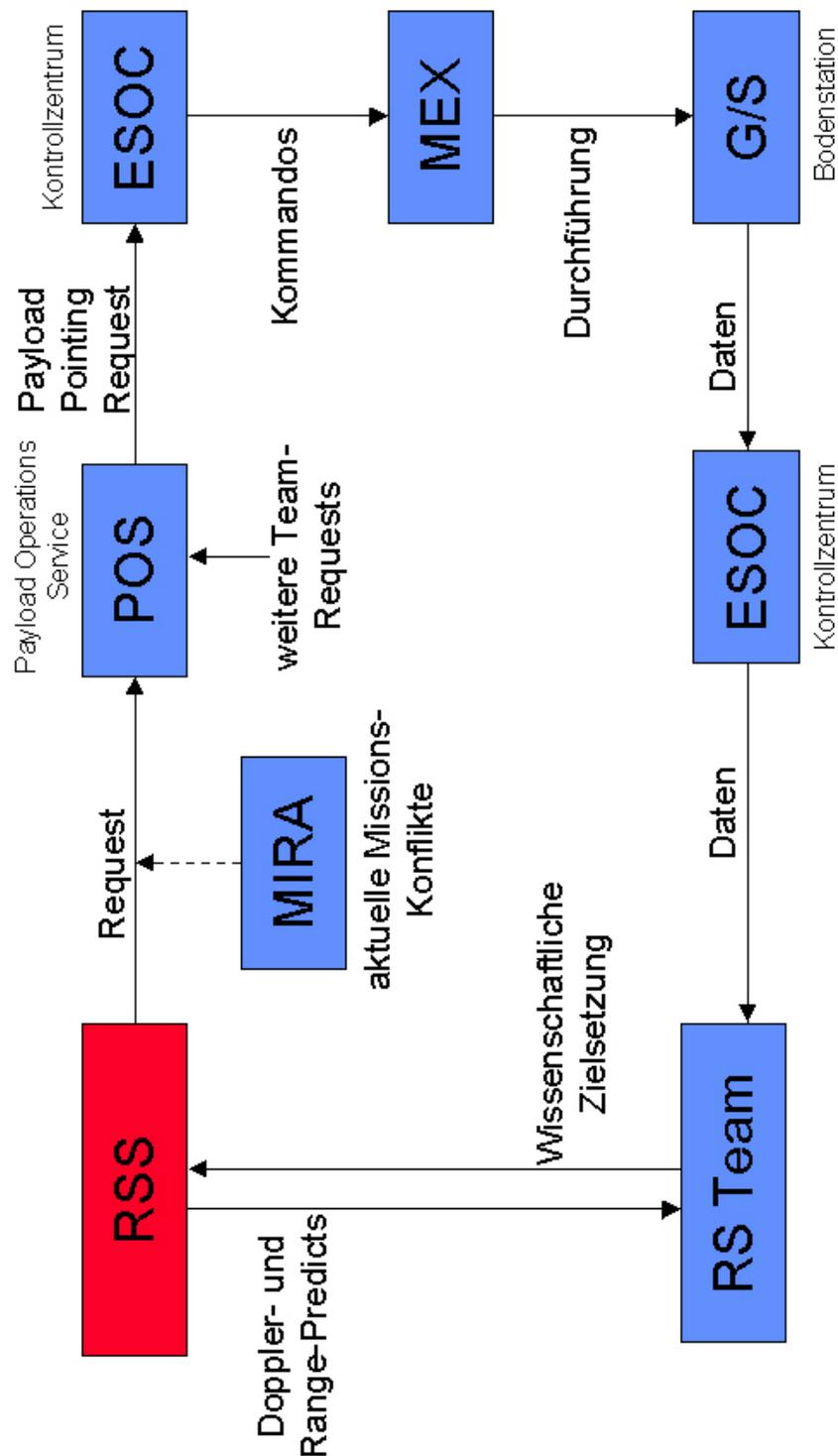


Abbildung 5.18: Entscheidungs-Strukturen und Abläufe zur Verarbeitung des Request-Files (MREQ) zwischen dem Radio Science Team, dem Payload Operations Service (POS) und der letztendlichen Durchführung durch das European Space Operations Centre (ESOC) sowie die Datenrückführung an das Experiment-Team.

## 6 Validierung und Ergebnisse ausgewählter Missions-Szenarien

In diesem Kapitel sollen beispielhaft Ergebnisse des Radio-Science-Simulators (RSS) anhand verschiedener Missionen wie MARS EXPRESS, ROSETTA und VENUS EXPRESS dargestellt werden, um die Leistungsfähigkeit dieser Planungs-, Simulations- sowie Auswertungs-Software zu demonstrieren.

### 6.1 Validierung von Berechnungen mit dem RSS

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurden zahlreiche grundlegende Berechnungen des RSS u. a. mit Hilfe des sog. SPICE-Softwarepaket des JPL (s. a. Kapitel 5.3) validiert. Als Validierungs-Berechnungen wurden im wesentlichen die separate Bestimmung von Okkultations-Zeitpunkten ausgewählt. Denn für diese Berechnung werden die Position von Raumsonde, Zielplanet und Bodenstation auf der Erde benötigt die aus verschiedenen SPICE-Datensätzen gelesen werden können, so dass eine Überprüfung verschiedener grundlegender Module des RSS ermöglicht wird. Weiterhin wurden Sichtbarkeitszeiträume von Bodenstationen sowie Planeten-Ephemeriden validiert. Diese Berechnungen konnten die fehlerfreien und hochpräzisen Methoden des RSS bestätigen.

### 6.2 Okkultations-Messungen

Während der MARS EXPRESS Mission wurden mit Hilfe des RSS bereits zahlreiche Okkultations-Perioden identifiziert, die entsprechenden Zeiträume bei der ESA beantragt und später durchgeführt. Die Abbildung 6.1 zeigt anhand der Okkultations-Perioden während des Jahres 2005 die geographische Breite von Ein- und Austritt aus der Okkultation, Länge der Verdeckung, Sonnenstand und Jahreszeit sowie die Position der Okkultation im Orbit der Raumsonde. Es wird deutlich, dass besonders während der letzten Okkultations-Periode des Jahres 2005 nahezu sämtliche geographischen Breiten sondiert werden können, wobei sich der Eintritt in die Okkultation fast ausnahmslos auf der nördlichen Hemisphäre befindet. Im Gegensatz dazu liegt der Austrittspunkt auf der Südhalbkugel des Planeten. Die maximale Verdeckungszeit beträgt schon nach wenigen Tagen nach Beginn der Periode etwa 100 Minuten, um danach zunächst langsam wieder abzunehmen. Durch die besondere Konstellation zwischen Mars und Erde steigt die Okkultationsdauer später wieder an, was zu einer ungewöhnlich langen Okkultations-Periode führt.

Die Messzeit liegt in den ersten beiden Perioden kurz nach Sonnenuntergang, d. h. der lokale Stundenwinkel (*Local Hour Angle*) nimmt Werte über  $90^\circ$  ein. Dagegen kann in der dritten Okkultations-Periode fast ausnahmslos die Tagessseite des Mars untersucht werden, was durch Werte des lokalen Stundenwinkels zwischen  $-90^\circ$  (Sonnenaufgang) und  $90^\circ$  (Sonnenuntergang) deutlich wird. Nur kurzzeitig kann auch hier die Nachtseite untersucht werden.

Die *Solar Longitude* beschreibt denjenigen Winkel, den der Planet in seiner Bahnebene um die Sonne seit Frühlingsanfang überschritten hat. Er ist damit ein Maß für die Jah-

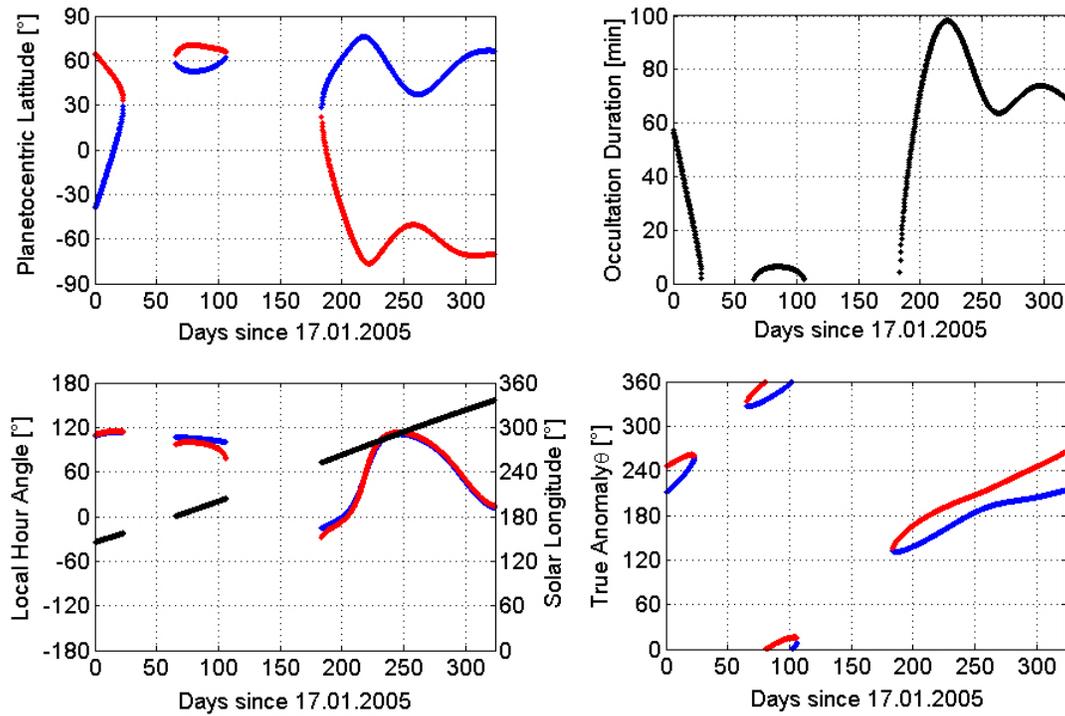


Abbildung 6.1: Übersicht zur Visualisierung der Okkultations-Perioden während der MARS EXPRESS Mission. Blau dargestellt ist jeweils der Eintritt in die Okkultation; Rot zeigt den Austritt.

reszeit. Auf der Erde würde ein Wert von  $0^\circ$  dem Frühlingsanfang am 21. März,  $90^\circ$  dem Sommeranfang am 21. Juni usw. entsprechen. Der Beginn der zweiten hier dargestellten Periode liegt also genau bei Frühlingsanfang. Ein- und Austritt der Okkultation liegen während der zweiten Periode im Perizentrum der Bahn ( $\Theta = 0^\circ$  bzw.  $360^\circ$ ). Die dritte Periode beginnt nahe des Apozentrums ( $\Theta = 180^\circ$ ) und wandert dann bis zum Ende der Periode zum Perizentrum.

Abbildung 6.2 zeigt die geographische Position der Okkultations-Fußpunkte während des Jahres 2005. Es wird deutlich, dass mit Ausnahme der Polarregionen alle Breiten- und Längengebiete des Planeten mit dieser Technik untersucht werden können.

Zur Planung und Auswertung einer Okkultations-Messung ist weiterhin wichtig, wie lange das Radio-Signal die Atmosphäre vor und nach der eigentlichen Verdeckung durch den Planeten durchläuft. Die verschiedenen Zeiträume, die für die Sondierung zur Verfügung stehen, sind in der Abbildung 6.3 dargestellt. Wiederum wird beispielhaft die Okkultations-Perioden des Jahres 2005 für die MARS EXPRESS Mission gezeigt. Blau dargestellt ist jeweils die Zeit, während der das Radio-Signal bei Eintritt in die Okkultation durch die Atmosphäre und Ionosphäre verläuft. Rot entspricht dieser Zeit beim Austritt. Schwarz bezeichnet die Dauer, in der die Raumsonde durch den Planeten verdeckt ist; grüne Farbe kennzeichnet die Dauer von Eintritt in die Ionosphäre/Atmosphäre bis zum Austritt aus diesen Schichten. Zu Beginn der Perioden liegt die Sondierungsdauer der Atmosphäre bzw. Ionosphäre je nach Konstellation z. T. bei über zehn Minuten; im weiteren Verlauf verringert sich diese. Beachtlich ist weiterhin, dass zwischen der hier dargestellten ersten und zweiten Okkultations-Perioden auch weiterhin die oberen Ionosphären- bzw. Atmosphären-Schichten untersucht werden können, auch wenn es keine Verdeckung der Raumsonde gibt.

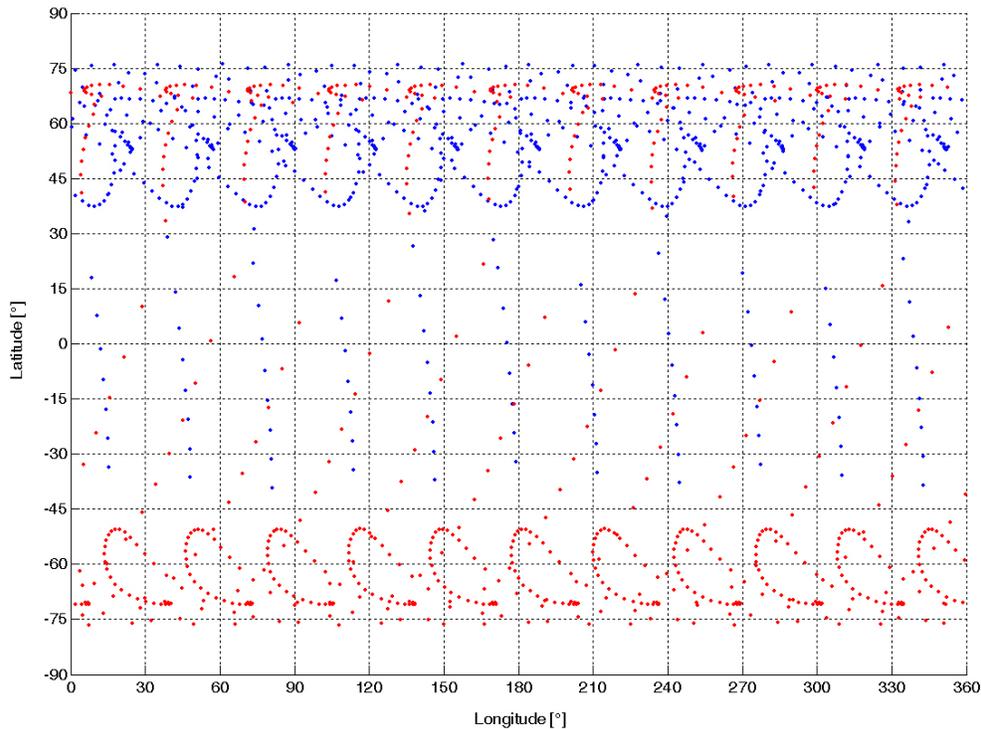


Abbildung 6.2: Übersicht zur Visualisierung der geographischen Position des Okkultations-Fußpunktes während der MARS EXPRESS Mission. Blau dargestellt ist jeweils der Eintritt in die Okkultation; Rot zeigt den Austritt.

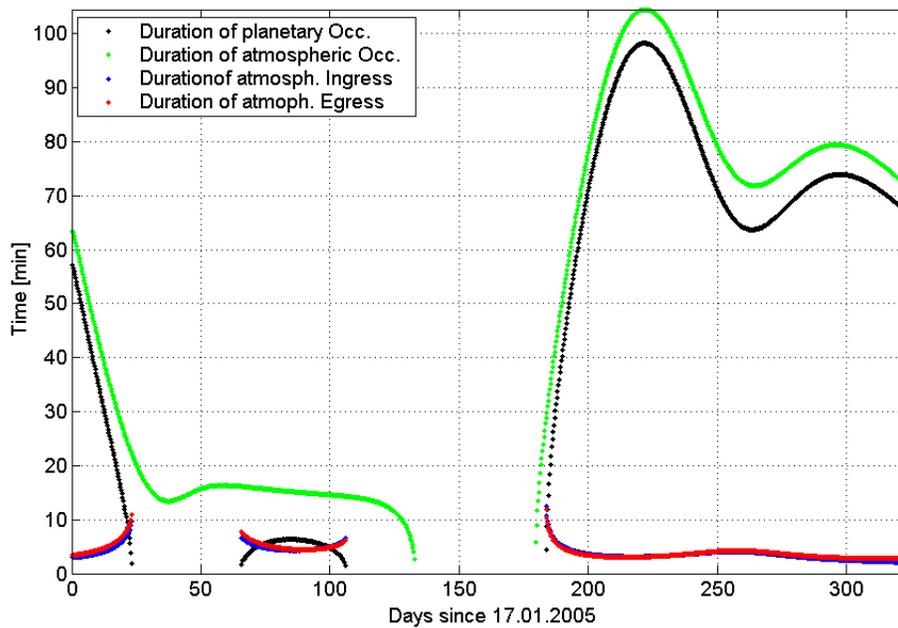


Abbildung 6.3: Übersicht zur Visualisierung der Sondierungsdauer während der MARS EXPRESS Okkultations-Periode im Jahr 2005

Abbildung 6.4 zeigt am Beispiel der Okkultations-Messungen vom 24. Mai 2004 und 10. Juli 2004 die Ergebnisse der Auswertung, wie sie mit Hilfe von Doppler-Vorhersagen des RSS (s. a. Kapitel 6.7) durchgeführt wurden. Zu erkennen sind die aus den Doppler-Residuen mit den entsprechenden Methoden (s. a. Kapitel 2.7) berechneten Druck- und Temperaturprofile [PTS<sup>+</sup>05].

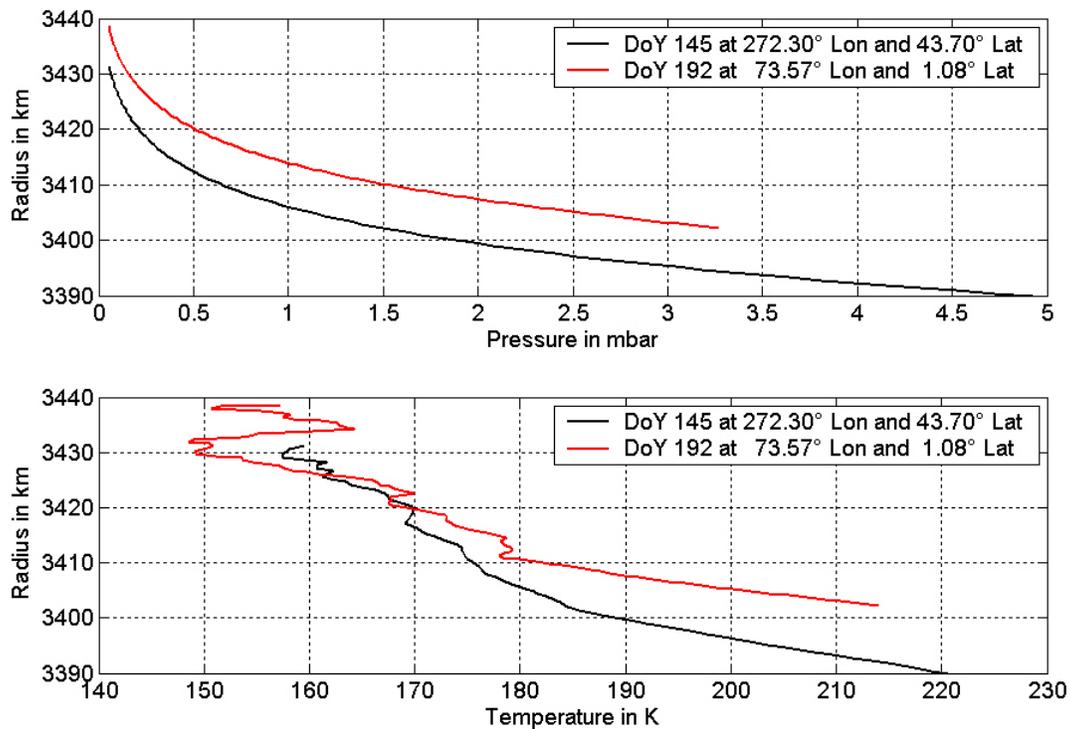


Abbildung 6.4: Aus Okkultations-Messungen vom 24. Mai 2004 (DoY 145) und 10. Juli 2004 (DoY 192) mit Hilfe von RSS Doppler-Vorhersagen berechnete Druck- und Temperatur-Profile [PTS<sup>+</sup>05]

Auch während der VENUS EXPRESS Mission können sämtliche geographische Breiten der Venus-Atmosphäre mit Hilfe des Instrumentes VeRa untersucht werden (s. a. Abbildung 6.5). Hierbei wechseln die Ein- und Austritte jeder Okkultation-Periode zwischen nördlicher und südlicher Hemisphäre. Die maximale Dauer einer Okkultation variiert zwischen knapp 40 Minuten und etwa 50 Minuten. Weiterhin zeigt auch die Analyse der Tageszeiten, zu denen ein Ein- bzw. Austritt stattfindet, eine günstige Verteilung. Da sich die nominelle Dauer der VENUS EXPRESS Mission über ein Venus-Jahr erstreckt und sich in diesem Zeitraum insgesamt sechs Okkultations-Perioden ereignen, sind Messungen zu allen Jahreszeiten möglich. Dies verdeutlicht die Angabe zur *Solar Longitude*. Da die Venus nahezu kugelförmig ist, treten im Gegensatz zur MARS EXPRESS Mission kaum Störkräfte auf. Dies führt dazu, dass die Umlaufbahn der Raumsonde kaum variiert. Daher finden alle Okkultations-Perioden nahe des Perizentrums ( $\Theta = 0^\circ$ ) statt. Wie bereits erläutert können bei jeder Okkultations-Periode alle geographischen Breiten der Venus-Atmosphäre untersucht werden. Allerdings stellt sich bei Betrachtung der Abbildung 6.6 heraus, dass diese Ein- und Austrittspunkte nur über dem Intervall von  $180^\circ$  bis  $360^\circ$  geographischer Länge gleichmäßig verteilt liegen. Im restlichen Gebiet gibt es nur vereinzelte Untersuchungs-Möglichkeiten. Die geographische Länge im Bereich um  $75^\circ$  können während der Mission überhaupt nicht erreicht werden. Die Ursache hier liegt

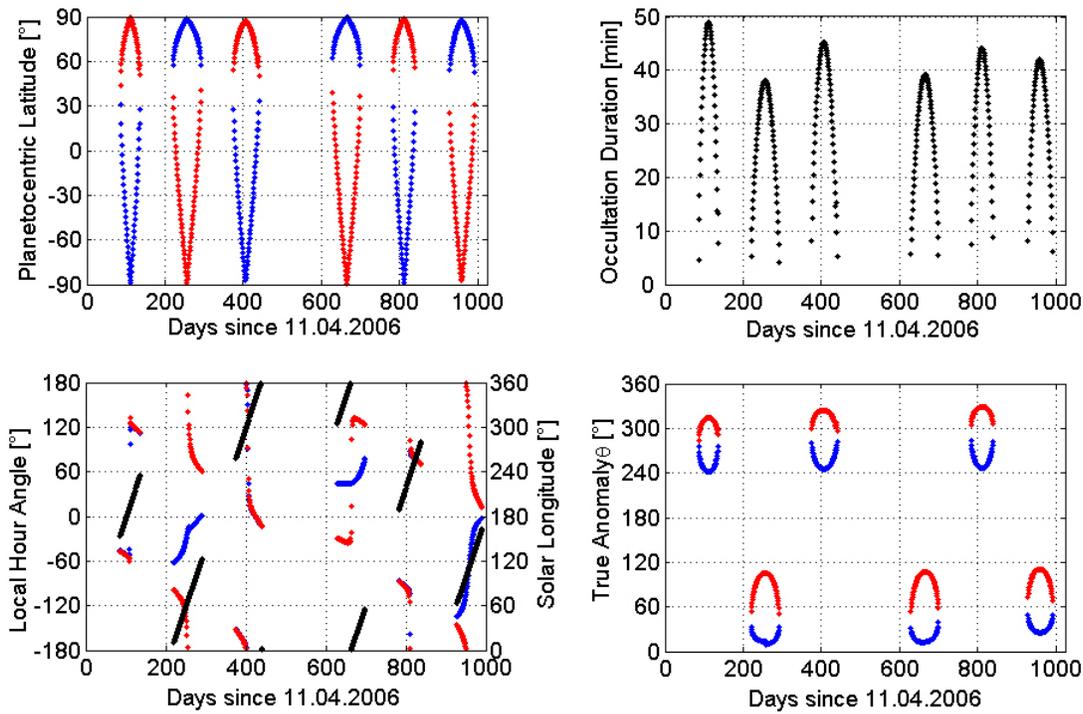


Abbildung 6.5: Übersicht zur Visualisierung der Okkultations-Perioden während der VENUS EXPRESS Mission. Blau dargestellt ist jeweils der Eintritt in die Okkultation; Rot zeigt den Austritt.

im Gegensatz zur MARS EXPRESS Mission wiederum in den geringen Störkräften, die das Gravitations-Potential der Venus auf die Raumsonde ausübt. Dadurch bewegt sich die Orbitebene während der Missionsdauer kaum und es kann daher nur eine geringe Variation der Okkultations-Konstellationen erreicht werden. Auch der Zeitraum, in dem das Radio-Signal vor und nach der Okkultation die Atmosphäre durchläuft, schwankt wenig (s. a. Abbildung 6.7). Zu Beginn der Periode beträgt die Sondierungs-Dauer etwa sieben Minuten und fällt danach ab.

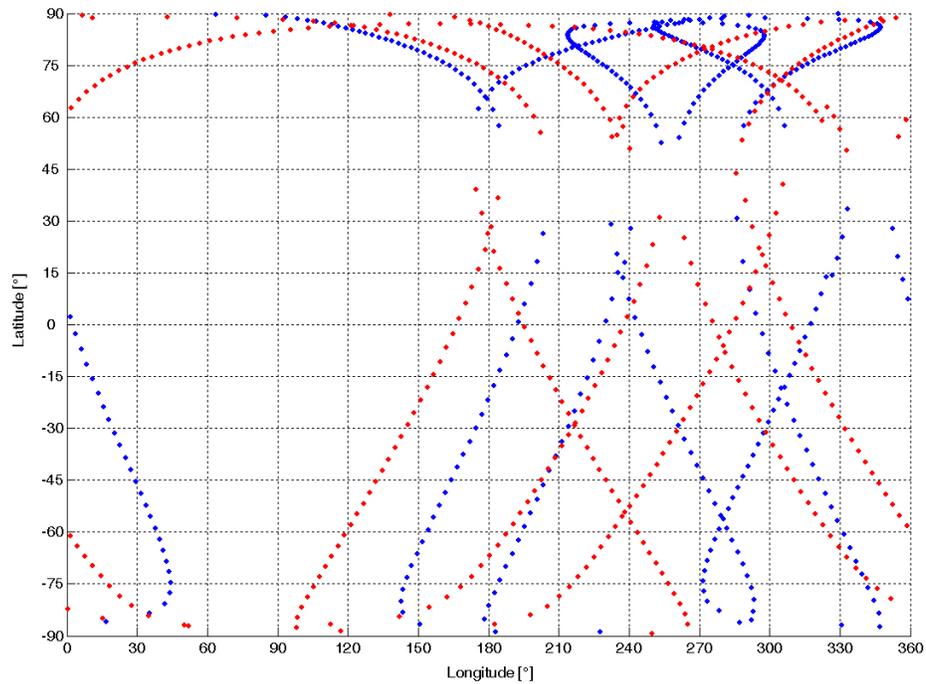


Abbildung 6.6: Übersicht zur Visualisierung der geographischen Position des Okkultations-Fußpunktes während der VENUS EXPRESS Mission. Blau dargestellt ist jeweils der Eintritt in die Okkultation; Rot zeigt den Austritt.

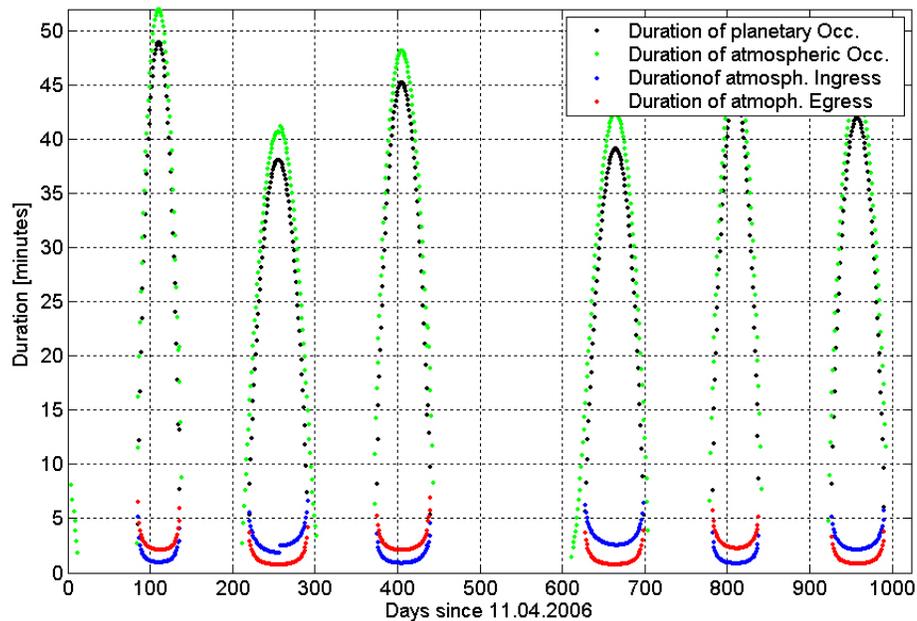


Abbildung 6.7: Übersicht zur Visualisierung der Sondierungsdauer während der VENUS EXPRESS Mission

### 6.3 Bistatische Radar-Messungen

In Abbildung 6.8 werden anhand des Zeitraums Januar bis Dezember 2005 der MARS EXPRESS Mission die Position der spekularen Punkte auf der Oberfläche sowie die Einfallswinkel des Radio-Signals (Zenit entspricht  $0^\circ$ ) gezeigt. Skizziert sind weiterhin die Zielregionen und Zielpunkte (rot umrandet) für das Bistatic Radar Experiment.

Die unterschiedlichen Farbtöne der spekularen Punkte deuten auf den Einfallswinkel des Signals hin. Es wird aufgrund der bereits bekannten Oberflächen-Eigenschaften ein Brewster-Winkel von etwa  $60^\circ$  erwartet (s. a. Kapitel 2.7.2). Da der Einfallswinkel bei einer optimalen Geometrie dem Brewster-Winkel in etwa entsprechen sollte, wird deutlich, dass ein Großteil der Messmöglichkeiten weniger gut geeignet ist als Messungen im Bereich von  $35^\circ$  bis  $55^\circ$  sowie von  $0^\circ$  bis  $-75^\circ$  geographischer Breite. Der Südpol ist während des dargestellten Zeitraums unter Einfallswinkeln größer als  $65^\circ$  beobachtbar, wobei wegen der Lage der Rotationsachsen von Mars und Erde dort keine steileren Einfallswinkel erwartet werden können. Regelmäßige Gelegenheiten, die Nordpol-Region des Planeten zu untersuchen, bestehen dagegen in dem hier untersuchten Zeitraum nicht.

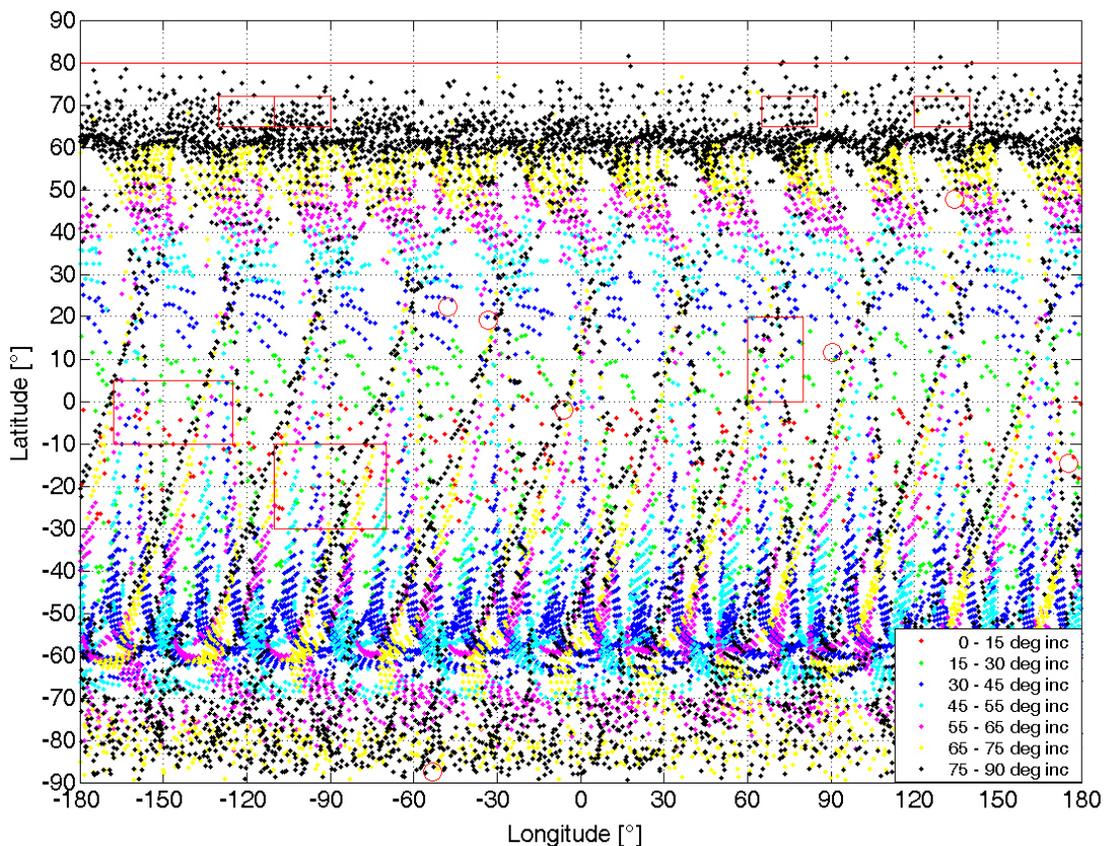


Abbildung 6.8: Lage und Einfallswinkel der von Goldstone aus sichtbaren spekularen Punkte während des Zeitraums Januar bis Dezember 2005 der MARS EXPRESS Mission

Im Gegensatz zur MARS EXPRESS Mission müssen bei bistatischen Radar-Messungen im Rahmen von VENUS EXPRESS verschiedene Einschränkungen beachtet werden. Da die Große Halbachse mit fast  $40.000 \text{ km}$  sehr viel größer ist und der Orbit exzentrischer ausgelegt wurde als bei MARS EXPRESS, reicht die Signalstärke im Apozentrum durch die große Entfernung zur reflektierenden Oberfläche nicht aus. Daher muß man sich auf Höhen unter  $20.000 \text{ km}$  beschränken, was einer Wahren Anomalie von etwa  $120^\circ$  bzw.  $240^\circ$  entspricht. Die verbliebenen Messpunkte werden in Abbildung 6.9 dargestellt. Auffällig ist, dass Gebiete südlich von  $-25^\circ$  geographischer Breite nicht flächendeckend untersucht werden können. Südlichere Breiten können nur mit hohen Einfallswinkeln ausgeleuchtet werden. Ursache ist hier, dass durch fast völlig fehlende Störkräfte des Gravitations-Potentials der Venus das Perizentrum der Umlaufbahn während der nominellen Missionszeit nur von  $78^\circ$  nördliche Breite auf  $87^\circ$  nördliche Breite wandert. Somit stellen sich für Untersuchungen der nördlichen Hemisphäre deutlich bessere Konstellationen ein.

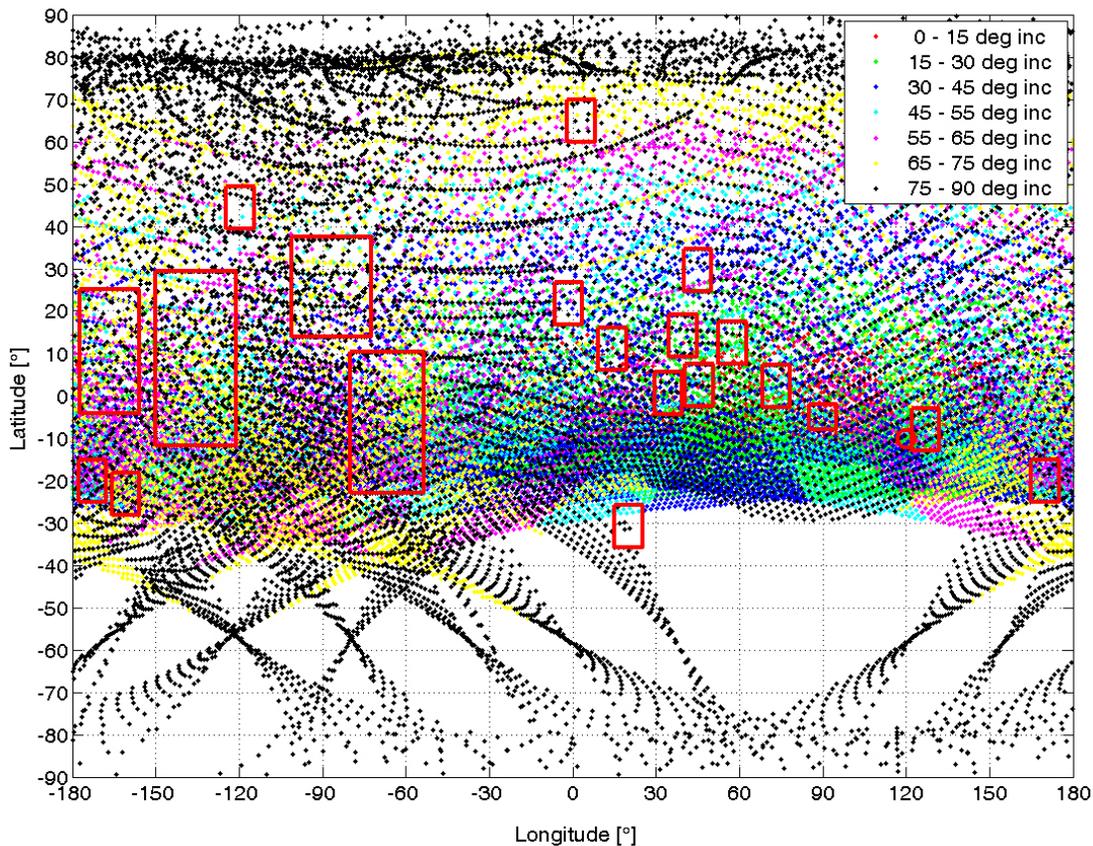


Abbildung 6.9: Lage und Einfallswinkel der von Canberra aus sichtbaren spekularen Punkte während des Zeitraums April 2006 bis Januar 2009 der VENUS EXPRESS Mission

Eine weitere in Abbildung 6.9 nicht dargestellte Einschränkung stellt die Nähe zur Sonne dar. Im Bereich der oberen und unteren Konjunktion wird das thermale Rauschen an der Bodenstation durch den Einfluss der Sonne zu hoch. Auch der Abstand zwischen Planet und Bodenstation sollte nicht deutlich über  $1,2 \text{ AU}$  hinausgehen, um ein ausreichendes Signal/Rausch-Verhältnis und damit hochwertige Messungen zu gewährleisten.

Neben der Planung von Messzeiträumen für bistatische Radar-Experimente ist auch die notwendige Ausrichtung der Hochgewinn-Antenne (HGA) von entscheidender Be-

deutung. Besonders bei der spekularen Ausrichtung (s. a. Kapitel 2.7.2) ist eine ständige Drehung der Raumsonde notwendig, um während der gesamten Messzeit den idealen Reflexionspunkt auf der Oberfläche auszuleuchten. Zur Beschreibung der notwendigen Lage der Raumsonde werden die in Kapitel 5.4.10 beschriebenen Verfahren verwendet. Abbildung 6.10 zeigt die sich auf das inertielle J2000 EME Koordinatensystem beziehenden Quaternionen und damit die Ausrichtung der Raumsonde während des einstündigen Experimentes.

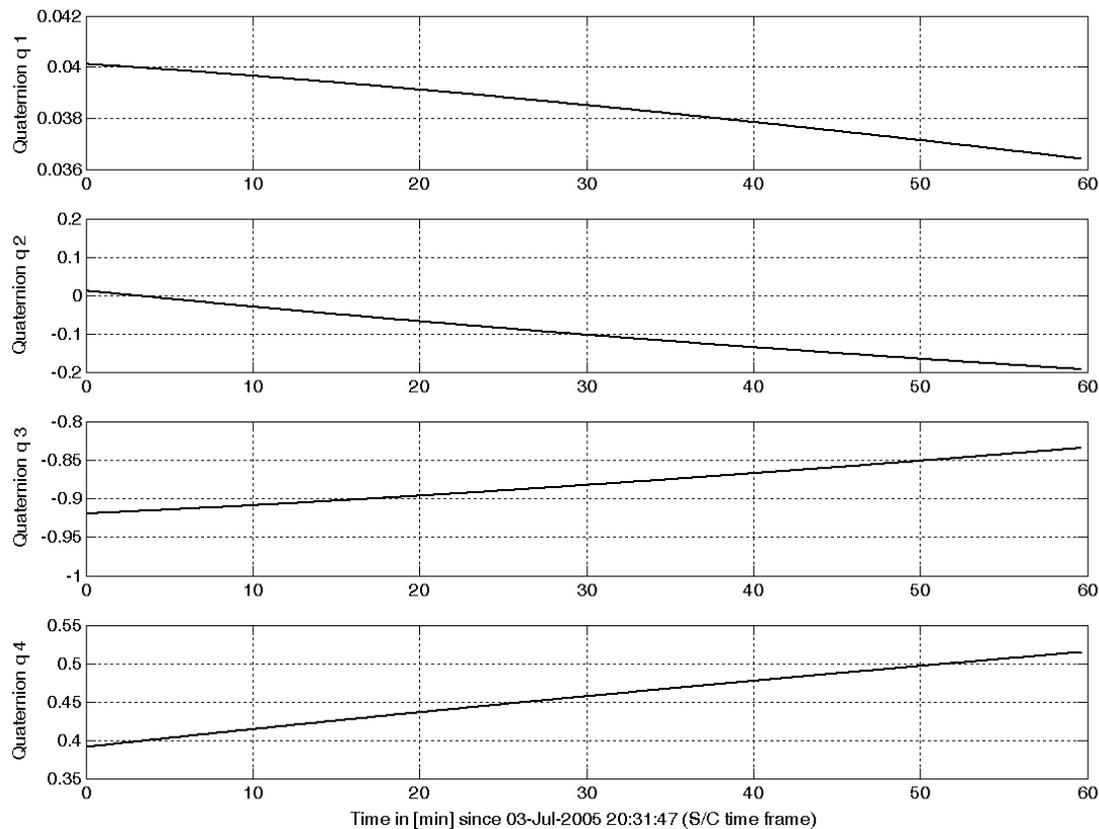


Abbildung 6.10: Quaternionen zur Durchführung des bistatischen Radar-Experimentes der Raumsonde MARS EXPRESS mit spekularer Ausrichtung am 3. Juli 2005

Es wird deutlich, dass die Raumsonde während des Experimentes ständig gedreht werden muss. Da sie sich im Apozentrum der Umlaufbahn und damit in großem Abstand zu Oberfläche des Mars befindet, sind diese Bewegungen jedoch gering. Der Einbauwinkel der HGA, die um ca.  $5^\circ$  um die y-Achse des Raumsonden-Koordinatensystems gedreht eingebaut ist, wurde bei der Berechnung der Quaternionen berücksichtigt.

## 6.4 Messungen von Gravitations-Anomalien

Während sich die Perizentrums-Position bei der VENUS EXPRESS Mission durch die fehlende Störkraft eines abgeplatteten Gravitationsfeldes kaum verlagert, kann mit Hilfe der MARS EXPRESS Mission der gesamte Planet auf Gravitations-Anomalien hin untersucht werden. Die dabei gemessenen Doppler-Variationen geben wie im Beispiel des Orbits 1151 am 11. Dezember 2004 (s. a. Abbildung 6.11 – schwarz dargestellt) Aufschluß über den inneren Aufbau des Planeten. Deutlich wird die verstärkte Beschleunigung im Zeitbereich zwischen 1600 s und 1700 s nach Messbeginn.

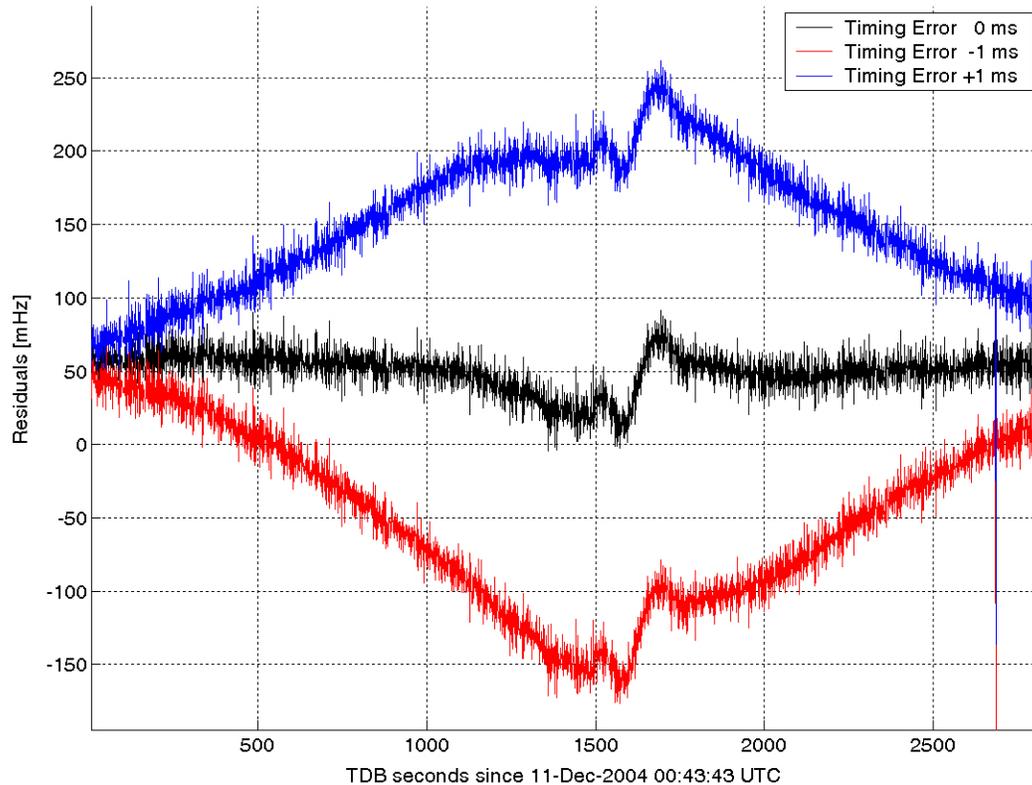


Abbildung 6.11: *Doppler-Residuen im X-Band mit und ohne simulierten Zeitfehler von 1 ms durch Gravitations-Anomalien im Perizentrum des Orbits 1199 am 11. Dezember 2004 der MARS EXPRESS Mission*

Der RSS gibt für den entsprechenden Orbit eine Perizentrums-Position für MARS EXPRESS von  $-100,75^\circ$  geographischer Länge und  $21,25^\circ$  geographischer Breite an. Dies kann mit der ESA-Software MAPPs (s. a. Abbildung 6.12) visualisiert werden. Südwestlich der Perizentrums-Position der Raumsonde ist der Vulkan Ascræus Mons (geographische Länge:  $-104,0^\circ$ ; geographische Breite:  $11,5^\circ$ ) zu erkennen. Da MARS EXPRESS von Norden kommend um 00:48:41 Uhr *Earth Received Time* ( $\cong 1484$  s auf der Zeitachse in Abbildung 6.11) durch das Perizentrum fliegt, wird der Vulkan Ascræus Mons erst kurz nach der nächsten Annäherung an den Planeten überflogen. Dies wird auch anhand der Doppler-Residuen deutlich: Die Region mit starker Veränderung der Doppler-Frequenzverschiebung aufgrund der Beschleunigung durch die Masse des Vulkans wird erst zwischen 1600 s und 1700 s nach Messbeginn erreicht. Die gemessene Änderung der Residuen während des Überflugs von etwa  $60$  mHz entspricht einer Geschwindigkeits-Änderung im X-Band von über  $2$  cm/s.

Zusätzlich sind in Abbildung 6.11 die Einflüsse eines Zeitfehlers von nur 1 *ms* zu erkennen. Es wird deutlich, wie hoch die Anforderungen an eine genaue Ausgabe der Doppler-Vorhersagen des RSS sein müssen. Im konkreten Fall des Orbits 1151 würde man einen Fehler in den Residuen von über 150 *mHz* erhalten, der irrtümlich wissenschaftlich interpretiert werden könnte. Die hohe Genauigkeit bei den Berechnungen des RSS führt hier jedoch zu hochpräzisen wissenschaftlichen Ergebnissen.

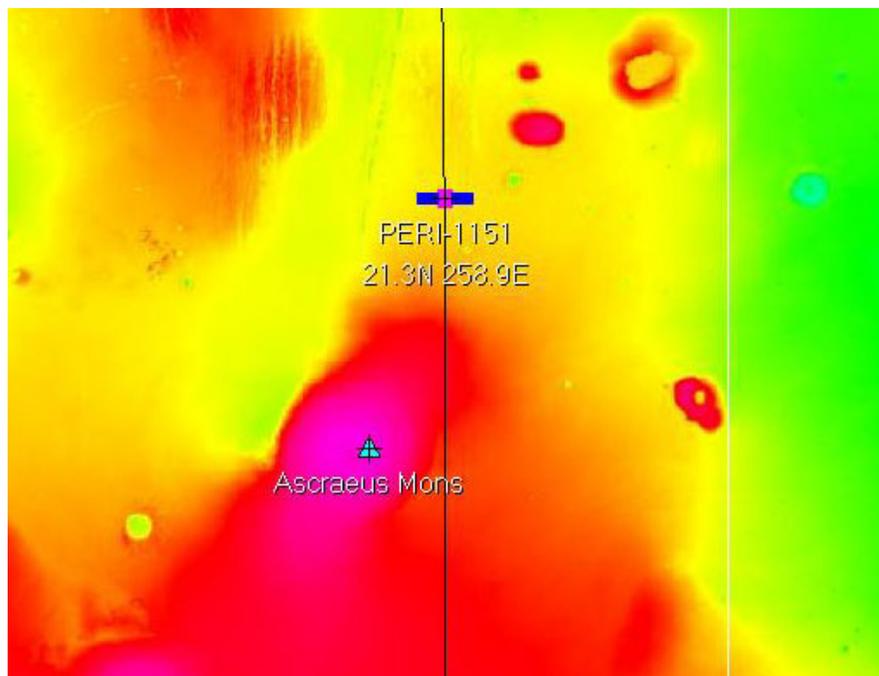


Abbildung 6.12: Ausgabe der ESA-Software MAPPS für den MARS EXPRESS Orbit 1151 mit topographischen Informationen

Das Perizentrum der VENUS EXPRESS Mission liegt während der nominellen Missionszeit zwischen 78° nördlicher Breite und 87° nördlicher Breite. Daher können auch nur Zielgebiete innerhalb dieser Regionen auf Gravitations-Anomalien untersucht werden. In Frage kommt damit u. a. die wissenschaftlich interessante Region Atlanta Planitia, die sich in einem Streifen von 120° bis 220° geographischer Länge und einer geographischen Breite von 40° bis 85° erstreckt.

## 6.5 Untersuchung der Sonnenkorona

Die Auswerteverfahren zur Bestimmung von Messzeiträumen von Sonnenkorona-Experimenten innerhalb des RSS enthalten neben den Ausgaben von *Request*-Daten (s. a. Kapitel 5.5.6) auch die Darstellung der *Plane of Sky*. Mit dieser ist es möglich, Konjunktionen graphisch in der Himmelsebene darzustellen. Abbildung 6.13 zeigt als Beispiel die obere Konjunktion des Planeten Mars im Herbst 2004. Der Zielplanet wird dabei

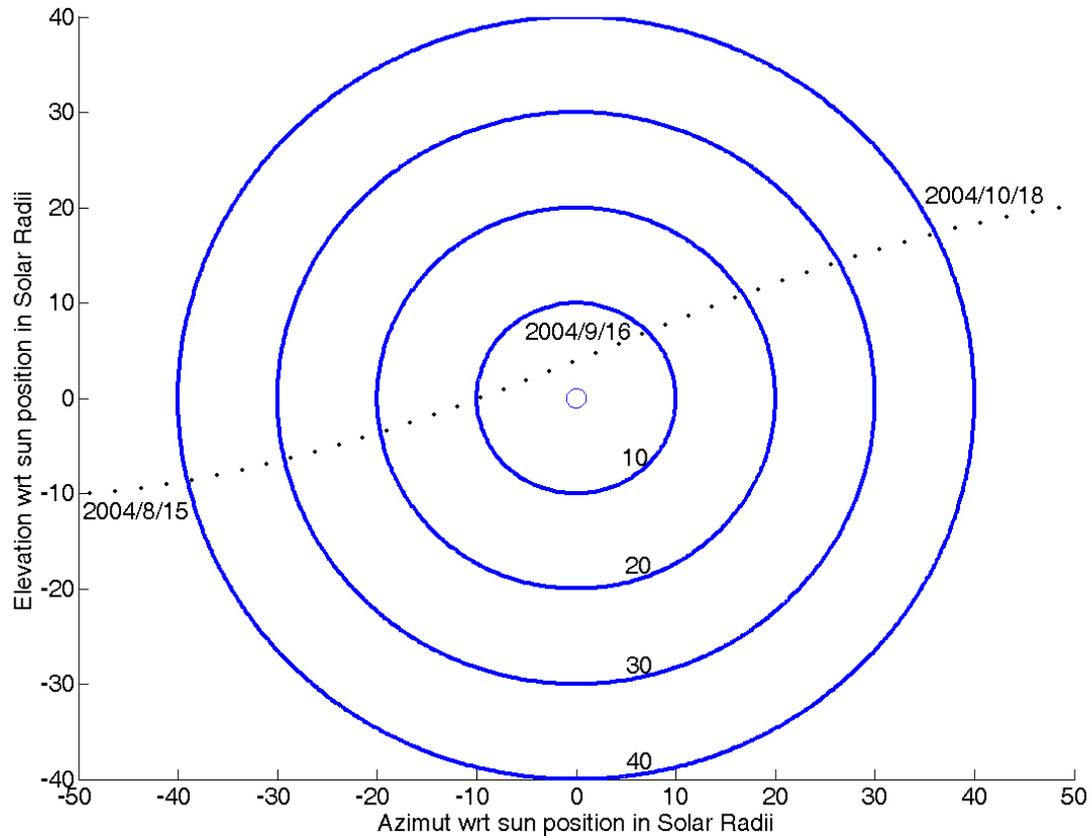


Abbildung 6.13: *Obere Konjunktion des Mars im Herbst 2004. Aufgetragen sind, von der Erde aus gesehen, Azimut und Elevation des Planeten zur Sonne in Sonnenradien. In der Mitte der Grafik wird die Sonne angenommen. Der Abstand zwischen Sonne und Planet entspricht dem Abstand in der projizierten Himmelsebene.*

auf eine Ebene projiziert, so dass der Vektor Erde – Sonne senkrecht auf ihr steht. So wird deutlich, in welchem Abstand ein Radio-Signal von der Raumsonde im Orbit um den Zielplaneten die Sonne passiert. Im Beispiel findet die nächste Annäherung am 16. September 2004 statt.

## 6.6 Bestimmung der Eklipse-Phasen

Die Abbildung 6.14 zeigt die Dauer der Eklipse-Phasen sowie Lage von Ein- und Austritt während der MARS EXPRESS Mission. Da wegen fehlender elektrischer Energie die Instrumente der Mission während dieser Phasen z. T. nur eingeschränkt nutzbar sind, stellen diese Auswertungen ein wichtiges Kriterium bei der Planung der Operationen dar. Dies ist besonders während langer Schattenphasen der Fall. Im gezeigten Beispiel des Zeitraumes nach dem 1. April 2004 muss teilweise über 60 Minuten lang auf die Batterie-Systeme der Raumsonde zurückgegriffen werden. Zum Ende der gezeigten Periode können Instrumente vor allem im Perizentrum ( $\Theta = 0^\circ$  bzw.  $360^\circ$ ) nur begrenzt betrieben werden.

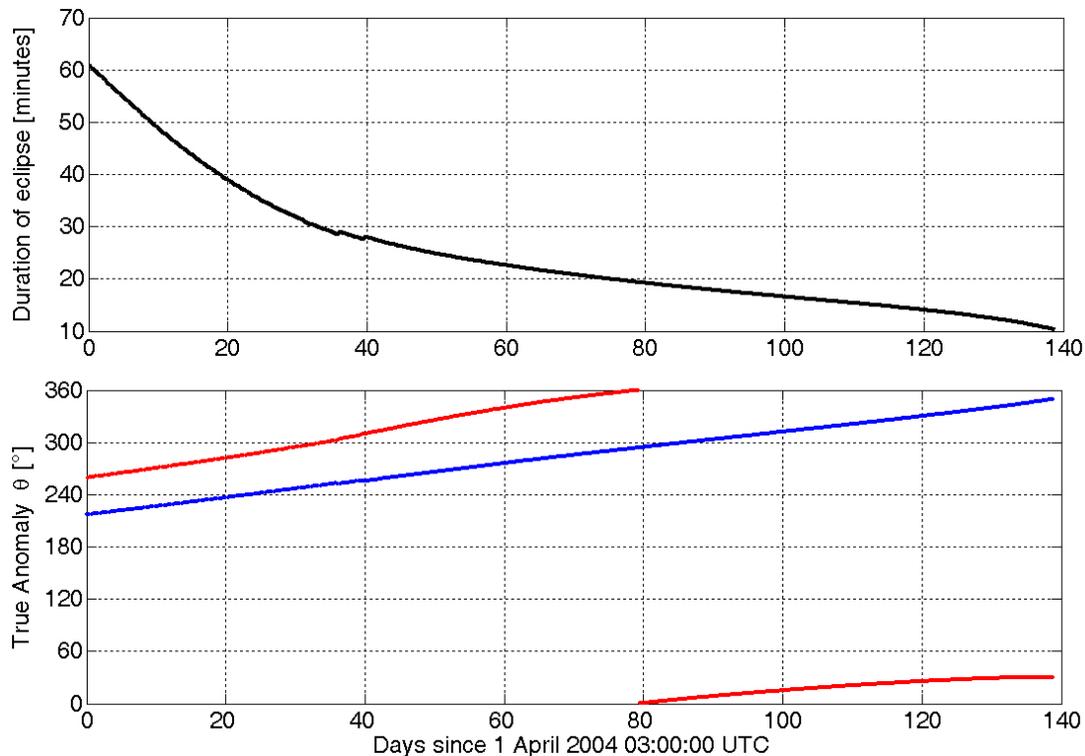


Abbildung 6.14: Dauer sowie Lage der Eklipse-Phasen während der MARS EXPRESS Mission von April bis August 2004. Blau dargestellt ist jeweils der Eintritt in die Eklipse; Rot zeigt den Austritt.

## 6.7 Doppler-Vorhersagen

Der vom RSS berechnete theoretische Doppler-Effekt wird wie in Abbildung 6.15 skizziert als Verhältnis von Frequenzverschiebung zu gesendeter Frequenz angegeben. Damit können die Messungen auch bei einer Änderung der Sendefrequenz durch die Bodenstation ausgewertet werden. Die zugehörigen Datensätze enthalten eine hochgenaue Auflösung dieser Vorhersagen. In der Abbildung 6.15 ist die Schwingungsperiode durch die Umlaufzeit von etwa 6,5 Stunden der MARS EXPRESS Raumsonde in ihrem Orbit um Mars deutlich zu erkennen. Während des abgebildeten Zeitraumes wurde je ein Okkultations- sowie Gravitations-Experiment erfolgreich durchgeführt. Neben den Berechnungen der

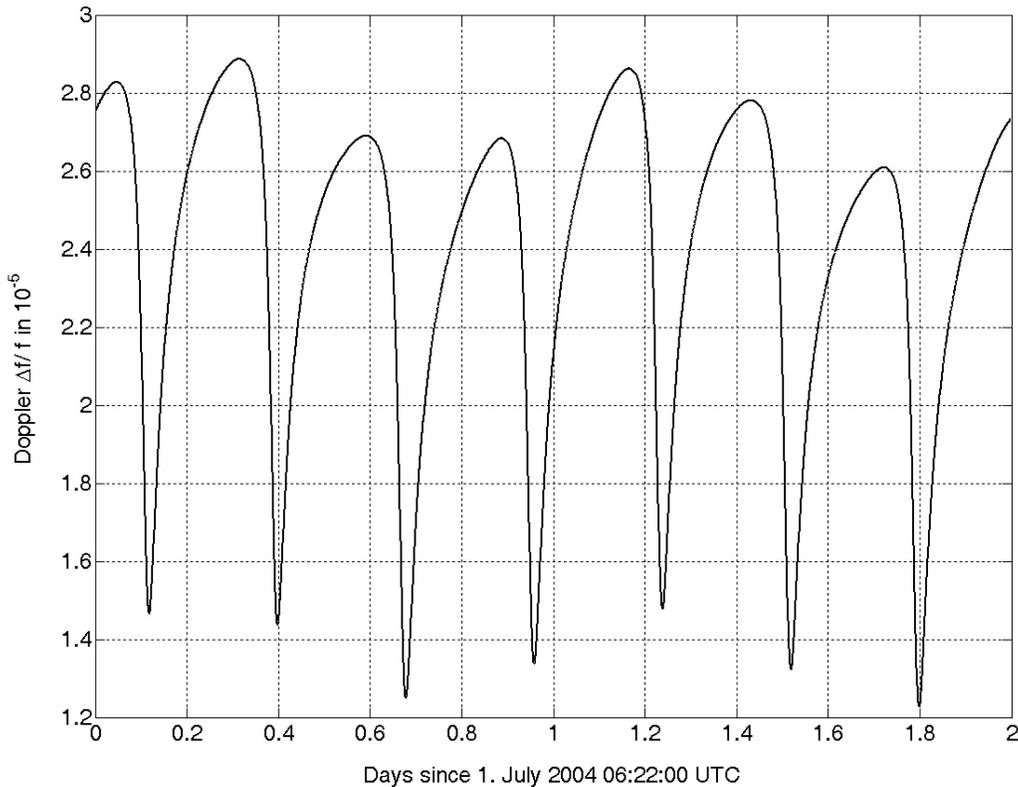


Abbildung 6.15: *Grobauflösung des vorhergesagten Downlink-Dopplers am 1. und 2. Juli 2004*

genauen Messzeiträume wurde so auch die Auswertung der Messdaten durch den RSS ermöglicht.

Die Abbildung 6.16 zeigt das Verhalten der Residuen am Beispiel des Okkultations-Experimentes an Bord der MARS EXPRESS Mission vom 18. Mai 2004. Zunächst stimmt die vorhergesagte Doppler-Frequenzverschiebung sehr gut mit den aufgenommenen Messwerten überein, so dass die Residuen nahezu Null sind. Tritt nun das Radio-Signal in die Ionosphäre und Atmosphäre des Planeten ein, sind deren Einflüsse offensichtlich. Daraus lassen sich Temperatur-, Dichte- und Druckprofile bestimmen.

Ein weiteres Beispiel für die flexible und vielseitige Einsatzfähigkeit des RSS zeigt die Abbildung 6.17. Hier wurde mit Hilfe der ESA-Trajektorie die vorhergesagte Doppler-Frequenzverschiebung während des Abstiegs der HUYGENS-Sonde auf den Saturn-Mond Titan berechnet. Zur Bestimmung der Windgeschwindigkeiten auf Titan in den Höhenschichten unter 150 km sollte die Raumsonde am 14. Januar 2005 während des etwa zweistündigen Abstiegs ein Radio-Science-Experiment mit Hilfe der Muttersonde CASSINI durchführen [BHA<sup>+</sup>97], [BDH<sup>+</sup>02]. Da jedoch der USO an Bord von CASSINI nicht funktionstüchtig war, schien das Experiment zunächst gescheitert. Jedoch konnte das schwache Radiosignal von Bodenstationen auf der Erde empfangen werden. Zur Auswertung des Experimentes sind daher Doppler-Vorhersagen notwendig, die der RSS liefern konnte. Deutlich zu erkennen sind die Öffnungszeitpunkte des Fallschirms um 10:17 Uhr UTC und 10:32 Uhr UTC sowie das Aufsetzen auf der Oberfläche um 12:34 Uhr UTC [ESA04].

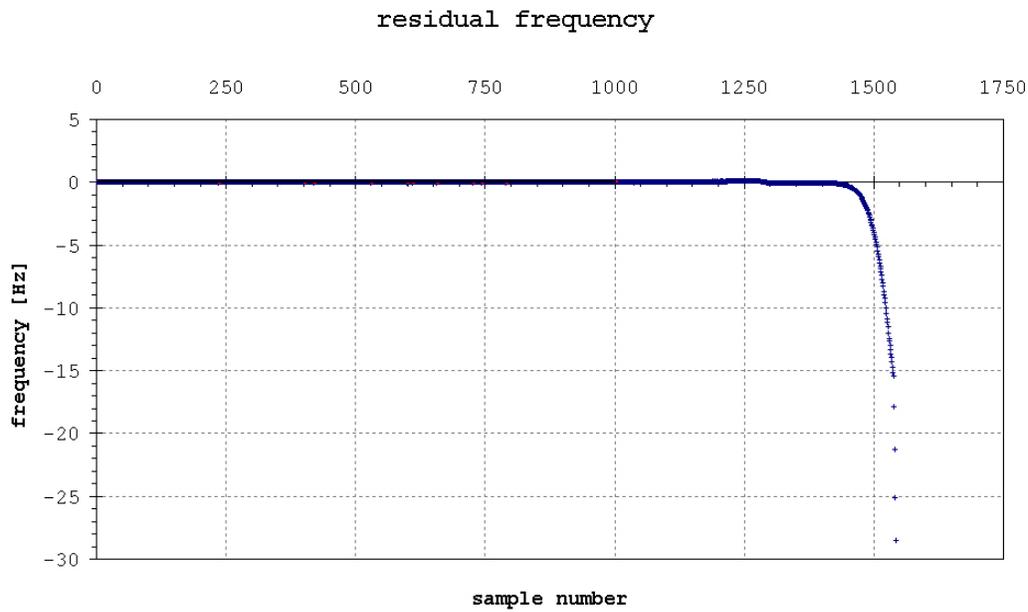


Abbildung 6.16: *Residuen des MARS EXPRESS Okkultations-Experimentes vom 18. Mai 2004*

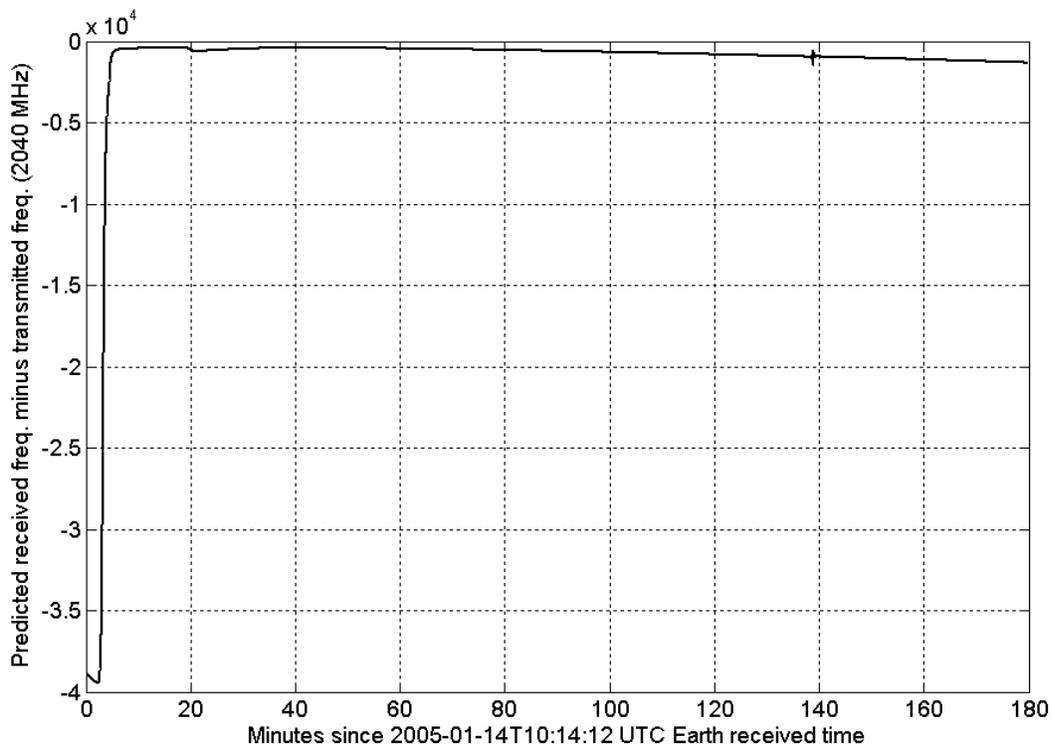


Abbildung 6.17: *Vorhergesagte Frequenzen für die HUYGENS-Sonde während des Abstiegs in der Titan-Atmosphäre am 14. Januar 2005*

## 6.8 Lageregelung während der VENUS EXPRESS Mission

Die Planung von Okkultations-Messungen während der VENUS EXPRESS Mission ist wesentlich umfangreicher als derartige Experimente am Mars. Durch die dichte Atmosphäre der Venus wird das Radio-Signal z. T. so stark gebrochen, dass es die Bodenstation bei einer direkten Ausrichtung der Antenne zur Erde nicht erreichen würde. Es ist daher notwendig, durch Lageregelungs-Manöver der Raumsonde die Antenne soweit vorzuhalten, dass das Signal an der Bodenstation empfangen werden kann. Die Vorgehensweise bei der Berechnung dieser Drehbewegungen wurde bereits in Kapitel 5.4.10 ausführlich dargestellt.

Als Beispiel soll hier die Berechnung für den Orbit 100 des ESA-Planungsorbits gezeigt werden. Diese Okkultation läuft von der Erde aus gesehen nahezu durch die Mitte der Planetenscheibe. Der Okkultations-Eintritt findet am 26. Juli 2006 um 00:58:10 Uhr UT (Raumsonden Zeit-System), d. h. in 1000 km über der Planetenoberfläche statt. Die Okkultation endet um 01:48:20 Uhr UT (Raumsonden Zeit-System), so dass eine Messzeit von ca. 50 Minuten erreicht werden kann.

Abbildung 6.18 zeigt die berechneten Quaternionen für den Okkultations-Zeitraum im Bezug auf das inertielle J2000 EME Koordinatensystem. Die x-, y- und z-Achsen der Raumsonde sind so ausgerichtet, dass das von der Antenne ausgesendete Radio-Signal unter Berücksichtigung der Brechung in der Venus-Atmosphäre zu jedem Zeitpunkt während der Okkultation die Bodenstation auf der Erde erreicht. Dabei wird beachtet, dass die Antenne der Raumsonde nicht genau in Richtung der x-Achse des Raumsonden-Koordinatensystems zeigt, sondern von dieser Achse um etwa  $5^\circ$  abweicht. Bei der Bewegung legen die Quaternionen  $q_1$  bis  $q_3$  denjenigen Vektor im Bezugskordinatensystem fest, um den die Raumsonde gedreht werden muss. Die Quaternion  $q_4$  gibt den Drehwinkel an.

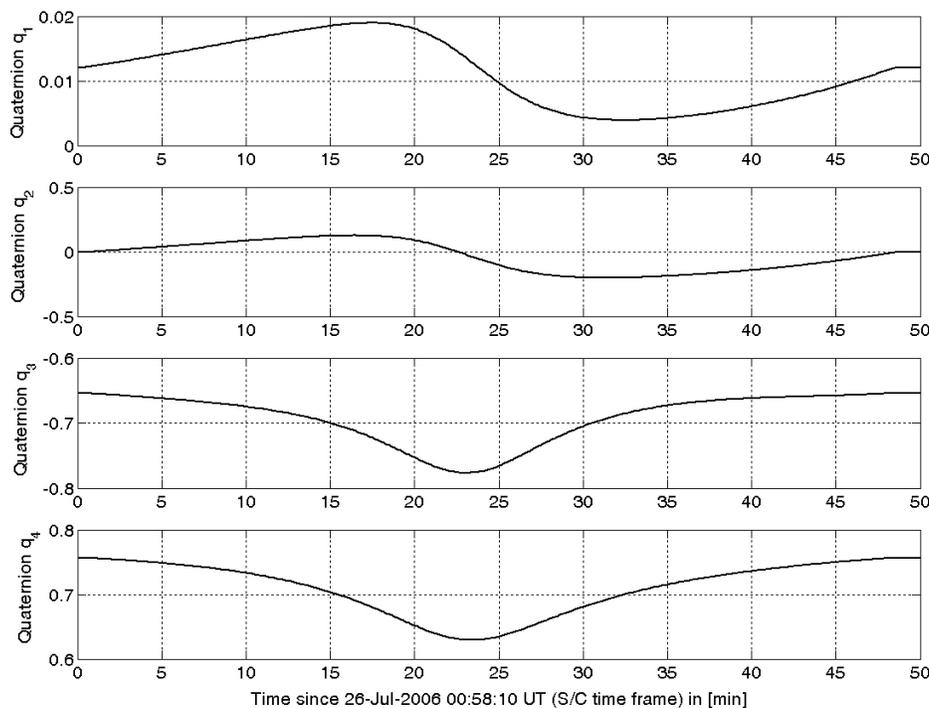


Abbildung 6.18: Berechnete Lagerregelungs-Quaternionen für die Okkultation im VENUS EXPRESS Orbit 100

## 6.9 Orbit-Planung für die ROSETTA Mission

Nach der Verschiebung des ursprünglichen Starttermins der ROSETTA Mission und dem damit einhergehendem Verlust des zunächst als Missions-Ziel geplanten Kometen 46P/Wirtanen wurde u. a. der Orbit um den neu gewählten Kometen 67P/Churyumov-Gerasimenko mit Hilfe des RSS untersucht.

### 6.9.1 Orbitphase

Es wurden dabei zwei verschiedene Orbithöhen in heliozentrischen Abständen von 1,36  $AU$  und 2,4  $AU$  simuliert. Dabei wurden die Gravitation der Sonne, der Sonnendruck sowie die Einflüsse der Kometen-Koma bei der Berechnung des Orbits berücksichtigt. Die Wahl der Bahnparameter ist an den Vorgaben der ESA orientiert [ESA04]. Der Beginn der Orbitphase im April 2015 sowie das Missionsende ein Jahr später finden bei einer Entfernung von etwa 2,4  $AU$  statt (Orbit 1). Die Landeeinheit soll im September 2015 bei 1,36  $AU$  abgesetzt werden (Orbit 2). Die Orbitelemente zu Beginn der Simulation für beide Szenarien sind in Tabelle 6.1 zusammengestellt.

		Orbit 1	Orbit 2
Perizentrums-Abstand $r_p$	[km]	10	21,538
Apozentrums-Abstand $r_a$	[km]	40	40
Große Halbachse $a$	[km]	25	30,769
Exzentrizität $e$	[-]	0,6	0,3
Inklination $i$	[°]	165	165
Rektaszension des aufsteigenden Knotens $\Omega$	[°]	270	270
Argument des Perigäums $\omega$	[°]	90	90
Wahre Anomalie $\theta$	[°]	0	0

Tabelle 6.1: *Simulierte Umlaufbahnen für 67P/Churyumov-Gerasimenko*

Bei 2,4  $AU$  Entfernung zur Sonne überwiegt zunächst noch die Anziehung durch den Kometen-Kern (s. a. Abbildung 6.19). Daher sind beide Orbits stabil und entwickeln sich stetig und gut vorhersagbar. Durch den Strahlungsdruck der Sonne und die beginnende Koma-Ausgasung ändert sich die Lage des Orbits im Raum leicht. Zum Zeitpunkt des Absetzvorgangs der Landeeinheit bei 1,36  $AU$  haben die Störungen ihren Maximalwert nahezu erreicht, da sich der Komet kurz vor dem Perizentrum seiner Bahn befindet. Es wird deutlich, dass die Große Halbachse bei beiden Orbits abnimmt. Diese Abnahme führt zusammen mit der Exzentrizität, die stark um den Wert 0,6 schwankt, langfristig zu einer gefährlichen Annäherung an den Kern. Die Inklination nimmt bei beiden Orbits stark ab, während das Argument der Perigäums sowie die Rektaszension des aufsteigenden Knotens, verursacht durch den Strahlungsdruck, stark ansteigt. Auch hier dominiert die Kernanziehung mit einer Größenordnung von etwa  $10^{-7}m/s^2$  (s. a. Abbildung 6.20). Die Störung durch die Koma ist hier von hoher Bedeutung (ca.  $10^{-8}m/s^2$ ), gefolgt von der Störung durch das ausgedehnte Gravitationsfeld und dem Strahlungsdruck (jeweils ca.  $10^{-10}m/s^2$ ). Die gravitative Wirkung der Sonne mit ca.  $10^{-12}m/s^2$  kann vernachlässigt werden.

Beide Orbits sind mittelfristig stabil. Bei einer längeren Orbitphase von über 25 Tagen, sind umfangreiche Korrekturmanöver nötig, um einen Zusammenstoß mit dem Kern zu vermeiden.

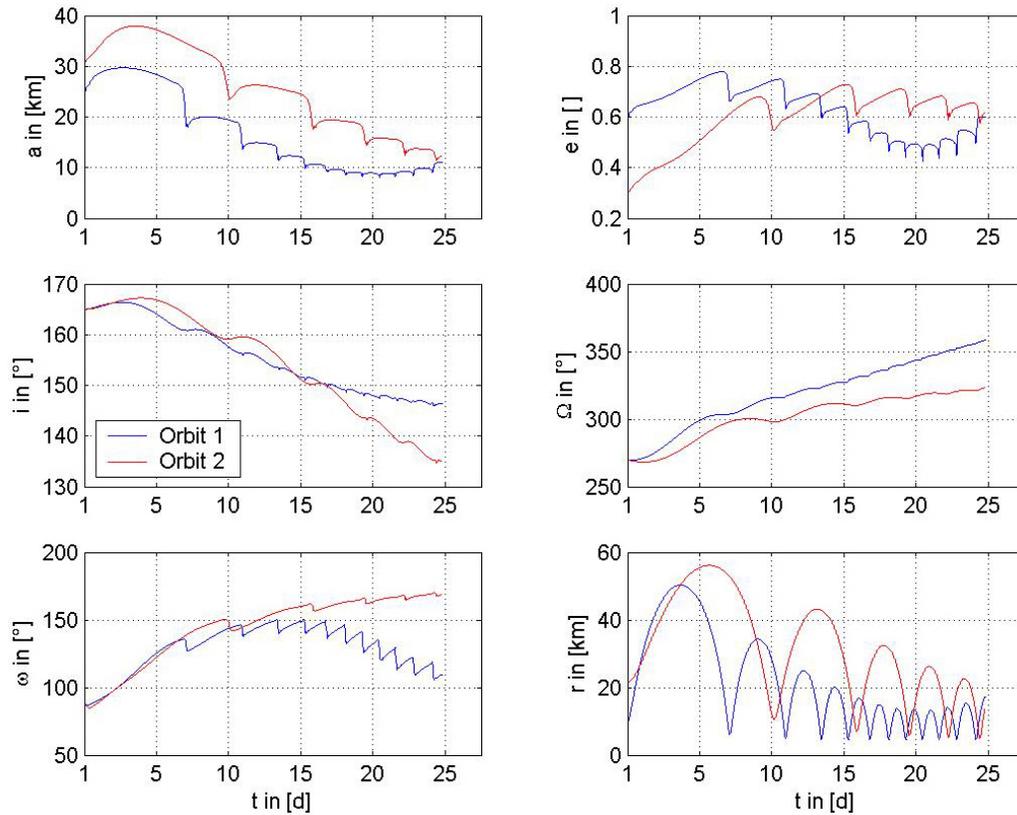


Abbildung 6.19: *67P/Churyumov-Gerasimenko*, Orbit 1 und Orbit 2 bei 1,36 AU Sonnenentfernung über 25 Tage simuliert

Radio-Science-Experimente können in einer Sonnenentfernung von 2,4 AU problemlos durchgeführt werden, da beide Orbits eine hohe Stabilität aufweisen. Bei 1,36 AU sind diese nur bedingt möglich. Radio-Science sollte folglich nur zu Beginn der Orbitphase und gegen Ende der Mission verlässliche Daten liefern.

### 6.9.2 Absetzvorgang der Landeeinheit

Der Absetzvorgang der Landeeinheit ist als unproblematisch anzusehen, da die maximal zulässige Sinkgeschwindigkeit von 2  $m/s$  wie in den Simulationen des RSS gezeigt, nicht überschritten wird. Die Simulation liefert die Geschwindigkeit während des Abstiegs mit einer Endgeschwindigkeit von 1,6  $m/s$  (s. a. Abbildung 6.21). Dabei wird die Landeeinheit durch die Komaausgasung abgebremst. Es muss jedoch zuvor genau geprüft werden, wo sich aktive und weniger aktive Bereiche der Kometenoberfläche befinden, um eine gewisse Stetigkeit dieser Abbremsung zu garantieren. Die anfänglichen Bedenken einer Beschädigung der Landeeinheit durch die größere Gravitationswirkung Churyumov-Gerasimenkos im Vergleich zum ursprünglich geplanten Kometen sind weitgehend unbegründet.

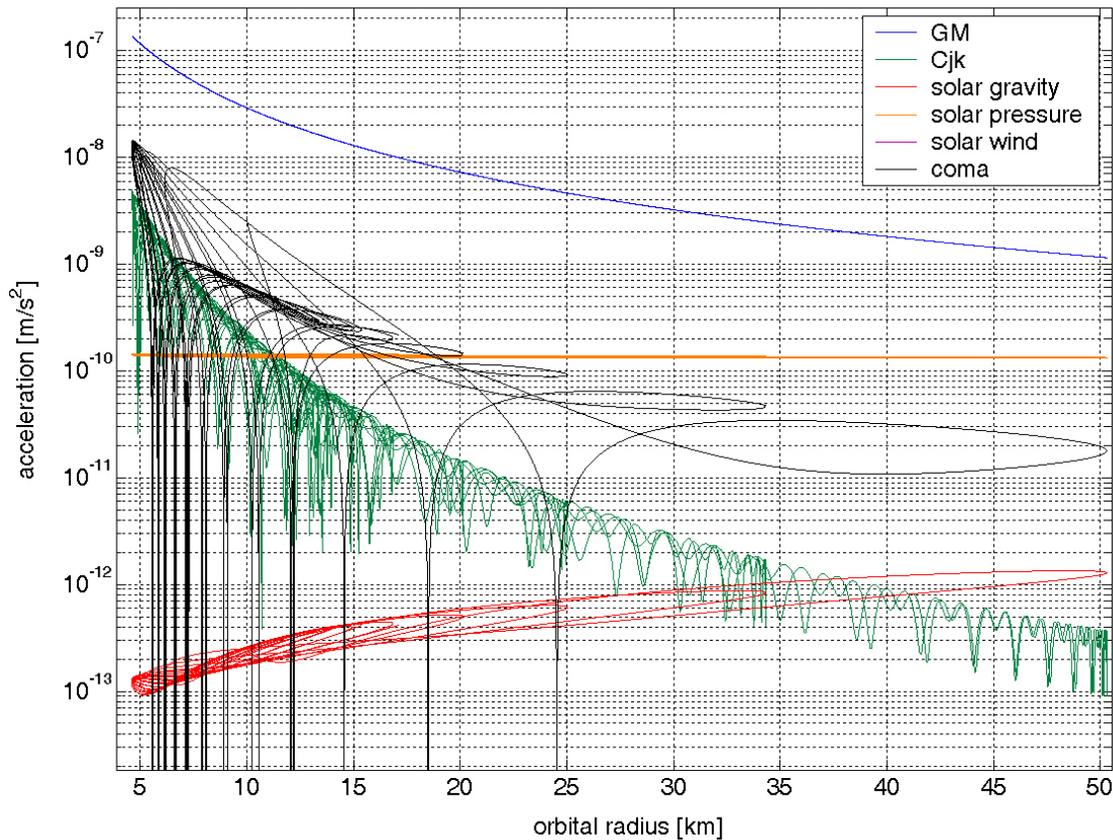


Abbildung 6.20: 67P/Churyumov-Gerasimenko, Störbeschleunigungen durch Massenanziehung des Kometen (GM), ausgedehntes Gravitationsfeld ( $C_{ij}$ ), Gravitation der Sonne, Sonnendruck und Kometenkoma; Orbit 1 bei 1,36 AU Sonnenentfernung über 25 Tage simuliert

### 6.9.3 Zusammenfassung von Simulationsergebnissen

Für die Kometen 46P/Wirtanen, 88P/Howell, 10P/Tempel 2, 73P/Schwassmann-Wachmann 3 und 67P/Churyumov-Gerasimenko wurden jeweils zahlreiche Simulationen in verschiedenen Sonnenabständen mit dem RSS durchgeführt. Diese sollen hier jedoch nicht im einzelnen dargestellt werden. Je nach Größe des Himmelskörpers wurden verschiedene Bahnformen erreicht. Beispielfhaft werden in Tabellen 6.2 und 6.3 die Ergebnisse für 46P/Wirtanen und 67P/Churyumov-Gerasimenko kurz aufgeführt.

Sonne-Entfernung	Stabilität	Besonderheiten
4,2 AU	stabil	Begin Orbitphase
3,6 AU	leichte Instabilität	Absetzen der Landeeinheit
2,5 AU	Verlassen des Kerns	kein Orbit möglich
1,05 AU	Verlassen des Kerns	kein Orbit möglich

Tabelle 6.2: 46P/Wirtanen, Simulationsergebnisse im Überblick

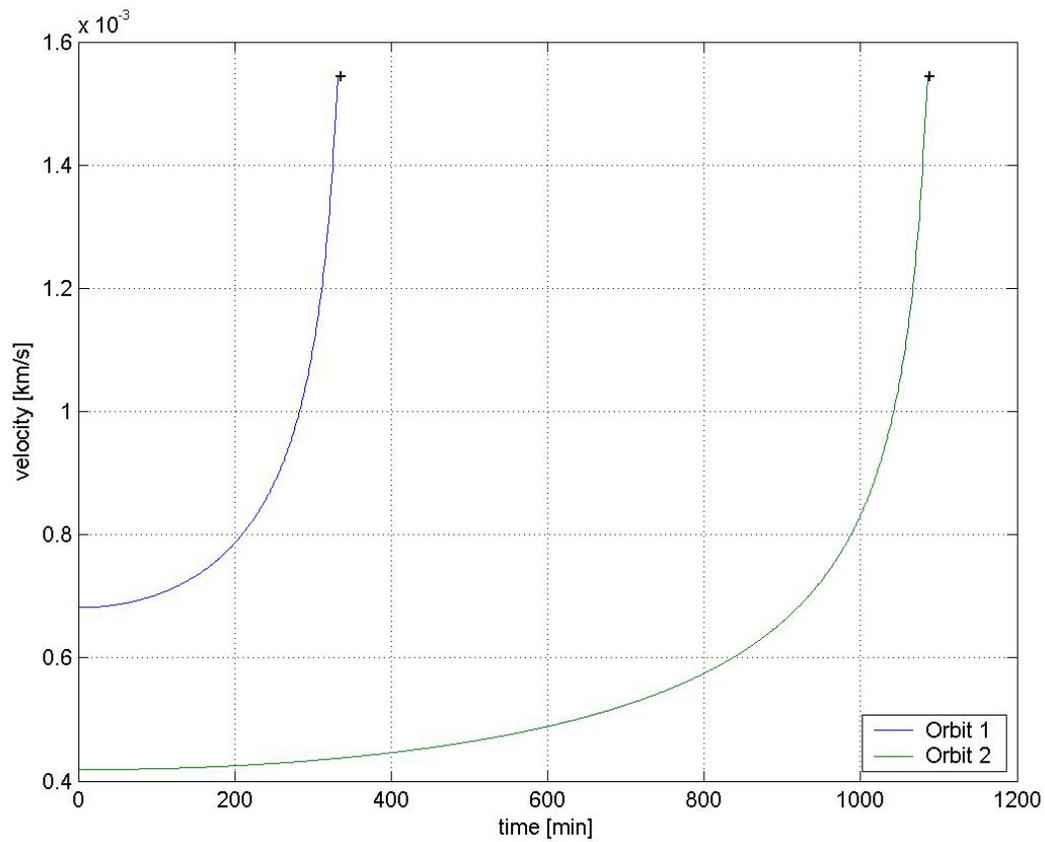


Abbildung 6.21: 67P/Churyumov-Gerasimenko, Geschwindigkeit der Landeeinheit

Entfernung zur Sonne [AU]	Stabilität	Besonderheiten
2,4	stabil	Begin Orbitphase
1,36	Spirale nach innen	Absetzen der Landeeinheit

Tabelle 6.3: 67P/Churyumov-Gerasimenko, Simulationsergebnisse im Überblick

## 7 Zusammenfassung und Ausblick

In Rahmen der vorliegenden Arbeit wurde mit dem Radio-Science-Simulator (RSS) ein Software-Paket geschaffen, mit dem es möglich ist, Radio-Science-Experimente im Welt-raum flexibel zu planen, zu simulieren und auszuwerten.

Einleitend wurden die Grundlagen dieser Messtechnik erläutert und Missionen, bei dem der RSS zur Planung, Simulation bzw. Auswertung von Radio-Science-Experimenten genutzt wurde, vorgestellt. Weiterhin wurden notwendige Referenz- und Zeitsysteme, die im Sonnensystem Verwendung finden und die Basis der Berechnungen innerhalb des RSS bilden, erläutert. Es folgte eine detaillierte Darstellung verschiedener Module des RSS, um die Leistungsfähigkeit und Einsatzmöglichkeiten des Simulators zu verdeutlichen. Zum Abschluss wurden Ergebnisse von Simulationen im Rahmen der Missionen MARS EXPRESS, VENUS EXPRESS und ROSETTA präsentiert. Dabei zeigen die Durchführung des MARS EXPRESS Radio-Science-Experimentes (MaRS) sowie die Planung der VENUS EXPRESS Radio-Science-Messungen (VeRa) die zahlreichen Möglichkeiten und die Unverzichtbarkeit des RSS als Planungs- und Auswerte-Software auf.

Der RSS wurde am Institut für Raumfahrttechnik an der Universität der Bundeswehr in München entwickelt, um zunächst das MaRS-Experiment an Bord von MARS EXPRESS zu planen und durchzuführen sowie zur Auswertung der Messwerte eingesetzt werden. Beispielfhaft wurde dies an den bistatischen Radar-, Okkultations-, Gravitations-Anomalie- und Sonnenkorona-Experimenten gezeigt. Der Simulator sollte jedoch bereits zu diesem Zeitpunkt für die kommende Mission VENUS EXPRESS, an der das Institut ebenfalls maßgeblich beteiligt ist, einsetzbar sein. Dadurch ermöglichte und ermöglicht der RSS die Durchführung von Radio-Science-Experimenten auf diesen Raumsonden und ist dazu befähigt, auch zukünftige Missionen mit derartigen Instrumenten zu unterstützen. Der RSS ist damit ein Instrument, das unabhängig und flexibel für verschiedene Missionen im Sonnensystem eingesetzt werden kann und in dieser Form erstmalig entwickelt wurde.

Zusätzlich konnten bereits mit Hilfe des RSS in frühen Stadien der Planung Einflüsse unterschiedlicher Szenarien der VENUS EXPRESS Mission auf die durchzuführenden Radio-Science-Experimente untersucht werden. Weiterhin wurden verschiedene Ziel-Kometen der ROSETTA Mission untersucht, um auch hier bereits im Planungsstadium Aussagen über die zu erwartende Güte von Radio-Science-Experimenten treffen zu können.

Der Simulator dient auch der Auswertung und Analyse von Messdaten einsetzbar. Um wissenschaftliche Untersuchungen mit Hilfe von derartigen Experimenten durchzuführen, sind präzise Vorhersagen der zu erwartenden Doppler-Frequenzverschiebung notwendig. Diese kann der RSS mit einer Genauigkeit besser als  $1 \text{ mHz}$  und einem Zeitfehler von weniger als  $1 \mu\text{s}$  bei einer Sendefrequenz von ca.  $8,4 \text{ GHz}$  liefern. Erst die mit dieser Qualität erzeugten Doppler-Residuen ermöglichen eine wissenschaftliche Auswertung der Messungen.

Mit dem RSS können bereits im Vorfeld Missionen für den Einsatz der Radio-Science-Technik optimiert werden, um eine maximale wissenschaftliche Nutzung dieses Verfahrens zu gewährleisten. Da zusätzlich auch die Durchführung von Missionen und Auswertung der Experimente möglich ist, kann der RSS in allen Phasen der Mission eingesetzt werden.

Basierend auf der kommerziell erhältlichen Simulations-Software MATLAB/SIMULINK wurde eine objekt-orientierte Entwicklungsumgebung für interplanetare Raumfahrt-Simulationen konzipiert und programmiert. Durch den modularen Aufbau des RSS wird dabei ein hoher Grad an Flexibilität erreicht. Die verschiedenen Module wie u. a. das ausführlich beschriebenen Orbit-Modul, das Ephemeriden-Modul oder das Okkultations-Modul kommunizieren über *Data Storage Arrays* und ein zentrales Simulations-Fenster. Sie können auch in Zukunft unabhängig voneinander ergänzt und erweitert werden. Der RSS lässt sich zudem relativ einfach durch weitere Module und Funktionen erweitern und ist daher auch künftig für verschiedenste Missionen sowie Szenarien einsetzbar. Durch die umfangreiche RSS-Bibliothek raumfahrt-relevanter Funktionen und dem einfachen Einbinden eigener C- und FORTRAN-Programme ergibt sich ein großes Wachstumspotential. Die nutzerfreundliche Gestaltung der Bedienungsoberflächen erleichtert dabei die Verwendung des RSS und kann so von verschiedenen Mitgliedern einer Entwicklungsgruppe bzw. von Wissenschaftlern direkt verwendet werden. Zukünftig wäre es möglich, den RSS auf Linux-Workstations einzusetzen, um durch die 64 *Bit* Prozessor-Architektur eine noch höhere Genauigkeit der Ergebnisse zu erzielen.

Insgesamt ist es mit dem RSS möglich, effektiv und flexibel Radio-Science-Messungen zu planen, durchzuführen und auszuwerten. Im Vergleich zu bisher bestehender Software bietet der RSS die Möglichkeit, zahlreiche Varianten von Radio-Science-Messungen innerhalb nur eines Software-Paketes mit hoher Genauigkeit zu berechnen. Aufgrund seines modularen Aufbaus kann er zukünftig stetig erweitert werden, um an neue Herausforderungen der Radio-Science angepasst zu werden. Der RSS stellt damit ein wertvolles und unverzichtbares Werkzeug für die erfolgreiche Durchführung interplanetarer Weltraum-Experimente dar.

## A Anhang: Bestimmung der Änderung der Elektronendichte

Werden für den *Downlink* eines Signals zwei unterschiedliche Frequenzen (Zwei-Wege-Verfahren) verwendet, so läßt sich durch Differenzbildung der am Boden gemessenen Frequenzen direkt die Änderung der integrierten Elektronendichte TEC seit Beginn der Messung unabhängig von den Bahnparametern ermitteln. Die z. B. für die Missionen MARS EXPRESS und ROSETTA genutzten Frequenzen im X- und S-Band weisen ein Frequenzverhältnis von 11/3 auf. Damit beträgt die Frequenzverschiebung zwischen  $\Delta f_s$  und  $\frac{3}{11}\Delta f_x$ :

$$\Delta f_s - \frac{3}{11}\Delta f_x = \frac{40,3\frac{m^3}{s^2}}{c} f_s \left( \frac{1}{f_x^2} - \frac{1}{f_s^2} \right) \dot{I} . \quad (\text{A.1})$$

Dabei kann die zeitliche Änderung des integrierten Elektroneninhalts TEC in  $[m^{-2}]$  entlang des Ausbreitungsweges des Radio-Signals zwischen Sender  $S$  und Empfänger  $E$  mit

$$TEC(t) = I(t) = \int_S^E N_e ds \quad (\text{A.2})$$

beschrieben werden.  $f_s$  bzw.  $f_x$  entsprechen den Frequenzen im S- und X-Band,  $\Delta f_s$  bzw.  $\Delta f_x$  der Doppler-Verschiebung in den jeweiligen Frequenzbändern,  $c$  der Lichtgeschwindigkeit und  $N_e$  der Elektronendichte in  $e^-/m^3$ . Die gebräuchliche Einheit für den Elektroneninhalt TEC ist das Hexem, wobei ein Hexem  $10^{16}\frac{e^-}{m^2}$  entspricht.

## B Anhang: Verwendung von normalisierten Gravitations-Koeffizienten

Da die Gravitations-Koeffizienten  $S_{nm}$  und  $C_{nm}$  sowie die assoziierten Legendre-Polynome  $P_{nm}$  schon zur Bestimmung eines planetaren Gravitations-Potentials  $\Psi(r, \Phi, \lambda_g)$  niedriger Ordnung eine Vielzahl von Größenordnungen überdecken, wurden die normalisierten Gravitations-Koeffizienten  $\bar{C}_{nm}$  und  $\bar{S}_{nm}$  bzw. Legendre-Polynome  $\bar{P}_{nm}$  eingeführt. Diese sind in ihrer Größenordnung deutlich einheitlicher. Sie können folgendermaßen berechnet werden [MG99]:

$$\begin{Bmatrix} \bar{C}_{nm} \\ \bar{S}_{nm} \end{Bmatrix} = \sqrt{\frac{(n+m)!}{(2-\delta_{0m})(2n+1)(n-m)!}} \cdot \begin{Bmatrix} C_{nm} \\ S_{nm} \end{Bmatrix} \quad (\text{B.1})$$

$$\bar{P}_{nm} = \sqrt{\frac{(2-\delta_{0m})(2n+1)(n-m)!}{(n+m)!}} \cdot P_{nm} \quad (\text{B.2})$$

mit  $\delta_{0m} = \begin{Bmatrix} 1 \\ 0 \end{Bmatrix}$  für  $\begin{Bmatrix} m=0 \\ m \neq 0 \end{Bmatrix}$  als Kronecker-Symbol .

## C Anhang: Numerische Berechnung des Julianischen Datums

Die Berechnung des Julianischen Datums (JD) kann nach [Val01] folgendermaßen vorgenommen werden:

$$JD = INT\{365,25(yr + 4716)\} + INT\{30,6001(mo + 1)\} + d + B - 1524,5 + C \quad (C.1)$$

mit

$$B = 2 - INT\left(\frac{yr}{100}\right) + INT\left(\frac{INT\left(\frac{yr}{100}\right)}{4}\right) \quad (C.2)$$

und

$$C = \frac{\frac{sec}{60} + min}{24} + hr \quad (C.3)$$

Dabei bedeutet *INT* die Abrundung auf die nächst kleinere natürliche Zahl. *yr* bezeichnet das Jahr, *mo* den Monat und *d* den Tag. Stunden werden als *h*, Minuten als *min* und Sekunden als *sec* angegeben. Die Rechengenauigkeit liegt bei einem handelsüblichen PC im Bereich einer Millisekunde.

## D Anhang: Berechnung des spekularen Punktes auf einer Kugeloberfläche

Im Folgenden soll die Berechnung des spekularen Punktes auf Kugeloberflächen hergeleitet werden. Die Formelzeichen entsprechen dabei der Vorgehensweise in Kapitel 5.4.7. Zur Veranschaulichung der Geometrie sowie der Vektoren sei auf Abbildung 5.11 verwiesen.

- $\mathbf{r}_1$  bezeichnet den Vektor vom Planeten-Mittelpunkt zum Satelliten
- $\mathbf{r}_2$  bezeichnet den Vektor vom Planeten-Mittelpunkt zur Bodenstation
- $\gamma$  bezeichnet den Einfallswinkel bzw. Ausfallswinkel des Radio-Signals
- $R_P$  bezeichnet den Radius des Planeten
- $\mathbf{p}_{sp}$  bezeichnet den Vektor vom Planeten-Mittelpunkt zum spekularen Punkt

Wichtig für die Bestimmung des spekularen Punktes ist die Annahme einer idealen Reflexion, d. h. Einfallswinkel und Ausfallswinkel sind identisch (s. a. Abbildung 5.11).

Mit Hilfe des Skalarproduktes lassen sich Einfallswinkel und Ausfallswinkel bestimmen:

$$\left( \frac{(\mathbf{r}_1 - \mathbf{p}_{sp}) \cdot \mathbf{p}_{sp}}{|(\mathbf{r}_1 - \mathbf{p}_{sp})| \cdot p_{sp}} \right) = \gamma = \left( \frac{(\mathbf{r}_2 - \mathbf{p}_{sp}) \cdot \mathbf{p}_{sp}}{|(\mathbf{r}_2 - \mathbf{p}_{sp})| \cdot p_{sp}} \right) . \quad (\text{D.1})$$

Zur Lösung des Problems wird zunächst ein Koordinatensystem festgelegt. Dabei wurde ein Koordinatensystem gewählt, dessen Einheitsvektor  $\mathbf{E}_2$  in Richtung Bodenstation zeigt. Der Einheitsvektor  $\mathbf{E}_3$  steht senkrecht auf der Richtung vom Planeten zur Bodenstation und der zur Raumsonde. Die Einheitsvektoren des Koordinatensystems berechnen sich somit durch die folgenden Vorschrift:

$$\begin{aligned} \mathbf{E}_1 &= \mathbf{E}_3 \times \mathbf{E}_2 , \\ \mathbf{E}_2 &= \frac{\mathbf{r}_2}{r_2} , \\ \mathbf{E}_3 &= \frac{\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2}{|\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2|} . \end{aligned}$$

Bei geometrischen Konstellationen, bei denen die Vektoren  $\mathbf{r}_1$  und  $\mathbf{r}_2$  parallel zueinander stehen, d. h. wenn sich die Raumsonde genau zwischen Planet und Bodenstation befindet, können numerische Instabilitäten dazu führen, dass die Iteration nicht konvergiert. Um dies auszuschließen, wird zunächst der Winkel  $\Phi$  zwischen der Erdrichtung  $\mathbf{r}_1$  und der Richtung zum spekularen Punkt  $\mathbf{p}_{sp}$  eingeführt.  $\Phi$  stellt die Iterationsvariable dar, so dass eine Iterations-Beziehung der Form  $f(\Phi) = 0$  aufgestellt werden muss. Gleichung D.1 wird dazu folgendermaßen äquivalent umgeformt:

$$f(\Phi) = \frac{(\mathbf{r}_1 - \mathbf{p}_{sp}) \cdot \mathbf{p}_{sp}}{|\mathbf{r}_1 - \mathbf{p}_{sp}| \cdot p_{sp}} - \frac{(\mathbf{r}_2 - \mathbf{p}_{sp}) \cdot \mathbf{p}_{sp}}{|\mathbf{r}_2 - \mathbf{p}_{sp}| \cdot p_{sp}} = 0 . \quad (\text{D.2})$$

Der Vektor  $\mathbf{p}_{sp}$  kann nun in seine Komponenten bzgl.  $\mathbf{E}_1$  und  $\mathbf{E}_2$  zerlegt werden:

$$\mathbf{p}_{sp} = R_P \cdot (\cos \Phi \cdot \mathbf{E}_1 + \sin \Phi \cdot \mathbf{E}_2) . \quad (\text{D.3})$$

Es wird deutlich, dass die Beziehung D.2 neben den gegebenen Richtungen zur Raumsonde  $\mathbf{r}_1$  und zur Bodenstation  $\mathbf{r}_2$  nur noch vom Winkel  $\Phi$  abhängig ist. Hiermit und durch die Beziehungen  $\mathbf{p}_{sp}^2 = R_P^2$  bzw.  $p_{sp} = R_P$  sowie  $\mathbf{r}_1 \cdot \mathbf{E}_2 = 0$  können die Terme der Gleichung D.2 nun ausmultipliziert werden und vereinfachen sich zu:

$$\begin{aligned} (\mathbf{r}_1 - \mathbf{p}_{sp}) \cdot \mathbf{p}_{sp} &= r_1 \cdot R_P \cdot \cos \Phi - R_P^2 , \\ (\mathbf{r}_2 - \mathbf{p}_{sp}) \cdot \mathbf{p}_{sp} &= \mathbf{r}_2 \cdot R_P (\cos \Phi \cdot \mathbf{E}_1 + \sin \Phi \cdot \mathbf{E}_2) - R_P^2 , \\ |\mathbf{r}_1 - \mathbf{p}_{sp}| \cdot p_{sp} &= R_P \cdot \sqrt{r_1^2 - 2 \cdot R_P \cdot r_1 \cdot \cos \Phi + R_P^2} = R_P \cdot A , \\ |\mathbf{r}_2 - \mathbf{p}_{sp}| \cdot p_{sp} &= R_P \cdot \sqrt{r_2^2 - 2 \cdot \mathbf{r}_2 \cdot R_P \cdot (\cos \Phi \cdot \mathbf{E}_1 + \sin \Phi \cdot \mathbf{E}_2) + R_P^2} \\ &= R_P \cdot B . \end{aligned} \quad (\text{D.4})$$

Für die Iterationsvorschrift ergibt sich damit:

$$\Phi_{n+1} = \Phi_n - \frac{f(\Phi_n)}{f'(\Phi_n)} \quad \text{mit } n = 1, 2, 3, \dots \quad (\text{D.5})$$

mit

$$f(\Phi) = \frac{r_1 \cdot \cos \Phi - R_P}{A} - \frac{\mathbf{r}_2 \cdot (\cos \Phi \cdot \mathbf{E}_1 + \sin \Phi \cdot \mathbf{E}_2) - R_P}{B} \quad (\text{D.6})$$

und die Ableitung nach  $\Phi$ :

$$\begin{aligned} f'(\Phi) &= -\frac{r_1 \cdot \sin \Phi}{A} - \frac{r_1 \cdot \sin \Phi \cdot (r_1 \cdot \cos \Phi - R_P^2)}{A^3} \\ &\quad - \frac{\mathbf{r}_2 \cdot \mathbf{E}_2 \cdot \cos \Phi - \mathbf{r}_2 \cdot \mathbf{E}_1 \cdot \sin \Phi}{B} \\ &\quad + \frac{\sqrt{2} \cdot r_2 \cdot R_P \cdot (\mathbf{r}_2 \cdot \mathbf{E}_1 \cdot \cos \Phi + \mathbf{r}_2 \cdot \mathbf{E}_2 \cdot \sin \Phi - R_P) \cdot \cos \Phi}{B^3} . \end{aligned} \quad (\text{D.7})$$

Wichtig für das Iterations-Verfahren ist eine geschickte Wahl des Startwertes der Iteration zur Vermeidung von Iterationsfehlern sowie zur Verringerung der Iterations-Schritte und damit zur Optimierung der benötigten Rechenzeit. Daher wird als Startwert für den Winkel  $\Phi$  ein Zehntel des Winkels zwischen der Richtung zum Satelliten  $\mathbf{r}_1$  und der Erdrichtung  $\mathbf{r}_2$  gewählt. Dies stellt für einen Großteil der Konstellationen einen guten Näherungswert dar, da sich der Satellit deutlich näher an der Planetenoberfläche befindet als die Erde.

## E Anhang: Berechnung der Empfangsfrequenz aus Doppler-Vorhersagen

Im folgenden soll gezeigt werden, wie die theoretische Empfangsfrequenz an der Bodenstation  $f_{R,GS}$  für *One-Way*- und *Two-Way*-Verfahren aus den Doppler-Vorhersagen des RSS berechnet werden kann. Diese kann dann direkt mit den Messwerten verglichen werden. Voraussetzung hierbei ist, dass die Sendefrequenz  $f_{S,GS}$  bzw.  $f_{S,SC}$  und im *Two-Way*-Verfahren das Transponder-Umsetzungsverhältnis  $K$  bekannt sind. Dabei haben die Formelzeichen folgende Bedeutung:

- $f_{S,GS}$ : Von der Bodenstation gesendete Frequenz (nur im *Two-Way*-Verfahren)
- $f_{R,SC}$ : Von der Raumsonde empfangene Frequenz (nur im *Two-Way*-Verfahren)
- $f_{S,SC}$ : Von der Raumsonde gesendete Frequenz
- $f_{R,GS}$ : Von der Bodenstation empfangene Frequenz
- $\Delta f_{UL}$ : Doppler-Frequenzverschiebung im *Uplink* (nur im *Two-Way*-Verfahren)
- $\Delta f_{DL}$ : Doppler-Frequenzverschiebung im *Downlink*
- $K$ : Transponder-Umsetzungsverhältnis
- $P_{UL}$ : Doppler-Vorhersage für den *Uplink*
- $P_{DL}$ : Doppler-Vorhersage für den *Downlink*

Die allgemeine Definition für die Doppler-Frequenzverschiebung lautet:

$$\begin{aligned} \text{Uplink:} \quad \Delta f_{UL} &= f_{S,GS} - f_{R,SC} \quad , \\ \text{Downlink:} \quad \Delta f_{DL} &= f_{S,SC} - f_{R,GS} \quad . \end{aligned} \quad (\text{E.1})$$

Die Doppler-Vorhersagen des RSS werden folgendermaßen angegeben:

$$\begin{aligned} \text{Uplink:} \quad P_{UL} &= \frac{\Delta f_{UL}}{f_{S,GS}} \quad , \\ \text{Downlink:} \quad P_{DL} &= \frac{\Delta f_{DL}}{f_{S,SC}} \quad . \end{aligned} \quad (\text{E.2})$$

Damit ergibt sich für das *One-Way*-Verfahren bzw. für den *Downlink* des *Two-Way*-Verfahrens:

$$f_{R,GS} = f_{S,SC} - \Delta f_{DL} = f_{S,SC} \cdot (1 - P_{DL}) \quad . \quad (\text{E.3})$$

Für das *Two-Way*-Verfahren gilt weiterhin:

$$f_{S,SC} = K \cdot f_{R,SC} = K \cdot (f_{S,GS} - \Delta f_{UL}) = K \cdot f_{S,GS} \cdot (1 - P_{UL}) \quad . \quad (\text{E.4})$$

und daher insgesamt für das *Two-Way*-Verfahren:

$$f_{R,GS} = K \cdot f_{S,GS} \cdot (1 - P_{UL}) \cdot (1 - P_{DL}) \quad . \quad (\text{E.5})$$

## F Anhang: Verwendung von Tschebyscheff-Polynomen

Ein Tschebyscheff-Polynom  $n$ -ten Grades wird mit  $T_n(x)$  bezeichnet und ist durch

$$T_n(x) = \cos(n \cdot \arccos x) \quad (\text{F.1})$$

mit  $|x| \leq 1$  definiert. Mit Hilfe einfacher trigonometrischer Umformungen lassen sich die Tschebyscheff-Polynome auch darstellen als:

$$\begin{aligned} T_0(x) &= 1 \quad , \\ T_1(x) &= x \quad , \\ T_2(x) &= 2x^2 - 1 \quad , \\ T_3(x) &= 4x^3 - 3x \quad , \\ T_4(x) &= 8x^4 - 8x^2 + 1 \quad . \end{aligned} \quad (\text{F.2})$$

Die allgemeine Iterationsvorschrift lautet:

$$T_{n+1}(x) = 2xT_n(x) - T_{n-1}(x) \quad \text{mit } n > 0. \quad (\text{F.3})$$

Die Tschebyscheff-Polynome werden nur im Intervall  $x \in [-1; 1]$  verwendet. Innerhalb dieses Intervalls sind sie mit der Gewichtung  $\frac{1}{\sqrt{1-x^2}}$  orthogonal, was sich mathematisch folgendermaßen darstellt:

$$\int_{-1}^1 \frac{T_i(x) T_j(x)}{\sqrt{1-x^2}} dx = \begin{cases} 0 & i \neq j \\ \frac{\pi}{2} & i = j \neq 0 \\ \pi & i = j = 0 \end{cases} . \quad (\text{F.4})$$

Unter Betrachtung der Gleichung F.1 besitzt  $T_n(x)$  im Intervall  $x \in [-1; 1]$   $n$  Nullstellen:

$$x = \cos\left(\frac{\pi(k - \frac{1}{2})}{n}\right); k = 1, 2, \dots, n \quad . \quad (\text{F.5})$$

Zudem weist das Polynom  $T_n(x)$  im gleichen Intervall  $n + 1$  Extremalstellen auf:

$$x = \cos\left(\frac{k\pi}{n}\right); k = 1, 2, \dots, n \quad . \quad (\text{F.6})$$

Die grundlegenden Eigenschaften der Tschebyscheff-Polynome liegen darin, dass alle Maxima von  $T_n(x)$  gleich 1 sind, während alle Minima von  $T_n(x) - 1$  betragen. Die Orthogonalitätsbeziehungen vereinfachen zusätzlich noch die Approximation von Funktionen. Es gilt zusätzlich zu Gleichung F.4, wobei  $x_k$  ( $k = 1, \dots, m$ ) die Nullstellen von  $T_n(x)$  sind und  $i, j < m$  ist:

$$\sum_{k=1}^m T_i(x - x_k) T_j(x - x_k) dx = \begin{cases} 0 & i \neq j \\ \frac{m}{2} & i = j \neq 0 \\ m & i = j = 0 \end{cases} . \quad (\text{F.7})$$

Mit den Gleichungen F.1, F.5 und F.7 kann das folgende Theorem aufgestellt werden: Sei  $f(x)$  eine beliebige Funktion im Intervall  $[-1; 1]$  und sind  $N-1$  Koeffizienten  $c_j$  mit  $j = 1, 2, \dots, N-1$  definiert als

$$c_j = \frac{2}{N} \sum_{k=1}^N f(x_k) T_j(x_k) , \quad (\text{F.8})$$

wobei  $x_k$  die Nullstelle von  $T_k$  ist, dann gilt für die Approximation von  $f(x)$ :

$$f(x) \approx \left[ \sum_{k=0}^{N-1} c_k T_k(x) \right] - \frac{1}{2} c_0 . \quad (\text{F.9})$$

Liegen keine Funktionen vor, die approximiert werden sollen, sondern Datens sequenzen wie die Lage einer Raumsonde zu verschiedenen Zeitpunkten, müssen mit Hilfe von Interpolations-Verfahren die Werte an den Nullstellen der Tschebyscheff-Polynome bestimmt werden (vgl. Gleichung F.8). Bei hinreichend großen Datenmengen reichen meist lineare Interpolationsverfahren aus. Ein weiteres Problem ist die Tatsache, dass normalerweise die Datensequenz nicht im Intervall  $[-1; 1]$  liegt. Somit müssen die  $x$ -Werte bzw. die Zeitwerte wie folgt transformiert werden. Das Ausgangsintervall sei dabei  $[t_a; t_b]$ :

$$x = \frac{2t - (t_a + t_b)}{t_b - t_a} . \quad (\text{F.10})$$

Somit wird Gleichung F.9 zu:

$$f(t) \approx \left[ \sum_{k=0}^{N-1} c_k T_k \left( \frac{2t - (t_b + t_a)}{t_b - t_a} \right) \right] - \frac{1}{2} c_0 . \quad (\text{F.11})$$

In bestimmten Fällen ist es notwendig, zu der Funktion  $f(t)$  die Ableitung zu bestimmen. Diese ergibt sich nach Differenzieren und Substituieren zu:

$$\frac{d}{dx} \cos(n \cdot \arccos x) = -\sin(n \cdot \arccos x) \cdot \frac{-1}{\sqrt{y - x^2}} . \quad (\text{F.12})$$

Um auch für die Ableitung eine Rekursionsformel zu erstellen, kann man unter Anwendung von Additionstheoremen die Ableitung von  $f(t)$  für das Intervall  $]t_a; t_b[$  bestimmen:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} f(t) &= \sum_{k=1}^{N-1} \frac{c_k \cdot k}{1 - \left( \frac{2t - (t_b + t_a)}{t_b - t_a} \right)^2} \cdot \frac{2}{t_b - t_a} \cdot \\ &\left[ \frac{2t - (t_b + t_a)}{t_b - t_a} T_k \left( \frac{2t - (t_b + t_a)}{t_b - t_a} \right) - T_{k+1} \left( \frac{2t - (t_b + t_a)}{t_b - t_a} \right) \right] . \end{aligned} \quad (\text{F.13})$$

Für die Ränder können bei Berechnung der Grenzwerte an den Stellen  $x = 1$  und  $x = -1$  sowie der Anwendung der L'Hopitalschen Regel die folgenden Beziehungen hergeleitet werden:

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} f(t_a) &= \sum_{k=1}^{N-1} c_k \cdot k^2 \cdot (-1)^{(k+1)} \cdot \frac{2}{t_b - t_a} , \\ \frac{d}{dt} f(t_b) &= \sum_{k=1}^{N-1} c_k \cdot k^2 \cdot \frac{2}{t_b - t_a} . \end{aligned} \quad (\text{F.14})$$

# Literaturverzeichnis

- [ACE<sup>+</sup>87] ANDERSON, J. D. ; COLOMBO, G. ; ESPPOSITO, P. B. ; LAU, E. L. ; TRAGER, G. B.: The mass, gravity field and ephemeris of Mercury. In: *Icarus* 71 (1987), September, S. 337–349
- [And85] ANDERSON, J. D.: *Introduction to Flight*. ed. by A. Murphy and J. Satloff. McGraw-Hill Book Company, 1985
- [Ash03] ASHBY, N.: Relativity in the Global Positioning System. In: *Living Reviews in Relativity* 6 (2003), Januar. – Online Article: <http://www.livingreviews.org/Articles/Volume6/2003-1ashby/>
- [Atr86] ATREYA, S. K.: *Physics and Chemistry in Space*. Bd. 15: *Atmospheres and Ionospheres of the Outer Planets and their Satellites*. Springer-Verlag Berlin, 1986
- [BBC94] BEVIS, M. ; BUSINGER, S. ; CHRISWELL, S.: GPS Meteorology: Mapping Zenith Wet Delays onto Precipitable Water. In: *Journal of Applied Meteorology* 33 (1994), S. 379 – 386
- [BC94] BRANDT, John C. ; CHAPMAN, Robert D.: *Rendezvous im Weltraum, Die Erforschung der Kometen*. Birkhäuser Verlag, 1994
- [BDH<sup>+</sup>02] BIRD, M. K. ; DUTTA-ROY, R. ; HEYL, M. ; ALLISON, M. ; ASMAR, S. W. ; FOLKNER, W. M. ; PRESTON, R. A. ; ATKINSON, D. H. ; EDENHOFER, P. ; PLETTEMEIER, D. ; WOHLMUTH, R. ; IESS, L. ; TYLER, G. L.: The Huygens Doppler Wind Experiment - Titan Winds Derived from Probe Radio Frequency Measurements. In: *Space Science Reviews* 104 (2002), S. 613–640
- [Ben99a] BENKHOFF, J.: Energy balance and the gas flux from the surface of comet 46P/Wirtanen. In: *Planetary and Space Science* 47 (1999), S. 735–744
- [Ben99b] BENKHOFF, J.: On the flux of water and minor volatiles from the surface of comet nuclei. In: *Space Science Reviews* 90 (1999), S. 131–139
- [BF88] BRETAGNON, P. ; FRANCOU, G.: Planetary theories in rectangular and spherical variables - VSOP 87 solutions. In: *Astronomy and Astrophysics* 202 (1988), August, S. 309–315
- [BHA<sup>+</sup>97] BIRD, M. K. ; HEYL, M. ; ALLISON, M. ; ASMAR, S. W. ; ATKINSON, D. ; EDENHOFER, P. ; PLETTEMEIER, D. ; WOHLMUTH, R. ; IESS, L. ; TYLER, G. L.: *The Huygens Doppler Wind Experiment*. ESA Publications Division, ESTEC, Noordwijk, Netherlands, 1997, S. 139 – 162
- [BMW71] BATE ; MUELLER ; WHITE: *Fundamentals of Astrodynamics*. Dover Publications, New York, 1971

- [Bor91] BORDERIES, N. J.: *Maximum degree of Venus gravity field using Pioneer Venus Orbiter data*. IOM 314.6 – 1347. Jet Propulsion Laboratory (JPL), 1991. – Interoffice Memorandum
- [BPE<sup>+</sup>96] BIRD, M. K. ; PAETZOLD, M. ; EDENHOFER, P. ; ASMAR, S. W. ; MCEL-RATH, T. P.: Coronal radio sounding with Ulysses: solar wind electron density near 0.1AU during the 1995 conjunction. In: *Astronomy and Astrophysics* 316 (1996), Dezember, S. 441–448
- [BRF<sup>+</sup>98] BERGMANN ; RAITH ; FINK ; BAHR ; FREYHARDT ; NIEDRIG ; EICHLER: *Lehrbuch der Experimentalphysik*. 11., völlig neu bearbeitete Auflage. de Gruyter, 1998
- [BVBR98] BARRIOT, J. P. ; VALES, N. ; BALMINO, G. ; ROSENBLATT, P.: A 180th degree and order model of the Venus gravity field from Magellan line of sight residual Doppler data. In: *Geophys. Res. Lett.* 25 (1998), S. 3743 – 3746
- [BVP<sup>+</sup>94] BIRD, M. K. ; VOLLAND, H. ; PAETZOLD, M. ; EDENHOFER, P. ; ASMAR, S. W. ; BRENKLE, J. P.: The coronal electron density distribution determined from dual-frequency ranging measurements during the 1991 solar conjunction of the ULYSSES spacecraft. In: *Astrophysical Journal* 426 (1994), Mai, S. 373–381
- [BW70] BORN, M. ; WOLF, E.: *Principle of Optics*. Pergamon Press, 1970
- [CCR01] CARTER, L. M. ; CAMPBELL, D. B. ; R., Doriss J.: Surface Properties of Venus from Arecibo 12.6 cm radar observations. In: *Lunar and Planetary Science XXXII* (2001)
- [DHS<sup>+</sup>85] DAVIS, J. L. ; HERRING, T. A. ; SHAPIRO, I. I. ; ROGERS, A. E. ; ELGERED, G.: Geodesy by Radio Interferometry: Effects of Atmospheric Modelling Errors on Estimates of Baseline Length. In: *Radio Science* 20 (1985), Nr. 6, S. 1593 – 1607
- [Dia03] DIAZ DEL RIO, J.: *Time Standards Overview, ESA, Planetary Missions Division*, Juli 2003. – SOP-RSSD-TN-014, Issue 2, Rev. 1
- [DLR04] DLR, Deutsches Zentrum für Luft-und R. *Sonderseiten zur Mars Express Mission*. 2004  
<http://www.dlr.de/mars/>
- [Dyn04] DYNAMICS, Jet Propulsion Laboratory Solar S. *Previous Website of the International Astronomical Union Commission 4: Ephemerides*. 2004  
<http://ssd.jpl.nasa.gov/iau-comm4/>
- [Enz99] ENZIAN, A.: On the prediction of CO outgassing from comets Hale-Bopp and Wirtanen. In: *Space Science Reviews* 90 (1999), S. 141–148
- [ESA00] ESA, European Space A.: *Bepi Colombo, An Interdisciplinary Cornerstone Mission to the Planet Mercury*, 2000. – ESA-SCI (2000) 1
- [ESA04] ESA, European Space A.: *Science Homepage*. 2004. – Homepage der ESA  
<http://sci.esa.int/>
- [Esh73] ESHLEMAN, V. R.: The radio occultation method for the study of planetary atmospheres. In: *Planet. Space Sci.* 21 (1973), S. 1521–1531

- [Fab00] FABRY, F.: Additional bistatic receivers. In: *Radar Meteorology at McGill* (2000), August  
<http://grappa.meteo.mcgill.ca/bistatic.html>
- [FE69] FJELBO, G. ; ESHLEMAN, V. R.: Atmosphere of Venus as studied with the Mariner 5 dual radio-frequency occultation experiment. In: *Radio Science* 4 (1969), Nr. 10, S. 879–897
- [Fis96] FISHER, R. *Astronomical Times*. 1996  
<http://www.gb.nrao.edu/~rfisher/Ephemerides/times.html>
- [FKE71] FJELBO, G. ; KLIORÉ, A. J. ; ESHLEMAN, V. R.: The Neutral Atmosphere of Venus as studied with the Mariner V radio occultation experiments. In: *Astron. Jour.* 76 (1971), Nr. 2, S. 123
- [Fli03] FLIESSBACH, T.: *Allgemeine Relativitätstheorie*. 4. Auflage. Spektrum Akademischer Verlag Heidelberg, 2003
- [GB01] GARMIER, R. ; BARRIOT, J. P.: Ellipsoidal harmonic expansion of the gravitational potential: theory and application. In: *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy* 79 (2001), S. 235–275
- [GG02] GRUPP, FR. ; GRUPP, FL.: *MATLAB 6 für Ingenieure – Grundlagen und Programmierbeispiele*. Oldenbourg Verlag München, 2002
- [Gil65] GILL, T. P.: *The Doppler effect*. Logos Pr. London, 1965
- [GMP96] GILL, E. ; MONTENBRUCK, O. ; PÄTZOLD, M. *Perturbation forces acting on the Rosetta spacecraft in a close orbit around comet P/Wirtanen, AAS/AIAA SPACE FLIGHT MECHANICS MEETING*. 1996
- [GNH01] GARVIN, J. B. ; NADERI, F. M. ; HUBBARD, G. S.: Following the water: The new program for Mars exploration. In: *52<sup>nd</sup> International Astronautical Congress*, 2001
- [Gri04] GRIEBEL, H. S.: *Project Archimedes: Overview and current Activities*. European Mars and Planetary Convention EMC 2004. 2004. – Technical University of Iasi and Al. I. Cuza University of Iasi
- [Hak99] HAKIM, R.: *An Introduction to Relativistic Gravitation*. Cambridge Univ. Press, 1999
- [Ham69] HAMILTON, W. R.: *Elements of quaternions*. Chelsea Publ., 1969
- [Han88] HANKEY, W. L.: *Re-Entry Aerodynamics*. AIAA Education Series, 1988
- [Har01] HARDI, P.: *Sonnenfinsternisse: Physikalische Hintergründe*. Vorlesung an der Universität Freiburg. Kiepenheuer-Institut für Sonnenphysik, 2001
- [HEH<sup>+</sup>03] HÄUSLER, B. ; EIDEL, W. ; HAGL, D. ; REMUS, S. ; SELLE, J. ; PÄTZOLD, M.: *Venus Express Radio Science Experiment VeRa: Reference Systems and Techniques Used for the Simulation and Prediction of Atmospheric and Ionospheric Sounding Measurements at Planet Venus*. 2003. – Forschungsbericht LRT-WE-9-FB-4

- [HEP<sup>+</sup>95] HÄUSLER, B. ; EIDEL, W. ; PÄTZOLD, M. ; NEUBAUER, F. M. ; K., Bird M.: Solar Corona Sounder: Kontinuierliche Radiosondierung der Sonnenkorona mit interplanetaren Proben. In: *DGLR Jahrestagung Bonn Bad-Godesberg*, 1995
- [HER<sup>+</sup>02] HÄUSLER, B. ; EIDEL, W. ; REMUS, S. ; SELLE, J. ; SCHACKE, R. ; PÄTZOLD, M.: Technische und wissenschaftliche Anforderungen an Radio Science Experimente zur Erforschung der Planeten Venus und Merkur. In: *DGLR Jahrestagung , Stuttgart*, 2002
- [HPT<sup>+</sup>05] HÄUSLER, B. ; PÄTZOLD, M. ; TYLER, G. L. ; BARRIOT, V. J. ; BIRD, M. K. ; DEHANT, V. ; HINSON, D. ; SIMPSON, R. A. ; TREUMANN, R. A. ; EIDEL, W. ; MATTEI, R. ; ROSENBLATT, P. ; REMUS, S. ; SELLE, J. ; TELLMANN, S. *Venus Atmospheric, Ionospheric, Surface, and Interplanetary Radio Wave Propagation Studies with the Venus Express Radio Science Experiment VeRa*. ESA Scientific Report. 2005
- [Häu02] HÄUSLER, B.: *Radio Science Messungen im Sonnensystem mit einer Einführung in die Theorie der Gravitation*. Institut für Raumfahrttechnik der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik, Universität der Bundeswehr, München, 2002. – Forschungsbericht LRT-WE-9-FB-2
- [Häu04a] HÄUSLER, B.: *Dynamik und Regelung von Satelliten*. Skriptblätter zur Vorlesung. 2004. – Universität der Bundeswehr, München
- [Häu04b] HÄUSLER, B.: *Raumfahrttechnik II*. Skriptblätter zur Vorlesung. 2004. – Universität der Bundeswehr, München
- [Häu04c] HÄUSLER, B.: *Weltraumphysik*. Skriptblätter zur Vorlesung. 2004. – Universität der Bundeswehr, München
- [IGAB99] IESS, L. ; GIAMPIERI, G. ; ANDERSON, J. D. ; BERTOTTI, B.: Doppler measurement of the solar gravitational deflection. In: *Class. Quantum Grav.* 16 (1999), S. 1487 – 1502
- [Ivo98] IVORY, K.: *Suprathermische Elektronen im Sonnenwind als Indikatoren außergewöhnlicher Magnetfeldstrukturen der inneren Heliosphäre*. Dissertation zur Erlangung des Doktorgrades. Mathematisch-Naturwissenschaftliche Fakultät, Georg-August-Universität zu Göttingen, 1998
- [Jac82] JACOB, Heinrich G.: *Rechnergestützte Optimierung statischer und dynamischer Systeme*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1982
- [JPL04] JPL, Jet Propulsion L. *JPL's DASTCOM (Database of ASTeroids and COMets) Homepage*. 2004  
<http://ssd.jpl.nasa.gov/dastcom.html>
- [JSC89] JACOBSON, R. ; SYNNOTT, S. ; CAMPBELL, J.: The orbits of the satellites of Mars from spacecraft and Earthbased observations. In: *Astronomy and Astrophysics* (1989). – 225, 548 - 554
- [KBC<sup>+</sup>93] KONOPLIV, A. S. ; BORDERIES, N. J. ; CHODAS, P. W. ; CHRISTENSEN, E. J. ; SJOGREN, W. L. ; WILLIAMS, B. G. ; BALMINO, G. ; BARRIOT, J. P.: Venus gravity and topography: 60th degree and order model. In: *Geophys. Res. Lett.* 20(21) (1993), S. 2403–2406

- [KBS99] KONOPLIV, A. S. ; BANERDT, W. B. ; SJOGREN, W. L.: Venus gravity: 180th degree and order. In: *Icarus* 139 (1999), Nr. 1, S. 3–18
- [Kid03] KIDGER, M. *Mark Kidger's Comet and Asteroid Observing Home Page. Observations of comets and asteroids by Spanish amateur and professional astronomers.* April 2003  
<http://www.iac.es/galeria/mrk/comets/>
- [KR95] Kap. The solar wind In: KIVELSON, M. G. ; RUSSELL, C. T.: *Introduction to space physics.* Cambridge University Press, New York, 1995, S. 91 – 128
- [KS94] KONOPLIV, A. S. ; SJOGREN, W. L.: Venus spherical harmonic gravity model to degree and order 60. In: *Icarus* 112 (1994), November, S. 42–54
- [LCR<sup>+</sup>99] LEWIS, S. R. ; COLLINS, M. ; READ, P. L. ; FORGET, F. ; HOURDIN, F. ; FOURNIER, R. ; HOURDIN, C. ; TALAGRAND, O. ; HUOT, J.: A climate database for Mars. In: *Journal of Geophysical Research* 104 (1999), Oktober, Nr. 13, S. 24177–24194
- [Lei94] LEICK, A.: *GPS Satellite Surveying.* Second Edition. A Wiley-Interscience Publication, 1994
- [LI01] LPI, Lunar ; INSTITUTE, Planetary: Apollo 15 Bistatic Radar Experiment. In: *Exploring the Moon* (2001), Mai. – Lunar and Planetary Institute, USRA  
[www.lpi.usra.edu/expmoon/Apollo15/A15\\_Orbital\\_bistatic.html](http://www.lpi.usra.edu/expmoon/Apollo15/A15_Orbital_bistatic.html)
- [Lie05] LIESKE, K.: *Triebwerkssteuerung zur Optimierung der Trajektorie bei Flyby- und Gravity-Assist-Manövern am Beispiel der Rosetta-Mission der ESA,* Institut für Raumfahrttechnik der Universität der Bundeswehr München, Diplomarbeit, 2005
- [LKF<sup>+</sup>98] LEMOINE, F. G. ; KENYON, S. C. ; FACTOR, J. K. ; TRIMMER, R. G. ; PAVLIS, N. K. ; CHINN, D. S. ; COX, C. M. ; KLOSKO, S. M. ; LUTHCKE, S. B. ; TORRENCE, M. H. ; WANG, Y. M. ; WILLIAMSON, R. G. ; RAPP, R. H. ; OLSON, T. R. *The development of the joint NASA/GSFC and the National Imagery and Mapping Agency (NIMA) geopotential models, EGM96.* NASA TP-1998-206861. 1998
- [Low72] LOWREY, B. E.: Ephemeris of a Highly Eccentric Orbit: Explorer 28. In: *Celestial Mechanics* 5 (1972), S. 107–125
- [LTW<sup>+</sup>03] LAMY, P. L. ; TOTH, I. ; WEAVER, H. ; JORDA, L. ; KAASALAINEN, M.: The Nucleus of Comet 67P/Churyumov-Gerasimenko, the New Target of the Rosetta Mission. In: *American Astronomical Society - Division for Planetary Sciences Meeting* 35 (2003), Mai
- [MA95] MORABITO, D. D. ; ASMAR, S. W. *Radio-Science Performance Analysis Software.* TDA Progress Report 42-10. Februar 1995  
<http://www.iac.es/galeria/mrk/comets/>
- [Mat96] MATH WORKS, INC., The. *Building GUIs with Matlab.* 1996
- [Mat02a] MATH WORKS, INC., The: *Using Simulink – Model-Based and System-Based Design.* 2002. – Simulink 5 (Release 13)

- [Mat02b] MATH WORKS, INC., The. *Writing S-Functions*. 2002
- [MAWW84] MEASE, K. D. ; ANDERSON, J. D. ; WOOD, L. J. ; WHITE, L. K.: Test of General Relativity Using Starprobe Radio Metric Tracking Data. In: *J. Guidance* 7 (1984), Nr. 1, S. 36 – 44
- [ME98] MORRISON, L. V. ; EVANS, D. W.: Check on JPL DE405 using modern optical observations. In: *Astronomy and Astrophysics Supplement* 132 (1998), November, S. 381–386
- [Mee00] MEEUS, J.: *Astronomische Algorithmen*. Johann Ambrosius Barth, 2000
- [MG99] MONTENBRUCK, O. ; GILL, E.: *Satellite Orbits - Models, Methods and Applications*. Springer, 1999
- [Mül99] MÜLLER, M.: *A model of the inner coma of comets with applications to the comets P/Wirtanen and P/Wild 2*. Rupertus Carola University Heidelberg, 1999. – Dissertation
- [Moy00] MOYER, T. D.: *Formulation for Observed and Computed Values of Deep Space Network Data Types for Navigation*, Oktober 2000. – JPL Publication 00-7
- [MS99] MEADE, Douglas B. ; STRUTHERS, Allan A.: Differential Equations in the New Millennium: the Parachute Problem. In: *Tempus Publications* (1999). – Department of Mathematics, University of South Carolina  
<http://www.math.mtu.edu/~struther/WEB/Parachute.pdf>
- [NAS02] NASA. *Cosmic and Heliospheric Learning Center*. 2002  
<http://helios.gsfc.nasa.gov>
- [PBE<sup>+</sup>95] PÄTZOLD, M. ; BIRD, M. K. ; EDENHOFER, P. ; ASMAR, S. W. ; MCEL RATH, T. P.: Dual-frequency radio sounding of the solar corona during the 1995 conjunction of the Ulysses spacecraft. In: *Geophysical Research Letters Vol 22, No. 23* (1995). – American Geophysical Union
- [PH03] PÄTZOLD, M. ; HAGERMANN, A.: *Mars Express Orbiter Radio Science MaRS - Flight Operations Manual, Experiment User Manual*, 2003. – MEX-MRS-IGM-MA-3008
- [PNC<sup>+</sup>04] PÄTZOLD, M. ; NEUBAUER, F. ; CARONE, L. ; HAGERMANN, A. ; STANZEL, C. ; HÄUSLER, B. ; REMUS, S. ; SELLE, J. ; HAGL, D. ; HINSON, D. ; SIMPSON, R. ; TYLER, L. ; ASMAR, S. ; AXFORD, W. ; HAGFORS, T. ; BARRIOT, J. ; CERISIER, J. ; IMAMURA, T. ; OYAMA, K. ; JANLE, P. ; KIRCHENGAST, G. ; DEHANT, V.: MaRS: Mars Express Orbiter Radio Science. In: *Mars Express - The Scientific Payload* (2004), Nr. ESA SP-1240, S. 141 –163
- [Pät99] PÄTZOLD, M.: *MaRS - Scientific and Technical Description*, 1999. – MEX-MRS-IGM-MA-3003
- [Pät01] PÄTZOLD, M.: Radio Science. In: *Homepage des Instituts für Geophysik und Meteorologie der Universität zu Köln* (2001)  
<http://www.uni-koeln.de>

- [Pät04a] PÄTZOLD, M. *Radio Science File Naming Convention and Radio Science File Formats*. MEX-MRS-IGM-IS-3016. Februar 2004
- [Pät04b] PÄTZOLD, M. *Radio Science Predicted and Reconstructed Orbit and Planetary Constellation Data: Specifications*. MEX-MRS-IGM-DS-3039. Juli 2004
- [PTS<sup>+</sup>05] PÄTZOLD, M. ; TELLMANN, S. ; SCHAA, R. ; HÄUSLER, B. ; TYLER, G. L. ; HINSON, D. *Ionopause Features and Structure of the Afternoon Ionosphere of Mars as Observed by the Radio-Science Experiment MaRS on Mars Express*. 2005
- [Rem04] REMUS, S.: *Untersuchungen zur Durchführung von satellitengestützten Radio-Science-Experimenten im interplanetaren Raum*. Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik der Universität der Bundeswehr München, 2004. – Dissertation
- [RHPW01] REMUS, S. ; HÄUSLER, B. ; PÄTZOLD, M. ; WENNMACHER, A.: Ergebnisse der Radio Science Testmessungen an den ESA-Satelliten Rosetta und Mars Express. In: *DGLR Jahrestagung Hamburg, 2001*
- [RMS01] REDDY, J. ; MCCOY, D. ; SCHMIDT, R.: Mars Express: The European Mission to Mars. In: *52<sup>nd</sup> International Astronautical Congress, 2001*
- [Rod03] RODRIGUES-CANABAL, J. *Time Basis, e-mail an B. Häusler, 29. August*. 2003
- [RSM<sup>+</sup>79] REASENBERG, R. D. ; SHAPIRO, I. I. ; MACNEIL, P. E. ; GOLDSTEIN, R. B. ; BREIDENTHAL, I. C. ; BRENKLE, J. P. ; CAIN, D. L. ; KAUFMANN, T. A. ; ZYGIELBAUM, A. I.: Viking relativity experiment: verification of signal retardation by solar gravity. In: *Astrophys. Journal* 234 (1979), S. L 219
- [SAB<sup>+</sup>00] SEIDELMANN, P. ; ABALAKIN, V. ; BURSA, M. ; DAVIES, M. ; DE BERGH, C. ; LIESKE, J. ; OBERST, J. ; SIMON, J. ; STANDISH, E. ; STOOKE, P. ; THOMAS, P.: Report of the IAU/IAG Working Group on Cartographic Coordinates and Rotational Elements of the Planets and Satellites. In: *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 82, 83 - 110 (2000)
- [Sch85] SCHMIEDER, L.: Quaternionen und ihre Anwendungen auf die Kreiseltheorie. In: *Z. Flugwiss. Weltraumforschung* (1985), S. 302 – 310. – Heft 5
- [Sch96] SCHNEIDER, M.: *Himmelsmechanik Bd.III Gravitationstheorie*. Spektrum Verlag, 1996
- [Sch99] SCHWEHM, R.: Rosetta goes to comet Wirtanen. In: *Space Science Reviews* 90 (1999), S. 313–319
- [Sch00] SCHÖDLBAUER, A.: *Geodätische Astronomie*. de Gruyter, 2000
- [Sch01] SCHWINGER, J.: *Simulation von Umlaufbahnen um einen Kometenkern*, Universität zu Köln, Institut für Geophysik und Meteorologie, Diplomarbeit, 2001

- [Sch02] SCHACKE, R.: *Bestimmung des Dopplereffekts unter Berücksichtigung der allgemeinen Relativitätstheorie am Beispiel der ESA Mission Bepi Colombo und Venus Express*, Institut für Raumfahrttechnik der Universität der Bundeswehr München, Diplomarbeit, 2002
- [Sei82] SEIDELMANN, P. K.: 1980 IAU theory of nutation - The final report of the IAU Working Group on Nutation. In: *Celestial Mechanics* 27 (1982), S. 79–106
- [Sei92] SEIDELMANN, P. K.: *Explanatory Supplement to the Astronomical Almanac*. University Science Books, 1992
- [SF92] SEIDELMANN, K. ; FUKUSHIMA, T.: Why new time scales? In: *Astron. Astrophys.* 265, 833-838 (1992)
- [SFJ98] SOVERS, O. J. ; FANSELOW, J. L. ; JACOBS, C. S.: Astrometry and geodesy with radio interferometry: experiments, models, results. In: *Reviews of Modern Physics* 70 (1998), Oktober, S. 1393–1454
- [Sha64] SHAPIRO, I. I.: Fourth Test of General Relativity. In: *Phys. Rev. Letters* 13 (1964), Nr. 26, S. 789–791
- [SHP04] SELLE, J. ; HÄUSLER, B. ; PÄTZOLD, M.: Planung und Simulation von Radio-Science-Messungen im Rahmen der interplanetaren Raumfahrt-Missionen Mars Express und Venus Express. In: *DGLR Jahrestagung* , Dresden, 2004
- [Sid97] SIDI, M. J.: *Spacecraft Dynamics and Control*. Cambridge Univ. Press, 1997
- [Sim93] SIMPSON, R. A.: Spacecraft studies of planetary surfaces using bistatic radar. In: *IEEE Transact. Geosci. Rem. Sens.* 31 (1993), Nr. 2, S. 465
- [Sim03] SIMPSON, R. A. *Mars Gravity Field*. Persönliche Mitteilung. Dezember 2003
- [Sim05] SIMPSON, R. A. *Werte der Dielektrizitätskonstante für unterschiedliche Oberflächen*. Arbeitsgespräch. Januar 2005
- [Sof89] SOFFEL, M. H.: *Relativity in Astrometry, Celestial Mechanics and Geodesy*. Springer Verlag, 1989
- [SS99] SCHULZ, R. ; SCHWEHM, G: Coma composition and evolution of Rosetta target comet 46 P / Wirtanen. In: *Space Science Reviews* 90 (1999), S. 312–328
- [Sta98] STANDISH, E. M.: *JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405*. IOM 312.F – 98 – 048. Jet Propulsion Laboratory (JPL), August 1998. – Interoffice Memorandum
- [Sta03] STANDISH, E. M.: *Persönliche Mitteilung an V. Dehant*. November 2003. – email
- [Str78] STRAUB, D.: *Wärme- und Stoffübertragung*. Skriptblätter zur Vorlesung. Universität der Bundeswehr München, 1978
- [Tip94] TIPLER, P.A.: *Physik*. Spektrum Verlag, 1994

- [Ty193] TYLER, G. L.: *Planetary Radio Science, The Encyclopedia of Planetary Sciences*. ed. by J. W. Shirley and R. W. Fairbrige. Chapman and Hall, London, UK, 1993
- [U. 83] U. S. & H. M. NAUTICAL ALMANAC OFFICES: *Supplement to the Astronomical Almanac for the Year 1984: The Introduction of the improved IAU System of Astronomical Constants, Time Scales and Reference Frame into the Astronomical Almanac*. 1983
- [U. 02] U. S. GOVERNMENT PRINTING OFFICE (USGPO): *The Astronomical Almanac for the year 2004*. The Astronomical Almanac for the year 2004, Washington: U.S. Government Printing Office (USGPO), 2002, U.S. Naval Observatory (USNO), Royal Greenwich Observatory (RGO), 2002
- [UCL03] UCL ASTRONOMY AND ASTROPHYSICS GROUP. *Homepage der UCL Astronomy and Astrophysics Group des Department of Physics and Astronomy am University College London* . 2003  
<http://www.star.ucl.ac.uk/>
- [Val01] VALLADO, D. A.: *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. Kluwer Academic Publisher, 2001
- [Wen00] WENNMACHER, A.: *MaRS, Space Segment and Ground Segment Interface / Flight Operations Manual*. Universität zu Köln, August 2000. – MEX-MRS-IGM-MA-3005
- [Wil01] WILLIAMS, D. R.: Mars 2003 missions and beyond. In: *Master Catalog: Spacecraft* (2001), Dezember. – National Space Science Data Center, NASA  
<http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/tmp/MARSEXP.html>
- [Yak02] YAKOVLEV, O. I.: *Space Radio Science*. Taylor and Francis. ESI Book Series, 2002
- [Yue83] YUEN, J. H.: *Deep Space Telecommunications Systems Engineering*. Plenum Press, N.Y. and London, 1983
- [Zei00] ZEILER, O.: *Entwicklung eines Kleinsatelliten-Simulators mit Untersuchung einer autonomen Orbitalpositions-Regelung für niedrigfliegende Satelliten*. Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik der Universität der Bundeswehr München, 2000. – Dissertation