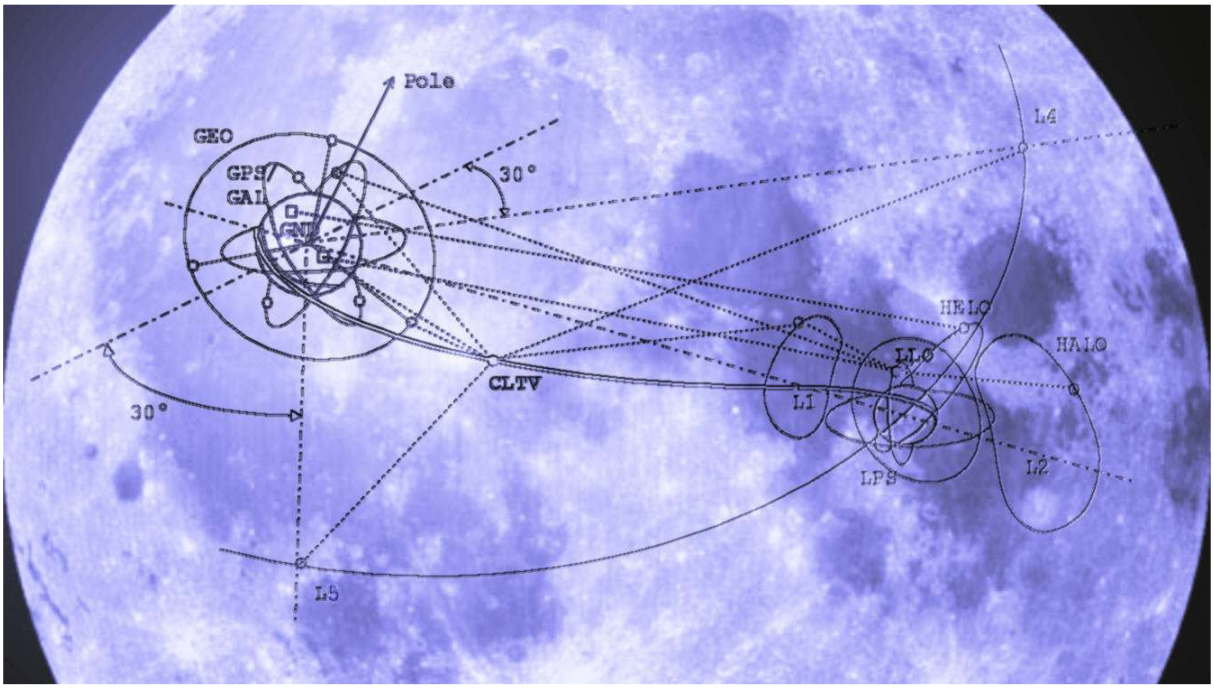
Fehlerminimale Navigation lunarer Raumfahrzeuge

von Diplom-Ingenieur
Frank Weischede

von der Fakultät V – Verkehrs- und Maschinensysteme
der Technischen Universität Berlin
zur Erlangung des akademischen Grades

Doktor der Ingenieurwissenschaften
– Dr.-Ing. –

genehmigte Dissertation



Promotionsausschuss:

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. Chr. Paschereit
1. Gutachter: Prof. Dr.-Ing. K. Brieß
2. Gutachter: Prof. Dr.-Ing. R. Priebs

Tag der wissenschaftlichen Aussprache: 16. November 2006

Berlin 2007
D 83

Prolog

„Whatever we use as a key:
Music, mythology, science, mathematics, astronomy;
We are all working to decode the mystery of creation, searching for our deepest roots.“

...So fomulierte der Musikkomponist VANGELIS in einem Interview mit dem Mars Odyssee Team im Jahr 2001 seine Sichtweise, wie die Wissenschaft in fortschreitender Weise im Begriff ist, uns unseren Platz im Universum zu zeigen und zu erklären. Im Buch „Jahrtausendprojekt Mars“ von JESCO VON PUTTKAMER (1996) kommt in detailierter Weise sehr schön zum Ausdruck wie sehr uns die Reise in den Weltraum durch die Evolution aufgeprägt zu sein scheint. Denn es ist eine Tatsache: Menschen in den zuständigen Agenturen aller führenden Raumfahrtnationen arbeiten deutlich daran Menschen zu den Planeten auszusenden. Sowohl die bemannten Apollo-Missionen zum Mond als auch die bereits permament besetzte

Internationale Raumstation ISS spielen hierbei schon lange eine entscheidende Vorreiterrolle. Am 14. Januar 2004 proklamiert der amtierende US-Präsident die von den NASA-Mitarbeitern repräsentierte Vision zur Erkundung von Erde, Mond, Mars und jenseits dieser Himmelskörper[1] und festigt damit den offiziellen Stellenwert der Weltraumerkundung im Wissenschaftsprogramm der USA (2004). Nach der Nutzbarmachung des Erdorbits mit pendelnden Nutzlastfähren und einer permanent besetzten Internationalen Raumstation (ISS) steht damit im Rahmen mittel- bis langfristiger Planungen als nächster Schritt auf dem Weg der Weltraumerkundung die Exploration des Mondes an.
In Europa ist die ESA seit 2001 mit dem Aurora-Programm (2004) dabei Konzepte für die Erkundung des Sonnensystems, inklusive der Mond- und Marsforschung, zu definieren. Mit SMART-1 und Mars Express startete die ESA ihre erste robotische Erkundungsphase zu Mond und Mars. Weitere aufeinanderfolgende Phasen im Rahmen des Aurora-Programms mit Missionszielen zunehmender technischer Komplexität sollen dann ebenfalls in der menschlichen Präsenz auf Mond und Mars gipfeln. Meilensteine des Programms sind Missionen zur Auskundschaftung planetarer Regionen und die Erprobung notwendiger Technologien: ExoMars, Sample Return, Wiedereintrittskapel und Mars Aerobraking. Bereits auf dem EGS Moon Workshop 1995 in Hamburg war entschieden worden, die internationale Arbeitsgruppe zur Erkundung des Mondes (ILEWG) zu gründen, ein von den Raumfahrtorganisationen der Welt unterhaltenes öffentliches Forum. Die ausdrucksstarke Charter der ILEWG beinhaltet den Willen zu einer internationalen Strategie, Koordination und Kooperation angesichts der Erkundung des Mondes in den nächsten zwanzig Jahren.

[1] Im englischen Original: „*Explore Earth, Moon, Mars and Beyond.*“

Als nächstes erreichbares Ziel im Weltraum wird der Mond zwecks Erkundung durch den Menschen wohl im internationalen Rahmen angesteuert werden – und für die USA wird es diesmal, nach schätzungsweise über vierzig Jahren, eine wohl unwiderrufliche Wiederkehr. Neben der relativen Nähe zur Erde werden bei der Frage nach dem speziellen Grund für die Monderkundung oft folgende Motive in den Vordergrund gestellt:

- Wissenschaftliche Forschung: Radio- und optisch-astronomische Beobachtung frei von atmosphärischen Störungen; die weitere Suche nach extraterrestrischem Leben im Sonnensystem
- Technologie-/wirtschaftsorientierte Forschung und Entwicklung, Suche und Bergung verwertbarer Rohstoffe: z.B. He_3, Wasser
- Menschliche Evolution: In-situ-Testfeld für interplanetare und Marsflüge, touristische und informative Einrichtungen, neue Lebensräume

RLEP – *Robotic Lunar Exploration Program* – heißt beispielsweise ein konkretes von NASA initiiertes Vorläufer-Programm zur Vorbereitung der In-Situ-Erkundung des Mondes durch den Menschen. Das Programm soll dem erfolgsmäßig beispielhaften Discovery-Programm (NSSDC, 1999) folgen und eine relativ schnelle Umsetzung einer Missionabfolge zur robotischen Auskundschaftung des Mondes ansteuern. Der *Lunar Reconnaissance Orbiter* (LRO), für den ein Start in 2008 geplant ist, wird als Teil des RLEP das Erkundungsprogramm einleiten. SELENE (*Selenological and Engineering Explorer*) ist eine angekündigte japanische Mondmission unter der Leitung der *Japanese Space Agency* (JAXA). Der Starttermin mit einer H-IIA Rakete ist bei Abschluss dieser Arbeit auf das Jahr 2007 anberaumt gewesen, stünde also planmäßig als nächste Mondmission auf dem Programm. Entsprechend ihrer Konzeptionierung als Mission zur Monderforschung und der Entwicklung kritischer Technologien zur zukünftigen Erkundung des Mondes führt die SELENE-Mission an Bord auch ein Experiment für die erstmalige gobale Vermessung des Mondgravitationsfeldes mittels DOPPLER-Trackingdaten mit sich (z.B. MATSUMOTO, 1999). Ähnliche Missionen wie POLO (z.B. ESA, 1979, FLURY, 1981), MORO (z.B. MILANI et al, 1995) oder LunarStar/GAUSS (z.B. HÄUSLER et al, 1998) befanden sich in den letzten zwanzig Jahren nach Projektanläufen verschiedener Nationen in Planung. Sie wurden zwar alle nicht durchgeführt, belegen aber das unbedingte Interesse an dieser Missionsaufgabe. Dies wiederum liegt insbesondere in der Navigierbarkeit lunarer Raumfahrzeuge begründet.
Will man den Mond vor dem Hintergrund aller mit der Deep Space Erkundung verbundenen Zielsetzungen mit Raumfahrzeugen erreichen, erforschen und wirtschaftlich nutzbar machen, müssen diese ebenso wie erdnahe Raumflüge präzise navigiert werden können. Die Entwicklung navigatorischer Strategien setzt die genaue mathematische Modellierung von sowohl physikalischen Umgebungsmodellen als auch von dynamischen und messtechnischen Modellen der Satellitenbewegung und -bewegungserfassung voraus.
Zentrales Thema dieser Arbeit ist die Bahnbestimmung für Mondflüge. Sie wird in den folgenden Kapiteln eingehend behandelt. Die Modellentwicklung für die Erstellung eines Bahnbestimmungsprogramms und die experimentelle Real-Bahnbestimmung des Lunar Prospector stehen dabei ebenso im Vordergrund wie Beispiele einer möglichen Entwicklung von Navigationsnetzwerken im lunaren und cis-lunaren Raumsegment. Es folgt nun zunächst eine Gliederung des Inhalts dieser Arbeit:

1 NÄCHSTER HALT: MOND 9

1.1 Raumfahrzeug-Navigation 9

1.1.1 Interplanetare Bahnbestimmung... 9

1.1.2 Satellitenorbits um den Mond... 13

1.1.3 Relais-Tracking... 14

1.2 Entwicklungsvision 16

1.2.1 Erweiterbare Satellitennavigation... 16

1.2.2 Lunare Transferbahnen... 17

1.2.3 Deep Space NAV/COM-Architekturen... 18

1.2.4 Beiträge dieser Arbeit... 20

2 MODELLE DER DEEP SPACE BAHNBESTIMMUNG 23

2.1 Methodik der Bahnbestimmung 23

2.1.1 Modell und Beobachtung... 23

2.1.2 Fehler und Fehlerausgleich... 24

2.1.3 Der numerische Schätzalgorithmus... 30

2.1.4 Modellierungsgenauigkeit... 32

2.2 Zeitmessung 35

2.2.1 Zeitsysteme der Bahnbestimmung... 35

2.2.2 Zusammenhang der Zeitskalen... 36

2.3 Raumkoordinaten 38

2.3.1 Koordinatensysteme der Bahnbestimmung... 38

2.3.2 Präzession der Erde... 41

2.3.3 Nutation der Erde... 42

2.3.4 Rotation um die wahre Erdpol-Drehachse... 43

2.3.5 Polbewegung der Erde... 44

2.3.6 Planetenorientierungen... 45

2.3.7 Mondorientierungen... 45

2.3.8 Transformation ins Horizontalsystem... 49

2.3.9 Orbit-Referenz-Koordinatensystem „RTN“... 50

2.4 Modellierung der Dynamik (Kräftemodell) 51

2.4.1 Numerische Integration... 51

2.4.2 Integrationszentrum und Einflusssphäre gravitativer Körper im Sonnensystem... 53

2.4.3 Ephemeriden der Hauptkörper des Sonnensystems... 53

2.4.4 Relativistische Beschleunigung... 55

2.4.5 Beschleunigung durch das Gravitationspotential des Zentralkörpers... 55

2.4.6 Beschleunigung durch punktförmige Gravitationspotentiale... 58

2.4.7 Beschleunigung durch Überlagerung komplexer Gravitationspotentiale... 59

2.4.8 Beschleunigung durch Sonnenstrahlungsdruck... 60

2.4.9 Beschleunigung durch Triebwerkschub ... 61
2.5 Modellierung radiometrischer Beobachtungen (Messmodell) ... 62
2.5.1 Radiometrie und Tracking-Modi ... 62
2.5.2 Range Tracking ... 64
2.5.3 Range Rate Tracking ... 65
2.5.4 Partielle Ableitungen für Range/Range Rate ... 70
2.5.5 Generalisierter Tracking-Modus ... 71
2.5.6 Messwertbiases ... 72
2.5.7 Modelle der Ionosphärenkorrektur ... 73
2.5.8 Modell für troposphärische Signalrefraktion ... 74
2.5.9 Relativistische Korrektur ... 75
2.5.10 Solares Plasma ... 75

3 BAHNBESTIMMUNGSSOFTWARE ... 77
3.1 DEEPEST & Co. ... 77
3.1.1 Software-Entwicklung ... 77
3.1.2 Modulare Designstufe ... 78
3.1.3 „Objektisierte“ Designstufe ... 78
3.2 Software-Funktionalität ... 82
3.2.1 Implizite MMI Funktionalität ... 82
3.2.2 MSMT Funktion ... 83
3.2.3 Parameter-Management ... 85
3.2.4 Gravitationsfeldschätzung ... 85
3.2.5 Consider-Kovarianzberechnung ... 86
3.3 Andere Bahnbestimmungssysteme ... 87
3.3.1 NASA- und ESA-Software ... 87
3.3.2 Vergleich von DEEPEST und ESOC-System ... 87

4 LUNAR PROSPECTOR TRACKING UND BAHNBESTIMMUNG ... 91
4.1 Der Mond ... 91
4.1.1 Mondorbit ... 91
4.1.2 Zur Libration des Mondes ... 91
4.1.3 Zum Gravitationsfeld des Mondes ... 92
4.2 Lunar Prospector ... 93
4.2.1 Raumfahrzeug und Flugprofil ... 93
4.2.2 Wissenschaftliche Mission ... 95
4.3 Lunar Prospector Tracking und Datenvorprozessierung ... 96
4.3.1 Range Rate Tracking im 3-Wege-Modus ... 96
4.3.2 DSN Trackingstationen ... 97

4.3.3 Weilheim 30-Meter Deep Space Antenne... 98
4.3.4 Frequenzinformation... 100
4.3.5 Gesammelte Daten und Vorprozessierung... 100
4.4 Bahnbestimmung mit LP Doppler-Trackingdaten... 102
4.4.1 Orbitinformation... 102
4.4.2 Passabhängige Stationsbiasschätzung... 102
4.4.3 Rotation des Antennenabstrahlzentrums... 104
4.4.4 Lagemanöver im Trackingintervall... 111
4.4.5 Line-of-Sight-Anomalien im Dopplersignal... 112
4.5 Bahnbestimmungsauswertung... 114
4.5.1 Ablauf der Bahnbestimmungen... 114
4.5.2 Auswertemethoden... 116
4.5.3 Vergleichsreferenzen für die Auswertung... 121
4.5.4 LP Doppler-Residuen... 122
4.5.5 Formale Fehler... 126
4.5.6 Orbitkonsistenz... 127
5 TRACKINGKONSTELLATIONEN FÜR DEN MONDFLUG... 133
5.1 „LUNAV" – Navigation im Mondorbit... 133
5.1.1 Bahnbestimmungsszenarien... 133
5.1.2 LUNAV-A: Erdstationstracking... 135
5.1.3 LUNAV-B: Relais-NAV vom „SELENE-Typ"... 138
5.1.4 LUNAV-C: LPS auf elliptischen Orbits... 141
5.1.5 LUNAV-D: LPS auf zirkularen Orbits... 144
5.2 „CISNAV" – Navigation im cis-lunaren Transferorbit... 145
5.2.1 CISNAV-Optionen... 145
5.2.2 CISOPT = Optimale CISNAV... 148
5.2.3 CISOPT Ergebnisdiskussion... 155
6 EPILOG... 157
6.1 Zusammenfassung der Ergebnisse... 157
6.2 Entwicklungsperspektive... 161
SYMBOLVERZEICHNIS... 165
ABBILDUNGSVERZEICHNIS... 168
TABELLENVERZEICHNIS... 172
QUELLENVERZEICHNIS... 184

1 Nächster Halt: Mond

1.1 Raumfahrzeug-Navigation

1.1.1 Interplanetare Bahnbestimmung...

...Navigation hat im Rahmen der Flugführung zum Ziel Ist- oder Solltrajektorien zwischen Start- und Endpunkten zu reproduzieren oder vorherzusagen. Aber nicht nur die Flugführung selbst (Abbildung 1), sondern praktisch jede andere Missionsbetriebsaufgabe hängt von der Kenntnis der Navigationslösung ab. Alle gestellten Missionaufgaben zusammen bestimmen damit die geforderten Genauigkeiten an die Navigationslösung. Die Bereitstellung der Navigationslösung mit der einerseits spezifizierten oder andererseits maximal möglichen Genauigkeit erfolgt durch die Komponente Bahnbestimmung. Die dazu benötigte messtechnische Erfassung der Flugbahnen wird Bahnverfolgung oder Tracking genannt. Die Bahnbestimmung als Teilaspekt der Raumflugnavigation liefert Lösungen für den Zustandsvektor eines oder mehrerer Satelliten, bestehend aus

- Positionsvektor → $\mathbf{r}(t)$ und
- Geschwindigkeitsvektor → $\mathbf{v}(t)$

pro Satellit zu jedem Zeitpunkt t.

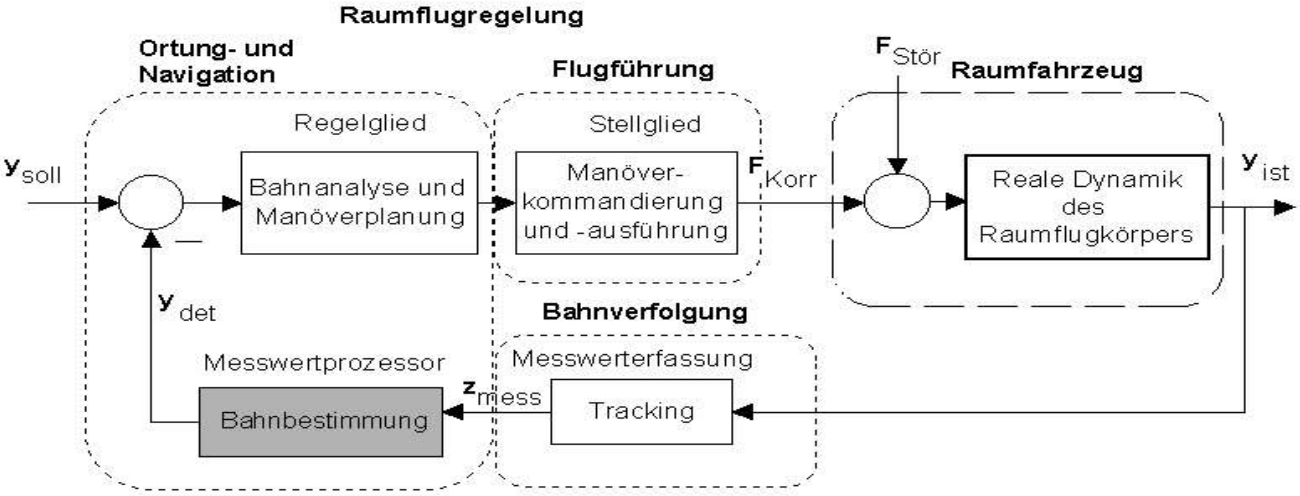


Abbildung 1 – Plazierung der Komponente Bahnbestimmung im Regelkreis der Raumflugkontrolle

Die Methode des Trackings und der mathematischen Modellbildungs- und Filtermethoden für die Bahnbestimmung von Raumflugmissionen im extraterrestrischen Bereich des Weltraums (Deep Space)[2] unterscheidet sich im Prinzip wenig, wenn auch in einigen Details, von der Bahnbestimmung erdorientierter Raumfahrzeuge.

Für alle Raumflugsegmente – d.h. planetar, lunar, interplanetar – haben sich Messungen der Radialdistanz (*slant range*) und/oder der Radialgeschwindigkeit (*line-of-sight velocity*) seit Anbeginn der Raumflugnavigation etabliert. Die Trackingdaten werden über Zeitintervalle hinweg (*data arcs*) gesammelt, archiviert und anschließend einem Bahnbestimmungsfilter zugeführt. Ob dabei vorzugsweise eine Filtermethode im *Batch*-Modus (oft stunden- bis tagelanges, historisches Zeitintervall mit vielen Messpunkten) oder *Real-Time*-Modus (ein bis wenige Messpunkte nahe der Realzeit) angewendet wird, ist im Rahmen der Missionsanforderungen festzulegen – theoretisch sind sie äquivalent. Hier wird im Folgenden ausschließlich der *Batch*-Filter betrachtet. Dieser zieht im Prinzip verfügbare Informationen aus den Trackingaten (*information content*), um damit ein Dynamik- und Messmodell der Flugbahn in definierten Modellparametern auszugleichen (*trajectory data fit, reduction, adjustment, calibration*). Der oskulierende Zustandsvektor der Bahn zu einer Anfangsepoche (*inital epoch*) der Bahnrechnung ist der navigatorisch relevanteste und somit ein standardmäßiger Schätzvektor. Hinzu kommen aber je nach Modellgüte bzw. Komplexität des Navigationsproblems weitere Modellparameter. Die Bahnparameter werden vom Tracking nur i n d i r e k t gemessen bzw. beobachtet. Hier kommt das totale Differential des linearisierten Messmodells bezüglich der Parameter und dessen Korreliertheit mit den realen Messungen zum Tragen. Die über das theoretische Messrauschen hinausgehenden systematischen Variationen der Realmessungen korrelieren mit den systematischen Modellvariationen, welche dadurch – für n i c h t - l i n e a r e Tracking- und Dynamikmodelle der Bahnbestimmung iterativ – korrigiert werden können (*differential correction*). Bei nominaler Konvergenz des Verfahrens ist eine nicht nur vom Trackingdatentyp, sondern auch von Datenmenge, -güte und -verteilung abhängige Schätzlösung mit zugehöriger Fehlerstatistik gefunden.

Eine genaue (absolute) Vermessung einer Position oder allgemein eines Bewegungszustandes erfolgt ausgehend von möglichst genau bekannten Referenzpositionen innerhalb eines spezifizierten (quasi-inertialen) Bezugssystems. Im klassischen Fall sind geodätisch exakt lokalisierte Trackingstationen im terrestrischen Bezugssystem Ausgangspunkt für Entfernungs- oder Geschwindigkeitsmessungen in Richtung der Sichtverbindungslinie zwischen Station und Raumfahrzeug. Konventionelle erdfeste Bodenstationen messen Zeit im UTC-Maßstab, also an eine terrestrische (Stations-)Atomuhr gebunden. Die Bewegungsbeschreibung von Raumflugkörpern erfolgt demgegenüber inertialfest und der ihr zugrundeliegende dynamische Zeitmaßstab unterscheidet sich von dem der Stationsuhr. Somit müssen im modelltheoretischen Bereich Zeit- und Koordinatentransformationen angebracht werden, um eine physikalisch korrekte Reproduktion des Messsignals zu ermöglichen. Hier unterscheiden sich Modellbildungsmethoden bei Erdorbitern und Deep Space Sonden. Zum einen sind translative und rotatorische Koordinatentransformationen nun auf das Sonnensystem auszudehnen, wobei z.B. lunare oder planetare Ephemeriden und Orientierungsparameter in die Berechnungen Einzug

[2] Alle Missionen, die zum Ziel haben über den geozentrischen Orbit hinaus zu anderen Himmelskörpern als der Erde (z.B. Mond oder Mars) oder allgemein ins Sonnensystem aufzubrechen, werden im folgenden durch den Oberbegriff der Deep Space Missionen abgedeckt.

halten. Andererseits müssen im Deep Space Fall aufgrund der Einflüsse zusätzlicher Gravitationspotentiale weitere Zeitmaßstäbe zugrunde gelegt werden.
Die Messungen werden als radiometrische Laufzeit- oder DOPPLER-Effektmessung mit verschiedenen Signalträgerfrequenzen (z.B. L-, S-, C-, X- oder Ku-Band) realisiert. Diesen Trägerwellen aufmodulierte Codes (Range-Messung) oder Frequenzverschiebungen (DOPPLER = Range-Rate-Messung) beinhalten die gewünschte Messwertinformation. Alternativ kann eine Phasenmessung des Trägersignals dazu verwendet werden, sowohl die Entfernung als auch die Entfernungsänderung zu messen.
Die geometrischen Verhältnisse bei der messtechnischen Beobachtung von Raumflugtrajektorien, die Trackinggeometrie, sind ein entscheidender Faktor der Bahnbestimmung. Die Trackinggeometrie ist insbesondere ein signifikantes Unterscheidungsmerkmal zwischen der erdgebundenen und der Deep Space Raumflugnavigation. Die relativ kurzen Überflugpässe von Satelliten über Erdbodenstationen werden im lunaren/planetaren Fall länger, können aber durch Planetenokkultationen unterbrochen sein.
Es kommt idealerweise immer darauf an alle Komponenten der Orbitalbewegung über einen längeren Zeitraum zu erfassen. Das gilt weiterführend auch für die Trackingbeobachtung anderer physikalischer Modellkomponenten wie z.B. von Gravitationsfeldparametern. Ausgehend von Erdbodenstationen werden Erdorbiter (LEO, MEO, GTO/GEO, HEO)[3] von mehreren Stationen aus längere Zeit beobachtet, so dass sich Messsignale mit Informationen über möglichst viele Bahnkomponenten ansammeln. Allgemein ensteht hier eine Positionsparallaxe durch den sich aufgrund der Erdrotation ändernden Standpunkt einer Trackingstation oder eben durch den zwischenzeitlichen Wechsel auf andere Bodenstationen während eines Vermessungsvorgangs. Der positive Einfluss dieser Systematik hält sich noch bis zu lunaren Distanzen, doch für interplanetare Flüge bis hin zu den anderen Planeten verliert die Positionsparallaxe allmählich ihre Bedeutung. Aus dem gleichen aber umgekehrt zu betrachtenden Grund wie das Winkeltracking bei großen Distanzen für die Zustandsbestimmung unwirksam wird (kleine Winkelfehler haben große Querdistanzfehler zur Folge), ist die Parallaxe bei erdbasierten Basislängen zwischen Messstationen unzureichend für die entfernte Auflösung von Winkeldifferenzen. Seit den Untersuchungen von LIGHT (1965) zu relativ erdnahen Mittkurskorrekturen interplanetarer Sonden ist der Effekt der Geschwindigkeitsparallaxe bekannt, den eine oder mehrere Erdbodenstationen zur Veränderung der Trackinggeometrie beitragen. Hier ist es die sinusförmige und durch den Kosinus der Deklination[4] modulierte Signatur der Erdrotation, die sich im DOPPLER-Trackingsignal abzeichnet und die Informationen über die Positionskomponenten in der *Plane-of-Sky* (PoS) liefert[5]. Analytisch kann dazu die Range-Rate-Beobachtung durch

$$\dot{\rho} \approx \dot{r}_{\mathrm{S/C}} + \omega r_{\mathrm{S}} \cos\delta_{\mathrm{S/C}} \sin\left(\omega t_{\mathrm{UT}} + \alpha_{\mathrm{Sun}} + \lambda_{\mathrm{Station}} - \alpha_{\mathrm{S/C}}\right), \qquad \text{G- 1}$$

approximiert werden (HAMILTON & MELBOURNE, 1966), wobei die geozentrische Radialgeschwindigkeit $\dot{r}_{\mathrm{S/C}}$ als linearer Driftanteil, die Deklination $\delta_{\mathrm{S/C}}$ in der Amplitude und die

---

[3] Abkürzungen siehe Anhang; anschauliche Beispiele für LEO: Space Shuttle, MEO: GPS, GTO/GEO: Meteosat, HEO: Oscar-40

[4] gegenüber dem Erdäquator

[5] die Plane-of-Sky bezeichnet eine Koordinatenebene quer zur Signalsichtlinie (Line-of-Sight), aufgespannt durch zwei unabhängige Koordinatenrichtungen, z.B. die Nord- und Ost-Richtungen

Rektaszension $\alpha_{S/C}$ in der Erdrotationsphase des Messsignals zu finden sind. Der Winkel zur Sonne (wegen der UT-Stationsmesszeit) und natürlich die Stationslänge gehen ebenso in die Formel ein. Es ergibt sich bei weiterer Analyse, dass die Korrelationsfähigkeit mit der Deklination nur solange besteht wie diese ungleich null ist. Für niedrige Deklinationen entsteht eine zunehmend große Unsicherheit für deren Bestimmung. Dafür aber können in diesen Fällen die Stationskoordinaten besser mitgeschätzt werden, da sie dann von den Unsicherheiten in der Deklination befreit sind (CURKENDALL & MCREYNOLDS, 1968). DOPPLER-Messungen können oftmals die Radialentfernung des Raumfahrzeuges am genauesten bestimmen, doch unterstrichen CURKENDALL & MCREYNOLDS (1968) bereits die Notwendigkeit eines augmentierenden Range-Trackings in wieder anderen Situationen des interplanetaren Fluges, wo die Radialentfernung am schlechtesten bestimmt ist.

Tabelle 1 – Determiniertheit von Plane-of-Sky-Bahnelementen eines Planeten/Mond-Orbiters, Ergebnisse zusammengefasst nach WOOD (1986) für ein analytisches Doppler-Modell nullter und erster Ordnung (+ gut bestimmt, – schlecht bestimmt)

0. Ordnung	**Geometry: Edge-On + Intermediate**[6]					
	a	*e*	*i*	ω	Ω'	t_p
Circular	+	+	– (i=90) + (else)	(+) only through w – n* tp	–	(+) only through w – n* tp
Elliptical	+	+	- (i=90) + (else)	+	–	+
	Geometry: Face-on					
	a	*e*	*i*	ω	Ω'	t_p
Circular	–	–	+	–	–	–
Elliptical	–	–	+	–	–	–
1. Ordnung	**Geometry: Edge-On + Intermediate**					
	a	*e*	*i*	ω	Ω'	t_p
Circular	+	+	– (i=90) and (Ω'=0 or Ω'=180) + (else)	+ only through ω– n* tp	– (i=90) or (Ω'=90 or Ω'=270) + (else)	+ only through ω– n* tp
Elliptical	+	+	– (i=90) and (Ω'=0 or Ω'=180) + (else)	+	– (i=90) and (Ω'=0 or Ω'=180) + (else)	+
	Geometry: Face-on					
	a	*e*	*i*	ω	Ω'	t_p
Circular	+	+	+	(+) only through $\omega+\Omega'$–n* tp (i=0) $\omega-\Omega'$–n*tp (i=180)	(+) only through $\omega+\Omega'$–n* tp (i=0) $\omega-\Omega'$–n*tp (i=180)	(+) only through $\omega+\Omega'$–n*tp (i=0) $\omega-\Omega'$–n*tp (i=180)
Elliptical	+	+	+	(+) only through $\omega+\Omega'$ (i=0) $\omega-\Omega'$ (i=180)	(+) only through $\omega+\Omega'$ (i=0) $\omega-\Omega'$ (i=180)	+

6 *Intermediate* = alle Orbitgeometrien zwischen EOG und FOG

Eine anhand der Trajektorie des Mars Pathfinder durchgeführte Analyse zur Anwendung alternativer Messtypen von BHASKARAN (1995) demonstriert neben deren aussichtsreichen Möglichkeiten die andererseits von ihnen nicht übertroffene Stärke der DOPPLER/Range-Trackinggrößen.
WOOD (1986) analysierte den Informationsgehalt von DOPPLER-Beobachtungen für planetare oder lunare Orbiter. In Abhängigkeit von *Edge-On*- (EOG) oder *Face-On*-Geometrien[7] (FOG) und der Exzentrizität der Orbits erwiesen sich PoS-Bahnelemente theoretisch unterschiedlich gut bzw. schlecht bestimmbar (Tabelle 1). Dem Tracken lunarer Orbiter obliegt allerdings eine tägliche Änderung der Orbitparallaxe bezüglich der PoS um etwa 13°, da sich der Mond am Tag um diesen Winkel um die Erde weiterbewegt. Für die weiter entfernten Planeten kann erst über mehrere Tage ein positiver Orbitparallaxeneffekt zur Bestimmung von sonst schlecht beobachtbaren Bahnkomponenten erwartet werden.

1.1.2 Satellitenorbits um den Mond...

...Der meistgefragte Nutzer-Orbit wird auch für den Mondflug der niedrige, polare Orbit mit $e \approx 0.0$ sein – hier wird er allgemein als LLO (*low lunar orbit*) bezeichnet. Die polare Konfiguration sorgt für die globale Abdeckung und eine niedrige Höhe liefert eine höhere Auflösung beobachtender Instrumente wie Bordkameras. Damit die Höhenschwankungen aufgrund von Orbitstörungen bzw. die deshalb notwendig werdenden Bahnmanöveraktivitäten minimal sind, werden besonders für Beobachtungsmissionen meist sogenannte "*Frozen Orbits*" angestrebt. Diese zeichnen sich durch eine langzeitstabile Exzentrizität e aus. Zudem verlangen Überlappungsstabilität bei der globalen Bilderfassung (*global mapping*) inklusive konstanter Äquator-Überflugzeiten nur so wenig Variation wie möglich in Inklination i und Perizentrumslänge ω, was auch durch diese Orbits erreicht werden kann. Konstante Beleuchtungsbedingungen werden für Erdorbiter mit den sonnensynchronen Orbits erreicht, deren inertiale Präzession wegen der relativ starken Abplattung der Erde schon bei nahezu polarer Bahnneigung den Wert von etwa 1°/Tag erreicht (abhängig von der Bahnhöhe). Die Abplattung des Mondes ist nahezu null (wegen 1/27 der Rotationsgeschwindigkeit der Erde bei viel geringerer Masse) und kann deswegen kein treibender Faktor für die Präzession des Mondsatellitenorbits sein.
Es zeigt sich für lunare Orbiter aller bisherigen Missionen ein dominanter Bahnberechnungsfehler, der durch ein unvollkommen modelliertes Gravitationsfeld verursacht wird. Modelle wie das LP75G oder LP100J, die mit Hilfe der Trackingdaten des Lunar Prospector (LP) und dessen Vorgängermissionen generiert wurden (KONOPLIV et al, 1998), sind ein wichtiges Ergebnis der lunaren Satellitengeodäsie (*satellite geodesy*) – insbesondere für die Navigation. Sie geben das Langzeitverhalten der Orbitephemeriden von LP über der Mondoberfläche bisher am besten wieder (CARRANZA et al, 1999) und verbessern stark die bereits gute Vorhersagefähigkeit des Vorgängermodells LUN60D (KONOPLIV et al, 1993). Mit der genaueren Bestimmung des Gravitationsfeldes geht auch die genauere Bestimmung der Parameter für die „*Frozen Orbits*" einher. Für einen 100 km Kreisorbit zeigt z. B. die Analyse mit LP100J eine in dieser Hinsicht optimale Inklination nahe 85° (CARRANZA et al, 1999).

---

[7] EOG: der Orbit wird von der Trackingstation „über Eck", d.h. überwiegend in der Richtung orthogonal zur Orbitnormalen gesehen; FOG: der Orbit wird in Richtung der Orbitnormalen gesehen

Hinsichtlich der Langzeitentwicklung der Exzentrizität eines Raumfahrzeugs auf einem höher-elliptischen lunaren Orbit (HELO) unter dem Einfluss des Erdpotentials (Drittkörper) besteht folgende Gesetzmäßigkeit für die Exzentrizitätsrate:

$$\dot{e} = \frac{15}{8}\frac{n_{\text{Mond}}^2}{n_{\text{Sat}}} e\sqrt{1-e^2}\,\sin^2 i' \sin 2\omega' . \qquad \text{G- 2}$$

Diese Gleichung benötigt die Länge des HELO-Perizentrums ω' und dessen Inklination i' ausgedrückt gegenüber der Mondbahnebene. Die Referenzrichtung für die Länge des Perizentrums der Satellitenbahn wird dabei von der Richtung des aufsteigenden Knotens der Mondbahn gegenüber dem Erdäquator definiert. Mit n sind jeweils die mittleren siderischen Bewegungen $\sqrt{GM/a^3}$ von Mond und Sat(ellit) bezeichnet. Die Orbitstabilität, d.h. die Gewährleistung gegen einen Mondaufschlag, kann durch eine Kombination der relevanten Orbitparameter derartig erreicht werden, dass eine Exzentrizitäts-abnahme (Produkt der beiden Sinusterme < 0) bis nahezu null erfolgt. Der Orbit hat dann die Eigenschaft „natürlich zirkularisierend" zu sein (JANIN, 1981). Allerdings ist der Begriff leicht irreführend, da der Orbit niemals ganz e = 0 erreicht, sondern vielmehr nach Erreichen einer minimalen Exzentrizität durch die Drittkörperstörung der Erde wieder an Apozentrumshöhe gewinnt (insgesamt ein periodischer Vorgang).

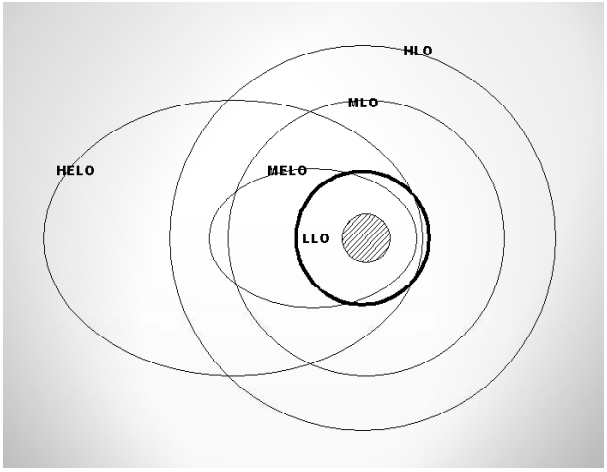


Abbildung 2 – Klassifizierung von Mondorbits

1.1.3 Relais-Tracking...

...Die Eigenschaft der gebundenen oder synchronen Rotation[8] des Mondes sorgt für eine jederzeit von der Erde aus unsichtbare Mondrückseite, was eine partielle Unterbrechung der Trackingdatenerfassung von Mondsatelliten zur Folge haben kann. Wenn aber direkte Sichtbarkeiten durch Okkultation oder Eigenrotation unterbrochen sind, können für Navigation (NAV) und Kommunikation (COM) Relais-Satelliten mittels *Inter-Satellite-Tracking* (IST) oder *Inter-Satellite-Communication* (ISC) diese Sichtbarkeitslücke schließen. Ein schon recht lange existierendes Beispiel angewandter IST-Technik ist das erdumspannende *Tracking and Data Relay Satellite System* (TDRSS), welches einst als Relaiskonstellation bestehend aus vier geostationären Satelliten für die kontinuierliche Space Shuttle NAV/COM eingerichtet worden ist. Die Bahngenauigkeit, d.h. insbesondere die Kenntnis der Position der TDRSS-Satelliten ist dabei wichtig. Die ursprüngliche Technik zur Bahnbestimmung des TDRSS mittels Range/DOPPLER-Vermessung durch ein bodenbasiertes BRTS (*Bilateral Ranging Transponder System*) konnte aufgrund einiger Nachteile durch schlechte geometrische Verteilung der BRTS-

8 Der Begriff der „gebundenen" oder „synchronen" Rotation weisen darauf hin, dass die Winkelgeschwindigkeit um die Rotationsachse des Mondes der mittleren Winkelgeschwindigkeit auf seinem Orbit um die Erde entspricht

Stationen, Ineffektivität der DOPPLER-Messungen für GEO-Satelliten, Range-Ambiguitäten sowie iono-sphärische Störungen des Messsignals (S-Band) anfangs nur ca. 30 bis 40 Meter Positionsgenauigkeiten sicherstellen (MARSHALL et al, 1995). Später konnte aber die TDRS-Bahnbestimmung auf 3 Meter Genauigkeit stark verbessert werden, und zwar durch IST mit dem sehr präzise bestimmten TOPEX/Poseidon Satelliten. Die Bahn des TOPEX/Poseidon selbst wurde mit Hilfe eines Dual-Frequenz-Altimeters, eines bordseitigen DOPPLER-Trackingsystems (DORIS), des GPS und *Satellite-Laser-Ranging* (SLR) vermessen. Für diesen hochpräzise navigierten Satelliten wurden Genauigkeien im Zentimeterbereich (≤ 10 cm durch GPS) erreicht (NASAScience, 2004). Dieses Beispiel der Einbeziehung orbitgestützter NAV-Satelliten demonstriert, was ein *Global Positioning System* (GPS) aufgrund seiner multiplen Trackinglinks noch zu steigern vermag.
Relais-Tracking stellt heute im Rahmen lunarer Missionen eine entscheidende Schlüsseltechnologie zur vollständig globalen Gravitationsfeldbestimmung dar. Während mit SELENE dieses allgemein wissenschaftliche Ziel verfolgt werden soll, so dient dies rückwirkend einer Verbesserung der NAV-Fähigkeit für alle zukünftigen, insbesondere bemannten Mondflüge.

Tabelle 2 – Orbitdaten vond SELENE und dessen Subsatelliten Rstar und Vstar (HANADA et al, 2002)

	SELENE	Rstar	Vstar
Perizentrum [km]	100	100	100
Apozentrum [km]	100	2400	800
Inklination [°] (mondfest)	90	90	90
Umlaufzeit [min]	120	240	153

Drei grundsätzliche Möglichkeiten einer Satelliten-Konstellation können differenziert werden, die sich in der Reihenfolge gesteigerter Genauigkeit aufstellen lassen:

1. Es werden in mittelhoch- oder hoch-elliptischen Mondorbits (MELO, HELO) stationierte Satelliten als Relaisknoten eingesetzt, um auch die Trackingdaten der niedrigfliegenden, demnach für die höher-frequenten Anteile des Gravitationsfeldes sensitiven Mondsatelliten bei Überflügen der Mondrückseite zu erhalten (*High-Low* Konfiguration). Relais-Orbits am Mond sind also interessant für die Herstellung der Sichtverbindung zwischen LLO und Stationen im Erdebereich. Satelliten im MELO/HELO können bei definierter Lage des Apozentrums für bestimmte Zeitabschnitte eine derartige Aufgabe für Tracking (NAV) oder Kommunikation (COM) wahrnehmen. Für die NAV-Anwendung eines Satelliten im MELO/HELO darf aber auf der anderen Seite eine Mindesthöhe des Apozentrums nicht unterschritten werden, um die spezifizierten Sichtbarkeitsbedingungen nicht zu verletzen. Während also Satellitenorbits im „*unfrozen*" LLO mittelfristig stets eine *e*-Zunahme haben können (unkontrolliert) und dann sogar ein Aufschlag auf der Mondoberfläche die Folge sein kann, muss ein gewolltermaßen elliptisch umlaufender Satellit im natürlich zirkularisierenden HELO (wenn er nicht gänzlich vermieden werden kann) vor allzu großer Exzentrizitätsabnahme bewahrt werden.

2. Die Relais-Satelliten auf mittelhohen Orbits dienen zusätzlich als „Gravitationssensoren" für langwellige (niedrigfrequente) Anteile des harmonischen Frequenzspektrums im Gravitationsfeldmodell; für diesen Fall sollte auch der Relais-Satellit auf einer mittelhohen, zirkularen Bahn den Mond umfliegen (z.B. MLO mit 5000 km Radius), um für eine klare

Trennung der Sensitivitäten gegenüber den unterschiedlichen Spektralbereichen des Gravitationsfeldes zu sorgen (FLURY, 1981).

3. Eine ko-orbitierendes Satellitenpaar in der sogenannten *Low-Low*-Konfiguration (FLOBERGHAGEN, 1995, 2001, MILANI et al, 1995) ergänzt die bisherige Tracking-Konfiguration zur Bestimmung extrem hoher Frequenzanteile im Gravitationsfeld (differenzielles IST); Messungen über der Mondrückseite müssen ohne einen höheren Relais-Satelliten temporär gespeichert und bei Sichtbarkeit zur Erde telemetriert werden

Das SELENE Missionsprofil erfüllt genau die Voraussetzungen des spezifizierten Szenarios unter Punkt 1 und sub-optimal (kein kreisförmiger MLO, sondern MELO) auch für Punkt 2. Der Relais-Orbiter „Rstar" soll für einen 4-Wege-Trackinglink zwischen Erdbodenstation, dem Relais-Satelliten und dem Hauptorbiter auf einen elliptischen Mondorbit gebracht werden. Ein zweiter Sub-Satellit „Vstar" ergänzt die Konstellation, um ein ΔVLBI (*Differential Very Long Baseline Interferometry*) zwischen Erdbodenstation, den beiden Sub-Satelliten, zu ermöglichen. Dies kann analog zu der TOPEX/Poseidon-TDRSS-Konstellation gesehen werden, nur dass das VLBI-Tracking das direkte IST ersetzt. Dieser Messtyps verspricht eine 20 cm Genauigkeit des entsprechend umgerechneten Winkelabstands zwischen den Sub-Satelliten (HANADA, 2002). Mit dieser Gesamtkonfiguration soll das Gravitationsfeld des Mondes sowohl in seinen hoch- als auch niederfrequenten Anteilen eben auch mit erstmals verfügbaren Trackingdaten von der Mondrückseite besser bestimmt werden. Die Idee des IST zur Gravitationsfeldbestimmung ist bereits Ende der sechziger Jahren aufgekommen (siehe z.B. FLOBERGHAGEN, 2001). Etwa zur selben Zeit war nach CHAIKIN (1998) Relais-Kommunikation interessanterweise auch ein besonderes Anliegen von Apollo-17 Astronaut JACK SCHMITT, der lange die Idee verfochten hatte, im Krater Tsiolkowski zu landen – eben auf der Mondrückseite.

1.2 Entwicklungsvision

1.2.1 Erweiterbare Satellitennavigation...

...Referenzpositionen für ausgesendete Trackingsignale können auch auf Satellitenorbits eingenommen werden. Systeme wie beispielsweise TRANSIT, GPS, GLONASS und das geplante europäische System Galileo sind Produkte dieser Idee. Sie sind auf präzise kontrollierten Orbits wiederum in ein inertiales bzw. erdfestes Vermessungsnetz eingebunden. Die angesprochene Verbesserung der Bahnbestimmung des TDRSS mittels IST zu TOPEX/Poseidon auf dessen zu den Messzeiten hochgenau bekannten Satellitenbahn ist ein Beispiel dazu.
Das GPS als TRANSIT-Nachfolger ist bisher die erfolgreichste Realisierung eines derartigen global abdeckenden Satelliten-NAV-Konzeptes. Operationelles GPS (Block II) gibt es seit 1989 (offizielle Inbetriebnahme 1995). Die russische Version heißt *Global Navigation Satellite System* (GLONASS) und Galileo ist als europäisches Pendant geplant für einen operationellen Start um 2008. Diese Stützknotenpunkte für die Satellitennavigation bilden in der Gesamtheit ein dreidimensionales Netzwerk von Vermessungsreferenzpunkten für die vektorielle Positions- und Geschwindigkeitsmessung durch geodätische Raumverfahren. Satellitenvermessungssysteme im Orbit erhöhen die zur Verfügung stehende Trackingzeit oder lassen sogar

zusätzlich eine ausreichend multiple (unkorrelierte) Beobachtung zu einem Zeitpunkt zu, die für eine instantane Positions- und Geschwindigkeitsmessung Voraussetzung ist (*Point Positioning*). Eine vermehrte Anzahl guter Messungen steigern die Sicherheit der Bestimmung, weniger oder schlechtere lassen den benötigten Zeitraum der Bestimmung ansteigen. Bei dem GPS-Vorgängersystem TRANSIT war dies trotz guter NAV-Genauigkeiten immer noch ein großer Nachteil: bei nur sechs Satelliten in sechs 1100 km hohen Orbits war ein jeweiliger Überflug und damit die Beobachtungsmöglichkeit über die Nutzerposition auf der Erde nur zu bestimmten Zeitpunkten gegeben und relativ kurz. Bei genauer Bestimmung der TRANSIT-Orbits konnte mit diesem System eine 1 Meter Positionsgenauigkeit am Erdboden erreicht werden, doch zog sich die Vermessungsskampagne über mehrere Tage hin (HOFMANN-WELLENHOF, 1994). GPS macht durch sein Entwurfskritrium kontinuierlicher globaler Sichtbarkeit demgegenüber eine multiple Beobachtung möglich, wodurch eine Ortsbestimmung in Realzeit möglich wird. Urprünglich wurde GPS für Positionsbestimmungen am Erdboden entworfen. Durch normales Range-Tracking mit Hilfe der Code-Messungen werden mit preiswerten Empfängern Genauigkeiten von unter 10 m (mit DGPS[9] unter 1 m) erreichbar. Zusammen mit der Trägerphasenmessung kommt man sogar unter 5 m (Koord, 2006). Inzwischen werden GPS (und GLONASS) ebenso wie für die Bodenpositionierung routiniert als Bahnbestimmungsinstrumente im niedrigen Erdorbit (LEO) für Submeter-Navigation von Raumfahrzeugen genutzt. Auch für die (cis-)lunare Navigation könnten die zukünftig erforderlichen bzw. realisierbaren Navigationssysteme im Vergleich zu den klassischen Trackingmethoden von einer zunehmenden Verlegung aktiver NAV-Sendeanlagen vom Erdboden in den Weltraum profitieren. Die existierenden NAV-Systeme GPS (z.B. LESTER, 1996) und später auch Galileo stellen zumindest für die frühe Phase des lunaren Transfers optionale NAV-Hilfen dar. Beispielsweise fasst CARPENTER (2004) einige Fakten und Ergebnisse aus aktuellen Studien zur Mondflugnavigation im Rahmen der Deep Space Explorationsinitiative der USA zusammen, die auf Arbeiten von BARTON et al (1993) basieren. Als vorläufiges Ergebnis einer Studie werden z.B. Post-Manöver-Bahnbestimmungsgenauigkeiten von 1 km (Position) und 5 cm/s (Geschwindigkeit) in Aussicht gestellt.

1.2.2 Lunare Transferbahnen...

...Apollo nutzte die HOHMANN-Technik des Zweiimpuls-Transfers, um einen Mondorbit zu erreichen. Ebenso wurde für Lunar Prospector verfahren. Bei unbemannten Missionen kann in Gegenwart chemischer und elektrischer Antriebe aber die Einsparung von Treibstoffmasse in den Vordergrungd rücken, und zwar zugunsten von Nutzlastmasse aber eben zuungunsten der Transferzeit zum Mond. Dies bedeutet, dass beispielsweise *Weak Stability Transfers* (WSB) wie bei der japanischen Hiten-Mission 1991 gewählt werden können. Ein anderes Beispiel liefert die Mondmission SMART-1, bei der ein durch Resonanzen der Mondgravitationswirkung unterstütztes *Lunar-Capture*-Verfahren angewendet wurde, welches im Bereich der gravitativen Übergangsregion des LAGRANGE- oder Librations-Punktes L1 über den Übergang vom Erde- in den Mondeinflussbereich entscheidet. Für zukünftige bemannte Missionen wird dies natürlich keine praktische Option sein. Als Treibstoffersparnis durch *Lunar-Capture* wird bei BELBRUNO & CARRICO (2000) etwa 25% angegeben. Für SMART-1 indessen erlaubte die aufgesparte

9 Differential GPS Messverfahren

Treibstoffmasse eine äquivalente Absenkung des HELO-Ziel-Apozentrums von 10000 km auf 3000 km (SCHOENMAEKERS, 2004).
In navigatorischer Hinsicht sind heutige Bahnbestimmungen für Transferbahnen zum Mond mit nur mäßigen Genauigkeitsanforderungen behaftet. Für konventionelle Transfers geht es vor allem um genaue Einschussmanöver in die Transferbahn (*Trans-Lunar Injection* – TLI) und ca. vier Tage später in den Mondorbit (*Lunar Orbit Insertion* – LOI). Zwischendurch fallen gewöhnlich etwa drei Mittkurs-Korrekturmanöver an. Für schnelle Post-TLI Bahnbestimmungen (bei Lunar Prospector < 5 Stunden nach TLI) besteht eine dringende Anforderung. Dies ist deshalb wichtig, damit eine frühe Bahnkorrektur eingeleitet werden kann und sich so von möglichen Manöverfehlern verursachte Bahnfehler nicht zu lange nach dem Einschuss-Perizentrum auswirken können (LOZIER et al, 1998); ein Beispiel: Aufgrund der einerseits kritischen Zeittoleranz und ungünstiger Faktoren hinsichtlich der Bodenstationsverfügbarkeit andererseits war für Lunar Propector geplant in der Post-TLI-Phase das TDRSS als Relais-NAV-System zu verwenden[10].
Den Überlegungen zufolge, die sich aus einem potentiellen Aufgabenspektrum zukünftiger Mondflüge heraus ergeben, finden NAV/COM-Architekturen im Weltraum des Erde-Mond-Bereichs auf der Ebene der Machbarkeitststudien zunehmend Interesse. Dies soll nun etwas näher beleuchtet werden.

1.2.3 Deep Space NAV/COM-Architekturen...

...Die Folge der merklichen Bewegung, die nun in ein internationales Deep Space und Monderkundungsprogramm zu kommen scheint, ist, dass Studien zu allen technologisch relevanten Teilaspekten, also auch auf den Gebieten der Satelliten-Kommunikation (COM) und -Navigation (NAV), initiiert bzw. bereits durchgeführte Studienarbeiten „wiederbelebt" werden. Eine NASA *Communication and Navigation (C&N) Capability Roadmap* für die Entwicklung eines „Netzwerkes von Netzwerken" von weltraum- und bodenbasierten Navigationsstützpunkten (Abbildung 3), bestehend aus hochadaptiven, modularen Relais-Satellitenkonstellationen, wurde beispielsweise von SPEARING et al (2005) analysiert. Es knüpft an bestehende Systeme für TT&C an und entwickelt sich sukzessive durch programmierbare *Plug-and-Play*-Modulsysteme für die Kommunikation. Eine derartige planetare Architektur könnte danach bereits 2030 betriebsbereit sein. Das beispielhafte

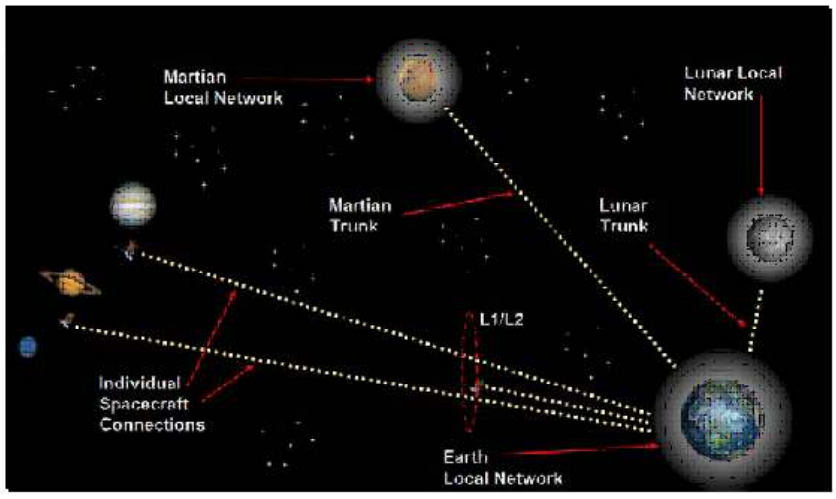


Abbildung 3 – Diese „*Vision for a Communications and Navigation Architecture*" wird von SPEARING et al (2005) für ungefähr um das Jahr 2030 vorausgesehen; das Markenzeichen: ein „Netzwerk von Netzwerken"

[10] wegen Signal-Lock-Problemen aber leider nicht erfolgreich, stattdessen wurde DSN Goldstone als Backup eingeschaltet (LOZIER et al, 1998)

Studentenprojekt AEGIS (2005) der Universität Utah (USA) konkretisiert die hochaktuellen Manifeste der NASA *Roadmap*: Eine flexible, an zukünftig veränderliche Anforderungen evolutiv anpassbare NAV/COM-Infrastruktur zur Unterstützung der Flugaktivitäten im lunaren und planetaren Raumflugsegment wird hier erarbeitet. Mars ist dabei natürlich das Fernziel heutiger Planungen. Ein 5-Phasen-Konzept bis zur Marserkundung durch den Menschen mit Orbiteigenschaftsanalysen und Orbitauswahl, Sichtbarkeitsstudien für Mond- und Marsbodenempfänger sowie Kostenanalysen werden hier vorgestellt. Die NAV-Genauigkeit (Positionskomponente) wird hier allgemein auf ein Minimum von 100 m gefordert.

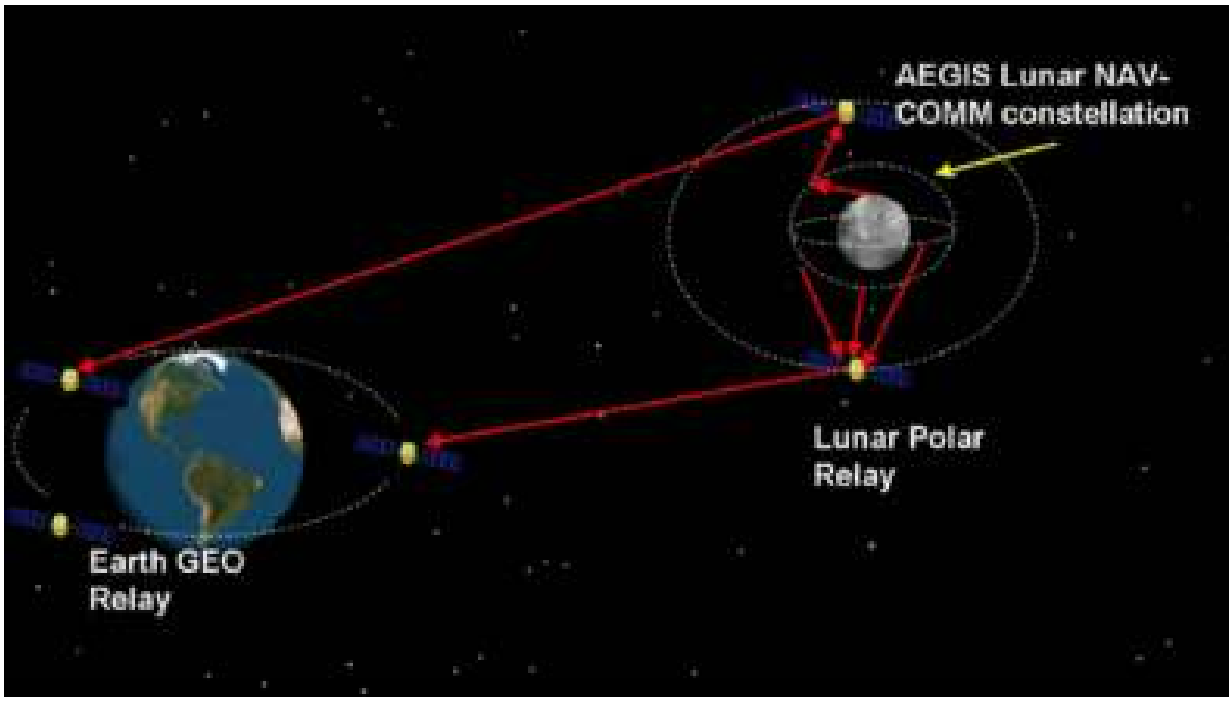


Abbildung 4 – Konzept einer lunaren NAV/COM-Architektur (AEGIS, 2005)

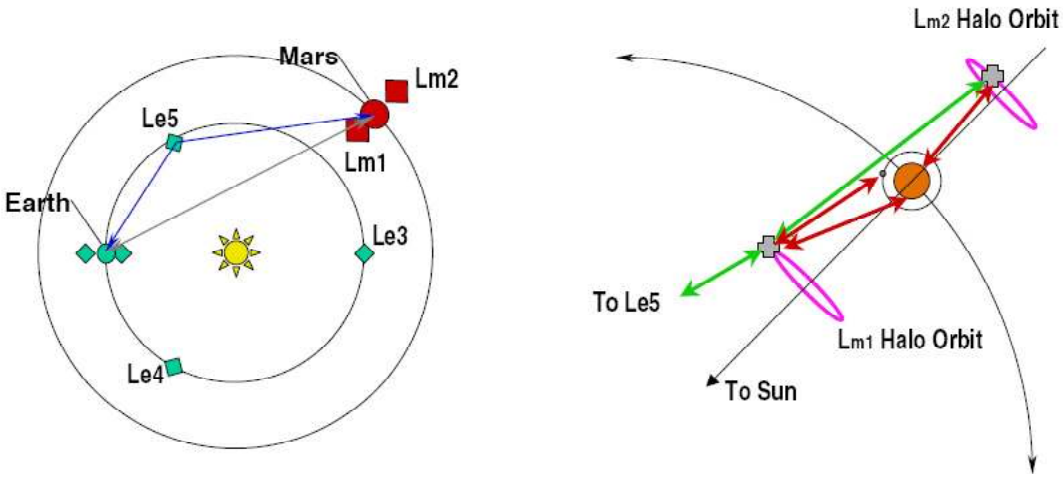


Abbildung 5 – „*Outerplanetary*" NAV/COM-Architektur beispielhaft für den Marsflug (BHASIN & HAYDEN, 2004?)

Ein weiteres Beispiel von BHASIN & HAYDEN (2004?) extrapoliert die Überlegungen zu NAV/COM-Architekturen in den planetarischen Deep Space Bereich, z.B. für Marsflüge (Abbildung 5). Hier werden die Librationspunkte des Sonnensystems als NAV/COM-Stützpunkte gesehen, durch welche Relaisverbindungen etabliert werden sollen. CARPENTER (2004) betont den effizienten und schrittweisen, d.h. iterativ und flexibel-adaptiv zu gestaltenden Aufbau einer NAV-Infrastruktur für die cis-lunaren und lunaren Raumflug-segmente. Librationspunkt-Satelliten im Erde-Mond-System wie sie von FARQUHAR (1970) schon früh analysiert und vorgeschlagen wurden sind in Kombination mit GPS-gestützter Transfer-Bahnbestimmung insofern aus Kostengründen interessant, da einerseits GPS bereits existiert und andererseits selbst die instabilen und damit aktive Bahnkontrolle erfordernden Librationspunkte L1 und L2 als operativ kostengünstige Satellitenpositionen gehandelt werden. Jahresbezogene Geschwindigkeitsbedarfsrechungen für die Bahnkontrolle lassen $\Delta v < 1$ m/s erwarten. Unabdingbare Voraussetzungen aber sind hochgenaue Bahnverfolgung (Tracking) und Bahnbestimmung für den Halo-Satelliten, da geringste Abweichungen von einer Halo-Referenztrajektorie den Manöverbedarf für die Bahnkontrolle um ein vielfaches zu steigern vermögen (FARQUHAR, 1971, SIMO et al, 1986). Neben L1- und L2-Halo-Orbits können dann als geometrische Lateralverstärkung der Transferbahnnavigation auch noch die stabilen Positionen L4 und L5 für NAV-Satelliten in Betracht gezogen werden. Auch GEO-Satelliten wie die des TDRSS sind aufgrund der guten Sichtbarkeit in den Mondbereich hinein ein interessanter Ort für die Aussendung (oder Weiterleitung im Relaisbetrieb) von NAV-Signalen zu Transfer-vehikeln.

1.2.4 Beiträge dieser Arbeit...

...Vor dem Hintergrund der zu erwartenden Entwicklung lunarer und später (inter-)planetarer Infrastrukturen des Raumfluges erhält der Themenbereich der Deep Space Bahnbestimmung als aktuelle Aufgabe der Forschung und Entwicklung ein neues Licht. Die vorliegende Arbeit soll aufgrund der Aktualität der Planung zukünftiger Erkundungsmissionen zum Mond (und später zum Mars und weiter) zunächst in die Methodik und Durchführung realer Bahnbestimmungen und Bahnbestimmungssimulationen lunarer Missionen einführen. Es wird dazu erst fachliches Wissen für die Navigation lunarer Orbiter in kompakter Form akkumuliert, dann softwaretechnisch implementiert und in realer Umgebung experimentell angewendet. Darauf aufbauend geht es in eine Weiterentwicklungsstufe, um ein Flugdynamik-Instrumentarium bereitzustellen, welches für die in der Einführung vorgestellten und aktuellen Studien im Bereich neuartiger Deep Space Bahnbestimmungsarchitekturen eingesetzt werden kann. Hier liegt das Hauptaugenmerk der Arbeit, welche sich in erster Linie auf die Entwicklung eines wissenschaftliches Werkzeuges konzentriert und dieses forschungsorientiert an entsprechenden Anwendungsbeispielen ausprobiert und verifiziert. Die detailierte Modellfehleranalyse wird dabei in beispielhafter Form verfolgt, um die grundsätzlichen Probleme und Möglichkeiten zu beleuchten, die im behandelten Forschungszweig zu Tage treten.
Für die selbst entwickelten und simulierte Bahnbestimmungszenarien interessiert vornehmend, welche Trackingszenarien für die Bahnbestimmungen im lunaren und cis-lunaren Raum fehler-minimale Ergebnisse in beobachtungsgeometrischer Hinsicht liefern. Insgesamt ist dies ist ein mehrteiliger Themenkomplex, der schrittweise betrachtet nicht nur in logischer Sequenz abgearbeitet wird, sondern auch vom entwicklungstechnisch iterativen Verlauf

profitiert. Die Fragestellungen, die im Laufe dieser Arbeit beantwortet werden sollen, lassen sich dabei wie folgt den nachfolgenden Ausführungen voranstellen:

- Welche Erkenntnisse können aus Realbahnbestimmungen für Mondorbiter gewonnen werden ?
- Welche Probleme/Limitierungen existieren bei der gegenwärtigen lunaren Bahnbestimmung im Mondorbit ? Wie werden sie gelöst werden ?
- Welche dynamische und messtechnische Modellierungskenntnis wird benötigt ?
- Welche Analyseinstrumente oder -werkzeuge sind im Gebrauch für die (cis-)lunare Navigation ?
- Was sind mögliche Aussichten für die Mondflugnavigation bzw. lunare Bahnbestimmung und die dazu benötigten Analysewerkzeuge ?
- Sind GPS-analoge Navigationsysteme für den Mondflug eine Option ? Welche Möglichkeiten bestehen für lunare und cis-lunare NAV-Architekturen ?
- Kann ein Ansatzpunkt für eine optimalen Auswahl innerhalb dieser Möglichkeiten und ihren Kombinationen gewählt werden ?

Hier aber nun die Auflistung der inhaltlichen Schritte der vorliegenden Arbeit in organisierter Form. Sie wurde wie folgt abgearbeitet, wobei sich Entwicklungsarbeit, Test- und Analysetätigkeit durchgehend abwechselten:

- Entwicklung des Programms für ***Deep*** *Space* ***P****arameter* ***E****stimation and* ***S****imulation of* ***T****racking Data* (DEEPEST) unter Beachtung der erforderlichen Modellierungsgenauigkeit und damit verbundenen Mess- und Dynamikmodellentwicklung für die Bahnbestimmung im Deep Space bzw. im Mondorbit; Anhand einer Version des beim *Goddard Space Flight Center* (GSFC) der NASA entwickelten Programmsystems GEODYN-II (MCCARTHY, 1993) für die Deep Space Bahnbestimmung werden grundlegende Konsistenztests und damit eine erste Verifikation der Software vorgenommen (siehe Kapitel 2und 3).
- Experimentelle Bahnbestimmung mit Realdaten von der Lunar Prospector Mission, Prozessierung und Anwendung adäquater Auswertemethoden; Das Experiment beinhaltet eine sechswöchige Trackingkampagne und darauf basierende Bahnbestimmung des Lunar Prospector. Es war 1998 die erste radiometrische Erfassung und Bahnbestimmung eines Mondorbiters von Europa aus (WEISCHEDE et al, 1998). Angewendet wurde die passive 3-Weg-DOPPLER-Trackingmethode: Nach der operationellen Aussendung der Trackingsignale (Uplink) vom *Deep Space Network* (DSN) der NASA konnte mit der Deep Space Antenne des DLR in Weilheim das kohärente Antwortsignal vom Satellitentransponder (Downlink) „mitgehört“ werden. Mehrere Realdateneffekte werden behandelt und Bahnbestimmungssequenzen mit der hierfür entwickelten Bahnbestimmungssoftware DEEPEST durchgeführt (siehe Kapitel 4).
- Erweiterung der Software für die Bahnbestimmungssimulation und -analyse von optionalen Navigationsstrategien im lunaren und cis-lunaren Raumsegment; dazu wird eine *Multi-Satellite/Multi-Tracking*-Komponente (MSMT) im Rahmen einer hochflexiblen und „objektisierten“ Programm-Bibliothek für flugdynamische Aufgaben entwickelt; Die MSMT-Funktion erlaubt das schnelle und flexible Erstellen von Trackingnetzen mit beliebigen

Orbital- oder Bodenstationsknoten und beliebigen Relaisverbindungen. In Anbetracht der Annahme über die zukünftige Errichtung einer möglichen Rauminfrastruktur für Flüge zum Mond und zu den Planeten werden simulierte NAV-Konfigurationen und entsprechend Bahnbestimmungslösungen vor dem Hintergrund der Trackinggeometrie vorgestellt. Bahnbestimmungssimulationen von Trackingnetzwerken werden in Anlehnung an aktuelle Konzeptansätze für den Aufbau lunarer Infrastrukturen mit Hilfe der dazu entwickelten Softwarekapazität erstmalig im Detail zur Diskussion gestellt. Betrachtet wird in GPS-Analogie vorwiegend ein Radio-Ranging-System für lunare Orbits („LUNAV“) und Transferbahnen („CISNAV“). Ein möglicher Ansatz zur Suche optimaler bzw. fehlerminimaler NAV-Konstellationen für ausgewählte cis-lunare Transferbahnabschnitte („CISOPT“) schließt die Arbeit ab (siehe Kapitel 3und 5). Der gewählten Suchstrategie liegt die Methodik eines einfachen genetischen Algorithmus (*Simple Genetic Algorithm* – SGA) zugrunde.

Dies führt den Leser im folgenden auf einen Streifzug von den physikalischen und mathematischen Grundlagen der Deep Space Bahnbestimmung und den Aspekten der Entwicklung einer Bahnbestimmungssoftware, über die Realbahnbestimmung von Lunar Prospector bis hin zur Simulation und Optimierung denkbarer Trackingszenarien im lunaren und cis-lunaren Raumsegment .

2 Modelle der Deep Space Bahnbestimmung

2.1 Methodik der Bahnbestimmung

2.1.1 Modell und Beobachtung...

...Das mathematische Bahnmodell als Kernstück der Bewegungsbeschreibung eines Satelliten basiert auf dem NEWTONschen Trägheitsgesetz der dynamischen Bewegung

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{a} = \frac{\sum_{\text{ext}} \mathbf{F}^{\text{ext}}}{m_{\text{SC}}} \qquad \text{G- 3}$$

wobei „ext“ die Summierung über alle externen auf die Masse m_{SC} des Raumflugkörpers wirkenden Kräft bedeutet, also alle über die Systemgrenze Satellit hinaus erfolgenden Impulsaustausche. (G- 3) ist eine gewöhnliche (vektorielle) Differentialgleichung zweiter Ordnung, welche bis zum Erhalt für die Positionslösung zweimal integriert werden muss. Durch Umschreibung in ein gewöhnliche Differentialgleichungssystem erster Ordnung unter Einführung des Zustandsvektors **y** mit den sechs Komponenten der beiden Vektoren **r** und **v** erhält man

$$\dot{\mathbf{y}}(t) = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}}(t) \\ \dot{\mathbf{v}}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{v}(t) \\ \mathbf{a}(t) \end{bmatrix} = f\left(t; \mathbf{y}(t), \mathbf{p}\right) \qquad \text{G- 4}$$

Die Lösung aufgrund der bestehenden Dynamik, die sich nach (G- 3) im Beschleunigungsterm $\mathbf{a}(t)$ konzentriert, lautet

$$\mathbf{y}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{r}(t) \\ \mathbf{v}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_0 + \int_{t0}^{t1} \mathbf{v}(t)\,dt \\ \mathbf{v}_0 + \int_{t0}^{t1} \mathbf{a}(t)\,dt \end{bmatrix} = \mathbf{y}_0 + \int \dot{\mathbf{y}}(t; \mathbf{y}(t), \mathbf{p})\,dt \qquad \text{G- 5}$$

und sie wird in Fällen hochgradig nicht-linearer Systeme durch numerische Integratoren gewonnen. Kräftemodelle bestimmen die Dynamikterme der Bewegungsgleichungen und sind sorgfältig, d.h. den Anforderungen entsprechend und effizient auszuwählen. Die Abhängigkeit von bahndynamischen Komponenten wird durch den Modellparametervektor **p** gekennzeichnet.

Trackingdaten stellen diskrete, skalare und chronologisch geordnete Beobachtungsgrößen $z_i(t_i)$ dar, die den Bahnzustandsvektor bzw. seine Komponenten $\mathbf{y} = [x \quad y \quad z \quad \dot{x} \quad \dot{y} \quad \dot{z}]$ indirekt über die allgemeine Messgleichung

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \vdots \\ z_m \end{bmatrix} = \mathbf{z}\left(\mathbf{y}(\mathbf{y}_0, \mathbf{y}, \mathbf{p}; t), \mathbf{p}, \mathbf{q}; t\right) \qquad \text{G- 6}$$

mit m im Beobachtungsvektor $\mathbf{z}$ zusammengefassten skalaren Beobachtungen in Beziehung stellen. Zusätzlich zu indirekten (über $\mathbf{y}(\mathbf{y}_0,\mathbf{p})$) und direkten Abhängigkeiten von Dynamikparametern treten nun auch direkte Abhängigkeiten von Parametern $\mathbf{q}$ des Messmodells in Erscheinung. Um also aus einem Vergleich mit den realen Trackingdaten z_{obs} die Güte des für die Vorhersage des Bahnzustandvektors erforderlichen Dynamikmodells bestimmen zu können, muss ein zusätzliches Modell der Beobachtungsgrößen z_{comp} erstellt werden. Die Trackingdaten bestehen aus einer Sequenz von Messpunkten der radiometrischen Messgrößen Range und Range Rate (DOPPLER). Über sie werden die Schrägentfernung bzw. radiale Geschwindigkeit in der Verbindungslinie Trackingstation und Satellit gemessen. Nähere Erläuterungen zur Messtechnik und die Modellierung von radiometrischen Range-Beobachtungen, $z_i \equiv \rho_i$, oder DOPPLER-Effekt-Beobachtungen, $z_j \equiv \dot{\rho}_j$, werden in Kapitel 2.5 angegangen.

2.1.2 Fehler und Fehlerausgleich...

...Im Rahmen der gesamten Bahnbestimmungsmethode kommt es zu Mess- und Berechnungsfehlern. Es ist quasi das Ziel einer jeden Bahnbestimmung den Anfangszustandsvektor $\mathbf{y}_0$ der Gleichung (G- 5) und alle übrigen „dejustierten" Parameter in $\mathbf{p}$ und $\mathbf{q}$ über ein Trackingdaten-Intervall (*data arc*) in Gegenwart eines Sets (*batch*) von Trackingdaten $\mathbf{z}$ und bestimmter Fehlereinflüsse zu kalibrieren.
In Tabelle 3 sind die möglichen Fehler kategorisch aufgeführt. Für den allgemeingültigen GAUSSschen Theorieansatz der Bahnbestimmung nach der Methode der kleinsten Fehlerquadrate[11] (*least-squares method*) existieren hinsichtlich Schätzergebnis und statistischer Bewertung zunächst nur die Fehler der Gruppen A, D und E.

11 GAUSS entwickelte diese Methode und wendete sie seit 1795 an, um unter anderem den Planetoiden Ceres aufzufinden – also für ein frühes Bahnbestimmungsproblem. Seitdem erweist sich die Methode als ein sinnvolles Prinzip für die Modellanpassung an gemessene, jedoch stochastisch verrauschte Realbeobachtungen. GAUSS selbst dachte die mathematisch-statistische Begründung für die Fehlerquadratmethode nur an und verwendete das Verfahren unabhängig von der Wahrscheinlichkeitstheorie. Diese Verbindung zur Statistik wurde erst 1912 von R. A. FISHER im Rahmen der Entwicklung der Methode der maximalen Wahrscheinlichkeit (Maximum Likelihood) dargelegt (PRESS et al, 1986), die unter der Annahme normalverteilter Messfehler zur kleinsten Fehlerquadratmethode äquivalent ist.

Tabelle 3 – Klassifizierung von Fehlerquellen in der mathematischen Modellierung und Bestimmung von Raumflugbahnen

Fehler-Kategorie	Erläuterung
A Fehler durch nicht-determinierbare Einflüsse	Stochastische Fehler entstehen in technisch realisierten Messsystemen inklusive Messbereich/-umgebung/-medium. Thermische Schwankungen in der Messeinrichtung oder atmosphärische Zustandsschwankungen sind nur einige vo nicht-determinierbaren Störeinflüssen auf die Güte des Messsignals. Ihrer mathematischen Erfassung dienen statistische Modelle. Zufällige Fehler werden mathematisch meist als normalverteiltes weißes Rauschen (*white noise*) des Messsignals behandelt
B Numerische Prozessierungsfehler aufgrund begrenzter Maschinen-genauigkeit	Die auch als numerisches Rauschen bezeichneten Fehler akkumulieren sich mit der Anzahl der numerische Operationen während eines Rechenprozesses. Sie sind von der Maschinengenauigkeit, den gewählten und in bestimmter Sequenz ablaufenden Algorithmen und deren Zusammenwirken im Prozess abhängig. Zwecks Minimierung müssten hier dedizierte mathematische Analyseverfahren zur Anwendung kommen. Ein Beispiel dazu ist, mathematische Algorithmen der additiven Gruppe zu vermeiden, da sie viel stärker zum Effekt der Stellenauslöschung durch Rundung neigen. Es sollten hier große Zwischenergebnisse vermieden werden. Die multiplikative Gruppe der numerischen Operationen ist dagegen weitgehend insensitiv gegenüber Rundungsfehlern; Multiplikation sollte desweiteren der Division vorgezogen werden.
C Modellapproxi-mationsfehler oder defizitäre physika-lische Modellierung	Die mathematischen Kräfte- und Messmodelle basieren zwar auf verifizierten Theorien, bilden jedoch die reale Dynamik durch Effizienz wahrende Modellvereinfachungen oder einfach aufgrund eines Kenntnisdefizits nicht ganz perfekt ab. Unmodellierte, systematische Fehler, die sich als Bias, Drift (z.B. linear, exponentiell) oder periodische Signaturen in den Residuen (beobachtete minus berechnete Messungen) bemerkbar machen, sind die Folge. Diese Fehler sind oft, wenn nötig, (bedingt) durch verfeinerte Modellierung behebbar. In diese Fehlergruppe sollen z.B. auch die Prozessfehler der numerischen Integrationsverfahren aufgenommen werden, die rein mathematische Verfahrensmodelle zur Lösung der Bewegungsdifferentialgleichungen darstellen.
D Fehler in spezifizierten Parametern der physikalischen Modell	Während in Fehlergruppe C das Kontinuum der Wirklichkeit bereits durch (limitierte) Modelltheorien gewissermaßen Systembereichs- oder Gültigkeitsgrenzen zugeordnet bekommt, der Fehler des Modells sich aber immer noch in allen möglichen Teilaspekten und Parametern der Modellformeln kontinuierlich akkumulieren kann, beschränken wir für diese Fehlergruppe die Freiheitsgrade des Modells weiter auf nur bestimmte charakteristische Parameter, deren Werte im Rahmen bestimmter Genauigkeitsforderungen zu schätzen sind. Andererseits kann hier aber auch eine Untergruppe der Parameterfehler im Vorfeld als bekannter systematischer Fehleranteil (mit Mittelwert null) mit bekannter Unsicherheit eingebracht werden (Consider-Parameterfehler). Weiter können bei Datenfilterung Gruppe-C-Fehler als Prozessrauschen behandelt werden (z.B. HARTL, 1973).
E Beobachtungsfehler	Die gesuchten Parameter im Schätzprozess werden nur indirekt beobachtet, mit Hilfe von Messungen, die in ihrer linearen Abhängigkeit (totales Differential erster Ordnung) von den Parametern in ein zu lösendes lineares Gleichungssystem einfließe. Die indirekte Bestimmung der Gruppe D Parameter kann durch die Fehlergruppe C mehr oder weniger korrelativ beeinflusst sein. Dadurch kann das Ergebnis des theoretisch nur für unkorrelierte und normalverteilte Beobachtungswerte abgeleitenden und nur in diesem Rahmen statistisch interpretierbaren Verfahrens der kleinsten Fehlerquadrate verzerrt werden.

Entscheidend dabei ist, dass der Fehlervektor **n**, der durch Differenzbildung des Trackingdatenvektors $\mathbf{z}_{obs}$ und der simulierten Beobachtung $\mathbf{z}_{comp}$

$$\mathbf{n} = \mathbf{z}_{obs} - \mathbf{z}_{comp}(\mathbf{x}) \qquad \text{G- 7}$$

mit $\mathbf{x} = [\mathbf{y}_0 \quad \mathbf{p} \quad \mathbf{q}]$ entsteht, im Sinne der Ausgleichsmethode nur die nicht-deterministischen, vom Messsystem verursachten Zufallsfehler pro Beobachtung beinhalten soll. Sie werden als weißes Messrauschen bezeichnet[12] (*white random noise*), die sich zumindest bei großen akkumulierten Ereignismengen (Datensätzen) gewöhnlich einer GAUSSschen Normalverteilung annähern[13] (Fehlergruppe A). Weiterhin soll gelten, dass ein vorliegendes, ansonsten „perfektes" dynamisches und messtechnisches Modell in gewissen freien Schätzparametern „dejustiert" ist (Fehlergruppe D) und die Bahnortung eindeutige Informationen über sie akkumulieren (Fehlergruppe E). Statistisches Anfangswissen (*a priori knowledge*), d.h. ein wahrscheinlicher Wert plus seine Streuung bzw. Kovarianzen, soll zudem über die spezifizierten Schätzparameter vorliegen. Der Lösungsansatz für die Behandlung des Fehlerausgleichsproblems bringt die Wahrscheinlichkeit des Auftretens von Parameterwerten in direkten Zusammenhang mit den zufällig verteilten Messfehlern. Ein „einziges wahres Modell" wird vorausgesetzt, für dessen *N* Parameterbestimmungen die maximale Wahrscheinlichkeit des Auftretens von *M* diskreten (unabhängigen und normalverteilten) Beobachtungen als Maß herangezogen wird. Es entsteht eine letzte Forderung nach linearisierten Messgleichungen, damit mit Hilfe partieller Ableitungen der Beobachtungsgröße nach den Parametern eine Lösung im Sinne der Methode gefunden werden kann (*linear estimation theory*). Es folgt

$$\mathbf{z} = \mathbf{z}_{ref} + \left(\frac{\partial \mathbf{z}}{\partial \mathbf{y}_0}\right)\Big|_{ref} (\mathbf{y}_0 - \mathbf{y}_{0\,ref}) + \left(\frac{\partial \mathbf{z}}{\partial \mathbf{p}}\right)\Big|_{ref} (\mathbf{p} - \mathbf{p}_{ref}) + \left(\frac{\partial \mathbf{z}}{\partial \mathbf{q}}\right)\Big|_{ref} (\mathbf{q} - \mathbf{q}_{ref}) + \mathbf{n} \qquad \text{G- 8}$$

Mit der Transitionsmatrix $\mathbf{\Phi} = \left(\frac{\partial \mathbf{y}}{\partial \mathbf{y}_0}\right)$ und der Sensitivitätsmatrix $\mathbf{S} = \left(\frac{\partial \mathbf{y}}{\partial \mathbf{p}}\right)$

$$\delta\mathbf{z} = \left[\left(\frac{\partial \mathbf{z}}{\partial \mathbf{y}}\right)\mathbf{\Phi}\right]_{ref} \delta\mathbf{y}_0 + \left[\left(\frac{\partial \mathbf{z}}{\partial \mathbf{y}}\right)\mathbf{S}\right]_{ref} \delta\mathbf{p} + \left(\frac{\partial \mathbf{z}}{\partial \mathbf{q}}\right)_{ref} \delta\mathbf{q} + \mathbf{n} \qquad \text{G- 9}$$

wird die Verbindung zwischen Mess- und Bahnmodell deutlich. Analog zu (G- 7) kann man dann auch schreiben

$$\mathbf{z}_{obs} - \left(\mathbf{z}_{ref}(\mathbf{x}_{ref}; t_{ref}) + \mathbf{H}(\mathbf{x}_{ref}; t_{ref})\, \delta\mathbf{x}_{ref} \right) = \mathbf{n} \qquad \text{G- 10}$$

oder mit $\delta\mathbf{z}_{ref} = \mathbf{z}_{obs} - \mathbf{z}_{ref}$ und $\delta\mathbf{x}_{ref} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_{ref}$ auch

---

12 Zufällige Streuung, d.h. keine bevorzugt auftretenden Frequenzen bzw. Häufigkeiten im Spektrum der verrauschten Messungen

13 Messwerte, die sich aus dem Zählen irgendwelcher Ereignisse zusammensetzen, sind in der Regel POISSON-verteilt. Bei hoher Anzahl der Zählungen pro Messwert konvergiert die Fehlercharakteristik aber gegen die einer Gaussverteilung (PRESS et al., 1986)

$$\delta \mathbf{z}_{\text{ref}} = \mathbf{H}_{\text{ref}} \, \delta \mathbf{x}_{\text{ref}} + \mathbf{n} \qquad \text{G- 11}$$

Dabei ist die Design-Matrix des Messproblems durch die JACOBI-Matrix

$$\mathbf{H}\left(\mathbf{y}_{\text{ref}}, \mathbf{p}_{\text{ref}}, \mathbf{q}_{\text{ref}}; t_{\text{ref}}\right) = \mathbf{H}_{\text{ref}} := \left[\left(\frac{\partial \mathbf{z}}{\partial \mathbf{y}_0} \right)\Big|_{\text{ref}} \left(\frac{\partial \mathbf{z}}{\partial \mathbf{p}} \right)\Big|_{\text{ref}} \left(\frac{\partial \mathbf{z}}{\partial \mathbf{q}} \right)\Big|_{\text{ref}} \right]_{M \times N} \qquad \text{G- 12}$$

beschrieben. Die Variation der Abweichungen des beobachteten vom modellierten (Referenz-) Messwert wird also mit der Variation der Messgröße durch Abweichung der Schätzparameter vom wahren (Referenz-) Parameterwert begründet. Ist die Wahrscheinlichkeit des Auftretens der Messungen maximal bzw. die Summe der Fehlerquadrate minimal, d.h.

$$J = \mathbf{n}^T \mathbf{n} \;\rightarrow\; \text{Min.} \quad \text{mit} \quad \frac{\partial J(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} = \mathbf{0} \qquad \text{G- 13}$$

so sind die dadurch gefundenen N Parameter die wahrscheinlichsten bzw. die optimalen[14]. Die Größe J wird auch Verlustfunktion (*loss function*) genannt[15]. Mit $\mathbf{z}_{\text{ref}} \equiv \mathbf{z}_{\text{comp}}\left(\mathbf{x}_{\text{ref}}\right)$ und den Residuen (*residuals*)

$$\delta z = z_{\text{obs}} - z_{\text{comp}} \qquad \text{G- 14}$$

der einzelnen skalaren Beobachtungen in (G- 10) und Einsetzen in (G- 13) ist die Lösung des sich daraus ergebenden Normalgleichungssystems über

$$\left(\mathbf{H}^T \mathbf{H}\right) \delta \mathbf{x} = \mathbf{H}^T \delta \mathbf{z} \quad \Leftrightarrow \quad \mathbf{N} \, \delta \mathbf{x} = \mathbf{b} \quad \Leftrightarrow \quad \delta \mathbf{x} = \left(\mathbf{H}^T \mathbf{H}\right)^{-1} \mathbf{H}^T \delta \mathbf{z} \qquad \text{G- 15}$$

zu finden. Bei Nichtlinearitäten, wie sie in der Bahnbestimmung in hohem Grade vorkommen, erfolgt die Führung des Lösungsprozesses iterativ bis eine minimale Verlustfunktion durch Einhaltung eines Konvergenzkriteriums erzielt worden ist. Sind die Parameter anhand der Beobachtungsdaten kalibriert (optimiert) worden, so erfolgt die Bahnpropagation zur Vorhersage oder Reproduktion der Navigationsdaten (z.B. innerhalb $[t_0, t_1]$) deterministisch, bis nach zu hoher Soll-Ist-Abweichnung der Bahn durch weitere Bahnbestimmung die Parameter aktualisiert werden müssen.

---

14 PRESS et al. (1986) legen dar, dass die Identifizierung der Wahrscheinlichkeit von Daten bei gegebenen Parametern als die Wahrscheinlichkeit der Parameter bei gegebenen Daten *rein intuitiv* erfolgt, d.h. jeglicher formal-mathematischen Begründung entbehrt und dass sich hieraus auch keine ergibt.

15 Die Überprüfung, dass das erhaltene Extremum der Fehlerfunktion auch wirklich ein Minimum ist, erfolgt mit der zweiten Ableitung der Funktion nach den Parametern. Dabei stellt sich die Matrix

$$\frac{\partial^2 \left(\mathbf{n}^T \mathbf{n}\right)}{\partial^2 \mathbf{x}}$$

als grundsätzlich positiv-definit heraus, woraus folgt, dass das gesuchte Extremum bei dessen Existenz auch tatsächlich ein Minimum der Fehlerfunktion ist.

Zum Ergebnis der Bahnbestimmung gehört in diesem Zusammenhang auch eine theoretische[16] Aussage über die Genauigkeit der einzelnen Bahnkomponenten zur Anfangswertepoche oder zu einer beliebigen propagierten Epoche treffen zu können. Die direkt aus dem Problemlösungsformalismus ableitbare Fehlerauswertemethode ist die der (formalen) Varianz-/Kovarianzanalyse. Der akkumulierte statistische Informationsgehalt über Standardabweichungen und Korrelationen der Schätzparameter ist in der $N \times N$ Varianz-/Kovarianzmatrix[17]

$$\mathbf{Q}_x = \mathrm{Cov}(\mathbf{x}, \mathbf{x}) = E\left\{(\mathbf{x} - \bar{\mathbf{x}})(\mathbf{x} - \bar{\mathbf{x}})^T\right\} = \left(\mathbf{H}^T \mathbf{H}\right)^{-1} \qquad \text{G- 16}$$

zu finden, d.h. aus der Inversen der Normalgleichungsmatrix $\mathbf{N}$ ableitbar. Die Standardabweichungen σ_i und Korrelationen[18] C_{ij}, d.h. die stochastische Abhängigkeit der Parameter x_i und x_j untereinander (siehe auch Anhang A), werden aus den in $\mathbf{Q}_x$ enthaltenen Varianzen und Kovarianzen extrahiert:

$$\sigma_i = \sqrt{\mathrm{Var}(x_i)} \text{ und } C_{ij} = \frac{\mathrm{Cov}(x_i, x_j)}{\sqrt{\mathrm{Var}(x_i)\mathrm{Var}(x_j)}} \qquad \text{G- 17}$$

Werden die einzelnen Beobachtungsgleichungen durch

$$J = \mathbf{n}^T \mathbf{W} \mathbf{n} \rightarrow Min. \qquad \text{G- 18}$$

gewichtet in die Kostenfunktion eingesetzt, wird (G- 15) zu

$$\delta\mathbf{x} = \left(\mathbf{H}^T \mathbf{W} \mathbf{H}\right)^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{W} \delta\mathbf{z} \; = \; \mathbf{Q}_{\mathrm{x}}^{\mathrm{w}} \; \mathbf{H}^T \mathbf{W} \delta\mathbf{z} \qquad \text{G- 19}$$

mit $\mathbf{Q}_x^{\mathrm{w}}$ als der gewichteten Kovarianzmatrix. Die Matrix $\mathbf{P} = \mathbf{W}^{-1}$ ist die Messkovarianzmatrix mit

$$w_{\mathrm{i}} = \frac{1}{\sigma_{\mathrm{i}}^2} \qquad \text{G- 20}$$

Auch vorhandenes a priori Wissen über das Bewegungsproblem kann in Form von Zwangsbedingungen (*constraints*) in die Kostenfunktion eingebracht werden, die äquivalent zu der Einbringung zusätzlicher Beobachtungen sind. Dies geschieht mittles einer a priori Kovarianzmatrix der Parameter $\mathbf{Q}_{x0}$, die als Inverse zu der Informationsmatrix hinzuaddiert wird und somit die Startabweichungen der eingestellten Anfangsparameter $\mathbf{x}$ vom tatsächlichen Startpunkt $\mathbf{x}_0$ gewichtet. Die so modifizierte Kostenfunktion J_1 lautet

16 theoretisch wegen der formalen Voraussetzungen des Schätzverfahrens

17 meist einfach als Kovarianzmatrix bezeichnet

18 Normierung der Kovarianz auf den Wertebereich [-1, +1].

$$J_1(\mathbf{x}) = (\mathbf{x} - \mathbf{x}_0)^T \mathbf{Q}_{x0}^{-1} (\mathbf{x} - \mathbf{x}_0) + (\delta\mathbf{z} - \mathbf{H}\delta\mathbf{x})^T \mathbf{W} (\delta\mathbf{z} - \mathbf{H}\delta\mathbf{x}) \qquad \text{G- 21}$$

Die Minimierung dieser Funktion durch Ableitung nach den zu schätzenden Parametern **x** führt zur differenziellen Korrektur der Parameter

$$\delta\mathbf{x} = \left(\mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{W}\mathbf{H} + \mathbf{Q}_{\mathrm{x0}}^{-1}\right)^{-1} \left(\mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{W}\delta\mathbf{z} + \mathbf{Q}_{\mathrm{x0}}^{-1}\mathbf{x}_0\right) = \mathbf{Q}_{\mathrm{x}}^{\mathrm{w\,a}}\, \mathbf{H}^{\mathrm{T}}\mathbf{W}\delta\mathbf{z} + \mathbf{Q}_{\mathrm{x}}^{\mathrm{w\,a}}\, \mathbf{Q}_{\mathrm{x0}}^{-1}\mathbf{x}_0 \qquad \text{G- 22}$$

Die Kovarianz des dynamischen Zustandvektors einer Raumflugbahn kann auch, ausgehend von der Schätzepoche, propagiert werden. Für jede andere Epoche *t* als der Schätzepoche t_0 des Zustandsvektors $\mathbf{y}_0$ ergibt sich die Kovarianzmatrix des Zustandsvektors der Trajektorie mit Hilfe der Zustandstransitionsmatrix (*state transition matrix*):

$$\mathbf{Q}_{\mathrm{y}}(t) = \mathbf{\Phi}(t, t_0)\, \mathbf{Q}_{\mathrm{y0}}(t_0)\, \mathbf{\Phi}^T(t, t_0) \qquad \text{G- 23}$$

Bisher wurden die Kovarianzinformationen für die Schätzparameter unter der Annahme berechnet, dass die neben den Schätzparametern existierenden festgesetzten Modellparameter des Bahnbestimmungsproblems exakt bekannt seien. Führt man für ausgesuchte feste Parameter c_i einen zufälligen Offset δc_i (Bias) mit

$$\mathrm{E}(\delta c_i) = 0 \text{ und } \mathrm{E}(c_i) = c_i \qquad \text{G- 24}$$

ein, so spricht man von Consider-Parametern. Der Erwartungswert des Consider-Parameters ist der wahrscheinlichste Wert, die systematischen Abweichungen werden als normalverteilt um den Erwartungswert angenommen. Große Biases der Consider-Parameter sind demnach entsprechend unwahrscheinlich. Eine weitere Bedingung für die Consider-Parameter ist, dass sie mit dem zufälligen Messrauschen nicht korrelieren, also

$$\mathrm{E}(\delta\mathbf{c}\ \mathbf{n}^T) = \mathrm{Cov}(\delta\mathbf{c}, \mathbf{n}) = \mathbf{0} \qquad \text{G- 25}$$

Untereinander können die Consider-Parameter jedoch korreliert sein, was

$$\mathbf{Q}_{\mathrm{c}} = \mathrm{Cov}(\delta\mathbf{c}, \delta\mathbf{c}) \qquad \text{G- 26}$$

zum Ausdruck bringt. Hier wird im Rahmen der linearen Theorie insgesamt dem Umstand Rechung getragen kein ideales, sondern ein reales, also fehlerbehaftetes Modell zu haben; eine als bekannt (normalverteilt) angenommene Modellunschärfe liegt vor, die in eine erweiterte Kovarianzmatrix der S c h ä t z parameter reflektiert wird. Das Schätzproblem stellt sich nun dar mit der Formulierung

$$\delta\mathbf{z} = \mathbf{H}_{\mathrm{x}}\ \delta\mathbf{x} + \mathbf{H}_{\mathrm{c}}\ \delta\mathbf{c} + \mathbf{n} = \begin{bmatrix}\mathbf{H}_{\mathrm{x}} & \mathbf{H}_{\mathrm{c}}\end{bmatrix} \begin{bmatrix}\delta\mathbf{x} \\ \delta\mathbf{c}\end{bmatrix} + \mathbf{n} \qquad \text{G- 27}$$

für einen Satelliten und wird mit $\delta\mathbf{c} = \mathbf{0}$ durch die Parameterkorrekturen

$$\delta\mathbf{x} = \left(\mathbf{H}_x^{\mathrm{T}}\mathbf{W}\mathbf{H}_x\right)^{-1}\mathbf{H}_x^{\mathrm{T}}\mathbf{W}\left(\mathbf{H}_c\delta\mathbf{c} + \delta\mathbf{z}\right) = \mathbf{Q}_x^{\mathrm{w}}\,\mathbf{H}_x^{\mathrm{T}}\mathbf{W}\,\delta\mathbf{z} \qquad \text{G- 28}$$

genauso wie (G- 19) gelöst. Der Erwartungswert der Lösung des Schätzverfahrens ist weiterhin die geschätzte Korrektur des Schätzparametervektors anhand des Datensatzes, d.h. $\mathrm{E}(\delta\mathbf{x}) = \delta\,\tilde{\mathbf{x}}$. Lediglich für die Berechnung der Kovarianzmatrix entsteht ein Unterschied durch einen der berechneten Schätzparameter-Kovarianzmatrix hinzugefügten additiven Anteil. Er resultiert zum einen aus der Sensitivität der Beobachtungen bezüglich der Consider-Parameter in $\mathbf{H}_c$ und zum anderen deren Streuungscharakter in $\mathbf{Q}_c$. Es entsteht somit die sogenannte Consider-Kovarianzmatrix[19]

$$\mathbf{Q}_{x\,c} = \mathbf{Q}_x^{\mathrm{w}} + \left(\mathbf{Q}_x^{\mathrm{w}}\mathbf{H}_x^{T}\mathbf{W}\right)\left(\mathbf{H}_c\mathbf{Q}_c\mathbf{H}_c^{T}\right)\left(\mathbf{Q}_x^{\mathrm{w}}\mathbf{H}_x^{T}\mathbf{W}\right)^{T} \qquad \text{G- 29}$$

Zusammengefasst können so in Ergänzung der Varianz-/Kovarianzanalys (VCA) neben dem Datenrauschen (Datengewicht) und der Designmatrix (partielle Ableitungen) auch noch Zwangsbedingungen und Consider-Parameter-Genauigkeiten in den formalistischen Rahmen des Fehlerausgleichsproblems eingehen. Mit der Consider-Kovarianzanalyse (CCA) oder aber auch durch die Einführung von Prozessrauschen (z.B. HARTL, 1973) werden die im allgemeinen Ansatz des Parameter-Schätzverfahrens nicht berücksichtigten Fehler der Gruppe C (Tabelle 3) in den Fehlertheoriekomplex mit eingebunden. Wir bewegen uns aber weiter im theoretischen Bereich der Approximation durch Linearisierung und Beschränktheit der Dynamik- und Messmodellierung, und so werden dann weitere Kriterien zur Bewertung des realen Bahnbestimmungsergebnisses erforderlich. Typische Qualitätsindikatoren der Bahnbestimmung bei der Prozessierung von Realdaten sind die Residuenanalyse (RSA) und die Orbit-Konsistenzanalyse (OCA). Diese werden im Kapitel 4.5 der Real-Bahnbestimmung des lunaren Orbiters Lunar Prospector erklärt und angewendet.

2.1.3 Der numerische Schätzalgorithmus...

...Zur Wahrung bzw. Verbesserung der numerischen Stabilität werden hier nicht die Normalgleichungen durch direkte Invertierungsverfahren gelöst, sondern eine QR-Faktorisierung der Informationsmatrix (= Normalmatrix) $\mathbf{N}$ vorgenommen, die im Resultat einer Wurzelfaktorisierung der Normalmatrix gleichkommt. Obgleich im Batch-Verfahren durch große Datenredundanzen bzw. Überbestimmtheit (d.h. die Anzahl der Messungen ist viel größer als die Zahl der zu schätzenden Parameter) der Einfluss individueller Fehler reduziert wird, kann die Sensitivität der Informationsmatrix gegenüber kleinen Fehlern gesteigert werden, wenn sie aufgrund schlechter Messgeometrien in ungünstig schwach besetzter Form vorliegt. Fehler, die bei ihrer Quadrierung durch die Multiplikation der Designmatrizen unter die Maschinengenauigkeit fallen, können dann die Matrix singulär und damit nicht invertierbar machen (NAVLIB, 1997). Die QR-Zerlegung schafft an dieser Stelle Abhilfe, indem sie die mathematische Form des Normalgleichungssystems umgeht. Sie gehört in die Kategorie der Wurzelfaktorisierung, da durch sie die Informationsmatrix in ein Produkt aus Wurzelmatrizen transformiert wird (*square root information matrix* – SRIM). Im Ansatz wird das Normalgleichungssystem mit M Beobachtungsgleichungen und N Schätzparametern in das

[19] Man beachte den Unterschied zur Consider-P a r a m e t e r -Kovarianzmatrix $\mathbf{Q}_c$

Produkt einer orthogonalen Matrix $\mathbf{Q}$ mit $\mathbf{Q}^T\mathbf{Q} = \mathbf{Q}\mathbf{Q}^T = \mathbf{I}$ und einer oberen Dreiecksmatrix $\mathbf{R}$ umgewandelt zu

$$\mathbf{H}_{M\times N} = \mathbf{Q}\begin{pmatrix} \mathbf{R}_{M\times M} \\ \mathbf{0}_{(M-N)\times N} \end{pmatrix}. \qquad \text{G- 30}$$

Letztere ist genau die Wurzelmatrix. Durch Substitution des neu entstehenden Ausdrucks in die Bedingungsgleichung zur Minimierung der Fehlerquadrate

$$J = (\mathbf{Hx}-\mathbf{z})^{\mathrm{T}}(\mathbf{Hx}-\mathbf{z}) = \left(\begin{pmatrix}\mathbf{R}\\ \mathbf{0}\end{pmatrix}\mathbf{x} - \begin{pmatrix}\mathbf{d}\\ \mathbf{r}\end{pmatrix}\right)^{\mathrm{T}} \mathbf{Q}^{\mathrm{T}}\mathbf{Q}\left(\begin{pmatrix}\mathbf{R}\\ \mathbf{0}\end{pmatrix}\mathbf{x} - \begin{pmatrix}\mathbf{d}\\ \mathbf{r}\end{pmatrix}\right) \qquad \text{G- 31}$$
$$= (\mathbf{Rx}-\mathbf{d})^{\mathrm{T}}(\mathbf{Rx}-\mathbf{d}) + \mathbf{r}^{\mathrm{T}}\mathbf{r}$$

mit $\mathbf{Q}^{\mathrm{T}}\mathbf{z} = \begin{pmatrix}\mathbf{d}_M \\ \mathbf{r}_{N-M}\end{pmatrix}$ kann man zeigen, dass die Lösung von

$$\mathbf{R}\,\mathbf{x} = \mathbf{d} \qquad \text{G- 32}$$

die Fehlerminimum-Bedingung des Optimierungsproblems in äquivalenter Weise erfüllt. Dieses Gleichungssystem kann aufgrund seiner Dreiecksgestalt ohne weitere Umformung direkt nach den gesuchten Parameterverbesserungen gelöst werden, d.h. es liegt hier ein einfacher Rücksubstitutionsprozess vor. Die Umwandlung der Informationsmatrix in die beschriebene Form der zwei Produktmatrizen kann durch eine Rotation nach GIVENS (1958) herbeigeführt werden. Sie wird der ebenso zur Lösung des Problems führenden Transformation von HOUSEHOLDER (1958) vorgezogen, da sie die Normalgleichungen sequentiell umwandelt, sobald eine neue Beobachtungsgleichung in das System eingeführt wird. Bei HOUSEHOLDER muss erst die gesamte Matrix aufgebaut werden, bevor die Transformation erfolgen kann. Sind Schätz- und Consider-Parameter vorhanden, so kann unter Zuhilfenahme der obigen QR-Zerlegung bzw. Wurzelfaktorisierung die SRIM als

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{\mathrm{xx}} & \mathbf{R}_{\mathrm{xc}} \\ \mathbf{0} & \mathbf{R}_{\mathrm{cc}} \end{bmatrix} \qquad \text{G- 33}$$

strukturiert und die Consider-Kovarianzmatrix (G- 29) als

$$\mathbf{Q}_{\mathrm{c}} = \mathbf{Q}_{\mathrm{x}} + \left(\mathbf{R}_{\mathrm{xx}}^{-1}\mathbf{R}_{\mathrm{xc}}\right)\mathbf{C}\left(\mathbf{R}_{\mathrm{xx}}^{-1}\mathbf{R}_{\mathrm{xc}}\right)^{T}. \qquad \text{G- 34}$$

formuliert werden.

2.1.4 Modellierungsgenauigkeit...

...Im Kern des mathematischen Ausgleichsverfahrens messtechnischer Beobachtungen liegt die Modellierung der realen Dynamik des Raumfahrzeuges. Die dort verankerte deterministische Kenntnis über das wahre Bewegungsverhalten, inklusive der algorithmischen Lösungsprozeduren wie beispielsweise die numerische Integration, bestimmt die Fähigkeit zur Vorhersage einer Trajektorie. Dem Schätzverfahren dient sie für dessen linearisiertes Gleichungssystem als berechnete Referenzbahn. Der zu realisierende Feinheitsgrad der Modellierung hängt weitgehend von der Zielsetzung ab. Genauigkeitsanforderungen sind demnach missions- bzw. flugprofilspezifisch. Denn ein zunehmender Genauigkeitsgrad der Berechnung schraubt auch die Modellkomplexität und somit die Entwicklungs- und Prozessierungszeit in die Höhe. Vorhandene Kapazitäten wie Softwarebibliotheken oder schnelle Rechnerplattformen sind da entsprechend von Vorteil.
Man möchte im allgemeinen gerne eine Modellgenauigkeit erreichen, die gut unterhalb des zu erwartenden Rauschniveaus der Messdaten liegt. Für operationelle Bahnbestimmung im Mondorbit bestimmt derzeit das immer noch mit signifikanten systematischen Fehlern behaftete Gravitationsmodell dieses Limit. Anders wird jedoch die Sichtweise, wenn Gravitationsfeldbestimmung Teil des Ausgleichsverfahrens wird. Das Orbitmodell sollte dann so genau wie möglich sein, um die höchstmögliche Unkorreliertheit der zu bestimmenden Feldparameter in bezug auf die Orbitparameter zu erhalten und damit die richtige Kanalisierung der Dateninformation sicherzustellen.

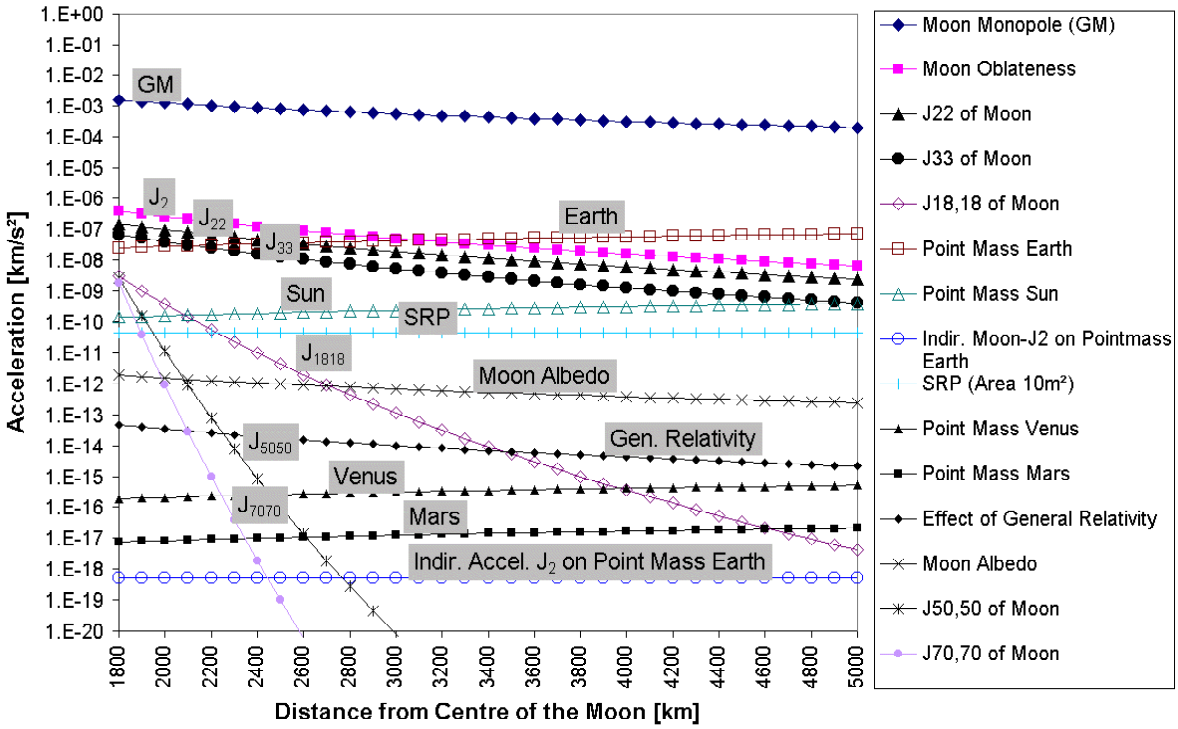


Abbildung 6 – Kräfte auf einen Orbiter in der Mondumlaufbahn (Mondradius = 1738 km)

Das für den Mondfall entwickelte Schaubild in Abbildung 6 nach MILANI (1987) gibt die zu erwartenden Kräfteniveaus verschiedener Orbitstörungen wieder. Danach lässt sich der geforderte Feinheitsgrad der Modellierung abschätzen. In den Orbits unterhalb von 200 km über der Mondoberfläche spielt offensichtlich die gesamte Komplexität des zentralen Gravitationsfeldes eine signifikante Rolle als Orbitstörung. Gravitative Punktstörungsquellen der Erde und Sonne tragen ebenso bei, wobei der Effekt durch die Sonne um mindestens zwei Größenordnungen niedriger liegt. Der Sonnenlichtdruck (SRP) liegt im Diagramm noch etwas weiter unterhalb der Kraft durch die Sonnengravitation, wobei hier sich hier schon eher mittel- bis längerfristige Störwirkungen auf den Orbit vermuten lassen. Alle Beschleunigungsanteile von der Mondalbedo abwärts gehören in die Kategorie F e i n s t modellierung und werden erst dann Auswirkungen in den Bahnbestimmungsergebnissen zeigen, wenn die Fehler der Zentralgravitationsmodelle entsprechend beseitigt sind. Obwohl ein Albedomodell, das bei FLOBERGHAGEN et at (1998) vorgestellt und beim JPL eingesetzt wird, auch für die hier entwickelte Bahnbestimmungssoftware DEEPEST umgesetzt und implementiert wurde, ist es aufgrund seiner extremen Berechnungszeit für die Kugelflächenfunktionen zunächst wieder deaktiviert worden. Für die signifikant erscheinenden physikalischen Effekte wurden die genauesten Modelle herangezogen, die zur Verfügung standen.

Die Forderung nach hoher Genauigkeit fließt bereits in die Zugrundelegung von Referenzsystemen für Raum- und Zeitkoordinaten ein. Die mathematisch zu modellierende Bewegung und deren Änderung stützt sich geometrischer Anschauung entsprechend normalerweise auf eine EUKLIDische Metrik mit dreidimensionalen (3D) Raumkoordinaten und eine Verlaufsgröße, der Zeitvariablen. Mit Hilfe der Definitionen der exakten Vakuum-Lichtgeschwindigkeit

$$c_0 = 299\,792\,458 \text{ m/s} \qquad \text{G- 35}$$

und der SI-Sekunde sind zur Vorhersage dynamischer Zustandsvektoren und von skalaren Beobachtungswerten gleichförmige Maßstäbe geschaffen. Die SI-Sekunde, die seit 1967 genau 9192631770 Schwingungsperioden der emittierten Strahlung aus einem Hyperfeinstrukturübergang des sich im Grundzustand befindlichen Cs-133 Atoms definiert, legt dabei über c_0 sogleich das SI-Meter fest.

Ein weiteres wichtiges Konstrukt der mathematischen Modellierung der Körperbewegung ist das Inertialkoordinatensystem als Gültigkeitsbereich für den Trägheitssatz – also das Bezugssystem für die Raumkoordinaten des ihm gegenüber ruhenden, sich gleichförming oder beschleunigt bewegenden Massekörpers. Scheinbare Trägheitskräfte durch Eigenbeschleunigung des Bezugssystems (Zentrifugal- und CORIOLIS-Beschleunigung) sollen in den Bewegungsgleichungen nicht auftauchen.

In Gegenwart des Wissensstandes der modernen Physik, d.h. im Sinne der relativistischen Betrachtung von Bewegungszuständen und deren Änderung in Raum und Zeit, kann auch für die Satellitenbahnbestimmung das Augenmerk nicht isoliert auf die NEWTONsche Theoriebasis der Dynamik gerichtet werden. Dies gilt zumindest dann, wenn entsprechende Anforderungen an die Genauigkeit der Bahnvermessung gestellt sind.

Der in (G- 35) definierte Wert der Lichtgeschwindigkeit kann in keinem Bezugssystem überschritten werden (Postulat der EINSTEINschen Theorie). Sie ist sozusagen ein von (Mess-) Strahlung gerade erreichter oberer Grenzwert. Daraus ergibt sich über das Relativitätsprinzip der speziellen Relativitätstheorie (SRT), dass Zeit als variante Koordinate und nicht länger als

absolut unabhängige Größe behandelt werden muss. Sie wird mit den drei Raumkoordinaten in einem gegenseitigen Abhängigkeitsgefüge zur Raum-Zeit zusammengefasst. Koordinatensysteme können in der Raum-Zeit-Metrik der allgemeinen Relativitätstheorie (ART) nur lokal begrenzt als quasi-inertial und Zeitsysteme nur lokal begrenzt als quasi-gleichförmig betrachtet werden, was im Wesentlichen auf die vorhandenen Massenpotentiale im Universum bzw. im Sonnensystem zurückzuführen ist.
Bei der Bahnbestimmung spielen verschiedene lokale Zeitsysteme eine Rolle, die wie folgt differenziert werden können:

- Bodenstationsuhren (evtl. in Potentialfeldern verschiedener Himmelskörper) triggern die Signalabgabe oder messen die Signalempfangszeit
- Borduhren (evtl. auf verschiedenen Satelliten und in verschiedenen Potentialfeldern) triggern die Signalabgabe oder messen die Signalempfangszeit

Eine Atomzeituhr, deren Standort irgendwo im Gravitationspotential des Sonnensystems angesiedelt ist, besitzt in der vierdimensionalen Raumzeitmetrik[20] eine Koordinatenzeit t bezogen auf den Koordinatenursprung. In ihrem eigenen uhrenfesten System misst sie demgegenüber ihre potential- und geschwindigkeitsabhängige Eigenzeit τ. Die Beziehung verschiedener Atomuhren untereinander, sofern sie an unterschiedlichen Orten (z.B. Bodenstationen und Raumfahrzeug) plaziert sind, kann mit Hilfe vierdimensionaler (4D) Raumzeittransformationen mathematisch beschrieben werden.
Um den relevanten Effekten der speziellen und allgemeinen Relativitätstheorie auch in der Lösung raumflugdynamischer Aufgaben adäquat Rechnung zu tragen, ist im Anfang der Modellierung der Dynamik und der Beobachtungsgrößen eine Entscheidung zu treffen, welche Basis von Bezugssystemen für Zeit und Raumkoordinaten zur Bewegungsbeschreibung angesetzt werden sollen. Hierbei geht es vorrangig um die Festlegung einer Trägheits- und Messbasis mit gleichförmigen und synchronisierten Zeitablaufsystemen. Sie sollen als Grundlage für die Anwendung der NEWTONschen Trägheitsgesetzte der Bewegung, insbesondere der Bewegungsgleichungen $\mathbf{a} = \mathbf{F}/m$, sowie der messtechnischen Beobachtung dienen. Grundsätzlich bestehen zur Aufstellung der Bewegungs- und Beobachtungsgleichungen zwei Alternativen, die relativistischen Effekte einzubeziehen:

(1) NEWTONscher Ansatz mit klassischer EUKLIDischer Metrik[21] und Anbringung von „relativistischen Korrekturen“
(2) Vollständiger Post-NEWTONscher (PN) Ansatz unter Zugrundelegung der Raum-Zeit-Metrik[22] und die entsprechende Lösung der EINSTEINschen Feldgleichungen

Alternative (2) lässt die im NEWTONschen Theorieansatz noch separat im Hintergrund verankerten absoluten Raum- und Zeitmaßstäbe (Koordinaten) nun aktiv und mitveränderlich in die Bewegungsbeschreibung einfließen. Nach SOFFEL und BRUMBERG (1991) ist im allgemeinen die

---

20 In der Raumzeitmetrik werden die vier Koordinaten $x_0 = ct$, $\mathrm{x} = (x_1, x_2, x_3)$ in einem unbeschleunigten System festgelegt, wobei t die Koordinatenzeit bedeutet, welche z.B. von einer Atomuhr im Koordinatenursprung gemessen würde

21 In EUKLIDischer Metrik (*flat space*) ist die Zeitmetrik unabhängig von der Raummetrik

22 Zeit bleibt unter Koordinatentransformationen nicht unverändert

Modellierung der ersten PN-Näherungslösungen der EINSTEINschen Feldgleichungen ausreichend, um die geforderten Genauigkeiten bei radiometrischen Messungen im Sonnensystem zu erreichen. Dies rührt daher, dass hier das Auftreten relativ schwacher Gravitationsfelder und geringer Geschwindigkeiten ($v << c$) zu behandeln sind. Relativgeschwindigkeiten bewegen sich in der Ordnung 10^{-4} in bezug auf c im Sonnensystem. Weiter kann man sich nach SOFFEL und BRUMBERG (1991) auf den Begriff der „relativistischen Korrektur" dann einigen, wenn ein einheitliches Koordinatensystem festgelegt wird, auf das alles konsistent bezogen werden kann. Denn jedes System birgt allgemein einen Hauptterm, der der Bewegungsformulierung in der NEWTONschen Betrachtung gleichkommt; doch alles weitere ist koordinatenabhängig.
Aufgrund der Gegebenheiten für die Dynamik und Messungen im Rahmen der Deep Space Bahnbestimmung wird hier deshalb die obige Alternative (1) ausgehend von einem definierten Quasi-Inertialsystem für die Bewegungsbeschreibung im Bahnbestimmungsprogramm DEEPEST ausgewählt. Bevor innerhalb dieses Rahmens der Bezugssysteme auf die Dynamikmodellierung und die Bahnvermessung (Tracking) selbst eingegangen wird, sollen zunächst die grundlegenden Transformationen zwischen den einzelnen sich in Gebrauch befindlichen Referenzzeit- und Referenzkoordinatensystemen näher beschrieben werden.

2.2 Zeitmessung

2.2.1 Zeitsysteme der Bahnbestimmung...

...Folgende Zeitsysteme oder Zeitskalen der Astrodynamik spielen an den angegebenen Stellen des Bahnbestimmungsproblems zur Zeit eine praktische Rolle[23]:

- **Individuelle Stationsmesszeit (ST)**: Beobachtungen erhalten gewöhnlich durch Atomzeitnormale ihre Zeitmarken an den Bodenstationen (*time tags*), die eine individuelle Potentialhöhe über dem Geoid (mittlere Meereshöhe auf Normal Null) besitzen, und daraufhin in UTC-Zeiten umgerechnet angegeben.
- **Weltzeiten (UTC, UT1)**: Trackingdaten werden gewöhnlich in UTC abgelegt; die siderische Erdrotation gegenüber des wahren Frühlingspunktes wird mit Hilfe der Gleichung der Equinoktien und GMST (*Greenwich Mean Sidereal Time*) in Abhängigkeit von UT1 modelliert
- **Internationale Atomzeit (TAI)**: Sie ist ideal gleichförmig (in punkto Eigenzeit) und UTC unterscheidet sie sich wegen der Anpassung an die sonnen-bezogene Erdrotation nur durch die Schaltsekunden.
- **Dynamikzeit (TT, TDB)**: Die Bewegungsgleichungen der Raumflugkörper werden über die ideal gleichförmige Zeitmarke TT integriert; für die Ephemeriden der Himmelskörper des Sonnensystems ist TDB die unabhänmgige Variable des Bewegungsproblems.
- **Bordzeit (OBT)**: Werden bordseitig Zeitmarken regisrtiert, z.B. beim 1-Weg-Tracking, so muss die Bordzeit gegebenenfalls mit der Bodenauswertezeit (z.B UTC) korreliert werden.

---

23 Deren Mannigfaltigkeit muss immer vor dem Hintergrund der historischen Entwicklung von Zeitsystemen gesehen werden, und die praktische Bedeutung einzelner Systeme kann in Zukunft durchaus gewissen Reduktionen unterliegen.

Ausgehend von der Stationszeitmessung im Rahmen des erdbasierten radiometrischen Trackings ergibt sich damit eine Kette von Konvertierungen zur Umrechnung zwischen TT bzw. TDB durch

$$TT = (TT - TAI) + (TAI - UTC) + (UTC - ST) + ST \qquad \text{G- 36}$$

und

$$TDB = (TDB - TT) + TT. \qquad \text{G- 37}$$

Die jeweils in Klammern angegebenen Terme sind die definierten oder auch tabellierten Konvertierungsterme. Der nächste Abschnitt beschreibt die Zeitdefinitionen und Zeitskalenübergänge im Detail.

2.2.2 Zusammenhang der Zeitskalen...

...Am Beginn der Zeitmessung wurde der Zeitverlauf an der täglichen Rotation der Erde um ihre Achse und einer mittleren Sonne festgemacht (Sonnenzeit), was 1925 zur UT (*Universal Time*) oder GMT (*Greenwich Mean Time*) führte. Die siderische Zeit (Sternzeit) wird demgegenüber in bezug auf den Fixsternhimmel, d.h. gegen den lediglich der Präzession unterworfenen und somit mittleren Frühlingspunkt gemessen. Beides birgt Ungenauigkeiten wegen der ungleichförmigen Drehbewegung der Erde. Sie äußert sich in periodischen Schwankungen und einer säkularen Drift in der Größenordnung von etwa 1 Sekunde pro Jahr und ist nicht genau genug modellierbar. Die siderische Zeit als direkter Maßstab der inertialen Erdrotation kann aber aus Beobachtungen abgeleitet werden.
Aufgrund der Vermessung der siderischen Erdrotation ist aber gleichzeitig der Weltzeitmaßstab UT1 der mittleren Sonnenzeit, der sich kontinuierlich der dissipativen Rotationsabnahme der Erde anpasst, implizit realisiert. Dazu formuliert man die siderische Rotation umgekehrt als Funktion der im Zeitmaßstab des Sonnentages gemessenen UT1 und definiert, dass es sich um genau 0 Uhr UT1 handelt, wenn sich der siderische Greenwicher Stundenwinkel des m i t t l e r e n Frühlingspunktes und Erdäquators

$$GMST = \theta_0 = 24110^{s}.54841 + 8640184^{s}.812866\ T_0 + 0^{s}.093104\ T_0^2 - 0^{s}.0000062\ T_0^3 \qquad \text{G- 38}$$

für den eingesetzten Zeitwert $T_0 = \left(JD\left(\text{für 0 Uhr des Tages}\right) - 2451545.0\ \text{UT1}\right) / 36525$ ereignet.
Dynamische Zeitskalen bieten demgegenüber einen gleichmäßigen Zeitverlauf im Rahmen der angewendeten Theorie dynamischer Bewegungsgleichungen an. Als Prototyp dynamischer Zeitmaßstäbe kam 1960 die Ephemeridenzeit ET als unabhängige Variable der Bewegungsgleichungen für den Erdmond und die Planeten im Sonnensystem auf. Die Ephemeridensekunde ist danach als der Bruchteil 1/31556925.9747 des tropischen Jahres am 0. Januar 1900, 12 Uhr ET definiert worden. Sie ist allerdings konstruiert, daher abstrakt, nicht-physikalisch und damit im direkten Sinne unbeobachtbar. Nur durch relativ aufwendige Langzeitbeobachtungen der scheinbaren Bewegungen von Sonne, Mond und der Planeten gegenüber der Erde kann im Vergleich mit Vorhersagen des dynamischen Modells eine genaue Bestimmung der ET stattfinden.

Indessen konnte mit der 1955 eingeführten Atomzeitskala ein zwar als Konstrukt auch abstrakter, aber durch Atomuhren im Labor leichter und schneller zu messender Zeitmaß gefunden werden. Mit einer Stabilität von wenigen Mikrosekunden pro Jahr (relative Genauigkeit $\pm 2 \cdot 10^{-14}$) ist sie äußerst gleichförmig. Dynamische Modellierungsfehler spielen hier keine Rolle. Die Internationale Atomzeitskala TAI wurde darauf 1968 festgelegt, ein Jahr nach Bestimmung der SI-Sekunde. Die Dauer der SI-Sekunde (siehe 2.1) wurde vorher so gewählt, daß sie bestmöglichst mit der bis dahin gebräuchlichen Ephemeridensekunde (ET) übereinstimmt:

$$1 \text{ Sekunde TAI} \approx 1 \text{ Sekunde ET}. \qquad \text{G- 39}$$

Der Ursprung der TAI wurde auf den 1. Januar 1958 festgelegt, wo sie nahezu gleich der UT war.
Für einen Bezugsort auf dem Geoid wurde von der IAU 1977 die terrestrische Dynamikzeit TDT mit der SI-Sekunde als Einheit definiert, so dass

$$\text{1. Jan. 1977, 0 Uhr TAI} = \text{1. Jan. 1977, 0 Uhr 0 Min. 32.184 Sek. TDT} \qquad \text{G- 40}$$

Die Differenz von 32.184 s entsprach damals dem Unterschied der TAI zur ET und wurde der Kontinuität zwischen ET und TDT wegen gewählt. Weiterhin ist 1992 die Eigenzeit TT (*Terrestrial Time*) als Zeitreferenz für die scheinbaren geozentrischen Ephemeriden definiert worden. Die Bezeichnung als dynamische Zeit wurde fallen gelassen, da sie praktisch von der Atomzeit abgeleitet wird. Insgesamt also gilt

$$\text{ET} = \text{TDT} = \text{TT} = \text{TAI} + 32.184 \text{ s}. \qquad \text{G- 41}$$

Die Weltzeitbestimmung der UT1 durch die direkte Relation zur Atomzeit- oder dynamischen Zeitskala ist durch die heute noch eingeschränkten Möglichkeiten der Modellierung der wahren Erdrotation nicht exakt durchführbar. Die sogenannte koordinierte Weltzeit UTC als mit TAI bzw. TT mitlaufende Atomzeit hält durch die Einbeziehung von Schaltsekunden mit der UT1 mit (Genauigkeit ± 0.9 s), also der realisierten Sonnenzeit. Das heißt, dass

$$\text{TAI} - \text{UTC} = \text{Aktuelle Anzahl der Schaltsekunden} \qquad \text{G- 42}$$

Die genaue Relation der UT1 zu TT kann nur im Nachhinein festgestellt werden. Die IERS tabelliert und veröffentlicht die dadurch erhaltenen Ergebnisse regelmäßig, welche dann begrenzt extrapoliert werden können. Der Vollständigkeit, aber ohne hier weiter relevant zu sein, sei hier erwähnt, dass der Atomzeitmaßstab des GPS als

$$\text{GPS} = \text{TAI} - 19.0 \text{ s} \qquad \text{G- 43}$$

festgelegt wurde und ist damit synchron mit UTC genau am 6. Januar 1980, 0 Uhr UTC.
Nach der ART hängt die gemessene Zeit vom Ort auf der Erde ab (genauer von der Potentialhöhe) und auch von der räumlichen Geschwindigkeit der Uhr. TT bezieht sich deshalb wie auch TAI auf einen Meßort in Meereshöhe, der sich mit der Erde mitdreht. Die Beziehung zu einer auf das Geozentrum bezogenen Koordinatenzeit wird durch

$$\mathrm{TCG} - \mathrm{TT} = L_G\,(\,\mathrm{JD} - 2443144.5\,) \cdot 86400\mathrm{s} \qquad \text{G- 44}$$

repräsentiert, wobei $L_G = 6.9692903 \cdot 10^{-10}$ ist (WOLF & PETIT, 1995). Ein konstanter Skalenfaktor beschreibt dabei den Gangunterschied zwischen einer Atomzeitmessung im Geozentrum und der auf dem Geoiden. Die TCG stimmt definitionsgemäß am 1. Januar 1977 mit der TT exakt überein.
Die dynamische Zeitskala für die Bewegungsgleichungen der auf das Baryzentrums des Sonnensystems (SSB) bezogenen Ephemeridenrechnungen ist die dynamische Baryzentrumszeit TDB (eingeführt 1979 von der IAU). Es gilt

$$\mathrm{TDB} - \mathrm{TT} \approx 0.001658\mathrm{s}\,\sin(g) + 0.000014\mathrm{s}\,\sin(2g), \qquad \text{G- 45}$$

wobei $g = 357.53° + [0.9856003\,(\,\mathrm{JD} - 2451545.0\,)]°$ ist. Die Hauptamplitude zeigt eine maximale Zeitdifferenz von ca. 1.7 ms auf. Der Unterschied ist relativistischer Natur und rührt her von der relativistischen Koordinatentransformation vom Ort auf dem Geoid hin zum SSB. Als Beispiel sei erwähnt, dass der Mond auf seiner geozentrischen Bahn eine Strecke von etwa 2 Metern während der Zeitdauer zurücklegt, die der Differenz zwischen TT und TDB entspricht.
Eine genauere Darstellung der relativistischen Differenzterme findet sich in SEIDELMANN (1992), doch ist TDB – TT von der IAU inzwischen so definiert, dass sie nur periodische Terme enthält. Der Tatbestand, dass hier die idealen dynamischen bzw. dynamischen Zeitmaßstäbe mittels der relativistischen Theorie direkt in Beziehung gebracht werden, ist nicht ganz sauber. Eigentlich führt der Weg über die geozentrische und die bayzentrische Koordinatenzeit:

$$\mathrm{TCG} - \mathrm{TCB} = L_C\,(\,\mathrm{JD} - 2443144.5\,) \cdot 86400\ \mathrm{s} + c^{-2}\,\mathbf{v}_e\,(\,\mathbf{x} - \mathbf{x}_e\,) + P \qquad \text{G- 46}$$

beschrieben, wobei $L_C = 1.4808268457 \cdot 10^{-8}$. Die Vektoren $\mathbf{x}_e$ und $\mathbf{v}_e$ sind die solar-baryzentrische Position und Geschwindigkeit der Erde und $\mathbf{x}$ ist solar-baryzentrische Position des Beobachters. In P sind periodische Terme enthalten, die mit analytischen Formeln dargestellt werden können. Das letzte Bindeglied in der Betrachtung der Zeittransformationen ist damit die Relation zwischen TDB und der baryzentrischen Koordinatenzeit, die sich darstellt als

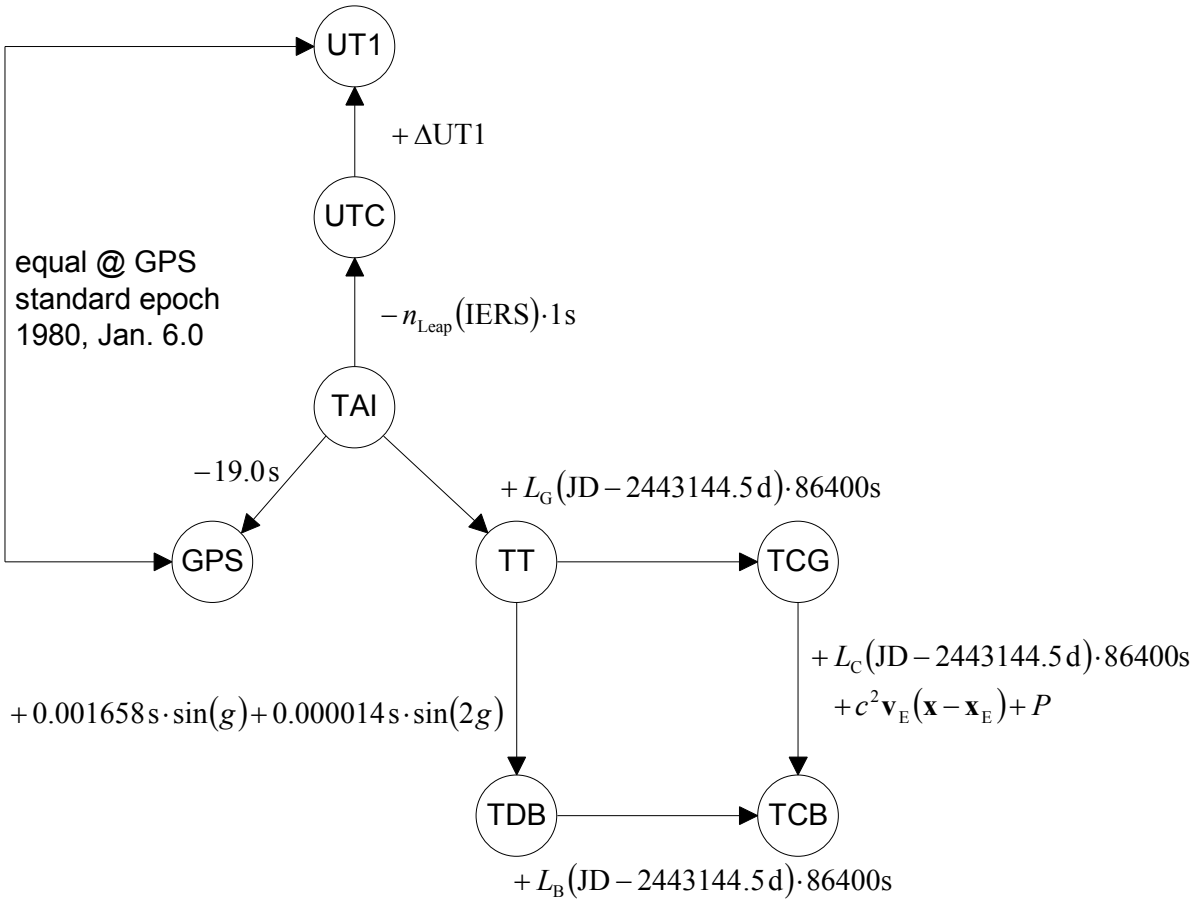
$$\mathrm{TCB} - \mathrm{TDB} = L_B\,(\mathrm{JD} - 2443144.5\,) \cdot 86400\mathrm{s} \qquad \text{G- 47}$$

mit $L_B = L_C + L_G = 1.5505197487 \cdot 10^{-8}$. In Abbildung 7 werden die Zusammenhänge der Zeitskalen in überschaubarer Form illustriert.

2.3 Raumkoordinaten

2.3.1 Koordinatensysteme der Bahnbestimmung...

...In der Raumflugdynamik wird das quasi-inertiale Koordinatensystem EME2000 des mittleren Erdäquators und Frühlingspunktes zur Epoche 1. Januar 2000, 12 Uhr TT als Basis-referenzsystem für Koordinatentransformationen in gedrehte Bezugssysteme im Sonnensystem verwendet. Auch die vorberechneten Ephemeridendaten des JPL (z.B. DE403, DE405), das interne Integrationssystem der Bahnbestimmungsoftware sowie die Rotationsbewegungen der Erde, der anderen Planeten des Sonnensystems und des Mondes sind auf die inertiale EME2000



g	$=357.53°+[0.9856003(\mathrm{JD}-2451545.0\,\mathrm{d})]°$	$\mathbf{x}$	Observer POS vector wrt SSB
L_{G}	$=6.9692903\cdot 10^{-10}$	$\mathbf{x}_{\mathrm{E}}$	Earth POS vector wrt SSB
L_{C}	$=1.4808268457\cdot 10^{-8}$	$\mathbf{v}_{\mathrm{E}}$	Earth VEL vector wrt SSB
L_{B}	$=L_{\mathrm{C}}+L_{\mathrm{G}}$	P	Periodic Terms

Abbildung 7 – Zeitsysteme von der zentralen Atomzeit abgeleitet

Basisausrichtung bezogen. 1991 hat die IAU empfohlen, dass das IAU Himmelsreferenzsystem ICRS (*International Celestial Reference System*) durch präzise bestimmte Koordinaten von extragalaktischen Radioquellen (Quasare) als ICRF (*International Celestial Reference Frame*) realisiert werden soll. In 1997 fiel diesbezüglich die Entscheidung der IAU, so dass das FK5-System (FRICKE et al, 1988) wie vorgeschlagen mit Wirkung vom Januar 1998 als international vereinbartes Referenzsystem abgelöst wurde. Durch ihre große Entfernung ist die translative Eigenbewegung der Quasare äußerst gering, so dass ein über die Himmelssphäre gelegtes Netz derartiger Fixpunktkoordinaten ein in sich nahezu perfekt stabiles Bezugsgefüge darstellt. Die Sternenpositionen aus dem HIPPARCOS-Sternenkatalog[24] sind um den Faktor 5 genauer als die

[24] Die 1989 gestartete und bis 1993 operative Hipparcos-Satellitenmission führte eine genaue Neuvermessung im optischen Wellenbereich durch. Positions-, Parallaxen- und

des FK5-Katalogs und in Verbindung mit den Radiostern-Koordinaten ist damit ein äußerst inertiales Bezugssystem realisert worden. In Übereinstimmung mit der FK5-Definition werden die EME2000-Basisrichtungen innerhalb deren Fehlertoleranzen[25] bezüglich des FK5-Systems durch VLBI-Vermessung fest mit den Koordinaten der Quasare "verankert", ihre Abweichungen berechnet und deren Entwicklung durch kontinuierliche Messungen überwacht (IERS, 1996). Der Ursprung dieser neu definierten, astrometrischen Koordinatenbasis ist das solare Baryzentrum (SSB), welches entlang einer allgemein-relativistischer Modellierung der Beobachtungen definiert ist.

Bei der Bahnbestimmung ist man daran interessiert die Beziehung zwischen den Koordinaten des Zustandsvektors **y** des Raumflugkörpers und der auf diesen einwirkenden Kraftvektoren, induziert z.B. durch körperfeste Gravitationsfelder, für das Bewegungsmodell in einem konsistenten Rahmen herzustellen. Desweiteren sind bei der Beobachtungsmodellierung zwischen Raumfahrzeug und Trackingstation die jeweiligen relativen Orientierungen der Stationsreferenzsysteme und gegebenfalls auch der Satellitenantennen zu berücksichtigen. Für die exakte Ortsangabe einer Bodenstationsantenne (genauer: deren Abstrahl- oder Empfangszentrum) im erdfesten System benötigt man die wahre Lage der Erde im Raum, wenn z.B. die Laufzeit eines Radiosignals ermittelt werden soll. Gleiches gilt für Stationen auf anderen Himmelskörpern (Mond, Planeten).

Die Berechnung der räumlichen Lage der Erde, des Mondes, der Planeten und sonstiger größerer Körper im Sonnensystem erfolgt hierbei im Allgemeinen über die Berechnung von drei zeitabhängigen EULERschen Elementarrotationen in definierter Sequenz, die die instantane (wahre) Lage der Rotationsachse, der Äquatorebene sowie des Nullmeridians bezüglich des EME2000 formalisieren. Die Elementarrotationen sind bekanntlich gegeben durch

$$\mathbf{R}_x(\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & \sin\alpha \\ 0 & -\sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix}, \qquad \text{G- 48}$$

$$\mathbf{R}_y(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} \text{ und} \qquad \text{G- 49}$$

$$\mathbf{R}_z(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \qquad \text{G- 50}$$

um die indizierten und dem Rotationsfolgezustand entsprechenden Momentanachsen x, y und z. Die theoretischen Hintergründe der Darstellungsformen zur funktionalen Beschreibung der Rotationen unterscheiden sich in ihrem theoretischen Ansatz bei der Erde und den anderen

---

Eigenbewegungsmessungen in der Hauptvermessungsphase (etwa 100 000 Sterne) erreichten dabei eine Genauigkeit von etwa 2 Millibogensekunden bzw. 2 Millibogensekunden pro Jahr.

25 Die Abweichung der FK5- von der EME2000-Polrichtung wird mit einer Unsicherheit von 50 mas und die Abweichung der ICRF- von der EME2000-Polrichtung wird insgesamt mit kleiner als 20 mas angegeben (ARIAS et al., 1995, SEIDELMANN, 1998).

Planeten bzw. Monden des Sonnensystems, da die Dynamikmodelle der Köper unterschiedlichen Theorien zugrundeliegen und sich die anwendbaren Beobachtungsmethoden in ihrer Genauigkeit unterscheiden.
Unter kombinierter Anwendung der oben aufgeführten rotatorischen Koordinaten-Transformationen gelangt man beispielsweise vom inertialen Referenzsystem ICRS in das terrestrische (erdfeste) ITRS durch

$$ {}^{\mathrm{ITRS}}\mathbf{R}_{\mathrm{ICRS}}(t) \;=\; \mathbf{M}(t_{\mathrm{TT}})\;\mathbf{G}(t_{\mathrm{UT1}})\;\mathbf{N}(t_{\mathrm{TT}})\;\mathbf{P}(t_{\mathrm{TT}}). \qquad \text{G- 51} $$

Die einzelnen Anteile des Erdrotationsmodells die die Gesamttransformation aus (G- 51) werden in den Kapiteln (2.3.2) bis (2.3.5) dargestellt. Die Theorien der Präzession und Nutation beschreiben gemeinsam die gyroskopischen Wirkungen von Sonne, Mond und Planeten auf die Orbital- und Eigenrotation des Erdkörpers. Die Trennlinie beider Effekte ist zwischen der separaten Modellierung eines mittleren Erd- und Mondorbits und der restlichen Differenz zu deren wahren Orbitalbewegung zu ziehen. Auf diese Weise werden die säkularen und periodischen Störungsanteile voneinander getrennt dargestellt.
In den Kapiteln (2.3.6) und (2.3.7) werden die Modelltheorien der Gesamtbewegungen der Planeten und des Mondes dargelegt. Für die Eigenrotation des Mondes existieren verschiedene Bewegungsmodelle, von denen die numerisch integrierten des JPL wohl als die bisher genauesten anzusehen sind.
Kapitel (2.3.8) und (2.3.9) beschreiben zwei weitere Hilfskoordinatensysteme, nämlich die des Horizontalsystems einer Bodenstation bzw. das für die Angabe von Schubvektorkoordinaten oder den Vergleich von Ephemeriden genutzte orbitale Referenzsystem.

2.3.2 Präzession der Erde...

...Die Ekliptik und der Erdäquator sind nicht raumfest bezogen auf den Fixsternhimmel bzw. auf ein mit ihm verbundenes Inertialsystem. Ihm gegenüber ändern die Gravitationswirkungen

- von Sonne und Mond nur die Lage des Erdäquators (luni-solare Präzession) und
- die der Planeten nur die Lage der Ekliptik (planetare Präzession).

Zusammengenommen ergeben diese auf Orbit und (dynamische) Form der Erde wirkenden Momente die sogenannte allgemeine Präzession = luni-solare + planetare Präzession. Die sequenzielle Koordinatentransformation (3-2-3 EULER-Sequenz)

$$ \mathbf{P} \;=\; \mathbf{R}_z(-90^\circ - z)\mathbf{R}_y(\vartheta)\mathbf{R}_z(90^\circ - \zeta) \;=\; \mathbf{R}_z(-z)\mathbf{R}_y(\vartheta)\mathbf{R}_z(-\zeta) \qquad \text{G- 52} $$

mit den EULERschen Winkeln (LIESKE et al, 1977)

$$ \zeta = 2306''.2181\,T + 0''.30188\,T^2 + 0''.017998\,T^3 \qquad \text{G- 53} $$

$$\vartheta = 2004".3109\,T + 0".42665\,T^2 + 0".041833\,T^3 \qquad \text{G- 54}$$

$$z = 2306".2181\,T + 1".09468\,T^2 + 0".018203\,T^3 \qquad \text{G- 55}$$

repräsentiert formal diese Wirkungen, wobei die Definition für T der Bruchteil eines Julianischen Jahrhunderts seit dem 1. Januar 2000, 12 Uhr TT, d.h.

$$T = \frac{JD(\mathrm{TT}) - 2451545.0}{36525.0} \qquad \text{G- 56}$$

ist. Die Matrix **P** der allgemeinen Präzession transformiert Vektorkoordinaten vom EME2000 zum mittleren präzedierten System zu einer anderen Epoche T (*Mean of Date* – MoD).

2.3.3 Nutation der Erde...

...Der Mond, der Anteil an der unter (2.3.2) beschriebenen und in (G- 53) bis (G- 55) enthaltenen luni-solaren Präzession der Erde nimmt, weicht in seiner wahren Bewegung von der mittleren ab. Der Mondorbit präzediert gegenüber der Ekliptik durch die solaren und planetaren Gravitationsmomente. Der aufsteigende Knoten der Mondbahn in der Erdäquatorebene oszilliert dabei mit einer Periodendauer von 18.6 Jahren zwischen etwa –13° und +13°, relativ zum mittleren Frühlingspunkt gemessen. Die Neigung der Mondbahn gegenüber dem Äquator schwankt in dieser Zeit zwischen etwa 18.3° und 28.6°. Ebenso variiert der Erdabstand von der Sonne durch die Exzentrizität des Erdorbits über ein Jahr hinweg. Diese periodischen Schwankungen, vor allem die veränderliche Inklination des Mondorbits zum Erdäquator, bewirken auch periodisch schwankende Kraftmomente auf die Erdachse, die sich der mittleren Störung (Präzession) überlagern. Durch die Nutationsmatrix

$$\mathbf{N} = \mathbf{R}_x\left(-\left(\bar{\varepsilon} + \Delta\varepsilon\right)\right)\mathbf{R}_z\left(-\Delta\psi\right)\mathbf{R}_x\left(+\bar{\varepsilon}\right) \qquad \text{G- 57}$$

der IAU Theorie von 1980, basierend auf den Theorien von KINOSHITA (1977) und WAHR (1981), wird diese Zusatzdrehung gegenüber dem MoD-Koordinatensystem modelliert. Die darin enthaltenen Rotationsterme, $\Delta\psi$ zur Korrektur der mittleren zur wahren Länge des Frühlingspunktes, gemessen in der wahren Ekliptik, und $\Delta\varepsilon$ zur Korrektur der mittleren zur wahren Schiefe der Ekliptik werden nach IAU (1980) durch

$$\Delta\psi = \sum_{i=1}^{n}\left(A_i + A_i' t\right)\sin\phi_i \quad \text{und} \quad \Delta\varepsilon = \sum_{i=1}^{n}\left(B_i + B_i' t\right)\cos\phi_i\,, \qquad \text{G- 58}$$

mit n = 106 Summanden oder durch IERS (1996) aufgrund einer erweiterten Auswertung der VLBI- und LLR-Messungen von HERRING (1991) unter Berücksichtigung der Theorie einer nicht-starren Erde, durch

$$\Delta\psi = \sum_{i=1}^{n}\left(A_i + A_i' t\right)\sin\phi_i + A_i''\cos\phi_i \quad \text{und} \quad \Delta\varepsilon = \sum_{i=1}^{n}\left(B_i + B_i'' t\right)\cos\phi_i + B_i''\sin\phi_i \qquad \text{G- 59}$$

mit n = 263 Summanden angesetzt. Nach Empfehlungen der IAU (1991) sollte ein Genauigkeitsniveau von 0.002" (2 mas ≈ 10^{-8} rad, 1σ RMS) als Grenzkriterium herangezogen werden, um zu entscheiden, ob die gültige IAU-Theorie von 1980 bei geringeren bzw. gleichen Genauigkeitsanforderungen als der angegebenen benutzt, oder ob bei höheren bis zu 0.0006" (0.6 mas über ca. 6 Monate, 1σ RMS) heranreichenden Genauigkeitsanforderungen die Berechnungen der IERS von 1996 verwendet werden soll. Für Erdstationspositionen ergibt sich z.B. damit näherungsweise ein statistisches Fehlertoleranz-Limit von 6 cm aufgrund dieser Toleranzangabe. Die Positionsgenauigkeiten der hier verwendeten Bodenstationen sind im Bereich von 10 cm angesiedelt und für die gegenwärtige Mondbahnbestimmung ausreichend. Im Falle von Deep Space Trajektorien sind derweil Genauigkeiten dieser Ortskoordinaten von unter 1 cm gefordert und sogar kontinentale Verschiebungsraten einzubeziehen. Hier ist dann die Berücksichtigung der IAU96-Theorie signifikant im Rahmen der Messwertmodellierung. Die in die Berechnung für **N** explizit einzubringenden Größen der mittleren und wahren Schiefe der Ekliptik, $\bar{\varepsilon}$ und ε, drücken sich durch

$$\bar{\varepsilon} = 23°26'21".448 - 46".8150\ T - 0".00059\ T^2 + 0".001813\ T^3, \qquad \text{G- 60}$$

und

$$\varepsilon = \bar{\varepsilon} + \Delta\varepsilon \qquad \text{G- 61}$$

aus. Alle anderen Terme, ϕ_i, A_i, A_i', (A_i'') und B_i, B_i', (B_i''), sind in den IERS Konventionen tabelliert vorzufinden (IERS, 1996). Die IERS-Präzessions-Nutationstheorie von 1996 sieht auch Korrekturterme der Präzessionsrate in Ekliptiklänge und -schiefe vor, die mit $\delta\psi = -0.299"/\text{a}$ und $\Delta\omega = -0.024"/\text{a}$ angegeben werden (IERS, 1996, SEIDELMANN, 1992).
Die Matrix **N** der Nutation transformiert Vektorkoordinaten vom EME2000 zum mittleren präzedierten System zu einer anderen Epoche T (*True-of-Date* – ToD).

2.3.4 Rotation um die wahre Erdpol-Drehachse...

...Der Winkel *GAST* (*Greenwich Apparent Sideral Time*, auch *GST*) ist der wahre siderische Stundenwinkel zum Greenwich-Meridian um den Vektor der Winkelgeschwindigkeit der Erde und bezieht sich auf den wahren Frühlingspunkt und Erdäquator des Datums. Wie in (2.2.2) mit (G- 38) gesehen, kann in Abhängigkeit der Sonnenzeit UT1 die mittlere siderische Greenwichzeit GMST berechnet werden, indem mit $T = T_0 + \Delta T$ [d] für eine beliebige Zeit des Tages,

$$\begin{aligned} GMST = \theta = 24110^{\text{s}}.54841 + 8640184^{\text{s}}.812866\ T_0 + 1.0027379093 \quad \text{UT1[h]} \\ + 0^{\text{s}}.093104\ T^2 - 0^{\text{s}}.0000062\ T^3 \end{aligned} \qquad \text{G- 62}$$

ausgerechnet wird. Der wahre Rotationswinkel *GAST* wird daraufhin über die sogenannte Gleichung der Equinoktien $\Delta\psi\cos\varepsilon$ (*equation of equinoxes*) ermittelt:

$$GAST \equiv GST = GMST + \Delta\psi \cos\varepsilon . \qquad \text{G- 63}$$

Die Zeitargumente T sind wieder definiert als Julianische Jahrhunderte ab J2000 (1. Januar 2000, 12Uhr UT1) also

$$T = \frac{JD(\mathrm{UT1}) - 2451545.0\ \mathrm{UT1}}{36525} . \qquad \text{G- 64}$$

Mit dieser sich Präzessions- und Nutationstranformation anschließenden Rotation durch die Matrix (siehe Elementarrotation G- 50)

$$\mathbf{G} = \mathbf{R}_z(GAST) \qquad \text{G- 65}$$

wird das sogenannte pseudo-erdfeste Koordinatensystem (PECEF) erreicht.

2.3.5 Polbewegung der Erde...

...Da die Erde aber inneren Deformationsprozessen unterliegt, sie also nicht starr oder nur plastisch verformbar, sondern auch elastisch ist, führen innere Momente durch Massenverlagerung zu einer bisher nicht sehr gut modellierbaren Dynamik, die sich in der sogenannten CHANDLER-Bewegung mit einer Periodendauer von etwa 14 Monaten ausdrückt. Hierbei wurde immer noch ein starrer Erdkern angenommen. Bei einem flüssigen Kern wird zusätzlich eine zweite Lösung des freien Bewegungsfalles mit einer Periode von einem Tag erwartet, die aber bisher nicht eindeutig nachgewiesen werden konnte (SEIDELMANN, 1992). All diese (bisher) nicht determinierbaren Auswirkungen werden als sogenannte Polbewegung zusammengefasst.
Da innerer Aufbau und innere Massendynamik der Erde also schwer modellierbare *freie* Bewegungen der wahren Rotationsachse bezüglich eines erdfesten Koordinatensystems verursachen, wird die Polbewegung kontinuierlich durch den *International Polar Motion Service* (IPMS) gemessen und durch den IERS veröffentlicht. Der Winkel x_p ist die Abweichung in Richtung des Nullmeridians und y_p in Richtung 90° westlicher Länge. Nach Ausmultiplikation der beiden elementaren Rotationsmatrizen und Übergang zur Näherungsschreibweise für sehr kleine Winkel erhält man die Transformationsmatrix

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & x_p \\ 0 & 1 & -y_p \\ -x_p & y_p & 1 \end{bmatrix} \qquad \text{G- 66}$$

für die Gesamttransformation der Polbewegung. Sie beschreibt die Ablage des Internationalen Referenzpols (IRP - *International Reference Pole*) vom CEP, welche mit Hilfe der zugrundeliegenden empirischen Grundlage über eine bestimmte Zeit extrapoliert werden kann. Diese Transformation führt ins (*Earth-Centered-Earth-Fixed* – ECEF) bzw. Internationale Terrestrische Referenz-System (ITRS).

2.3.6 Planetenorientierungen...

...Alle drei Jahre wird eine Beschreibung planetarer Koordinatensysteme von der IAU revidiert und publiziert[26] (DAVIES et al, 1994). Auch diese Koordinatensysteme sind relativ zum EME2000-System definiert, und es werden diesbezüglich drei 313-Eulerrotationen über die Winkel α_0, δ_0 und W angegeben, durch die eine Koordinatentransformation ins planetenfeste System durchgeführt werden kann. Der Winkel α_0 entspricht in der Summe mit 90° dem Winkelabstand des Schnittpunktes des Planetenäquators mit dem EME2000-Äquator vom Frühlingspunkt der Erde (1. Drehung). Anschließend erfolgt um die durch diesen Äquatorschnittpunkt definierte Knotenlinie (aufsteigender Knoten, aktuelle +x-Achse) eine zweite Elementarrotation des Planetenäquators gegen den Standarderdäquator mit Hilfe des Inklinationswinkels $90° - \delta_0$. Schließlich wird noch um die so beschriebene Rotationachse (+z-Achse) des Planeten eine dritte Drehung um den Winkel W vollzogen, der die momentane Richtung von der Knotenlinie zum Hauptmeridian definiert. Die Gesamttransformation ist mathematisch durch die Rotationsmatrix

$$^{\text{Planet}}\mathbf{R}_{\text{ICRS}} = \mathbf{R}_z(W)\mathbf{R}_x(90° - \delta_0)\mathbf{R}_z(90° + \alpha_0) \qquad \text{G- 67}$$

gegeben. Die Werte für die angegebenen Winkelgrößen werden von der IAU regelmäßig aktualisiert und haben zur Zeit eine Genauigkeit von einem Zehntel Grad, auch wenn sie zweistellig, d.h. mit scheinbar höherer Genauigkeit, katalogisiert werden. Eine zusätzliche Dezimale ist für Mond, Mars, Saturn und Uranus aufgrund gesteigerter Genauigkeit bei der Winkelbestimmung angezeigt. Tabelle 4 fasst die Winkeldaten für alle Planeten zusammen.

Tabelle 4 – Transformationswinkel vom Inertial- zum körperfesten System für die Planeten des Sonnensystems nach der Theorie der IAU von 1994. Die Hilfsgrößen sind definiert als D = MJDTDB - MJD2000, MJD2000 = 51544.5 (1.5 Jan. 2000), T = D / 36525.0 und N = 357.85 + 52.316 T (Davies et al, 1994).

Planet	α_0 [°]	δ_0 [°]	W [°]
(Sonne)	286.13	63.87	84.10 +14.1844000 *D*
Merkur	281.01 - 0.033 *T*	281.01 - 0.033 *T*	329.68 + 6.1385025 *D*
Venus	272.76	67.16	160.20 - 1.4813688 *D*
Erde	0.00 - 0.641 *T*	90.00 - 0.557 *T*	190.16 +360.9856235 *D*
Mars	317.681 - 0.108 *T*	52.886 - 0.061 *T*	176.901 + 350.8919830 *D*
Jupiter	268.05 - 0.009 *T*	64.49 + 0.003 *T*	284.95 + 870.5360000 *D*
Saturn	64.49 + 0.003 *T*	83.537 - 0.004 *T*	38.90 + 810.7939024 *D*
Uranus	257.311	-15.175	203.81 - 501.1600928 *D*
Neptun	299.36 + 0.70 sin *N*	43.46 - 0.51 cos *N*	253.18 + 536.3128492 *D* - 0.48 sin *N*
Pluto	313.02	9.09	W = 236.77 - 56.3623195 *D*

2.3.7 Mondorientierungen...

...Die Modellierung der sogenannten physikalischen Libration (siehe dazu auch 4.1.2) dient als Grundlage für die Transformation vom ICRF in ein mondfestes Koordinatensystem. Zur Berechnung der Librationswinkel sind derzeit verschiedene analytische und numerische

26 genauer: von der *IAU/IAG/COSPAR Working Group on Cartographic Coordinates and Rotational Elements of the Planets and Satellites*

Modelle in Gebrauch, die sich neben ihrer Genauigkeit auch durch die genaue Lage der mondfesten Koordinatenachsen unterscheiden.
Historisch sind Mondäquator und Nullmeridian so festgelegt, daß ihr Schnittpunkt im langzeitlichen Mittel auf das Erdzentrum ausgerichtet ist (im Folgenden als *Mean Earth Pointing System* – MEPS – bezeichnet). Demgegenüber geht die Formulierung der EULERschen Bewegungsgleichung üblicherweise von einem mondfesten Bezugsystem aus, das entlang der Hauptträgheitsachsen ausgerichtet ist (im Folgenden als Hauptachsensystem HAS bezeichnet). Der Mond ist im Grunde bezüglich seiner jetzigen Orientierung zur Erde nahezu stabil entlang seiner größten Trägheitsmomentenachsen ausgerichtet. Die genaue, instantane Lage weicht von der des MEPS relativ geringfügig, jedoch in bestimmten Fällen signifikant ab.
Die Verwendung des HAS vereinfacht zwar die Formulierung einer Librationstheorie, stellt aber keinen Bezug des verwendeten Koordinatensystems zur Topographie des Mondes her. Für eine gegebene Librationstheorie kann die Orientierung des MEPS relativ zum HAS bestimmt werden, indem man den Richtungsvektor Mond-Erde im HAS berechnet und über wenigstens einen Knotenumlauf des Mondes (18.6 Jahre) mittelt. Im Falle analytischer Librationstheorien (HAYN 1902, ECKHARDT 1972, ECKHARDT 1981) entsprechen die Drehwinkel des Übergangs zwischen HAS und MEPS bei geeigneter Parametrisierung der Librationswinkel üblicherweise den konstanten Termen der jeweiligen Transformationsterme. Dagegen ist bei numerischen Librationsmodellen (SEIDELMANN, 1992) eine aufwendige, numerische Langzeitmittelung erforderlich. Unter den derzeit eingesetzten Librationstheorien sind

(1) die Librationstheorie von ECKHARDT (1981),
(2) die Rotationselemente des Mondes gemäß IAU Konvention (DAVIES et al, 1994) und
(3) die Librationswinkel der DE403/405 Ephemeriden (STANDISH et al, 1995)

besonders hervorzuheben. Sie werden im folgenden kurz vorgestellt und diskutiert.

(1) Libration nach ECKHARDT:

Die Librationstheorie von ECKHARDT (1981) beschreibt den Übergang vom ICRF ins Hauptachsensystem des Mondes über die Transformation

$$\mathbf{L}(t) = (\mathbf{R}_z(\phi)\ \mathbf{R}_x(-\vartheta)\ \mathbf{R}_z(\psi)\ )\ [\ \mathbf{R}_z(-90°-z))\ \mathbf{R}_x(\theta)\ \mathbf{R}_z(90°-\zeta)\ ]\ \mathbf{R}_x(\varepsilon_0). \qquad \text{G- 68}$$

Hierin bezeichnet ε_0 die Ekliptikschiefe zur Epoche J2000, während ζ, θ, und z (LIESKE et al, 1977) die Präzession der Ekliptik zwischen J2000 und der jeweiligen Epoche t beschreiben. Die Librationswinkel $\psi = \Omega + \sigma$, $\vartheta = I + \rho$ und $\phi = 180° + F + \tau - \sigma$ sind gemäß der CASSINIschen Gesetze im wesentlichen durch die Knotenlänge des Mondes Omega, die mittlere Neigung I = 1°29' des Mondäquators zur Ekliptik sowie das Argument der Breite F des Mondes bestimmt. Die Größen

$$\tau = 214'' + 90'' \sin(l') + 17'' \sin(2l - 2F) - 17'' \sin(L), \qquad \text{G- 69}$$

$$\rho = -81'' \sin(F) - 99'' \cos(l) + 25'' \cos(l - 2F) \qquad \text{G- 70}$$

$$\sigma = +81'' \cos(F) - 101'' \sin(l) - 25'' \sin(l - 2F) \qquad \text{G- 71}$$

beschreiben die eigentliche physikalische Libration und sind ihrerseits als FOURIER-Reihen der mittleren Mondbahnelemente (l, l', F, Ω; vgl. Nutation in 2.3.3) dargestellt. Analog hierzu erhält man die Transformation vom ICRF ins MEPS (in erster Näherung) durch modifizierte Librationswinkel

$$\tau' = + 90'' \sin(l') + 17'' \sin(2l - 2F) - 17'' \sin(L), \qquad \text{G- 72}$$

$$\rho' = - 99'' \cos(l) + 25'' \cos(l - 2F), \qquad \text{G- 73}$$

$$\sigma' = - 101'' \sin(l) - 25'' \sin(l - 2F), \qquad \text{G- 74}$$

die durch Streichung des konstanten Terms 214" in τ bzw. der führenden vom Argument der Breite abhängigen Terme (–81"sin(F), +81"cos(F)) in ρ und σ entstehen. Äquivalent hierzu wird der Übergang vom HAS ins MEPS durch die Drehungen

$$^{\text{MEPS}}\mathbf{R}_{\text{HAS}} = \mathbf{R}_y(-81'')\,\mathbf{R}_z(-214'') \qquad \text{G- 75}$$

beschrieben. Zu beachten ist dabei, daß beide Winkel (Längenversatz $\Delta\lambda$ = +214" und Breitenversatz $\Delta\varphi$ = +81") ihrerseits Funktionen des verwendeten Gravitationsmodelles sind.
Unter Berücksichtigung der von ECKHARDT (1982) angegebenen partiellen Ableitungen $\partial\tau/\partial(S_{31},S_{33})$ sowie $\partial\rho/\partial(C_{30},C_{32})$ können die Winkel $\Delta\lambda$ und $\Delta\varphi$ jedoch direkt an aktualisierte Gravitationsfeldkoeffizienten angepaßt werden. Legt man die im Rahmen der DE403 verwendeten Werte zugrunde, erhält man in guter Übereinstimmung mit WILLIAMS (priv. Mitt., 1998) die Beziehung

$$^{\text{MEPS}}\mathbf{R}_{\text{HAS}} = \mathbf{R}_y(-80'')\,\mathbf{R}_z(-67'') \qquad \text{G- 76}$$

zwischen dem HAS des Mondes und dem MEPS.

《2》 Libration nach IAU-Konvention:

In Analogie zur Darstellung der planetenfesten Koordinatensysteme wurden seitens der IAU Reihenentwicklungen für die Rektaszension α und Deklination δ des Mondpols sowie den Orientierungswinkeln W des Nullmeridians veröffentlicht (DAVIES et al, 1994), die in der derzeit gültigen Fassung in Tabelle 5 wiedergegeben sind.

Tabelle 5 – Transformationswinkel nach der IAU-Theorie von 1994 vom Inertial- zum körperfesten System für den Mond der Erde. Die Hilfsgrößen sind definiert als D = MJDTDB - MJD2000, MJD2000 = 51544.5 (1.5 Jan. 2000) und T = D / 36525.0 (DAVIES et al, 1994)

α [°]	**δ [°]**	**W [°]**	**Mittlere Argumente des Mondorbits [°]**
269.9949 + 0.0031 *T* – 3.8787 sin *E*1 – 0.1204 sin *E*2 + 0.0700 sin *E*3 – 0.0172 sin *E*4 + 0.0072 sin *E*6 – 0.0052 sin *E*10 + 0.0043 sin *E*13	66.5392 + 0.0130 *T* + 1.5419 cos *E*1 + 0.0239 cos *E*2 – 0.0278 cos *E*3 + 0.0068 cos *E*4 – 0.0029 cos *E*6 + 0.0009 cos *E*7 + 0.0008 cos *E*10 – 0.0009 cos *E*13	38.3213 + 13.17635815 *D* $-1.4 \cdot 10^{-12}\ D^2$ + 3.5610 sin *E*1 + 0.1208 sin *E*2 – 0.0642 sin *E*3 + 0.0158 sin *E*4 + 0.0252 sin *E*5 – 0.0066 sin *E*6 – 0.0047 sin *E*7 – 0.0046 sin *E*8 + 0.0028 sin *E*9 + 0.0052 sin *E*10 + 0.0040 sin *E*11 + 0.0019 sin *E*12 – 0.0044 sin *E13*	*E*1 = 125.045 – 0.0529921 *D* *E*2 = 250.089 – 0.1059842 *D* *E*3 = 260.008 + 13.0120009 *D* *E*4 = 176.625 + 13.3407154 *D* *E*5 = 357.529 + 0.9856003 *D* *E*6 = 311.589 + 26.4057084 *D* *E*7 = 134.963 + 13.0649930 *D* *E*8 = 276.617 + 0.3287146 *D* *E*9 = 34.226 + 1.7484877 *D* *E*10 = 15.134 – 0.1589763 *D* *E*11 = 119.743 + 0.0036096 *D* *E*12 = 239.961 + 0.1643573 *D* *E*13 = 25.053 + 12.9590088 *D*

Diese Werte wurden von WILLIAMS & DAVIES (1998) durch analytische Transformation der ECKHARDTschen Librationstheorie unter Verwendung aktualisierter Gravitationsfeldkoeffizienten ermittelt. Hervorzuheben ist, dass sich die Ergebnisse auf das MEPS und nicht auf das HAS beziehen.

《3》 Libration der JPL Development Ephemerides:

Die Formulierung im DE245 Hauptachsensystem erfordert die Berücksichtigung zusätzlicher Terme

$$\Delta\alpha = +0.0553° \cos(W_p) + 0.0034°\cos(W_p + E1) \qquad \text{G- 77}$$

$$\Delta\delta = +0.0220° \sin(W_p) + 0.0007°\sin(W_p + E1) \qquad \text{G- 78}$$

$$\Delta W = +0.0184° - 0.0507° \cos(W_p) - 0.0034° \cos(W+E1) \qquad \text{G- 79}$$

(WILLIAMS, 1994). W_p bezeichnet hierin den säkularen, d.h. den nicht-periodischen Teil in der Darstellung von W. Die Terme beinhalten die konstanten Offsets $\Delta\lambda = 66"$ und $\Delta\varphi = 79"$, so dass

$$^{HAS}\mathbf{R}_{MEPS} = \mathbf{R}_z(66")\ \mathbf{R}_y(79") \qquad \text{G- 80}$$

für eine Transformation vom MEPS der IAU-Darstellung in das HAS des Mondes folgt. Für DE403 ändert sich gegenüber DE245 die Transformation nach CARRANZA et al (1999) zu

$$^{HAS}\mathbf{R}_{MEPS} = \mathbf{R}_z(63.8986")\ \mathbf{R}_y(79.0768")\ \mathbf{R}_x(0.1462") \qquad \text{G- 81}$$

Ab der Version DE403 der JPL Development Ephemeriden werden Nutzern auch numerisch integrierte Librationswinkel φ, ϑ und ψ zur Verfügung gestellt, deren Modellierung in der DE102-Beschreibung von STANDISH & SEIDELMANN erläutert ist. Die Transformation zwischen ICRF und mondfestem System wird dabei über die 313-EULER-Drehung

$$\mathbf{L} = \mathbf{R}_z(\psi)\ \mathbf{R}_x(\vartheta)\ \mathbf{R}_z(\phi) \qquad \text{G- 82}$$

beschrieben und bezieht sich auf das Hauptachsensystem. Die zugrundeliegenden Gravitationsfeldparameter sind im Header-Block der jeweiligen Ephemeriden dokumentiert.
Seitens NEWHALL & WILLIAMS (1997) wurde mit Hilfe numerischer Verfahren eine semi-analytische Darstellung der DE403-Librationswinkel abgeleitet. Aus den Entwicklungen der Librationswinkel τ und ρ bzw. σ (WILLIAMS unveröffentlicht) ergibt sich für den Versatz zwischen HAS und MEPS (in erster Näherung) die obige Transformation

$$^{\mathrm{HAS}}\mathbf{T}_{\mathrm{MEPS}} \approx \mathbf{R}_z(+64'')\ \mathbf{R}_y(+79''). \qquad \text{G- 83}$$

→ Diskussion von 《1》, 《2》 und 《3》:

Für die präzise Modellierung von mondnahen Satellitenbahnen ist ein genaues Verständnis der oben zitierten Librationsmodelle insofern bedeutsam, als inkonsistente Koordinaten-transformationen zu Fehlern in der Auswertung des Mondgravitationsfeldes führen. So ist insbesondere zu beachten, daß die am GSFC und am JPL entwickelten Gravitationsmodelle auf unterschiedlichen Librationsmodellen beruhen. Während die von KONOPLIV abgeleiteten Modelle LUN60D und LUN75D ebenso wie aktuelle Modelle LP75D/G etc. auf numerisch integrierten Librationswinkeln für die Transformation ins Hauptachsensystem basieren, liegt den GLGM-1/2 Modellen des GSFC die Transformation ins MEPS mit Hilfe ungenauer Rotationswinkel der IAU (DAVIES et al, 1994) zugrunde. Für eine konsistente Bahnmodellierung ist es daher unabdingbar, zum jeweiligen Gravitationsmodell auch die zugehörige Librations-transformation einzusetzen. Für die im Rahmen der vorliegenden Arbeit durchgeführten Analysen wurden praktisch ausschließlich Modelle des JPL verwendet, wobei die zugehörige Transformation ins Haupt-achsensystem aus den numerisch integrierten Librationswinkeln der DE403 Ephemeride berechnet wurde. Diese sind die korrekten Referenzsysteme für die Gravitationsmodelle des JPL, wie also z.B. für LP75G und LP100J.

2.3.8 Transformation ins Horizontalsystem...

...Ein System topozentrischer Horizontalkoordinaten (*local tangent coordinates* - LTC) dient der Angabe von Winkeln wie Elevation (Höhenwinkel über der Horizontebene) und Azimut (Horizontalwinkel bezogen auf die Nordrichtung). Das LTC-System ist definiert als {x, y, z} = {Ost, Nord, Zenit}. Beschreiben Breite φ und Länge λ die geographischen Koordinaten des Topozentrums, so ist

$$^{\mathrm{LTC}}\mathbf{R}_{\mathrm{ITRS}} = \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{\mathrm{E}}^T \\ \mathbf{u}_{\mathrm{N}}^T \\ \mathbf{u}_{Z}^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\lambda & +\cos\lambda & 0 \\ -\sin\varphi\cos\lambda & -\sin\varphi\sin\lambda & +\cos\varphi \\ +\cos\varphi\cos\lambda & +\cos\varphi\sin\lambda & +\sin\varphi \end{bmatrix} \qquad \text{G- 84}$$

2.3.9 Orbit-Referenz-Koordinatensystem „RTN“...

...Das RTN-Orbitalsystem dient z.B. der Projektion von Fehlern oder Differenzen in Position und Geschwindigkeit auf die drei zueinander orthogonlen Richtungen „**R**adial“, „**T**angential“ und „**N**ormal“. Es hängt vom instantanen Zustandsvektor $\mathbf{y}(t)$ bzw. der momentanen Richtung der Positions- und Geschwindigkeitsvektoren ab. Die Herleitung ist wie folgt:

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{v} \end{bmatrix}_{\text{xyz}} \text{ und } \quad \mathbf{u}_{\text{R}} = \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|}, \quad \mathbf{u}_{\text{N}} = \frac{\mathbf{r} \times \mathbf{v}}{|\mathbf{r} \times \mathbf{v}|} \quad \text{und} \quad \mathbf{u}_{\text{T}} = \mathbf{u}_{\text{N}} \times \mathbf{u}_{\text{R}} \qquad \text{G- 85}$$

$${}^{\text{RTN}}\mathbf{R}_{\text{xyz}} = \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{\text{R}}^{T} \\ \mathbf{u}_{\text{T}}^{T} \\ \mathbf{u}_{\text{N}}^{T} \end{bmatrix} \qquad \text{G- 86}$$

Momentane Orts- und Geschwindigkeitsvektoren werden nach

$$\mathbf{r}_{\text{RTN}} \text{ (oder } \mathbf{v}_{\text{RTN}}) \; = \; {}^{\text{RTN}}\mathbf{R}_{\text{xyz}}\, \mathbf{r}_{\text{xyz}} \text{ (oder } \mathbf{v}_{\text{xyz}}) \qquad \text{G- 87}$$

und Kovarianzen nach

$$\mathbf{Q}_{x,\text{RTN}} = \text{E}\left((\mathbf{x}-\bar{\mathbf{x}})_{\text{RTN}}(\mathbf{x}-\bar{\mathbf{x}})_{\text{RTN}}^{T}\right) = {}^{\text{RTN}}\mathbf{R}_{\text{xyz}} = \text{E}\left(\left[{}^{\text{RTN}}\mathbf{R}_{\text{xyz}}(\mathbf{x}-\bar{\mathbf{x}})_{\text{xyz}}\right]\left[{}^{\text{RTN}}\mathbf{R}_{\text{xyz}}(\mathbf{x}-\bar{\mathbf{x}})_{\text{xyz}}\right]^{T}\right)$$

$$= {}^{\text{RTN}}\mathbf{R}_{\text{xyz}}\, \text{E}\left((\mathbf{x}-\bar{\mathbf{x}})_{\text{xyz}}(\mathbf{x}-\bar{\mathbf{x}})_{\text{xyz}}^{T}\right){}^{\text{RTN}}\mathbf{R}_{\text{xyz}}^{T} \; = \; {}^{\text{RTN}}\mathbf{R}_{\text{xyz}}\, \mathbf{Q}_{x,\text{xyz}}\, {}^{\text{RTN}}\mathbf{R}_{\text{xyz}}^{T} \qquad \text{G- 88}$$

transformiert. Die Ableitung der Koordinatenbasis nach einem Zustandsvektor bringt im einzelnen

$$\frac{\partial \mathbf{u}_{\text{R}}}{\partial \mathbf{r}} = \frac{1}{r}\left(\mathbf{E}_{\text{3D}} - \mathbf{u}_{\text{R}}\mathbf{u}_{\text{R}}^{T}\right), \qquad \text{G- 89}$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}_{\text{N}}}{\partial \mathbf{r}} = \frac{1}{|\mathbf{r} \times \mathbf{v}|}\left(\mathbf{E}_{\text{3D}} - \mathbf{u}_{\text{N}}\mathbf{u}_{\text{N}}^{T}\right)\left(-\boldsymbol{\Omega}(\mathbf{v})\right), \qquad \text{G- 90}$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}_{\text{T}}}{\partial \mathbf{r}} = \boldsymbol{\Omega}(\mathbf{u}_{\text{N}})\left(\frac{\partial \mathbf{u}_{\text{R}}}{\partial \mathbf{r}}\right) - \boldsymbol{\Omega}(\mathbf{u}_{\text{R}})\left(\frac{\partial \mathbf{u}_{\text{N}}}{\partial \mathbf{r}}\right), \qquad \text{G- 91}$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}_{\text{R}}}{\partial \mathbf{v}} = \mathbf{0}, \qquad \text{G- 92}$$

$$\frac{\partial \mathbf{u}_{\text{N}}}{\partial \mathbf{v}} = \frac{1}{|\mathbf{r} \times \mathbf{v}|}\left(\mathbf{E}_{\text{3D}} - \mathbf{u}_{\text{N}}\mathbf{u}_{\text{N}}^{T}\right)\left(+\boldsymbol{\Omega}(\mathbf{r})\right) \qquad \text{G- 93}$$

und

$$\frac{\partial \mathbf{u}_R}{\partial \mathbf{v}} = -\boldsymbol{\Omega}(\mathbf{u}_R)\left(\frac{\partial \mathbf{u}_N}{\partial \mathbf{v}}\right). \qquad \text{G- 94}$$

mit Hilfe der Verwendung der Kreuzprodukt-Operatormatrix

$$\boldsymbol{\Omega}(\mathbf{u}) = \begin{bmatrix} 0 & -u_z & u_y \\ +u_z & 0 & -u_x \\ -u_y & +u_x & 0 \end{bmatrix} \qquad \text{G- 95}$$

die den Vektor so aufteilt, dass eine linksseitige Matrixmultiplikation mit einem anderen Vektor das Kreuzprodukt des aufgeteilten Vektors mit dem anderen Vektor ersetzt.

2.4 Modellierung der Dynamik (Kräftemodell)

2.4.1 Numerische Integration...

...Wie in Kapitel 2.1.1 mit (G- 5) bereits dargestellt, bedarf es zur Lösung der Bewegungsdifferentialgleichungen (G- 4) eines numerischen Integrationsalgorithmus'. Wenn ein Verfahren zur numerischen Integration ausgewählt werden soll, spielen verschiedene Bewertungskriterien eine Rolle. Meist handelt es sich hier um Hochgenauigkeitsanwendungen, mit denen hochkomplexe, nicht-lineare und gekoppelte Bewegungsgleichungen zu integrieren sind, wie zum Beispiel eine Deep Space Trajektorie. Einen tiefergehenden Abriss über die Integratorenauswahl für die Orbitintegration geben MONTENBRUCK & GILL (2000). Neben einer Abwägung mehrerer Einschrittverfahren, zu denen die RUNGE-KUTTA-Verfahren zählen, untermauern sie ihre Auswahl des Mehrschrittverfahrens mit variabler Ordnung und Schrittweite nach ADAMS, BASHFORTH & MOULTON (ABM) unter Verwendung eines Algorithmus von SHAMPINE & GORDON (PRESS et al 1986; NAVLIB, 1997), welches der Integration von Systemen 1. Ordnung dient.

Tabelle 6 – Einige Kennwerte der numerischen Integration

Globaler Fehler	Wahrer Fehler = Differenz zwischen numerischer und wahrer Lösung des Anfangswertproblems; schwer abschätzbar
Lokaler Fehler	Einzelne Schritte sind durch Approximation der Polynome bei best. Ordnung und der begrenzten numerischen Rechengenauigkeit mit Fehlern behaftet; könnte bei großen Schrittweiten exponenziell anwachsen
Stabilität	Stabil, wenn Anfangswertvariationen in einer kleinen Umgebung von y(t) zu kleinen Änderungen der Gesamtlösung in einem definiertem Intervall von y(t) führen; Problem bei großer Schrittweite; Predictor-Corrector Schritt verbessert dies
Schrittweite	Kleine Schrittweite bedeutet mehr Rechenaufwand, große Schrittweite vergrößert den Diskretisierungsfehler

Es arbeitet mit *Predictor-Corrector*-Schritten, wobei die Ordnung des approximierenden Polynoms variabel gehalten und die Schrittweite sukzessive optimiert wird. Zur Inter- und Extrapolation des Polynoms steuerbarer Ordnung werden die nötigen Stützstellen aus vorhergegangenen Schritten bezogen, d.h das Verfahren arbeitet „mit Gedächtnis“. Die Ordnungsvariabilität sorgt zudem dafür, dass die verwendete Methode zum Start keinen Hilfsintegrator zur Vorprozessierung eines Anfangsgedächtnisses benötigt, sondern sich mit Ordnung 1 und einer sehr kleinen Schrittweite selbst starten kann. Beide Integrationsparameter werden dann im Laufe der weiteren Integration, ausgehend von der aktuellen Ordnung optimiert (NAVLIB, 1997). Bei der Ausgabe im äquidistanten Zeitgitter durch Interpolation, unabhängig von der aktuellen Schrittweite h, ist das Verfahren sehr effizient. Nach RAMANAN et al (1993) liegt die Erfahrung vor, im Intervall $[t_{end} - 10\,h,\ t_{end} + h]$ der aktuellen Stützstelle t_{end} (h = zugehörige aktuelle Schrittweite) keine Genauigkeitsverluste bei Verwendung der Interpolation zu erfahren. Dieses Untersuchungsergebnis wurde anhand von Zweikörperproblem-Szenarien mit verschiedenen Anfangsbedingungen und Bahnexzentrizitäten erzielt. Die Effektivität des ABM-Integrators nach SHAMPINE und GORDON ist durch die im Problem der Orbitintegration im Allgemeinen erfüllte Voraussetzung zeitlich glatter, d.h. nicht-sprunghafter Funktionsverläufe der Trajektorien sichergestellt. Zu Manöverzeitpunken, d.h. bei Orbitdiskontinuitäten, kann das Verfahren neu gestartet werden. Die variable Schrittweise macht prinzipiell die Integration hochelliptischer Orbits effizienter, ohne Regularisierungsmethoden[27] für die Differentialgleichungen anwenden zu müssen.
Man kann zeigen, dass bei diesem Verfahren eine sehr deutliche Effizienzsteigerung wegen einer reduzierten Anzahl zeitintensiver Funktionsaufrufe der dynamischen Gleichungen geschaffen wird. Für kreisförmige Orbits (konstante Schrittweite) lässt die Effizienz des Verfahrens gegenüber denen mit konstanter Schrittweite etwas nach, da die Optimierungsschritte hier eigentlich unnötig sind.

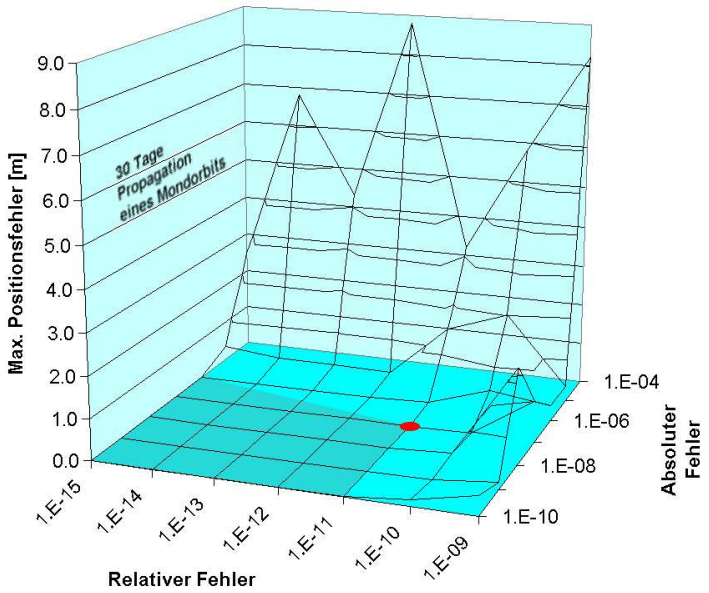


Abbildung 8 – Integrationsfehler in der Positionskomponente eines lunaren Orbiters nach 30 Tagen Propagation bei Veränderung der relativen und/oder absoluten Fehlertoleranzen

[27] Einführung einer neuen unabhängigen Variablen anstelle der Zeit, die die Wahl einer konstanten Schrittweite erlaubt, dafür aber eine zusätzliche Gleichung zur Beschreibung des funktionalen Zusammenhanges zwischen der neuen Variablen und der Zeit erfordert

2.4.2 Integrationszentrum und Einflusssphäre gravitativer Körper im Sonnensystem...

...In der kompletten inertialen Form der Bewegungsgleichungen (ESCOBAL, 1965) des *N*-Körperproblems aller gravitativen Wechselwirkungen, inklusive der des Satelliten, werden alle *N* Bewegungsgesetze parallel integriert (*N*×6 Gleichungen). Vom prinzipiellen Aufbau einfach – jede Gravitationsquelle wirkt auf jede andere – ist dies ist doch sehr rechenintensiv und im Rahmen der praktischen (teilweise *real time*) Satelliten-Bahnbestimmung nicht durchführbar und auch nicht nötig. Für die Satelliten-Bahnbestimmung geht man vielmehr davon aus, dass alle Zustandsvektoren der Sonne, Planeten und Monde bereits tabelliert und interpolierbar vorliegen, d.h. der Integrationsprozess für die massereichen Körper des Sonnensystems bereits abgeschlossen ist (siehe 2.4.3). Die relative Form sieht nur noch die Bewegungsgleichung des Satelliten um den meist eindeutig am nächsten liegenden Zentralkörper vor und entsteht entsprechend aus Differenzbildung der Zentralkörper- und Satellitengleichungen. Alle anderen Terme sind Störkräfte der Bewegung und werden gemäß der meist wesentlich größeren Entfernung von Satelliten als punktförmig betrachtet. Außer dem direkten Beschleunigungsanteil des Zentralkörpers auf den Sateliten existiert dann noch ein indirekter Beschleunigungsanteil, der die Wirkung des Störkörpers auf den Zentralkörper berücksichtigt (siehe 2.4.6). In interplanetaren oder cis-lunaren Raumflügen findet früher oder später eine Änderung des Verhältnisses von Zentral- zu Störkörperwirkung statt. Ein gängiges Maß dafür, wann dieser Punkt während eines Fluges erreicht wird, ist die gravitative Einflusssphäre eines Massekörpers. Sie kann nach recht umfangreicher Rechung mit Hilfe der vereinfachten Beziehung (z.B. SCHULZ, 1977)

$$\frac{R_{soi}}{D} = \left(\frac{m}{M}\right)^{2/5} \qquad \text{G- 96}$$

berechnet werden, wobei R_{soi} der Radius der Einflusssphäre ist (*sphere of influence*), m die kleinere Zentralmasse, M die größere Störmasse und D der Abstand zwischen m und M sind[28]. Damit ist es möglich eine Entscheidung zu treffen, wann ein Integrationszentrum im Verlauf einer Bahnrechnung zu wechseln ist.

2.4.3 Ephemeriden der Hauptkörper des Sonnensystems...

...Das JPL liefert diese Information über die Ephemeriden der DE-Datensätze (DE = *Development Ephemerides*). Die DE200 und die DE403 (DE405)[29] sind mit einem Zeitintervall, das vom Jahr 1600 bis 2170 reicht, die heute am häufigsten für die Zwecke der Bahnbestimmung genutzten Positionsdaten. Für extensivere Nutzungszwecke liefert die DE404 ein verfügbares Zeitintervall vom Jahr –3000 bis 3000. Die DE410 sind die derzeit genauesten Ephemeriden, die vom JPL berechnet wurden (STANDISH, 2003). Gegenüber dem Vorgängerversion DE405

---

28 Zu beachten ist, dass die Herleitung der Formel (G- 96) unter Voraussetzung $R_{soi} << D$ erfolgte

29 Im Vergleich ist die DE405 mit Hilfe verbesserter Datenauswerteverfahren errechnet worden, liefert aber für die hier vorliegende Praxis nur insignifikante Verbesserungen gegenüber der DE403

(STANDISH, 1998) sind in ihr Genauigkeitsverbesserungen aller Planeten, insbesondere für Mars durch die Trackingmöglichkeit jüngster Marsmissonen wie Mars Global Surveyor, Mars Odyssey und Mars Pathfinder, eingeflossen. Die Version DE405 hat die DE403 (STANDISH, 1995) im Zuge von Verbesserungen der Ephemeridendaten der Planeten und des Mondes abgelöst. Die Genauigkeit der DE405-basierten Daten für das innere Planetensystem wird mit 0.001“ beziffert. Während allen DE-Reihen als Koordinatenursprung das SSB zugrunde liegt, sind die Koordinaten der DE-Seriennummern ≤ 200 auf ein zum B1950-Äquator, diejenigen >200 auf ein zum EME2000-Äquator ausgerichtetes Referenzsystem bezogen. Für die 400er-Reihe gilt bereits die von der IAU vorgegebene Realisierung des EME2000-Systems mit Hilfe von Radioquellen. Die JPL-Ephemeriden basieren sämtlich auf der numerischen Integration der Bewegungsgleichungen für jeden Körper unter Berücksichtigung von Punktmassestörungen, Störungen aufgrund ausgedehnter Massen von Erde und Mond und relativistischen Effekten. Die Beobachtungen für den Modellausgleich sind Datensätzen aus optischen Meridiandurchgangsmessungen, Radar-Entfernungsmessungen zu Merkur und Venus, Trackingdaten von Deep Space Sonden und -orbitern sowie planetaren Landeeinheiten und Mond-Laser-Entfernungsmessungen (LLR) entnommen.
Mit einigen der DE-Daten, wie beispielsweise der DE403, werden auch Nutations- und Librationswinkel bereitgestellt. Alle diese Positions- und Winkelkoordinaten sind mit Hilfe von TSCHEBYSCHEFF-Polynomen $T_i(\mathrm{t})$ mit der GAUSSschen Fehlerquadratmethode ausgeglichen worden, um einfache Interpolation und ein kompaktes Datenformat zu realisieren. Die Polynomkoeffizienten der Approximation

$$f(t) \approx \sum_{i=1}^{n} a_i T_{i-1}(\tau) \quad \text{mit } f(t) = x(t), y(t), z(t), \text{ usw.} \qquad \text{G- 97}$$

werden dabei gespeichert auf CD in einem speziellen Blockdaten-Binärformat zur Verfügung gestellt, und müssen zwecks Nutzung in die Gebrauchskoordinaten rücktransformiert werden. Mittels eines effizienten, rekursiv arbeitenden Algorithmus von CLENSHAW (siehe PRESS et al, 1986) können die genäherten Funktionswerte berechnet werden. Sowohl Positions- als auch über Differenzenbildung) Geschwindigkeitsvektoren, sowie die Erdnutations- und Mondlibrationsswinkel (z.B. DE403 oder DE405) lassen sich auf diese Weise approximieren.
Bei der Berechnung der Mond- und Erdpositionen muss berücksichtigt werden, dass das Baryzentrum des Erde-Mond-Systems (EMB) als Referenzort für die inertiale Ephemeride beider Körper gewählt wurde. Weiterhin sind die Mondephemeriden geozentrisch berechnet worden. Die Gleichung

$$\mathbf{r}_{\mathrm{S/M}} = \mathbf{r}_{\mathrm{S/SSB}} - \mathbf{r}_{\mathrm{EMB}} - \frac{M_{\mathrm{E}}}{M_{\mathrm{E}} + M_{\mathrm{M}}} \mathbf{r}_{\mathrm{M/E}} \qquad \text{G- 98}$$

beschreibt beispielsweise den Zusammenhang zwischen der Darstellung der Sonnenposition im SSB mit derjenigen im selenozentrischen System.

2.4.4 Relativistische Beschleunigung...

...Nach der Allgemeinen Relativitätstheorie wird die Berechnung einer Störbeschleunigung auf einen Körper mit Geschwindigkeit **v** am heliozentrischen Ort **r** des Sonnenpotentials in ausreichender Näherung durch

$$\mathbf{a} = \frac{GM}{c^2 r^3}\left\{\left[4\frac{GM}{r} - |\mathbf{v}|^2\right]\mathbf{r} + 4(\mathbf{r}\,\mathbf{v})\mathbf{v}\right\} \qquad \text{G- 99}$$

bezüglich des SSB angegeben (MOYER, 1971).

2.4.5 Beschleunigung durch das Gravitationspotential des Zentralkörpers...

...Ausgedehnte Massen oder Körper rufen Gravitationsfelder hervor, deren Potential aus der Integration der Beiträge elementarer Massen des Körpers zur Gesamtfeldwirkung über das Volumen des Körpers Berücksichtigung seiner ortsabhängigen Dichtefunktion

$$U(r,\varphi,\lambda) = G\int_V \frac{\rho(s,\varphi',\lambda')}{l}\,dV \qquad \text{G- 100}$$

berechnet werden kann.

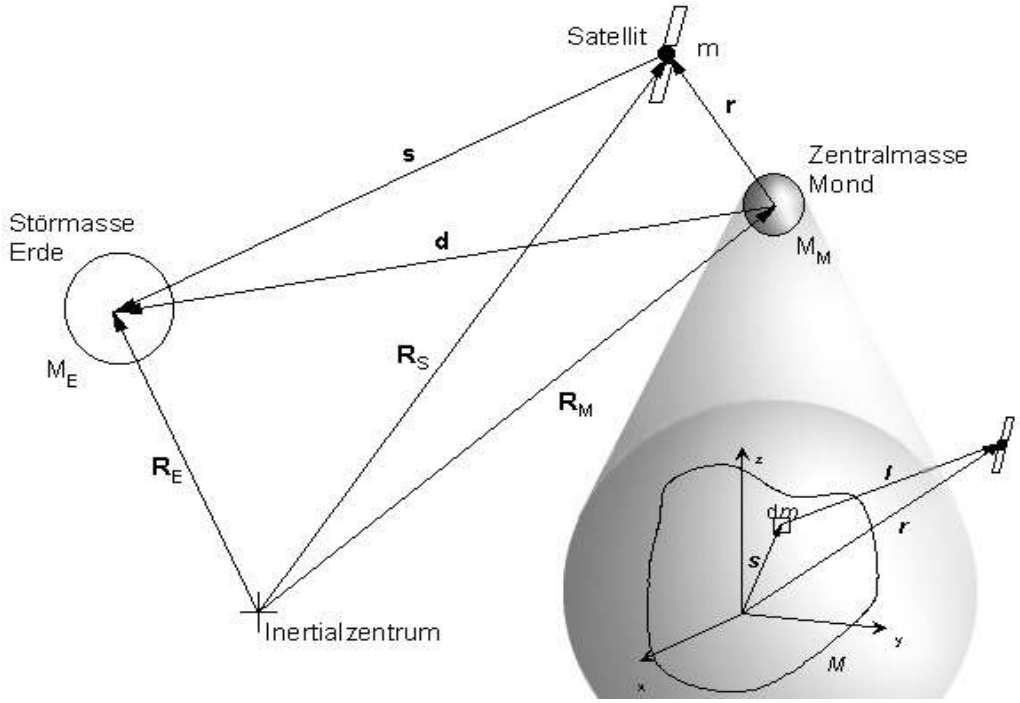


Abbildung 9 – Gravitationswirkungen auf einen Mondorbiter im Erde-Mond-System

Nach einer Reihenentwicklung des reziproken Abstands l^{-1} zwischen einem Massenelement dm und dem Ort der Punktmasse, auf die die Gravitationskraft wirkt (Abbildung 9), in eine Reihe von LEGENDRE-Ploynomen

$$\frac{1}{l} = \frac{1}{r}\sum_{n=0}^{\infty}\left(\frac{s}{r}\right)^n P_n(\cos\gamma) \qquad \text{G- 101}$$

mit

$$P_n(x) = \frac{1}{2^n\, n!}\left(\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}x}\right)^n \left(x^2 - 1\right)^n \qquad \text{G- 102}$$

und

$$\cos\gamma = \frac{\mathbf{r}\cdot\mathbf{s}}{rs} \qquad \text{G- 103}$$

kann über ein Additionstheorem für LEGENDRE-Polynome und anschließender Integration von (3.3-1) der bekannte Ausdruck für die vektorielle Gravitationsbeschleunigung als Gradient des Gravitationsfeldpotentials

$$\mathbf{a}_{\text{Grav,Zentral,Komplex}} = \nabla\left\{GM\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{m=0}^{n}\frac{R^n}{r^{n+1}}P_{nm}(\sin\varphi)\left[C_{nm}\cos(m\lambda) + S_{nm}\sin(m\lambda)\right]\right\} \qquad \text{G- 104}$$

$$= \nabla\left\{\frac{GM}{r}\left[1 - \sum_{n=2}^{\infty}J_n\left(\frac{R}{r}\right)^n P_n(\sin\varphi) + \sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=1}^{n}\left(\frac{R}{r}\right)^n P_{nm}(\sin\varphi)\left[C_{nm}\cos(m\lambda) + S_{nm}\sin(m\lambda)\right]\right]\right\}$$

mit $J_n = -C_{n0}$ abgeleitet werden. Dabei sind die

$$P_{nm}(x) = \left(1 - x^2\right)^{\frac{m}{2}}\ \frac{\mathrm{d}^m}{\mathrm{d}x^m}P_n(x) \qquad \text{G- 105}$$

als die sogenannten zugeordneten (assoziierten) LEGENDREschen Polynome zu benennen. Die Berechnung des Potentials, des Beschleunigungsvektors und der partiellen Ableitungen kann unter Zuhilfenahme von Rekursivformeln und Additionstheoremen nach CUNNINGHAM (1970) effizient durchgeführt werden. Das Potential lautet in der danach veränderten Fassung

$$U = \frac{GM}{R}\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{m=0}^{n}\left(C_{nm}V_{nm} + S_{nm}W_{nm}\right) \qquad \text{G- 106}$$

wobei die neuen V- und W-Terme zu rekursiven Darstellungen abgewandelte LEGENDRE-Polynome unter Zuhilfenahme von Additionstheoremen zur Elimination der direkten Berechnung trigonometrischer Ausdrücke sind. Sie sind desweiteren Funktionen der körperfesten

kartesischen Koordinaten des Raumfahrzeuges im Potentialfeld. Die Koeffizienten C_{nm} und S_{nm}, die auch die harmonischen Koeffizienten der für die Potentialberechnung angesetzten Kugelflächenfunktion genannt werden, sind Abkürzungen der aus der Integration folgenden analytischen Ausdrücke

$$C_{nm} = \frac{2-\delta_{0m}}{M}\frac{(n-m)!}{(n+m)!}\int \frac{s^n}{R^n} P_{nm}(\sin\varphi')\cos(m\lambda')\rho(\mathbf{r})\,\mathrm{d}V \qquad \text{G- 107}$$

$$S_{nm} = \frac{2-\delta_{0m}}{M}\frac{(n-m)!}{(n+m)!}\int \frac{s^n}{R^n} P_{nm}(\sin\varphi')\sin(m\lambda')\rho(\mathbf{r})\,\mathrm{d}V \qquad \text{G- 108}$$

Wäre die Massendichtefunktion ρ (**r**) des Körpers bekannt, erhielte man diese Koeffizienten aus der Integration der Gleichungen (G- 107) und (G- 108). Da dies aber nicht der Fall ist, müssen in der Praxis die Koeffizienten mit Hilfe geodätischer Messverfahren, zu denen unter anderem auch das Satelliten-Tracking gehört, empirisch bestimmt (geschätzt) werden. Die harmonischen Koeffizienten C_{nm} und S_{nm} beschreiben die asphärischen Beträge der inhomogenen Masseverteilung eines komplexen Gravitationsfeldes. Es können drei Typen der harmonischen Koeffizienten unterschieden werden, deren Einfluss verschiedene physikalische Ausprägungen der durch harmonische Funktionen modellierten Gravitationsfelder nach sich ziehen:

- Zonale harmonische Koeffizienten: Die für $m = 0$ wegen $S_{n0} = 0 \;\forall\; n$ verbleibenden harmonischen Koeffizienten sind die zonalen Koeffizienten $C_{n0} = -J_n$. Das durch sie allein beschriebene Gravitationsfeld is axialsysmmetrisch bezüglich der Rotationsachse des ausgedehnten Massekörpers und weist daher nur Breitengrad- aber keine Längengradabhängigkeit auf. Die durch die C_{n0} repräsentierte harmonische Funktion ist also entlang von Breitengraden invariant. Im Speziellen drückt sich im Koeffizient J_2 die Abplattung des Massekörpers gegenüber der Referenzkugel bezogen auf die Masseverteilung aus. Dieser Koeffizient ist direkt proportional zur Differenz von größtem und kleinstem Trägheitsmoment des als Rotationsellipsoid modellierten Körpers. Den Lösungen der Bewegungsgleichungen der Planeten nach LAGRANGE zufolge verursacht J_2 die dominante Langzeit-Präzession der Orbit-Ebene und der Perizentrumslänge. Neben seinen Störungsbeiträgen zu Ω und ω übt der J_3-Term vor allem säkulare Störungen auf e und i aus. Er beschreibt die Unterschiede der Massenverteilung zwischen der nördlichen und südlichen Hemisphäre.

- Sektorale harmonische Koeffizienten: Sie sind definiert als die Koeffizienten C und S, die mit $n = m \neq 0$ indiziert sind. Sie formen längenabhängige Wellenberge und -täler bzw. Nulldurchgänge der harmonischen Funktionen entlang der Meridiane. C_{22} im Speziellen beschreibt die äquatoriale Elliptizität und damit in Kombination mit J_2 die Triaxilität des ellipsoiden Körpers.

- Tesserale harmonische Koeffizienten: Die tesseralen Koeffizienten sind diejenigen mit $n \neq m$ und $n,m \neq 0$. Sie prägen ein gitterförmiges Netz von Wellenbergen und -tälern aus, welches

sowohl Nulldurchgänge der harmonischen Funktionen entlang der Breitengrade als auch entlang der Meridiane aufweisen.

In der Regel werden die harmonischen Koeffizienten aufgrund mit Grad und Ordnung immer weiter abnehmender Werte bzw. Größenordnungen zur Vermeidung numerischer Abbruchfehler normalisiert. Eine zu diesem Zweck vielfach verwendete Faktorisierung lautet

$$\left(\overline{C}_{nm}, \overline{S}_{nm}\right) = \sqrt{(2-\delta_{0m})(2n+1)\frac{(n-m)!}{(n+m)!}}\left(C_{nm}, S_{nm}\right), \qquad \text{G- 109}$$

in der $\overline{C}_{nm}$ und $\overline{S}_{nm}$ die normierten harmonischen Koeffizienten sind. Die für die Lösung der Variationsgleichungen wichtigen partiellen Ableitung der Gravitationsbeschleunigung nach dem Ortsvektor (Gradient) des Satelliten lautet bei Ableitung des dominanten Punktmasseterms

$$\frac{\partial \mathbf{a}_{\text{Grav,Zentral,Punkt}}}{\partial \mathbf{r}} = -GM\left(\frac{1}{r^3}\mathbf{1} - \frac{3}{r^5}\mathbf{r}\mathbf{r}^{\mathrm{T}}\right) = \frac{GM}{r^5}\begin{bmatrix} 3x^2 - r^2 & 3xy & 3xz \\ 3yx & 3y^2 - r^2 & 3yz \\ 3zx & 3zy & 3z^2 - r^2 \end{bmatrix}. \qquad \text{G- 110}$$

Da die Matrix symmetrisch ist und die Summe der Diagonalelemente als Nebenbedingung verschwindet, reicht es aus, fünf von neun Elementen zu berechnen. Insgesamt liefert der CUNNINGHAM-Algorithmus die Beschleunigungskomponenten im körperfesten System. Sie müssen dann bei Bedarf in ein Inertialsystem transformiert werden. Weiterhin können deren partielle Gradientenableitung und die partiellen Ableitungen nach dem Gravitationsparameter *GM* und den harmonischen Koeffizienten in den Matrizen **C** und **S** entsprechend der CUNNINGHAMschen Darstellung der Gleichung (G- 106) berechnet werden. Letztere sind für die Gravitationsfeldschätzung oder die Einbeziehung des geschätzten Koeffizientenfehlers in eine Consider-Kovarianzanalyse (CCA) notwendig.

2.4.6 Beschleunigung durch punktförmige Gravitationspotentiale...

...Ist ein Körper der Masse *M* sehr weit vom interessierenden Ort des Wirkens, d.h. vom Raumfahrzeug entfernt, erscheint er punktförmig, d.h. ohne jede Ausdehnung. Die gesamte Masse kann also vereinfacht als im Masseschwerpunkt des Körpers konzentriert modelliert werden. Auf das Raumfahrzeug wirkt die direkte Beschleunigung $\ddot{\mathbf{s}} = \ddot{\mathbf{d}} - \ddot{\mathbf{r}}$, auf den Zentralkörper währenddessen eine indirekte $\ddot{\mathbf{d}}$ (siehe auch Abbildung 9). In der Summe ergibt dies als resultierende Beschleunigung des Raumfahrzeuges bezogen auf den Zentralkörper

$$\mathbf{a}_{\text{Grav,Stör,Punkt}} = GM_{\text{Stör}}\left(\frac{\mathbf{d}-\mathbf{r}}{|\mathbf{d}-\mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{d}}{|\mathbf{d}|^3}\right). \qquad \text{G- 111}$$

2.4.7 Beschleunigung durch Überlagerung komplexer Gravitationspotentiale...

...Im Erde-Mond-System sind sich beide Massekörper relativ nah, so dass sich die Frage nach der gegenseitigen Wechselwirkung ihrer komplexen Gravitationsfelder stellt. Die Erde wirkt nicht mehr länger als einfache Punktstörmasse auf den Satelliten und auf den Mond ein. Ihr komplexes Potential sorgt jetzt auch für Beiträge zu direkten und indirekten Beschleunigungstermen. Folgende Störbeschleunigungen können separiert werden (Erde links ↔ Mond rechts, ausgefüllter Kreis = Punktmasse, leerer Kreis = ausgedehnte Masse, S = Satellit):

- Die direkte Beschleunigung durch die Punktmasse des Zentralkörpers (•←S)
- Die direkte Beschleunigung des komplexen Störkörpers auf den Satelliten (o→S)
- Die indirekte Beschleunigung durch die Punktmasse des Störkörpers (•→•)
- Die indirekte Beschleunigung durch die Komplexmasse des Störkörpers (o→•)
- Die indirekte Beschleunigung durch die Komplexmasse des Zentralkörpers (•→o)
- Die indirekten Wechselwirkungen zwischen komplexem Zentral- und komplexem Störkörper, modelliert als komplexe Potentialüberlagerung von Zentral- und Störkörper. (o↔o).

Die folgende mathematische Darstellung schlüsselt die beteiligten Terme auf und veranschaulicht die Problematik. Die gesamte Potentialfunktion des Störkörpers konnte bis jetzt formal aufgesplittet werden in einen Punkt-Potentialanteil U, der nur den Zentralterm beinhaltet, und einen auf Punktmassen wirkender Komplex-Potentialanteil u, der nur die harmonischen Beiträge berücksichtigt. Bei zusätzlicher Einbeziehung der gegenseitigen Beeinflussung durch überlagerte Komplexanteile kommt nun noch der Komplex-Komplex-Potentialanteil γ hinzu, wobei M und E die Störpotentiale von Mond und Erde indizieren. Die auf den Mond als komplexen Zentralkörper bezogene relative Beschleunigung des Satelliten unter der Wirkung von Störungen durch ein komplexes Erdgravitationsfeld lautet damit insgesamt

$$\mathbf{a}_{\text{Grav,Stör,Komplex}} = \underbrace{\nabla U^{\text{E}}(\mathbf{s})}_{\bullet\rightarrow\text{S}} + \underbrace{\nabla u^{\text{E}}(\mathbf{s})}_{\circ\rightarrow\text{S}} - \left[\underbrace{\nabla U^{\text{E}}(\mathbf{d})}_{\bullet\rightarrow\bullet} + \underbrace{\nabla u^{\text{E}}(\mathbf{d})}_{\circ\rightarrow\bullet} + \left(\frac{M_{\text{E}}}{M_{\text{M}}}\right)\underbrace{\nabla u^{\text{M}}(\mathbf{d})}_{\bullet\leftarrow\circ} + \underbrace{\nabla \gamma^{\text{E}}(\mathbf{d})}_{\circ\rightarrow\circ} + \left(\frac{M_{\text{E}}}{M_{\text{M}}}\right)\underbrace{\nabla \gamma^{\text{M}}(\mathbf{d})}_{\circ\leftarrow\circ} \right] \qquad \text{G- 112}$$

Die in den eckigen Klammern enthaltenen fünf Beschleunigungssummanden sind die inertiale (indirekte) Beschleunigung von Erde und Mond hervorgerufen durch deren komplexe Potential-Wechselwirkungen. Sie bewirkt in jedem Fall eine Verschiebung des Koordinatenursprungs in Richtung **d** und muss folglich subtrahiert werden.

Es bedeuten:

1. Summand: Das Punktmasse-Potential der Erde wirkt am Ort des Mondes auf dessen Punktmasse
2. Summand: Der Komplexanteils der Erdgravitation wirkt auf die Punktmasse des Mondes
3. Summand: Der Komplexanteils der Mondgravitation wirkt auf die Punktmasse der Erde
4. Summand: Der am harmonischen Komplexteil des Mondes ziehende Komplexteil der Erde
5. Summand: Die gleich große, aber entgegen gerichtete und am Mond ziehende Reaktionskraft des Komplexteils der Mondgravitation auf die Komplexmasse der Erde

In der Programmdokumentation zum GTDS (1989) findet man eine angenäherte analytische Beschreibung der indirekten Beschleunigung, wobei nur Komplexfeldwirkungen auf die jeweilige Punktmassen und der Komplexanteil nur bis J_2 behandelt werden[30].

2.4.8 Beschleunigung durch Sonnenstrahlungsdruck...

...Reflektierte und absorbierte Photonen, die von der Sonne ausgesendet wurden und in Richtung des Einheitsvektors **u** auf den Satelliten auftreffen, ändern den Impuls des Satelliten. Vollständig reflektierte Photonen üben den doppelten Impuls als vollständig absorbierte Photonen auf die Satellitenoberfläche aus, da bei Reflektion - in teilchenphysikalischem Sinne ausgedrückt - nicht nur eine einmalige Abbremsung, sondern auch wieder eine Beschleunigung der Photonen in die entgegengesetzte Richtung erfolgt. Der jeweilige Energieaufwand für einen dieser Vorgänge ist ΔE und äußert sich in einer akkumulierten Impulsübertragung

$$\Delta p_{\mathrm{r}} = \sum_{i=1}^{N} \Delta p_{\nu\mathrm{r},i} = N \frac{2h\nu}{c} = \frac{2\Delta E}{c} \qquad \text{G- 113}$$

für N einzelne reflektierte und

$$\Delta p_{\mathrm{a}} = \sum_{i=1}^{N} \Delta p_{\nu\mathrm{a},i} = N \frac{h\nu}{c} = \frac{\Delta E}{c} \qquad \text{G- 114}$$

für die gleiche Anzahl N einzelner absorbierter Photonen der mittleren Frequenz ν. Die Verhältnisfaktoren ε_{r} und ε_{a} mit $0 \le \varepsilon_{\mathrm{r}}, \varepsilon_{\mathrm{a}} \le 1$ und $\varepsilon_{\mathrm{a}} = 1 - \varepsilon_{\mathrm{r}}$ als die jeweiligen Anteile von reflek-tierten und absorbierten Photonen an der Gesamtanzahl der eingetroffenen Photonen bestimmen schließlich die jeweiligen Kraft- bzw. Beschleunigungsanteile der beiden Strahlungsimpulstypen. Damit lässt sich

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_{\mathrm{a}} + \mathbf{F}_{\mathrm{r}} = \frac{\Delta p_{\mathrm{a}}}{\Delta t}\mathbf{u} + \frac{\Delta p_{\mathrm{r}}}{\Delta t}\mathbf{u} = \left(1 - \varepsilon_{\mathrm{r}}\right)\frac{\Delta E}{c\Delta t}\mathbf{u} + \varepsilon_{\mathrm{r}}\frac{2\Delta E}{c\Delta t}\mathbf{u} = \left(1 + \varepsilon_{\mathrm{r}}\right)\frac{\Delta E}{c\Delta t}\mathbf{u} \qquad \text{G- 115}$$

ableiten. Der Energiefluss $\Delta E/\Delta t$ wird auf die durchflossene Fläche A bezogen als der Solarstrahlungsfluss (*solar flux*)

---

30 SCHNEIDER (1992) zeigt neben einer strengen aber äußerst komplizierten Lösung des Problems auch eine Näherungslösung auf, bei der Genauigkeit bis zu Grad und Ordnung 2 (bis C_{22}, S_{22}) erreicht wird.

$$\mathrm{F}(t)=\frac{\Delta E(t)}{A(t)\Delta t} \qquad \text{G- 116}$$

definiert. Er beträgt in der Entfernung von 1 AU im Mittel etwa $\Phi \approx 1350$ W/m². Dadurch erhält man den Ausdruck

$$\mathbf{F}=(1+\varepsilon_{\mathrm{r}})\frac{\mathrm{F}A}{c}\mathbf{u}=(1+\varepsilon_{\mathrm{r}})P_{\mathrm{S}}A\mathbf{u} \qquad \text{G- 117}$$

mit dem wirkenden Solarstrahlungsdruck $P_S = \Phi/c \approx 4{,}5 \cdot 10^{-6}$ N/m² in mittlerer Erdentfernung. Neben der Abhängigkeit von der Satellitenfläche, die dem Strahlungsdruck ausgesetzt ist, muss noch die reziproke Proportionalität des Strahlungsdruckes zum Quadrat des Abstandes von der Sonne beachtet werden. Die Beschleunigung des Satelliten durch den Sonnenstrahlungsdruck kann damit schließlich durch

$$\mathbf{a}_{\mathrm{SRP}}=C_{\mathrm{R}}\frac{A}{m}P_{\mathrm{S}}\frac{\mathbf{r}-\mathbf{r}_{\mathrm{S}}}{\left|\mathbf{r}-\mathbf{r}_{\mathrm{S}}\right|^{3}}\mathrm{AU}^{2} \qquad \text{G- 118}$$

modelliert werden. Die Ortsvektoren **r** und $\mathbf{r}_S$ zeigen vom gewählten Koordinatenursprung zum Satelliten bzw. zur Sonne.
Der Strahlungsdruckkoeffizient ist definiert als $C_R = 1 + \varepsilon_r$ und kann, sofern die Oberflächenbeschaffenheit und Struktur des Satelliten unbekannt ist, als freier Parameter geschätzt werden. Dafür sind für die Lösung der Variationsgleichungen noch die partiellen Ableitungen nach dem momentanen Positionsvektor des Satelliten zu bestimmen. Sie lauten

$$\frac{\partial\ddot{\mathbf{r}}}{\partial\mathbf{r}}=C_{\mathrm{R}}\frac{A}{m}P_{\mathrm{S}}\left(\frac{1}{\left|\mathbf{r}-\mathbf{r}_{\mathrm{S}}\right|^{3}}\mathbf{1}-3(\mathbf{r}-\mathbf{r}_{\mathrm{S}})\frac{(\mathbf{r}-\mathbf{r}_{\mathrm{S}})^{\mathrm{T}}}{\left|\mathbf{r}-\mathbf{r}_{\mathrm{S}}\right|^{5}}\right) \qquad \text{G- 119}$$

Im einfachsten Falle kann von einer konstanten Querschnittsfläche ausgegangen werden, als wenn der Raumflugkörper fortwährend mit einer seiner Flächennormalen auf die Sonne ausgerichtet wäre. Da dieser *Sun-Pointing Mode* während des Ablaufes einer Mission oft nicht durchgehend zutreffend ist (Antennen- und Experimentausrichtung variieren), hilft zur genaueren Beschreibung der Beschleunigung durch den Sonnendruck ein Mehrflächenmodell weiter. Es erhöht allerdings die Komplexität des Rechenprogramms erheblich, denn der Winkel zwischen Flächennormalen und Sonnenrichtung ist nun auch eine Funktion der aktuellen Lage des Raumflugkörpers, dessen Rotationsdynamik mit berücksichtigt werden müsste.
Als Eklipsenmodell für die Umbra- und Penumbra-Modellierung ist eine Beschreibung nach (SEIDELMANN, 1992) dienlich.

2.4.9 Beschleunigung durch Triebwerkschub...

...Die forcierte Änderung der Satellitenbahnbewegung im Rahmen der Orbitkontrolle geschieht am effektivsten über Schubtriebwerke, die ihre im Satellitensystem beschleunigte Impulsmasse über *„actio=reactio“* an die umgebende Umwelt abgeben. Das dazu gewählte Schubmodell für einen Satelliten kann je nach Anforderung als

- impulsives Manöver,
- ausgedehntes Manöver mit rechteckförmigem Schubprofil,
- ausgedehntes Manöver mit vorgegebenem (z.B. tabelliertem) Schubprofil,
- langes ausgedehntes (Niedrigschub-)Manöver mit im Schubintervall superponierten Kurzmanövern (z.B. Bahnänderung durch Ionenschub und eingebettete Lagemanöver)

ausgelegt werden. Hier werden die über ein Schubintervall Δt ausgedehnten und rechteckförmigen Schubprofile modelliert, deren resultierende Beschleunigungen mit Hilfe der ZIOLKOVSKIschen Raketengrundgleichung durch

$$\mathbf{a}_{\mathrm{Man}}(t)=\frac{\mathbf{F}(t)}{m(t)}=\frac{|\dot{m}|c_e}{m(t)}\mathbf{u}_{\Delta \mathrm{v}}=\frac{|\dot{m}|}{m(t)}\frac{\Delta\mathbf{v}}{\ln\left(\dfrac{m_0}{m_0-|\dot{m}|\Delta t}\right)}=\frac{|\dot{m}|}{m(t)}\frac{\Delta\mathbf{v}}{-\ln\left(1-\dfrac{|\dot{m}|\Delta t}{m_0}\right)} \qquad \text{G- 120}$$

in Abhängigkeit vom Vektor der Geschwindigkeitsänderung $\Delta\mathbf{v}$ beschrieben werden. Bei einer Startmasse m_0 und konstanter Schubkraft aufgrund konstanten Massenstroms $\dot{m}$ im Schubintervall hängt der Beschleunigungswert also über die momentane Satellitenmasse $m(t)$ von der Zeit ab. Vor und nach dem Manöver sind Schub und somit der Massenstrom gleich null. Die Modellierung impulsförmiger Manöver ist in diese Art der Modellierung insofern eingeschlossen, dass in diesem Fall die Schubaktivität nur eine extrem kurze Zeit, z.B. 1 Sekunde, dauert.
Je nachdem in welchem Koordinatensystem der $\Delta\mathbf{v}$-Vektor beschrieben wird, muss die Transformation ins Inertialsystem bzw. in das der Integration der Bewegungsgleichungen zugrundeliegende System durchgeführt werden (siehe 2.3.9).

2.5 Modellierung radiometrischer Beobachtungen (Messmodell)

2.5.1 Radiometrie und Tracking-Modi...

...Messungen von Laufzeitcodes, Frequenzzyklen oder Phasen- und Phasenänderungsmessungen gehören zu den genauesten Methoden der Bahnvermessung (0.001m bis 1m und 0.01m bis 1mm/s), die unter bestimmten Voraussetzungen nur noch durch Lasermessungen im optischen Spektralbereich übertroffen werden (0.1-5 cm). Die Beobachtungswerte wie Range und Range Rate (R&RR) können sich aus mehreren, aufeinanderfolgenden Einzelsignalwegen zusammensetzen. Die Trackingsequenz, hier auch als Tracking-Modus bezeichnet, hinsichtlich der involvierten Sende- und Empfangseinheiten in Bodenstationen oder an Bord von Raumfahrzeugen kann unterschiedlich sein. Der geometrisch einfachste Tracking-Modus ist sicherlich der klassische 1-Weg-Fall, d.h. ein Signalweg von Sender zu Empfänger. Generell ist dabei gleichgültig, ob der Empfänger oder Sender die navigierende Einheit ist (die Messung kann zur Auswertung auch weiterkommuniziert werden). Die geometrische Einfachheit des 1-Weg-Modus erfordert aber eine stabile Synchronisation von Sender- und Empfängeruhren. Für

hochpräzise Navigations- oder Wissenschaftsanwendungen werden deswegen ultra-stabile Oszillatoren (USO) und (z.B. GPS) sogar Atomuhren an Bord der Satelliten zum Zwecke der Zeitkorrelation installiert, deren Drift-Charaketeristik bekannt ist und modelliert werden kann. Bei der NAV-Satellitenkonstellation GPS müssen für eine (theoretisch) instantane Positionslösung zunächst mindestens drei Satelliten gleichzeitig getrackt werden. Der kostspielige Nachteil einer hoch-stabilen Uhr auf der Empfängerseite wird dadurch umgangen, dass das geometrische Sichtbarkeitsminimum auf vier gleichzeitige Messungen erhöht wird, um den Uhrenfehler des Empfängers im Rahmen der Positionslösungsmethode mitberechnen zu können.
Beim klassischen erdbasierten Tracking eines Anwendungssatelliten wird zur Reduktion auf ein einziges Zeitnormal am Boden die Anzahl der Signalwege auf zwei erhöht – man erhält so einen Hinweg und einen Rückweg des Signals. Die Bezeichnungen Downlink und Uplink werden hier nur im Falle einer sich in der Trackingsequenz befindlichen Bodenstation verwendet.
Die Signalumkehr für Mehrwegverfahren findet an Transpondern statt, die sich entweder an Bord oder am Boden befinden können.
Die Umsetzung geschieht derart, dass sich keine Phasenverstellung am Umkehrpunkt ereignet, d.h. der Transponder leitet ein zur ankommenden Welle kohärentes Signal weiter (*coherent transmission*). Auch soll Interferenz zwischen den kontinuierlich ankommenden und gesendeten Signalen vermieden werden. Dazu wird ein Frequenzfaktor K, das sogenannte Transponder-Umsetzungsverhältnis (*transponder turn-around ratio*) angewendet. Beispielsweise sind diese für die folgenden Uplink/Downlink-Paare

- S-Band/S-Band mit $K = 240/221$ und
- X-Band/X-Band mit $K = 880/749$

vom CCSDS (1994) empfohlen. Wird alternativ das von einer Bodenstation ausgesendete Signal nach der Umkehr am Transponder von einer anderen Bodenstation empfangen, spricht man zur Unterscheidung vom 3-Wege-Modus (obwohl eigentlich kein dritter Signalweg im Rahmen einer einzigen Beobachtung vorhanden ist). Während das 3-Wege-System für DOPPLER ein oft eingesetztes Verfahren ist, so ist ein 3-Wege-Ranging erst für Voyager-2 entwickelt und eingesetzt worden (LEWIS et al, 1990). Damals war während des Neptun-Anfluges im August 1989 bei niedriger Deklination der geozentrischen Sichtlinie von –22° und einer Signallaufzeit von 8 Stunden nur der DSN Trackingkomplex in Australien mit 12 Stunden Sichtbarkeit in der Lage, die selbst ausgesendeten Signale, aber eben auch die von den inzwischen „untergegangenen“ Stationen zu empfangen.
Weiterhin kann der Signalweg auf vier Signallaufwege erhöht werden, indem ein vom Boden ausgesendetes Signal via eines Satelliten zu einem Bodentransponder geschickt und anschliessend kohärent die gleiche Strecke wieder zurückgesendet wird (Beispiel: Meteosat). Dieser 4-Wege-Modus bildet sich aber auch beim Relais-Satelliten-Tracking aus, wenn ein vom Boden ausgesendetes Signal zu einem Relais-Satelliten, von diesem zum getrackten Satelliten und den gleichen Weg zurückgesendet wird (Beispiel: TDRSS, SELENE).
Heutzutage werden auch Trackingmethoden zwischen Satelliten (*inter-satellite or satellite-to-satellite tracking*), d.h. losgelöst von erdbasierten Antennenstationen, vermehrt angewendet. Das bedeutet für die reine Navigationsanwendung eigentlich nur, dass Bahnverfolgungsanlagen als

Raumsegment statt als Bodensegment installiert werden. Einige LEO Raumfahrzeuge nutzen bereits GPS (1-Weg-Modus) zur eigenen Bahnverfolgung und Bahnbestimmung.

2.5.2 Range Tracking...

...Die radiometrische Entfernungsmessung ρ (Range oder Schrägentfernung) ist generell eine Laufzeitmessung eines Radiosignals. Ein vom Sender ausgehendes Trägersignal bestimmter Frequenz wird kontinuierlich mit einem Code phasenmoduliert, der vom Empfänger durch Vergleich als ein zur entsprechenden Aussendezeit abgeschickter Code erkannt wird. Bei Code-Übereinstimmung wird die Zeitmessung vorgenommen und daraus über die Lichtgeschwindigkeit in einen Entfernungsmesswert (Range-Wert)

$$\rho = c\ \Delta t \qquad \text{G- 121}$$

umgerechnet. Die Laufzeitmessung misst die Entfernung in Vielfachen der Wellenlänge des Ranging-Codes und somit der Grundfrequenz des Modulationssignals. Dieses bewegt sich mit Gruppengeschwindigkeit ($\leq c$) über den Signalweg. Die Modulationsbandbreite entspricht nur etwa 1°/$_{oo}$ der Trägerfrequenz (aus technischen Gründen und aufgrund internationaler Frequenzaufteilungen), d.h. die Modulationsfrequenz ist um etwa das 1000-fache kleiner als die Trägerfrequenz.

Insgesamt stellt sich der Range-Messwert als

$$\begin{aligned}\rho = c_0 \Delta t_{\text{Mess}} = \rho_0 &+ \Delta\rho_{\text{Uhr}} + \Delta\rho_{\text{Freq}} + \Delta\rho_{\text{Tropo}} + \Delta\rho_{\text{Iono}} \\ &+ \Delta\rho_{\text{SolPlas}} + \Delta\rho_{\text{Rel}} + \Delta\rho_{\text{TrpDel}} + \Delta\rho_{\text{AntPhasCenOff}}\end{aligned} \qquad \text{G- 122}$$

dar. Der mit der Trackinganlage gemessene Range entspricht $c_0\ \Delta t_{\text{Mess}}$, muss aber durch Nachbildung der wirkenden Störeffekte auf den modellierten geometrischen Range

$$\rho_0 = \sqrt{\left(x_{\text{rcv}} - x_{\text{xmt}}\right)^2 + \left(y_{\text{rcv}} - y_{\text{xmt}}\right)^2 + \left(z_{\text{rcv}} - z_{\text{xmt}}\right)^2} \qquad \text{G- 123}$$

reduziert werden. Dieser wird im Modell mit Hilfe der L i c h t l a u f z e i t i t e r a t i o n

```
dt = dt0;
loop
  t = t_received - dt;
  dt_light_previous = dt_light;
  interpolate ( sat_pos(t) );
  dt_light = | sat_pos(t) - gnd_pos(t_received) | / c;
  if ( | t - t_previous | < tolerance ) exit loop;
end of loop
range = c * dt;
```

(Pseudo-Code am Beispiel eines Downlink) errechnet. Insgesamt wird dann durch Anwendung der Korrekturmodelle (Tabelle 7) der genaue Signalweg aus (G- 122) rekonstruiert.
Hier zahlt sich die Interpolationsfähigkeit des Integrationsalgorithmus (siehe 2.4.1) aus. Unter der Voraussetzung eines guten Schätzwertes für die Lichtlaufzeit erspart man sich durch Interpolation der Funktionswerte die weitaus rechenintensivere Integration zwischen den iterierten Lösungen der Zustandvektoren.

Tabelle 7 – Effekte, die sich auf die Propagation des Radio-Trackingsignals auswirken

Effekt	Formelsymbol	in DEEPEST modelliert ?
Uhrenfehler zwischen Sende- und Empfangszeitnormal	$\Delta\rho_{\mathrm{Uhr}}$	nein
Uplink-Frequenzfehler	$\Delta\rho_{\mathrm{Freq}}$	ja
Troposphärische Refraktion	$\Delta\rho_{\mathrm{Tropo}}$	ja
Ionosphärische Refraktion	$\Delta\rho_{\mathrm{Iono}}$	nein
Solares Plasma	$\Delta\rho_{\mathrm{SolPlas}}$	einfaches Modell
Allgemein-relativistischer Signal-Umlenkeffekt aufgrund des Einflusses eines oder mehrerer Gravitationspotentialterme (z.B. Zentralplanet, Sonne)	$\Delta\rho_{\mathrm{Rel}}$	ja
Verzögerte Transponderumsetzung	$\Delta\rho_{\mathrm{TrpDel}}$	ja
Rotierende Antenne eines spin-stabilisierten Satelliten bei von der Spinachse versetztem Abstrahlzentrum	$\Delta\rho_{\mathrm{AntPhasCenOff}}$	experimentell (optional)

2.5.3 Range Rate Tracking...

...Der Messtyp Range Rate $\dot{\rho}$ beruht auf dem physikalischen DOPPLER-Effekt, der sich einem ausgesendeten Radiosignal durch eine Relativbewegung zwischen Sender und Empfänger aufprägt. Die Aufprägung der vorzeichenbehafteten Frequenzverschiebung in Abhängigkeit der Relativgeschwindigkeit in Richtung des Abstandvektors (*Line-of-Sight* - LoS) ist prinzipiell in Form einer kontinuierlichen Frequenzmodulation

$$f_{\mathrm{R}} = f_{\mathrm{T}} + f_{\mathrm{D}} \qquad \text{G- 124}$$

additiv darstellbar (f_{R}=empfangene, f_{T}=ausgesendete, f_{D}=DOPPLER-Frequenz). Es besteht bei der Bahnverfolgung eines Zielsatelliten eine angenähert lineare Beziehung zwischen der Frequenzverschiebung f_{D} und der Radialgeschwindigkeit $\dot{\rho}$ des Zielobjektes gegenüber dem Messsystem. Denn er wird bei exakter, d.h. relativistischer Herleitung für Radiowellen durch lineare Approximation der Gleichung

$$f_{R1} = f_{T1}\sqrt{\frac{c-\dot{\rho}}{c+\dot{\rho}}} \qquad \text{G- 125}$$

für den Fall $\left|\dot{\rho}\right| << c$ in die Form der nicht-relativistischen Schall-DOPPLER-Formel

$$f_{R1} \approx f_{T1}\frac{1-\dot{\rho}/2c}{1+\dot{\rho}/2c} \approx f_{T1}\frac{\left(1-\dot{\rho}/2c\right)^2}{1} \approx f_{T1}\left(1-\frac{\dot{\rho}}{c}\right) \qquad \text{G- 126}$$

ausgedrückt. Der Näherungsfehler (Abbildung 10) der Empfangsfrequenz entwickelt sich nach

$$\varepsilon = f_T\left[\sqrt{\frac{1-x}{1+x}} - (1-x)\right] \text{ mit } x = \frac{\dot{\rho}}{c} \qquad \text{G- 127}$$

Da die DOPPLER-Effektinformation in der Wellenphase des Messsignals enthalten ist, die sich mit Phasengeschwindigkeit durch das Übertragungsmedium (≥c) bewegt, werden die DOPPLER-Zyklen also in Vielfachen der Trägerwellenlänge gemessen. Die Auflösung der (indirekten) Entfernungsmessung aufgrund der kontinuierlichen (*non-destructive*) DOPPLER-Daten ist daher rund um den Faktor 1000 höher als die von Laufzeitmessungen (HARTL, 1973).
Das Vorzeichen der Radialgeschwindigkeit hängt davon ab, ob sich Sender und Empfänger aufeinander zu ($\dot{\rho} < 0$, Schrägentfernung nimmt ab, Frequenzanstieg) oder voneinander weg bewegen ($\dot{\rho} > 0$, Schrägentfernung nimmt zu, Frequenzabfall). Während Gleichung (G- 126) für einen Signalweg gilt, tritt bei zwei Signalwegen (2-Weg-/3-Wegverfahren mit Auf- und Abwärtsstrecke) eine erneute DOPPLER-Verschiebung der Frequenz auf der Abwärtsstrecke auf.

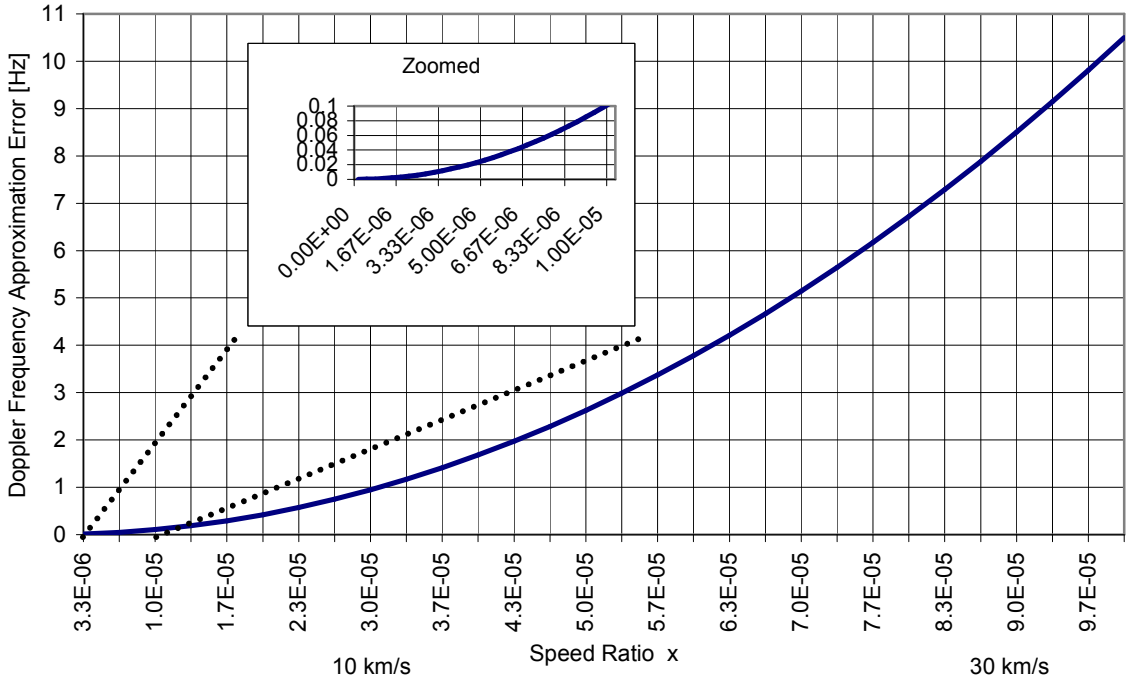


Abbildung 10 – Fehlerentwicklung mit zunehmendem Geschwindigkeitsverhältnis

Bei relativ kurzen Lichtlaufzeiten und einem mittleren $\dot{\rho}_{2w}$ gilt dann

$$f_{R2} = f_{T2}\sqrt{\frac{c-\dot{\rho}}{c+\dot{\rho}}} = K f_{R1}\sqrt{\frac{c-\dot{\rho}}{c+\dot{\rho}}} = K f_{T1}\frac{c-\dot{\rho}}{c+\dot{\rho}} = K f_{T1}\frac{c-\dot{\rho}-\dot{\rho}+\dot{\rho}}{c+\dot{\rho}}$$

$$= TKf_{T1} - 2K f_{T1}\frac{\dot{\rho}}{c+\dot{\rho}} \qquad = K f_{T1}\left(1-2\frac{\dot{\rho}}{c+\dot{\rho}}\right) \approx Kf_{T1}\left(1-2\frac{\dot{\rho}}{c}\right), \qquad \text{G- 128}$$

oder alternativ von der Schall-DOPPLER-Formel ausgehend und zur Verdeutlichung der Uplink- und Downlink-Komponenten

$$\begin{aligned} f_{R2} &= Kf_{T1}\left(1-\frac{\dot{\rho}_u}{c}\right)\left(1-\frac{\dot{\rho}_d}{c}\right) = K f_{T1}\left(1-\frac{\dot{\rho}_u}{c}-\frac{\dot{\rho}_d}{c}+\frac{\dot{\rho}_u\dot{\rho}_d}{c^2}\right) \\ &\approx K f_{T1}\left(1-2\frac{\dot{\rho}_u+\dot{\rho}_d}{2c}\right) \end{aligned} \qquad \text{G- 129}$$

und

$$\dot{\rho}_{2W} := \frac{\dot{\rho}_u + \dot{\rho}_d}{2}. \qquad \text{G- 130}$$

Um den DOPPLER-Effekt zu messen, erfolgt über ein festes Zeitintervall (*count time interval*) eine elektronische Nulldurchgangszählung der Radiowelle des mit der DOPPLER-Verschiebung behafteten Trägersignals. Vor der Zyklenzählung wird aber noch ein künstlicher Frequenzbias von gewöhnlich $f_B = \pm 1$ MHz in das Signal hineingemischt (Addition), um dem Problem der elektronischen Erfassung negativer DOPPLER-Werte und einer Bandpass-Limitierung zu begegnen (THURMAN & ESTEFAN, 1993). Für die Auswertung der DOPPLER-Verschiebung wird dann eine Frequenzmischung am Empfangsort durchgeführt.
Es wird dazu die Sendefrequenz f_T (*exciter frequency*) durch einen Synthesizer (*synthesizer frequency*) und einen stabilen Frequenzstandard (z.B. *hydrogen maser*) am Empfangsort simuliert und mit der Empfangsfrequenz f_R gemischt und wir erhalten inklusive Frequenzbias f_B

$$f_D^{\text{biased}} = \left(K f_T - f_R\right) + f_B \approx 2Kf_T\frac{\dot{\rho}}{c} + f_B = f_D + f_B \qquad \text{G- 131}$$

Die DOPPLER-Verschiebung ist als Frequenzdifferenz $f_D = \Delta f$ und somit (genau wie die Radialgeschwindigkeit) als mit Vorzeichen behaftete Änderung gegenüber der Referenzfrequenz (Sendefrequenz) zu interpretieren. Die Gleichung kann nun umgekehrt nach der Radialgeschwindigkeit in Abhängigkeit von der speziellen Sendefrequenz und der gemessenen DOPPLER-Verschiebung umgeformt werden, so dass man

$$\dot{\rho}_{2w} \approx \frac{c f_D}{2K f_T} \qquad \text{G- 132}$$

erhält.

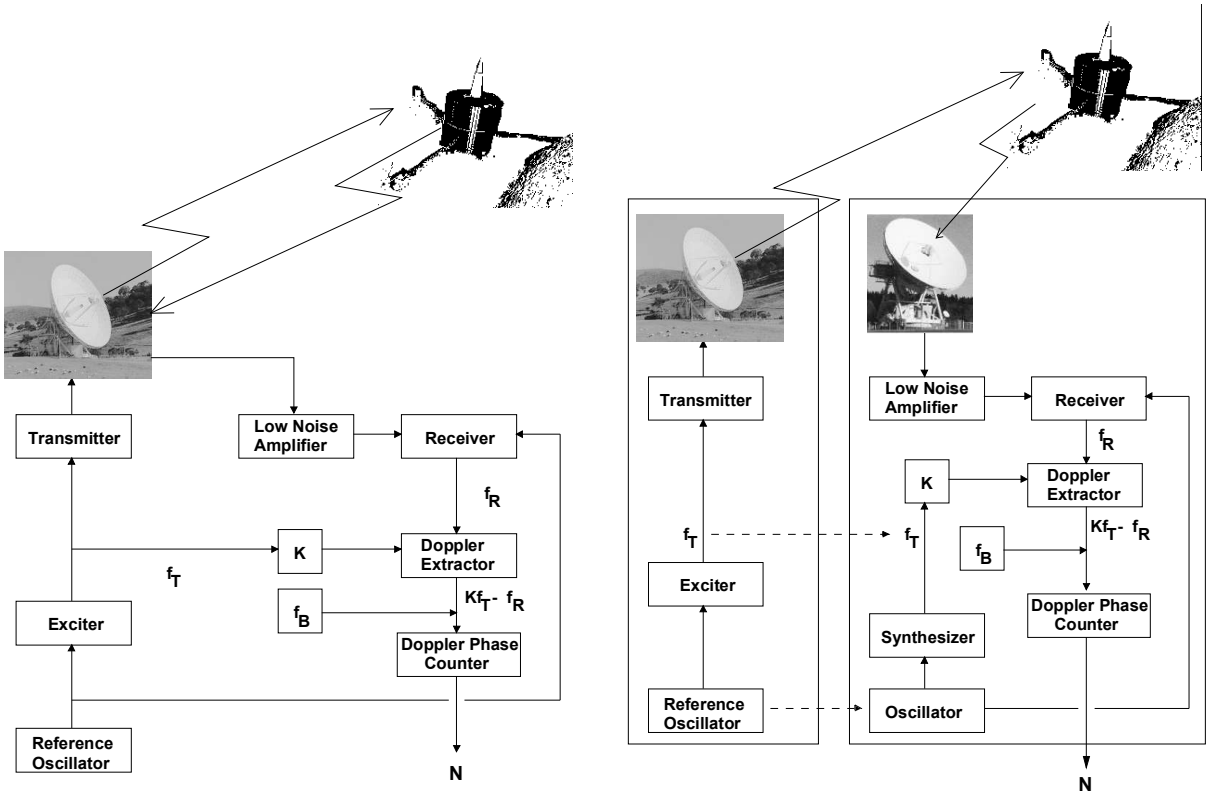


Abbildung 11 – Messung eines 2- oder 3-Wege-DOPPLER-Signals; erweiterte Schemazeichung nach THURMAN & ESTEFAN (1993); im 3-Wege-Modus kann nicht die originäre Sendefrequenz direkt verwendet werden, sondern muss am Empfangsort entsprechend synthetisiert werden

Bei Verwendung einer Trägerfrequenz im S-Bandes von 2100 MHz erhält man beispielsweise die linearen Funktionen (Basis-SI-Einheiten einzusetzen)

$$\dot{\rho}_{2w}^{\text{S-Band}} \approx 0.0657 \text{ m} \cdot f_D \qquad \text{G- 133}$$

bzw.

$$f_D = 15.203\,\text{m}^{-1}\ \dot{\rho}_{2w}^{\text{S-Band}}, \qquad \text{G- 134}$$

d.h. 0.07 mm/s Messgenauigkeit entsprechen etwa einer Auflösungsgenauigkeit von 1 mHz DOPPLER-Verschiebung. Bei THURMAN & ESTEFAN (1993) werden etwa 0.02 bis 0.04 mm/s pro 1 mHz als Präzision für 2-Wege-Range-Rate im X-Band (etwa viermal höhere Trägerfrequenz) angegeben. Für eine maximale Radialgeschwindigkeit von 10 km/s muss nach (G- 134) etwa ±150 kHz Bandbreite zur Verfügung stehen.
Üblicherweise erfolgt die Modellierung der DOPPLER-Messung durch Division einer Differenz von elektronisch erfassten Phasennulldurchgängen durch ein fest vorgegebenes Zeitintervall (*count interval*). Der Zyklenzähler summiert praktisch analog zum Integral

$$\Delta N_D = \int_{T_C} f_D^{\text{biased}}(t)dt \qquad \text{G- 135}$$

das (mit einem Bias f_B beaufschlagte) DOPPLER-Signal

$$f_{\mathrm{D}}^{\mathrm{biased}} = \frac{dN_{\mathrm{D}}}{dt}. \qquad \text{G- 136}$$

Bei der Summation wird das Integrationsinterval T_{C} hier an seinem Ende ausgewertet (*end of count interval*). Elektronische Frequenz-Zähler können grundsätzlich auf zwei verschiedene Arten betrieben werden. Entweder wird der Zähler nach jeder Messwertbildung wieder auf null gesetzt (*destructive*) oder er läuft ohne Null-Reinitialisierung des Zählers weiter (*non-destructive*). Die zweite Methode hat den Vorteil, das sie implizit Range-Information enthält, die mit der Zeit aufintegriert wird. Die Information über die Größe der Integrationskonstante erhält man dabei durch die Datenausgleichung der Anfangsschätzung der Satellitenposition.
Die Zyklenzählung wird auch als Phasenzählung bezeichnet, entspricht also einem gemessenen Gangunterschied (Range-Differenz) zweier Wellen in Vielfachen der Wellenlänge (Zyklen). Es gilt

$$\bar{f}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{biased}} = \frac{N_D(t) - N_D(t - T_c)}{T_c} \qquad \text{G- 137}$$

Die mittlere zeitliche Entfernungsänderung im Count-Intervall ist der mittleren DOPPLER-Frequenzverschiebung in derselben Zeit äquivalent, also

$$\bar{f}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{biased}} = \frac{2Kf_{\mathrm{T}}}{c}\,\bar{\dot{\rho}} + f_{\mathrm{B}} \approx \frac{2Kf_{\mathrm{T}}}{c}\,\frac{\Delta\rho}{T_c} + f_{\mathrm{B}} \qquad \text{G- 138}$$

mit

$$\Delta\rho = \rho(t) - \rho(t - T_c). \qquad \text{G- 139}$$

Diese Beziehung liefert ein einfach zu realisierendes Modell der DOPPLER-Beobachtung für das Bahnbestimmungsprogramm (*Differenced-Range* DOPPLER).
Gegenüber der Modellierung, die eine direkte Integration der gefilterten DOPPLER-Frequenz $f_{\mathrm{D}}^{\mathrm{biased}}$ vornimmt, führt dieses Verfahren der numerischen Differenzierung bei zu klein werdenden Count-Intervallen (< 1 Sekunde) zum Anstieg des numerischen Rauschniveaus (limitierte Genauigkeitssteigerung). Allerdings wird die direkte Integration gewöhnlich mit Näherungstermen (abgebrochene TAYLOR-Reihen) durchgeführt, die dann dort bei größer werdenden Integrationszeiten (Count-Intervall) schnell ein oberes Limit bezüglich der Genauigkeit erreichen. Das *Differenced-Range* DOPPLER-Modell zeigt sich demgegnüber in Richtung hoher Integrationszeiten praktisch unlimitiert (MOYER, 1971).
Jeder DOPPLER-Count geht zweimal in direkt aufeinanderfolgenden Messpunkten ein. THURMAN & ESTEFAN (1993) weisen darauf hin, dass streng genommen benachbarte DOPPLER-Zählwerte wegen Überschneidung der zu differenzierenden Zählwertpaare eigentlich miteinander korreliert sind. Wenn aber auch die theoretische Grundannahme der Fehlerausgleichsmethode statistisch unabhängiger Messungen leicht verletzt wird, beeinträchtigt dies aber sicher nur in vernachlässigbarem Maße die statistische Auswertung operationeller Bahnbestimmungsergebnisse.

2.5.4 Partielle Ableitungen für Range/Range Rate...

...Da das Messmodell linearisiert wird, benötigt man für dessen Auswertung partielle Ableitungen erster Ordnung. Dies sind neben der Transitions- und Sensitivitätsmatrix (siehe) die partiellen Ableitungen der Messgröße nach dem aktuellen Zustandsvektor. Die partielle Ableitung der 1-Weg-Schrägentfernung zwischen Sender (xmt) und Empfänger (rcv) nach dem Zustandsvektor lautet für den Empfänger

$$\frac{\partial \rho}{\partial \mathbf{y}_{\text{rcv}}} = \frac{\partial \sqrt{\left(x_{\text{rcv}} - x_{\text{xmt}}\right)^2 + \left(y_{\text{rcv}} - y_{\text{xmt}}\right)^2 + \left(z_{\text{rcv}} - z_{\text{xmt}}\right)^2}}{\partial \left(x_{\text{rcv}}, y_{\text{rcv}}, z_{\text{rcv}}, \dot{x}_{\text{rcv}}, \dot{y}_{\text{rcv}}, \dot{z}_{\text{rcv}}\right)}$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{\rho_x}{\rho} & \frac{\rho_y}{\rho} & \frac{\rho_z}{\rho} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \qquad \text{G- 140}$$

$$= \begin{bmatrix} \mathbf{u}_\rho^T & \mathbf{0}^T \end{bmatrix}$$

und für den Sender

$$\frac{\partial \rho}{\partial \mathbf{y}_{\text{rcv}}} = \frac{\partial \sqrt{\left(x_{\text{rcv}} - x_{\text{xmt}}\right)^2 + \left(y_{\text{rcv}} - y_{\text{xmt}}\right)^2 + \left(z_{\text{rcv}} - z_{\text{xmt}}\right)^2}}{\partial \left(x_{\text{xmt}}, y_{\text{xmt}}, z_{\text{xmt}}, \dot{x}_{\text{xmt}}, \dot{y}_{\text{xmt}}, \dot{z}_{\text{xmt}}\right)}$$

$$= \begin{bmatrix} -\frac{\rho_x}{\rho} & -\frac{\rho_y}{\rho} & -\frac{\rho_z}{\rho} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \qquad \text{G- 141}$$

$$= \begin{bmatrix} -\mathbf{u}_\rho^T & \mathbf{0}^T \end{bmatrix}$$

Für die partiellen Ableitungen der differenzierten Entfernungsänderung ergibt sich

$$\frac{\partial \dot{\rho}}{\partial \mathbf{y}} = \frac{1}{T_{\text{c}}} \frac{\partial \left(\rho_{\text{eoci}} - \rho_{\text{soci}}\right)}{\partial \mathbf{y}} \qquad \text{G- 142}$$

Die Indizes „eoci“ und „soci“ kennzeichnen das Ende bzw. den Start des Count-Intervalls. Zu beachten ist, dass die Auswertung des differenzierten DOPPLERs hier am Ende des Zählintervalls stattfindet. Somit muss die partielle Ableitung der Schrägentfernung zum Beginn des Intervalls auf das Ende transformiert werden (*mapping*). Daraus folgt für die partielle Ableitung des gesamten Messsignals $\dot{\rho}$

$$\frac{\partial \dot{\rho}}{\partial \mathbf{y}} = \frac{1}{T_\mathrm{c}} \left[\frac{\partial \rho_e}{\partial \mathbf{y}_{(e)}} - \frac{\partial \rho_s}{\partial \mathbf{y}_s} \frac{\partial \mathbf{y}_s}{\partial \mathbf{y}_0} \frac{\partial \mathbf{y}_0}{\partial \mathbf{y}_{(e)}} \right] = \frac{1}{T_\mathrm{c}} \left[\frac{\partial \rho_e}{\partial \mathbf{y}_{(e)}} - \frac{\partial \rho_s}{\partial \mathbf{y}_s} \mathbf{\Phi}_s \mathbf{\Phi}_e^{-1} \right] \qquad \text{G- 143}$$

mit der Mappingmatrix[31]

$$\mathbf{\Phi}_\mathrm{M} = \mathbf{\Phi}_{t_0 \to t_S} \mathbf{\Phi}_{t_0 \to t_e}^{-1} = \mathbf{\Phi}_s \mathbf{\Phi}_e^{-1}, \qquad \text{G- 144}$$

wobei die einzelnen zu den Zeitpunkten t_s und t_e gültigen Transitionsmatrizen den integrierten Variationsgleichungen entnommen werden können.

2.5.5 Generalisierter Tracking-Modus...

...Jedes Trackingsignal eines Pfades (*tracking link*) verbindet allgemein zwei Knotenpunkte (*tracking nodes*) , die entweder eine Bodenstation oder ein Raumfahrzeug sein können. Die Änderung einer jeden von beiden Knotenpositionen kann eine Änderung des Messwertes nach sich ziehen, d.h. jeder Signalwert ist nach beiden Knoten differenzierbar. Insgesamt durchläuft das Trackingsignal die Trackingkette (*tracking chain*), deren partielle Ableitungen pro Knoten zusammengefasst werden müssen. Das Messproblem lautet für eine Trackingkette allgemein

$$\mathbf{z} = \sum \mathbf{H}_i \mathbf{x}_i + \mathrm{n} = \sum_{s=1}^{N_\mathrm{SAT}} \left(\frac{\partial \mathbf{z}}{\partial \mathbf{y}_s} \right) \left[\mathbf{\Phi}_s \delta \mathbf{y}_{s0} + \mathbf{S}_s \delta \mathbf{p}_s \right] + \sum_{g=1}^{N_\mathrm{GND}} \left(\frac{\partial \mathbf{z}}{\partial \mathbf{R}_g} \right) \delta \mathbf{R}_g + \mathbf{n} \qquad \text{G- 145}$$

N_SAT bzw. N_GND ist die Anzahl der Satelliten- bzw. Bodenstationsknoten innerhalb der Trackingkette. Im einzelnen werden Modellwerte von Range-Beobachtungen durch

$$\rho = \frac{1}{2} \sum_{\lambda=1}^{L} \rho_\lambda \qquad \text{G- 146}$$

und die von DOPPLER-Beobachtungen durch

$$\dot{\rho} = \frac{1}{2} \sum_{\lambda=1}^{L} \dot{\rho}_\lambda = \frac{1}{2\tau_\mathrm{C}} \left[\sum_{\lambda=1}^{L} \rho_\lambda \left(t_\mathrm{tag} \right) - \sum_{\lambda=1}^{L} \rho_\lambda \left(t_\mathrm{tag} - \tau_\mathrm{C} \right) \right] \qquad \text{G- 147}$$

gebildet. L ist die Anzahl der Trackingpfade innerhalb einer Kette. Die partiellen Ableitungen lauten in allgemeiner Form

$$\frac{\partial \rho_\lambda}{\partial \mathbf{r}_{\nu,X}} = -\mathbf{u}_{\rho\lambda} \text{ und } \frac{\partial \rho_\lambda}{\partial \mathbf{r}_{\nu,R}} = +\mathbf{u}_{\rho\lambda} \quad (\lambda = link,\ \nu = node) \qquad \text{G- 148}$$

für Satellitenknoten und

---

[31] Es soll hier angemerkt werden, dass die Mappingmatrizen in genau der angezeigten Reihenfolge von rechts multipliziert werden, d.h. die Operation von links nach rechts auszuführen ist.

$$\frac{\partial \rho_\lambda}{\partial \mathbf{r}_{\nu,X}} = +\mathbf{u}_{\rho\lambda} \text{ und } \frac{\partial \rho_\lambda}{\partial \mathbf{r}_{\nu,R}} = -\mathbf{u}_{\rho\lambda} \qquad \text{G- 149}$$

für Bodenstationsknoten. Am Beispiel einer theoretischen Multi-Link-Szenerie mit 6 Links

GND Knoten → SAT-1 Knoten → SAT-2 Knoten → SAT-3 Knoten → und zurück

kann mit den Abkürzungen $\partial_\nu^\lambda := \frac{\partial \rho_\lambda}{\partial \mathbf{r}_\nu}$ und $\partial\nu := \frac{\partial \rho_{\text{Total}}}{\partial \mathbf{r}_\nu}$ das allgemeine Schema der Bildung der partiellen Gesamtableitungen $\partial\nu$ für den gesamten Signalpfad bezüglich jedes involvierten Knotens ν (Trajektorie und Bodenstationen) aufgezeigt werden:

- Bodenstationsknoten ν=1: $\partial 1 = \frac{1}{2}\left[\partial_1^1 + \partial_1^6\right]$
- Satellitenknoten ν=2: $\partial 2 = \frac{1}{2}\left[\partial_2^1 + \partial_2^2 + \left(\partial_2^5 + \partial_2^6\right)\mathbf{\Phi}_{2,t6}\mathbf{\Phi}_{2,t2}^{-1}\right]$
- Satellitenknoten ν=3: $\partial 3 = \frac{1}{2}\left[\partial_3^2 + \partial_3^3 + \left(\partial_3^4 + \partial_3^5\right)\mathbf{\Phi}_{3,t5}\mathbf{\Phi}_{3,t3}^{-1}\right]$
- Satellitenknoten ν=4: $\partial 4 = \frac{1}{2}\left[\partial_4^3 + \partial_4^4\right]$

Für Trajektorienknoten ν können aufbauend auf diesen Range-Ableitungen die Range-Rate Ableitungen unter Berücksichtigung des DOPPLER-Integrationsintervalls τ_C wie folgt modelliert werden (e.o.c.i. = *end of count interval*, s.o.c.i. = *start of count interval*):

$$\dot{\partial}\nu = \frac{1}{\tau_C}\left[\partial\nu_{\text{eoci}} - \partial\nu_{\text{soci}}\mathbf{\Phi}_{\nu,\text{soci}}\mathbf{\Phi}_{\nu,\text{eoci}}^{-1}\right] \qquad \text{G- 150}$$

Die Transitionsmatrizen „mappen" die partiellen Ableitungen, die zum Zeitpunkt t_{soci} aufintegriert oder interpoliert wurden, auf die Datenauswertungszeit t_{eoci}. Für DOPPLER-Ableitungen nach Ortsvektoren von Bodenstationsknoten ν entfällt demgegenüber dieses *Mapping*:

$$\dot{\partial}\nu = \frac{1}{\tau_C}\left[\partial\nu_{\text{eoci}} - \partial\nu_{\text{soci}}\right]. \qquad \text{G- 151}$$

2.5.6 Messwertbiases...

...Konstante Frequenz-Offsets im Messsignal können allgemein durch fehlerhaft angenommene Uplink-Frequenzen entstehen. Gerade im 3-Wege-DOPPLER-Messverfahren, bei dem voneinander verschiedende Sende- und Empfangsstationen mitwirken, ist ein geringfügiger Unterschied der beiden Frequenzstandards wahrscheinlich. Diese Differenz in der Frequenz führt unmittelbar zu ungewollten systematischen Biases bei der Frequenzmischung. Diese können bei der Bahnbestimmung als Schätzparameter des Messmodells mitgeschätzt werden. Wegen der Definition des Residuums

$$\text{Res} := \text{Obs} - (\text{Comp} + \text{Bias}) \qquad \text{G- 152}$$

ist die partielle Ableitung der Beobachtungsgröße nach dem Bias B

$$\frac{\partial\left(z_{comp} + B\right)}{\partial B} = +1 \qquad \text{G- 153}$$

2.5.7 Modelle der Ionosphärenkorrektur...

...Ionosphärische Refraktion bzw. Signalverzögerung ist ein Effekt der bei erdbasiertem Tracking relevant wird. Obwohl die Korrektur zur Kompensation der Signalverzögerung durch die Ionosphäre (oberhalb 50 und bis zu 1000 km) hier nicht nicht eingebracht wurde, sollen hier die grundsätzlichen Fakten kurz zusammengestellt werden.
Geladene Teilchen in den oberen atmosphärischen Schichten, hauptsächlich freie Elektronen, bewirken eine Veränderung der Propagierungszeit eines Radiosignals, die den Gesetzmäßigkeiten für Wellengruppe und -phase entsprechend

$$\Delta\rho_{\text{Iono}} = c\Delta\tau_{\text{Iono}} = \frac{40.3}{f^2}\int_{s1}^{s2} N_e \mathrm{d}s \quad = \quad + \quad \frac{40.3}{f^2}\left[\frac{\mathrm{m}^2}{\mathrm{s}^2}\right] \cdot \text{TEC}\left[\text{TECU} = \frac{10^{16}}{\mathrm{m}^2}\right] \qquad \text{G- 154}$$

$$\left(\Delta\phi \cdot \lambda\right)_{\text{Iono}} = -\frac{40.3}{f^2}\int_{s1}^{s2} N_e \mathrm{d}s \quad = \quad - \quad \frac{40.3}{f^2}\left[\frac{\mathrm{m}^2}{\mathrm{s}^2}\right] \cdot \text{TEC}\left[\text{TECU} = \frac{10^{16}}{\mathrm{m}^2}\right] \qquad \text{G- 155}$$

gehorcht. Der *Total Electron Content* TEC[32] als Integral der Elektronendichte N_e entlang des geometrischen Signalpfades zwischen s_1 und s_2 durch die Ionosphäre ist neben der Frequenz die zentrale physikalische Größe, die bekannt sein muss, um die Laufzeitdifferenz zwischen gemessenem und geometrischem Signalpfad zu ermitteln. Das Vorzeichen hängt davon ab, welcher Teil der sich fortpflanzenden Trägerwelle im gemessenen Signal ausgewertet wird – die Wellengruppe (+) oder Wellenphase (–). Für Range-Messungen gilt deshalb das positive (verzögerter Ranging-Code), für DOPPLER-Messungen das negative Vorzeichen (beschleunigte Wellenphase). Der Ionosphäreneffekt kann durch unterschiedliche Techniken kompensiert werden:

1. mit Hilfe eines Modells, welches die ionosphärische Charakteristik des TEC in Raum- und Zeitverlauf nachzubilden versucht, z.B. das globale Modell IRI95 (BILITZA et al, 1995)
2. den Einsatz von Trackingsignalen sehr hoher Frequenz (X-Band bis hin zu optischen Frequenzbändern), auf die der Effekt sich wegen der Frequenzabhängigkeit vernachlässigbar auswirkt
3. durch Bestimmung des TEC aus der Messung der FARADAYschen Rotation eines linear polarisierten Radiosignals vom Zielsatelliten
4. durch Verwendung zweier verschiedener Signalfrequenzen beim Tracken

32 TECU („TEC Unit") ist die Einheit der integralen Elektronendichte TEC

5. *Differenced Range Versus Integrated Doppler* (DRVID): Die Bestimmung des TEC aus der Differenz zweier mit entgegengesetztem Vorzeichen beeinflusster Messsignaltypen (Range/DOPPLER). Alle mit gleichem Vorzeichen auf beide Sigale einwirkenden Störeffekte werden bei Differenzbildung eliminiert, nur der quantitative Ionosphäreneffekt verdoppelt sich dabei nahezu
6. Durch Messung, Prozessierung und Kartierung des täglichen *Total Vertical Electron Content* (TVEC) in Zenitrichtung über einer Messstation werden seit 1998 täglich/2-stündlich VTEC-Karten generiert (z.B. HUGENTOBLER et al, 1999) und als Dateien im IONEX-Format zur Verfügung gestellt (IONEX, 1997). In Kombination mit einem *Thin-Layer*-Modell[33] bieten sie eine sehr gute Möglichkeit für post-facto Ionosphärenkorrekturen für Einfrequenz-messungen.

Die Methode nach Punkt 6 bietet eine hohe Genauigkeit und ist leicht in der Bahnbestimmungssoftware zu ergänzen. GPS, DORIS oder PRARE sind Anwendungsbeispiele der vierten Methode, die darin besteht, den TEC mittels gemessenem Laufzeitunterschied $\Delta\tau_{12}$ zwischen zwei parallelen Signalen 1 und 2 verschiedener Frequenz durch

$$\mathrm{TEC} = \frac{c}{40.3}\left(\frac{1}{f_1^2} - \frac{1}{f_2^2}\right)^{-1} \Delta\tau_{12} \qquad \text{G- 156}$$

festzustellen. Im Rahmen der IRI95-Modellierung (erste Methode) schwankt der TEC zwischen 10 und 50 TECU am Tag und pro Jahr. Dies bedeutet für die erwartete Verlängerung des 2-Wege-Ranging-Tons eine Schwankungsbreite zwischen 0,8 bzw. 4,2 m. Im Falle des 2- oder 3-Wege-DOPPLER-Trackingsignals entsteht ein Fehler

$$\delta\phi \equiv \delta N \approx 2K\frac{f_\mathrm{T}}{\mathrm{c}}\delta\rho = 2K\frac{\delta\rho}{\lambda_\mathrm{T}} \qquad \text{G- 157}$$

in den gemessenen Phasenzyklen und damit folgende DOPPLER-Änderung:

$$\Delta\dot{\rho} \approx \frac{\delta\rho}{T_\mathrm{C}} = \frac{\delta\phi\cdot\lambda_\mathrm{T}}{2K\,T_\mathrm{C}} = -\frac{40.3}{2K\,T_\mathrm{C}f_\mathrm{T}^2}\left[\frac{\mathrm{m}^2}{\mathrm{s}^2}\right]\cdot\mathrm{TEC}\left[\mathrm{TECU} = \frac{10^{16}}{\mathrm{m}^2}\right] \qquad \text{G- 158}$$

Eine Range-Rate-Abweichung bei einem Count-Intervall von 30-Sekunden und im S-Band liegt demnach für obige TEC-Bandbreite zwischen 1,3 und 6,4 cm/s.

2.5.8 Modell für troposphärische Signalrefraktion...

...Ebenso wie die ionosphärische Refraktion ist auch die troposphärische Signalablenkung ein für erdbasiertes Tracking relevanter Störeffekt. Die Troposphäre ist die Atmosphärenschicht der Erde unterhalb 50 km. Diese Störung, die sich in einer Änderung des Brechungsindexes für elektromagnetische Wellen auswirkt, ist unabhängig von der Frequenz des Trackingsignals (Luft ist ein nicht-dispersives Medium). Dafür ist sie aber abhängig von Temperatur, Partial-

33 auch: Single-Layer-Modell

druck des Wasserdampfgehaltes (bzw. Luftfeuchte) und dem atmosphärischen Gesamtdruck. Diese Parameter bestimmen die Trocken- und Feuchtkomponente des Brechungsindexes. Zur Anwendung kommt ein HOPFIELD-GOAD-Modell (GOAD & GOODMAN, 1974) für die Korrektur der Signalrefraktion durch die Troposphäre. Ein Polynom neunter Ordnung wird durch

$$\Delta\rho = C_\rho \sum_{j=1}^{2} \frac{N_j}{10^6} \sum_{i=1}^{9} \frac{\alpha_{ij} r_j^i}{i} \qquad \text{G- 159}$$

als Range-Korrektur angesetzt. C_ρ ist nahezu 1 für Radiofrequenzen und die α-Werte sind unterschiedliche Polynome, deren Koeffizienten von der Elevation des Orbiters im tropozentrischen System abhängen. N_1 und N_2 sind die Trocken- bzw. Feuchtkomponente der Brechungszahl $N = N_1 + N_2$. Die Berechnung der Korrektur für das *Differenced-Range* DOPPLER-Modells erfolgt durch Range-Korekturen der s.o.c.i. und e.o.c.i. Komponenten.

2.5.9 Relativistische Korrektur...

...Im Sonnensystem wirken auch Gravitationspotentiale in Form relativistischer Effekte auf die Signalausbreitung eines Raumfahrzeuges ein. Das Signal wird von der Gravitation förmlich umgelenkt. Eine Korrektur des Effektes kann durch folgende Beziehung angebracht werden (SEIDELMANN, 1992, MOYER, 1971):

$$\Delta\rho_{\text{Rel}} = 2GM_{\text{Sun}} \frac{1}{c^2} \ln\left(\frac{\left|\mathbf{r}_{\text{SC,Sun}}\right| + \left|\mathbf{r}_{\text{GND,Sun}}\right| + \left|\boldsymbol{\rho}\right|}{\left|\mathbf{r}_{\text{SC,Sun}}\right| + \left|\mathbf{r}_{\text{GND,Sun}}\right| - \left|\boldsymbol{\rho}\right|} \right) \hat{\mathbf{u}}_\rho \qquad \text{G- 160}$$

Die Phasenausbreitung des Signals wird in gleicher Weise wie die Wellengruppe „verformt“. Auch hier kann das DOPPLER-Modell anteilig für Up- und Downlink im Rahmen der Range-Modellierung korrigiert werden.

2.5.10 Solares Plasma...

...Nach MCELRATH et al (1993) kann die Auswirkung des solaren Plasmas auf das radiometrische Tracking-Signal mit Hilfe der folgenden Modellvorstellung korrigiert werden. Wie die Ionosphäre enthält auch der interplanetare Raum freie Elektronen, deren Dichte ($\text{TEC}_{\text{SolPla}}$) in guter Näherung umgekehrt proportional von Quadrat des Abstands von der Sonne nach

$$\text{TEC}_{\text{SolPla}} = \frac{N_{\text{Field}}}{r^2} \qquad \text{G- 161}$$

abhängt. Diese Elektronen erzeugen ebenso eine Signalverzögerung. Der Feldstärke-Parameter N_{Field} kann durch im S- und X-Band repräsentative Skalierungsfaktoren $A_{S/X}$ ersetzt werden, die jeweils eine Beziehung zwischen der Range-Korrektur und der Signallänge herstellen. Die Abstände Sonne-Erde (bzw. Bodenstation) $\mathbf{r}_{\text{GND,Sun}}$, Sonne-Raumfahrzeug (interplanetar) $\mathbf{r}_{\text{SC,Sun}}$ und der Signalvektor $\boldsymbol{\rho}$ zwischen Bodenstation und Raumfahrzeug bilden ein Dreieck. Der Signalpfad hat auf seinem Weg durch den Raum an einem Punkt einen Minimalabstand von

der Sonne, $R_{\min}$. Der Momentanortsvektor is $\mathbf{r}_p$, sein Winkelabstand von der Sonne-Erde-Linie ist θ. Der gesamten Winkel, den das Signal von der Erde zum Raumfahrzeug überstreicht, wird θ_T genannt. Das Modell für Range-Verzögerung ergibt sich mit

$$R_{\min} = \frac{\left|\mathbf{r}_{SC,Sun} \times \mathbf{r}_{GND,Sun}\right|}{\left|\mathbf{r}_{SC,Sun} - \mathbf{r}_{GND,Sun}\right|} \qquad \text{G- 162}$$

und

$$\theta_T = \arccos\left(\frac{R_{\min}}{\left|\mathbf{r}_{GND,Sun}\right|}\right) + \arccos\left(\frac{R_{\min}}{\left|\mathbf{r}_{SC,Sun}\right|}\right) \qquad \text{G- 163}$$

zu

$$\Delta\rho_{SolPla} = A_S \frac{\theta_T}{R_{\min}} \hat{\mathbf{u}}_\rho . \qquad \text{G- 164}$$

Typische Werte für den Skalierungsfaktor sind laut Bericht A_S = 1,627 ·10⁹ km² und A_X = 1,232 ·10⁸ km² . Wie für die ionosphärische Korrektur wird auch hier für das *Differenced-Range* DOPPLER-Modells der im Vorzeichen umgekehrte Effekt auf die Wellenphase des Trackingsignals auftreten.

3 Bahnbestimmungssoftware

3.1 DEEPEST & Co.

3.1.1 Software-Entwicklung...

...Für den experimentellen und studientheoretischen Charakter der hier zu bearbeitenden Aufgabe ist entschieden worden, die zu entwickelnde Bahnbestimmungssoftware aufgrund der verfügbaren Möglichkeiten zwar generell für alle Bereiche, also für planetare (inklusive Erdefall), lunare und interplanetare Trajektorienberechnungen auszulegen, jedoch auch die tatsächliche Modellierung in Hinblick zunächst auf die reale lunare Orbiter-Bahnbestimmung zu konzentrieren. Der Modellierungsgrad kann nach Bedarf ausgedehnt und verfeinert werden. Wichtig ist, dass diese Flexibilitätsoption von Anfang an in das Design des Softwarerahmens mit einbezogen wurde. Aus der Basisanforderung der Funktion Bahnbestimmung ergeben sich die funktionalen Bausteine, die eine Bahnbestimmungskomponente generell ausmachen:

- Dynamikmodell
- Messmodell
- Schätzmodell
- Fehleranalysemodell

Dazu kommt die ebenso allgemeingültige Anforderungen der Prozessstufung, d.h. folgende Sequenzen der Prozessierung bereitzustellen:

- Eingabe (MMI) Stufe
- Setup Stufe
- Detailprozessstufe (Orbitpropagation, Orbitbestimmung etc.)
- Ausgabe-Speicher- und Ausgabe-Weiterverarbeitungsstufe

Erst die Arbeitsanforderungen im Themenbereich Deep Space Bahnbestimmung spezifizieren die Detailebenen der funktionalen Bausteine. Für eine erweiterte Prozesstechnik in Hinblick auf moderne Trackingszenarien mit Satellitenkonstellationen und multiplen Tracking-Links kommen folgende Anforderungen hinzu:

- Beliebige Tracking-Links
- Beliebige Knoten: Bodenstation oder Satellit
- Bodenstationen auf beliebigen Planeten
- Leicht modifizierbare Implementierung der Tracking-Links

Die Entwicklungssequenz wurde durch folgende Schritte realisiert:

- Schritt 1: Allgemeine Deep Space Bahnbestimmungsfunktion
- Schritt 2: LP Bahnbestimmungsanalysen und Softwareverifikation
- Schritt 3: MSMT Bahnbestimmungsfunktionalität

3.1.2 Modulare Designstufe...

...Das Programm DEEPEST wurde für den Anwendungsbereich der Deep Space Bahnbestimmung zunächst in Analogie bzw. Parallelität zur NAVLIB/NAVTOOLS Software-Architektur und zu den Bahnbestimmungssystemen ORBIT (MONTENBRUCK, 1997) und ODEM (GILL, 1998) entwickelt. Bei DEEPEST liegen dieselben modularen und operationell bewährten Konzepte der Software-Architektur zugrunde. Hinzu kommen die Design-Kriterien des evolutiven Charakters der Software, was bedeutet, dass Wartungs- und Weiterentwicklungsfähigkeit optimal und „überlebensfähig" entwickelt sind. Jedes Programm, sei es Teil einer Bibliothek oder eine komplexere Applikation, steht mit dem Programmierer, Bahnbestimmungsexperten oder interdisziplinären Anwender (die nicht unbedingt dieselben Personen sind) in einem interaktiven Verhältnis. Die intuitiv ableitbare und schnell umsetzbare Anwendung von Programmierfunktionen ist ein optimales Werkzeuge für die effiziente Umsetzung von neuen Projekten auf der programmtechnischen Basis der vorliegenden Software. Der modulare, d.h. funktionell organisierende Grundgedanke setzt hier den Anfang des Designs. Die DEEPEST Software in der Version 1 wird in WEISCHEDE (1999) beschrieben.
Um aber Bahnbestimmungszenarien simulieren zu können, die durch eine oder mehrere IST-Komponenten geprägt sind, musste desweiteren eine dem modularen Designkonzept übergeordnete Softwarestruktur geschaffen werden. Im Normalfall verarbeitet ein Bahnbestimmungsprogramm die Trackingdaten eines bestimmten Typs für mehrere Bodenstationen und einen einzigen Satelliten. Analog ihrer unmittelbaren Vorbilder ORBIT und ODEM für erdgebundene Bahnbestimmung ist auch das Konzept von DEEPEST zunächst so ausgelegt worden. Erst nach einer erfolgreichen Verifikation (Schritt 1) der Einzelkomponente, insbesondere anhand der Realbahnbestimmung von Lunar Prospector (Schritt 2), sollte die Erweiterung der Software-Architektur erfolgen, um Bahnbestimmungsaufgaben mit modernen NAV-Netzwerken flexibel bewältigen zu können (Schritt 3). Zunächst lag es nahe, zwecks Multiplikation der Funktionalitäten für Bahnmodellierung und -integration Vervielfältigungsmechanismen wie Datenfelder (Arrays) und Programmschleifen anzulegen. Nachdem dies für einen weiteren Satelliten (lunare Relais-Konfiguration vom „SELENE-Typ") zwar erfolgreich durchgeführt worden war, wurde schnell deutlich, dass für die Simulation einer Vielzahl von Satelliten innerhalb eines flexiblen Geflechts von Tracking-Ketten diese Art der Daten- und Prozessmultiplikation programmtechnisch zu undurchsichtig würde. Die bisher sehr transparente Modulstruktur von DEEPEST würde dadurch teilweise zunichte gemacht.

3.1.3 „Objektisierte" Designstufe...

...Datenkapselung ist kein ausreichendes Mittel, um funktionell durchschaubare und damit flexible und adaptive Multi-Bahnbestimmungssoftwareprojekte umzusetzen. Es müssen darüberhinaus „objektisierte" Datenräume geschaffen werden, die eine multiple Instanzierung

von Satelliten- oder Bodenstationsknoten mit jeweils individuellen Datenzustände und deren Interdependenzen ermöglicht. Positives Nebenprodukt ist dabei, dass die Anwendung dieser „sauberen“ Strukturen das Gefühl für die Einmaligkeit der Objekte im Speicher und deren Grenzen bzw. Schnittstellen erzeugt, und so ein strukturelles und funktionales Abbild vom realen Netzwerk der Satelliten und Bodenstationen und deren NAV/COM-Verbindungen auf der Speicherebene eines Computers (oder mehrerer) schafft.
Nach erfolgreicher Verifikation der Einzelsatelliten-Version von DEEPEST wurde das Grund-Design somit schrittweise (unter Aufwendung vieler Einzelfunktionstests) auf ein verbessertes Design mehrfach instanzierbarer Datenstrukturen übergeführt. Das daraus entstandene Programmpaket hat jetzt Bibliothekscharakter für die Deep Space Flugdynamik und wird hier kurz D2 genannt (abgeleitet von: DEEPEST / 2. Version). Um eine mögliche Variante eines grundlegenden Softwarerahmens der Flugdynamikkomponente „Bahnbestimmung“ mit all seinen zu spezialisierenden Datenelementen und Datenverknüpfungen sowie Datenmanipulationsmöglichkeiten zu synthetisieren, muss der Anforderungsrahmen dazu zunächst genau analysiert werden. In näherer Zukunft zu erwartende Einsatzmöglichkeiten mit ihren eigenen spezifischen Softwareanforderungen müssen konstruktiv erweiterbar sein und mit den jetzt implementierten Basisfunktionsstrukturen zusammenpassen können.

Tabelle 8 – Modulübersicht des D2 Software-Paketes für Deep Space Flugdynamik Applikationen (insbesondere die fett gedruckten sind „objektisiert“)[34]

Bahnmodell	Trackingmodell und Beobachtungsdaten	Parameterschätzung und Kovarianzanalyse	Sonstige
Trajectory.f90	**Tracking**.f90	**Estimator**.f90	Pietal.f90
Spacecraft.f90	LightTime.f90	(EKF.f90)	Astrocon.f90
SpaceBody.f90		Parameters.f90	BODYINDEX.F90.INC
GroundStation.f90	**Observations**.f90	Residuals.f90	Time.f90
	Obslist.f90		Trafo.f90
ForceModel.f90	Gc120x.f90		Vecmat_Ext.f90
Gravity.f90			Random.f90
Mascon.f90			*
Maneuvers.f90			Setup.f90
			MMI.f90
DynEqn.f90			*
VarEqn.f90			PrintOut.f90
			OrbElems.f90
ABM.f90			Ephio.f90
RKX.f90			(Ephemeris.f90)
			*
Halo.f90			FileOperator.f90
			Utilities.f90
			ProcessTimer.f90

[34] Die in Klammern ( ) angegebenen Module sind zum Zeitpunkt der Dokumentation im Aufbau oder in Planung begriffen

Dies ist vergleichbar mit einem Satellitenbussystem, welches für neue Missionen ständig angepasst werden muss und kann. Es wurde versucht, die analysierten Einzelfunktionen so zu assoziieren bzw. zu klassifizieren, dass sie physikalische Einheiten bilden. Tabelle 8 enthält eine Übersicht über die Module von D2. Sie sind neben dem Modulaufbau zu einem großen Teil „objektisiert" worden, um der MSMT Funktionalität gerecht zu werden. Man kann sich schon damit in Gedanken schnell ein Bild darüber machen, welche Einheiten wohl für eine Anwendung eingeklinkt werden müssten.
Der rote Faden der Funktionalität der einzubindenden Module erstreckt sich diesbezüglich über folgende Module, die jeweils mit (Instanz-)Konstruktoren bestückt sind:

- USE ESTIMATOR
- USE TRACKING
- USE TRAJECTORY
- USE SPACECRAFT
- USE SPACEBODY
- USE GROUNDSTATION
- USE OBSERVATIONS

Diese Struktur kann so direkt mit dem Bahnbestimmungsproblem korreliert werden: Die Schätzung der Parameter (ESTIMATOR) geschieht mit simulierten Bahnverfolgungsdaten (TRACKING) für die Trajektorie (TRAJECTORY) eines Raumflugkörpers (SPACECRAFT), der einen Zentralkörper (SPACEBODY) umläuft und von einer Bodenstation (GROUNDSTATION) beobachtet wird (OBSERVATIONS).
Um ein Bild vom Aufbau von D2 und der neuen Deep Space Flugdynamik-Bibliothek zu erhalten, werden im Weiteren einige der prägnantesten Modifikationen und ihre entscheidenden Vorteile beschrieben. Angefangen bei der eher simplen Möglichkeit, mehrere Satellitenbahnen (quasi-)parallel rechnen zu können, über das intensiv erarbeitete Konzept zur Berechnung beliebiger Tracking-Ketten bis hin zur flexiblen Bahnparameter- und Gravitationsfeldschätzung und Consider-Kovarianz-Berechnung wurde durch strukturelle und funktionale Erweiterungen sowie sukzessive Detailänderungen der Weg von DEEPEST nach D2 beschritten. Ein Modul wird in D2 durch einen nach dem Modul benannten Datentyp, also den hier als Objekt gehandelten Datenraum, repräsentiert – z.B. der Typ TRAJECTORY_DATA im Modul TRAJECTORY. Dies soll gleichzeitig dem Klassenkonzept in der objektorientierten Programmierung (OOP) entsprechen. Im Detail werden sie als Pointer-Objekte, also zunächst „speicherlose" Datenentitäten deklariert und irgendwann zur Laufzeit durch einen Konstruktor, z.B. NEW_TRAJECTORY, ihrem benötigten und von der nutzerdefinierten Konstruktion abhängigen Speicherplatz zugewiesen (instanziert).
Charakteristische Zustands- und Steuerdaten für die Modulfunktionalität werden in den so „objektisierten" Datenräumen zusammengefasst. Desweiteren verwenden sie oft in hierarchischer Weise „Unterobjekte", deren Speicherbedarf allokiert werden kann (abhängig von nutzerdefinierter Objektkonstruktion). Bei Deklaration liegen diese Sub-Objektklassen zunächst nur als Adress-POINTER vor, d.h. ohne dass Wertespeicher allokiert wurde. Beispielsweise muss der Unterdatenraum HALO in der Datenstruktur TRAJECTORY nicht unbedingt erzeugt werden; er wird nur assoziiert, wenn ein Halo-Orbiter gerechnet werden soll. Trajektorien können jetzt also auf einfache Weise mehrfach instanziert werden, womit sofort mehrere Objekte mit gleichen Eigenschaften aber jeweils individuellen Zuständen

entstehen. Zustandsdaten sind z.B. die unabhängige Zeitvariable t oder der Zustandvektor $\mathbf{y}(t)$ einer Trajektorie, die spezifischer in den dynamischen Gleichungen der Trajektorie eine physikalische Hauptrolle spielen (Unterklasse DYNEQN). Eine Eigenschaft wäre die Integrationsfähigkeit der Trajektorien bzw. ihrer dynamischen Gleichungen. Die Kräftemodellierung ist aus dem Grund der Austauschbarkeit in einem weiteren separaten Modul untergebracht (FORCEMODEL), welches in der Abhängigkeitshierarchie DYNEQN als assoziierbares Pointer-Objekt unterstellt ist.
Dem Trajektorienmodul (TRAJECTORY) selbst fallen außer der Aufnahme der Eigenschaft der dynamischen Gleichungen noch andere Aufgaben zu. Beispielsweise können hier die Verwaltung und Steuerung von Manöversequenzen untergebracht werden, deren Datenbereitstellung wiederum von einem anderen Modul übernommen wird (MANEUVERS). Die eingebauten Schubphasen unterbrechen die Kontinuität der Bahnintegration an den Start- und Endpunkten. Die Eigenschaften wie z.B. Positionsdaten oder Gravitation der Sonne, der Planeten und der Monde im Sonnensystem werden vom SPACEBODY-Modul bereitgestellt. Es unterhält dazu unter anderem eine Kopplung mit den Gravitationsfeldfunktionen in GRAVITY, welche einen modifizierten Potentialalgorithmus des NAVLIB-Moduls GRAVLIB anbindet. Dieses Bibliotheksmodul wurde um die Schätzung der Gravitationsfeldkoeffizienten C_{nm} und S_{nm} sowie des Gravitationsfeldparameters GM erweitert.
Mit TRAJECTORY konnte ein kompaktes Aufgabenfeld einer aus der ersten Entwicklungsstufe von DEEPEST bekannten Anwendungsebene (PROPAGATION) abgegrenzt werden, das nun auf Top-Level einer Applikation den entscheidenden Vorteil hat, eingeschlossen aller Eigenschaften und Funktionalitäten der Bahngenerierung multiplizierbar zu sein.
Das radiometrische Messmodell für Deep Space Bahnverfolgung wird durch das Hauptmodul TRACKING unterstützt. Das gleichnamige Modul der Startversion enthielt nur Komponenten zur Index-, Messtyp- und Biasverwaltung einer definierten Liste von Trackingtypen. Diese ordnete die vom Benutzer modellierbaren Messtypen in limitiert deskriptiver Weise ein. Die Downlink- und Uplink-Lichtlaufzeitberechnungen waren anfangs jeweils Sache der speziellen Anwendungsebene (Bahnbestimmung, Stationsvorhersage oder Trackingdatensimulation) und somit entsprechend redundant. Im D2-Paket ist TRACKING ein allgemeines Hauptmodul, welches Anwendungsprogrammen ein Konzept zur Ausstellung von Trackingketten, d.h. beliebiger Sequenzen von Signalwegen (*links*) zwischen Trackinknoten (*nodes*) für einen spezifizierten Messtyp liefert. Dazu hängt es in erster Linie von den Modulen GROUNDSTATION und TRAJECTORY ab, denn die einzigen bisher in Frage kommenden Trackingknoten im Raum sind Bodenstations- und Satellitenbahnpositionen. Das Modul GROUNDSTATION ist ebenfalls an SPACEBODY gekoppelt, wodurch jetzt auch die Plazierung einer Bodenstation auf einem anderen Himmelskörper als der Erde möglich wird.
Da die Bildung der partiellen Gesamtableitungen die Transitionsmatrizen zu Zwischenzeiten einbezieht, musste ein Mechanismus zur Speicherung der Daten geschaffen werden. Dies wurde durch die hier sogenannte „Trackingmatrix“ realisiert, die relevante Daten aus dem Trackingablauf in einem zweidimensionalen Link-Knoten-Schema speichert. Am Ende können so die notwendigen Daten für die Bildung der Gesamtableitungen systematisch abgerufen werden. Abbildung 12 zeigt ein Beispiel einer Trackingmatrix zur Speicherung der Daten zur Prozessierung der partiellen Ableitungen nach Durchlauf einer Trackingsequenz; es gibt 3 Knoten und 4 Signalverbindungen, was einem 4-Wege-SST-Modus entspricht (X=*Transmitting Node*, R=*Receiving Node*)

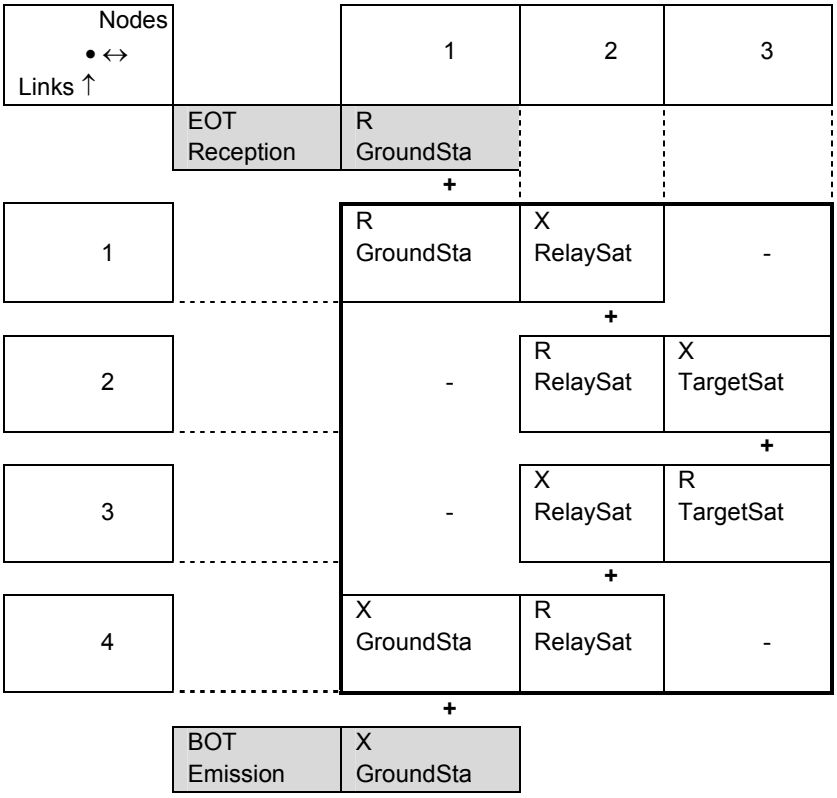


Abbildung 12 – Beispiel einer „Trackingmatrix"; jedes gültige Element repräsentiert den Datenraum einer Bodenstation oder eines Satelliten; beide können Trackingsignale empfangen (R) oder senden (X); die Trackingmatrix arbeitet mittels Lichtlaufzeitberechnung die Trackingkette rückwärts ab (startet mit EOT=End-of-Track, endet mit BOT=Begin-of-Track)

3.2 Software-Funktionalität

3.2.1 Implizite MMI Funktionalität...

...Der Umgang mit dem D2 Paket ist als sehr programmierfreundlich einzustufen. Besonders die Konstruktion von benötigten Datenräumen ist da ein mächtiges Hilfsmittel. Ein Beispiel der Bahnkonstruktion wäre:

```
USE TRAJECTORY
...
TYPE(TRAJECTORY_DATA), POINTER :: LP
...
LP  => NEW_TRAJECTORY (   &
          SPACECRAFT= NEW_SPACECRAFT(ID=9800101,NAME='Lunar Prospector'), &
          EQUATIONS = NEW_DYNEQN ( &
            EPOCH = MODJD_EPOCH,   &
            EPOCHSTATE = (/ R0, V0 /), &
            STATEFRAME = 'EME2000',    &
            TIMESYSTEM = 'TT',         &
            FORCEMODEL= NEW_FORCEMODEL( &
              P_SEQUENCE= (/P_INDEX('GM'),P_INDEX('CR'),P_INDEX('ALL_GRAV')/), &
              P_NAMES=    (/'MOON_GM',    'CR_LP',      'MOON_ALL_GRAV'    /), &
              P_SIGMAS=   (/ -2.0E9_LF,   -0.0001_LF,   -1.0_LF            /), &
              SWITCH_SRP= OFF,  &
```

```
            SWITCH_MASCON=OFF,&
            CENTER_BODY= NEW_SPACEBODY( NAME='MOON',   &
              GRAVITY= NEW_GRAVITY( FIELD_NAME='MOON', &
                FILE_NAME= 'LP100J.DAT',&
                LOAD_SIGMA= YES,        &
                DEG= 5, &
                ORD= 5, &
                REFSYS='MOON_BODY_FIXED_JPLDE' &
              ) &
            ) &
          ), &
          FIX_STATE= NO,            &
          INTEGRATOR= 'ABM_METHOD', &
          PARTIALS= ON              &
        ) &
      )
```

Die Konstruktion eines Objektes birgt also in hohem Grade MMI-Funktionaliät, d.h. der Programmierer sieht seine „Settings“ klassifiziert vor sich. Dies ähnelt auf der Programmcode-Ebene bereits stark einer strukturierten Text-Eingabe-Datei. So ist dann auch der Gedanke an eine automatische Code-Interpretation bzw. -Generierung nicht weit und wird bei zukünftigen Entwicklungsstufen sicher eine Rolle spielen.

3.2.2 MSMT Funktion...

..Die Bezeichnung MSMT steht hier für *„Multi-Spacecraft/Multi-Tracking“*. Die damit verbundene Software-Funktionalität ist vor dem Hintergrund der Arbeitsthematik das entscheidende und erreichte Entwicklungsziel für D2. *Multi-Spacecraft* bezieht sich dabei in erster Linie auf die Funktion der multiplen Orbitdaten-Instanz und die (quasi-)parallele Orbitpropagation, während *Multi-Tracking* auf eine beliebige Anzahl von Signalpfaden und Kombinierbarkeit beliebiger Tracking-Knoten in einer Tracking-Kette hindeutet. Ein Beispiel zeigt, beginnend mit der Daten-Instanzierung,

```
TRK   => NEW_TRACKING       ( TYPE='RANGE_RATE',...)
WHM3  => NEW_GROUNDSTATION  ( NAME='Weilheim3',...)
GDS24 => NEW_GROUNDSTATION  ( NAME='Goldstone24',...)
LP    => NEW_TRAJECTORY     ( NAME='Lunar Prospector',...)
REL   => NEW_TRAJECTORY     ( NAME='SELENE',...)
```

eine konventionelle 3-Wege Tracking-Kette

```
TRK = EOT(WHM3, T_ObsTag)
          + LINK(WHM3,LP)
          + LINK(LP,GDS24)
    + BOT(GDS24)
```

oder eine 4-Wege-SST-Kette

```
TRK = EOT(GDS24, T_ObsTag)
          + LINK(GDS24,REL)
          + LINK(REL,LP)
          + LINK(LP,REL)
          + LINK(REL,GDS24)
    + BOT(GDS24)
```

oder eine 2-Wege-SST-Kette

```
TRK = EOT(LP, T_ObsTag) + LINK(LP,REL) + LINK(REL,LP) + BOT(LP)
```

Die Funktionen `BOT` (*begin of track*) und `EOT` (*end of track*) markieren die Start und Endpunkte der mittels Lichtlaufzeitberechnung rückwärts gerechneten Trackingkette. Während die Hauptaufgabe der Methode `LINK`, die hinter dem Operator <+> steckt, die Lichtlaufzeit- bzw. Range-Berechnung zwischen den an der Schnittstelle übergebenen Knoten ist, schleust `JOIN` alle Ergebnisdaten durch die Kette hindurch und synthetisiert bei Erreichen von `BOT` als rechten Operanden die simulierten Beobachtungswerte und die partiellen Gesamtableitungen. Am Ende werden `TRK` alle relevanten Ergebnisdaten wie Messzeit, Messwert etc. zugewiesen sein und können im `ESTIMATOR` im Zuge der Bahnbestimmung ausgewertet werden.

Nodes • ↔ Links ↑	**1**	**2**	**3**	**4**
t1R	Φ1R=**n/a** (GND)			
1	∂_1^1 = **n/a** (GND)	∂_2^1	--	--
t2X=t2R		Φ2X=Φ2R		
2	--	∂_2^2	∂_3^2	--
t3X=t3R			Φ3X=Φ3R	
3	--	--	∂_3^3	∂_4^3
t4X=t4R		**map**	**map**	Φ4(2')X=Φ4(2')R
4	--	--	∂_3^4	∂_4^4
t5(3')X=t5(3')R			Φ5(1')X=Φ5(3')R	
5	--	∂_2^5	∂_3^5	--
t6(2')X=t6(2')R		Φ6(2')X=Φ6(2')R		
6	∂_1^6 = **n/a** (GND)	∂_2^6	--	--
t7(1')X	Φ7(1')R=**n/a** (GND)			

Abbildung 13 – Berechnungsschema der Trackingmatrix

3.2.3 Parameter-Management...

...In der Bahnbestimmungssoftware können folgende Parameter geschätzt oder *consider* sein:

- Anfangszustandsvektor $\mathbf{y}_0$ der Bahn
- Luftwiderstandsbeiwert C_D
- Solardruckkoeffizient C_R
- Manöver-$\Delta\mathbf{v}$-Komponenten
- Gravitationsfeldkoeffizienten C_{nm}, S_{nm} des Zentralkörpers[35]
- Positionsvektor $\mathbf{r}_{GND}$ der Bodenstationsantennen
- Frequenzbias f_b
- Rotationsparameter eines Antennenphasen-Offsets $\Delta\mathbf{r}_A$

Ein extra für das Parameter-Management entworfenes Modul `PARAMETERS` stellt die Parameteradministration bereit. Es ist ein Interface-Modul, welches zwischen die physikalische Parameterrealisierung im Modell und den Schätzwertprozessor geschaltet wird. Damit kann auf beiden Seiten die Parameterordnung und -aktivierung voneinander getrennt und zudem auch noch vom Benutzer gesteuert werden.

3.2.4 Gravitationsfeldschätzung...

...In D2 können neben dem Zentral-*GM* auch Gravitationsfeldkoeffizienten als freie Parameter behandelt werden. Die Anzahl von freien Parametern in der C-Koeffizientenmatrix ist

$$N_{P,C} = N\,(N{+}1)\,/\,2 + M - 2 \qquad \text{G- 165}$$

und die Anzahl von freien Parametern in der S-Matrix ist

$$N_{P,S} = N\,(N{+}1)\,/\,2 + M - 2 - (N{-}1) \;=\; N_{P,C} - (N{-}1). \qquad \text{G- 166}$$

Insgesamt müssen also also in den C- und S-Matrizen

$$N_{P,CS} = N^2 + 2M - 3 \qquad \text{G- 167}$$

Koeffizienten als freie Modellparameter gewählt werden können (Beispiel:
). Ein flexibles Eingabeschema (`MMI`-Modul) erlaubt die Auswahl sowohl einzelner als auch bestimmter Sets von Koeffizienten.

35 Der Fall, dass zwei (oder mehrere) Satelliten ein Gravitationsfeld, also mit gemeinsamen Parametern vermessen (siehe 1.1.3) muss im `ESTIMATOR`-Modul noch organisiert und implementiert werden

C

-	-	-	-	-
-	-	-	-	-
20	21	22	-	-
30	31	32	33	-
40	41	42	43	44

= 12 Param.

S

-	-	-	-	-
-	-	-	-	-
-	21	22	-	-
-	31	32	33	-
-	41	42	43	44

= 9 Param.

Abbildung 14 – Anzahl von Schätzparametern am Beispiel von N×M = 4×4 Koeffizientematrizen (C_{00}=1, C_{10}=0, C_{11}=0, S_{n0}=0, S_{11}=0)

Die Parameter eines Gravitationsfeldmodells mit $N \times M$ = 100×100 C- und S-Koeffizienten zu schätzen bedeutet also ein Normalgleichungssystem mit $N_{P,CS}$ = 10197 Parameter zu lösen, während es für ein 75×75 Feld „nur noch" ungefähr die die Hälfte, nämlich $N_{P,CS}$ = 5850 Koeffizienten sind. Kein Wunder also, dass derartige Berechnungen vorzugsweise auf Super-Computern wie dem Caltech/JPL HP SPP2000 (CARRANZA et al, 1999) durchgeführt werden.

3.2.5 Consider-Kovarianzberechnung...

...Die Consider-Kovarianz (G- 29) wurde in Abschnitt 2.1.2 für den Fall eines Satelliten aufgestellt. Wird diese für die Betrachtung von MSMT-Anwendungen (N Satelliten) formuliert, muss das Ordnungsschema nach der folgenden Gleichung eingehalten werden. Nur dann kann Gleichung (G- 34) zur Bildung der Consider-Kovarianzmatrix aus der SRIM herangezogen werden.

$$\delta \mathbf{z} = \mathbf{H}\delta\mathbf{x} = \begin{bmatrix}\mathbf{H}_{\mathrm{x}} & \mathbf{H}_{\mathrm{c}}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta\mathbf{x} \\ \delta\mathbf{c}\end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix}\mathbf{H}_{\mathrm{x}1} & \mathbf{H}_{\mathrm{x}2} & \cdots & \mathbf{H}_{\mathrm{x}N}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta\mathbf{x}_1 \\ \delta\mathbf{x}_2 \\ \vdots \\ \delta\mathbf{x}_N\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}\mathbf{H}_{\mathrm{c}1} & \mathbf{H}_{\mathrm{c}2} & \cdots & \mathbf{H}_{\mathrm{c}N}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta\mathbf{c}_1 \\ \delta\mathbf{c}_2 \\ \vdots \\ \delta\mathbf{c}_N\end{bmatrix}$$

$$= \mathbf{H}_{\mathrm{x}1}\delta\mathbf{x}_1 + \mathbf{H}_{\mathrm{x}2}\delta\mathbf{x}_2 + \ldots + \mathbf{H}_{\mathrm{x}N}\delta\mathbf{x}_N \quad + \quad \mathbf{H}_{\mathrm{c}1}\delta\mathbf{c}_1 + \mathbf{H}_{\mathrm{c}2}\delta\mathbf{c}_2 + \ldots + \mathbf{H}_{\mathrm{c}N}\delta\mathbf{c}_N \qquad \text{G- 168}$$

3.3 Andere Bahnbestimmungssysteme

3.3.1 NASA- und ESA-Software...

...Verschiedene und doch nur wenige etablierte Programme werden heutzutage von Raumflugagenturen wie NASA und ESA für die Bahnbestimmung in Deep Space Missionen eingesetzt. Sie sind allesamt über viele Jahre oder Jahrzehnte hinweg entwickelt worden, haben sich in vielen Deep Space Missionen bewährt und sind in ihrem Leistungsumfang zu hoher Komplexität und Genauigkeit erwachsen. Die bekanntesten Programme von NASA und ESA sind:

- **DPTRAJ**: Ein *Deep Space* Bahnbestimmungsprogramm des JPL
- **GEODYN II**: Ein Bahnbestimmungsprogramm der Abteilung für Satellitengeodäsie des GSFC der NASA. Es wurde vornehmlich für erdbezogene Hochpräzisionsbahnbestimmung entwickelt. Es umfasst aber auch die Modellierungskapazitäten, die für die Deep-Space-Bahnbestimmung von Belang sind. Dadurch, dass GEODYN II (MCCARTHY et al, 1993) im GSOC zuzüglich Dokumentation zur Verfügung steht, war es möglich, sich von der äußerst umfangreichen, in dieses Programm eingeflossenen Programmierarbeit zu überzeugen. Aber auch der dadurch über die Jahre der Entwicklung hinweg eingetretene Verlust der unmittelbaren Durchschaubarkeit des komplexen Programm-Paketes wurde deutlich. Es wird in einer entsprechend angepassten Variante auch für die SELENE-Mission eingesetzt werden.
- **GTDS**: Vielseitiges Bahnbestimmungsprogramm am GSFC der NASA (LONG et al, 1989).
- **ODP**: Diese JPL-Entwicklung ist wahrscheinlich das bisher am weitesten entwickelte Bahnbestimmungssystem, welches über Jahrzehnte für den Deep Space Einsatz entwickelt und eingesetzt wurde. Bei seiner Implementierung fanden insbesondere komplexe Modellierungsaspekte der relativistischen (Post-NEWTONschen) Mechanik Berücksichtigung.
- **ESOC OD System**: Ein neu entwickeltes Bahnbestimmungssystem, welches einem Leitfaden zur Entwicklung eines hochgenauen und flexiblen Systems zur Anwendung in den zukünftigen ESA-Missionen folgte. Es basiert auf der dazu implementierten Programmbibliothek AMFIN, die wiederum auf bestehende und weitläufig erprobte und erweiterte Flugdynamik-Bibliotheken zurückgreift.

3.3.2 Vergleich von DEEPEST und ESOC-System...

...Da aufgrund von Veröffentlichungen das ESOC-System für Deep Space Bahnbestimmung einem Vergleich dienliche Eckdaten verfügbar sind, wird in Tabelle 9 versucht es mit der hier entwickelten Software DEEPEST gegenüberzustellen. Bei dem interessanten Vergleich wird im folgenden auf Veröffentlichungen von BUDNIK et al (2001) und (2004) zurückgegriffen.

Tabelle 9 – Software-Kapazitätsvergleich zwischen der am ESOC (ESA) entwickelten operationellen Bahnbestimmungssoftware für Deep Space Anwendungen und DEEPEST (GSOC/DLR)

Funktion / Eigenschaft	**ESOC**	**DEEPEST (bis Version 2.0-Dev)**
allgemein…		
Entwicklungszeitraum	6 Jahre	8 Jahre
Basis-Bibliotheken	aus Giotto-Mission, AMFIN für interplaneter Anwendungen, ESOC's allgemeine FD Bibliotheken	DLR/GSOC FD Bibliothek NAVLIB / NAVTOOLS
Software-Sprachstandard	Fortran77	Fortran90/95 mit Ausrichtung auf Fortran2003 (Fortran, 2003)
Zuverlässigkeit / Teststatus	extrem getestet, extrem zuverlässig (Test-Referenzsoftware ODP, IP und planetare Testdaten)	sehr gut getestet, sehr gute Zuverlässigkeit (Test-Referenzsoftware GEODYN-2, GTDS und LP-Realdaten), Entwicklungstatus, verifiziert, noch nicht operationell validiert
Genauigkeit	hochgenau, extremer Genauigkeitsmaßstab	hochgenau
Robustheit	keine Information	gut
Flexibilität	Spezifische Kräfte- und Trackingmodelle austauschbar Eingabegesteuertes Parameter-Bookkeeping-System (consider, estimation)	Spezifische Kräftemodelle nach sehr einfacher Plug-and-Play-Manier Eingabegesteuertes Parameter-Management-System (consider, estimation) Einfache Multi-Satelliten-Instanzierung Beliebige Trackingmodi zwischen Bodenstation-Satellit und Satellit-Satellit Einfache Mehrfach-Instanzierung von Schätzprozeduren
Modularität	hoch, jedoch auf prozeduraler Ebene gehalten	sehr hoch durch Fortran90-Konstrukte Modulkonzepte (Klassifizierung, „Objektisierung")
im einzelnen…		
Integrator	NORDSIECK, (*multi-value, variable step size*), numerisch sehr stabil	ADAMS-BASHFORTH-MOULTON mit algorithmischer Umsetzung nach SHAMPINE and GORDON (*efficient, multiple order and variable step size, self-starting, interpolation capability for dense output*)
Radiometrische Messtypen und Tracking-Modi	2-Weg DOPPLER 2-Weg Range ΔDOR bodengebundenes Tracking	DOPPLER und Range in beliebigen Tracking-Modi (Multi-Node Tracking); die Tracking-Modi 2-Weg DOPPLER / Range, 3-Weg DOPPLER, Ground-Satellite-Satellite-Ground (4-Weg) DOPPLER / Range und Satellite-Satellite DOPPLER / Range Tracking sind eine Untermenge
Anzahl Satelliten für Bahnintegration	einzeln	mehrfach (beliebig), sequentiell oder quasi-parallel
Tracking-Kampagnen / Tests mit realen Tracking-Daten	2 x Ulysses, 1 x Mars Express während IP-Phase	1 x NEAR im Mathilde-Vorbeiflug (*fly-by*), 1 x Lunar Prospector (6 Wochen) im niedrigen Mondorbit bisher Studienversion, Tests wie bei D1 zunächst mit Lunar Prospector Daten geplant

Funktion / Eigenschaft	**ESOC**	**DEEPEST (bis Version 2.0-Dev)**
Operationeller Einsatz	Smart-1, Mars Express, Rosetta, Venus Express geplant	keiner
Kräftemodelle	Punkt-Zentralkraft alle Planeten, Sonne, Erd- und Marsmonde, Asteroiden Pallas und Vesta Ausgedehnte Gravitationsmodelle für Venus, Erde, Mars und Mond Drittkörperbeschleunigung (direkt und indirekt) SRP (lageabhängiges Mehrflächenmodell) Schubmodell, Impuls oder ausgedehnt, bzgl. Inertial- oder S/C-Referenz Bremsung durch Marsatmosphäre (Marsgram 2001 Modell) Relativistische Beschleunigung durch Sonne und Zentralkörper	Punkt-Zentralkraft alle Planeten, Sonne, Erdmond Ausgedehnte Gravitationsmodelle für Venus, Erde, Mars und Mond Drittkörperbeschleunigung (direkt und indirekt) SRP (konstantes Einflächenmodell) Schubmodell, Impuls oder ausgedehnt, bzgl. Inertial- oder Orbital-Referenz Bremsung durch Marsatmosphäre (STEWART Modell) Relativistische Beschleunigung durch Sonne und Zentralkörper Indirekte Beschleunigung durch Interaktion von J2 im Erde-Mond-System Optionales Mond-Albedo-Modell
Schätzmethode	Batch-Least-Squares / SRIF	Batch-Least-Squares mit SRIM durch QR-Zerlegung; KALMAN-Filter-Modul im Aufbau begriffen
Messmodell-Korrekturen	Kontinentalplattendrift Erdgezeitenmodell Modifizierte LORENTZ-Transformation Lichtlaufzeitkorrekturen bzgl. allgemein-relativistischen Effekt Tropo-/Ionosphäre Solarplasma Laufzeitverzögerung durch Transponder und Stationselektronik Antennen-Montage-Offset	Lichtlaufzeitkorrekturen bzgl. allgemein-relativistischen Effekt Troposphäre Solarplasma Laufzeitverzögerung durch Transponder
Koordinaten- und Zeittransformationen	ICRF ↔ ITRF 2000 ICRF ↔ IAU80 TDB ↔ UTC	EME2000 ↔ WGS84 EME2000 ↔ IAU94 EME2000 ↔ Mondlibration (DE403, IAU94, ECKHARDT 1981) TDB ↔ TT ↔ UTC
Inertialsystem für Integration	ICRF FK5/J2000	EME2000 (FK5/J2000)
Zeitsystem der unabhängigen Zeitvarablen für die Integration	TDB	TT

4 Lunar Prospector Tracking und Bahnbestimmung

4.1 Der Mond

4.1.1 Mondorbit...

...Der Mondorbit ist leicht exzentrisch mit e = 0.0549; die mittlere große Halbachse beträgt etwa a = 384400 km, und die siderische Periode des Erde-Mondsystems um das gemeinsame Erde-Mond-Barzyzentrum (EMB) hat eine mittlere Dauer von etwa 27.3 Tagen. Der Mond rotiert um seine körperfeste Polachse in gebundener (synchroner) Rotation bezüglich seiner siderischen Bewegung um die Erde. Das Erde-Mondsystem umrundet die Sonne in gleicher Richtung wie der Mond um das EMB rotiert; dies führt gegenüber der siderischen Bewegung zu einer um 2 Tage und 5 Stunden längeren Zeit, bis ein gleicher Winkel Sonne-Erde-Mond wieder erreicht ist (z.B. von Vollmond zu Vollmond). Weiterhin sind die Präzession von Mondorbit und Mondäquator gegenüber der Ekliptik synchron, wodurch die parallelen Knotenlinien von Äquator und Umlaufbahn in der Ekliptik beibehalten werden. Der aufsteigende Knoten des Mondäquators fällt dabei mit dem absteigenden Knoten des Mondorbits zusammen. Die Inklination des Mondäquators gegenüber der Ekliptik beträgt etwa 1.5° und die der Mondbahnebene gegenüber der Ekliptik etwa 5.15°. Die Mondbahnebene präzediert, wie bereits in Kapitel 2.3.3 über die mathematische Modellierung angesprochen, in ca. 18.6 Jahren um den Ekliptikpol und der aufsteigende Knoten, gemessen in der Ekliptik vom Frühlingspunkt, wandert etwa nach $\Omega = 178.78° - 0.0525° \, t$, wobei t die Zeit in Tagen seit dem 1. Januar 1960 ist (AGRAWAL, 1986). Da die Erdäquatorebene auch gegenüber der Ekliptik geneigt ist (ca. 23.5°), nimmt die Mondbahnebene im Laufe der Präzession eine zwischen etwa 18.3° und 28.6° variierende Inklination gegenüber dem Erdäquator ein. Diese erreichte mit rund 19° im Jahr 1998 somit nahezu den minimalen Wert. Der aufsteigende Knoten der Mondbahn oszilliert in der Erdäquatorebene und relativ zum Frühlingspunkt gemessen etwa zwischen –13° und +13°.

4.1.2 Zur Libration des Mondes...

...Etwa 41% der Mondoberfläche sind von der Erde aus niemals sichtbar (MEYER et al, 1994). Dass der sichtbare Anteil über 50% liegt, ist der optischen und – wenn auch in weitaus geringerem Maße – der physikalischen Libration des Mondes zu verdanken. Laut der von Jean Dominique CASSINI im Jahr 1693 aufgestellten[36] empirischen Gesetze der Mondlibration ist es möglich, einen Zusammenhang herzustellen zwischen der mittleren Bewegung des Mondes in seinem Erdorbit und seiner inertialen Lage im Raum. Rotationsschwankungen des Mondes, die

[36] erst 1721 veröffentlicht

auf der Ungleichförmigkeit der Bahn- und Lagebewegung des Mondes beruhen, werden Libration genannt. Zur systematischen Entkopplung von Beobachtungsanteilen die einerseits von der Orbitbewegung und andererseits von der Lagedynamik herrühren, wird eine Aufteilung in optische und physikalische Libration vorgenommen. Optische Libration ist die vom Geo- oder Topozentrum[37] beobachtete scheinbare Schwankung aufgrund der Exzentrizität der Mondbahn. Der durch das Zusammenwirken von synchroner Rotation und Bahnexzentrizität des Mondes auftretende Effekt optischer Libration relativ zum Erdbeobachter wird durch die Bahnephemeriden des Mondes modelliert. Einen weitaus kleineren Teil an der Gesamtlibration trägt die physikalische Libration bei, welche die Deviationen in der gebundenen Rotation des (starren) Mondes von dessen scheinbarer Gleichförmigkeit beschreibt, die aufgrund der Interaktion der Störgravitationskräfte (z.B. Erde, Sonne) mit der asphärischen Massenverteilung des Mondkörpers entstehen. Hier müssen zur Modellierung der genauen Rotationskörperdynamik die EULERschen Bewegungsgleichungen angesetzt werden.

4.1.3 Zum Gravitationsfeld des Mondes...

...Besonders bedeutsam für die künftige Navigation von Mondsatelliten ist die Entwicklung genauer Gravitationsfeldmodelle, denn das stark irreguläre Gravitationsfeld des Mondes ist die Hauptstörungsursache in niedrigen Mondumlaufbahnen. Alle existierenden Gravitationsmodelle, allen voran das LP100J[38] als ein Ergebnis aus der Mission des Lunar Prospector (KONOPLIV et al, 1998), wurden in erster Linie aus der Vermessung von Satellitenbahnen (*satellite geodesy*) verschiedener Mondmissionen gewonnen (siehe Tabelle 12). Aber auch Laser-Entfernungsmessungen (*lunar laser ranging*[39]) von der Erde zu auf der Mondoberfläche abgestellten Reflektoren oder Massenkonzentrationsmodelle (*mascons*[40]) wurden zusätzlich als Mess- bzw. Modellinformation zur Bestimmung der Gravitationsmodelle hinzugezogen. Das bestehende und generelle Hauptproblem: Es gibt bis dato keine Möglichkeit das Mondgravitationsfeld komplett global zu vermessen. Der Zustand der synchronen Rotation des Mondes ist dafür verantwortlich, dass das Prinzip der radiometrischen Direktvermessung des Satelliten von der Erde aus nicht vollständig funktioniert. Denn während durch die Orbitalbewegung des Mondes um die Erde die Kraftfeldauswirkung auf einen Satelliten in weiten Bereichen über der Mondvorderseite (*near side*) und seitlich davon erfasst werden kann, sind Orbitabschnitte über bestimmten Gebieten der Mondrückseite für eine Erdbodenstation immer (*far side*) unsichtbar. Die Rahmen dieser Arbeit gesammelten Daten zeigten deutlich, dass Trackingdaten von polaren Mondsatelliten nur im Längenbereich zwischen –120° und +120°, sowie nur bis zu einem nördlichen und südlichen Breitengrad von 60° bis 70° auf der

---

37 Geozentrische und topozentrische Libration unterscheiden sich durch die Parallaxe zwischen den jeweiligen Beobachterstandpunkten

38 entwickelt bzw. geschätzt bis Grad und Ordnung 100

39 Aus „Lunar-Laser-Ranging"-Daten kann die Entfernung zum Mond auf Bruchteile von einem Meter genau ermittelt werden. Dies ermöglicht wiederum eine hochgenaue Vermessung der Rotation des Mondes (physikalische Mondlibration), aus der dann niedrige Harmonische des Gravitationsfeldmodells bestimmmt werden können.

40 Mascons = mass concentrations; sie werden an bestimmten Punkten der Mondoberfläche als Gravitationssenken und –quellen angesetzt, um die heterogene Massenverteilung zu simulieren; die frühe Idee war, mit ihrer Hilfe (unbekannte) hochfrequente Anteile des harmonischen Modells zu substituieren.

Mondrückseite erfasst werden können (siehe auch LEMOINE et al (1995) und Abbildung 19). Beschleunigungseffekte der rückseitigen Feldregionen wirken nur in akkumulierter Form, also nicht separierbar von den direkt gemessenen (vorderseitigen) Effekten auf das Trackingsignal ein. Umgekehrt führt der Ausgleichsprozess dazu, dass wegen der fehlenden *Far-Side*-Ergänzungsdaten und entsprechend der einseitigen *Near-Side*-Information in die zu bestimmenden Modellparameter Fehler induziert werden. Hohe Unsicherheiten in den Koeffizienten und hohe Korrelationen untereinander sind mit den aktuellen Realisierungen der Gravitationsfeldmodelle zwangsläufig verbunden. Zur Stabilisierung der Filterprozesse zur Gravitationsfeldbestimmung müssen regularisierende Hilfsmittel wie empirische (KAULA–Regel) oder geophysikalisch motivierte Zwangsbedingungen (*a priori constraints*) herangezogen werden. Alternativ bieten sich spezielle physikalisch unabhängige, die Ausgleichslösung numerisch optimierende Regularisierungsmethoden an (*pragmatic parameter choice*) wie sie FLOBERGHANGEN (2001) vorstellt.
Bis einschließlich zur Clementine-Mission galten das LUN60D (KONOPLIV et al, 1993) und das GLGM-2 (LEMOINE et al, 1995) als die am weitesten entwickelten Gravitationsmodelle für die Prädiktion und Bestimmung von Mondorbits. Allerdings wurden sie unterschiedlich favorisiert und kritisch miteinander verglichen. Bei CARRANZA et al (1999) werden Vergleichsuntersuchungen angestellt, wobei hier eine zuungunsten des GLGM-2 bestehende und ungeklärte Differenz gegenüber dem LUN60D festgestellt wird.
Die Fehler in den Schätzwerten im Gravitationsfeld des Mondes der harmonischen Koeffizienten machen gegenwärtig die Grenzen der Fein- und Feinstmodellierung für Mondorbiter aus. Es zeigt sich deutlich, dass die Modellierung weitaus weniger signifikanter Störeffekte auf den Orbit eines Mondsatelliten, wie sie durch Mondalbedo (FLOBERGHAGEN et al, 1998), Sonnendruck oder indirekte und relativistische Beschleunigungen entstehen, um mehrere Größenordnungen von jenen Fehlereffekten des Gravitationsmodells übertroffen werden.
Einerseits tragen die Gravitationsfeldfehler dominant zum Bahnfehler bei, andererseits muss eine g e n a u e Bahninformation in die Bestimmung eines planetaren Gravitationsfeldes rückgekoppelt werden, um durch weitere Informationsfilterung aus den Trackingdaten zu dessen Verbesserung zu führen. Kann die Information aus den Messdaten für Bahnzustand und Gravitationsfeld bei globaler Erfassung korrelativ getrennt extrahiert werden, so führt dieser hochgradig nicht-lineare Parameterausgleichsprozess iterativ zur angestrebten Lösungskonvergenz. Das Gravitationsfeld wird, abhängig vom Abstand vom Planeten, vom Satelliten unter-schiedlich wahrgenommen. Niedrigfliegende Satelliten sind sensitiv für die hochfrequenten Anteile des harmonischen Gravitationsfeldmodells, hochfliegende „spüren“ nur noch die langwelligen Potentialunterschiede.

4.2 Lunar Prospector

4.2.1 Raumfahrzeug und Flugprofil...

...Lunar Prospector (übersetzt: „Mondschürfer“, abgekürzt: LP) hob am 6. Januar 1998 vom Space Launch Complex 46 der Cape Canaveral Air Station in Florida mit dem Jungfernflug einer Lockheed Martin Athena II ab. Nachdem NASA schon 1992 versucht hatte den urprüng-

lich als private Investition geplanten LP als einen von vier optionalen Missionen auf dem Wege der Mond- und Marserforschung im SEI[41]-Etat unterzubringen, kam sie endlich 1995 als erste ausgewählte Discovery-Programms[42] zum Zuge. Es handelt sich bei LP um einen spinstabilisierten Mondorbiter auf Niedrigkostenbasis (ca. 63 Mio. US-$). LP sendete die wissenschaftlichen Daten, zu denen auch die am Transponder umgesetzten Trackingdaten für die Navigation und das DOPPLER Gravity Experiment (DGE) gehörten, im erdnahen S-Band mit rund 2273 MHz bei ±1 MHz Bandbreite ab. Für die kohärente Rücksendung der von Bodenstationen ausgesendeten DOPPLER-Signale hatte LP einen Standard-Transponder (*Off-the-Shelf* Komponente) an Bord. Er vereinigte in sich auch Empfänger- und Sendeeinheiten für Telekommandos und Telemetrie wissenschaftlicher und Flugführungsdaten. Das vom bei 5 W (Spitzenleistung: 7 W) vom Transponder abgestrahlte Signal war rechtszirkular polarisiert, nachdem es bei nominal 2093.0542000 MHz ± 150 kHz vom Boden ausgesendet und vom Transponder kohärent im Verhältnis 240/221 umgesetzt worden war. Es konnte bei Bedarf auch ein aufmoduliertes Ranging-Code-Signal verarbeitet werden. Die axial angeordnete Antenneneinheit auf der Oberseite des Satelliten bestand aus einer omni-direktionalen Antenne (*Low Gain Antenna* - LGA) und einer *Medium Gain Antenna* (MGA). Zur Versteifung der Struktur der Antenneneinheit war eine zweigeteilte Radomverkleidung angebracht. Die in konischer Spiralform gewickelte Omni-direktinale Antenne in der äußeren Spitze des Radoms zeichnete sich durch ihr von 0° (axial) bis über 100° überstreichendes Abstrahlmuster aus. Die darunter untergebrachte, als bifilare Helix konstruierte MGA dagegen besaß einen Abstrahlwinkelbereich von 85° bis 95°, gemessen von der Antennenachse. Für die während der wissenschaftlichen Mission in Betrieb genommene MGA bestand also die wichtige Anforderung, innerhalb dieser Abstrahlbreite zu Erde ausgerichtet sein zu müssen. Durch die Orientierung der Spinachse senkrecht zur Ekliptikebene war sowohl diese Anforderung als auch die beste Einstrahlung der Sonnenenergie auf den rotierenden, mit Sonnenzellen bestückten Zylindermantel des Raumfahrzeugs gewährleistet.

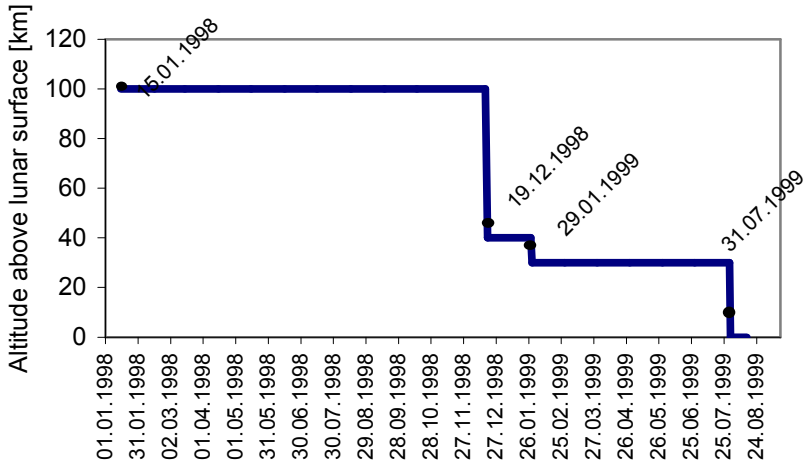


Abbildung 15 – Lunar Prospector Flugprofil: Einschuss in den nominalen polaren 100x100 km Mondorbit am 15.1.1998, Beginn der „Extended Mission" Phase am 19.12.1998 mit Absenkung des Orbits auf 40x40 km, Absenkung auf 30x30 km am 29.1.1999, Ende der Mission am 31.7.1999

41 SEI = Space Explorartion Initiative; 1989 ins Leben gerufenes Weltraumerkundungsprogramm; etwa 1993 abgebrochen bzw. abgelöst durch das Discovery-Programm

42 Discovery-Programm: SEI-Nachfolgeprogramm; den zeitgeistlichen Forderungen nach geringerem Kosten- und Zeitaufwand bei gleichzeitig gesteigerter wissenschaftlicher und technologischer Ausbeute ("faster, cheaper, better") folgend

Tabelle 10 – Ausgewählte Daten zum Lunar Prospector (ANDOLZ, 1998)

Start	7. Jan. 1998 vom Spaceport Cape Caneveral
Mondorbiteinschuss	11. Jan. 1998
Trägersystem	Lockheed Athena II
Abmessungen	1.37 m (∅) x 1.28 m (H)
Orbit	Polar, zirkular, 100 km (nominal)
Lage	Spin-stabilisiert, Spinachse senkrecht zur Ekliptik
Antennen	Omni LGA: konische Spirale, nahezu sphärische Abdeckung 0°-100°, MGA: bifilare Helix, 10° x 360° konische Abdeckung, 5W Abstrahlleistung
Transponder	S-Band, Frequenzumsetzungsverhältnis K = 240 / 221 → Uplink 2093.0541 MHz → Downlink 2273.000 MHz
Schubdüsen	4 axiale und 2 radiale mit je 22 N Schub

4.2.2 Wissenschaftliche Mission...

...Lunar Prospector war die erste Mondmission, bei der ein Satellit in einen niedrigen polaren Orbit (100×100 km) um den Mond eingeschossen wurde. Die polare Orbitebene war für alle mit Sensoren versehenen Instrumente an Bord, die globales Mapping durchführen sollten, eine notwendige Bedingung. Das wissenschaftliche Aufgabenspektrum lässt sich insgesamt durch die Vermessung von Oberflächenzusammensetzungen, lokaler Ausgasungsintensitäten und des magnetischen Feldes, sowie auf die Entdeckung von Wasservorkommen und die Bahnvermessung zur Bestimmung des Mondgravitationsfeldes beschreiben. Das besondere Interesse an der Entdeckung von Wasservorkommen fußt auf der Tatsache, dass Wasser als essentielle Ressource für die Versorgung potentieller Mondexkursionen durch den Menschen angesehen wird. Nach den Bildern, die der Clementine-Orbiter im Jahre 1994 von der Südpolregion des Mondes mit ihren ewiger Dunkelheit ausgesetzten Kratern gemacht hatte, ist die Annahme von Wasservorkommen als realistisch eingeschätzt worden. Spezielle Instrumente des LP konnten im Verlauf der Mission tatsächlich indirekte Indikationen erhöhter Wasserstoffkonzentrationen messen, was diese Annahme mit Nachdruck unterstützt[43]. Das DGE wurde durch den Radiotransponder an Bord ermöglicht. Durch von Stationen des DSN ausgesendete und empfangene 2-Wege-DOPPLER-Trackingsignale und entsprechende Schätzung der Bahn- und Gravitationsfeldparameter wurde so das Modell des Feldes über Monate sukzessive verbessert.

Tabelle 11 – Referenzkennwerte für JPL Gravitationsfeldmodelle des Mondes; Konvergenzverlauf der Gravitationsparameter

Kennwert	**Mondgravitationsmodelle**				
	LUN60D	**LP75D**	**LP75G**	**LP100J**	**LP150Q**
Abplattung *f*	0	0	0	0	0
Äquatorradius *R* [km]	1738	1738	1738	1738	1738
Gravitationsparameter GM [km³/s²]	4902.797814	4902.801374	4902.800269	4902.800476	4902.801076

43 Als interessant erweist sich in diesem Zusammenhang auch die am 31. Juli 1999 (= planmäßiges Missionsende) durchgeführte „gesteuerte Bruchlandung" des LP in einem Südpolkrater, bei der die Hoffnung der Wissenschaftler auf die Freisetzung von Wassermoleküle gerichtet war. Leider gab es keine positiven Messwerte, doch das LP-Team und alle involvierten Wissenschaftler konnten in jeder Beziehung auf eine äußerst erfolgreiche Mission zurückblicken.

Tabelle 12 – Trackingdatensätze für die stufenweise Entwicklung der LP Gravitationsmodelle für den Mond (PDS, 1999); * = komprimiert von originalem Doppler-Count-Intervall von 1 Sekunde

Satellit	LP-Daten bis	Anzahl der Daten-bögen	Typische Bogen-länge [d]	Doppler-Count-Intervall [s]	Anzahl der Messungen
Lunar Orbiter 1	-	58	1	60	37651
Lunar Orbiter 2	-	82	1	60	69827
Lunar Orbiter 3	-	48	1	60	56472
Lunar Orbiter 4	-	5	3	60	9309
Lunar Orbiter 5	-	41	1	60	39752
Apollo 15 Subsatellit	-	21	3	60	45438
Apollo 16 Subsatellit	-	7	4	60	25475
Clementine	-	29	3	10	97055
LP (LP75D)	17.2.1998	23	2	10*	250520
LP (LP75G)	12.4.1998	36	2	10*	604997
LP (LP100J @ 100 km)	19.12.1998	176	2	10*	2282094
LP (LP100J @ 40/30km)	8.2.1999	24	2	10*	306909
Gesamt		**491**			**2969982**

4.3 Lunar Prospector Tracking und Datenvorprozessierung

4.3.1 Range Rate Tracking im 3-Wege-Modus...

...Es besteht nahezu Äquivalenz zwischen dem 2-Wege- und 3-Wege-Verfahren. Durch die Stationssplittung bei letzterem entsteht jedoch ein technischer Nachteil gegenüber dem 2-Wege-Modus: es werden verschiedene elektronische Systemeinheiten als Zeit- und Frequenznormal benutzt. Die 3-Wege-Messungen sind demzufolge einer systemimmanenten Gefahr von Uhren- und Frequenzfehlern ausgesetzt, die die Bahnbestimmungslösung mehr oder weniger beeinträchtigen können (ROTH et al, 1990). Jenseits der technischen Realisation ist die 3-Wege-Beobachtung der 2-Wege-Beobachtung geometrisch, d.h. bezüglich des akkumulierten Informationsgehaltes nur wenig unterlegen. Der Informationsgehalt der 3-Wege-DOPPLER-Daten wird insgesamt aufgrund eines kombinierten Effektes aus

- dem Bildungsprinzip des Beobachtungswertes sowie seiner partiellen Ableitungen
- und der gegenüber des 2-Wege-Modus gespreitzten Geometrie

leicht reduziert, was in Abbildung 16 und mit (G- 169) zusammenfassend erklärt wird. Der Betrag der partiellen Ableitungskomponenten (siehe 2.5.4) ist für die 3-Wege-Geometrie geringer (geringere Sensitivität). Bei der Lösung des Fehlerausgleichsproblems projiziert sich dies durch Bildung der Inversen in eine höhere Kovarianz bzw. Unsicherheit der geschätzten Zustandsgrößen hinein:

$$\rightarrow \left(\frac{\partial z}{\partial \mathbf{r}}\right)_{3W} < \left(\frac{\partial z}{\partial \mathbf{r}}\right)_{2W} \quad \text{und} \quad \left[\frac{\partial z}{\partial \mathbf{x}}\right] = \mathbf{H}_x,\ \mathbf{Q}_x = \left(\mathbf{H}_x^T \mathbf{H}_x\right)^{-1} \Rightarrow \sigma_{x,3W} > \sigma_{x,2W} \qquad \text{G- 169}$$

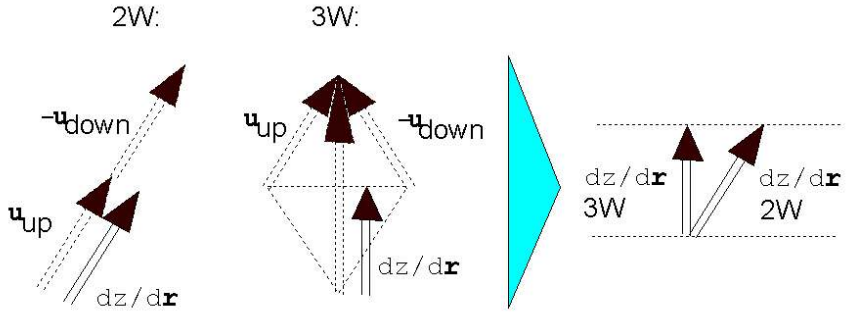


Abbildung 16 – Geometrische Erklärung des reduzierten Informationsgehaltes einer 3-Wege- gegenüber der 2-Wege-Messung bei Bildung der Gesamtableitung dz/dr einer Messung

In Mondentfernung dürfte sich dieser theoretische Effekt allerdings nur noch minimal auswirken. Zur Bestätigung wurde eine Simulation mit DEEPEST durchgeführt, in der eine gleich große Datenmenge (ca. 2550 Datenpunkte) von 2-Wege- und 3-Wege-DOPPLER-Daten in jeweils zwei ebenfalls vergleichbaren Tracking-Szenarios generiert wurde. Das Ergebnis beider Testläufe ist in Tabelle 13 zusammengefasst worden.

Tabelle 13 – Bestimmung der Kovarianz in 2-Wege/3-Wege Vergleichsläufen; Simulation von DOPPLER-Trackingdaten von Lunar Prospector Trajektorie im Intervall: Epoche 1998/07/06 16:00 UTC plus 2 Tage; die 3-Wege-Sigmas sind erwartungsgemäß größer

Standardabweichung (σ)	2-Wege	3-Wege
x	0.0437	0.0476
y	0.0355	0.0372
z	0.1369	0.1525
vx	1.2459E-4	1.3935E-4
vy	5.357E-5	6.011E-5
vz	2.557E-5	2.688E-5
pos R	0.0607	0.0669
pos T	0.1187	0.1321
pos N	0.0644	0.0706
vel R	1.1767E-4	1.3158E-4
vel T	4.533E-5	5.006E-5
vel N	5.606E-5	6.273E-5

4.3.2 DSN Trackingstationen...

...Das DSN ist ein Bodenstationsnetz, welches Antennenkomplexe um den Globus verteilt bereitstellt, die ca. 120 Längengrade voneinander separiert sind. Dies bezweckt die kontinuierliche Sichtbarkeit zu Objektpositionen im Deep Space. Die Antennenkomplexe des DSN sind in Goldstone (USA), Canberra (Australien) und Madrid (Spanien) stationiert.

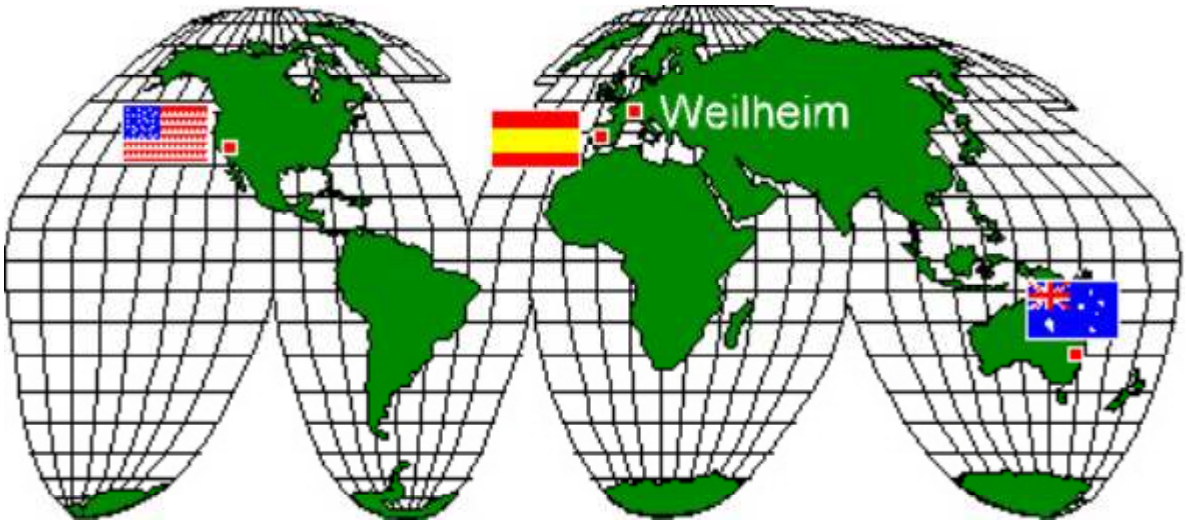


Abbildung 17 – NASA Stationsnetz für Deep Space Missionen; zusätzlich: Deep Space Station des DLR in Weilheim

Im Laufe der Tracking-Kampagne sieben verschiedene Stationen des DSN als Uplink-Station aufgetreten. Die Tabelle 15 gibt Auskunft über die Koordinaten und Kennungen der genutzten Uplink-Stationen. Die Kontinentaldrift der Stationen ist im Rahmen der Bahnbestimmung des LP nicht im Messmodell berücksichtigt worden.

4.3.3 Weilheim 30-Meter Deep Space Antenne...

...Einst für die erste deutsche in Kooperation mit den USA durchgeführte interplanetare Mission Helios (zwei Sonden, gestartet 1974 und 1976) erbaut und nachfolgend für Missionen wie Voyager (NASA), Giotto und Ulysses (ESA) eingesetzt, konnte die Deep Space Antenne des DLR in Weilheim für die Tracking-Kampagne des LP erfolgreich reakti-viert werden. Die Antenne wurde für den Empfang eines von einer DSN-Station ausgesendeten und am LP kohärent umgesetzten DOPPLER-Signals genutzt. Die Deep Space Station ist mit einem 30-Meter-Hauptreflektor (CASSEGRAIN-Prinzip) für die Telekommunikation im S-Band (Uplink und Downlink), im X-Band (nur Downlink), und im C-Band (nur Downlink) ausgestattet (Tabelle 14). Der Spiegel wird mit Hilfe von Azimut/Elevation-Winkelmotoren gesteuert. Die Bodenstation kann neben Sendung und Empfang von DOPPLER- und Range-Trackingsignalen die Daten demodulieren, prozessieren und speichern. Die erdfesten Koordinaten der Bodenantenne sind in Tabelle 15 aufgeführt. Dazu werden die Koordinaten der DSN-Stationsantennen dokumentiert, deren Uplink-Signal im Laufe der Tracking-Kampagne passiv empfangen wurde. Die Genauigkeiten aller Antennenkoordinaten wird mit etwa < 0.1 m angegeben.

Abbildung 18 – Weilheim Deep Space Antenne

Tabelle 14 – Weilheim Deep Space Antenne: kompatible Frequenzbänder

Deep-Space S-Band	2290 – 2300 MHz 2110 – 2120 MHz	(Downlink) (Uplink)
Near-Earth S-Band	2185 – 2485 MHz 2110 – 2120 MHz	(Downlink) (Uplink)
C-Band	5625 – 6125 MHz	(nur Downlink)
X-Band	8400 – 8440 MHz	(nur Downlink)

Tabelle 15 – Erdfeste Koordinaten der Weilheim Deep Space Antenne sowie der genutzten DSN Uplink-Stationen (ohne Drift); Dia=Spiegeldurchmesser, System=Referenzsystem für die Stationskoordinaten

Station	GSOC-ID	X [m]	Y [m]	Z [m]	System	Dia [m]	Frq	Reference
Weilheim-3	3268 (WHM3)	4206111.8	823543.3	4708525.7	WGS-84	30	SXC	Reigber 86
DSS-42, Canberra	1542 (CNB42)	-4460981	2682413.5	-3674582.1	ITRF93	34	SX	DSN 810-5 97
DSS-46, Canberra	1546 (CNB46)	-4460828.6	2682129.6	-3674975.5	ITRF93	26	S	DSN 810-5 97
DSS-16, Goldstone	1116 (GDS16)	-2354763.2	-4646787.5	3669387.1	ITRF93	26	S	DSN 810-5 97
DSS-24, Goldstone	1124 (GDS24)	-2354906.5	-4646840.1	3669242.3	ITRF93	34	(S)	DSN 810-5 97
DSS-27, Goldstone	1127 (GDS27)	-2349915.3	-4656756.5	3660096.5	ITRF93	34	(S)	DSN 810-5 97
DSS-61, Madrid	1261 (MAD61)	4849245.2	-360278.2	4114884.4	ITRF93	34	SX	DSN 810-5 97
DSS-66, Madrid	1266 (MAD66)	4849148.5	-360474.8	4114995	ITRF93	26	S	DSN 810-5 97

Das für die Deep-Space-Bahnverfolgung eingesetzte System zur Generierung der Range- und Range-Rate-Daten ist das *Multi-Purpose Tracking System* (MPTS) der ESA. Mit dem Trackingsystem in Weilheim können Deep-Space-Satelliten, die mit im S-Band arbeitenden PPL[44]-Transpondern ausgerüstet sind, bis zu einer Entfernung von 32 AU betrieben werden. Nichtreinitialisierte (*non-destructive*) DOPPLER-Daten mit Trägerfrequenzen mit einem Seitenbereich ±150 kHz können für Satelliten mit bis zu 10 km/s Geschwindigkeit und 4 km/s² Beschleunigung eingesetzt werden. Entfernungsmessungen werden mit einem Pseudo-Zufallsbinärcode beaufschlagt, um Mehrdeutigkeiten der Signale auflösen zu können. Der Code wird auf die Tonfrequenz des Rangesignals aufmoduliert und wird auf diese Weise mit der Tonfrequenz und der UTC-Zeit synchronisiert. Das DOPPLER-System zählt inkrementelle Zyklen der DOPPLER-Frequenzverschiebung des Trägersignals, um auf diese Weise nicht-reinitialisierte Range-Rate-Daten zu liefern. Damit korrelierbare Daten geliefert werden, muss das empfangene Signal (Downlink) mit dem gesendeten Signal (Uplink) kohärent sein. DOPPLER-Zyklen können an der 30-Meter-Station bis zu maximal 10 Stunden kontinuierlich akkumuliert und aufgezeichnet werden.

Ein äußerst stabiles Zeit- und Frequenznormal wird durch einen Wasserstoff-Maser gewährleistet, und ein Low-Noise-Verstärker (gekühlt durch Wasserstoff) sorgt für ein geringes thermisches Signalrauschen. Das LP-Tracking diente nebenher auch zum Test dieser Systeme, besonders der Erprobung einer neuen Empfängereinheit.

44 =Phase Locked Loop

4.3.4 Frequenzinformation...

...Um das Tracking mit Hilfe des beschriebenen Stationsnetzes durchführen zu können, mussten Stationseinsatzpläne der DSN-Uplink-Stationen, prädiktive Uplink-Frequenzpläne und prädiktive Orbitparameter eingeholt werden. Das GSFC/NASA und das DSN/JPL lieferten den erforderlichen Datensatz, wobei die schnelle und praktische Verfügbarkeit der meisten Informationen über das Internet an dieser Stelle erwähnt sei. Bei einigen Tests, die der Haupttrackingkampagne vorausgingen, wurden zeitweise Textdateien vom DSN verfügbar (sogenannte MDA-Dateien, MDA steht für *metric data assembly*), die die Frequenzinformation enthielten. In ihnen ist die Uplink-Frequenz (*nominal uplink frequency*) als TSF bezeichneter Wert (*sky frequency*) modifiziert eingetragen und konnte durch

$$f_{\mathrm{T}} = f_{\mathrm{Sky}} = \mathrm{TSF} \times 48 \qquad \text{G- 170}$$

berechnet werden. Hier stellte sich heraus, dass die Uplink-Frequenzen der DSN-Stationen zeitlich veränderlich sind. Aufgrund der betrieblich eingeschränkten Möglichkeiten beim experimentellen Betrieb der Bodenstationsantenne für LP ist die Synthesizer-Frequenz auf die konstante Frequenz der 26-m-Antennen des DSN nach SHORT (1998) eingestellt worden:

$$f_{\mathrm{T}}^{26\,\mathrm{m}} = 2093054100\ \mathrm{Hz}\,. \qquad \text{G- 171}$$

Mangels kontinuierlicher Verfügbarkeit über die genauen Uplink-Frequenzen der relevanten DSN-Stationen mussten zwecks Fehlerkompensation Biasschätzungen bei jeder Bahnbestimmung durchgeführt werden (Abschnitt 4.4.2).

4.3.5 Gesammelte Daten und Vorprozessierung...

...Für die LP-Mission wurde eine weitgehend kontinuierliche Bahnverfolgung vom DSN betrieben, was die volle Ausnutzung der Sichtbarkeitszeiträume des Mondsatelliten für die Weilheimstation ermöglichte. Datenlücken im empfangenen Trackingdatensatz begründen sich meist mit der Priorität des an der Weilheimstation durchgeführten Routinebetriebes. Nach einer erfolgreichen Akquisitions- und Testphase im April 1998 wurde ein sechswöchiger wissenschaftlicher Einsatz der Trackinganlage für die Kalenderwochen 28 bis 33 des Jahres 1998 angesetzt. Die radiometrische 3-Wege-DOPPLER-Vermessung von LP in Weilheim begannen am 6.7.1998 und endete am 15.8.1998.
Am Ende der Tracking-Kampagne wurden die etwa 1 030 000 mit einer DOPPLER-Integrationszeit von 1 Sekunde aufgenommenen DOPPLER-Messdaten nach

$$\bar{\dot{\rho}}(t_2) = \frac{1}{MT_{C,\mathrm{orig}}} \int_{t_1}^{t_2} \dot{\rho}(t)\, dt = \frac{\rho(t_2) - \rho(t_1)}{MT_{C,\mathrm{orig}}} \approx \frac{1}{M} \sum_{i=1}^{M} \dot{\rho}(t_i) \qquad \text{G- 172}$$

auf 34 333 Messdatenpunkte mit einer Integrationszeit von 30 Sekunden gemittelt. Dies war nicht nur der Datenreduktion dienlich, sondern war auch notwendig, um einen kurzperiodischen Spineffekt auszuglätten (siehe 4.4.3). Das neue Count-Intervall schließt M originale Count-Intervalle ein. Da für die Modellierung des DOPPLER-Beobachtungswertes die Zeitmarke (*time tag*) auf das Ende des Count-Intervalls festgelegt wurde, erhielt der gemittelte DOPPLER-

Wert die Endmarke t_2 des letzten aufaddierten originalen DOPPLER-Wertes als Zeitmarke. Hiernach war ein umfangreiches Editieren der Daten erforderlich, um schlechte Datenpunkte zu entfernen.

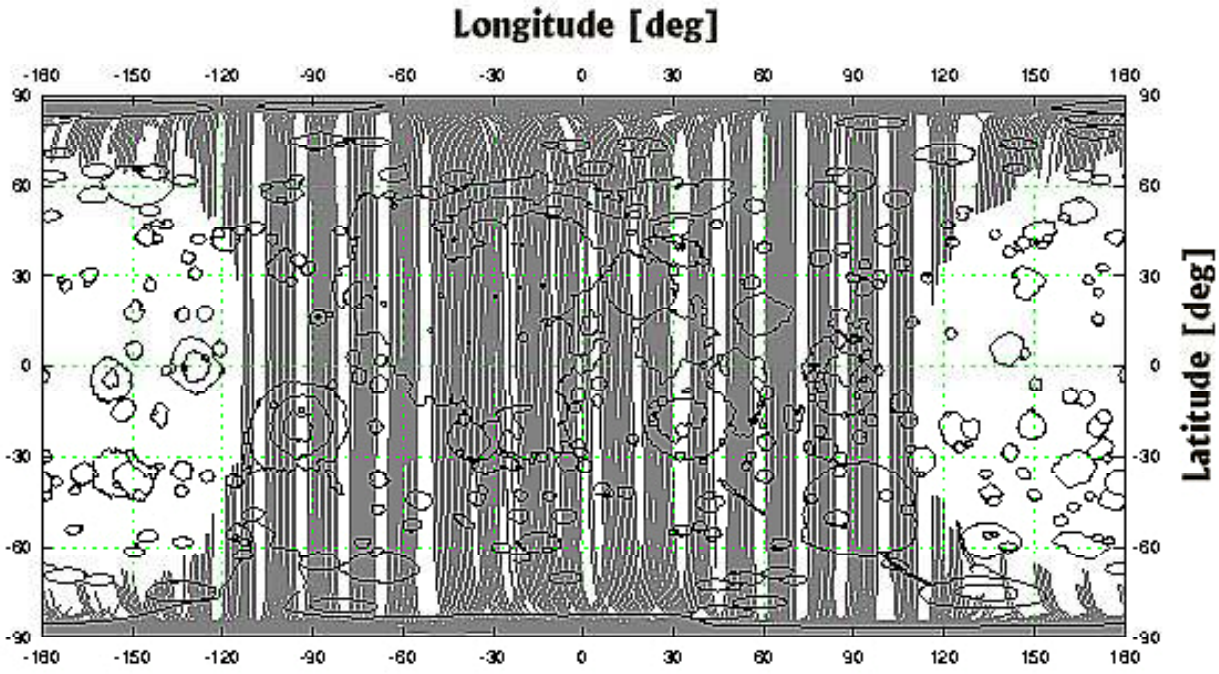


Abbildung 19 – Kartographische Darstellung (Plattkarte) der Bodenspur aller Orbitbögen, die von Weilheim „getrackt“ wurden

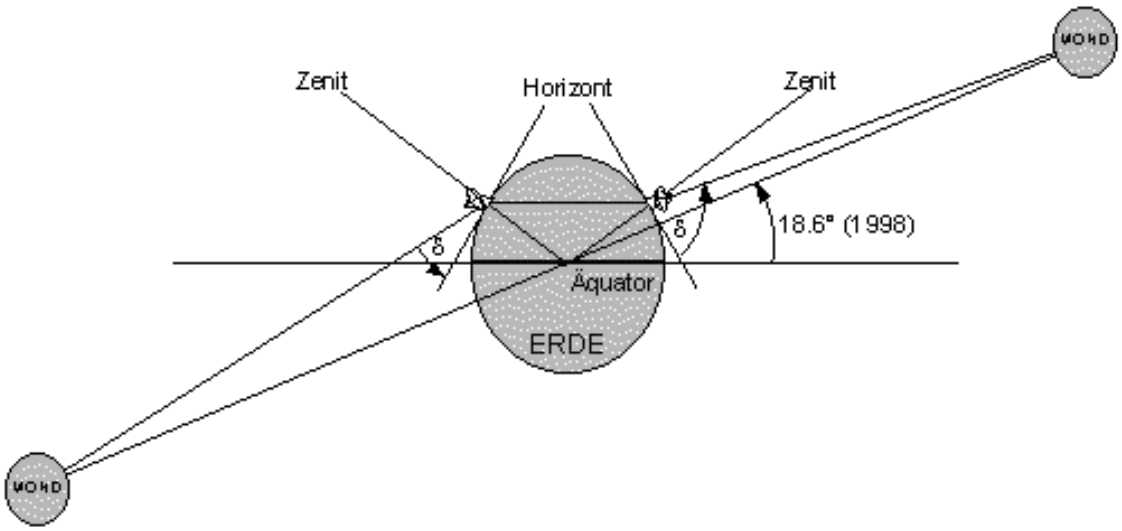


Abbildung 20 – Niedrigste und höchste Mondelevation bezüglich des Topozentruzms der Weilheim Bodenstation

Diese könnten sonst zu Ungenauigkeiten oder Instabilitäten in den Bahnbestimmungsprozessen führen. Zu den auffälligsten Datensegmenten, die fehlerhaft waren, gehörten die Signal-Okkultationsphasen. Da in diesen Phasen keine Abschaltung des Bodenempfängers in Weilheim erfolgte, sammelte sich hier in massiver Weise zu eliminierender Datenschrott an[45]. Weitere Fehldaten traten unregelmäßig in Erscheinung, so dass die gesamte manuelle Editierung der Datensätze einige Zeit in Anspruch nahm. Letztlich blieben insgesamt etwa 35000 gültige Datenpunkte übrig, die im Bahnbestimmungsprozess verwertet werden konnten.

4.4 Bahnbestimmung mit LP Doppler-Trackingdaten

4.4.1 Orbitinformation...

...Welche Station zu welchem Zeitpunkt die sendende war, konnte aus DSN-Stationseinsatzplänen entnommen werden. Das GSFC hingegen veröffentlichte die operationellen Bahnbestimmungsergebnisse, die wiederum als Anfangswerte zu den hier spezifizierten Epochen darstellten. GSFC stellte die definitiven, d.h. die im Zuge der operationellen Bahnbestimmungen errechneten und in tageweisen Ephemeridensets abgelegten LP Bahnelemente im Internet zur Verfügung. Die in der Tabelle 16 abgedruckten Elemente wurden als Anfangsbahnelemente standardmäßig zum Starten der 6-wöchigen Bahnbestimmungssequenz verwendet.

Tabelle 16 – Zustandsreferenzvektor des Lunar Prospector in EME2000 Koordinaten (GSFC/NASA)

Epoche t_0 = 1998/07/06 - 0h UTC		
X_0	-691383.06051316	m
Y_0	+548909.03894324	m
Z_0	-1606300.3117026	m
V_{X0}	-1476.5642237959	m/s
V_{Y0}	-563.25367064092	m/s
V_{Z0}	+428.8831121162	m/s

4.4.2 Passabhängige Stationsbiasschätzung...

...Um sowohl dem Stationswechsel und folglich dem unbekannten Frequenzwechsel, als auch einer zeitlichen Frequenzvariation (*Ramps*) entgegenzuwirken, wurde ein vom Stationenpass abhängiges Bias-Modell implementiert. Anfangswerte für die Schätzung der Frequenzbiases pro Passage wurden aus zunächst unkorrigierten Anfangsresiduen der Bahnbestimmung herausgelesen und für die Schätzung mit ausreichender a priori Varianz beaufschlagt. Bei der Schätzung betrugen die Korrelationen mit dem Zustandsvektor etwa 20 bis 40 Prozent und gelten damit als wenig korreliert. Die Standardabweichungen der geschätzten Biases liegen um

[45] Dieses Vorgehen erleichterte vor allem den Betrieb der Antenne. Nach der Einspeisung der berechneten Nachführkoordinaten in den Tracking-Computer musste die Anlage nur noch eingeschaltet werden. Ein Eingreifen durch den Operator war dann nur zum Laden neuer Stationsvorhersagedaten nötig.

0.1 mm/s. In Abbildung 21 sind die Schätzwerte aller Einzelpässe für jede DSN Uplink Station dargestellt.

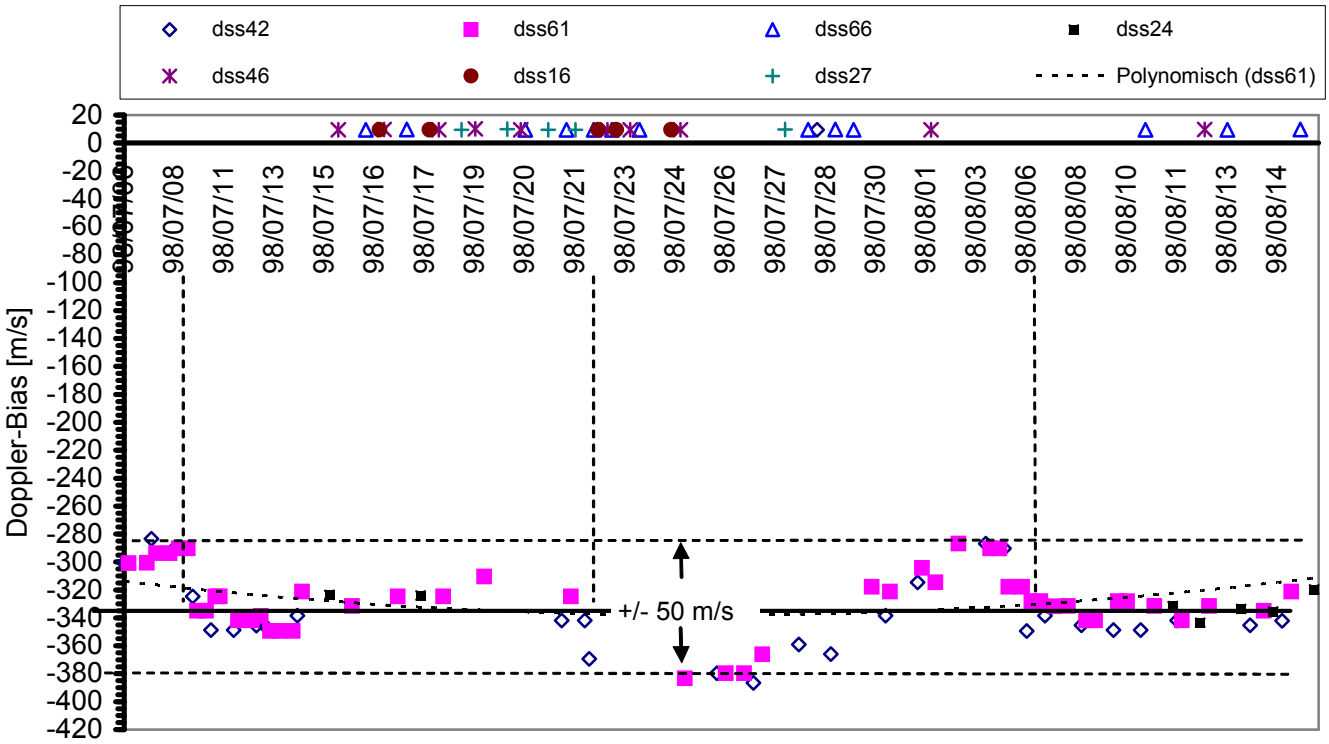


Abbildung 21 – Stationsbias-Schätzwerte über den Trackingzeitraum (FOG = gestrichelte Vertikallinie)

Die Werte für die 26-Meter-Antennen sind wie erwartet nahezu konstant. Der positive Offset von etwa 9,5 m/s rührt von einem restlichen, unbekannten Fehler her. Für die anderen Stationen beträgt der Offsetbetrag im Mittel etwa –335 m/s. Die in etwa sinusförmige Variation scheint von einer 14-tägigen Periodizität eines unbekannten Effektes geprägt zu sein. Es deutet sich allerdings an, dass er mit der Tracking-Geometrie korreliert ist. Die Nulldurchgänge der sinusförmigen Signaturen fallen mit den FOG-Zeitpunkten 8. Juli, 22. Juli, und 6. August 1998 und den EOG-Zeiten 16. Juli, 29. Juli und 11. August zusammen. Nach einem Mondumlauf zwischen dem 8. Juli und dem 6. August scheint sich das Muster zu wiederholen.
Es kann wie folgt verifiziert werden, dass der geschätzte Bias in erster Linie von der Frequenzdifferenz zwischen dem tatsächlichen DSN Uplink und der synthetisierten WHM-Frequenz geprägt wird. Bei der Frequenzmischung in Weilheim wurde die DOPPLER-Verschiebung

$$f_{\mathrm{D,WHM}} = \frac{\Delta N_{\mathrm{WHM}}}{T_{\mathrm{C}}} = f_{\mathrm{R}} - Kf_{\mathrm{T,WHM}} = \left[Kf_{\mathrm{T,DSN}} - Kf_{\mathrm{T,DSN}} \frac{2\dot{\rho}}{c} \right] - Kf_{\mathrm{T,WHM}} \qquad \text{G- 173}$$

extrahiert. Die eckigen Klammern enthalten die tatsächlich empfangene Frequenz und damit ist

$$f_{\mathrm{D,WHM}} = f_{\mathrm{D}} + B \text{ mit } B = K\left(f_{\mathrm{T}} - f_{\mathrm{T,WHM}}\right) \text{ und } f_{\mathrm{T,DSN}} = f_{\mathrm{T}} \qquad \text{G- 174}$$

die in Weilheim gemessene und um B verschobene DOPPLER-Frequenz. Weilheim präprozessiert damit (bzw. mit den entsprechenden Zyklen-Counts) den Range-Rate-Wert zu

$$\dot{\rho}_{\mathrm{WHM}} = -\frac{c\, f_{\mathrm{D,WHM}}}{2K\, f_{\mathrm{T,WHM}}} \qquad \text{G- 175}$$

und so ergibt sich

$$\dot{\rho}_{\mathrm{WHM}} = -\frac{c}{2K}\,\frac{f_{\mathrm{D}}+B}{f_{\mathrm{T,WHM}}} = -\frac{c}{2K}\,\frac{f_{\mathrm{D}}+B}{f_{\mathrm{T}}-\dfrac{B}{K}}\,. \qquad \text{G- 176}$$

Der Uplink-Frequenzbias in B bewirkt einen fehlerbehafteten Range-Rate-Wert gegenüber dem wahren Wert $\dot{\rho}$, so dass

$$\Delta\dot{\rho}_{\mathrm{FreqBias}} = \dot{\rho} - \dot{\rho}_{\mathrm{WHM}} = \dot{\rho} - \left[-\frac{c}{2K}\,\frac{f_{\mathrm{D}}+B}{f_{\mathrm{T}}-\dfrac{B}{K}}\right] = \dot{\rho} - \frac{c}{2}\,\frac{B+f_{\mathrm{D}}}{B-Kf_{\mathrm{T}}} \qquad \text{G- 177}$$

der resultierende Range-Rate-Bias ist. Mit (G- 175) und dem Ausdruck für B aus (G- 174) ergibt nach ein paar Umformungen für den in die Beobachtung einfließenden Frequenzbias

$$\Delta\dot{\rho}_{\mathrm{FreqBias}} = \left(1-\frac{f_{\mathrm{T}}}{f_{\mathrm{T,WHM}}}\right)\left(\dot{\rho}-\frac{c}{2}\right) \approx \frac{c}{2}\left(\frac{f_{\mathrm{T}}}{f_{\mathrm{T,WHM}}}-1\right) = \frac{c}{2}\,\frac{B}{K\, f_{\mathrm{T,WHM}}} \qquad \text{G- 178}$$

wobei der Approximationsfehler mit ± 5 mm/s für Radialgeschwindigkeiten in der Bandbreite ±2 km/s angegeben werden kann. In DEEPEST wurde der berechnete (Comp) Beobachtungsbias bei der Residuumberechnung (Res) durch

$$\mathrm{Res} = \dot{\rho}_{\mathrm{WHM}} - \left(\dot{\rho}_{\mathrm{Comp}} + B_{\mathrm{Comp}}\right) = \left(\dot{\rho} - \Delta\dot{\rho}_{\mathrm{FreqBias}}\right) - \left(\dot{\rho}_{\mathrm{Comp}} + B_{\mathrm{Comp}}\right) \qquad \text{G- 179}$$

modelliert (siehe G- 152). Man sieht, dass bei positivem Range-Rate-Frequenzfehler der geschätzte Bias negativ sein muss, um jenen zu kompensieren. Dies ist auch der Fall, wie in Abbildung 21 zu sehen ist. Wird als Uplink-Frequenz 2093054100 Hz statt 2093058950 Hz benutzt, so entsteht ein induzierter Range-Rate-Bias von +347 m/s, der in der Schätzung dann negativ herauskommt.

4.4.3 Rotation des Antennenabstrahlzentrums...

...Wie schon in (4.3.5) über die Vorprozessierung der Trackingdaten angedeutet wurde, hat die Spinrotation des LP in den Residuen der Bahnbestimmung einen kurzperiodischen Effekt hervorgerufen.

Abbildung 22 zeigt einen Auszug aus einem Residuenplot eines LP-Bahnbestim-mungslaufs, bei dem die Trackingdaten mit einer Abtastrate bzw. originaler DOPPLER-Integra-tionszeit von 1 Sekunde verarbeitet worden sind. Die Analyse des Frequenzspektrums der oszillierenden DOPPLER-Residuen, dargestellt in Abbildung 23, ergab nicht nur die erwartete Nominalfrequenz des Satellitenspins von rund f_{S} = 0.2 s^{-1} (bzw. ω_{S} = 1.2566 rad/s), sondern auch einen

signifikanten Frequenzanteil mit genau der doppelten Frequenz, jedoch mit wesentlich kleinerer Amplitude als der des Spinanteils. Es wurde hier zunächst ein mechanisch bedingter Offset des Antennenabstrahlzentrums (*Antenna Phase Center* – APC) vermutet, der z.B. durch Rest-Nutation des Satelliten oder einen Offset des APC der Helixantenne von der Spinachse verursacht gewesen sein könnte.

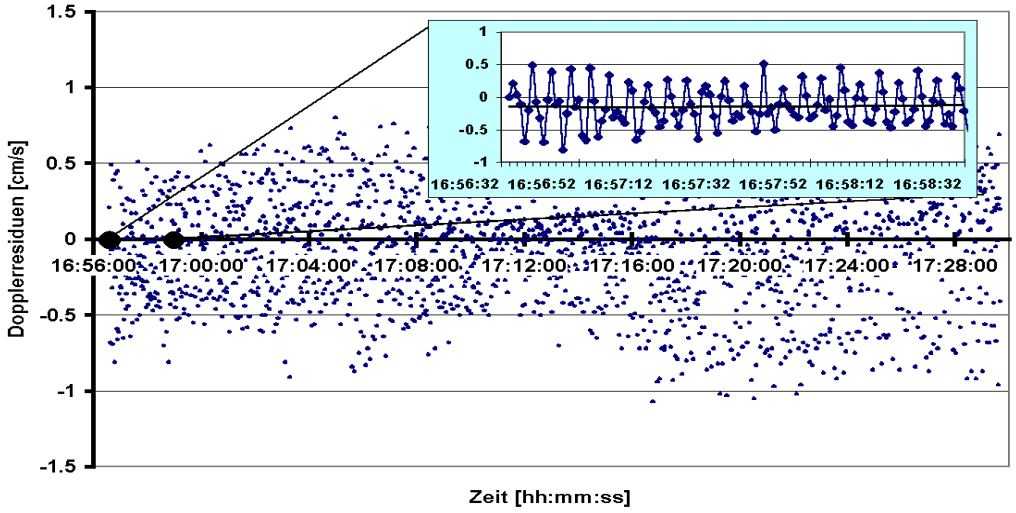


Abbildung 22 – Rotationseffekt im DOPPLER verursacht durch Satelliten-Spin (Auszug aus einem Datensatz vom 6. Juli 1998)

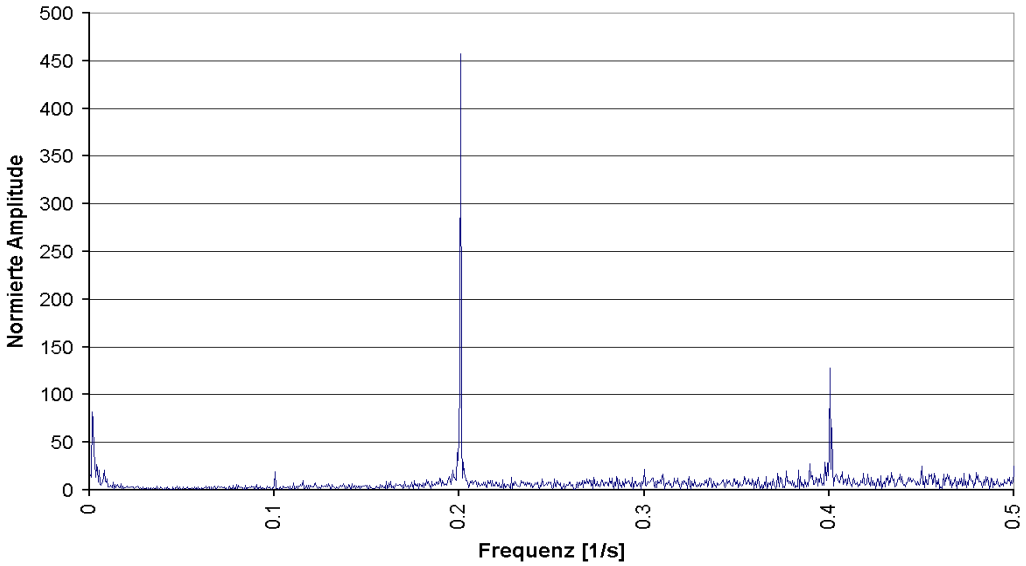


Abbildung 23 – FOURIER-Frequenzanalyse des Antennenrotationssignals aus (a) für 2048 Datenpunkte (entspricht ewta 34 Minuten)

Da LP einen passiven Nutationsdämpfer an Bord mitführte ist vorweg keine signifikante Nutation zu erwarten gewesen. Bei vorhandener Nutation müsste die Gesamtwinkelgeschwin-

digkeit des Satelliten als die vektorielle Summe aus den Vektoren der inertialen Nutationsrate $\omega_{\mathrm{N}i}$ und der körperfesten Nutationsrate $\omega_{\mathrm{N}b}$

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{S}} = \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{Ni}} + \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{Nb}} \qquad \text{G- 180}$$

und für sehr kleine Nutationswinkel θ näherungsweise skalar

$$\omega_{\mathrm{N}i} = \omega_{\mathrm{S}} - \omega_{\mathrm{Nb}} \qquad \text{G- 181}$$

ausgedrückt werden. Für axialsymmetrische Rotationskörper folgt aus den EULERschen Bewegungsgleichungen eine einfache Beziehung zwischen den Nutationsraten, die

$$\omega_{Nb} = \omega_{Ni}\left(\frac{I_T}{I_{zz}} - 1\right)\cos\theta \approx \omega_{Ni}\left(\frac{I_T}{I_{zz}} - 1\right), I_T < I_{zz}, \theta << 1 \qquad \text{G- 182}$$

Die inertiale Nutationsfrequenz des LP Satelliten kann aus der Spinrate und den (WERTZ, 1978). Der LP wird erst durch seine 250 cm langen Instrumentenmasten (Booms) zu einem stabilen Rotationskörper mit $I_T < I_z$. Dabei ist das transversale Trägheitsmoment aufgrund der sternförmig symmetrischen Anordnung über den Umfang des Satelliten konstant. Die vor dem Start von LP gemessene Trägheitsmatrix im definierten geometrischen Figurenachsensystem von LP (GALAL, 1998) lautet:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} 189.825 & 0.256 & 0.016 \\ 0.256 & 187.791 & -0.027 \\ 0.016 & -0.027 & 320.273 \end{bmatrix} \mathrm{kgm}^2 . \qquad \text{G- 183}$$

Eine Eigenwertanalyse ergab die drei Eigenwerte bzw. drei Haupträgheitsmomente von

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} 189{,}856724 & 187{,}759268 & 320{,}273007 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \qquad \text{G- 184}$$

bzw. die zugehörige Eigenvektormatrix mit den Einheitsvektoren der Hauptachsenrichtungen

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} -0{,}992408 & -0{,}122988 & 0{,}000096 \\ 0{,}122988 & -0{,}992408 & -0{,}000217 \\ -0{,}000122 & 0{,}000204 & -1{,}000000 \end{bmatrix} \qquad \text{G- 185}$$

Mit Hilfe des zum größten Eigenwert gehörigen Eigenvektors $\mathbf{e}_{\max}$ (Richtung der Achse mit größtem Trägheitsmoment) läßt sich der verbleibende Winkel zwischen der zum gemessenen Trägheitstensor gehörenden z-Achse $\mathbf{u}_3$ und größter Hauptachse mit Hilfe von

$$\cos\varphi = \mathbf{e}_{\max} \cdot \mathbf{u}_3 \qquad \text{G- 186}$$

bestimmen. Er beträgt ca. φ = 0.01°, was in etwa 115.7 cm – der Entfernung des Mittelpunktes der Medium Gain Antenna (MGA) vom Massenschwerpunkt – zu einem transversalen Versatz in der Größenordnung von 0.2 mm führt. Die Missweisung des Hauptachsensystems gegenüber

dem Figurenachsensystem beträgt damit ein Fünftel der zugelassenen Einbautoleranz der Antenne im Figurenachsensystem von 1 mm (FOLTA, 1998). Aus dem interessierenden Trägheitsmomentenverhältnis lässt sich nun bei nominaler (inertialer) Spinfrequenz durch

$$\omega_{Ni} \approx \omega_S \frac{I_3}{I_T} \approx 1{,}25\,\text{rad/s} \frac{320}{188} = 2{,}13\,\text{rad/s} \qquad \text{G- 187}$$

die zu erwartende inertiale Kreisfrequenz der Nutation ermitteln. Dies ist gleichbedeutend mit einer inertialen Nutationsperiode von ca. 2.9 Sekunden. Die gefundene Nutationsfrequenz liegt jedoch deutlich unterhalb der angezeigten doppelten Spinfrequenz im FOURIER-Spektrum.
Mit der Entwicklung eines Antennenrotationsmodells konnte ein Teilerfolg erzielt werden. Die in der FOURIER-Analyse aufgetretenen zwei Frequenzspitzen lassen hier einen allgemeinen kinematischen Ansatz der Form

$$\boldsymbol{\rho} = \boldsymbol{\rho}_{\text{COG}} + \mathbf{r}_{\text{A}} + \Delta\mathbf{r}_{\text{A}}\,, \qquad \text{G- 188}$$

wobei wir jetzt die Bahn des APC statt des COG (siehe Abbildung 24)

$$\Delta\mathbf{r}_{\text{A}} = \begin{bmatrix} A\cos(\omega t + \varphi_0) \\ A\sin(\omega t + \varphi_0) \\ 0 \end{bmatrix}_{\text{S/C System}} \qquad \text{G- 189}$$

der im S/C-System rotierende Antennen-Offset ist und $\varphi = \omega t$, $C = A\cos\varphi_0$, $S = A\sin\varphi_0$ sowie $\mathbf{a_i} = \begin{bmatrix} C_i & S_i & 0 \end{bmatrix}^T$ sind. Der Ansatz für den Offset kann weiter als

$$\Delta\mathbf{r}_{\text{A}} = \sum_{i=1}^{2} \Delta\mathbf{r}_{\text{A}i} = \sum_{i=1}^{2} \mathbf{R}_{\text{Z}}(-\varphi_i)\mathbf{a}_i \qquad \text{G- 190}$$

gemäß der zwei analysierten Frequenzanteile definiert werden. Die zeitliche Änderung der Richtung des Offset-Vektors bei konstantem Vektorbetrag ist

$$\frac{\text{d}}{\text{d}t}(\Delta\mathbf{r}_{\text{A}}) = \Delta\dot{\mathbf{r}}_{\text{A}} = \Delta\dot{\mathbf{r}}_{\text{A1}} + \Delta\dot{\mathbf{r}}_{\text{A2}} = \sum_{i=1}^{2} \boldsymbol{\omega}_i \times \Delta\mathbf{r}_{\text{A}i} \qquad \text{G- 191}$$

und für die partiellen Ableitungen der aktuellen Range- und Range-Rate-Vektoren nach den im Vektor $\boldsymbol{\Gamma}$ vereinten APC-Rotationsparametern gilt

$$\frac{\partial(\boldsymbol{\rho}, \dot{\boldsymbol{\rho}})}{\partial \boldsymbol{\Gamma}} = \frac{\partial(\boldsymbol{\rho}, \dot{\boldsymbol{\rho}})}{\partial(C_1, S_1, C_2, S_2, \omega_{\text{spin}}, \omega_2)} = \frac{\partial(\Delta\mathbf{r}_{\text{A}}, \Delta\dot{\mathbf{r}}_{\text{A}})}{\partial(C_1, S_1, C_2, S_2, \omega_{\text{spin}}, \omega_2)}. \qquad \text{G- 192}$$

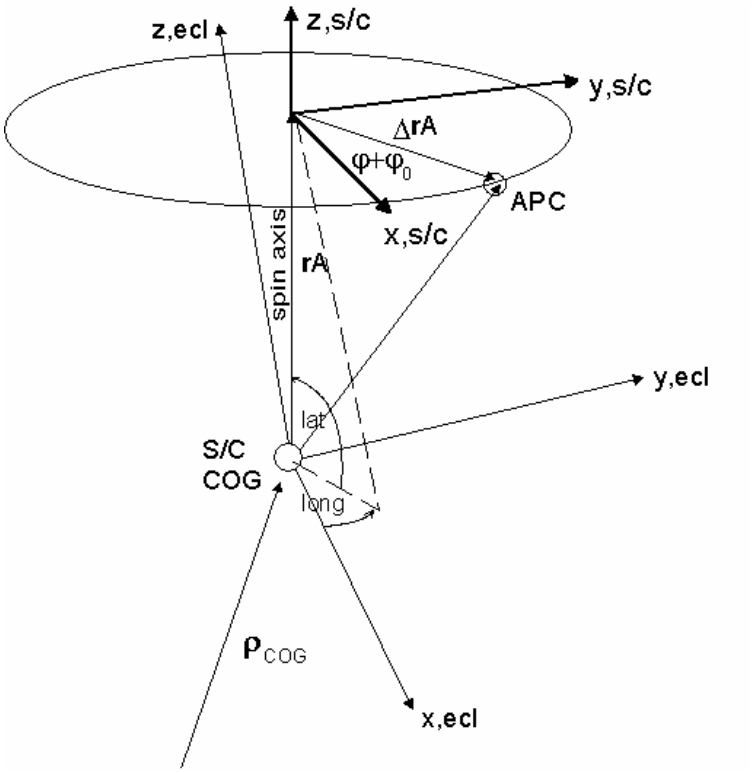


Abbildung 24 – Kinematisches Spinmodell für die LP Antenne; Spinachse mit S/C-System ausgerichtet (z), und gegen Ekliptiksystem (ecl) mit {lat, long} geneigt, Phasenzentrum (APC) rotiert im S/C-System, initiale Phase φ_0 (Lage $x_{S/C}$) unbekannt

Es können somit die Ableitungen des Antennenvektors und seiner zeitlichen Änderung nach den Amplituden-Phasen-Parametern C_i und S_i (i=1,2) wie folgt berechnet werden:

$$\frac{\partial \Delta \mathbf{r}_{\mathrm{A}i}}{\partial C_i} = \mathbf{R}_z(-\varphi_i)\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\end{bmatrix}^T \qquad \text{G- 193}$$

$$\frac{\partial \Delta \mathbf{r}_{\mathrm{A}i}}{\partial S_i} = \mathbf{R}_z(-\varphi_i)\begin{bmatrix}0 & 1 & 0\end{bmatrix}^T \qquad \text{G- 194}$$

$$\frac{\partial \Delta \dot{\mathbf{r}}_{\mathrm{A}i}}{\partial C_i} = \boldsymbol{\omega}_i \times \mathbf{R}_z(-\varphi_i)\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\end{bmatrix}^T = \boldsymbol{\omega}_i \times \frac{\partial \Delta \mathbf{r}_{\mathrm{A}i}}{\partial C_i} \qquad \text{G- 195}$$

$$\frac{\partial \Delta \dot{\mathbf{r}}_{\mathrm{A}i}}{\partial S_i} = \boldsymbol{\omega}_i \times \mathbf{R}_z(-\varphi_i)\begin{bmatrix}0 & 1 & 0\end{bmatrix}^T = \boldsymbol{\omega}_i \times \frac{\partial \Delta \mathbf{r}_{\mathrm{A}i}}{\partial S_i} \qquad \text{G- 196}$$

Die partiellen Ableitungen nach der Spinkreisfrequenz lauten

$$\frac{\partial \Delta \mathbf{r}_{\mathrm{A}i}}{\partial \omega_i} = \frac{t}{\omega_i}\boldsymbol{\omega}_i \times \Delta \mathbf{r}_{\mathrm{A}i} = \left(\frac{t}{\omega_i}\right)\Delta \dot{\mathbf{r}}_{\mathrm{A}i}$$

und

$$\frac{\partial \Delta \dot{\mathbf{r}}_{\mathrm{A}i}}{\partial \omega_i} = \frac{\partial}{\partial \omega_i}\left(\boldsymbol{\omega}_i \times \Delta \mathbf{r}_{\mathrm{A}i}\right) = \mathbf{u}_{\omega i} \times \Delta \mathbf{r}_{\mathrm{A}i} + \boldsymbol{\omega}_i \times \frac{\partial \Delta \mathbf{r}_{\mathrm{A}i}}{\partial \omega_i} = \mathbf{u}_{\omega i} \times \left(\Delta \mathbf{r}_{\mathrm{A}i} + t\,\Delta \dot{\mathbf{r}}_{\mathrm{A}i}\right)$$

Bei der Berechnung des *Differenced-Range*-DOPPLER-Beobachtungswertes werden dessen partielle Ableitungen ebenso wieder als *Differenced-Range*-Ableitungen (siehe (G- 138) in 2.5.3) dargestellt. Die Geschwindigkeitsterme des APC-Rotationsmodells sowie deren Ableitungen werden im Rahmen dieser Modellierung folglich nicht verwendet.

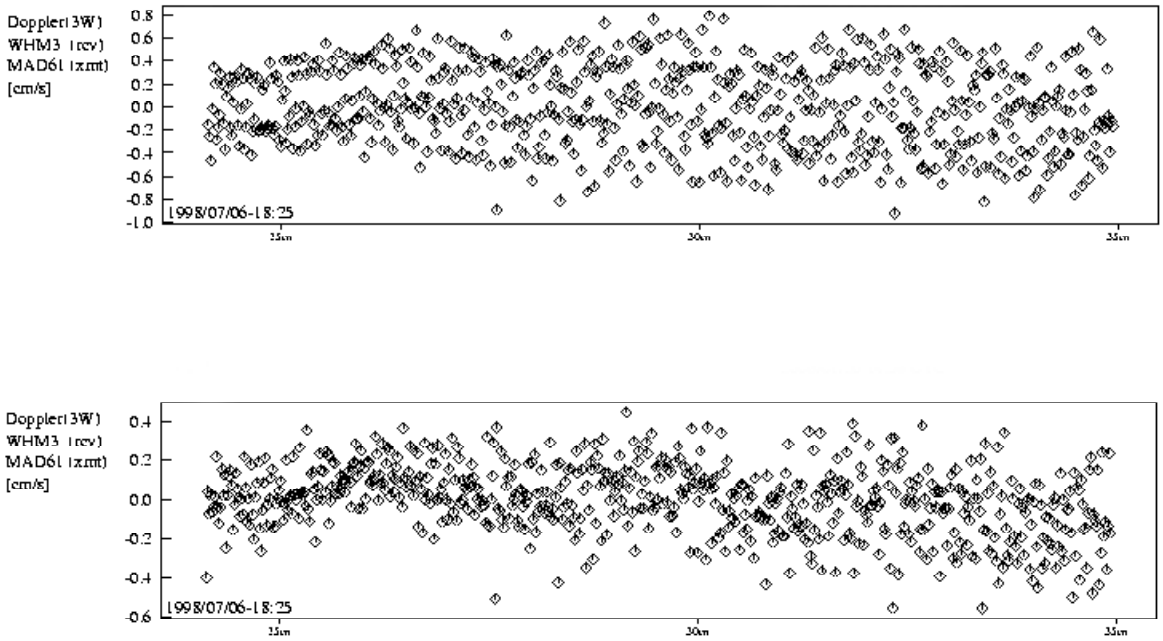


Abbildung 25 – Original DEEPEST-Bahnbestimmungsplots der Residuen ohne Spinparameterschätzung (oben, RMS 3.5 mm/s) und mit Spinparameterschätzung (unten, RMS 1.8 mm/s) über einen Datenbogen von 10 Minuten

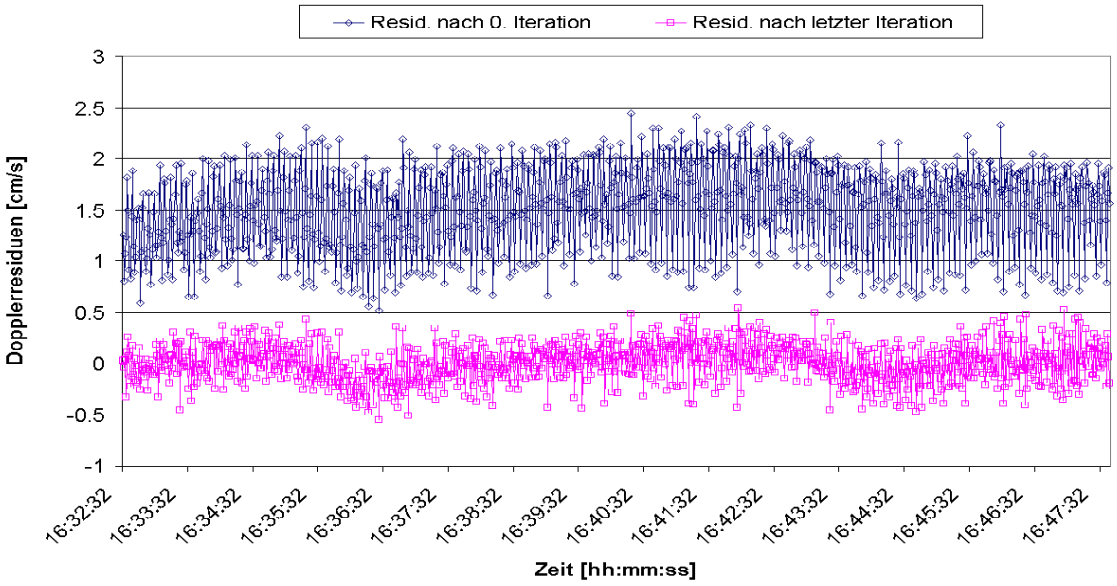


Abbildung 26 – Bahnbestimmungsresiduen ohne und mit Spinparameterschätzung über einen ausgesuchten Datenbogen von 15 Minuten; Anfangsresiduen σ = 3.9 mm/s oben (dargestellt mit Bias), Residuen σ = 2.2 mm/s nach Spinparameterausgleich unten

Mit Hilfe des entwickelten APC-Rotationsmodells konnte der RMS-Wert bzw. die Standardabweichung der Residuen für kurze Teilbögen von etwa 10 bis 15 Minuten gesenkt werden (Abbildung 25 und Abbildung 26). Die Versuche zur Bestimmung von Amplituden und Frequenzen zeigten sich sehr stark abhängig von der anfänglichen Kenntnis der tatsächlichen Spinfrequenz des LP. Die durch geringe Variation der Anfangswerte erreichten Ergebnisse zeigen einen schmalen Toleranzbereich für die Frequenzschätzung auf, indem vom Programm immer wieder gleiche Schätzwerte für die Schwingungsamplituden errechnet werden. In diesen Versuchen wurde die Bandbreite der Schätzbarkeit der Hauptperiode zu etwa 0.008 s ermittelt. Außerhalb dieses Bereichs konvergieren die Schätzungen zu Ergebnissen mit höheren RMS der Residuen. Die Anfangsresiduen (0. Iteration, mit Parameter-Anfangswerten berechnet) des Versuchs in Abbildung 26 haben eine Standardabweichung von etwa 4 mm/s. Der Datenausgleich mit Biasschätzung resultiert in einem Residuen-RMS von 3.9 mm/s, wenn die Rotation nicht modelliert wird. Werden dann bei Schätzung der C- und S-Parameter die aus der FOURIER-Analyse erhaltenen Werte für die beiden Schwingungsperioden T_1 = 4.98297 s und T_2 = 2.49756 s als a priori Werte in die Schätzprozedur eingesetzt, so wird ein RMS von 3.8 mm/s nach der letzten Iteration erreicht – eine wenig signifikante Änderung also.
Nun konnte aber durch experimentelle Variation der Periodenwerte ein Bereich eines minimalen RMS-Niveaus von 2.2 mm/s ausgemacht werden (Abbildung 26). Die Amplitude des Spinanteils der Schwingung erreicht innerhalb dieses Bereichs Schätzwerte von 3.85 mm, bei einer geschätzten Spinperiode von 4.998 s (ω_S = 1.2571 rad). Der Wert der geschätzten 2. Periode variiert aber je nach Anfangswert zwischen 2.898 s und 2.903 s. Die Ähnlichkeit mit der oben errechneten Nutationsfrequenz erscheint jedoch aufgrund der vorhergehenden Frequenzanalyse physikalisch nicht begründbar.
Insgesamt konnte keine stetige und somit funktionell taugliche Verbesserung durch dieses experimentelle Parameter-Schätzmodell erzielt werden. Eine Erklärung der zweiten Frequenz in den DOPPLER-Residuen konnte erst nach weiteren Analysen (auch unter Verwendung der Weilheimer LP Trackingdaten) von PING et al (2001) geliefert werden. Dort wurde eine 10-stündige ΔVLBI Kampagne am 21.9.1998 durchgeführt. VLBI (*Very Large Baseline Interferometry*) stellt eine Phasendifferenzmessung dar und ΔVLBI die Differenzbildung mit der entsprechenden VLBI-Messung zu einer sich im Winkelnahbereich des Satelliten befindlichen und bekannten Radioquelle (hier: Quasar 3C273B). Anderseits wurde eine künstliche Extraktion von 3-Weg-DOPPLER-Daten aus dem ΔVLBI Signal vorgenommen, welche anhand der 3-Weg-DOPPLER-Daten aus der Weilheim-Tracking-Kampagne verifiziert wurden. Eine eingehende Analyse zeigte eine Übereinstimmung mit schon bei früheren Untersuchungen und Experimenten durch TRANQUILLA & COLPITTS (1988) festgestellten Phasenverzögerungsmustern (*phase delay patterns*) für Helixantennen auf[46]. Sie erzeugen systematische periodische Fehler im Dopplersignal. Die Phasenverzögerungen zeigten sich weiterhin als von der Count-Zeit abhängig (0.15s, 0.3s, 0.6s). Der Effekt ist dabei abhängig von der Orientierung der Antenne zur Trackingstation. Vorgeschlagen wurden daraufhin Methoden zur Fehlerkompensationen durch digitale Filtermethoden oder eben ein einfaches Daten-Resampling mit den Vielfachen der Spinperiode (N/f_{spin} mit N=1,2,...) wie dies bereits im Rahmen der hier durchgeführten Bahnbestimmungsanalysen schon angewendet wurde.

46 früher schon für GPS-Antennen untersucht, Auch dort offenbarten die WM101-Helixantennen der GPS-Satelliten ein Phasenverzögerungsmuster von doppelter Spin-Frequenz

Neben den periodischen Auswirkungen des rotierenden Zustands hat ein inertial rotierendes Antennenabstrahlzentrum nach MARINI (1970) auf polarisierte Radiowellen auch einen konstanten Verschiebungseffekt des 2-Weg-DOPPLER-Messwertes. Er wird beschrieben durch

$$\left|\Delta\dot{r}\right| = \frac{\left|1 \pm K\right|}{2}\lambda_T f_S, \qquad \text{G- 197}$$

mit λ_T = Sendewellenlänge und f_S = Spinfrequenz, K=240/221 wobei das positive Vorzeichen für den Fall gleicher Polarisation der Antenne bei Empfang und Aussendung des Signals gilt[47]. Ein negatives Vorzeichen ist anzubringen, falls die Polarisationen bei Empfang und Aussendung des Signals entgegengesetzt sind. Für S-Band-Frequenzen um $f_T \approx 2.2$ GHz liefert die Biasformel eine konstante DOPPLER-Verschiebung von etwa b = 0.028 m/s oder umgerechnet 0.41 Hz für LP. Bei Polarisationsänderung wird der Bias b = –0,0017 m/s. Dieser Bias wurde durch die frequenzbedingten Stationsbiasschätzungen unauflösbar abgefangen.

4.4.4 Lagemanöver im Trackingintervall...

...Es gab innerhalb des Trackingzeitraums ein Lagemanöver des LP, und es wurde am 27. Juli 1998 um 16:10:17 UTC laut NASA/ARC-Informationen mit einer Dauer von 270 Sekunden durchgeführt (GALAL, 1998). Es handelte sich dabei um einzelne Antriebspulse mit entsprechender Phase, da LP ein spinstabilisierter Satellit ist. Das Manöver ist über den Bahnbestimmungsbogen, der das Manöver enthielt, in Form eines ausgedehnten Manövers mit rechteckigem Profil mitbestimmt worden. Die Ergebnisse der Schätzung in Radial-, Tangential- und Normalrichtung (RTN) der Bahn sind in Tabelle 17 festgehalten. Sie wurden dann für die Bahnprädiktion des aktuellen Orbits in das Schubmodell eingesetzt. Die Manöverschätzung wurde in ebenso in Abhängigkeit von der Länge des Datenbogens vollzogen, um die ausreichende Beobachtbarkeit des Manövers zu verifizieren (Abbildung 27).

Tabelle 17 – Schätzergebnis für die RTN-Komponenten des Lagemanövers im Trackingintervall für einen 2.5-Tage-Datenbogen

Manöverkomponente [m/s]	**Schätzwert [m/s]**	**Standardabweichung [m/s]**
ΔV **R**adial	0.0134	+/ 0.0001
ΔV **T**angential	0.0119	+/ 0.0000
ΔV **N**ormal	0.0103	+/ 0.0003

.

47 Hier wurde die MARINI-Formel angepasst, so dass das standardisierte Transponderverhältnis (Hier K=240/221 für S-Band) eingesetzt werden kann. Im Vergleich zum Paper ist also K als K = 1/k identifiziert worden). Nur so ergeben sich die im folgenden berechneten Werte, die mit denen von CARRANZA et al (1999) übereinstimmen.

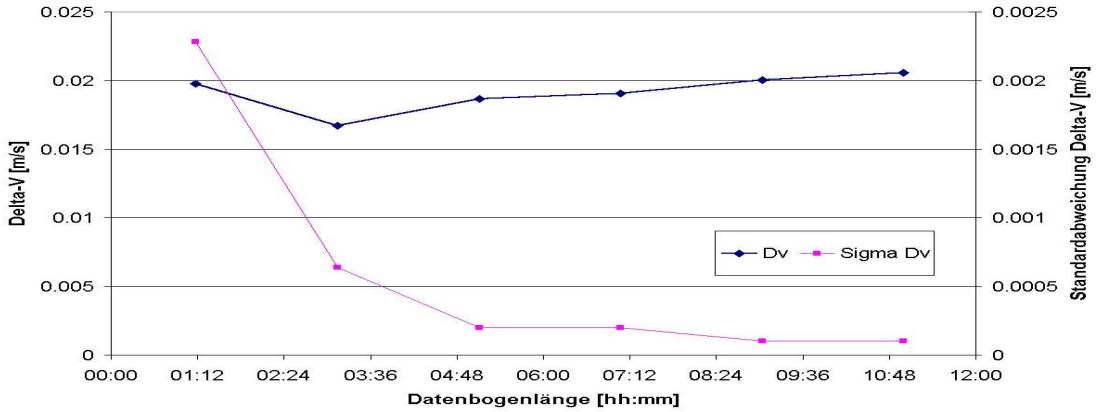


Abbildung 27 – Manöverschätzung (Total-Δv) in Abhängigkeit der Variation der Datenbogenlänge

4.4.5 Line-of-Sight-Anomalien im Dopplersignal...

...Signaturen, die auf stärkere lokale (regionale) Gravitationsanomalien hindeuten, können in den Bahnbestimmungsresiduen erkannt werden, da sie von den harmonischen Funktionen eines Gravitationsfeldmodells nicht vollständig modelliert werden. Der in Abbildung 28 gezeigte Ausschnitt aus einem LP-Trackingintervall dient als Anschauungsbeispiel dafür, in wie weit durch lokale geologische[48] Inhomogenitäten anomalistische Beschleunigungen von den Gravitationsmodellen der LP-Generation (hier: das frühe LP75D) aufgelöst werden. Das Zeitintervall wiederholten Auftretens entspricht genau einer Orbitperiode, die etwa 1.96 Stunden (ca. 118 Minuten) lang ist. Dies deutete zunächst auf den Überflug einer Gravitationsfeldanomalie hin, und die überprüfte Bodenspur zeigt zu diesen Zeitpunkten tatsächlich den Überflug des östlichen Randgebietes des Mare Orientale, eines von mehreren bekannten *„Mascons"* der Mondvorderseite.

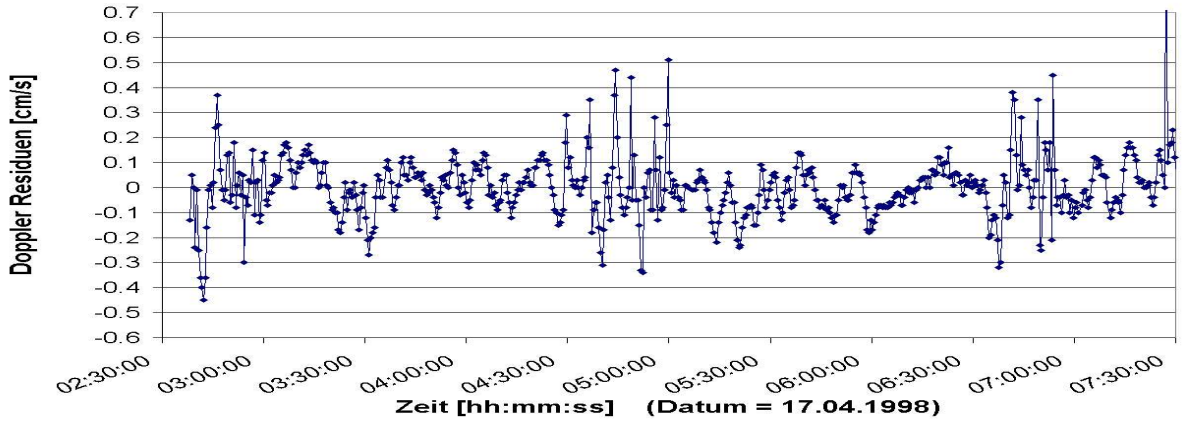


Abbildung 28 – Gravitative Störungen im Dopplersignal (30 Sek. Count-Zeit) nach einem Ausgleich mit dem LP75D-Modell

[48] der Begriff „selenologisch" wird hier vermieden, da dies konsequenterweise eine analoge Übertragung des Begriffs „geologisch" auch für die übrigen Himmelskörper des Sonnensystems nach sich zieht. Es ist viel einfacher den Begriff „geologisch" im entsprechenden Zusammenhang verallgemeinert zu verwenden

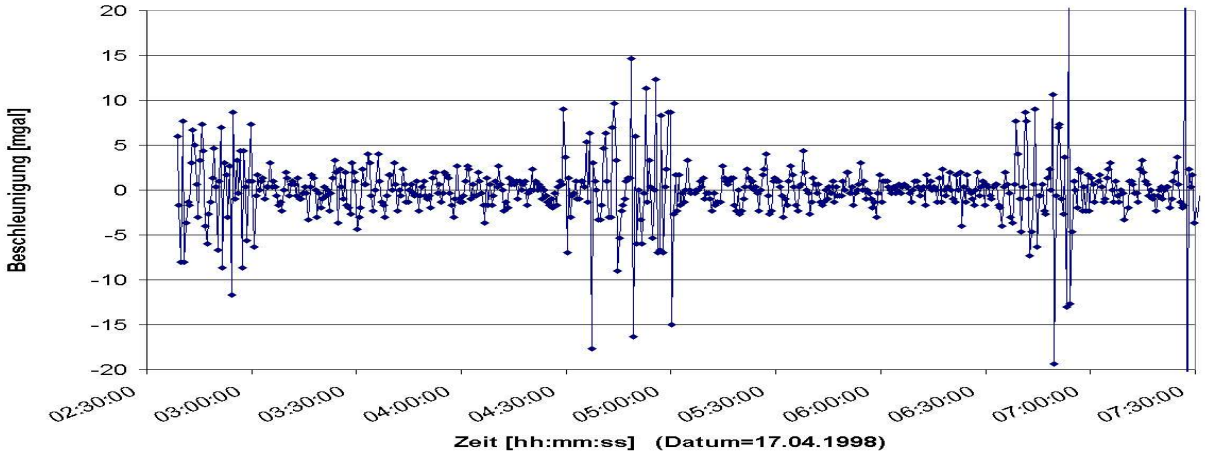


Abbildung 29 – Aus LoS-Geschwindigkeitsdifferenzen im 30-Sekunden-Countintervall berechnetes Beschleunigungsprofil

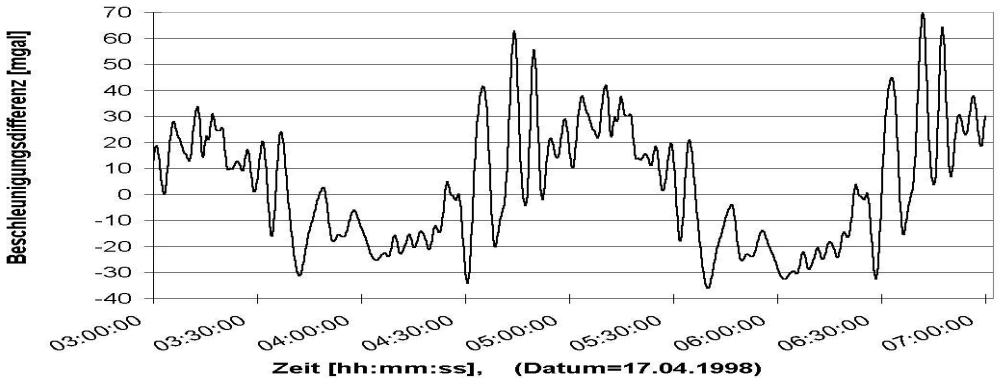


Abbildung 30 – Differenz berechneter Beschleunigungen für LP75D und GLGM-2

Korrelationen mit topographischen Gegebenheiten des Mondes geben dann eventuell weitere Aufschlüsse über die innere selenologische Struktur der überflogenen Lokalregionen (siehe z.B. SJOGREN & SMITH, 1976). Die Abbildung 29 zeigt ein aus diesen LoS-DOPPLER-Residuen mit Hilfe der Bildung des Quotienten $a(t_i) = \Delta v(t_i) / \Delta t_c$ erzeugtes Beschleunigungsprofil in der Einheit mgal („Milligal", 1 mgal = 10^{-5} m/s²). Die betragsmäßig maximale Beschleunigungsanomalie liegt bei etwa 20 mgal. Die mit der Bahnbestimmungssoftware berechneten Beschleunigungsdifferenzen für diesen Datenbogen in Abbildung 30 zeigen, dass LP75D neben orbitperiodischen Effekten die Gravitationsfeldanomalien in der Orientale-Region gegenüber älteren Gravitationsmodellen, wie hier dem GLGM-2, weitaus besser kompensiert. In der betrachteten Region weist GLGM-2 deutlich Beschleunigungsdifferenzen von bis zu 70 mgal relativ zum LP75D-Modell auf. Mit LP75G wurde gegenüber LP75D eine nur noch sehr kleine Verbesserung in der Modellierung dieser Anomalie erzielt. Die gezeigten Beschleunigungsdifferenzen erreichen maximale Amplituden von etwa 0.04 cm/s² (= 40 mgal), worin sich quantitativ die Verbesserungen im LP-Modell manifestieren. Diese Art der LoS-DOPPLER-Analysen kann verfeinert werden und z.B. der Erstellung regionaler „Gravitationskarten" dienen (GOOSSENS, 2005).

4.5 Bahnbestimmungsauswertung

4.5.1 Ablauf der Bahnbestimmungen...

...Nach der Festlegung von 20 Datenbögen von jeweils 2 Tagen Länge für die Bahnbestimmung, konnten diese nacheinander durchgeführt werden. Nach einem Bahnbestimmungslauf wurde eine definitive[49] Ephemeride generiert, wobei sie 1 Tage bzw. 2 Stunden (= 1 Orbit) über das Datenintervall hinaus in das darauffolgende propagiert wurde. Dies ist notwendig für die Anwendung der Orbitkonsitenzanalyse (OCA-Methode, siehe 4.5.2), bei der sukzessive Positions- (und/oder Geschwindigkeits-) Differenzen beider Ephemeriden berechnet und analysiert werden (Abbildung 32). Die Tabelle 18 fasst alle 21 gebildeten Bahnbestimmungsbögen von 2 Tagen zusammen und zeigt die Datenmengenverteilung über den Trackingzeitraum.

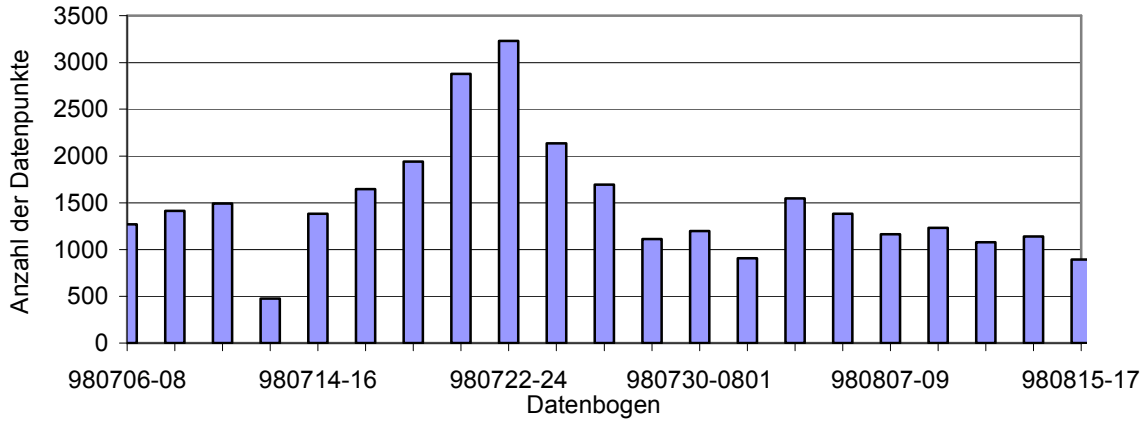


Abbildung 31 – Datenmenge im Trackingintervall

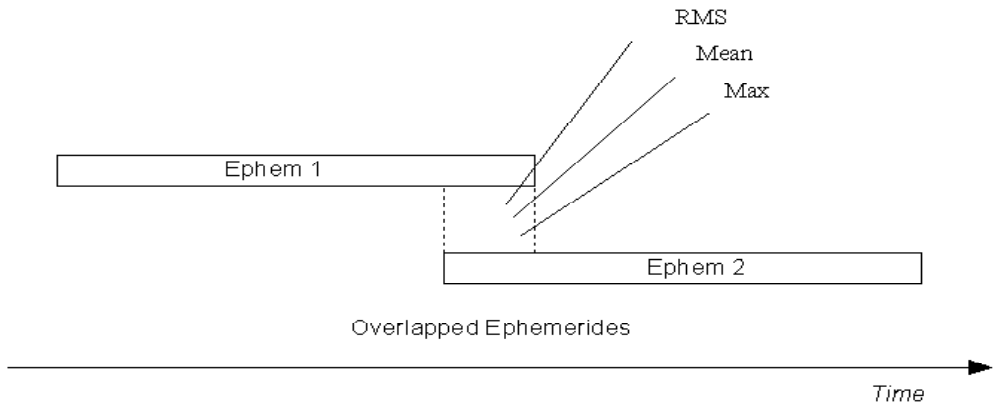


Abbildung 32 – Prinzip des Ephemeridenvergleichs

[49] Das LP Team am GSFC benannte ihre auf den Bahnbestimmungsergebnissen beruhenden Bahnvorhersagen über das Datenintervall als *definitive ephemerides*.

Tabelle 18 – Definition von LP Bahnbestimmungssequenzen

OD Nr.	Orbitbogen yymmdd-(mm)dd, alle 0 h UTC	Gültige Datenpunkte			Eph Gen From (UTC)	Eph Gen To (UTC)
		Daten-spanne Stunden	Anzahl pro Station (DSS : Anz.)	Total		
1	980706-08	30.54	42:193, 61:1076	1269	1998/07/06 00:00	1998/07/09 00:00
2	980708-10	46.27	42:150, 61:1265	1415	1998/07/08 00:00	1998/07/11 00:00
3	980710-12	47.97	42:161, 61:1333	1494	1998/07/10 00:00	1998/07/13 00:00
4	980712-14	47.50	42:127, 61:351	478	1998/07/12 00:00	1998/07/15 00:00
5	980714-16	47.68	42:50, 61:1131, 24:141, 46:64	1386	1998/07/14 00:00	1998/07/17 00:00
6	980716-18	35.97	61:527, 66:690, 16:111, 24:222, 46:96	1646	1998/07/16 00:00	1998/07/19 00:00
7	980718-20	38.15	61:1198, 27:549, 46:194	1941	1998/07/18 00:00	1998/07/21 00:00
8	980720-22	39.32	42:243, 61:649, 66:1197, 27:629, 46:161	2879	1998/07/20 00:00	1998/07/23 00:00
9	980722-24	39.45	42:215, 61:809, 66:1280, 16:699, 46:227	3230	1998/07/22 00:00	1998/07/25 00:00
10	980724-26	38.32	61:894, 66:947, 46:294	2135	1998/07/24 00:00	1998/07/27 00:00
11	980726-28	37.38	42:247, 61:1259, 27:188	1694	1998/07/26 00:00	1998/07/29 00:00
12	980728-30	36.35	42:243, 66:730, 27:139	1112	1998/07/28 00:00	1998/07/31 00:00
13	980730-0801	33.2	42:25, 61:886, 66:286	1197	1998/07/30 00:00	1998/08/02 00:00
14	980801-03	34.19	42:89, 61:725, 46:94	908	1998/08/01 00:00	1998/08/04 00:00
15	980803-05	31.48	42:74, 61:1474	1548	1998/08/03 00:00	1998/08/06 00:00
16	980805-07	47.97	42:170, 61:1215	1385	1998/08/05 00:00	1998/08/08 00:00
17	980807-09	47.97	42:123, 61:1041	1164	1998/08/07 00:00	1998/08/10 00:00
18	980809-11	47.25	42:171, 61:921, 66:140	1232	1998/08/09 00:00	1998/08/12 00:00
19	980811-13	47.8	42:58, 61:772, 24:170, 46:78	1078	1998/08/11 00:00	1998/08/14 00:00
20	980813-15	47.53	42:75, 61:315, 66:358, 24:393	1141	1998/08/13 00:00	1998/08/16 00:00
21	980815-17	11.06	61:297, 66:346, 24:252	895	1998/08/15 00:00	1998/08/18 00:00

4.5.2 Auswertemethoden...

...Ziel einer jeden Bahnbestimmung ist es, diese so genau wie spezifiziert durchzuführen. Operationelle Anforderungen an die Genauigkeit der Positions- und Geschwindigkeitsbestimmung richten sich nach den entsprechenden Zwangsbedingungen, an die die wissenschaftlichen Mess- und Auswerteeinrichtungen an Bord eines Satelliten gebunden sind.
Eine Aussage über die determinierte Bahngenauigkeit zu treffen ist neben der möglichst genauen Bahnbestimmung selbst das wichtigste Ziel der Navigationsanalyse. Zu unterscheiden sind

- Vorfluganalyse (Missionsanalyse) und
- Fluganalyse (operationelle Analyse)

Für alle statistischen Verfahren zur Auswertung im Vorfeld der Mission müssen Annahmen über die Fehler gemacht werden. Die Vorfluganalyse bedient sich der Kovarianzanalyse, um Wahrscheinlichkeitsaussagen über den Erfolg von spezifizierten Strategien der Bahnbestimmung zu erhalten. Bei der Fluganalyse handelt es sich um die Auswertung der mit realen Trackingdaten durchgeführten Bahnbestimmungen.
Hier erhält ein Analyst erstmals Aufschluss über die Diskrepanz zwischen Modell und Wirklichkeit. Wie, soll in systematischer Weise in den anschließenden Kapiteln untersucht werden. Dazu werden fünf statistische Auswertemethoden herangezogen:

1. Methoden **ohne** Realdatenbezug:

- VCA = *Variance/Covariance Analysis*
- CCA = *Consider Covariance Analysis*
- MCA = *Monte-Carlo Analysis*

2. Methoden **mit** Realdatenbezug:

- RSA = *Residual-Statistical-Analysis*
- OCA = *Overlap Consistency Analysis*

Jede besitzt eine bestimmte Aussagekraft im Rahmen der Auswertung von Bahnbestimmungen. In vom Anwendungsfall abhängigen Kombinationen geben über Bahnbestimmungsgenauigkeiten konsistent Aufschluss geben können. Sie werden im einzelnen in den folgenden Absätzen erläutert.
Ein wichtiges Instrument zur Beurteilung von Bebachtbarkeitsfehlern ist die formale Varianz-Kovarianzanalyse (VCA). Es handelt sich dabei um die Auswertung der statistischen Information aus der berechneten Kovarianzmatrix; die Varianz der geschätzten Parameter akkumuliert sich aus den Beobachtungsgleichungen (partielle Ableitungen erster Ordnung) und steht damit unter dem Einfluss der indirekten Beobachtbarkeit der Parameter. Oder umgekehrt formuliert: aus der totalen Sensitivität der Beobachtungen gegenüber den Variationen in den Parametern des Modells lässt sich die Beobachtbarkeit beurteilen.

Die so im Rahmen der linearen Theorie ermittelten Positionsfehler zur Schätzepoche sind nicht nur optimistisch, sondern höchst ideal. Nur, wenn keine Modellfehler vorliegen, können die berechneten Wahrscheinlichkeitsparameter aus der VCA als mit der Realität vergleichbare Quantitäten betrachtet werden. Sie hängen gemäß der theoretischen Voraussetzungen des LSQ-Verfahrens allein vom Messrauschen und der Aufaddierung des Informationsgehaltes aus den Beobachtungen bezüglich der zu bestimmenden Orbitparameter ab. Diese Akkumulation von Information in den partiellen Ableitungen, die sich in der Kovarianzmatrix niederschlägt, hängt vom Beobachtungstyp und der geometrischen Datenverteilung ab. Datentyp, Datenmenge und -verteilung, sowie die a priori angesetzten Messwertfehler gehen in diese Kalkulation ein. Die tatsächlichen (a posteriori) Messdatenfehler in den Residuen gehen dagegen nicht in die Kovarianz ein. Die VCA ist demnach eine reine Beobachtungsanalyse bei gegebenem Modell und gibt damit Aufschluss über die Qualität einer Beobachtungsstrategie.
Die Bahnbestimmung endet bei Modellperfektion in Theorie und Simulation mit ausgemittelten Residuen, deren Streuung einem globalen Messdatenrauschen entspricht. Die Kovarianz gibt dann die Streuung der geschätzten Parameter-Erwartungswerte an. Mit zunehmender Anzahl von Messdaten (mal informatorisch redundante Datenbögen vorausgesetzt) schreitet der Ausmittelungsprozess fort bis der Bahnbestimmungsfehler asymptotisch wegen

$$\mathbf{Q}_x^{\mathrm{w}} = \mathbf{N}^{-1} \;\Rightarrow\; \sigma_x \sim \frac{\sigma_m}{\sqrt{N_m}} \qquad \text{G- 198}$$

gegen null geht[50], bzw. der Parameter-Erwartungswert als immer sicherer gilt (Wahrscheinlichkeit des Parameterwertes bei gegebenem Datenrauschen geht asymptotisch gegen 100%). Vergleicht man also die geschätzte formale Parametergenauigkeit zweier Bahnbestimmungsergebnisse, so muss dies theoretisch unter Berücksichtigung der Datenmengen und, wie außerdem ersichtlich, hinsichtlich unterschiedlicher Messgewichte (*a priori* Messfehler) geschehen. In der Vorflug-Simulation ist die VCA ein sinnvolles Werkzeug zur grundlegenden Planung des Navigationsprofils einer Mission. Beobachtungslücken lassen sich schnell erkennen und die Tracking-Methodik bzw. der Tracking-Zeitplan daraufhin umstellen.
Entgegen der Fixierung der nicht geschätzten Parameter des Modells in der einfachen VCA errechnet sich ein zu optimistisches Ergebnis der Kovarianzmatrix. Die Consider-Kovarianz Analyse (CCA) wendet eine (additiv) erweiterte Kovarianz an, deren Formalismus die a priori Kovarianzen von Bias Parametern (additive Abweichung vom eigentlich in Betracht gezogenen Modellparameter) mit als null vorausgesetztem Erwartungswert einbezieht. Beispielsweise kann der SRP Koeffizient mit einem *Bias* beaufschlagt und die stochastische Varianz dieser mit im Mittel null angesetzten Abweichung in die Consider-Kovarianzmatrix **C** (siehe G- 26) eingebracht werden: $C_R = C_{R0} + \Delta C_R$, wobei $\Delta C_R = 0 \pm \sigma_{CR}$.

---

50 Dies ist auch der Grund, warum für die KALMAN-Filterung ein Prozesszrauschen (process noise) eingeführt werden muss. Hier wird nach einer bestimmten Anzahl an prozessierten Beobachtungen der Filter nicht mehr mit einer Verbesserung reagieren, was bei in der Praxis immer vorhandenen Modellimperfektionen die weitere Filterung technisch blockiert. Der Filter muss vielmehr – in kontrolliertem Rahmen – für jede weitere Messung sensitiv bleiben, was durch künstliche Erhöhung von Kovarianzen im Dynamikteil des linearen Gesamtsystems erreicht werden kann.

Die Monte-Carlo Analyse (MCA) kann für die statistische Fehlersimulation angewendet werden, d.h. um Effekte von bestimmten angenommenen Fehlern im Zufallsexperiment festzustellen (z.B. in $N = 100$ simulierte Zufallsstichproben). Es werden bei der MCA bestimmte Parameter des Modells zufällig bei gegebener Standardabweichung verändert (Biases/Offsets mit Erwartungswert null, siehe CCA); anschließend wird über ein definiertes Zeitintervall $[t_0,t_1]$ propagiert; die Ephemeriden über die vorgegebenen Zeitintervalle werden differenziert mit der Ephemeride, welche mit dem Erwartungswert des Zufallsparameters generiert wurde (siehe OCA).
Die MCA pflanzt einen Fehler direkt in das Modell ein und zeigt so die direkte Auswirkung im Ergebnis der Berechnung. Die CCA demgegenüber grenzt den Wahrscheinlichkeitsbereich des Fehlereffektes ein und man erspart sich das eventuell rechenextensivere Zufallsexperiment der MCA. Dennoch kann eine Gegenüberstellung von CCA und MCA das Verständnis für und das Vertrauen in eine Fehleranalyse stärken.
Die statistische Analyse der Bahnbestimmungsresiduen (RSA) ist ein Instrument die Qualität realer Bahnbestimmungen (Realdaten ↔ Modell) zu beurteilen. Die „Residuen“ als „restliche“ Fehler zwischen realer und modellierter Beobachtung werden. Sie zeigen systematische Fehler an, die

- ein vom reinen Messrauschen abweichendes RMS bewirken oder
- zu konstantem Bias bzw. einer Drift führen oder
- überlagerte Signaturen aufweisen.

In der Theorie bedeuten längere Datenbögen, dass Varianzen der Schätzparameter wegen zunehmend redundanter Information abnehmen. In der Praxis machen sich hier Modellfehler bemerkbar, d.h. es resultieren größere Residuen aufgrund der propagierten Modellfehler. Für kleinere Datenbögen wiederum muss beachtet werden, dass die „Lösungstoleranz“ wächst. Dies bedeutet, der Datenfit ist über kurze Bögen weniger mit dem Modell korreliert, da sich langfristige Informationen über einzelne Bahnparameter noch nicht signifikant entwickelt haben. Die Residuen zeigen in diesem Fall einen nahezu idealen Fit an (*noise level*), der aber lokal begrenzt bleibt, also über die Grenzen des gewählten Datenbogens hinweg schnell divergiert.

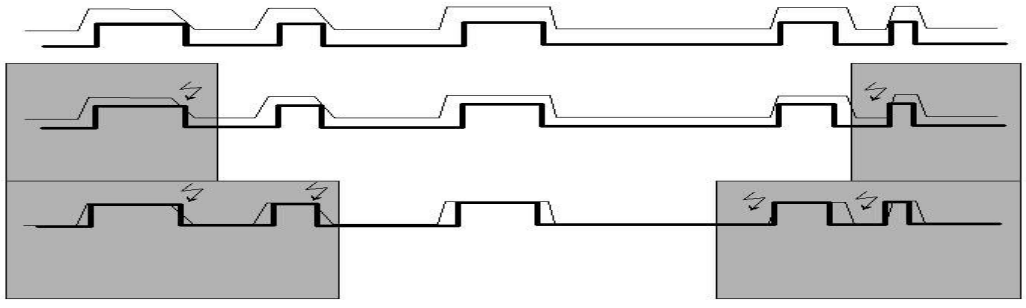


Abbildung 33 – Schematische Darstellung der Modellkorrelation mit dem Datenfits in Abhängigkeit von der Datenbogenlänge (weißer Bereich); dünne Linie: Realität, dicke Linie: fehlerhaftes Modell; die Diskrepanz kommt bei langen Datenbögen in größeren Residuen zum Tragen (durch vertikale Differenz illustriert), für kurze Bögen reagiert der Schätzprozessor bei Informationsmangel fehlertolerant und die Fehlerkompensation zeigt sich in kleinen Residuen, die dabei aber eine nur lokal begrenzte Datenreduktion darstellen; außerhalb des Datenbogens (grauer Bereich) „passt“ das Modell schnell nicht mehr (durch ↗ Symbol angedeutet)

Die Orbit-Konsistenzanalyse (OCA) oder der Ephemeridenvergleich bildet die Differenz (Δ) zweier sich überlappenender Ephemeridensätze, bestehend aus vorhergehender und nachfolgender Ephemeride, die jeweils auf aufeinanderfolgenden Bahnbestimmungsergebnissen beruhen. Sie können im Raumflugbetrieb sukzessiv gewonnen worden sein (operationelle Realbahnbestimmung) oder aber auch Ergebnisse aus einer Simulation sein. Die OCA hat in bezug auf reale Bahnbestimmungen einen notwendigen Stellenwert und für Simulationen im Vergleich zur statistischen Auswertung (VCA, CCA) einen sehr anschaulichen Charakter.
Im Falle realer Bahnbestimmungen werden hierdurch erwartete, also aufgrund von tatsächlichen Daten geschätzte und damit als die wahrscheinlichsten Orbitverläufe verglichen. Die Ephemeriden, d.h. das durch sie beschriebene zeitliche Vorhersageverhalten der Orbitmodelle, sind im Rahmen der Schätztheorie selbst (wegen ihrer Zufallsparameter) Zufallsgrößen bzw. -mengen. Sie sind, ausgehend von Erwartungswerten, die wahrscheinlichste Repräsentation der Zustandsvektoren aufgrund des wahrscheinlichsten Erwartungswertes der verfügbaren Messdatenereignisse. Die Differenz ist ein Fehler, der durch numerische Modellpropagationsfehler und beobachtungstechnische Defizite enstehen kann. Folglich muss sie bei perfekter Bahnbestimmung mit perfektem Modell und ausreichender, aber verrauschter Datenverteilung im Mittel längerfristiger Bahnbestimmungszeiträume null sein; mit anderen Worten: Zwei aufeinanderfolgende Orbitrepräsentationen sollten gemessen an der Tatsache, dass es nur einen wahren Orbit gibt, zu gleichen (überlappten) Zeitpunkten erwartungsgemäß identisch sein.
Bei der perfekten Simulation im Sinne der angwendeten Fehlerausgleichstheorie mit perfektem Modell und verrauschten Daten treten tatsächlich nur (geometrische) Beobachtungs- und Numerikfehler zu Tage. Letztere sind über die Kürze der praktischen Bahnbestimmungsbögen und –ephemeriden vernachlässigbar, und so muss der Fehlerbeitrag in der Ephemeridendifferenz quasi ausschließlich durch die Beobachtungsgeometrie begründet sein.
In der Praxis der realen Bahnverfolgung und -bestimmung bewirken demgegenüber auch die Modellierungsdefizite eine Abweichung von dem Erwartungswert $E(\Delta) = 0$. Die Interpretation der OCA-Ergebnisse analog der Ergebnisse aus VCA und CCA liegt damit intuitiv nahe, obwohl sie nicht äquivalent sind, also keine absolute Genauigkeitaussage in sich bergen. Eine einzelne Differenz zwischen zwei Ephemeriden bringt noch keine statistische Aussage bervor, sondern ist allenfalls ein statistisches Ergeignis aufgrund zweier Zufallswerte (der sequenziellen Bahnbestimmungsephemeriden). Zur Beurteilung des Bahnbestimmungsfehlers zur Bahnbestimmungsepoche werden deshalb die Differenzen über einen längeren Zeitraum in Bezug auf ein orbitales Referenzsystem wie folgt sequenziell gebildet:

$$\Delta_1 = (\mathbf{r},\mathbf{v})_{\mathbf{RTN,Eph1}}\,(t_{0,\mathrm{Eph1}}..t_{1,\mathrm{Eph1}} > \mathbf{t_{0,Eph2}}) \;-\; (\mathbf{r},\mathbf{v})_{\mathbf{RTN,Eph2}}\,(t_{0,\mathrm{Eph2}}..t_{1,\mathrm{Eph2}} > \mathbf{t_{1,Eph1}})$$

$$\Delta_2 = (\mathbf{r},\mathbf{v})_{\mathbf{RTN,Eph2}}\,(t_{0,\mathrm{Eph2}}..t_{1,\mathrm{Eph2}} > \mathbf{t_{0,Eph3}}) \;-\; (\mathbf{r},\mathbf{v})_{\mathbf{RTN,Eph3}}\,(t_{0,\mathrm{Eph3}}..t_{1,\mathrm{Eph3}} > \mathbf{t_{1,Eph2}})$$

$$\Delta_3 = \ldots$$

Die Überlappung aufeinanderfolgender Ephemeriden beträgt gewöhnlich nur einen bis wenige Orbits, um im Bereich der nächsten Schätzepoche t_0 zu bleiben und das Ergebnis mit der Schätzzustandsstatistik korrelieren zu können. Innerhalb der Sequenz $i = 1,2,\ldots N$ der aufeinanderfolgenden Überlappungen ist jede einzelne Positionsdifferenz (analog für Geschwindigkeiten)

$$\Delta P_i = P_i - P_{i+1} = \left(P^{\mathrm{OD}}_{1,i} + \varepsilon_{\mathrm{Obs,i}} + \varepsilon_{Mod,i}\right) - \left(P^{\mathrm{OD}}_{0,i+1} + \varepsilon_{\mathrm{Obs,i+1}} + \varepsilon_{Mod,i+1}\right). \qquad \text{G- 199}$$

Darin sind die additiven Größen:

P^{OD} : Die im Sinne der angewendeten Methode (Messfehler !) bestbestimmbare Position

zur { Index 0: prädiktiven Epoche der Ephem. 1
Index 1: nächsten Schätzepoche der Ephem. 2

wenn ein ideales Modell und eine perfekte Menge an unkorrelierter Beobachtungsinformation (Datenbogen) vorliegt;
Restfehler, die sich in dieser Differenz ausdrücken, haben den statistischen Erwartungswert null und nur durch weißes Messrauschen verursacht

$\varepsilon_{\mathrm{Obs}}$: Akkum. Einfluss einer fehlerhaften Beobachtungsstrategie auf die Bahnbestimmung; Informationsdefizite durch zu wenig Daten oder lückenhafte Beobachtungsverteilung (Geometrie) oder sub-optimale Messtypenwahl

$\varepsilon_{\mathrm{Mod}}$: Akkum. Einfluss der Mess- und Dynamik-Modellierungsfehler auf die Bahnbestimmung und Prädiktion

Eine Kombination von Mittelwert M(ΔP) und VAR(ΔP) der Positionsdifferenzen im Überlappungsintervall,

$$\mathrm{M}(\Delta P) = \frac{\sum \Delta P_i}{N}\ , \quad \mathrm{VAR}^2(\Delta P) = \frac{\sum \Delta P_i^2}{N} - \mathrm{M}^2(\Delta P), \qquad \text{G- 200}$$

ermöglicht eine Beschreibung des r e l a t i v e n Ephemeridenfehlers (hier: Position, kann aber für die Untersuchung von Geschwindigkeiten analog gesehen werden), gesamt oder pro Komponente. Mittlere Offsets im Vergleichsintervall werden durch M und mittlere Variationen um diesen mittleren und ungeachtet des Mittelwertes durch VAR beschrieben. Im RTN-Koordinatensystem sind dadurch manchmal Rückschlüsse auf die Art des Fehlers, z.B. in bezug auf bestimmte Bahnelemente, möglich. Theoretisch ist der Erwartungswert des Orbitfehlers null, was dazu anleitet den RMS-Wert

$$\mathrm{RMS} := \sqrt{\mathrm{VAR}^2(\Delta P) + \mathrm{M}^2(\Delta P)} = \sqrt{\frac{\sum \Delta P_i^2}{N}} \qquad \text{G- 201}$$

in Analogie zur Varianz zu berechnen und auszuwerten. Der RMS-Wert hat aber generell nicht die Bedeutung der statistischen Varianz, sondern mittelt eine systematische Modelldifferenz quadratisch und ungeachtet des arithmetischen Mittelwertes über ein definiertes Zeitintervall aus.

4.5.3 Vergleichsreferenzen für die Auswertung...

...Zwei NASA Referenzquellen stehen zur Verfügung, um die hier erzielten Genauigkeiten der LP Bahnbestimmungen vergleichend gegenüberstellen zu können. Das Goddard Spaceflight Center (GSFC) war mit der operationellen Navigation des LP betraut gewesen. Die entsprechende Berichterstattung findet sich u.a. durch BECKMAN & CONCHA (1998) dokumentiert. Das Jet Propulsion Laboratory (JPL) trug währenddessen die Verantwortung für das Experiment zur Gravitationsfeldbestimmung am Mond (KONOPLIV et al, 1998). CARRANZA et al (1999) fassen die Ergebnisse dieser wissenschaftlichen Aufgabe zusammen. Sie benutzten das JPL-Bahnbestimmungsprogramm ODP (siehe MOYER, 1971) für die Gravitationsfeldbestimmung.

Tabelle 19 – Modellvergleich für die Bahnbestimmungen des JPL (CARRANZA et al, 1999) und des GSOC (WEISCHEDE, 1999)

Modellkomponente	**ODP**	**DEEPEST**
Komplexes Gravitationsfeld des Zentralkörpers	ja	Ja
Relativistische Lichtlaufzeitkorrektur	ja	ja
Solarplasma	ja	ja
Ionosphäre	ja	nein
Troposphäre	ja	ja
Indirekte Beschleunigung durch J2 im Erde-Mond-System	ja	ja
Relativistische Beschleunigung	ja	ja, für Sonne und Zentralkörper
Mondlibration	DE403	DE403
Antriebsschub (Δv Manöver)	ja, aber Manöver für Gravitationsfeldbestimmung ausgeschlossen	ja
Erdgezeitenkräfte	ja	nein
Mondalbedo	ja	optional
empirische Beschleunigungen	keine Angabe	nein
gravitative Punktmassen (Drittkörper)	ja, alle 9 Planeten und Sonne	ja, Erde, Sonne
Sonnenlichtdruck (SRP)	ja, Parametrisierung von drei Beschleunigungskomponenten in Eklipitik mit Sonne-Satellit-Ausrichtung	ja, Parametrisierung durch skalaren Solardruck-Koeffizienten; 1-dimensionale Wirkungsrichtung (*flat plate model*)
Ausgasung des Satelliten	nein	nein
Schätzparameter	▪ Bahnanfangszustand y_0 ▪ SRP, in 3 Komponenten ▪ GM und C,S-Koeffzienten des Gravitationsfeldes ▪ Range/Doppler-Biases	▪ Bahnanfangszustand y_0 ▪ SRP, skalarer Koeffizient (optional, in Analyse ausgeschaltet) ▪ Doppler-Biases (passweise) ▪ Δv-Manöverkomponenten
Satelliten-Spin und Rotation des Antennen-Phasenzentrums	Ausmittelung durch Datenkompression auf 10 Sekunden Sampling (Spinperiode ≈ 5 s)	Modellierung problematisch, schließlich ebenfalls Datenkompression auf neue 30 s *count* und *sample time*

Die in ihrem Report dargestellten Ergebnisse repräsentieren die Qualität der Gravitationsfeldmodelle, die mit Hilfe LP Daten erstellt wurden, insbesondere des LP100J. Die Modellierung der Bahn- und Beobachtungsgrößen ging hier zwar über die im operationell eingesetzten

Bahnbestimmungsprogramm GTDS hinaus (das ODP genügt im Allgemeinen höchsten Genauigkeitsansprüchen an die Bahnmodellierung von interplanetaren Raumfahrzeugen), doch auch hier wird für den Mondorbiter von einer relativ simplen Modellierung gesprochen (einfache Satellitenstruktur, kein Ausgasen, konstante SRP Querschnittsfläche). Tabelle 19 bietet einen vergleichenden Überblick der Modellierungen für die Bahnbestimmung des Lunar Prospector am JPL und GSOC. Die Ergebnisse der GSOC/Weilheim-Kampagne wurden durch WEISCHEDE et al (1998) bereits zusammengefasst und werden in den folgenden Abschnitten dieses Kapitels in detailierterer Form dargestellt. Für die OCA verwendet das JPL Datenbogenlängen von 2 Tagen und einem Orbitzyklus als Überlappzone (2 Stunden). Der RMS-Wert wird als Maßstab der Orbitdifferenz benutzt. Dass die Ephemeridendifferenz sowohl den vorhergehenden Propagationsfehler als auch den nachfolgenden Bahnbestimmungsfehler in sich birgt wird auch im JPL-Report ausgesagt. Der Beitrag des Propagationsfehlers wird allgemein als so klein angenommen, dass er keinen signifikanten Beitrag zur Differenzbildung liefert.
Interessant ist, gerade vor dem Hintergrund der hier diskutierten Ergebnisse, dass sowohl BECKMAN & CONCHA als auch CARRANZA et al angeben keine periodische Wiederkehr bestimmter Positionsgenauigkeiten in Korrelation zur Trackinggeometrie feststellen zu können.

4.5.4 LP Doppler-Residuen...

...Die Ausprägung der DOPPLER-Residuen der Weilheim/LP-Kampagne lassen vorab auf zwei grundsätzliche Abhängigkeiten des Datenfits schließen. Einerseits hat die Datenbogenlänge, andererseits die Datenverteilung innerhalb des Bogens Einfluss auf das Ausgleichsverfahren. Im ersten Fall prägen die Unterschiede zwischen Modell und Realität den Residuen ein bestimmtes Muster auf. Im zweiten Fall spielt die Beobachtungsinformation über die dynamischen Eigenschaften des Orbitabschnittes eine Rolle, die in den linearisierten Teilen des Modells akkumuliert über den Datenbogen zu finden ist.

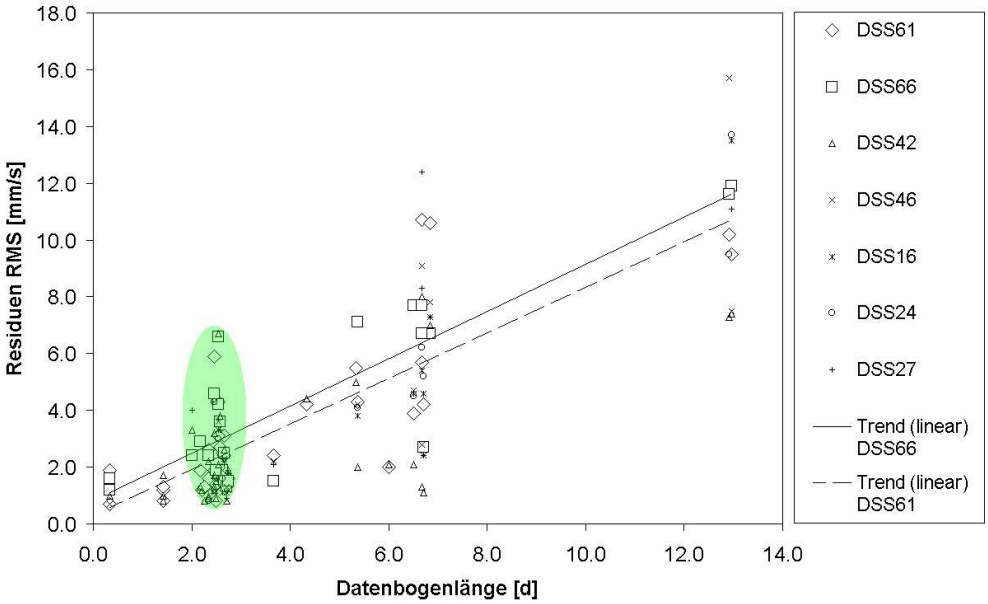


Abbildung 34 - Darstellung des RMS der Residuen für alle Stationspässe im 6-wöchigen LP-Trackingzeitraum für einen Daten-*Fit* mit LP75G und in Abhängigkeit der Datenbogenlänge; der getönte Bereich markiert die Ergebnisstreuung aus etwa 20 sequenziellen Bahnbestimmungen mit einer durchschnittlichen *Batch*-Länge von 2,2 Tagen

Das GSFC hat mit operationellem DOPPLER-Tracking im 2-Wege-Verfahren ähnliche RSA Ergebnisse erzielt wie sie auch beim GSOC-Experiment mit dem 3-Wege-Verfahren zu Tage traten. Residuen zeigten z.B. unter Verwendung des ersten LP-Gravitationsmodells LP75D ein RMS von etwa 9 mm/s und später mit LP75G 3 bis 4 mm/s. Deutlich soll hier gleich zu Beginn festgehalten werden, dass die asphärischen Anteile des Gravitationsfeldes die dominante und somit primäre Bahnstörungsquelle sind.
Die vom JPL mit LP100J gerechneten Residuen für Bahnbögen, anhand derer auch die Gravitationsfeldkoeffizienten bestimmt wurden, erreichen nahezu das Niveaus des Messrauschens (etwa RMS Residuen 1 mm/s gegenüber DOPPLER-Rauschen 0.3 mm/s angegeben).
Trägt man die Residuen aus den sequenziellen Bahnbestimmungen über den Tracking-Zeitraum auf, so erhält man Abbildung 35 und qualitativ mit überlagerten Tracking-Winkeln und -Elevationen (impliziert Passlänge über Weilheim) entsteht mit Abbildung 36 eine Korrelation mit der Tracking-Geometrie. Zwei extreme Orbitgeometrien wechseln sich im Abstand von etwa einer Woche ab und treten jeweils zweimal während eines Mondumlaufs in Erscheinung: die *Face-On-Geometry* (FOG) und die *Edge-On-Geometry* (EOG). Für planetare Orbiter ist im klassischen Tracking-Modus nach analytisch-geometrischen Kovarianzberechnungen (WOOD, 1986) formal eine Verschlechterung der Bahnbestimmung in EOG-Phasen zu erwarten.
Allerdings erhält sich nur im Falle der entfernteren Planeten die EOG duch die langsame Relativbewegung des Planeten bezüglich der Erde über ganze Bahnbestimmungbögen. Der Mond dagegen verändert seine eigene Orbitposition gegenüber der Erde um etwa 26° über einen Bogen von zwei Tagen und damit auch die Parallaxe der Trackingsichtlinie.

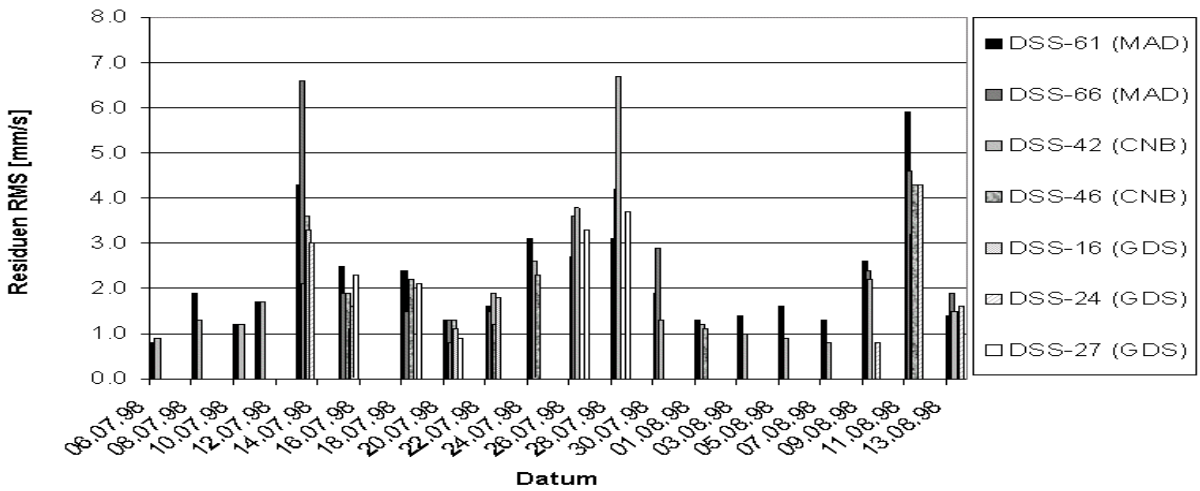


Abbildung 35 – 3-Wege-Doppler-Residuen der Bahnbestimmung mit LP75G

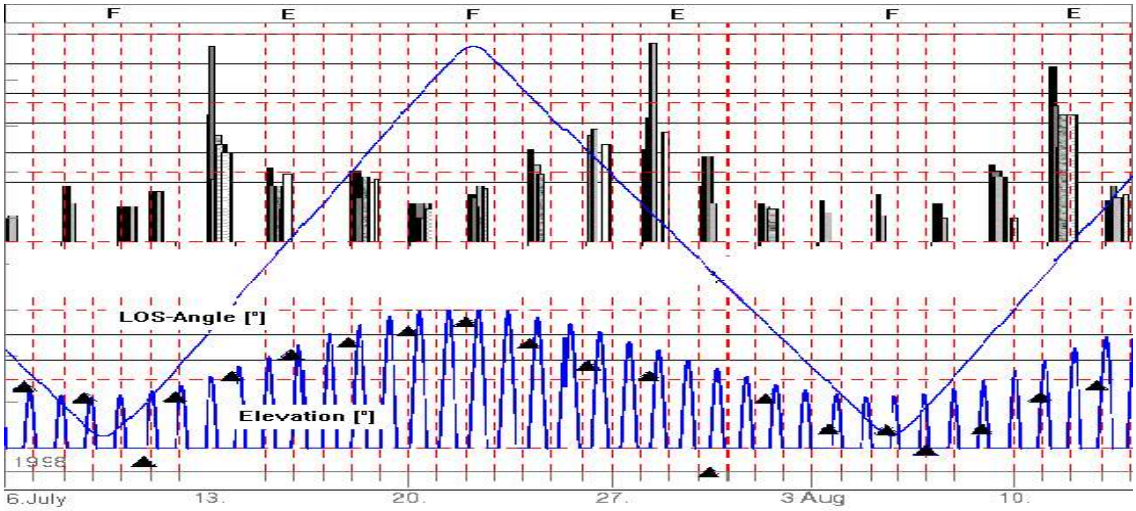


Abbildung 36 – Residuen in Korrelation mit der Messdatengeometrie, d.h. mit dem Winkel der Orbitebene zur Trackingsichtlinie und der Satellitenpasslänge für die Weilheimstation (qualitativ)

In FOG Phasen werden vor allem die Normalkomponenten des Geschwindigkeitsvektors des Mondsatelliten gemessen. Durch paralaktische Variation kommen aber auch Radial- und Tangentialkomponenten hinzu. In EOG Phasen werden radiale und tangentiale Komponenten „aufgespürt" und durch eine Parallaxenverschiebung auch Anteile der Normalkomponente.
Vergleicht man zwischen den Residuen, die mittels der Modellansätzen LP100J und LP75G Modell erzielt wurden, so kann man dabei der Abbildung 38 eine deutliche Reduktion des systematischen Rauschens beim LP100J für alle Trackingantennen entnehmen.

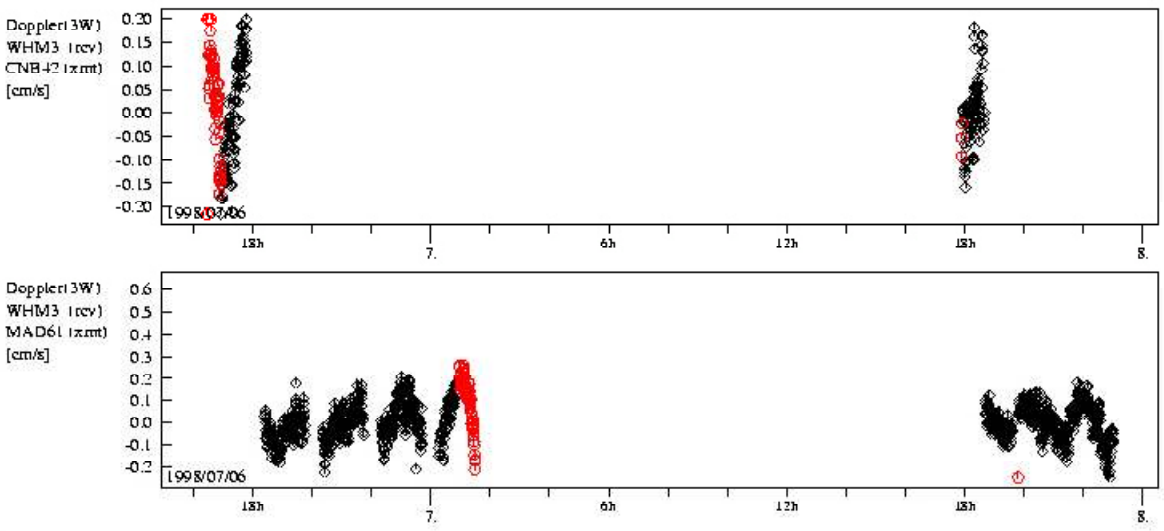


Abbildung 37 – Beispiel eines Residuenplots aus einer Bahnbestimmung zur Epoche 6.7.1998, 16:00 UTC

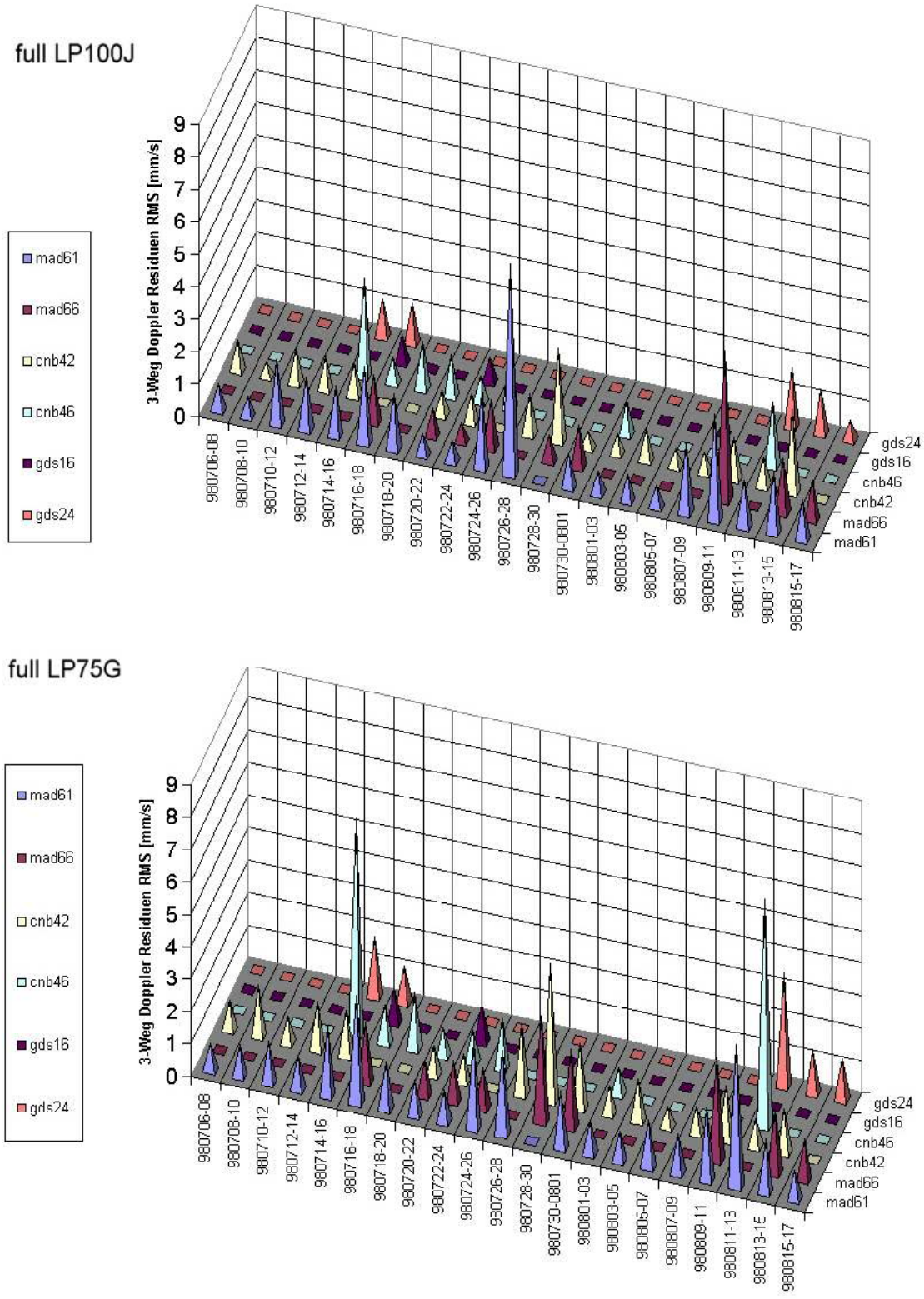


Abbildung 38 – Vergleich der Bahnbestimmungsresiduen für Datenfits mit LP75G (75x75) und LP100J (100x100) unter Zuordnung zur Uplink-Trackingstation

4.5.5 Formale Fehler...

...In Abbildung 39 sind die RTN-Komponenten und der Gesamtbetrag der formalen Standardabweichungen der Position zur Schätzepoche über den Tracking-Zeitraum zusammengefasst. Sehr deutlich ist wieder – diesmal auf der formal analytischen Ebene – die Korrelation mit der Beobachtungsgeometrie. In Übereinstimmung mit den RSA Ergebnissen sind die Spitzen der Positionsunsicherheit in den EOG-Phasen vorzufinden. In Konsistenz zu den Überlegungen in 4.3.1 bleibt das Muster des Fehlerverlaufs bei einer zusätzlich durchgeführten Simulation mit 2-Wege-Trackingdaten (Range Rate), also bei kontinuierlicher Datenabdeckung wie sie das 3-Wege-Verfahren nicht liefern kann, bei einem etwa um 1 bis 2 Meter reduzierten Fehlerniveau erhalten. Damit ist die theoretische Geometrieabhängigkeit der Bahnbestimmungsergebnisse von der Lage der Orbitebene bei perfektem Modell und lückenloser Datenverfügbarkeit simulativ nachgewiesen, d.h. wenn ausschließlich Fehler der indirekten Beobachtbarkeit von Bahnelementen einen Effekt auf die Bahnbestimmung haben können.

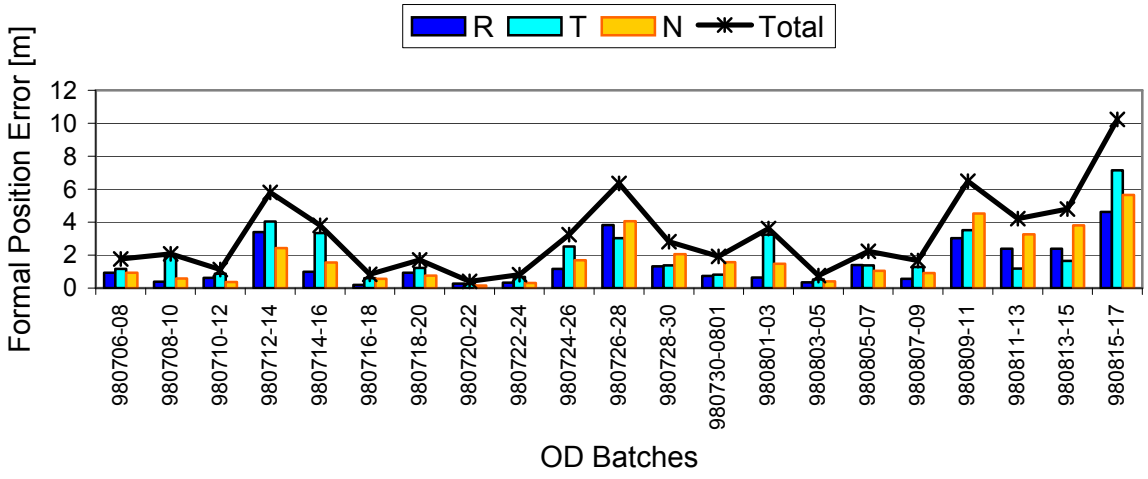


Abbildung 39 – Positionsfehler aus formaler Kovarianzmatrix der Bahnbestimmung mit LP75G, 3-Wege-Doppler-Tracking

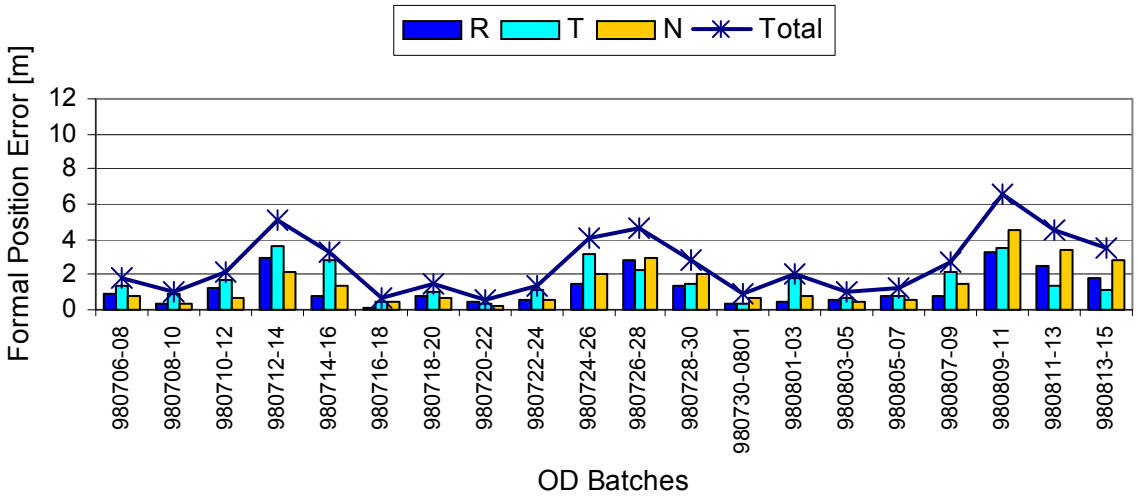


Abbildung 40 – Formaler Positionsfehler für simuliertes 2-Wege-Doppler-Tracking (zeitkontinuierliche Datenabdeckung)

4.5.6 Orbitkonsistenz...

...Die reale Bahnbestimmungsgenauigkeit kann aufgrund systamtischer Fehleranteile nicht unmittelbar bzw. formal ermittelt werden. Während die Residuen bezüglich der Güte des Fehlerausgleichs eher indikativen Charakter besitzen und ein rein qualitatives Bewertungswerkzeug darstellen, ist die OCA deshalb wichtigstes quantitatives Hilfsmittel zur Beurteilung der Bahnbestimmungsergebnisse. Sie bedarf einer historischen Serie von Bahnbestimmungen und kann nicht ad hoc angewendet werden. Weiterhin beschreibt sie zunächst nur die relativen Auswirkungen von Unterschieden in den Zustandsschätzungen (gewöhnlich der Positionskomponenten) zwischen aufeinanderfolgenden Bahnbestimmungen. Alle Bahnbestimmungen wurden sowohl mit LP75G als auch LP100J gerechnet. Der in allen OCA Ergebnisdiagrammen als Abszissenbeschriftung angegebene „Ovlp Index" (*overlap index*) beziffert die Bahnbestimmungsbögen als Indizierung der Überlappung eines Orbitbogens mit dem nächsten. Beispiele: 06 = Ovlp(980706-08 : 980708-10), 08 = Ovlp(980708-10 : 980710-12). In den RTN-Relativkoordinaten der Abbildung 41 wird deutlich, dass sich die Inkonsistenzen der Position hauptsächlich als mittlere orbit-tangentiale (T als Indikator) und als oszillierende orbit-normale (N als Indikator) Abweichungen äußern. Die Orbitkonsistenz mit LP100J weist im mittleren Bereich des Trackingintervalls (etwa 18. bis 30. Juli) eine kleine aber deutliche Verbes-serung gegenüber der mit LP75G auf. Rechts und links davon drehen sich die Verhältnisse scheinbar um. Insgesamt bleiben die relativen Differenzen aber durchgehend unterhalb eines 450m RMS-Levels. Alle RMS RTN-Differenzen lassen sich wie die Residuen- und Formalstatis-tiken mit der geometrischen Trackingsituation augenscheinlich in Deckung bringen. Carranza et al (1999) beobachten dies bei der Auswertung der LP-Gravitationsfeldmodelle nicht in ihren OCA-Serien der Bahnbestimmungen und auch Beckman & Concha (1998) konnten trotz der auch ihnen vorliegenden Kovarianzaussage keine deratige Abhängigkeit erkennen. Sie erzielen aus ihren Konsistenzanalysen unregelmäßig streuende Ergebnisse über alle Bahnbestimmun-gen hinweg.
Anhand einer Bahnbestimmungssimulation kann der Einfluss der Tracking-Geometrie weitergehend überprüft werden. Denn ist der geometrische Einfluss auf die Beobachtung vorhanden, zeigt sich verringerte Beobachtbarkeit in den partiellen Ableitungen in einer Bahnbestimmung, bei der das mathematische Modell perfekt wäre. Genau dieses kann die Simulation vorgeben. Dazu wird eine Referenzbahn (Ephemeride) mit vollständigem LP75G generiert. Anschließend werden analog zur Real-Bahnbestimmung alle definitiven Ephemeriden aus den simulierten (perfektes Modell, da ebenfalls mit LP75G) Bahnbestimmungen mittels einer OCA auf relative (Abbildung 43) oder auch aboslute Konsistenz geprüft (Abbildung 44). Die relativen Ephemeridenfehler zeigen sich dabei um etwa das zehn- bis vierzigfache geringer als im Realfall und ähneln dem Größenverlauf der formalen Positionsfehler aus den Kovarianzmatrizen (Abbildung 39). Weiterhin scheint hier deutlich die Tracking-Geometrie bzw. Datenverteilung für die Konsistenzschwankungen verantwortlich zu sein. Der sequenzieller Vergleich im absoluten Konsistenzmaßstab beweist nicht nur eine gute Übereinstimmung mit den relativen Differenzen, sondern bringt den geometrischen Einfluss noch deutlicher hervor.
Angesichts dieses deutlich geringeren Fehlerniveaus orbitgeometrischer Beobachtungsfehler können diese nicht für die Signifikanz der auftretenden Fehler der Realbahnbestimmung verantwortlich gemacht werden.

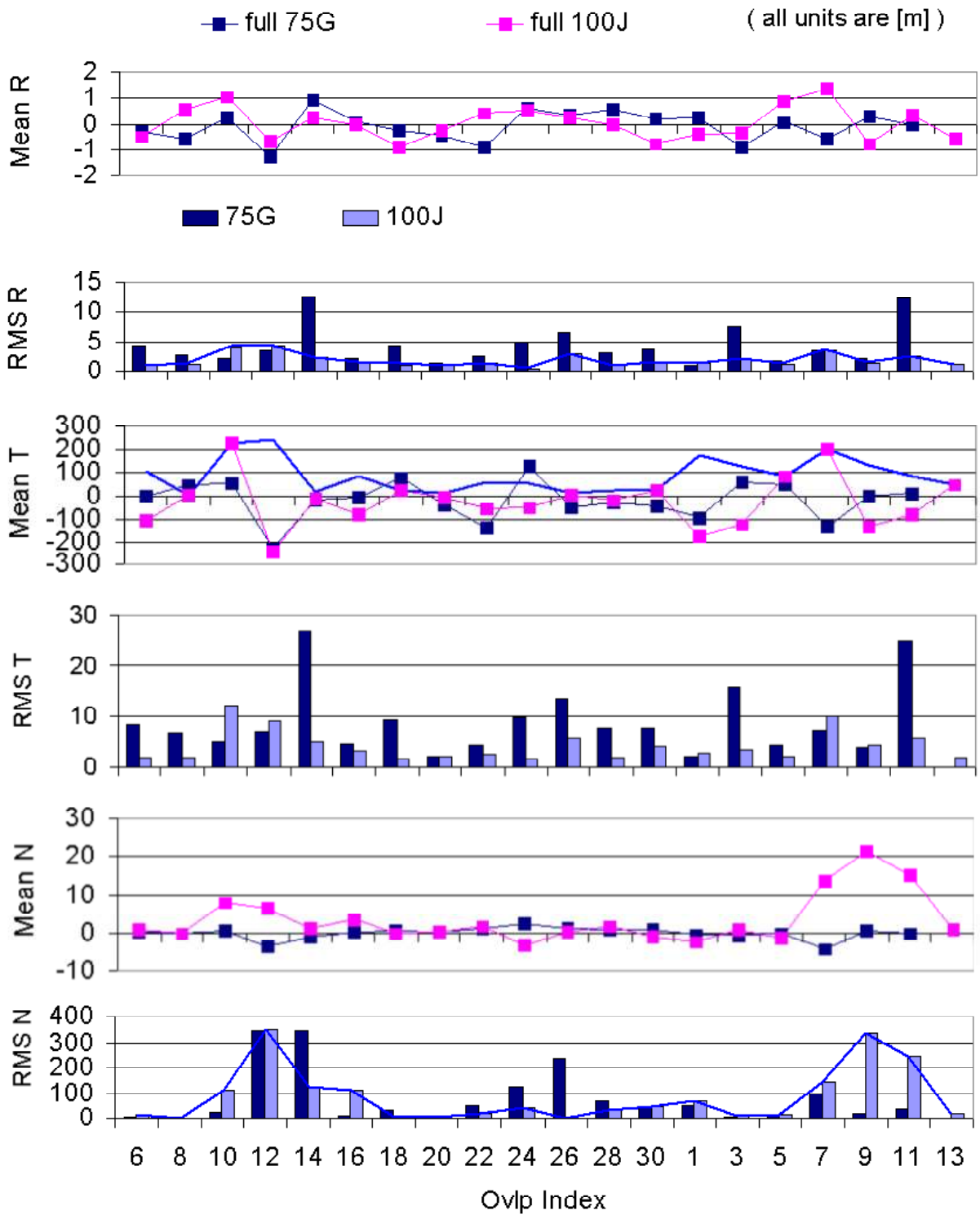


Abbildung 41 – RTN komponentenweise OCA Ergebnisse (2 Stunden Überlappung) für LP Bahnbestimmungen; LP75G und LP100J Modelle im Vergleich; als Balken dargestellt im RMS Diagramm sind Varianzen ($RMS^2 = VAR^2 + M^2$)

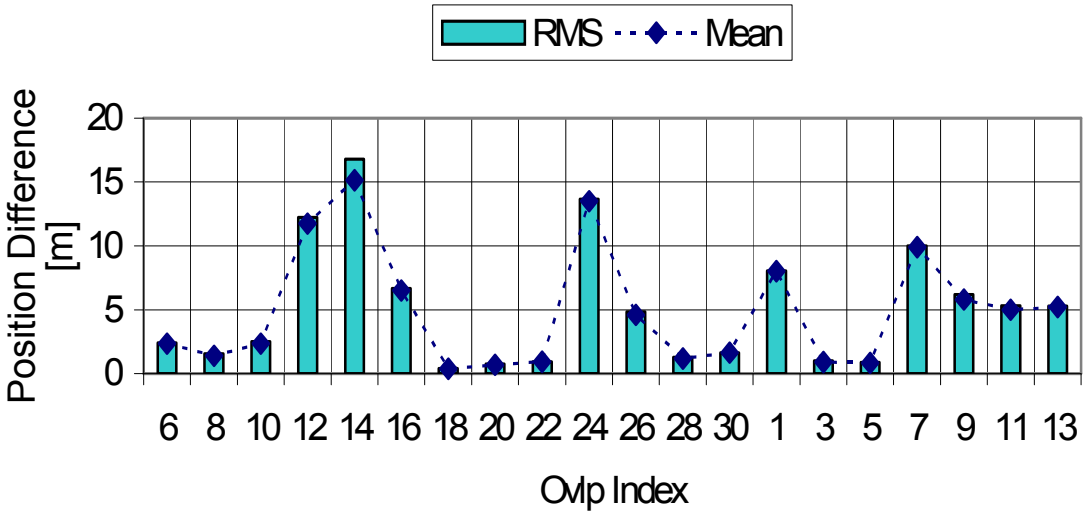


Abbildung 42 – Vergleichende Darstellung der OCA Ergebnisse für LP Bahnbestimmungen mit den Gravitationsmodellen LP75G und LP100J; Überlappung 2 Stunden

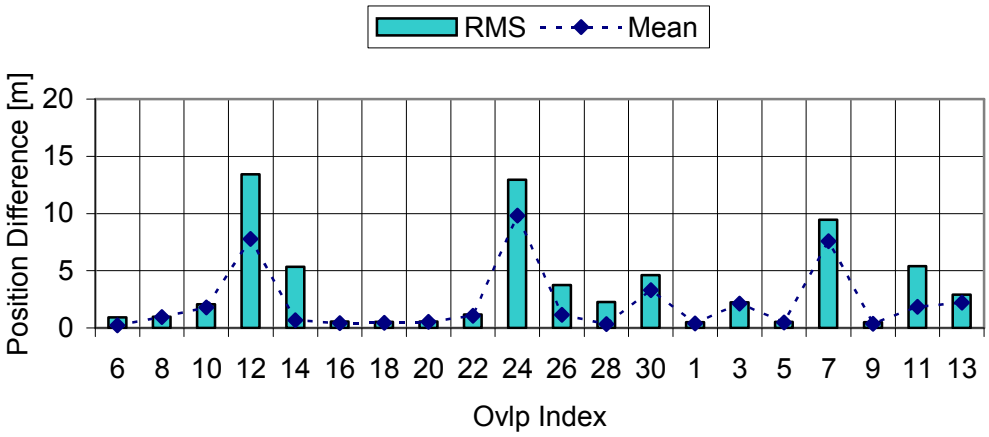


Abbildung 43 - Simulierte LP Bahnbestimmung; LP75G als wahres (Referenz-) und perfekt bekanntes Modell; OCA: r e l a t i v e Überlappung der aufeinanderfolgenden Ephemeriden

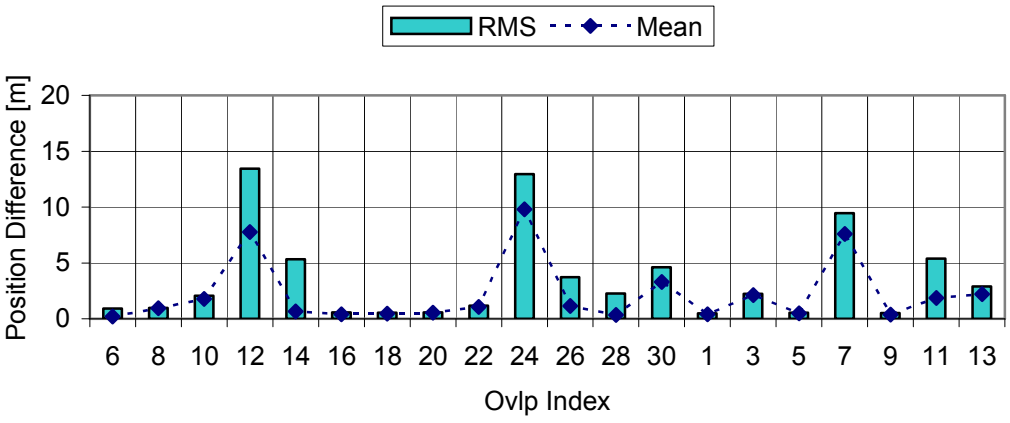


Abbildung 44 – Simulierte LP Bahnbestimmung; LP75G als wahres (Referenz-) und perfekt bekanntes Modell; OCA: a b s o l u t e Überlappung der sequenziellen Ephemeriden jeweils mit der „wahren“ Referenzbahn

Tabelle 20 – Über etwa 2 Monate gemittelte OCA Ergebnisse (RMS) des JPL für Bahnbestimmungen des LP (nominale Missionsphase im 100 km Orbit) mit sukzessiven Datenbögen von 2 Tagen Länge (CARRANZA et al, 1999)

Mittlere Positionsdifferenz RMS ↓	2 Monate **JPL** Bahnbestimmung		6 Wochen **GSOC** Bahnbestimmung
	Gravitationsmodell für Bahnbestimmung		
	LP75G	**LP100J**	**LP100J**
Radial	< 3.5 m	< 1 m	< 5 m erreichbar
Tangential	< 100 m	< 20 m	< 50 m erreichbar
Normal	< 100 m	< 20 m	< 50 m erreichbar

Welche entscheidenden Unterschiede in den Realbahnbestimmungen sich hier letztendlich auswirken, soll im Weiteren näher diskutiert werden. Insgesamt soll zunächst aber noch festgehalten werden, wie groß die Bahnbestimmungsfehler aus der OCA im Vergleich mit den vom JPL erreichten Resultaten abgeschätzt werden können (Tabelle 20).
Natürlich sind da zunächst die Unterschiede in der Modellierung (Tabelle 19). Der einzige augenfällige dynamische Modellierungsunterschied für ein Beschleunigungsniveau des oberen Bereichs (Abbildung 6) von etwa 10^{-7} m/s² ist der SRP, für dem im ODP ein detailierteres 3D-Modell eingesetzt wurde.

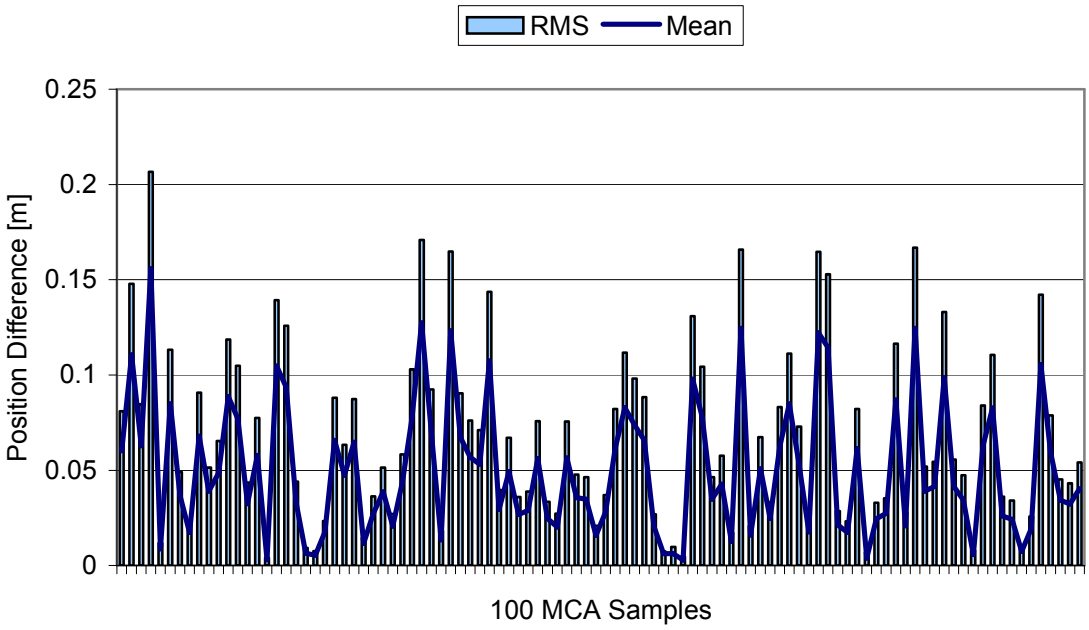


Abbildung 45 – Monte-Carlo-Simulation für LP für den 2-tägigen Orbitbogen ab der Epoche 6.7.1998, 0 Uhr UTC und statistisch variiertem C_R -Wert ($E(C_R) = 1.3$ und $\sigma_{CR} = 0.5$); Ephemeridendifferenz zu Referenzorbit mit $C_R = 1.3$

Der bei CARRANZA sich über den Missionsverlauf stabilisierend zeigende Datenfit der entsprechenden Modellparameter, d.h. der Beschleunigungskomponenten in radialer ekliptikaler Richtung vom Satelliten zur Sonne (B_r) und die ekliptikaten Normal- und Transversalrichtungen (B_y bzw. B_x), ergibt jedoch auf hauptsächlich radial wirkendem Niveau etwa 4.5 bis $5.0 \cdot 10^{-8}$

m/s², während hier für LP etwa konstant in derselben Richtung $6.25 \cdot 10^{-8}$ m/s modelliert wurden. Mit C_R = 1.3 würde im ODP damit ein C_R-Faktor von etwa 0.936 bis 1.04 angesetzt sein. Das Ergebnis einer hier durchgeführten MCA mit E(C_R) = 1.3 und σ_{CR} = 0.5, die diesen Toleranzbereich gut abdeckt, ist unterdessen in Abbildung 45 dargestellt. Dieser exemplarische Effekt des SRP auf die Orbitpropagation und damit abschätzbar nur geringfügige Unterschied in der Modellierung des LP-Orbits kann die Unterschiede in den Bahnbestimmungsergebissen für den lunaren Orbiter ebenfalls nicht annähernd rechtfertigen. Auch ein akkumulierter Effekt aus allen Modellfehlern zusammen genommen (alle << SRP-Fehlereffekt) ist für Konsistenzfehler in der festgestellten Größenordnung nicht Erklärung genug. Auf der Seite der messtechnischen Modellierung kann ebenso die fehlende Ionosphäremodellierung (max. mehrere Dezimeter beim Range-Modell) nicht für derartige Positionsfehler verantwortlich gemacht werden.

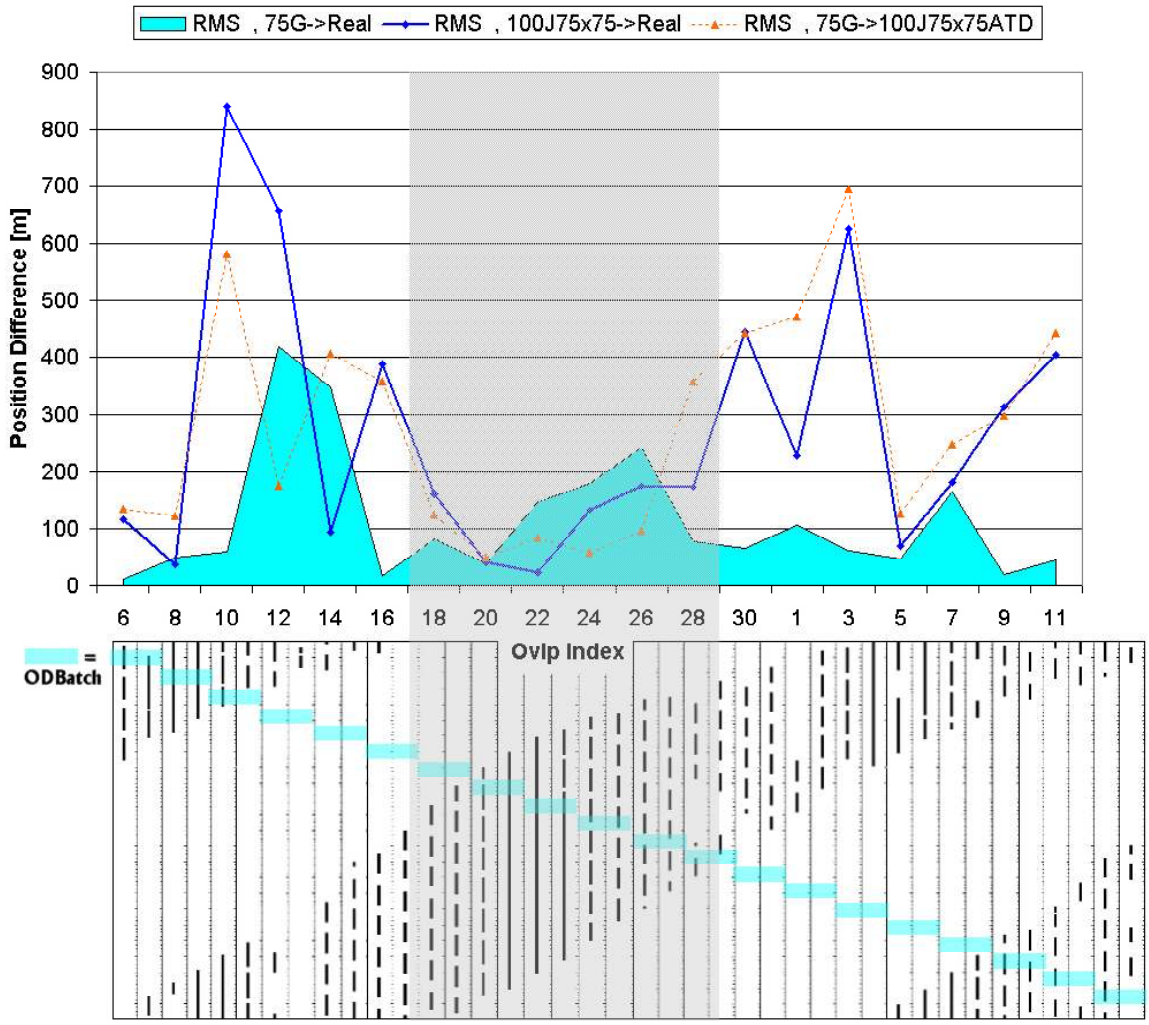


Abbildung 46 – Daten-Fits mit LP75G und LP100J(75x75) gegen Realität und Simulation in Korrelation mit der Datenverfügbarkeit und -verteilung; im grau unterlegten Bereich des Tracking-Zeitraums ist die Datenverteilung maximal ausgewogen und somit auch die Orbitkonsistenz am höchsten

In Abbildung 46 ist der lückenhafte Zeitverlauf des Datenempfangs an der Weilheimstation ersichtlich. Wenn Weilheim Sichtkontakt zum Orbiter hatte, war in jedem Fall eine DSN-Antenne für den Uplink aktiv. Daraus folgt, dass die vorhandenen kurzen Datenlücken neben den Mondokkultationen auf betriebsbedingte Datenausfälle (in Weilheim) zurückzuführen sind. Diese sind aber die Phasen, in denen kein Weilheimkontakt besteht. Hier spiegelt sich in aller Deutlichkeit der Charakter des Einzelstationstrackings wider, dem entscheidenden Unterschied zum DSN-2-Weg-Tracking.
Wenn man ein hochauflösendes Gravitationsfeld wie das LP100J an einer bestimmten Stelle, z.B. 75×75, abschneidet, so muss man sich die Konsequenz wie folgt vorstellen: Der Gravitationsfeld-Bestimmungsprozess glich gegenüber dem auf 75×75 dimensionierten Ausgleichsprozess (LP75G) hohe Frequenzanteile bis 100x100 aus. Dies führt diesem gegenüber aber auch zu einer leichten Verschiebung des Amplitudenspektrums (*power spectrum*) der shpärischen Harmonischen bis 75×75. Im kurzen Mittel bleibt aber die Wirkung der Frequenzanteile bis 75×75 wie bei LP75G bestehen bzw. sollte gegenüber einem a priori 75×75 Feldmodell aufgrund der mit der Zeit zusätzlich gewonnenen Dateninformationen mittels gleichlanger Datenbögen sogar verbesserte Resultate liefern. Dies kann man anhand des Weilheim-Trackings und der sich verschiebenden Datenverteilungen beobachten: Im grauen Bereich ist die Datenverteilung gut (d.h. etwa mittellastig im Intervall gelegen) und teilweise über eine günstige FOG Phase hinweg verteilt. Für LP100J ist dort eine Verbesserung der Orbitkonsistenz beobachtbar. Außerhalb der grau markierten Zone verschlechtert sich das OCA Ergebnis bis auf die doppelte Differenz im Vergleich zu den LP75G Realbahnlösungen. Das LP75G ist für die Amplituden von Grad und Ordnung 75×75 hinsichtlich eines lokal eingegrenzten Bereichs der realen Frequenzen auf ein längeres Mittel (Ausgleichung des hier nicht modellierten Einflusses von Amplituden höherer Modellgrade bzw. Frequenzteile) kalibriert und kann die 3-Weg-Datenlücken folglich mit geringerem Fehler überbrücken als das abgeschnittene LP100J. Dieses geht, auf ein längeres Vorhersageintervall bezogen, von einer anderen Amplitudenverteilung in den höheren Frequenzanteilen aus. Das auf 100x100 vervollständigte LP100J dagegen superponiert die oberen Frequenzanteile, auf die es mitkalibriert wurde so, dass sie das Fehlerniveau, wie in Abbildung 42 bereits gezeigt, insgesamt besser und den Ergebnissen mit LP75G ähnlicher ausgleichen. Allerdings verbleibt eine erhöhte (negative) Sensitivität gegenüber längeren Datenausfällen beim LP100J. Diese Argumentation und dass die simulierte (LP75G-voll gegen LP100J-75×75-ATD) und die Realbahnbestimmung (LP100J-75×75 gegen Realdaten) dem systematischen Fehler zufolge in gleicher Weise reagieren, spricht einerseits für die schlechte Datenverteilung als eine Ursache der stark verschlechterten Orbitkonsistenz im Falle des „abgeschnittenen“ (*truncated*) Gravitationsmodells. Andererseits zeigt sich hier deutlich ein auf die Sequenz kurzer Datenbögen justiertes Mond-Gravitationsmodell, insbesondere beim LP100J, dessen Trimmung mit dem Auflösungsgrad in den Koeefizienten offensichtlich zugenommen hat. Insgesamt wird deutlich, dass die Fehler aus der OCA auf die lückenhafte Datenverteilung des 3-Wege-Trackings zurückzuführen ist. Dort, wo sie einigermaßen kontinuierlich ist, kommt das Niveau der OCA-Ergebnisse der vom JPL erreichten Qualität sehr nahe. Hinsichtlich der Modellierung sind das Gravitationsmodell, dann ein Ionosphärenmodell und schließlich die Feinmodellierung, angefangen mit dem SRP, für weitere Verbesserungen vorzumerken, um Bahnbestimmungsfehler und Vorhersagefehler in den Orbitephemeriden über 2 Tage unter 10 Meter erreichen zu können. Beobachtungstechnisch wird zusätzliches Inter-Satelliten-Tracking mit in lunaren Orbits stationierten Relais-Satelliten durchzuführen sein.

5 Trackingkonstellationen für den Mondflug

5.1 „LUNAV“ – Navigation im Mondorbit

5.1.1 Bahnbestimmungsszenarien...

...Es soll an Beispielen gezeigt werden, wie sich die Navigationslösungen für niedrige polare Orbiter (LLO) des „LP-Typs“ verbessern oder verschlechtern, je nachdem welche NAV-Konfiguration mittels Erdbodenstationen und Navigationssatelliten für die Bahnbestimmung gewählt wird. Mit Hilfe der gängigen Fehleranalysemethoden, vorzugsweise der OCA, wird aus der Simulation heraus versucht eine Vergleichsbasis zu schaffen und erste Erkenntnisse über die (relative) Wirksamkeit definierter NAV-Konstellationen bzw. über deren jeweilige NAV-Geometrien zu erlangen.
Es wurden verschiedene Konstellationen durchgespielt, die aus dem zu navigierenden Zielsatelliten und einer Anzahl von Trackingstationen und/oder Navigationssatelliten besteht. Die Folge der Szenarien ist durch die Entwicklungslinie bestimmt, die von der klassischen Trackingkonfiguration ausgehend, den Weg über das Relais-Tracking wie es für SELENE gewählt wird, bis hin zu einem *Lunar Positioning System* (LPS) nimmt. Relais-NAV/COM-Systeme auf hohen elliptischen oder zirkularen Orbits um den Mond müssen wie beim GPS aus Konstellationen mit mehreren Satelliten bestückt werden, damit die Bedingung globaler Abdeckung bzw. Sichtbarkeit erfüllt wird.
Hier werden ausschließlich die geometrischen Verhältnisse der Tracking-Konstellationen in ihren Effekten auf die Bahnbestimmung berücksichtigt, nicht aber detailierte Modellfehleranalysen durchgeführt. Auf den Vorteil, dass die von der Erde isolierte Nutzung von im Mondorbit oder cis-lunaren Raumsegment stationierten NAV-Satelliten das Problem atmosphärischer Störeffekte beseitigt und diese auch für die Mondoberflächennavigation keine Rolle spielt sei als Beispiel deswegen nur am Rande hingewiesen. Unter Zugrundelegung der NAV-Systemkomponenten

- Minimales Bodensegment WHM3 („W3“), GDS24 („G24“) und/oder CNB42 („C42“)
- Relais-Satellit im mittel- und hoch-elliptischen Mondorbit (MELO/HELO)
- Lunar Positioning System LPS in elliptischen Mondorbits
- Lunar Positioning System LPS in zirkularen Mondorbits

sind folgende Konfigurationsszenarien in Form derselben Bahnbestimmungssequenzen wie sie in der LP-Kampagne (siehe 4.5.1) gerechnet wurden, behandelt worden; dabei ist jedes Szenario als Erweiterungsschritt des vorhergehenden zu verstehen:

- LUNAV-A: Konventionelles erdbasiertes Tracking mit einem minimalen Bodensegment von drei Bodenantennen W3, G24 und C42 zur kontinuierlichen 2-Wege-Radiometrie im DOPPLER-Messverfahren. Wie auf den DSN-Internetseiten von JPL/NASA nachgelesen werden kann, sollen in Zukunft an den traditionellen DSN-Stationsorten (120°-Längengradseparation) neuartige Antennen-Arrays aus mehreren kleinen Antennen installiert werden (DSN Microwave Array Project). Dieses Konzept („*antenna arraying*“) löst die Einzelantenne von 34 bis 70 Meter Durchmesser ab. Bei nur noch 12 Meter Durchmesser kann eine einzelne Antenne dann zwar nur noch den Bruchteil eines Signals empfangen, doch addieren sich die Teilsignale durch die Array-Anordnung vieler Antennen zu einer heutige Empfangsleistungen weit übersteigenden Kapazität auf (DSN, 2005).

- LUNAV-B: Erdbasiertes Tracking mit denselben Bodenstationen aus Szenario A, nun aber in Kombination mit einem Relais-Satelliten im SELENE-typischen MELO und dann zum Vergleich im HELO (HELO); Der Goldstone-Station wurde ein 4-Wege-DOPPLER-Tracking-Element zugeordnet

- LUNAV-C: Lunares Satelliten-Navigationssystem (LPS) mit zwölf NAV-Satelliten auf vier elliptischen Orbits

- LUNAV-D: Lunares Satelliten-Navigationssystem (LPS) mit zwölf NAV-Satelliten auf den von der AEGIS-Studie (AEGIS, 2005) vorgeschlagenen Kreisorbits

Die LLO-Referenzbahn ist wieder die des LP, d.h. beginnend mit dem 6. Juli 1998 plus sechs Wochen. Zur Wahrung der Zeiteffizienz wurde das Gravitationsfeldmodell zur Erzeugung des Referenz-Orbits auf Grad und Ordnung 5 × 5 beschränkt. Die in der virtuellen Realität der Simulation als „wahr“ bezeichnete Referenzbahn für den LLO wurde mit dem LP100J(5x5) Modell generiert (perfektes Modell) und enthält der Übersicht halber keine weiteren Bahnstörungen. Diese reduzierte Dimensionierung des derzeit besten Gravitationsmodells des Mondes reicht natürlich bei weitem nicht aus die Realität wiederzugeben. Es dient vielmehr als schnell prozessierbares Rechenmodell und zur ansatzweisen Aktivierung zentraler Störungsterme, die über den Zentralterm oder die Abplattung hinaus gehen und, wie in der Realität auch, entscheidenden Einfluss auf die Navigationslösungen der untersuchten Konstellationen nehmen. Die virtuelle Bahnbestimmung wurde dann mit LP75G(5x5) als „*Best-Knowledge*“-Modell (Fehlermodell) gegen die Referenzbahn-Trackingdaten durchgeführt. Also:

- Referenzmodell: LP100J(5×5)
- Fehlermodell: LP75G(5×5) + zugehörige Standardabweichungen

In den folgenden Szenarien wurde die Navigationslösung des LLO mit gleichzeitiger Schätzung der Koeffizienten des virtuellen LP100J(5x5) Gravitationsmodells berechnet. Als bekannt vorausgesetztes a priori Gravitationsmodell wurde also das LP75G(5x5) verwendet. Die

Schätzung der Matrixwerte von $\mathbf{C}_{5x5}$ und $\mathbf{S}_{5x5}$ wurde für jeden Lauf „unabhängig“ und „abhängig“ durchgeführt. Im unabhängigen Modus (lokale Schätzung) wird nach der Bahn- und Feldschätzung keine Aktualisierung des a priori Feldes und seiner Kovarianz vorgenommen. Dieser Modus wurde zu Vergleichszwecken gerechnet, doch spielt er in der Praxis der Gravitationsfeldschätzung eigentlich keine Rolle. In Wirklichkeit wird eine sukzessive bzw. abhängige Schätzung durchgeführt, bei der der Informationsgehalt eines jeden Datenbogens akkumulativ ausgewertet wird. Ein pro Datenbogen geschätzter Satz von Modellparametern dient als a priori Information für die darauffolgende Schätzung, wodurch eine stetige Verbesserung erreicht werden soll. Obwohl für die Ergebnisse aufgrund des geringen Realitätsgrad der Modellierung kein 1:1 Vergleichswert erwartet werden kann, wurde doch versucht, das Fehlermodell gegenüber dem Referenzmodell so auszuwählen, dass in etwa ein Positionsfehler ähnlicher Größenordnung wie im LP-Realszenario resultiert. Die Ergebnisse können aber vor allem in Relation zueinander andeuten, inwiefern sich die Szenarien in bezug auf die Bahn- und Gravitationsfeldbestimmung voneinander unterscheiden bzw. verbessern.

5.1.2 LUNAV-A: Erdstationstracking...

...Dieses Anfangsszenario der LUNAV-Studie repräsentiert das gegenwärtige Verfahren der Mondorbiter-Bahnbestimmung wie es in Kapitel 4 anhand von Realdaten behandelt werden konnte. Mit ihm wird nochmal die konventionelle 2-Wege-Tracking-Konstellation mit drei Boden-stationen simuliert. Die typische erdumspannende 120°-Separation der Bodenstationen wird durch die Antennen W3, G24 und C42 gebildet. Dies garantiert in Gegenwart der Erdrotation eine 24 Stunden überdeckende, kontinuierliche Datenverfügbarkeit zur Bahnbestimmung. Die Tracking-Konfiguration lautet:

- 2-Weg-DOP → W3-LP-W3
- 2-Weg-DOP → G24-LP-G24
- 2-Weg-DOP → C42-LP-C42

Die DOPPLER-Count-Zeit ist 30 Sekunden, das Sampling-Interval 5 Minuten (300 s). Dadurch reduziert sich die Datenmenge im Bahnbestimmungsbogen gewaltig und sollte mit einer entsprechend (G- 198) zunehmenden Parameter-Varianz beantwortet werden. Durch eine kontinuierliche und sich sogar überlappende Datenversorgung in der Simulation erhöht sich die Anzahl von Datenpunkten in einem Bahnbestimmungsbogen wiederum. Der 2-Wege-Modus senkt die Varianz gegenüber dem 3-Wege-Modus nur leicht ab (siehe Kapitel 4.5.5).

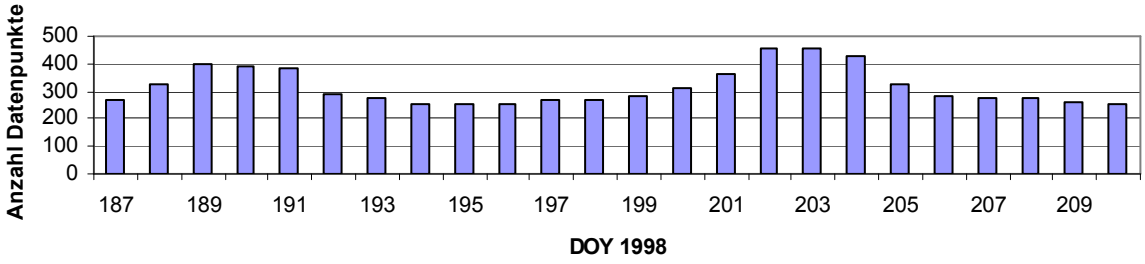


Abbildung 47 – Datenhäufigkeit in den simulierten LUNAV-A Bahnbestimmungsbögen

Im Vergleich zur Bahnbestimmung mit 3-Wege-DOPPLER-Daten zeigt eine OCA dieses Szenarios mit perfektem Modell (vollständiges LP75G, absolute Referenz, Abbildung 48), dass die Tracking-Geometrie sich nicht mehr ganz so stark in der relativen Positionsdifferenz abzeichnet wie in der analogen 3-Wege-Simulation. Dennoch sind scheinbar Differenzspitzen in der Nähe der EOG-Zeiten erkennbar und die Kovarianzmatrix bringt gleiche formale Fehler hervor wie sie in Abbildung 40 zu sehen sind.

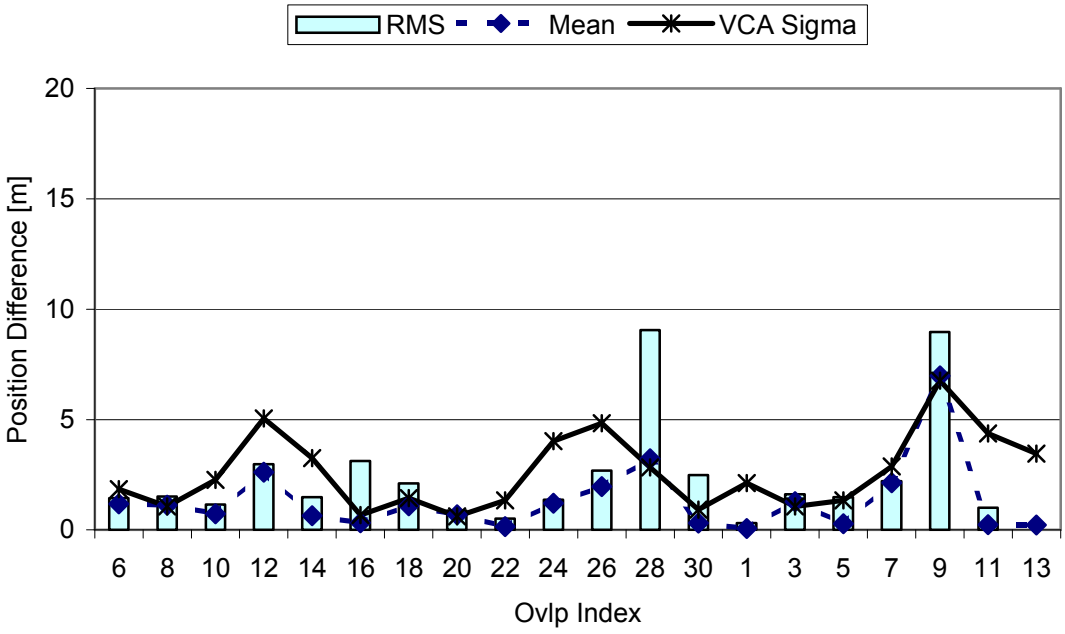


Abbildung 48 – Bahnbestimmungssimulation des konventionellen LP Szenarios hier im 2-Wege-DOPPLER-Trackingmodus mit perfektem Modell (vollständiges LP75G); VCA und absolute OCA

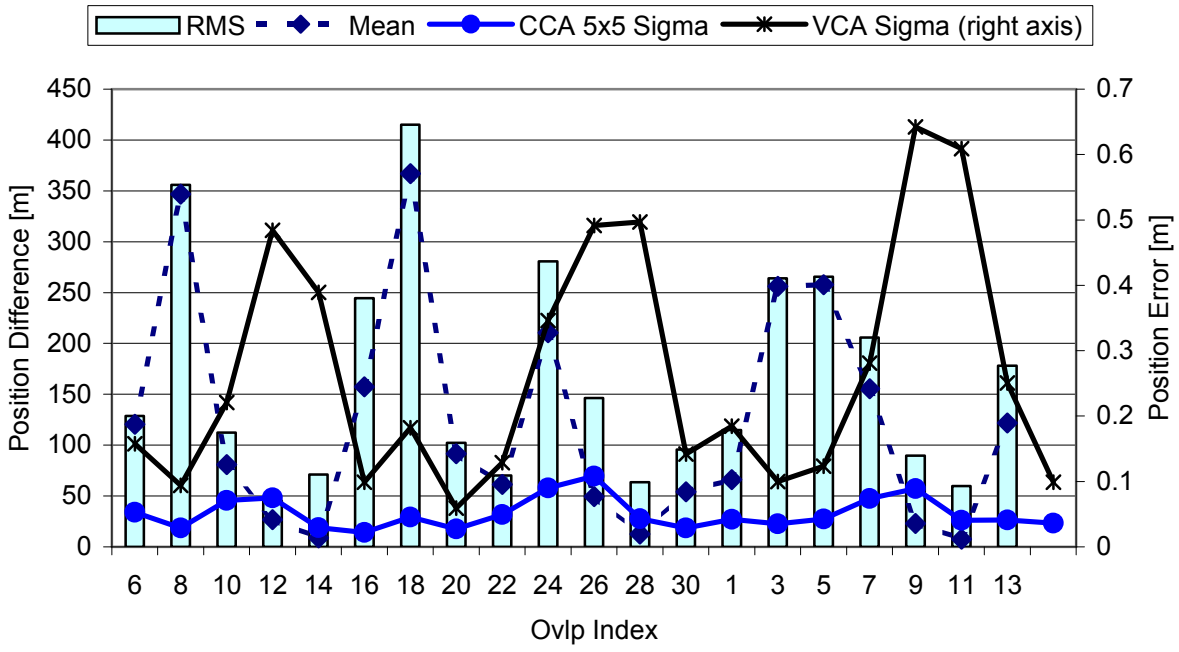


Abbildung 49 – VCA, CCA und OCA für LUNAV-A; alleinige Schätzung des Zustandsvektors des Fehlermodells; DOPPLER-Tracking

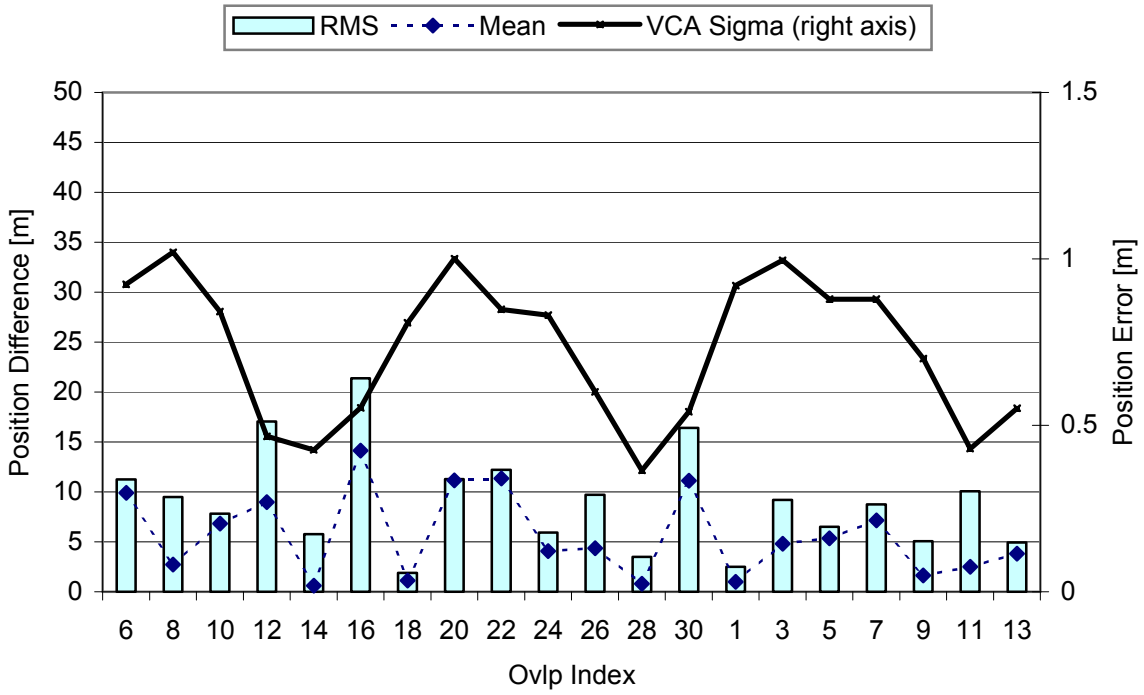


Abbildung 50 – VCA und OCA für LUNAV-A; Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, unabhängig); DOPPLER-Tracking

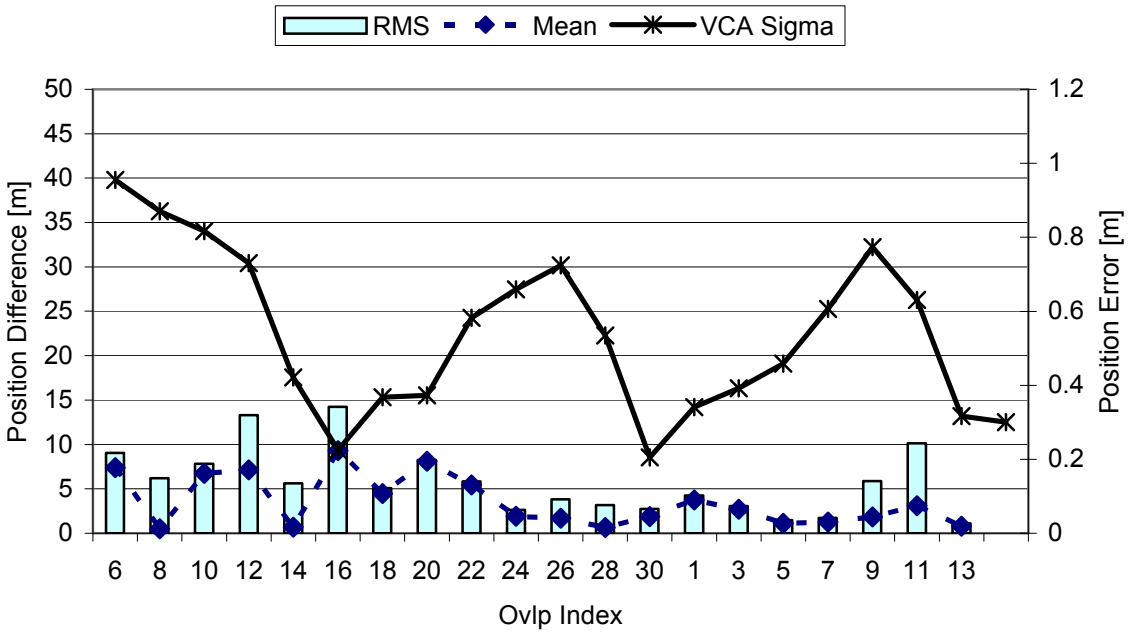


Abbildung 51 – OCA für LUNAV-A: Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, abhängig); DOPPLER-Tracking

Diese Simulation einer der LP Kampagne ähnlichen Situation zeigt bei der Bahnzustands-bestimmung mit dem Fehlermodell gegen das Referenzmodell ähnlich große Konsistenzfehler aufeinanderfolgender Orbitbögen (siehe Abbildung 42). Dadurch ist zumindest bezüglich des Genauigkeitsniveaus eine ähnliche Situation wie die reale gefunden worden. Dennoch kann die

vergleichende Angabe absoluter Genauigkeiten natürlich nur unter Vorbehalt geschehen. Die hier gemachten Aussagen zum Vergleich quantitativer Ergebnisse aus den Konsistenz- und Genauigkeitsanalysen werden, wie gesagt, in erster Linie in Relation untereinander gesehen.

5.1.3 LUNAV-B: Relais-NAV vom „SELENE-Typ“...

...Dieses Szenario entspricht einer Tracking-Konfiguration wie in der erwarteten SELENE-Mission mit einem Relais-Satelliten in einem exzentrischen Orbit um den Mond. Zunächst ist eine bestimmte Halbachse gewählt worden, stellt aber keine Ansprüche an die authentische Simulation der Mission; zudem sind die Orbitparameter von denen für SELENE und Rstar veranschlagten verschieden (Relais-Orbiter hier auf hoch-exzentzrischer Bahn, Tabelle 21). Vielmehr soll diese erste Ausbaustufe eines lunaren NAV-Systems Auskunft darüber geben, wie groß der Gewinn gegenüber der konventionellen Konfiguration für die Bahnbestimmung im LUNAV-A Szenario ist. In der Simulation sei die Referenzbahn des Relais-Satelliten perfekt bekannt. Er ist auf einer KEPLERschen Referenzbahn mit dem LP100J Gravitationsparameter *GM* angenommen worden. Die Tracking-Konfiguration lautet insgesamt:

- 2-Weg-DOP → W3-LP-W3
- 4-Weg-DOP → G24-REL-LP-REL-G24
- 2-Weg-DOP → C42-LP-C42

Tabelle 21 – Bahnelemente des Relais-Satelliten, EME2000, Epoche 6.7.1998, 0 Uhr UTC

	Kepler Elements [m, °]		**State Vector [m, m/s]**
SMA	7000000.0	X	707822.659
ECC	0.7	Y	1116939.132
INC	116.62	Z	1631390.222
RAN	95.83	VX	615.3802
AOP	60.33	VY	-1677.3194
MAN	0.0	VZ	881.3855

Das Ergebnis in Abbildung 52 zeigt wie signifikant die Verbesserung gegenüber dem Szenario LUNAV-A ist (Abbildung 49), wobei in beiden Fällen nur der Zustandsvektor des LLO für den Datenausgleich mit dem Fehlermodell bestimmt wurde. Der Positionsfehler reduziert sich um den Faktor 4. Wird zusätzlich der Gravitationsfeldfehler in abhängiger Schätzung mit ausgeglichen, so entsteht das in Abbildung 53 dargestellte Ergebnis im Vergleich zu Abbildung 51. Der relative Verbesserungfaktor liegt hier bei 5 bis 7. Die Lebenszeit des unkontrollierten Relais-Orbiters auf dem HELO wird allein durch den Anfangszustand und vom Mondgravitationsfeld bestimmt werden und muss aufgrund der Fehlerpropagation einer regelmäßigen und genauen Bahnbestimmung unterzogen werden. Nur wenn die Bahn des Relais-Satelliten entsprechend genau bekannt ist, kann der SELENE-Missionstyp im Zuge der Gravitationsmodellverbesserung NAV-Lösungen mit Positionsgenauigkeiten im Meterbereich liefern. Es wurde also für die Generierung der hier dargestellten Simulationsergebnisse der Relais-Orbiter ausschließlich exakt reproduziert (der Relais-Satellit wurde für jeden Datenbogen individuell von Anfangsepoche am 6.7.1998 aus propagiert).

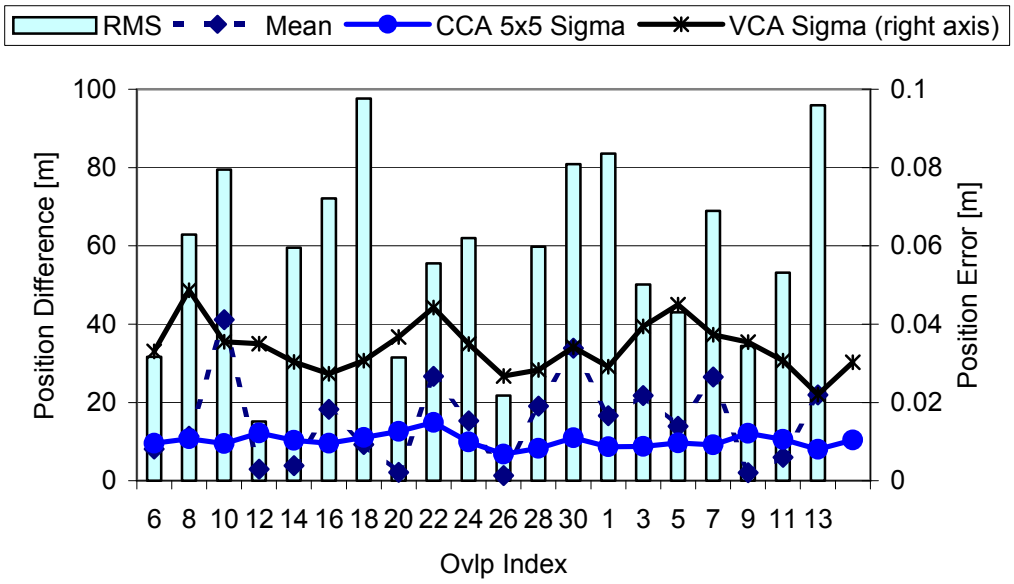


Abbildung 52 – VCA, CCA und OCA für LUNAV-B; alleinige Schätzung des Zustandsvektors $\mathbf{y}_0$ des Fehlermodells; exakte Referenzbahn des Relais-Orbiters verwendet; DOPPLER-Tracking

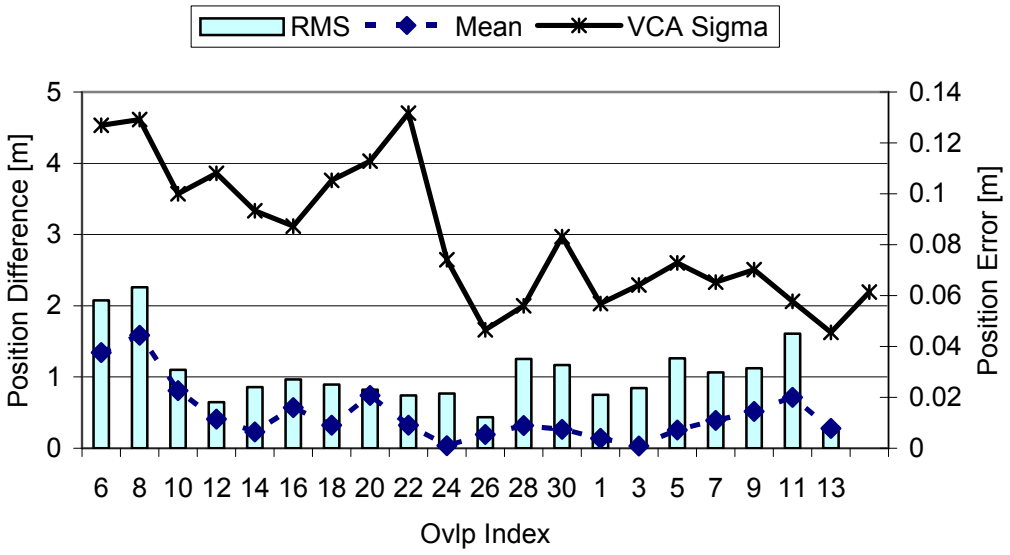


Abbildung 53 – VCA und OCA für LUNAV-B; Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, abhängig); DOPPLER-Tracking

Besonderes Merkmal dieser Simulationen war, dass das Gravitationsmodell mitgeschätzt wurde. Die Verbesserung des Modells wird bei abhängiger Schätzung sehr deutlich.
Im Vergleich dazu zeigt eine Simulation mit den Parametern des vorgesehenen SELENE/Rstar-Orbits (Tabelle 2) und mit nur zwei Bodenstationen (jeweils einmal 2-Wege- und 4-Wege-Tracking), dass der „Einschwingvorgang“ auf das 1-Meter-Niveau in der OCA etwas länger.

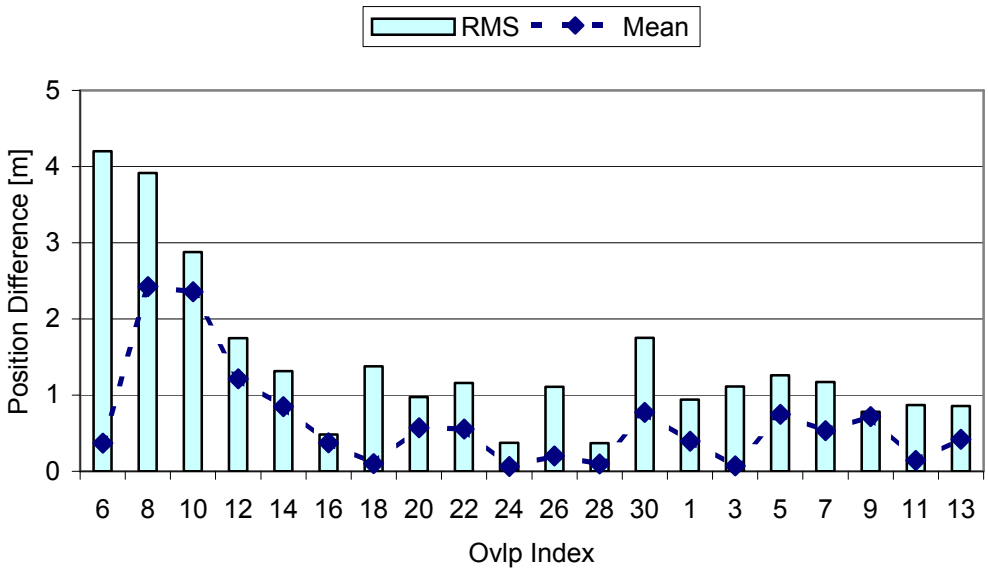


Abbildung 54 – OCA für LUNAV-B alternativ mit nur zwei Stationen (2-Weg und 4-Weg) und dem v o r g e s e h e n e n Rstar-Orbit

5.1.4 LUNAV-C: LPS auf elliptischen Orbits...

...Als nächstes Beispiel soll eine GPS-analoge NAV-Konstellation im Mondorbit simuliert werden: eine angedachte Experimentalvariante eines prototypischen *Lunar Positioning System* (LPS). Das Szenario besteht aus 12 NAV-Satelliten auf 4 elliptischen Orbits mit e = 0.7, separiert um ΔRAN =90° und mit asymmetrischem ΔAOP (3 Satelliten pro Orbit) = { 0°, -150°, +120° }. Mit dieser AOP-Kombination ist eine Mindestabdeckung mit 4 Satelliten (*„four-in-the-sky"*) für den LLO-Anwendungssatelliten sichergestellt (Abbildung 55). Obwohl Uhrenfehler hier in der Simulation der Einfachheit halber unberücksichtigt bleiben (Simulationsannahme: Pseudo-Range = wahrer Range-Wert), werden NAV-Satellitenorbits im Bewusstsein des Zeitfehlerproblems des Empfängers ausgesucht und vom hier simulierten LLO mindestens die Sichtbarkeit zu mindestens 4 NAV-Satelliten gefordert[51]. Mit einer Simulation (Abbildung 55) wird diese Kontakthäufigkeit zum LLO über einen Orbitbogen von sechs Tagen nachgewiesen.

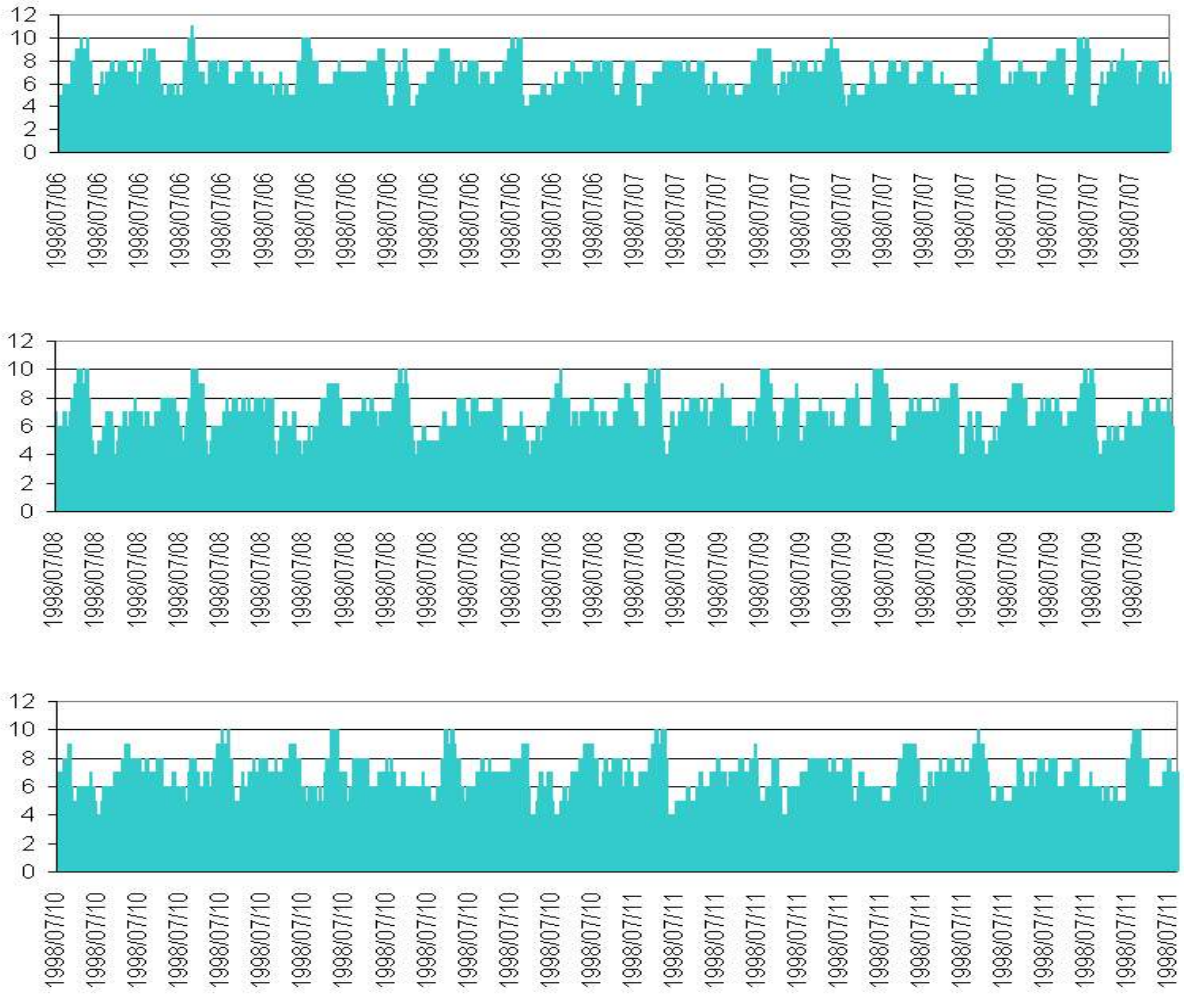


Abbildung 55 – LUNAV-C: Sichtbarkeitsgarantie von 4 Satelliten (Abszisse) der LPS-Konstellation mit 12 NAV-Satelliten auf 4 hoch-exzentrischen lunaren Orbits (HELO mit e = 0.7) zu einem zirkular-polaren Orbiter (LP, 100 km)

51 Allein die speziell- und allgemeinrelativistischen Ganguntertschiede von unterschiedlichen Gravitationspotential ausgesetzten Sender- und Empfängeruhren im Messsystem wird immer die Auswertung eins 4. NAV-Satellitensignals zur Zeitkorrektur erfordern

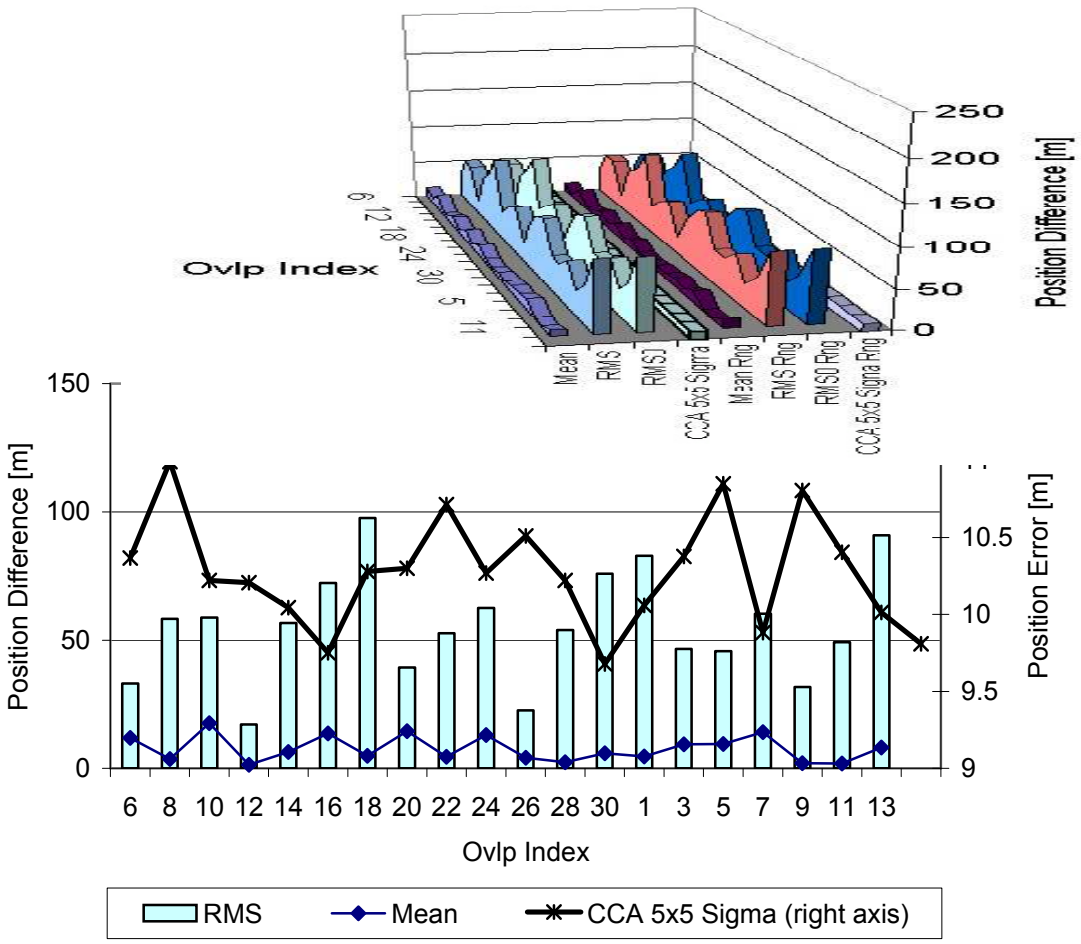


Abbildung 56 – OCA und CCA für LUNAV-C; alleinige Schätzung des Zustandsvektors des Fehlermodells; LPS „trackt“ mit DOPPLER-Signal; die zusätzliche Grafik zeigt das interessante Ergebnis, dass in diesem Fall die Qualität der Bahnbestimmung für die DOPPLER- und ebenso simulierte Range-Messungen nahezu identisch ist

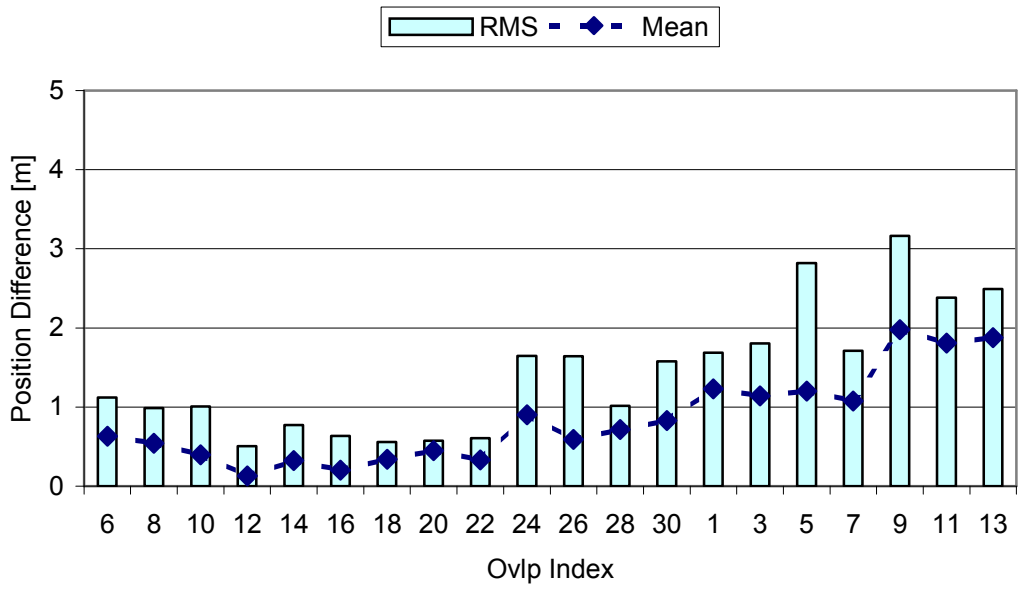


Abbildung 57 – OCA für LUNAV-C; Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, unabhängig); DOPPLER-Tracking

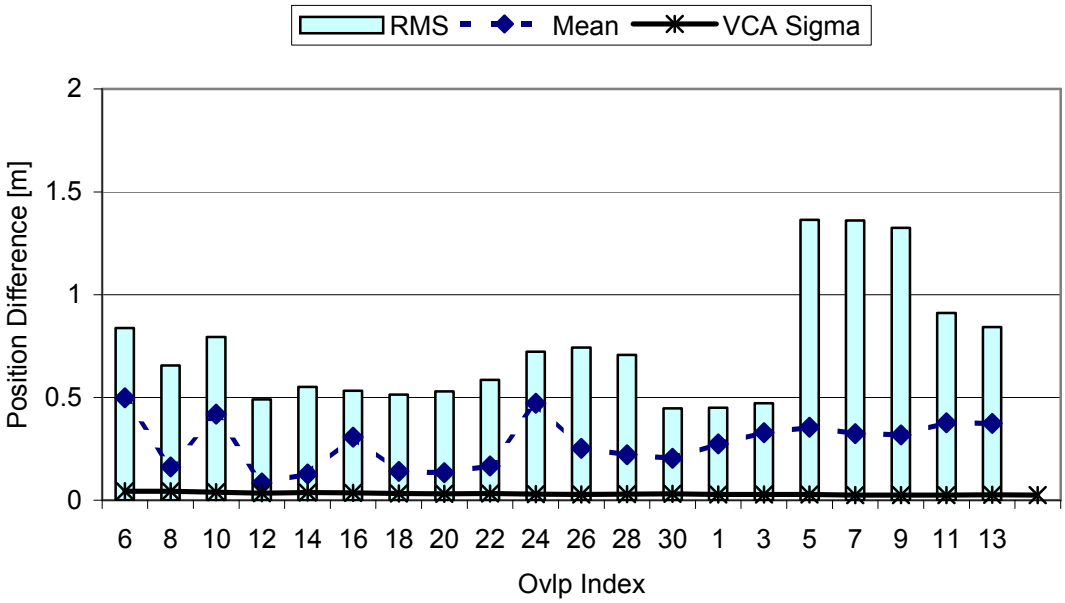


Abbildung 58 – OCA und VCA für LUNAV-C; Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, abhängig); DOPPLER-Tracking

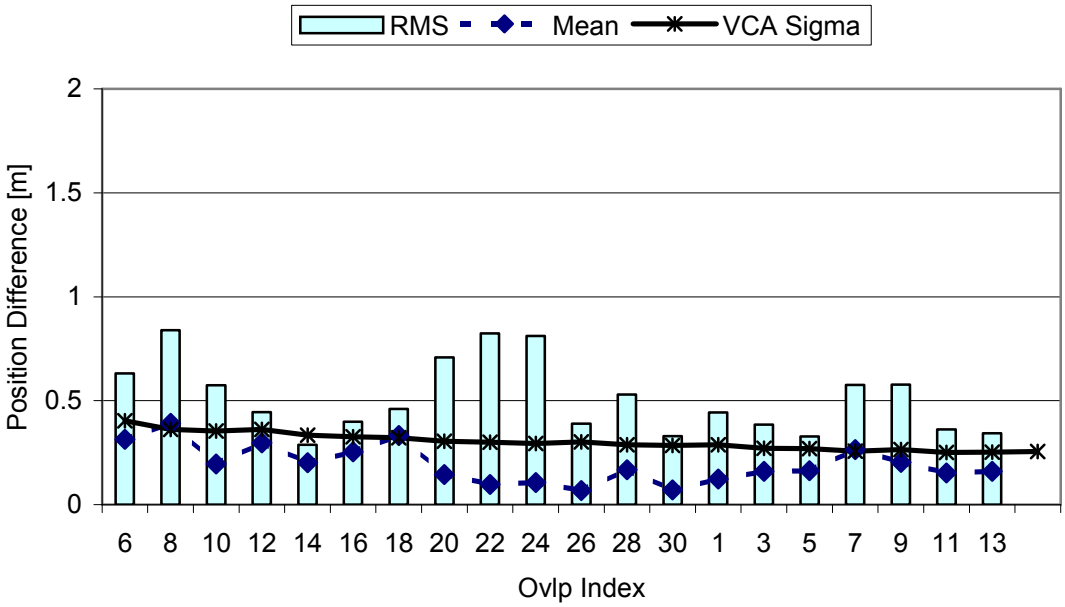


Abbildung 59 – OCA und VCA für LUNAV-C; Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, abhängig); Range-Tracking

Auch für LUNAV-C wurde zunächst eine Bahnbestimmung mit dem Fehlermodell zwecks Schätzung des Anfangszustandsvektors durchgeführt. Das Ergebnis ist erstaunlich ähnlich zu dem des analogen LUNAV-B Szenarios. Die RMS-Werte, die gewöhnlich periodische Schwankungen anzeigen, weisen nahezu dieselbe Entwicklung über den Zeitraum der Bahnbestimmung auf (Abbildung 60).

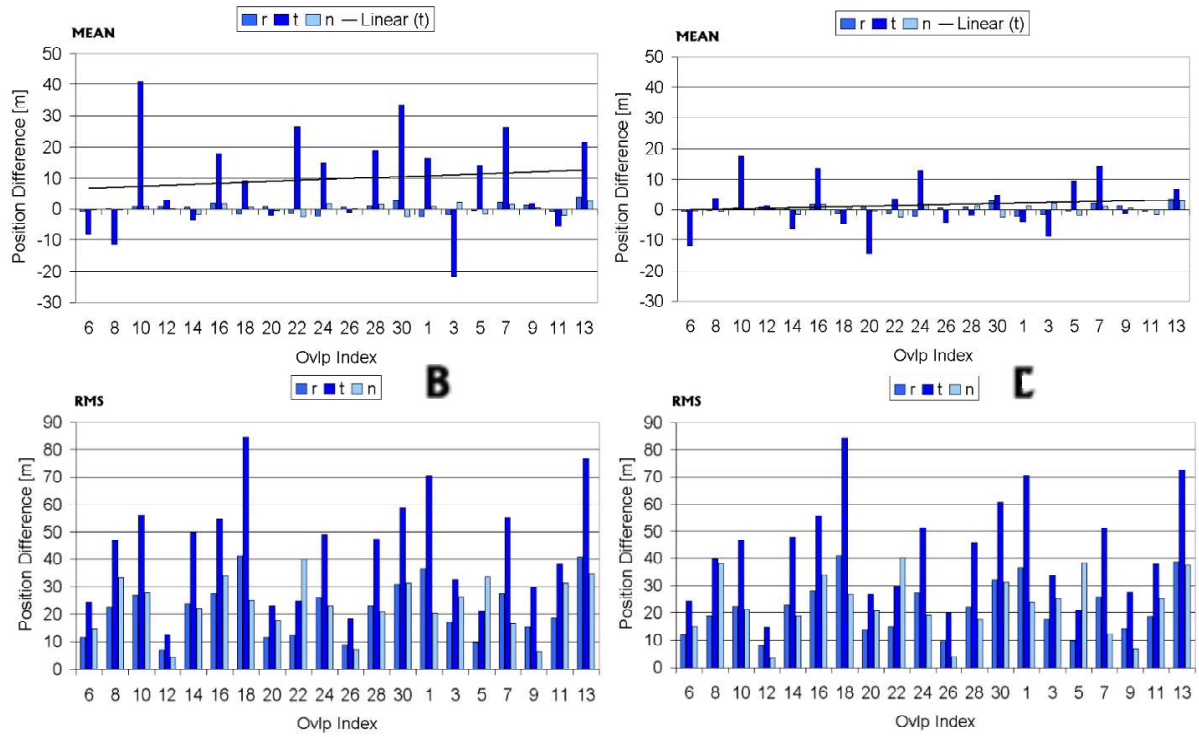


Abbildung 60 – RTN Vergleich der LUNAV-B und LUNAV-C Orbitdifferenzen

Es bestätigt sich aber die Vermutung, dass LUNAV-C in Gegenwart einer fehlerhaften Realumgebung (Fehlermodell) die orbit-tangentiale Komponente besser ausgleicht. Die kleineren Differenzen und der geringere Offset (Trendlinie) des T-Mittelwertes zeigen eine bessere Bestimmung der Perizentrumslänge und der Halbachse an. Die ähnlichen RMS-Verläufe der Szenarien B und C deuten demgegenüber auf eine ähnlich genaue Bestimmung von Exzentrizität, Inklination und Knotenlänge hin. Interessanterweise ändern sich die Bahnbestimmungsergebnisse nicht, wenn das LPS auf den Range-Messtyp eingestellt wird (Abbildung 56).
Im nächsten Schritt wurde das Gravitationsfeld wieder mitgeschätzt, erst unabhängig, dann im abhängigen Modus. Letzterer hat die schrittweise Verbesserung des Modells zum Ziel. Beide Messtypen werden ausprobiert – DOPPLER und Range. Im Range-Modus entstehen die besten Ergebnisse für das LUNAV-C Szenarios und im Vergleich zu allen allen bisherigen Szenarios: Die OCA Positionsdifferenz bleibt unter 1 Meter, RMS und Mittelwerte der Differenzen entsprechen im Durchschnitt der formalen Standardabweichung aus der VCA.

5.1.5 LUNAV-D: LPS auf zirkularen Orbits...

...Die elliptischen NAV-Orbits waren für den Vergleich mit LUNAV-B und für den fiktiven Fall, dass ein Ausbau der SELENE-Typ-Orbits[52] aus LUNAV-B stattfinden würde, gewählt worden. Realistischer ist da schon die Konstellation des Konzeptes AEGIS (2005). Sie wird im folgenden angesetzt und mit 12 Satelliten auf zwei kreisförmigen Orbits bestückt. Diese NAV-Orbits um den Mond sind jeweils äquatorial und polar und es befinden sich je 6 Satelliten mit

52 Sie sind wegen der gesparten Einschussenergie etwas konstengünstiger gegenüber dem Fall der vollständig kreisförmigen Absenkung des finalen Orbits (eine Überschlagsrechnung mit HOHMANN-Transfer ergab etwa 500 m/s oder 35 kg Ersparnis), zeigen aber Entwicklungsprobleme z.B. hinsichtlich der Einhaltung der Antennen-Nadirrichtung

einer gleichförmigen 60°-Separation auf ihnen. Die Bahnhöhe der Satelliten beträgt 4800 km und deren *Field-of-View* (FOV) als 50° (nadir) angenommen (Halbkegel-Abstrahlwinkel = 25°). Die Ergebnisse zeigen nun eine sichtbare Genauigkeitssteigerung allein aufgrund der veränderten geometrischen Verhältnisse. Die Positionsdifferenzen bleiben meist unter 0.5 m.

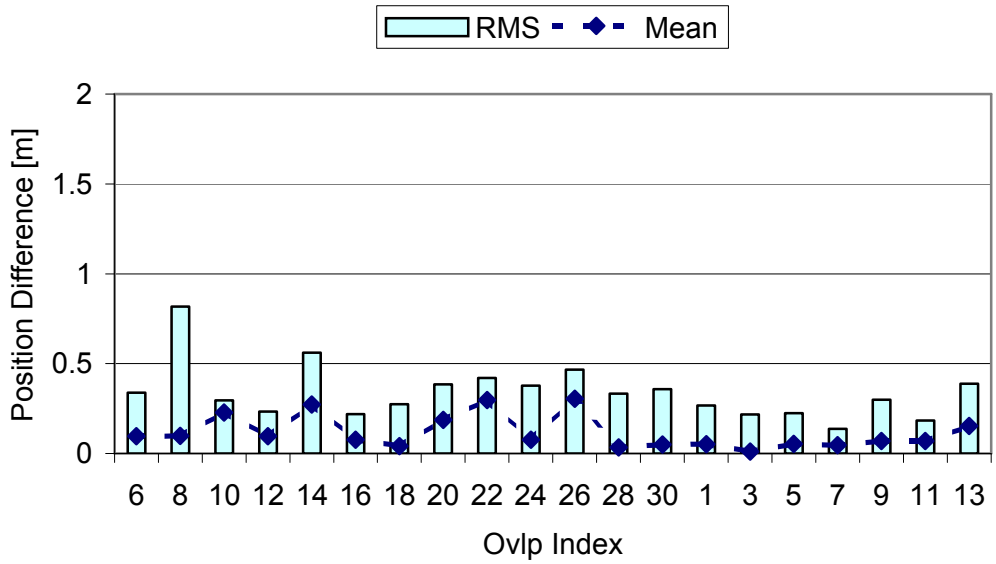


Abbildung 61 – LUNAV-D: LPS-Konstellationsbeispiel nach AEGIS (2005); Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, abhängig); Range-Tracking; Eine sichtbare Verbesserung der Bahn- und Gravitationsfeld-Parameterbestimmung stellt sich mit geometrisch vorteilhafteren NAV-Konstellation ein; die Positionsdifferenzen bleiben im Wesentlichen unter 50 cm

5.2 „CISNAV“ – Navigation im cis-lunaren Transferorbit

5.2.1 CISNAV-Optionen...

Ein Raumfahrzeug auf dem Weg von der Erde zum Mond unterliegt je nach Antriebsart einer längeren cis-lunaren Flugphase. Genauigkeitsanforderung sind im cis-lunaren Raumsegment gegenwärtig ausschließlich auf Start- und Endphase des Transfers fokussiert. Besonders genaue Bahnmanöverbestimmungen an den Injektionspunkten (TLI/LOI) der Bahn spielen hier eine besonders wichtige Rolle bei der Navigation. Eine Involvierung von GPS, GEO-Relais- und Librationspunkt-Satelliten könnte aber bei zukünftigen NAV-Szenarien in Betracht gezogen werden. Fortschrittliche, zum Teil weltraumgestützte NAV-Systeme für die Mondflugnavigation, ähnlich dem TDRSS oder dem GPS, sind nun auch für die aktuelle „Rückkehr-zum-Mond-Initiative“ Gegenstand der Planungen und Machbarkeitsstudien der NASA (z.B. CARPENTER at al, 2004, CARPENTER, 2004, SPEARING et al, 2005, AEGIS, 2005). In der C&N-*Roadmap* der NASA (SPEARING et al, 2005) werden in punkto Navigation neben anderen vor allem folgende Leitpunkte herausgestellt:

- Sichere Flugführung bedarf einer geeigneten COM- und NAV-Infrastruktur
- Bemannte Missionen zur Mondrückseite können mit heute existierenden NAV-Systemen nicht durchgeführt werden

Im Detail bedeutet dies beispielsweise, dass Forderungen nach hochpräziser CISNAV bezüglich kommender L1-Rendezvous-Aufgaben oder Transfer-Notfall-Rendesvous an beliebiger Stelle des cis-lunaren Raumsegments durch ständig kreisende Rettungsplattformen[53] bestehen könnten.
Die *Roadmap* verfolgt die Erhaltung und Verbesserung existierender COM/NAV Kapazitäten, sowohl anlagen- als auch personaltechnisch. Zu den Anlagen gehören das DSN, ein erdnahes Netzwerk (NEN), welches das erdbasierte Relais-Satelliten-Netzwerk (*space network* – SN) und das Bodennetzwerk (*ground network* – GN) einschließt. Dazu soll ein lunares Relais-Satelliten-System etabliert werden, um die NAV/COM-Kapazität für die Mondrückseite und die polaren Regionen zu erhalten.
Aus dem NASA-Berichts von CARPENTER (2004) zu den anfänglichen Untersuchungen zukünftiger Navigationstrategien für lunare Missionen wird die generelle Bestrebung deutlich, notwendige Infrastrukturen, d.h. vornehmlich Satellitenkonstellationen, schrittweise mit anfangs geringstmöglichem Investitionskapital aufzubauen. Auf diese Weise kann vorsichtig erste Erfahrung gewonnen und später eventuell notwendig werdendes Investitionspotential für eventuelle Korrekturmaßnahmen und Weiterentwicklungen der cis-lunaren Navigation systematisch aufgespart werden.
Wenn man die insgesamt möglichen oder denkbaren Installationen von Navigationsanlagen (siehe auch CARPENTER et al, 2004), d.h. Trackingstützpunkte und deren Vernetzbarkeit im Erde-Mond-System zusammenstellt, resultiert daraus mindestens die folgende vorsortierte Auflistung in Hinblick auf die NAV-Unterstützung verschiedener Phasen des Mondfluges:

- Auf Minimum reduziertes Erdbodenstationsnetz (EAGND)
- Unterstützung der Reduktion der Antennenorte z.B. durch GEO Relais-Satelliten (ähnlich dem TDRSS) oder Erde-Mond Librationspunktsatelliten in L3
- GPS in Kombination mit L4/L5 NAV-Beacons, z.B. zur Anwendung für Post-TLI/TCM (*translunar injection / transfer correction maneuver*) Navigation
- Relais-Satelliten auf hoch-elliptischen Mondorbits (HELOs)
- Librationspunktsatelliten in L1- und L2-Halo-Orbit
- „Statische" Librationspunktsatelliten in L4 und L5 für TLO und Mondannäherung
- Librationspunktsatelliten in L1 für Mondannäherung, Rendeszvous und globale LLO Abdeckung
- Lunar Positioning System (LPS) mit Sichtbarkeitsminimum von 4 NAV-Satelliten für einen LLO
- Mondbodenstationen (MOGND)

53 Man muss sich bei diesem Argument vor Augen führen, dass trotz der damaligen Rettung der Crew von Apollo-13, dieser Unfall in all seinen Phasen ein höchst kritischer war. Wenn ein ähnlicher Fall in zukünftigen Mondtransferphasen passiert, kann man sich sicher nicht davon leiten lassen, dass es ohne Zutun präventorischer Rettungsinstrumentarien wieder so ausgehen wird wie in dieser historischen Mission.

Diese können geometrisch in ein erdnahes, ein intermediäres und ein mondnahes Sub-Konstellation klassifiziert werden – mit fließenden Übergängen:

- EAGND, GPS, GEO – erdnah
- L4, L5, L1 – intermediär
- LPS, MOGND, L2 – mondnah

GPS könnte für den Mondtransfer (*Earth outbound course*) limitiert eingesetzt werden. Die Ergebnisse von BARTON (1993) lassen GPS für Post-TLI Navigation bis etwa der halben Wegstrecke zum Mond als Option erscheinen. Mittkursmanöver zeigten sich allerdings nur limitiert schätzbar (z.B. bis 8 Stunden nach TLI). Mit neuartigen GPS-Systemen, die das Messsignal von zusätzlichen Datenbotschaften befreien und beispielsweise die GPS Navigationsinformation (*navigation message*) via einer COM-Verbindung (Relais-Satellit) getrennt übermitteln, könnte sogar nahezu die gesamte Monddistanz bis zur Vorderseite des Mondes leistungstechnisch unterstützt werden. Die NAV-Satelliten des GPS sind auf 6 Bahnebenen um 60° versetzten und mit 55° inklinierten Kreisbahnen installiert. Die Flughöhe beträgt etwa 20200 km über der Erdoberfläche, die siderische Umlaufzeit 12 Stunden. Bei einem spezifizierten Antennenabstrahlwinkel von etwa 28° eines GPS-Satelliten wird die sichtbare Erdseite komplett abgedeckt. Der Hauptabstrahlkegel überragt den Erdebereich um eine Toleranz von 0.5°, um maximal zu erwartende Lagefehler der GPS-Satelliten abzufangen. Gerade für neuere Block IIR Satelliten mit schmalerer Keulenbreite als die Vorgängermodelle ist deswegen für eine Nutzung von NAV-Signalen oberhalb der GPS-Orbits die Nebenkeule (*side lobe*) auszuwerten.

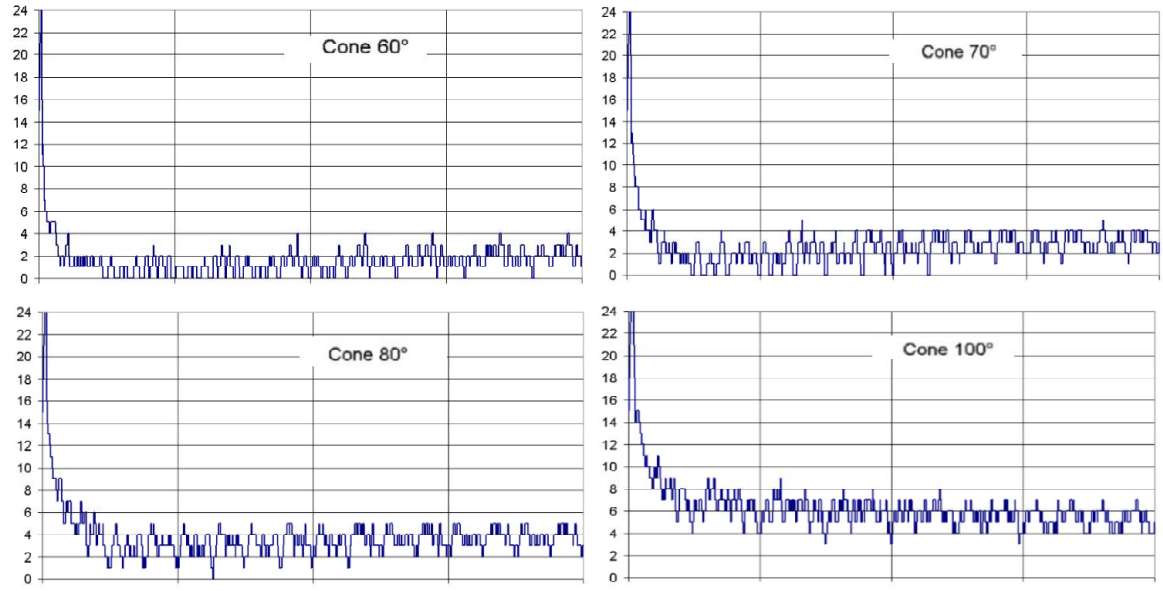


Abbildung 62 – GPS-Sichthäufigkeiten auf einem CISNAV Testorbit in Abhängigkeit von dem Antennenabstrahlkegel der GPS Satelliten; 60° entspricht etwa dem Kegelöffnungswinkel der Seitenkeulen heutiger GPS-Satelliten

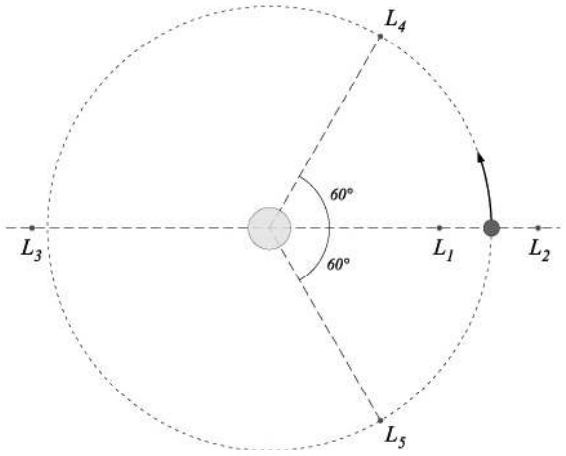
Ein GPS-Experiment auf dem im November 2000 gestarteten AMSAT-OSCAR-40 Amateursatelliten demonstrierte – unter dem Vorbehalt einer variierenden Abstrahlcharakteristik in Abhängigkeit des Abstrahlazimuts – eine Nebenkeulennutzung in einem Winkelbereich von etwa 50° bis 60° von der Nadirrichtung der GPS-Antennen (MOREAU et al, 2002). Die von den Satelliten ausgesendeten Signale enthalten Informationen über den Identifizierungscode des Satelliten (PRN-Code), die Bahnephemeriden und die exakte *Onboard*-Atomzeit, zu denen die Trackingsignale ausgesendet wurden.

5.2.2 CISOPT = Optimale CISNAV...

...Ein existierendes Trackingsystem bestehend aus den Teilnehmern aus dem vorherigen Abschnitt könnte in unterschiedlichen Konfigurationen betrieben werden. Andersherum könnte die Simulation dieser Möglichkeiten Aufschluss darüber bringen, welche (Teil)systeme denn überhaupt von Relevanz sind, wenn es darum geht fehlerminimale Navigation allein aufgrund einer guten Trackinggeometrie zu leisten. Die Suche nach derart optimalen NAV-Konfigurationen wurde ansatzweise erarbeitet und soll hier kurz vorgestellt werden.
Ein cis-lunares Transfer-Testvehikel wurde auf einem hochelliptischen Testorbit (wieder) für die Epoche 6.7.1998, 0h UTC, mit folgenden Bahnelementen simuliert:

SMA	163200 km	RAN	0°
ECC	0.95786,	AOP	90.0°
INC	18°	MAN	0°

Diese Bahnelemente wurden so ausgewählt, dass das Apozentrum das Radial des L1-Punktes erreicht (siehe Abbildung 60) und dann auch die Erde-Mond-Linie in etwa zu der Apsidenlinie des Testorbits parallel ist. Damit waren (ebenso simulierte) L4 und L5 NAV-Satelliten ungefähr so „in Position" wie es bei einem richtigen Transfer der Fall ist.
Weiterhin wurde eine komplette GPS-Konfiguration (reale Bahnephemeriden der Epoche 31.8.2004, 0 Uhr GPS) aufgesetzt. Die Sichtbarkeit der Satelliten in Abhängigkeit der Entfernung von der Erde wird in Abbildung 62 wiedergegeben. Die x-Achse entspricht dem Verlauf der Transferbahn (TLO).
Mit Hilfe zusätzlicher NAV-Satelliten im L1, L2, L4 und L5 wurde die Aufbausequenz eines leistungsfähigen System zur cis-lunaren Transfernavigation konsequent weitergeführt.



- L1: 58000km vom Mond in Richtung Erde
- L2: 64500km vom Mond in trans-lunarer Richtung
- Mittlere Erde-Mond-Distanz D = 384400km

Ebenso wurde das LPS akitiviert und zwei lunare Bodenstationen auf 30° Nord und Süd auf den nullten Längengrad des mondfesten Systems (Mond-HAS, siehe Kapitel 2.3.7) plaziert. Das LPS der AEGIS-Studie wird als „*three-in-the-sky*" Konfiguration beschrieben (AEGIS, 2005).
Analog der normalen GPS-Navigation sollen ausschließlich „*Range-Tracker*", d.h. auf dem zu navigierenden Raumfahrzeug installierte Radioempfänger zur Auswertung von Radiosignal-Laufzeiten, angenommen werden.

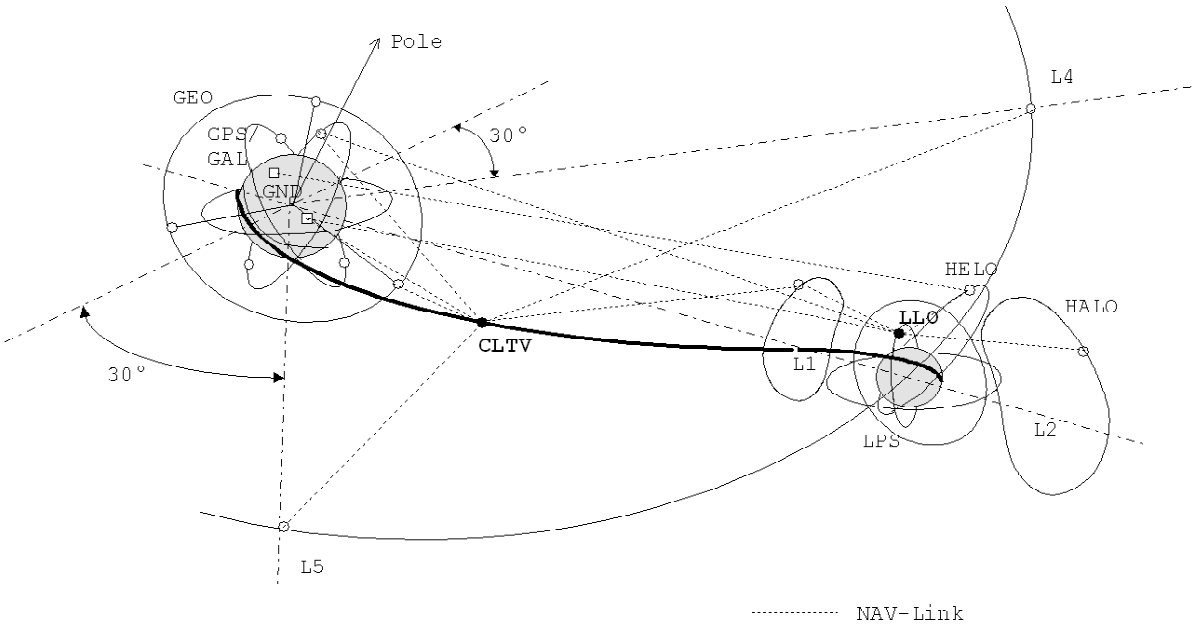


Abbildung 63 - Gesamte CISNAV-Konstellation

Eine NAV-Konstellation für den (cis-)lunaren Raumflug, wie sie beispielsweise in Abbildung 1 skizziert ist (vgl. auch Titelbild), kann also durch mehr als 10 Komponenten eines Netzwerkes aus Satelliten- und Bodenstationsknoten (NAV-Sender/Transponder) aufgebaut sein. Hinzu kommt, dass es bei der potentiellen Vielfalt an Raumflugbahnen oder Bahnabschnitten wegen der wechselnden Beobachtungsgeometrie unterschiedliche Ergebnisse hinsichtlich einer „besten" NAV-Konstellation geben kann. Es können nun folgende Fragen aufgeworfen werden:

- Welche Konfiguration liefert die besten Bahnbestimmungslösungen pro Bahnabschnitt ?
- Wie lassen sich die Lösungen aus geometrischer Sicht interpretieren ?
- Wo liegen die Gemeinsamkeiten ?

Lineare Optimierungs- oder Gradientenmethoden zur Auffindung bester Lösungen erscheinen auf Anhieb nicht ansetzbar, da weder eine differenzierbare bzw. linearisierbare Funktion noch funktional fassbare Randbedingungen für eine Optimumrechnung in greifbarer Nähe erscheinen[54]. Das Durchspielen sämtlicher Kombinationen aus allen möglichen Konstellationen auf der anderen Seite ist sehr aufwendig, wenn auch heutzutage nicht mehr undenkbar oder

54 Es wird dabei genauer gesagt von der Annahme ausgegangen, dass eine mathematische Formulierung effizienter und globaler Optimierungmethoden für das vorliegende Problem nicht existieren oder nur schwer formulierbar sind

gänzlich unmotiviert. Im Zeitalter schneller PCs und noch schnellerer Forschungsrechner ist diese Entscheidung wesentlich leichter und bedenkenloser zu treffen als dies noch vor 10 oder gar 20 Jahren der Fall war. Jedoch ist die Bahnbestimmung (und deren Simulation) ein länger dauernder Prozess mit mehreren Iterationen (siehe 2.1.2). Nimmt man die Konfiguration mit keinem Systemteilnehmer S (alle ausgeschaltet) heraus, bleiben noch insgesamt $E = B\left(2^S - 1\right)$ Evaluierungen bei B zu testenden Bahnbögen übrig.
Tabelle 22 zeigt die gewählten „Teilnehmer" einer cis-lunaren Entität aus 13 Trackingsystemen. Codiert man sie mit Hilfe eines Ein- und Ausschalt-Bitstrings und legt sie in der geometrischen Reihenfolge in der Erde-Mond-Richtung fest (Vorsortierung), entstehen E = 8191 durchzuspielende Kombinationen (Bahnbestimmungen) für einen gewählten Bahnabschnitt ($B = 1$). Selbst bei einer relativ schnellen Prozesszeit einer simulierten Bahnbestimmung von etwa einer halben Minute würde man fast 3 Tage benötigen, um das beste Ergebnis sicher auszumachen.

Tabelle 22 – Codierung eines cis-lunaren Trackingsystems

Bit #	Code	Erläuterung	Status-Option (1=ON, 0=OFF)
1	w3_1w_rng	1-Weg-Uplink von Weilhein	1|0
2	c42_1w_rng	1-Weg-Uplink von Canberra	1|0
3	g24_2w_rng	2-Weg mit Goldstone	1|0
4	gps_1w_rng	1-Weg-Downlink von GPS	1|0
5	geo1_1w_rng	1-Weg-Downlink von GEO-Satellit 1	1|0
6	geo2_1w_rng	1-Weg-Downlink von GEO-Satellit 2	1|0
7	l4_1w_rng	1-Weg-Downlink von L4-Satellit	1|0
8	l5_1w_rng	1-Weg-Downlink von L5-Satellit	1|0
9	l1_1w_rng	1-Weg-Downlink von L1-Halo-Satellit	1|0
10	lps_1w_rng	1-Weg-Downlink von LPS	1|0
11	a1_1w_rng	1-Weg-Downlink von Mondstation 1 (30° N)	1|0
12	a2_2w_rng	2-Weg mit Mondstation 2 (30° S)	1|0
13	l2_1w_rng	1-Weg-Downlink von L2-Halo-Satellit	1|0

Also soll gelten:

Ziel des Optimierungsversuchs ist es, einen sinnvollen Ansatz zur Auffindung einer besten NAV-Strategie zu testen, der zum einen die Suche nach einem Globaloptimum beinhaltet und andererseits gegenüber der Evaluierung aller vorhandenen Möglichkeiten wesentlich effizienter arbeitet.

Abhilfe zur Effizienszsteigerung kann zum Beispiel die Anwendung eines Suchalgorithmus aus dem Bereich der Evolutionsstrategien schaffen. Der Genetische Algorithmus (*Genetic Algorithm* – GA) in der einfachen oder kanonischen Form (*Simple Genetic Algorithm* – SGA) soll diese Aufgabe übernehmen und auf experimentelle Weise als Optimierungs- bzw. Maximumsuchmethode dienen[55].

55 Der Begriff Optimierung ist hier praktisch mit der Suchmethode selbst verhaftet, d.h. sie ist optimal, um einen globalen und repräsentativen Maximalwert unter der Voraussetzung einer begrenzten Anzahl von Suchläufen zu finden. Aber theoretisch wäre auch die Berücksichtigung weiterer Nebenbedingungen innerhalb der Evaluierung denkbar.

Allerdings fällt mit der Wahl eines GA die Entscheidung lange Rechenzeiten zu tolerieren nicht gänzlich weg. Die Rechenzeit soll vielmehr bei gleicher oder vergleichbarer Effektivität minimiert werden, die Methode also effizienter arbeiten. Mit vergleichbar sind hier suboptimale Lösungen gemeint, die in Relation zum absoluten Optimum zufriedenstellend sind. Erwähnt werden sollte in dieser Hinsicht noch der dem GA inhärente Parallelismus (*implicit parallelism*), der es zusätzlich erlaubt, die Berechnungen auf Parallelrechner zu verteilen.
Man findet in der Literatur den Hinweis, dass der GA mit dem sogenannten Schema-Theorem von HOLLAND (1975) begründet wurde. Die Funktionsweise der Optimumanalyse von Binärrepräsentationen kann anschaulich mit Hilfe einer effektiveren Durchforstung von Hyperebenen erklärt werden, die sich aus den Schemata der Bit-Repräsentationen ableiten lassen (WHITLEY, 1993?). Eine weiterer Tiefgang in die (auch noch kontrovers diskutierten) theoretischen Erkärungsansätze des GA kann hier aber nicht gegeben werden.
Die Anwendung erfolgt hier eher intuitiv-experimentell, da sich zum einen der Problemansatz in Übereinstimmung mit den Voraussetzungen für den GA bereits in der enkodierten Form befindet und zum anderen GAs extrem problemunabhängig sind und adaptiert werden können – so wie es die Natur eben vorgibt und nach deren Evolutionsvorbild diese Form des Algorithmus geschaffen wurde.
Formen des GA wurden bereits erfolgreich für so manche Optimierungsaufgabe im Bereich der Technik – auch in der Raumflugnavigation – eingesetzt. So in einer LunarSat-Studie zur Optimierung von WSB-Transfers (BIESBROEK, 1998?), einer weiteren Studie zur Optimierung von lunaren Transfers von VASILE et al (2003) oder für ein ebenso interessantes Beispiel im Bereich der Antennenoptimierung (SANTARELLI et al, 2005).

Die kanonische Form des SGA lautet in Pseudo-Code:

```
evaluate each individual's fitness within limited population
repeat
        select individuals to reproduce
        mate pairs at random
        apply crossover operator
        apply mutation operator
        evaluate each individual's fitness
until terminating condition
```

Wir betrachten hier nur einen diskreten Parameter X, der die Konstellation repräsentiert. Der Suchraum wird durch das Intervall der möglichen Bitkombinationen – sprich der möglichen NAV-Konstellationen – gebildet. X nimmt also verschiedene, diskrete Realisierungen an, welche jeweils einer NAV-Konstellation entsprechen (Tabelle 22). In dieser binären Sprache werden N Konstellationsteilnehmer jeweils als ein Binärzeichen (Bit) in einem Binärstring der Länge N repräsentiert; z.B. X = { 111 000 000 000 1 } würde eine Trackingkonfiguration darstellen, in der alle Bodenstations- sowie der L2-Halo-Tracker aktiviert sind. Es gilt die optimale Konstellation, d.h. den optimalen „Parameter" X_{opt} zu finden, so dass $F(X_{opt})$ maximal wird (*fitness*), bzw. $C(X_{opt})$ minimal wird (*cost*). Bezüglich der Realisierung innerhalb eines speziellen Problemfeldes liegt es am am Anwender (a) die Enkodierung von der nominalen Parameterrepräsentation zur Binärdarstellung sinnvoll vorzunehmen und (b) die Zielfunktion auf ein Fitnessmaß abzubilden.

Die Operationen `CrossOver(Genetics)` und `Mutate(Genetics)` sollen die Wahrscheinlichkeit erhöhen, den besten Parameter schneller zu finden, als es die pure (gleichverteilte) Wahrscheinlichkeit des Auftretens eines einzelnen Parameter im gesamten Suchraum verspricht. Sie folgen dabei dem Prinzip der genetischen Rekombination und natürlichen Selektion, denen Lebewesen unterliegen. Hier spielt die Vererbung guter Gensequenzen qualitativ guter Individuen eine Rolle, deren Wahrscheinlichkeit der Erhaltung erhöht wird, während durch Akquisition von Teilsequenzen anderer Individuen inklusive partieller Mutation die Kombination neuer guter oder noch besserer Lösungen beschleunigt wird.
Die GA Architektur des vorliegenden Anwendungsfalls soll im folgenden aufgelistet werden. Es wird hier unter folgenden Bedingungen mit Hilfe eines SGA eine Optimalsuche versucht, die aus der Evaluierung simulierter Bahnbestimmungen mit Range-Trackingdaten aus möglichen Kombinationen und systematischen Rekombinationen definierter cis-lunarer Trackingoptionen, eine beste Lösung finden soll:

- Der Konstellationsparameter X repräsentierent e i n e NAV-Konstellation
- X liegt bereits in binär enkodierter Form vor; es ist als Chromosom zu betrachten und enthält als aktive Gene die aktivierbaren Trackingteilnehmer (NAV-Sender)
- Das Beurteilungsmaß des OD-Problems ist $F(X) = MAX(\Delta P_{OCA}(X))$, d.h. die Ephemeridendifferenz gegenüber der Referenzephemeride
- Der Optimalparameter X_{opt} wird gesucht , so dass $F(X_{opt}) \rightarrow$ global maximale Fitness
- Da aber das Fehlerminimum $\rho_{min}(X_{opt})$ der Bahnbestimmung ausgewertet wird, ist ς_{max} zur Maximierung der Zielfunktion $\varsigma(X) = K - F(X)$ gesucht, wobei K für $\varsigma(X) \geq 0 \; \forall \; X$ sorgen soll; also: Modifizierter Evaluierungswert = Zielfunktion = Fitnesswert
- Setze $\varsigma(X) := 0$, wenn $\varsigma(X) < 0$, K = 100 m im Experiment
- Eine Generation besteht aus einer Population mehrerer (hier: 20) Individuen bzw. deren Chromosomen; die erste Generation ensteht zufällig
- Bestenauswahl (*selection of the fittest*) auf Basis der sortierten Rangordnung des Zielwertes innerhalb der aktuellen Population
- Unterdurchschnittliche Chromosomen werden nicht elimiert, nur auf den entsprechenden Rang gebracht; sie bekommen jedes Mal dieselbe Chance bei Crossover oder Mutation wieder bessere Individuen der Population zu erzeugen; es besteht also kein Grund zur relativen Betrachtung (Fitnesswert entspricht der absoluten Evaluierung statt der relativen Fitness gegenüber dem Durchschnitt der aktuellen Population)
- Operationen Crossover und Mutation wurden zufallsbasiert mit einer 75%-igen Chance, dass sich die jeweilige Operation ereignet, ausgeführt; sonst: unverändertes Chromosom
- Der Rechenumfang wird auf 20 Individuen (Konstellationen) in der Population und 15 Generationen festgelegt; somit umfasst die Auswertung 300 Evaluierungen (Bahnbestimmung und OCA)

Test und Verifikation wurden anhand von Testfunktionen, die von einem Parameter abhängen, durchgeführt. Für die gegebene Bitrepräsentation (S = 13) wurde jedesmal mindest eines dem globalen Maximum sehr nahe stehendes „Quasi-Maximum“ gefunden, und zwar nach 600 Durchläufen (zur Erinnerung: 8191 Evaluierungen sind hier möglich).
Beim vorliegenden Bahnbestimmungsexperiment ist also keine Funktion im mathematischen Sinne bekannt. Es wird vielmehr ein geometrischer Zusammenhang angenommen (und dies-bezüglich die Vorsortierung im Erde-/Mondbereich

vorgenommen). Entscheidend ist die m u l t i p l e S u c h e durch die Populationen von Trackingkonstellationen über mehrere Generationen hindurch. Dies ist der treibende Effizienzfaktor. Die Rekombinationsoperationen innerhalb einer ganzen Population von Individuen sind aus der Natur übernommene Hilfs-mittel, die die Suche im Suchraum breiter anlegen und damit die Chance eines „Treffers“ erhöhen. Es findet zunächst eine primäre Selektion der ersten beiden besten Kandidaten (NAV-Konfigurationen) pro Generation statt, wodurch deren Erhaltung garantiert wird[56]. Alle weiteren Ränge werden dann – mit bestimmter Wahrscheinlichkeit – durch die Operationen Rekombination und Mutation potentiell verändert.

Abbildung 64 bis

Abbildung 66 zeigen die nach NAV-Güte sortierten Ergebnisse der Optimalsuche für drei Bahnabschnitte des cis-lunaren Transfers. Für Abschnitt A werden 6 Stunden Trackingdaten nach dem Perizentrum, für Abschnitt B ebenso ein Datenbogen von 6 Stunden nur für einen Tag später und für C dasselbe wiederum einen Tag später prozessiert. Die Bahnabschnitte rücken so aus dem erdnahen durch den intermediären in den mondnahen (L1) Bereich vor. Dieser Ansatz verfolgt das Ziel, abschnittsweise Geometrieunterschiede in der NAV-Lösung abzudecken und in die Lage versetzt zu werden, durch Überlappung des Verlaufs der „Bestensuche“ eine optimale Kompromissauswahl für das gesamte Raumsegment treffen zu können.

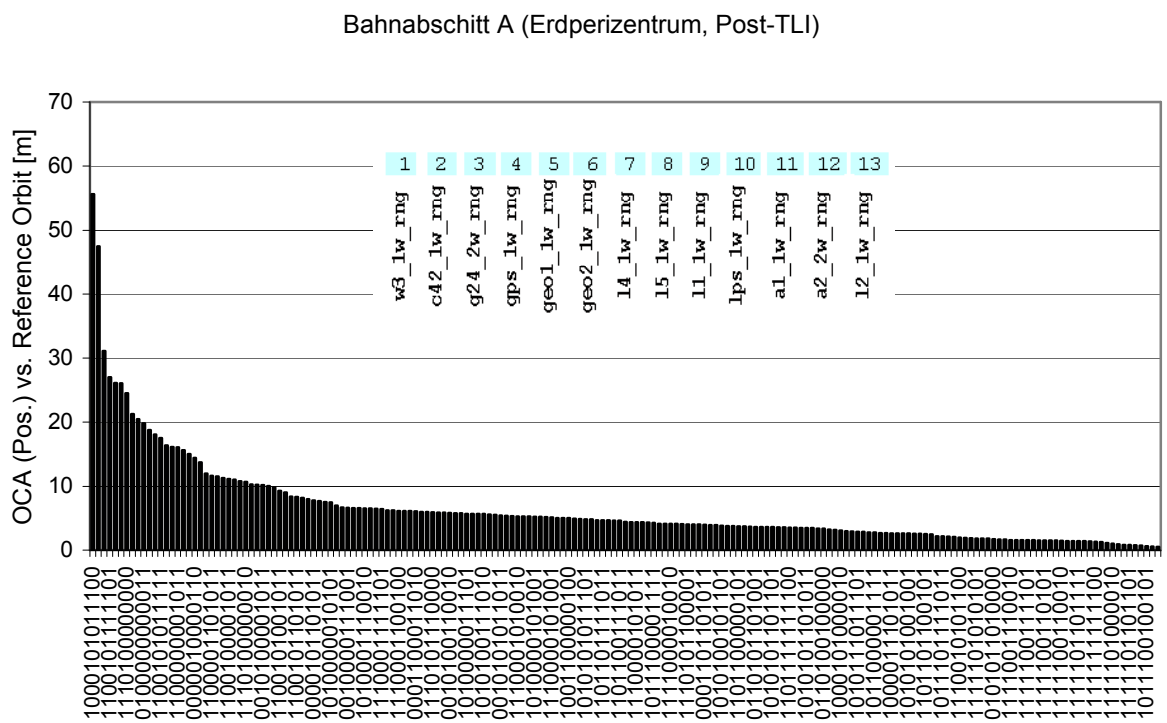


Abbildung 64 – Sortierte Ergebnisse der Suche nach maximaler Positionsgenauigkeit mittels SGA (sortiert) für den 6-Stunden-Bahnbogen A im erdnahen Bereich nach dem Erdperizentrum der Transferbahn (direkt nach TLI)

56 Hier muss über die der garantierten Rekombination der besten Konstellationen und die Effektivität eines zweiten bzw. wohldefinierten Crossover-Punktes (Klassifikation) innerhalb des Chromosoms weiter nachgedacht werden, um eventuell die drei Bereiche des Erde-Mond-Navigationsraumes (cis-lunar) zu gewichten.

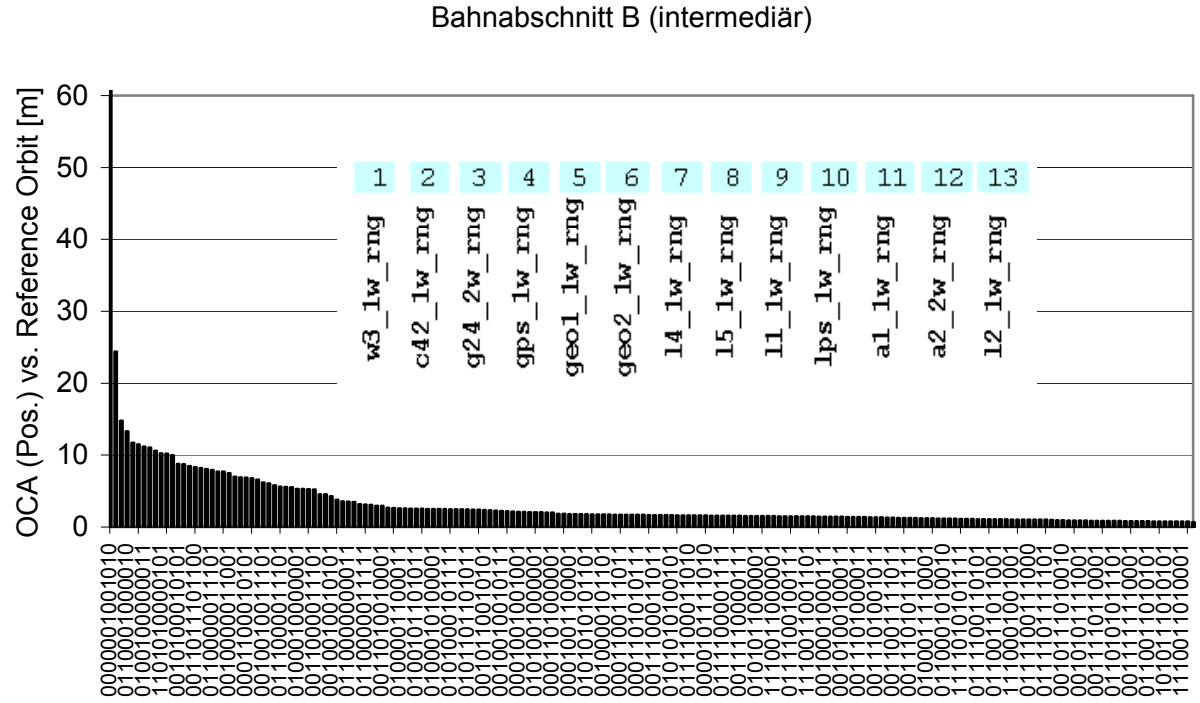


Abbildung 65 – Sortierte Ergebnisse der Optimalsuche mittels SGA für den 6-Stunden-Bahnbogen B im intermediären Bereich der Transferbahn zwischen Erde und L1

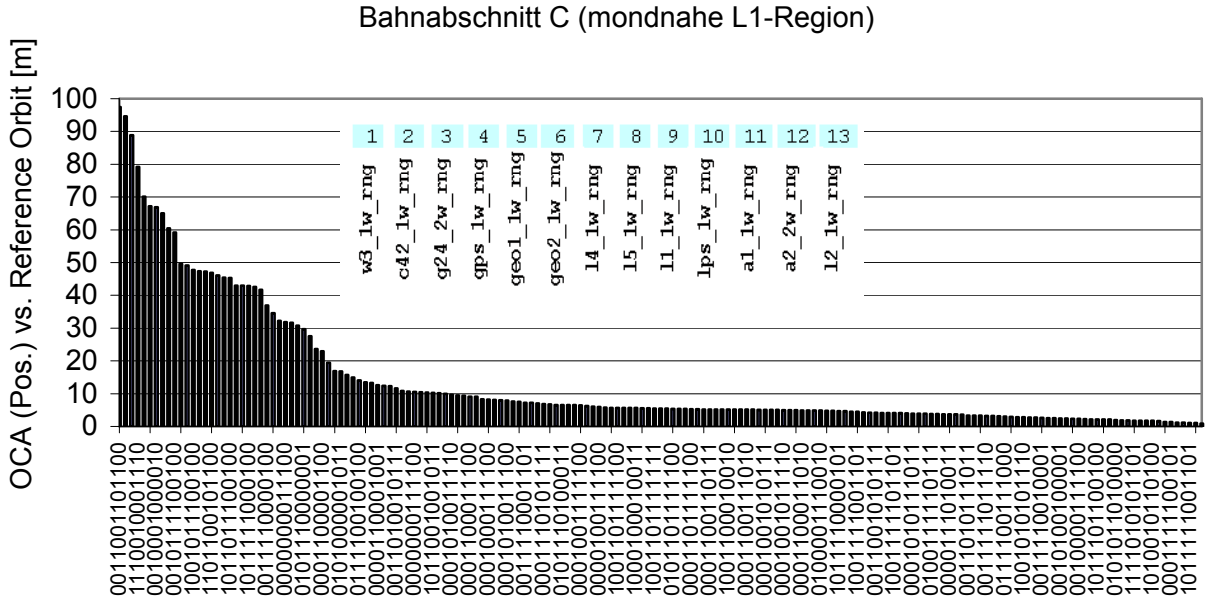


Abbildung 66 – Sortierte Ergebnisse der Optimalsuche mittels SGA für den 6-Stunden-Bahnbogen C im mondnahen L1-Bereich der Transferbahn

5.2.3 CISOPT Ergebnisdiskussion...

...Die Abbildungen geben nicht die mehrfachen Ergebnisse wieder. Deswegen wurde Anhang C eingerichtet, um weitere Analysen mit allen jeweils 300 Fitness-Evaluierungen zu ermöglichen. Die Codierung des SGA wurde in jedem Diagramm zur schnellen Orientierung redundant abgedruckt. Es wird zunächst deutlich, dass alle Ergebnisse mit einem Positionsfehler im Bereich von 1 Meter zu einer für alle denkbaren Missionsaufgaben zufriedenstellenden Lösung von A bis C geführt haben. Eine weitere Absen-kung des Bahnbestimmungsfehlers ist relativ insignifikant und damit wenig erstrebenswert für operationelle Aufgaben. Zweitens kann man auf den ersten Blick zwei Bereiche differenzieren: den Bereich schlechter und den Bereich guter NAV-Lösungen. Welche NAV-Systeme keine guten Wirkung hinsichtlich der Bahnbestimmungsgenauigkeit in der Positionskomponente erzielen, können auf den linken Seiten der Graphiken leicht identifiziert werden. Fall C zeigt dort einen relativ großen Fehler in den entsprechenden NAV-Konfigurationen. Wegen der Apsidengeschwindigkeiten auf elliptischer Umlaufbahn (wobei ± entsprechend der Indizierung „oben/unten“ gilt)

$$v_{\frac{\text{Peri}}{\text{Apo}}} = \sqrt{\frac{1 \pm e}{1 \mp e}\frac{K}{a}}\,, \qquad \text{G- 202}$$

und wenn diese in Abhängigkeit der gegenüberliegenden Apsidenradien ausgedrückt werden nach

$$r_{\frac{\text{Peri}}{\text{Apo}}} = \frac{a^2}{K}(1 \pm e)v^2_{\frac{\text{Apo}}{\text{Peri}}}\,, \qquad \text{G- 203}$$

erhält man

$$\frac{\partial r_{\frac{\text{Peri}}{\text{Apo}}}}{\partial v_{\frac{\text{Apo}}{\text{Peri}}}} = \frac{2a^2}{K}(1 \pm e)v_{\frac{\text{Apo}}{\text{Peri}}}\,. \qquad \text{G- 204}$$

Damit kann durch

$$\Delta r_{\frac{\text{Peri}}{\text{Apo}}} = \left(\frac{\partial r_{\frac{\text{Peri}}{\text{Apo}}}}{\partial v_{\frac{\text{Apo}}{\text{Peri}}}}\right)\Delta v_{\frac{\text{Apo}}{\text{Peri}}} \qquad \text{G- 205}$$

errechnet werden, dass sich ein Fehler in der Bestimmung des Geschwindigkeitsvektors (Range-Messungen !) stärker im Apozentrum auf die Positionsbestimmung auswirkt. Dies ist der Grund für die stark angewachsenen Fehler für schlechte Trackinggeometrien. Hier ist es die Hauptaufgabe des Trackingsystems die Geschwindigkeit zu beobachten und Information für das Ausgleichsmodell daraus aus diesen Beobachtungsdaten zu filtern. In weiteren Untersuchungen sollten deshalb auch einmal eine gewertete OCA für die Geschwindigkeitskomponenten eingesetzt werden. Die mittig und weiter rechts liegenden NAV-Konfi-

gurationen scheinen diesen Effekt offenbar durch laterale (GEO, L4/5) und mondseitige (L2, Mondstation) NAV-Sender erfolgreich zu kompensieren. Schaut man sich die Ergebnisse etwas detaillierter an, so kann man die im folgenden erläuterten Konstellationsunterschiede feststellen. Angefangen mit dem erdnahen Orbitbogen, ergeben sich, wie auch zu erwarten, sehr schlechte NAV-Lösungen, wenn das erdnahe Trackingsegment nicht besetzt ist. Dabei ist wichtig zu wissen, dass das Raumfahrzeug für den Orbit A keinen Sichtkontakt zu Weilheim hat. In allen Schalterkombinationen, die „W3" aktiviert hatten sind Weilheim-Trackingdaten in Wirklichkeit nicht in die NAV-Lösung eingeflossen. Aber auch mit einem voll besetzten Erdbodensegment kann unter Zuhilfenahme eines GEO-NAV-Satelliten eine nur mäßige NAV-Lösung erzielt werden. Allgemein und erwartungsgemäß ist hier eine schwache geometrische Besetzung der Erdseite und eine stark besetzte Mondseite mit NAV-Sendern nicht effizient. Die besten Lösungen sind rechts in den Gaphiken zu finden. Dort ist ein starkes Erdbodensegment auffällig ausgebildet. Vergleichbare Konstellationen im mittleren Abszissenbereich deuten an, dass GPS zum Fein-Tuning der NAV-Lösungen beitragen kann. Die Kombination (011 110 010 010 1) mit

- C42, G24, GPS, GEO1, L5, A1, L2

erzielt das beste Ergebnis mit eine Positionslösung um die 50 cm OCA-RMS gegenüber der Phase-A-Referenzephemeride (siehe entsprechende Tabelle im Anhang C).
Für die Bahnbestimmung im Bahnbereich B scheint das L1-NAV-Radio eine relevante Stellung einzunehmen und für ein gewisses Fein-Tuning verantwortlich zu zeichnen. Die beste B-Lösung ist die NAV-Konstellation (001 011 101 010 1) mit

- G24, GEO1, GEO2, L4, L1, A1, L2

mit etwa 70 cm Positions-RMS in der Referenz-OCA. Goldstone ist dabei korrekterweise als einzige sichtbare Erdbodenstation im Spiel. Die optimale NAV-Lösung von etwa 1 m Positions-RMS für Bahnabschnitt C lautet (101 111 100 010 1) mit

- W3, G24, GPS, GEO1, GEO2, L4, A1, L2

In allen besten Szenarien sind der L2-Halo-Orbiter und die Mondbodenstation A1 als NAV-Sender beteiligt. Insgesamt scheint erwartungsgemäß eine gute geometrische Verteilung der NAV-Sender für die beste Lösung aller Bahnbögen charakteristisch zu sein. Dabei wechselt der Schwerpunkt relativ wenig. Wichtig scheint die Besetzung von beiden lateralen Librations-punkten, L4 und L5, um je nach Sichtbarkeitsbedingungen eine Verbesserung der Bahnbestim-mungslösung erzielen zu können. Als signifikant stellt sich hier offenbar die Bedeutung der Positionsparallaxe (siehe 1.1.1) heraus, deren zeitlich variierende Winkelphaseninformation (z.B. über 6 Stunden) vor allem durch die relativ zur übrigen NAV-Konstellation rotierenden Trackingstationen am Erdboden und im GEO einfließt. Alle anderen (bei kurzen Bahnbögen im Erde-Mond-System nahezu statischen) Teilnehmern messen nahezu pure Radialstandlinien in Flugrichtung und quer dazu. Durch den L2 oder L1 wird (in Abhängigkeit von der Halo-Orbitphase) verstärkt die Orbitnormalkomponente vermessen und L4 und L5 tragen zur Radialkomponente bei.

6 Epilog

„Die Ziele bleiben für uns niemals fest:
von jedem Menschen, jeder Gesellschaft, jeder Generation müssen sie neu bestimmt werden."
(JESCO VON PUTTKAMER im Vorwort seines Buches „Jahrtausendprojekt Mars")

6.1 Zusammenfassung der Ergebnisse

In dieser Arbeit wurden sowohl Aspekte der präzisen Modellierung der Flugbahnen lunarer Orbiter als auch reale Bahnbestimmungen des Lunar Prospector behandelt. Um die Lösungen für Positions- und Geschwindigkeitsvektoren entlang der Trajektorien zwischen und um den gravitativen Massekörpern des Sonnensystems zu bestimmen, werden Bahnbestimmungsprogramme verwendet, die nach einem Fehlerminimierungsprinzip optimale Bahnmodellparameter anhand radiometrischer Messdaten finden. Diese Programme beruhen auf einer Vielzahl von mathematischen und physikalischen Modellfunktionen, zu deren Berechnung Algorithmen auf der Ebene maschineller Numerik effizient realisiert werden müssen. Mit dieser Arbeit ist ein solches Programmpaket als neue Basis für die Behandlung spezifischer wissenschaftlicher und technologischer Aufgaben im Bereich der Deep Space Bahnbestimmungen geschaffen worden. Unter dem Namen DEEPEST ist nun ein präzises Deep Space Bahnbestimmungsprogramm einsetzbar, welches im Falle lunarer Bahnbestimmung mit radiometrischen DOPPLER-Daten erprobt und erfolgreich verifiziert werden konnte. Mit DEEPEST wurde zunächst genau die notwendige Programmgrundlage entwickelt, um die gestellten Aufgaben im Einsatellitenfall (*single satellite mode*) angehen zu können. Es wird auch eine extrem flexible und adaptive Software-Applikation für die Bahnbestimmung eines Satelliten bereitgestellt, die einen gut gereiften, an Real-Trackingdaten getesteten Entwicklungszustand hat. Zusammengefasst hat DEEPEST erfolgreich die 3-Weg-DOPPLER-Trackingdaten von Lunar Prospector prozessiert und verifizierbare Bahnbestimmungsergebnisse produziert. Für Datenbögen mit hinreichender Datenverfügbarkeit bzw. -verteilung entstehen damit Fehler nicht größer als 5 Meter in radialer, 50 Meter in tangentialer und 50 Meter in normaler Richtung des niedrigen lunaren Orbits (100 km) zur jeweiligen Bestimmungsepoche.
Die Modellierungsaspekte wurden auf einer Ebene sehr hoher Genauigkeit behandelt und implementiert. Besonderes Augenmerk wurde auf korrekte Zeit- und Koordinatentransformationen gelegt. Diese Grundanforderung ist für jeden Fall der Deep Space Bahnbestimmung zu leisten und stellt neben Schätzprozessor und numerischem Integrator einen zentralen Baustein derartiger Programme dar. Zum Beispiel bringt nur die konsistente Referenzierung eines Gravitationsfeldmodells auf sein natives Koordinatensystem die korrekten Resultate bei der Bahnbestimmung. Für die Realdatenbahnbestimmung von Lunar Prospector war es

demzufolge unerlässlich sich der Thematik der Mondlibration in einigem Detail zu beschäftigen. Dabei wurden die Theorien der physikalischen Mondlibration vergleichend diskutiert.
Modellierungsdefizite verursachen Effekte in den Bahnbestimmungsresiduen, die mehr oder weniger signifikant erscheinen. Bei Lunar Prospector wurde neben einem Uplink-Frequenzbias auch ein Spineffekt durch das abseits der LP-Spinachse liegende Antennenphasenzentrum sowie ein lokaler Anomalieeffekt des realen Gravitationsfeldes des Mondes gemessen. Dadurch wurde neben der Vorbereitung der Messkampagne, der Durchführung der Bahnverfolgung sowie der Vorprozessierung und Bereinigung (Editierung) der Messdaten die Erklärung und Behandlung der verschiedenen beobachteten Effekte erforderlich. Ein Mechanismus zur passweisen Biasschätzung musste implementiert werden, um die dem 3-Wege-Verfahren anhaftenden Frequenzbiases zu kompensieren. Weiterhin wurde ein kinematisches Antennen-Spinmodell entwickelt, um damit die deutliche Spin-Signatur in den Trackingdaten mit 1 Sekunde Count-Zeit zu kompensieren. Eine zweite, dem Doppelten der Spinfrequenz entsprechenden Frequenz, die in den Residuen und ihrer FOURIER-Analyse zum Vorschein kam, wurde im Modellansatz zwecks Kompensation mit berücksichtigt. Als dies als Maßnahme zur erweiterten Datenreduktion der Spinparameter über längere Datenbögen keine Wirksamkeit zeigte, sind alternativ die Daten auf ein größeres Count-Intervall von 30 Sekunden und der Spin weitestgehend ausgemittelt worden. Die gravitativen Anomalien wurden ignoriert, da sie nur die Residuenvarianz lokal leicht erhöhten.
Insgesamt kann allein mit dem 3-Wege-Trackingmodus keine durchgehend gleichmäßige Verteilung der Trackingdaten erzielt werden. Phasen guter Verteilung über einzelne Bahnbestimmungsintervalle (Datenbögen), die auf 2 Tage begrenzt wurden, um im Bereich mäßiger Residuenamplituden zu bleiben, sind alle zwei Wochen eingetreten. Mit ihnen konnte eine gute Annäherung des hier durchgeführten Orbitkonsistenzchecks an die Ergebnisse des JPL nachgewiesen werden. Die oben angegebenen Bestimmungsgenauigkeiten beziehen sich also auf die Phasen gut verteilter Trackingdaten. Da JPL eine etwas detailiertere Modellierung im hauseigenen Bahnbestimmungsprogramm ODP verwendet, liegt es nahe deren noch etwas bessere Ergebnisse zu einem guten Teil darauf zurückzuführen. Doch ist es angesichts der bisher nicht voll kompensierten und immer noch dominierenden Gravitationsmodellfehler wahrscheinlicher, dass die restliche Diskrepanz mit der insgesamt schlechteren Datenverteilung im 3-Weg-Experiment zu begründen ist. In erster Linie wird die Konsistenz der hier durchgeführten Bahnbestimmung von den bis zu 10 Stunden langen Datenlücken, die dem 3-Weg-Verfahren inhärent sind, gestört – gerade dann, wenn diese sich über die Mitte des Bahnbestimmungsintervalls erstrecken. Insgesamt, so vor allem die Ergebnisse aus den JPL-Analysen, scheint das Gravitationsfeldmodell des Mondes vor allem auf die Lunar Prospector Orbits der nominalen Missionsphase (100 km polar-zirkular) recht gut kalibriert zu sein.

Das offenkundigste Manko der Bahnrechnung stellt nach wie vor aber die fehlende Erfassung von Trackingdaten von der Mondrückseite dar. Die japanische SELENE-Mission schickt sich dabei an die erste Relais-Trackingkomponente zwecks Schließung dieser Gravimetrie- bzw. Radiometrie-Lücke bereitzustellen. Der Start soll vom heutigen Standpunkt ausgehend 2007 erfolgen. Während die mit Lunar Prospector und SELENE zusammenhängenden Aspekte der lunaren Gravitationsfeldvermessung und -modellierung bei KONOPLIV et al (1998), FLOBERGHAGEN (1995, 2001), MATSUMOTO et al (1999) und GOOSSENS (2005) bereits eingehend und umfassend behandelt werden, ist dies hier nicht im Detail thematisiert worden. Allerdings

lag es durch den engen Zusammenhang der Navigation mit diesem Wissenschaftsbereich und durchgeführter Kooperationsarbeiten auf diesem Sektor nahe die SELENE-typische Relais-Trackingkomponente in DEEPEST prozessierbar zu machen. Hinzu kommt, dass diese Art des Trackings die Gewährleitung einer kontinuierlicheren Datenerfassung unabhängig vom Entwicklungsstatus des globalen Gravitationsfeldmodells bietet. Hiermit ist ein direkter geometrischer Informationsgewinn für die Orbitbestimmung, d.h. der dynamischen Zustandsschätzung eines Raumfahrzeugs verbunden. SELENE ist somit technisch gesehen auch ein erster Schritt zu einem globalen, wenn auch immer noch erdgebundenen NAV-System für niedrigfliegende Mondorbiter.
Die bestehende DEEPEST-Software wurde testweise und zunächst vor dem Hintergrund der SELENE-Mission für einen weiteren als Relais-Satelliten fungierenden Satelliten erweitert, und darauf aufbauend war dann eine Multi-Satellitenkomponente (*multi satellite mode*) geplant. Es zeigte sich aber bald die Limitierung des bestehenden Softwarekonzeptes in punkto Datenmanagement. Kurzgefasst musste eine „vervielfachende Überstruktur" für die bestehende Modulstruktur von DEEPEST geschaffen werden, die z.B. aus einem einfachen Zustandsvektor ein „Trajektorien-Objekt" mit all seinen Eigenschaften wie zugehörigem Dynamikteil und Kräftemodell machte. Die Folge war die Entwicklung einer „objektisierten" Struktur, in die dann nach und nach die erprobten und wiederverwendbaren Teile von DEEPEST eingeklinkt wurden. Mit den in Fortran90/95 zur Verfügung stehenden Sprachkonstrukten war die OOP-Technik annähernd umsetzbar. Der Begriff „Objektisierung" soll aber nicht nur verdeutlichen, dass aufgrund des verwendeten Sprachstandards keine vollständige Objektorientiertheit erreicht werden konnte, sondern betont vielmehr die Relevanz von Objektdatenräumen und Mehrfachinstanzen im Vergleich zur eher hintergründlichen funktionalen Klassifizierung durch modulare Daten- und Methodenkapselung.
Mit der so weiterentwickelten Deep Space Flugdynamik-Software mit dem Charakter einer Software-Bibliothek und mit dem Entwicklungsnamen D2 wurde schließlich ein flexibler Rahmen geschaffen, der generell bezwecken soll, die schnelle Umsetzung spezifischer Anforderungen an Bahnbestimmungsprobleme der Kategorie „*Multi-Satellite/Multi-Tracking*" (MSMT) zu ermöglichen. Die Bahnbestimmungssoftware DEEPEST kann nun als Spezialfall der neuen Entwicklung gesehen werden und ist aus der D2-Bibliothek gleichwertig (und relativ schnell) re-implementierbar. Es wurde mit D2 eine problemtypische Infrastruktur in punkto Dynamik- und Messmodellanpassung, sowie hinsichtlich beliebiger und flexibler Parameterschätzung und Kovarianzanalyse für beliebige NAV-Satelliten-Konstellationen geschaffen. Dies erlaubt dem Flugdynamiker bei der Applikationserstellung auf geänderte Detailanforderungen mit entsprechenden Modifikationen an intuitiv schnell identifizierbarer Stelle reagieren zu können.

Unter der Bezeichnung LUNAV wurden Simulationen zur Analyse fortschrittlicher lunarer Navigationsstrategien mit Hilfe der D2-Bibliothek durchgeführt. Diese Simulationen wurden aus Gründen der Vergleichbarkeit mit der realen LP-Bahnbestimmungskampagne zeitlich synchronisiert. Angefangen mit der konventionellen Bodentracking-Variante (A), über ein SELENE-ähnliches Szenario mit einem Relais-Satelliten im HELO (B), einem *Lunar Positioning System* (LPS) mit elliptischen NAV-Orbits (C) und einem LPS mit zirkularen Orbits (D) sind für alle Szenarien Bahnbestimmungen und Orbitkonsistenzanalysen simuliert worden. Obwohl die Orbitkonsistenzanalyse (OCA) vornehmlich eine Fehleranalysemethode der Real-Bahn-

bestimmung ist, eignet sie sich auch hervorragend für die Simulation, bei der die Bahnbestimmung mit einem Fehlermodell gegen ein Referenzmodell einer virtuellen Realität getestet wird.
Es bildete sich beim Übergang von LUNAV-A, über -B, nach LUNAV-C und -D die schrittweise Loslösung von den Erdbodenstationen heraus, ähnlich wie beim GPS. Eine starke Verbesserung der NAV-Lösung tritt bereits durch einen Relais-Orbiter am Mond ein, d.h. durch ergänzendes *Far-Side*-Tracking. Das Verbesserungspotential bei der sukzessiven Gravitationsfeldschätzung wird sehr deutlich. Dieses Relais-Tracking wurde in Kombination mit 2-Wege-Tracking und kompletter Bindung zum Erdboden durchgeführt. Erst LPS in LUNAV-C bedeutet analog dem GPS eine vollständige Abkopplung der NAV-Senderpositionen vom Erdboden. Im Vergleich wurden die polaren HELO-Orbits vervierfacht (90° Knotenseparation), unter der Annahme, dass beispielsweise zunächst weitere Relais-Missionen wie SELENE-1 unternommen werden und so sukzessive eine auch potenziell testbare LPS-Konstellation entstehen könnte. Das Ergebnis der Verwendung dieser (aber leider mit operationellen Nachteilen behafteten) LPS-Orbitcharakteristik ist eine leichte Verbesserung der Bahnbestimmung gegenüber dem LUNAV-B-Fall mit einem Relais-Satelliten.
Die sukzessive Entwicklung der LUNAV-Szenarien bestätigt die Ausbauvariante D mit kreisförmigen NAV-Orbits als die optimale zur Erfüllung der fehlerminimalen NAV-Funktion und auch der lunaren Gravitationsfeldbestimmung. Die erzielbaren Genauigkeiten sind natürlich vor dem Hintergrund des angesetzten Fehlermodells zu sehen. In Relation kann hier mit einem LPS aber die beste Positionsbestimmung um die 50 cm erreicht werden. Es scheint analog zum GPS sinnvoll, den Ausbau eines lunaren NAV-Systems in flexibler Weise konsequent in Richtung einer optimalen LUNAV-D-Konstellation zu gestalten, immer unter der Voraussetzung, dass die Positionen der NAV-Satelliten hochgenau bestimmt sind, was in der Praxis neben der hochgenauen Zeitmessung und -synchronisation eine Hauptanforderung an derartige Systeme ist.
Dies sind Beispielrechnungen und zur Entwicklung einer (oder mehrerer) optimalen Strategie(n) für die Ausbausequenz bis zum LPS bietet sich noch viel Platz für weitere Analysen. Es zeigt sich in flugdynamischer Hinsicht, dass sich ein schrittweiser Ausbau von einem einfachen zu einem komplexeren Relaissystem lohnen kann. Der Ausbau auf mehrere Kreisbahn-Satelliten kann einen fließenden Übergang von verbesserter Abdeckungskontinuität der Relais-NAV/COM-Infrastruktur bis hin zu einem ersten LPS in Form der AEGIS-typischen NAV/COM-Orbits führen. Der anfangs möglicherweise höhere Investitionsaufwand könnte sich so in einen modularisierbaren und damit mit der Zeit sich in den Vorteil eines flexibleren und sich kostengünstiger auswirkenden Systemausbaus überführen lassen (auch aus der Erfahrung mit GPS/GLONASS/Galileo heraus). Das Software-Paket D2 für hochgenaue Bahnbestimmung und Bahnbestimmungssimulationen von MSMT-Szenarien im Deep Space hat sich hier wie geplant als schnelles, flexibles und ausbaufähiges Entwicklungstool erwiesen.

CISNAV bezeichnet hier Anwendungsbeispiele von D2 für Bahnen im cis-lunaren Raum-segment zwischen Erde und Mond. Eine MSMT-Kapazität erweist sich gerade hier als sehr hilfreich, um die verschiedenen strategischen Möglichkeiten, NAV-Sender zu plazieren, durchspielen zu können. Im Gegensatz zu den LUNAV-Untersuchungen sollte für CISNAV eine ganze Flotte von NAV-Sendestützpunkten am Erdboden, im Weltraum zwischen Erde und Mond und am Mondboden getestet werden. Bei einer Auswahl von 13 dieser Stützpunkte, die

neben Erd- und Mondstationen auch GPS, GEO-Satelliten, LPS und Librationspunkt-Satelliten (L1, L2, L4, L5) einschließen, ergab sich eine hohe Zahl möglicher Konstellationen aus diesen einzelnen Trackingkomponenten. Ein einfacher genetischer Algorithmus wurde als mögliche Optimalsuchstrategie ausgewählt, um die beste NAV-Konstellation bereits nach einem Bruchteil aller möglichen Kombinationsevaluierungen ausfindig zu machen.
Drei jeweils 6-stündige Flugabschnitte durch den cis-lunaren Raum beim Erde-Mond-Transfer wurden definiert und der Optimalsuche unterzogen, bei der jedesmal 15 Generationen einer aus 20 Individuen bestehenden Population von NAV-Systemen, also insgesamt 300 Bahnbestimmungsevaluierungen vorgenommen wurden. Der Ausbau eines cis-lunaren NAV-Systems erwies sich besonders hilfreich bezüglich der Besetzung der Librationspunkte L1, L2, L4 und L5 mit NAV-Satelliten. Eine in das cis-lunare Raumsegment gerichtete bzw. eine erdgerichtete Mondboden-Trackinganlage sowie GPS und LPS können zum Fein-Tuning beitragen und so durchaus vorteilhafte Beiträge zur fehlerminimalen Navigation leisten.

6.2 Entwicklungsperspektive

Mit Hilfe der hier entwickelten Werkzeuge DEEPEST und D2 und der erarbeiteten Wissens-, Datenprozessierungs- und Ergebnisbasis können analog zu LUNAV auch Studien für die interplanetare (SOLNAV) oder planetare Navigation (z.B. MARSNAV) nahezu aus dem Stand angegangen und durchgeführt werden. Frühere richtungsweisende Studien behandeln seit den 1990er Jahren zudem das Thema der (inter-)planetaren Navigation mit Hilfe von einfachen Multi-Satelliten- bzw. Relais-Konstellationen (HASTRUP et al, 1995, POLLMEIER, 1996?). Die aktuellen Studien (SPEARING et al, 2005, AEGIS, 2005, BHASIN & HAYDEN, 2004?) sind die logische Weiterführung zur Unterstützung extensiverer Flüge im Sonnensystem und zu den Planeten. Es ist beispielsweise zu erwarten, dass auch für die Raumflugkontrolle im Marsorbit mehrere Relaissatelliten ein lohnenswertes Hilfsmittel zur Navigation darstellen. Eine Aufgabe der neuen Softwarebibliothek für Deep Space Bahnbestimmungs- und Flugdynamikaufgaben könnte zukünftig sein, die Applikationserstellung des Anwenders diesbezüglich zu ermöglichen.
Während LUNAV-C im ersten Gedanken an einen sukzessiven Ausbau bestehender Systeme entstand, d.h. ausgehend vom SELENE-typischen Szenario, besteht auch noch die Möglichkeit der Betrachtung einer alternativen Herangehensweise. Ein zu SELENE konkurrierendes System, ebenfalls mit der Zielsetzung der sukzessiven Verbesserung des Gravitationsfeldmodells des Mondes, könnte nach LUNAV-D gleich auf der Basis kreisförmiger Orbits geplant werden, um die korrelative Trennung der Frequenzsensitivitäten von HLO und LLO effektiver innerhalb einer kombinierten Gravitationsfeldbestimmung beider Orbiter zu erreichen (siehe 1.1.3).

Für die angewendete CISOPT-Strategie können noch viele weitere Erweiterungen und Verbesserungen enwickelt werden. Sie stellt hier nur einen möglichen Ansatz zu Demonstrationszwecken dar. Es wurde aber in jedem Fall eine sub-optimale Lösung gefunden, während die genaue Auffindung eines absoluten Globalmaximums der Fitnessfunktion unnachgewiesen bleiben mussen. In Zukunft kann eine sich aus der Suche ergebende automatische Klassifizierung der Lösungen versucht werden, die es erleichtert, eine Systemlösung zu suchen. Dazu müssen auch weitere Kriterien evaluiert und mit einem

(relativen) Fitnesswert behaftet werden. Auch müssen Einflussfaktoren wie die Bewertung der Sichtbarkeitsanteile einzelner Trackingteilnehmer für bestimmte Bahnbögen auf das Suchergebnis berücksichtigt werden.
Eine Enkodierung kann generell nicht nur auf Konstellationsbasis, sondern z.B. auch bezüglich einzelner Orbitparameter eines NAV-Satelliten angesetzt werden, um weitere bzw. eine feinere Auflösung geometrischer Einflussfaktoren zu analysieren. Wenn sich nach weiteren Untersuchungen dieses Optimierungsproblems die Anwendbarkeit des Genetischen Algorithmus als logisch korrekt anwendbar bestätigt, liegt eines der größten Potentiale dieser Naturtechnik im hochgradigen impliziten Parallelismus (*implicit parallelism*) der Methode (z.B. GREFENSTETTE, 1990). Dies erlaubt insbesondere in hohem Maße Parallelrechner für die Anwendung dieser Evolutionstrategie einzusetzen. Auch ist es eventuell möglich die Suche dynamisch verändern zu können bzw. an veränderte Verhältnisse anzupassen.
Auch eine optimale Strategie für den weiten Bereich möglicher SOLNAV-Systeme liegt noch immer weitgehend im Dunklen, so dass sich auch hier nun konkrete Simulationsstudien zur Bahnbestimmung anschließen könnten (z.B. SOLOPT, MARSOPT).

Am Ende steht immer die Automatisierung von Prozessen am Horizont technologischer Zielsetzungen. So auch in der Raumflugnavigation, denn Konstellationen bzw. Netzwerke oder Formationen von Satelliten sollen in Zukunft zur Reduktion des Bodensegments bei gleichzeitiger Steigerung der Sicherheit mit automatischen Regelkreisen zur Lösung der NAV-Aufgaben ausgerüstet werden. Es gilt dazu allgemein den Regelkreis nach Abbildung 1 als automatischen Prozessalgorithmus, gekoppelt mit der automatischen Abfrage von Sensoren und Ansteuerung von Aktuatoren an Bord von Raumfahrzeugen, zu realisieren. Der Testsatellit Deep Space 1 (BHASKARAN et al, 1998) ist ein Experimentalbeispiel aus diesem anvisierten Entwicklungsbereich. In Formationen können Architekturen zur Schätzung relativer NAV-Parameter zentralisiert, verteilt oder dezentralisiert angelegt werden. Sie bezwecken in dieser Reihenfolge entweder eine gemeinsame, eine gemeinsame aber untereinander aufgeteilte und miteinander korrelierte oder eine individuelle Behandlung der Schätzprobleme an Bord der Formationssatelliten. Dezentralisierte Topologien verhalten sich bei entsprechender Implementierung fehlertolerant bei Ausfall einzelner Formationssatelliten und können ihre aufeinanderbezogene Zustandsschätzung weiterführen (KANG et al, 2002?). Mit D2 liegt auch für diese Problembereiche eine Softwaregrundlage vor, die für Studien derartiger Netzwerke von Satelliten mit relativen NAV/COM-Verbindungen benutzt bzw. leicht erweitert oder angepasst werden kann. Allgemein lässt sich die Bahnbestimmungssoftware aufgrund ihrer Architektur ebenso leicht mit Softwareumgebungen für Tests automatischer Prozessabwicklungen (Steuer- oder Regelkreise der Navigation) verbinden. Dabei können neben der NAV-Daten auch COM-Datenbereiche und Verarbeitungsmethoden hinzugefügt werden und der Austausch von Daten über COM-Verbindungen ebenso simuliert werden wie die Tracking-Links.

Als Reaktion auf Apollo-17 Astronaut JACK SCHMITT's zeitweises Beharren auf Relais-Satelliten für eine *Far-Side*-Landung sollen einige seiner Kollegen mit halbem Spaß geantwortet haben: „Out of sight, out of mind" (CHAIKIN, 1998). Für die damalige Situation mag dies auch zutrefflich gewesen sein. Für die Aussicht auf eine zusammenhängende Erkundung von Erde, Mond und Planeten im Sinne der Erweiterung des menschlichen Horizonts im wissenschaftlichen aber auch räumlichen Sinne kann diese Einstellung heute wohl nicht mehr ernsthaft

geltend gemacht werden. Zuviel geschieht bereits in dieser Richtung: Die NASA soll ihrer neuen Vision gemäß eine Richtung erkundungsorientierter Wissenschaft, mit Hinblick auf eine gestärkte Raumfahrtindustrie und unter Einbeziehung von Initiativen im Ausbildungsbereich junger Menschen und inspirierter Lehrer einschlagen. Ähnliches lässt das Aurora-Programm der ESA verlauten. In der jüngsten Vergangenheit, d.h. mit Beginn der 1990er Jahre und zwanzig Jahre nach Apollo, hat es eine ganze Sequenz von iterativen Vorstoßversuchen gegeben, die deutlich machen, wie bereit Mensch und Technologie sind, um hinaus in den Weltraum und zu den Himmelskörpern aufzustoßen. Natürlich, Konvergenzkriterium bei solchen Planungen sind zu jeder Zeit neben gesellschaftspolitischen Konstellationen in starkem Maße die abgeschätzten Entwicklungs- und Betriebskosten und somit die sozial-wirtschaftlichen Belastungen, die in derartige Unternehmungen investiert werden und im Rahmen des Kosten-Nutzen-Verhältnisses verträglich sein müssen. Deshalb ist es für den Raumfahrtbefürworter immer positiv zu werten, wenn politische Bereitschaft genau diese Konvergenz zu einer bestimmten Zeit signalisiert. Und es scheint soweit zu sein: Nachdem die internationale Raumstation ISS erfolgreich und wie geplant ihren Dienst aufgenommen hat, rücken nun die erdfernen Ziele wieder und sogar in einem nie vorher dagewesenen Grad an Realismus ins Gesichtsfeld und in Schrittweite des Menschen.

Mit der vorliegenden Arbeit soll unter der Voraussetzung dieser logischen Fortführung der Deep Space Erkundung in den nächsten Jahren ein fortschrittlicher Beitrag zur Raumflugnavigation geleistet werden.

Symbolverzeichnis

Abkürzungen…

ABM	ADAM, BASHFORTH, MOULTON (Nach ihnen benannter Integratortyp)
AMFIN	Advanced Modular Facility for Interplanetary Navigation (ESA/ESOC)
AOP	Argument of Pericenter (ω)
APC	Antenna Phase Center
ARC	Ames Research Center (NASA)
ARC	Ames Research Center (NASA)
ATD	Artificial Tracking Data
BLSQ	Batch-Least SQuares method; A posteriori Bahnbestimmung, Fehlerquadratmethode angewendet auf längere Datenbögen
CCA	Consider Covariance Analysis
CCSDS	Consultative Committee for Space Data Systems
CEO	Celestial Ephemeris Origin
CEP	Celestial Ephemeris Pole
CLTV	Cis-Lunar Transfer Vehicle
CNB	DSN Antennenkomplex in Canberra
COG	Center of Gravity (Massenschwerpunkt)
COM	COMmunication
comp	computed
DGE	DOPPLER Gravity Experiment
DGPS	Differential GPS Messverfahren
DOP, RR	DOPPLER, Range Rate
DORIS	DOPPLER Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite
DSN	Deep Space Network
DSS	Deep Space Network Station (DSN Station)
e.o.c.i.	end of count interval
EAGND	Earth Ground Station
ECC	Eccentricity (e)
ECEF	Earth-Centered Earth-Fixed
ECSS	European Cooperation for Space Standardisation
EKF	Extended Kalman Filter
ELO	Excentric Lunar Orbit (zur Differenzierung gegenüber dem LLO)
EMB	Earth-Moon Barycenter
EME	Earth Mean Equator and Equinox
EOG	Edge-On Geometry – Orbitebene parallel zur Tracking-Sichtlinie (Orbitnormale orthogonal dazu)
F&E	Forschung- und Entwicklung
FOG	Face-On Geometry – Orbitebene orthogonal zur Tracking-Sichtlinie
GCX	GEOS-C Extended 120-Byte File Format
GDS	DSN Antennenkomplex in Goldstone

GEO	Geostationary Orbit
GLONASS	Global Navigation Satellite System (*Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema*)
GND	Ground Station
GPS	Global Positioning System
HALO	Halo Orbit um die instabilen LAGRANGE-(Librations-)punkte L1 oder L2
HAS	Hauptachsensystem
HELO	High Elliptical Lunar Orbit
HLO	High Lunar Orbit
IAU	International Astronomical Union
ICRS / ICRF	International Celestial Reference System / Frame
IERS	International Earth Rotation Service
IGS	International GPS Service for Geodynamics
ILEWG	International Lunar Exploration Working Group
INC	Inclination (i)
IP	interplanetar
IRP	International Reference Pole
IST	Inter-Satellite Tracking
ITRS / ITRF	International Terrestrial Reference System / Frame
ITU	International Telecommunication Union
JPL	Jet Propulsion Laboratory
L1, L2, L3, L4, L5	Librationspunkte des Erde-Mond-Systems
LLO	Low Lunar Orbit(er)
LLR	Lunar Laser Ranging
LOI	Lunar Orbit Insertion
LoS	Line-of-Sight (Tracking-Sichtlinie zum Satelliten)
LP	Lunar Prospector
LPS	Lunar Positioning System
MAN	Mean anomaly (M)
MCA	Monte-Carlo Analysis
MEPS	Mean Earth Pointng System (historisches körperfestes Mondäquator-Koordinatensystem)
MLO	Medium-height Lunar Orbit
MoD	Mean of Date
MOGND	Moon Ground Station
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NAV	NAVigation
NEN	Near-Earth Network
NL	NAVLIB (FD Software-Bibliothek des GSOC)
NT	NAVTOOLS (FD Software-Bibliothek des GSOC)
obs	observed
OBT	On-Board-Time
OCA	Orbit-Consistency Analysis
OD	Orbit Determination
ODP	Orbit Determination Program des JPL
OOP	Object Oriented Programming
ORBDET	Orbit Determination
ORBPROP	Orbit Propagation

Ovlp	Overlap (Überlappung in der Orbit-Konsistenzanalyse)
PC	Personal Computer
PECEF	Pseudo Earth-Centered-Earth-Fixed
PN	Post-NEWTON
POS	Position
PoS	Plane of Sky – Ebene orthogonal zur Sichtlinie von der Trackingstation zum Satelliten
PRARE	Precise Range And Range-Rate Equipment
PRN	Pseudo Random Noise
R&RR	Range and Range Rate
RAN	Right Ascension of Ascending Node (Ω)
RCV	Receiving, Empfang eines Signals
REL	Relais-Orbit(er)
Res	Residuum
RF	Radio Frequency
RNG, R	Range
s.o.c.i.	start of count interval
S/C, SC	Satellit, Raumfahrzeug (Spacecraft)
SELENE	Selenological and Engineering Explorer (Japan)
SGA	Simple Genetic Algorithm
SI	International System (of Units)
SMA	Semi-Major Axis (a)
SRIM	Square Root Information Matrix
SRP	Solar Radiation Pressure
SSB	Solar System Barycenter
SST	Satellite-to-Satellite Tracking
TAN	True anomaly (ν)
TCM	Trajectory Correction Maneuver
TDRS(S)	Tracking Data Relay Satellite (System)
TEC, TEC_{SolPla}	Total Electron Content in Ionosphäre bzw. interplanetarem Raum
TECU	TEC-Unit
TLI	Trans-Lunar Injection
TLO	Trans-Lunar Orbit
ToD	True of Date
Trj, TRJ	Trajektorie
Trk, TRK	Tracking
TT&C	Telemetry, Tracking and Command
USO	Ultra Stable Oscillator
VCA	Variance/Covariance Analysis
VEL	Velocity
VLBI	Very-Large Baseline Interferometry
WHM	Weilheim Bodenstation
wrt	with respect to
XMT	Transmission, Aussendung eines Signals

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 – Plazierung der Komponente Bahnbestimmung im Regelkreis der Raumflugkontrolle 9

Abbildung 4 – Konzept einer lunaren NAV/COM-Architektur (AEGIS, 2005) 19

Abbildung 5 – „*Outerplanetary*“ NAV/COM-Architektur beispielhaft für den Marsflug (BHASIN & HAYDEN, 2004?) 19

Abbildung 6 – Kräfte auf einen Orbiter in der Mondumlaufbahn (Mondradius = 1738 km) 32

Abbildung 7 – Zeitsysteme von der zentralen Atomzeit abgeleitet 39

Abbildung 8 – Integrationsfehler in der Positionskomponente eines lunaren Orbiters nach 30 Tagen Propagation bei Veränderung der relativen und/oder absoluten Fehlertoleranzen 52

Abbildung 9 – Gravitationswirkungen auf einen Mondorbiter im Erde-Mond-System 55

Abbildung 10 – Fehlerentwicklung mit zunehmendem Geschwindigkeitsverhältnis 66

Abbildung 11 – Messung eines 2- oder 3-Wege-DOPPLER-Signals; erweiterte Schemazeichnung nach THURMAN & ESTEFAN (1993); im 3-Wege-Modus kann nicht die originäre Sendefrequenz direkt verwendet werden, sondern muss am Empfangsort entsprechend synthetisiert werden 68

Abbildung 12 – Beispiel einer „Trackingmatrix“; jedes gültige Element repräsentiert den Datenraum einer Bodenstation oder eines Satelliten; beide können Trackingsignale empfangen (R) oder senden (X); die Trackingmatrix arbeitet mittels Lichtlaufzeitberechnung die Trackingkette rückwärts ab (startet mit EOT=End-of-Track, endet mit BOT=Begin-of-Track) 82

Abbildung 13 – Berechnungsschema der Trackingmatrix 84

Abbildung 14 – Anzahl von Schätzparametern am Beispiel von $N \times M = 4 \times 4$ Koeffizientematrizen ($C_{00}=1$, $C_{10}=0$, $C_{11}=0$, $S_{n0}=0$, $S_{11}=0$) 86

Abbildung 15 – Lunar Prospector Flugprofil: Einschuss in den nominalen polaren 100x100 km Mondorbit am 15.1.1998, Beginn der „Extended Mission“ Phase am 19.12.1998 mit Absenkung des Orbits auf 40x40 km, Absenkung auf 30x30 km am 29.1.1999, Ende der Mission am 31.7.1999 94

Abbildung 16 – Geometrische Erklärung des reduzierten Informationsgehaltes einer 3-Wege- gegenüber der 2-Wege-Messung bei Bildung der Gesamtableitung dz/dr einer Messung 97

Abbildung 17 – NASA Stationsnetz für Deep Space Missionen; zusätzlich: Deep Space Station des DLR in Weilheim 98

Abbildung 19 – Kartographische Darstellung (Plattkarte) der Bodenspur aller Orbitbögen, die von Weilheim „getrackt“ wurden 101

Abbildung 20 – Niedrigste und höchste Mondelevation bezüglich des Topozentruzms der Weilheim Bodenstation 101

Abbildung 21 – Stationsbias-Schätzwerte über den Trackingzeitraum (FOG = gestrichelte Vertikallinie) 103

Abbildung 22 – Rotationseffekt im DOPPLER verursacht durch Satelliten-Spin (Auszug aus einem Datensatz vom 6. Juli 1998)..... 105

Abbildung 23 – FOURIER-Frequenzanalyse des Antennenrotationssignals aus (a) für 2048 Datenpunkte (entspricht ewta 34 Minuten)..... 105

Abbildung 24 – Kinematisches Spinmodell für die LP Antenne; Spinachse mit S/C-System ausgerichtet (z), und gegen Ekliptiksystem (ecl) mit {lat, long} geneigt, Phasenzentrum (APC) rotiert im S/C-System, initiale Phase φ_0 (Lage $x_{S/C}$) unbekannt..... 108

Abbildung 25 – Original DEEPEST-Bahnbestimmungsplots der Residuen ohne Spinparameterschätzung (oben, RMS 3.5 mm/s) und mit Spinparameterschätzung (unten, RMS 1.8 mm/s) über einen Datenbogen von 10 Minuten..... 109

Abbildung 26 – Bahnbestimmungsresiduen ohne und mit Spinparameterschätzung über einen ausgesuchten Datenbogen von 15 Minuten; Anfangsresiduen σ = 3.9 mm/s oben (dargestellt mit Bias), Residuen σ = 2.2 mm/s nach Spinparameterausgleich unten. 109

Abbildung 27 – Manöverschätzung (Total-Δv) in Abhängigkeit der Variation der Datenbogenlänge 112

Abbildung 28 – Gravitative Störungen im Dopplersignal (30 Sek. Count-Zeit) nach einem Ausgleich mit dem LP75D-Modell 112

Abbildung 29 – Aus LoS-Geschwindigkeitsdifferenzen im 30-Sekunden-Countintervall berechnetes Beschleunigungsprofil 113

Abbildung 30 – Differenz berechneter Beschleunigungen für LP75D und GLGM-2 113

Abbildung 31 – Datenmenge im Trackingintervall 114

Abbildung 32 – Prinzip des Ephemeridenvergleichs 114

Abbildung 33 – Schematische Darstellung der Modellkorrelation mit dem Datenfits in Abhängigkeit von der Datenbogenlänge (weißer Bereich); dünne Linie: Realität, dicke Linie: fehlerhaftes Modell; die Diskrepanz kommt bei langen Datenbögen in größeren Residuen zum Tragen (durch vertikale Differenz illustriert), für kurze Bögen reagiert der Schätzprozessor bei Informationsmangel fehlertolerant und die Fehlerkompensation zeigt sich in kleinen Residuen, die dabei aber eine nur lokal begrenzte Datenreduktion darstellen; außerhalb des Datenbogens (grauer Bereich) „passt“ das Modell schnell nicht mehr (durch ↗ Symbol angedeutet)..... 118

Abbildung 34 - Darstellung des RMS der Residuen für alle Stationspässe im 6-wöchigen LP-Trackingzeitraum für einen Daten-*Fit* mit LP75G und in Abhängigkeit der Datenbogenlänge; der getönte Bereich markiert die Ergebnisstreuung aus etwa 20 sequenziellen Bahnbestimmungen mit einer durchschnittlichen *Batch*-Länge von 2,2 Tagen 122

Abbildung 35 – 3-Wege-Doppler-Residuen der Bahnbestimmung mit LP75G..... 123

Abbildung 36 – Residuen in Korrelation mit der Messdatengeometrie, d.h. mit dem Winkel der Orbitebene zur Trackingsichtlinie und der Satellitenpasslänge für die Weilheimstation (qualitativ)..... 124

Abbildung 37 – Beispiel eines Residuenplots aus einer Bahnbestimmung zur Epoche 6.7.1998, 16:00 UTC 124

Abbildung 38 – Vergleich der Bahnbestimmungsresiduen für Datenfits mit LP75G (75x75) und LP100J (100x100) unter Zuordnung zur Uplink-Trackingstation..... 125

Abbildung 39 – Positionsfehler aus formaler Kovarianzmatrix der Bahnbestimmung mit LP75G, 3-Wege-Doppler-Tracking..... 126

Abbildung 40 – Formaler Positionsfehler für simuliertes 2-Wege-Doppler-Tracking (zeitkontinuierliche Datenabdeckung)..... 126

Abbildung 41 – RTN komponentenweise OCA Ergebnisse (2 Stunden Überlappung) für LP Bahnbestimmungen; LP75G und LP100J Modelle im Vergleich; als Balken dargestellt im RMS Diagramm sind Varianzen ($RMS^2 = VAR^2 + M^2$) 128

Abbildung 42 – Vergleichende Darstellung der OCA Ergebnisse für LP Bahnbestimmungen mit den Gravitationsmodellen LP75G und LP100J; Überlappung 2 Stunden 129

Abbildung 43 - Simulierte LP Bahnbestimmung; LP75G als wahres (Referenz-) und perfekt bekanntes Modell; OCA: r e l a t i v e Überlappung der aufeinanderfolgenden Ephemeriden 129

Abbildung 44 – Simulierte LP Bahnbestimmung; LP75G als wahres (Referenz-) und perfekt bekanntes Modell; OCA: a b s o l u t e Überlappung der sequenziellen Ephemeriden jeweils mit der „wahren“ Referenzbahn 129

Abbildung 45 – Monte-Carlo-Simulation für LP für den 2-tägigen Orbitbogen ab der Epoche 6.7.1998, 0 Uhr UTC und statistisch variiertem C_R -Wert ($E(C_R) = 1.3$ und $\sigma_{CR} = 0.5$); Ephemeridendifferenz zu Referenzorbit mit $C_R = 1.3$ 130

Abbildung 46 – Daten-Fits mit LP75G und LP100J(75x75) gegen Realität und Simulation in Korrelation mit der Datenverfügbarkeit und -verteilung; im grau unterlegten Bereich des Tracking-Zeitraums ist die Datenverteilung maximal ausgewogen und somit auch die Orbitkonsistenz am höchsten 131

Abbildung 47 – Datenhäufigkeit in den simulierten LUNAV-A Bahnbestimmungsbögen 135

Abbildung 48 – Bahnbestimmungssimulation des konventionellen LP Szenarios hier im 2-Wege-DOPPLER-Trackingmodus mit perfektem Modell (vollständiges LP75G); VCA und absolute OCA 136

Abbildung 49 – VCA, CCA und OCA für LUNAV-A; alleinige Schätzung des Zustandsvektors des Fehlermodells; DOPPLER-Tracking 136

Abbildung 50 – VCA und OCA für LUNAV-A; Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, unabhängig); DOPPLER-Tracking 137

Abbildung 51 – OCA für LUNAV-A: Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, abhängig); DOPPLER-Tracking 137

Abbildung 52 – VCA, CCA und OCA für LUNAV-B; alleinige Schätzung des Zustandsvektors $\mathbf{y}_0$ des Fehlermodells; exakte Referenzbahn des Relais-Orbiters verwendet; DOPPLER-Tracking 139

Abbildung 53 – VCA und OCA für LUNAV-B; Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, abhängig); DOPPLER-Tracking 139

Abbildung 54 – OCA für LUNAV-B alternativ mit nur zwei Stationen (2-Weg und 4-Weg) und dem v o r g e s e h e n e n Rstar-Orbit 140

Abbildung 55 – LUNAV-C: Sichtbarkeitsgarantie von 4 Satelliten (Abszisse) der LPS-Konstellation mit 12 NAV-Satelliten auf 4 hoch-exzentrischen lunaren Orbits (HELO mit $e = 0.7$) zu einem zirkular-polaren Orbiter (LP, 100 km) 141

Abbildung 56 – OCA und CCA für LUNAV-C; alleinige Schätzung des Zustandsvektors des Fehlermodells; LPS „trackt“ mit DOPPLER-Signal; die zusätzliche Grafik zeigt das interessante Ergebnis, dass in diesem Fall die Qualität der Bahnbestimmung für die DOPPLER- und ebenso simulierte Range-Messungen nahezu identisch ist 142

Abbildung 57 – OCA für LUNAV-C; Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, unabhängig); DOPPLER-Tracking 142

Abbildung 58 – OCA und VCA für LUNAV-C; Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, abhängig); DOPPLER-Tracking 143

Abbildung 59 – OCA und VCA für LUNAV-C; Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, abhängig); Range-Tracking 143

Abbildung 60 – RTN Vergleich der LUNAV-B und LUNAV-C Orbitdifferenzen 144

Abbildung 61 – LUNAV-D: LPS-Konstellationsbeispiel nach AEGIS (2005); Schätzung des Zustandsvektors und der Gravitationsfeldkoeffizienten (5x5, abhängig); Range-Tracking; Eine sichtbare Verbesserung der Bahn- und Gravitationsfeld-Parameterbestimmung stellt sich mit geometrisch vorteilhafteren NAV-Konstellation ein; die Positionsdifferenzen bleiben im Wesentlichen unter 50 cm 145

Abbildung 62 – GPS-Sichthäufigkeiten auf einem CISNAV Testorbit in Abhängigkeit von dem Antennenabstrahlkegel der GPS Satelliten; 60° entspricht etwa dem Kegelöffnungswinkel der Seitenkeulen heutiger GPS-Satelliten 147

Abbildung 63 - Gesamte CISNAV-Konstellation..... 149

Abbildung 64 – Sortierte Ergebnisse der Suche nach maximaler Positionsgenauigkeit mittels SGA (sortiert) für den 6-Stunden-Bahnbogen A im erdnahen Bereich nach dem Erdperizentrum der Transferbahn (direkt nach TLI) 153

Abbildung 65 – Sortierte Ergebnisse der Optimalsuche mittels SGA für den 6-Stunden-Bahnbogen B im intermediären Bereich der Transferbahn zwischen Erde und L1 154

Abbildung 66 – Sortierte Ergebnisse der Optimalsuche mittels SGA für den 6-Stunden-Bahnbogen C im mondnahen L1-Bereich der Transferbahn 154

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 – Determiniertheit von Plane-of-Sky-Bahnelementen eines Planeten/Mond-Orbiters, Ergebnisse zusammengefasst nach WOOD (1986) für ein analytisches Doppler-Modell nullter und erster Ordnung (+ gut bestimmt, – schlecht bestimmt) 12

Tabelle 2 – Orbitdaten vond SELENE und dessen Subsatelliten Rstar und Vstar (HANADA et al, 2002) 15

Tabelle 3 – Klassifizierung von Fehlerquellen in der mathematischen Modellierung und Bestimmung von Raumflugbahnen 25

Tabelle 4 – Transformationswinkel vom Inertial- zum körperfesten System für die Planeten des Sonnensystems nach der Theorie der IAU von 1994. Die Hilfsgrößen sind definiert als D = MJDTDB - MJD2000, MJD2000 = 51544.5 (1.5 Jan. 2000), T = D / 36525.0 und N = 357.85 + 52.316 T (Davies et al, 1994). 45

Tabelle 5 – Transformationswinkel nach der IAU-Theorie von 1994 vom Inertial- zum körperfesten System für den Mond der Erde. Die Hilfsgrößen sind definiert als D = MJDTDB - MJD2000, MJD2000 = 51544.5 (1.5 Jan. 2000) und T = D / 36525.0 (DAVIES et al, 1994) 48

Tabelle 6 – Einige Kennwerte der numerischen Integration 51

Tabelle 7 – Effekte, die sich auf die Propagation des Radio-Trackingsignals auswirken 65

Tabelle 8 – Modulübersicht des D2 Software-Paketes für Deep Space Flugdynamik Applikationen (insbesondere die fett gedruckten sind „objektisiert“) 79

Tabelle 9 – Software-Kapazitätsvergleich zwischen der am ESOC (ESA) entwickelten operationellen Bahnbestimmungssoftware für Deep Space Anwendungen und DEEPEST (GSOC/DLR) 88

Tabelle 10 – Ausgewählte Daten zum Lunar Prospector (ANDOLZ, 1998) 95

Tabelle 11 – Referenzkennwerte für JPL Gravitationsfeldmodelle des Mondes; Konvergenzverlauf der Gravitationsparameter 95

Tabelle 12 – Trackingdatensätze für die stufenweise Entwicklung der LP Gravitationsmodelle für den Mond (PDS, 1999); * = komprimiert von originalem Doppler-Count-Intervall von 1 Sekunde 96

Tabelle 13 – Bestimmung der Kovarianz in 2-Wege/3-Wege Vergleichsläufen; Simulation von DOPPLER-Trackingdaten von Lunar Prospector Trajektorie im Intervall: Epoche 1998/07/06 16:00 UTC plus 2 Tage; die 3-Wege-Sigmas sind erwartungsgemäß größer 97

Tabelle 14 – Weilheim Deep Space Antenne: kompatible Frequenzbänder 99

Tabelle 15 – Erdfeste Koordinaten der Weilheim Deep Space Antenne sowie der genutzten DSN Uplink-Stationen (ohne Drift); Dia=Spiegeldurchmesser, System=Referenzsystem für die Stationskoordinaten 99

Tabelle 16 – Zustandsreferenzvektor des Lunar Prospector in EME2000 Koordinaten (GSFC/NASA) 102

Tabelle 17 – Schätzergebnis für die RTN-Komponenten des Lagemanövers im Trackingintervall für einen 2.5-Tage-Datenbogen 111

Tabelle 18 – Definition von LP Bahnbestimmungssequenzen..... 115

Tabelle 19 – Modellvergleich für die Bahnbestimmungen des JPL (CARRANZA et al, 1999) und des GSOC (WEISCHEDE, 1999) 121

Tabelle 20 – Über etwa 2 Monate gemittelte OCA Ergebnisse (RMS) des JPL für Bahnbestimmungen des LP (nominale Missionsphase im 100 km Orbit) mit sukzessiven Datenbögen von 2 Tagen Länge (CARRANZA et al, 1999) 130

Tabelle 21 – Bahnelemente des Relais-Satelliten, EME2000, Epoche 6.7.1998, 0 Uhr UTC 138

Tabelle 22 – Codierung eines cis-lunaren Trackingsystems 150

Anhang A – Statistische Basis-Kenngrößen in der Bahnbestimmung

Als statistische Basis-Kenngrößen zur Beurteilung der Unsicherheit der zufälligen Schätzwerte x werden der arithmetische Mittelwert bzw. Erwartungswert

$$\bar{x} := \frac{\sum_{i=1}^{N} x_i}{N} \overset{N\to\infty}{=} \mathrm{E}(\mathrm{x})$$

und die Varianz bzw. Standarabweichung der Schätzparameter verwendet. Die Definition der **Varianz** (Streuung, mittlere quadratische Abweichung, Dispersion) einer zufallsverteilten Menge von Daten lautet:

$$\sigma^2 = E((x-\bar{x})(x-\bar{x})) = E\left((x-\bar{x})^2\right) = \frac{\sum_{i=1}^{N}(x_i-\bar{x})^2}{N} = E\left(x^2\right) - 2E(x\bar{x}) + E\left(\bar{x}^2\right) = \overline{x^2} - \bar{x}^2$$

Die **Standardabweichung** für große Zufallsdatenmengen errechnet sich also für den Parameter x_i aus der Kovarianzmatrix durch[57]

$$\sigma_{\mathrm{i}} = \sqrt{\sigma_{\mathrm{i}}^2} = \sqrt{q_{\mathrm{i}}} = \sqrt{\left(\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} x_i^2\right) - \bar{x}^2}\ .$$

Eine weiterer Kennwertes ist die Wurzel aus der mittleren quadratischen Abweichung – der **RMS-Wert** (*root mean square*):

$$\mathrm{RMS}(x) = \sqrt{\left(\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N} x_i^2\right)}$$

Die Varianz-/Kovarianzmatrix[58] für einen Parametervektor $\mathbf{x} = [x_1, x_2, \ldots, x_{\mathrm{n}}]$ ist die Matrix der Erwartungswerte des Produktes der zentrierten Zufallsparameter x_{i}

---

57 Diese Näherungsgleichung repräsentiert zwar für kleine Messdatensätze keine erwartungstreue Schätzung, ist aber asymptotisch erwartungstreu bei Vergrößerung der Datenmenge. Eine systematischer Bias wird in der Standardabweichung durch $\sigma = \sqrt{\left(\frac{1}{N-1}\sum_{i=1}^{N} x_i^2\right) - \bar{x}^2}$ berücksichtigt (erwartungstreue Schätzung); Die Größenordnung möglicherweise entstehender Schätzfehler spielt hier aufgrund ausreichend langer Datensätze keine Rolle.

58 im Folgenden vereinfacht nur noch als Kovarianzmatrix bezeichnet.

$$\mathbf{Q}_x = \mathrm{Cov}(\mathbf{x},\mathbf{x}) = \mathrm{E}\left\{(\mathbf{x}-\bar{\mathbf{x}})(\mathbf{x}-\bar{\mathbf{x}})^{\mathrm{T}}\right\} = \left[q_{ij}\right]_{n\times n} = \begin{bmatrix} q_1 & q_{12} & \cdot & q_{1n} \\ q_{21}=q_{12} & q_2 & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ q_{1n} & \cdot & \cdot & q_n \end{bmatrix}$$

und enthält über die Kovarianzen der Parameter auch die Korrelationen zwischen ihnen. Sie ist symmetrisch, so dass es ausreicht, die obere oder untere Dreiecksmatrix zu betrachten, inklusive der Diagonale mit den Varianzen. Korrelationen, d.h. die stochastische Abhängigkeit zweier Zufallsgrößen x und y voneinander, werden über den Korrelationskoeffizienten[59]

$$C_{xy} = \frac{\mathrm{Cov}(x,y)}{\sqrt{\mathrm{Var}(x)\mathrm{Var}(y)}}$$

gemessen. Die Berechnung der Korrelationskoeffizienten C_{ij} aus der Kovarianzmatrix erfolgt durch

$$C_{\mathrm{ij}} = \frac{q_{\mathrm{ij}}}{\sigma_{\mathrm{i}}\sigma_{\mathrm{j}}} \quad \text{bzw.} \quad C_{\mathrm{i}} = \frac{q_{\mathrm{i}}}{\sigma_{\mathrm{i}}^2} = 1 \quad (i=j)\,.$$

Bei der etwaigen Auswertung des Korrelationskoeffizienten ist zu beachten, dass er nur lineare Zusammenhänge misst. Bei nicht-linearem Zusammenhang zweier Zufallsgrößen kann $C = 0$ sein, d.h. eine Null-Korrelation angedeutet werden. Allgemein ist Unabhängigkeit immer mit Null-Korrelation verbunden. Außer im Fall einer Normalverteilung impliziert aber Null-Korrelation nicht notwendigerweise Unabhängigkeit.

59 Normierung der Kovarianz auf den Wertebereich [-1, +1].

Anhang B – DEEPEST Softwareinhalte

Für die Benutzung von DEEPEST existiert bereist Dokumentation. Dagegen ist die einzige Referenz für das Deep Space Flugdynamikpaket D2 diese Arbeit. Hier sollen die Inhalte hauptsächlicher Module der D2-Software deswegen in Kurzform dargestellt werden. Zusätzlich werden nur die wichtigsten Abhängigkeiten der Module untereinander und zu den DLR/GSOC-Bibliotheken (NL/NT) angegeben.

Modul…	**Zweck**…	**Nutzt**…[60]
TRAJECTORY	Steuert die Bahnintegration und Diskontinuitäten der Trajektorie (z.B. Manöverbögen)	SPACECRAFT DYNEQN HALO NL::NORAD NL::SGP4 NL::KEPLER
SPACECRAFT	Lädt Satellitendaten von File/DB in Struktur Verwaltet Multisatelliten-Konfigurationen zur Laufzeit Struktuiert in Satellitenkomponenten (z.B. TTC, THRUSTER, Einheit)	NT::DB_IO
FORCEMODEL	Stellt das Kräftemodell mit resultierender Beschleunigung zur Verfügung	SPACECRAFT SPACEBODY GRAVITY SOLRAD MASCON PARAMETERS
DYNEQN	Stellt Methoden für die Ableitungsbildung des Zustandsvektors und dessen Integration zur Verfügung	FORCEMODEL VAREQN ABM PARAMETERS
VAREQN	Ergänzt die dynamischen um die Variationsgleichungen	FORCEMODEL PARAMETERS
GRAVITY	Löst NL::GRAVLIB ab und ergänzt deren Methoden im wesentlichen um die partiellen Ableitungen für die Gravitationsfeldschätzung (eine Anpassung musste auch an die Datenstruktur für C, S als potentielle Schätzparameter erfolgen)	PARSER PARAMETERS
SPACEBODY	Die Zustandsvektoren der Hauptkörper und deren Monde im Sonnensystem werden mit diesem Modul bereitgestellt	GRAVITY ASTROCON
OBSERVATIONS	Lädt Beobachtungsmessungen von einer Trackingdatei in eine Laufzeitspeicherliste; diese Beobachtungsrecords können dann für die Prozessierung sequentiell aus der Liste ausgelesen werden; es kann auch eine Trackingdatei erstellt und die Records direkt hineingeschrieben werden (z.B. ATD Simulation)	GC120X OBSLIST

60 Nur die wichtigsten Abhängigkeiten sind aufgeführt…

Modul…	**Zweck**…	**Nutzt**…[61]
GC120X	Im Sinne der MSMT-Funktionalität verallgemeinertes und über 120 Spalten hinaus (bis Spalte 300) erweitertes GEOSCX Trackingdaten-Formatmodul; Anpassung an neue Typisierung der Tracking-Links und deren Codierung zur Identifizierung des Trackingmodus	ASTROCON
TRACKING	Simuliert Tracking-Datentypen in beliebig konstruierbaren Tracking-Modi	TRAJECTORY SPACEBODY LIGHTTIME GROUNDSTATION RANDOM PARAMETERS
GROUNDSTATION	Lädt Bodenstationsdaten aus Datei und berechnet körperfeste und inertiale Positionen zu gegebenem Zeitpunkt	NT::STATION OBSERVATIONS
ESTIMATOR	Führt den Schätzprozess im Sinne der *Batch-Least-Squares*-Methode durch; Extended-KALMAN-Filter (EKF) kann eingeklingt werden	NL::LSQLIB NL::ESTLIB OBSERVATIONS TRAJECTORY TRACKING GROUNDSTATION PARAMETERS
PARAMETERS	Schätz- und Consider-Parameter Management-Modul. Es führt Methoden, die der Organisation und Auswahl von Parametern und zugehörigen partiellen Ableitungen dienlich sind. Jedes Modul, in dem potentiell freie (*uncertain*) Parameter definiert sind, müssen zwecks Verwaltung mit diesem Modul kommunizieren	UTILITIES
ASTROCON	Stellt astrophysikalische Konstanten und Daten zur Verfügung, z.B. C_LIGHT, J2000	BODYINDEX.F90.INC
PIETAL	Stellt mathematische Konstanten (π et al.), Umrechnungsfaktoren und einige explizit implementierte Mathematik-Funktionen zur Verfügung	---

61 Nur die wichtigsten Abhängigkeiten sind aufgeführt…

Anhang C – Alle Ergebnisse der CISOPTimalsuche

Aufgrund der auszugsweisen und in erster Linie die Entwicklung der OCA Ergebnisse wiedergebenden graphischen Verläufe in Abschnitt 5.2.2 soll hier, für die Möglichkeit zur detaillierteren Analyse, die Gesamtheit der Einzelevaluierungen der Bahnbögen A bis C aufgelistet werden.

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
w3_1w_rng	c42_1w_rng	g24_2w_rng	gps_1w_rng	geo1_1w_rng	geo2_1w_rng	l4_1w_rng	l5_1w_rng	l1_1w_rng	lps_1w_rng	a1_1w_rng	a2_2w_rng	l2_1w_rng

- *SGA-Ergebnisse, Bahnabschnitt A...*

#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)	#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)	#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)
1	1000101011100	44.400237	101	1010101111101	94.343837	201	0100111101011	97.229999
2	1000100100101	52.571856	102	0010101111101	94.343837	202	1011000001111	97.239506
3	0000100100001	52.571856	103	1010101111101	94.343837	203	1000011101001	97.34655
4	1100100111101	68.893157	104	1010101111101	94.343837	204	0010111010101	97.37844
5	1100101111101	73.010529	105	0110101111101	94.34859	205	1000011101011	97.380384
6	1100101111101	73.010529	106	1010100111010	94.356447	206	0101101010001	97.38524
7	1010000000101	73.896831	107	1010001010101	94.469475	207	1010010001011	97.408886
8	1010100000100	73.924091	108	1100010001010	94.506354	208	1010101001001	97.425214
9	1110100000000	75.492593	109	0010101011011	94.628515	209	1010101001011	97.431206
10	1110100000100	75.492593	110	0010101011111	94.628515	210	1010101001011	97.431206
11	1100000010010	78.727697	111	1110010001100	94.665367	211	1111000010101	97.465865
12	0100010000101	79.511568	112	0001100111001	94.713096	212	1101101100101	97.484076
13	0100000000011	80.202212	113	1110001010010	94.74777	213	1000011100011	97.55931
14	1010001000100	81.213785	114	1010001010010	94.759299	214	1001011000010	97.832725
15	1000101110101	81.902834	115	1101101111101	94.776021	215	1011101111011	97.856156
16	1100101011111	82.475445	116	1101101111101	94.776021	216	1011101111011	97.856156
17	0100001110010	83.635587	117	1101101111101	94.776021	217	1010011100011	97.912992
18	1100001010111	83.89792	118	1010000101001	94.82428	218	0010001001011	97.957644
19	1100000001011	83.906225	119	1111100010001	94.82834	219	0010001001011	97.957644
20	1100100111010	84.378712	120	1111100010101	94.82834	220	1110010101100	98.043306
21	1100101111111	84.949963	121	1111100010101	94.82834	221	1011100110011	98.12482
22	1100101111011	84.949963	122	1111100010101	94.82834	222	1011000111101	98.137061
23	0000010000110	85.550284	123	1011100000100	94.849285	223	1111101010101	98.179743
24	1000101110010	86.25117	124	1011100000100	94.849285	224	1010011101011	98.206199
25	1000101100101	88.029563	125	1110000101001	94.923686	225	1010111101001	98.224246
26	1000101100101	88.029563	126	1101100111101	94.988418	226	0101011010000	98.304484
27	1100001101011	88.391126	127	1101100111001	94.988418	227	1011101111101	98.342172
28	1100110000101	88.445068	128	0011100010101	95.009608	228	1011101101100	98.356747
29	1000001101011	88.73287	129	1001100000100	95.024641	229	1111001110010	98.429917
30	1100100001011	88.8467	130	0010101010001	95.111254	230	0011001110010	98.431471
31	1100100001011	88.8467	131	0010101010101	95.111254	231	1011001110010	98.431471
32	1110100010101	88.959428	132	1010000100111	95.145124	232	1011000110010	98.458929
33	1110100001010	89.210154	133	1010101011101	95.191035	233	1111100111101	98.462413
34	1110100000010	89.308259	134	1010101011101	95.191035	234	1111100111001	98.462413
35	0000100001011	89.690971	135	1010001101001	95.22369	235	0011100111001	98.468893
36	1110100001011	89.742924	136	1010001101101	95.22369	236	1011100111101	98.468893
37	0010100001011	89.812243	137	1010001101001	95.22369	237	0011100111101	98.468893
38	1110100000011	89.977718	138	1001101111111	95.332911	238	1111101001110	98.485614
39	1110100000101	90.181381	139	1101101111011	95.338654	239	1111100110101	98.486539

- *...Fortsetzung SGA-Ergebnisse, Bahnabschnitt A…*

#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)	#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)	#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)
40	1110100000101	90.181381	140	1010001100111	95.346062	240	1011101100010	98.506922
41	1110100000101	90.181381	141	1110001101001	95.385215	241	1011101100110	98.506922
42	1110100000101	90.181381	142	1101100111011	95.385397	242	0011011101100	98.511491
43	1110100000001	90.181381	143	1110010001110	95.62461	243	1111100110010	98.541789
44	1100101001011	90.700082	144	1111100001111	95.632707	244	1011100110010	98.590228
45	1100101001011	90.700082	145	1110000101011	95.657677	245	1011100110010	98.590228
46	0010100000101	90.98598	146	1101000010010	95.669088	246	1011100110010	98.590228
47	1010100000101	90.98598	147	1110010110100	95.703787	247	1011100110010	98.590228
48	1010100000101	90.98598	148	1011100001111	95.747788	248	1010001100110	98.614312
49	1010100000101	90.98598	149	1111100001001	95.882251	249	1111101101111	98.615372
50	1010100000101	90.98598	150	1010100100101	95.893711	250	1111101101111	98.615372
51	1010100000101	90.98598	151	1111000010010	95.897094	251	1111001000101	98.645112
52	1100010100000	91.599935	152	1101100101111	95.923337	252	1111111111100	98.685973
53	1100010100100	91.599935	153	1010101100101	95.936644	253	0111100111000	98.765342
54	1100101101011	91.686638	154	1110101100001	95.982282	254	1011001001111	98.891148
55	1100101101011	91.686638	155	1011100001101	95.990007	255	0011001001111	98.891148
56	0100101101011	91.686638	156	1110100100011	95.999698	256	0011001001111	98.891148
57	1100101101011	91.686638	157	0001101101011	96.047998	257	0011001001111	98.891148
58	1100101101011	91.686638	158	1110011111101	96.087988	258	1111101000010	98.989629
59	1000101001011	91.805229	159	1010111111011	96.103842	259	1111101001101	99.113941
60	0010000010010	92.011322	160	1010100101101	96.2106	260	1111101001101	99.113941
61	0000101101011	92.186623	161	1010100101001	96.2106	261	1111101001101	99.113941
62	0000101101111	92.186623	162	1010001101011	96.234932	262	1111101001101	99.113941
63	1100010100101	92.314573	163	1110011110010	96.260224	263	1111101001101	99.113941
64	1110000001011	92.452883	164	1110011110010	96.260224	264	1111101001101	99.113941
65	1110000001011	92.452883	165	1101100000101	96.283094	265	1011101100100	99.188412
66	1010000010101	92.494096	166	1110010100101	96.323797	266	1011101100100	99.188412
67	1010000001011	93.051181	167	1010100101011	96.332799	267	1111101101101	99.204233
68	1100111111101	93.347944	168	0110101101001	96.381678	268	1111101101101	99.204233
69	0010000111001	93.384878	169	1110101101001	96.381678	269	1011101101101	99.258151
70	1110001111100	93.442891	170	1110101101001	96.381678	270	1011100101101	99.28439
71	1100101100101	93.475543	171	1110101101101	96.381678	271	0011100101001	99.28439
72	1100101100101	93.475543	172	1110101101011	96.404149	272	1011100101101	99.28439
73	1100101100001	93.475543	173	1001111011100	96.420035	273	1011100101101	99.28439
74	1100101100101	93.475543	174	1010101101101	96.422174	274	0011100101001	99.28439
75	1100101100101	93.475543	175	0010101101001	96.422174	275	1011100101101	99.28439
76	1010001110010	93.488992	176	0010101101001	96.422174	276	0011100101001	99.28439
77	1010001111111	93.521263	177	1010101101001	96.422174	277	1011100101101	99.28439
78	1010001111011	93.521263	178	1010101101001	96.422174	278	0011100101001	99.28439
79	1010001100101	93.568478	179	1010101101001	96.422174	279	1011100101101	99.28439
80	1010001100101	93.568478	180	1010101101001	96.422174	280	1011100101101	99.28439
81	1110001111101	93.599399	181	1010101101001	96.422174	281	1011100101001	99.28439
82	1110001111110	93.786231	182	1010110110010	96.430894	282	1011100100101	99.424575
83	1010100111011	93.795716	183	0001100000101	96.43776	283	1011100100101	99.424575
84	1110001100100	93.888308	184	1101111111100	96.483259	284	1011100100101	99.424575
85	1110101111111	93.892581	185	1101111111100	96.483259	285	0111101100101	99.438878
86	1110000100001	93.910965	186	1010111111101	96.494434	286	1111101100101	99.438878
87	1110000100101	93.910965	187	1010110001001	96.543148	287	1111101100101	99.438878
88	0001100011010	93.967391	188	1010101101011	96.549772	288	1111101100101	99.438878
89	1010101111011	94.051557	189	1101100110010	96.573699	289	1111101100101	99.438878
90	1010101111011	94.051557	190	1010101000101	96.648233	290	1111101100101	99.438878
91	1010101111011	94.051557	191	0110100100000	96.660877	291	1111101100101	99.438878
92	1010101111111	94.051557	192	1101000110010	96.785204	292	1111101100101	99.438878
93	1101100011111	94.060285	193	1010101000100	96.864336	293	0111101100001	99.438878
94	1110101110000	94.124804	194	1000101000010	96.95939	294	0111101100101	99.438878
95	1110001100101	94.156778	195	1110111011101	97.047707	295	1111101100101	99.438878
96	0001100011011	94.182341	196	1000101100010	97.084056	296	1111101100101	99.438878
97	0010100110010	94.188878	197	1000101100010	97.084056	297	1111101100101	99.438878
98	1110100111010	94.246957	198	1010111011101	97.139774	298	0111101100101	99.438878
99	1000101100111	94.272857	199	0010111011101	97.139774	299	1111101100101	99.438878
100	1010000011101	94.334172	200	0010110001100	97.151319	300	**0111100100101**	**99.509601**

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
w3_1w_rng	c42_1w_rng	g24_2w_rng	gps_1w_rng	geo1_1w_rng	geo2_1w_rng	l4_1w_rng	l5_1w_rng	l1_1w_rng	lps_1w_rng	a1_1w_rng	a2_2w_rng	l2_1w_rng

- *SGA-Ergebnisse, Bahnabschnitt B...*

#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)	#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)	#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)
1	**0000000000101**	0	101	0100011000001	97.61088	201	0011001001111	98.6207
2	0000010000110	0	102	0010110010101	97.63183	202	0010100110011	98.65096
3	0000001000001	0	103	0101000101001	97.69634	203	0010100110011	98.65096
4	0000000010101	0	104	0101000101001	97.69634	204	0011101001011	98.65471
5	1100000000001	0	105	0101000101101	97.69634	205	0010001001011	98.66538
6	0000001001010	33.20924	106	0010111000101	97.721	206	0000101011001	98.71662
7	0100001110100	75.58788	107	0010010010111	97.76876	207	0011001111011	98.71668
8	0101000011101	85.21532	108	0101000100001	97.80194	208	0010001010111	98.74516
9	0110001000010	86.69861	109	0101000100001	97.80194	209	0111001011111	98.74828
10	0110001000010	86.69861	110	0101000100101	97.80194	210	0011101011111	98.76222
11	1110010001110	88.31235	111	0101000100101	97.80194	211	1101010101101	98.77313
12	1100010000001	88.51663	112	0101101000001	97.87671	212	1001010101101	98.79857
13	0100100000011	88.83808	113	0101101000001	97.87671	213	0100011110001	98.80199
14	0101010011101	88.9832	114	0001001001001	97.90857	214	1110001010010	98.80606
15	0010000010001	89.39541	115	0000001011001	97.91557	215	1110001100101	98.83492
16	0010000010101	89.39541	116	0001101100101	97.93958	216	1110001100101	98.83492
17	0010000010101	89.39541	117	0101001000001	97.94278	217	0110001010010	98.83538
18	0010000010101	89.39541	118	0001101001001	97.9593	218	0100011010001	98.8379
19	1101010000101	89.76449	119	0110011000001	97.98931	219	1110101011010	98.84233
20	0000100011010	89.82282	120	0001101000001	97.99567	220	1111010101111	98.86933
21	0110100100000	90.01801	121	0001101000101	97.99567	221	1110011001011	98.8723
22	0010100010101	91.23143	122	0001101000001	97.99567	222	1101010100101	98.90874
23	0010100010101	91.23143	123	0001101000101	97.99567	223	0111100110101	98.91037
24	0110100010101	91.25572	124	0001010101001	98.16957	224	0111100110001	98.91037
25	0100010011101	91.56202	125	0001010101101	98.16957	225	0111100110101	98.91037
26	0011011101100	91.69853	126	0001010101101	98.16957	226	0110011111001	98.91621
27	0100010001101	91.79752	127	0001001000001	98.1969	227	0011111011111	98.93791
28	0111100000101	91.94275	128	0001001000001	98.1969	228	0110011011001	98.95106
29	0111100000101	91.94275	129	0001001100001	98.20172	229	0010011111111	98.95121
30	0110000011101	92.06938	130	0100100110011	98.22236	230	0011100111101	98.95194
31	0111100010101	92.30531	131	0000100110011	98.23169	231	1110001001001	98.96694
32	0111100010101	92.30531	132	0101010101101	98.23302	232	1111101001101	98.968
33	0111100010101	92.30531	133	0101010101101	98.23302	233	0110111011111	98.96879
34	0111100010101	92.30531	134	0101010101101	98.23302	234	0111100111000	98.97538
35	0111100010101	92.30531	135	0101010101101	98.23302	235	0001101100100	98.97542
36	0111100010101	92.30531	136	0110100101101	98.24803	236	0011101111001	98.97962
37	0100100010001	92.31793	137	0011110100111	98.25577	237	0011101111101	98.97962
38	0010000011001	92.52564	138	0010000101101	98.26295	238	0011101111101	98.97962
39	0010000011101	92.52564	139	0010000101001	98.26295	239	0011101111001	98.97962
40	0010000011100	93.02512	140	0100100111111	98.28208	240	0111101111101	98.98006
41	0010000011000	93.02512	141	0100100111111	98.28208	241	0001110111001	99.01993
42	0011000001101	93.12229	142	0000100111111	98.28941	242	0001010111101	99.05874
43	0011000001101	93.12229	143	0000100111011	98.28941	243	0010111010010	99.07888
44	0001100010101	93.12552	144	0000100111111	98.28941	244	0111001011101	99.08783
45	0101100010101	93.24562	145	0001100111011	98.29615	245	0010101110100	99.09233
46	0101100010101	93.24562	146	0001001111011	98.30399	246	0010101111001	99.119
47	0101100010101	93.24562	147	1001101111111	98.30764	247	1011111110001	99.12673
48	0101100010101	93.24562	148	0001101010111	98.31906	248	0011010111101	99.15751
49	0111010001101	93.39667	149	0100101111111	98.3217	249	0011110110001	99.15999

- *...Fortsetzung SGA-Ergebnisse, Bahnabschnitt B...*

#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)	#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)	#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)
50	0010010011101	93.83452	150	0001101111011	98.33476	250	1110010110100	99.16065
51	0011111001000	93.92765	151	0001101111011	98.33476	251	0101011010000	99.16107
52	0000001001001	94.19296	152	0011100011011	98.35471	252	0101011010000	99.16107
53	0111000011101	94.37296	153	0011100011111	98.35471	253	0110101011101	99.16147
54	0001100011011	94.44981	154	0010011100011	98.35893	254	0011101001001	99.16721
55	0101100011111	94.49235	155	0111010011111	98.35992	255	0011101001001	99.16721
56	0100010000001	94.69135	156	0101010100101	98.36855	256	0010001111001	99.18005
57	0100010000001	94.69135	157	0101010100101	98.36855	257	0011111110001	99.1854
58	0100010000101	94.69135	158	0101010100101	98.36855	258	0011111110001	99.1854
59	0001100011010	94.70935	159	0000100111010	98.37781	259	0011010111000	99.18607
60	0101110010101	94.75682	160	0100001110010	98.3794	260	0011010111100	99.18607
61	0011000011101	94.79978	161	0111100011010	98.38133	261	0110001111101	99.19898
62	0011000011101	94.79978	162	0110011000011	98.38691	262	0110011010101	99.20785
63	0110010010001	95.45829	163	0110100001111	98.40521	263	0000111010101	99.2233
64	0100110010101	95.4668	164	0000101111010	98.41272	264	1110011011001	99.22851
65	0010010010101	95.74285	165	0100100110001	98.42579	265	1110011011001	99.22851
66	0010000001111	96.22712	166	0100100110001	98.42579	266	1110011011001	99.22851
67	0011000001111	96.43462	167	0100100110001	98.42579	267	1110011011001	99.22851
68	0110000000011	96.49427	168	0100100110001	98.42579	268	1010111010101	99.23814
69	0100010001111	96.52156	169	0100100110001	98.42579	269	0011111010001	99.24306
70	0111000001111	96.8433	170	0100100110001	98.42579	270	0011111010101	99.24306
71	0110000011111	96.88883	171	0100011001111	98.43505	271	1110011010001	99.24657
72	0101100100010	96.9193	172	0111100001111	98.4433	272	1110011010001	99.24657
73	1111010010101	97.04016	173	0111100001111	98.4433	273	1110011010001	99.24657
74	0011010010001	97.06362	174	0100011000011	98.45933	274	1110011010001	99.24657
75	0011010010101	97.06362	175	0101010101111	98.46262	275	0110001011101	99.25475
76	0011010010101	97.06362	176	0011110000111	98.46424	276	0110001011101	99.25475
77	0011010010101	97.06362	177	0001010101111	98.46696	277	0110001011101	99.25475
78	0001100100010	97.31466	178	0110010001111	98.47064	278	0010111010101	99.32314
79	1100010000011	97.38642	179	0101011000001	98.48969	279	0010111010001	99.32314
80	0100001100011	97.43129	180	0100101110001	98.49647	280	0010111010101	99.32314
81	0000100100011	97.43539	181	0100010100011	98.49807	281	0010111010101	99.32314
82	0100001000011	97.46653	182	1110011000001	98.50582	282	0010111010001	99.32314
83	0100001000011	97.46653	183	0010001100111	98.51567	283	0010111010101	99.32314
84	0100101101011	97.46876	184	0000100110001	98.51665	284	0010111010001	99.32314
85	0000101101011	97.48423	185	0111100100111	98.53145	285	0010111010001	99.32314
86	0000101101011	97.48423	186	1100100110001	98.54308	286	0010111010101	99.32314
87	0000001101011	97.49348	187	0100100111101	98.55175	287	0010111010101	99.32314
88	0100010100001	97.50494	188	1110011001101	98.55308	288	0010111010101	99.32314
89	0100010100001	97.50494	189	0101101010001	98.5533	289	0010111010101	99.32314
90	0100010100101	97.50494	190	0111100101111	98.56667	290	0010111010101	99.32314
91	0000101001011	97.50749	191	0111100101111	98.56667	291	0010111010101	99.32314
92	0000001001011	97.52567	192	0010001000111	98.57292	292	0010111010101	99.32314
93	0000001001011	97.52567	193	0010001000111	98.57292	293	0010111010101	99.32314
94	0101000101111	97.5437	194	0110001000111	98.58118	294	0010111010001	99.32314
95	0101001000011	97.54762	195	0110001000011	98.58118	295	0010111010101	99.32314
96	0001101101011	97.5498	196	0011101101011	98.58259	296	0010111010101	99.32314
97	0101101101011	97.56382	197	0010100100011	98.58497	297	0010111010001	99.32314
98	0001001000011	97.59075	198	0001101111001	98.60341	298	0010111010001	99.32314
99	0100011000001	97.61088	199	0100011111000	98.6062	299	0010111010101	99.32314
100	0100011000001	97.61088	200	0011101000011	98.61916	300	**0010111010101**	**99.32314**

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
w3_1w_rng	c42_1w_rng	g24_2w_rng	gps_1w_rng	geo1_1w_rng	geo2_1w_rng	l4_1w_rng	l5_1w_rng	l1_1w_rng	lps_1w_rng	a1_1w_rng	a2_2w_rng	l2_1w_rng

- *SGA-Ergebnisse, Bahnabschnitt C...*

#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)	#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)	#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)
1	1001011000100	0	101	1001101000111	89.63537	201	1001111001001	95.52587
2	0001001000100	0	102	1011001001011	89.71857	202	0000100101110	95.66119
3	0001001100100	0	103	0010000010111	89.88917	203	0010100101001	95.82291
4	0000001100100	0	104	0011001001111	90.06099	204	0011001010111	95.83774
5	0000000000001	0	105	0001010011110	90.3184	205	0000001110100	95.85976
6	0000001000100	0	106	0100100101100	90.54755	206	1001111010011	95.88934
7	0010001000100	0	107	0011000011101	90.57673	207	1001111101101	95.91136
8	0000001100100	0	108	0011000011101	90.57673	208	1110001010010	95.91645
9	0101001100100	0	109	0001100011100	90.91406	209	0011000111010	95.99181
10	0000010000110	0	110	0001100011100	90.91406	210	0001010111011	96.06288
11	0001001100100	0	111	0010001001011	90.9254	211	0101111010111	96.10901
12	0101001100100	0	112	0000100101100	91.70605	212	0001111010111	96.12826
13	0010001000100	0	113	0000100101100	91.70605	213	0001111010011	96.12826
14	0010001000100	0	114	0001000111100	91.76285	214	0100111110111	96.18464
15	1001000101100	0	115	1110010011100	91.87928	215	0101111011110	96.23242
16	0000001100100	0	116	0011000010111	92.00793	216	0100111010111	96.24025
17	0001001100100	0	117	0011000010111	92.00793	217	0100111010111	96.24025
18	0001010001110	0	118	0011000010111	92.00793	218	0000111010011	96.26103
19	0010001001100	0	119	0001010011100	92.08399	219	0010111100001	96.32223
20	1011001000100	0	120	0011110000011	92.35468	220	0010111100101	96.32223
21	0001100000100	0	121	0011110000011	92.35468	221	0100011011010	96.37004
22	0101100000001	0	122	0011110000011	92.35468	222	0011010111011	96.65516
23	0010001000100	0	123	0001001011100	92.48328	223	0010001001001	96.65858
24	0100001100100	0	124	0011110001101	92.76607	224	1001111011100	96.72256
25	0000100001100	0	125	1111101001101	92.78507	225	0011111011110	96.73213
26	0101100000000	0	126	0011110010011	92.95599	226	0010111010111	96.74628
27	0000001100100	0	127	0001110101111	93.12423	227	0011100111001	96.84931
28	0001001000100	0	128	0001110000011	93.28846	228	0011100111101	96.84931
29	0101001100100	0	129	0011000011010	93.4125	229	0111100111000	96.93403
30	0001011000100	0	130	0101110100011	93.44336	230	0011101110001	97.10171
31	0001011000100	0	131	0001110011101	93.44495	231	1001111010101	97.17478
32	0000101000100	0	132	0011110011010	93.47224	232	1001010101110	97.21205
33	0000001100100	0	133	0001001111100	93.59442	233	0011110000101	97.21688
34	0010001000100	0	134	0001110010111	93.78102	234	1011111101110	97.23933
35	0011001101100	2.509147	135	1001110011100	93.93917	235	0011110010001	97.4042
36	0001010101100	5.391117	136	1001110011100	93.93917	236	0011111000101	97.47633
37	0101001000100	11.09417	137	0000100111100	94.08897	237	0101110111100	97.50129
38	1110010001110	20.81193	138	0000100111100	94.08897	238	0101110111100	97.50129
39	0010101000100	29.92652	139	1001000010011	94.23465	239	0010100100001	97.54823
40	0110100100000	32.78254	140	1011111000011	94.29403	240	0001110111100	97.57347
41	0010001000010	33.11763	141	1011111000011	94.29403	241	0001110111100	97.57347
42	0010111000100	34.93599	142	1011111000011	94.29403	242	1111111010001	97.70023
43	0000111100100	39.50665	143	1001101111100	94.34461	243	0010000111100	97.7036
44	0010111100100	40.85479	144	0101100111100	94.34688	244	0101111010101	97.79101
45	0001100101100	50.38688	145	0101100111100	94.34688	245	0001011011100	97.82063
46	0001100101100	50.38688	146	0011010011000	94.37727	246	1011101100100	97.88137
47	0100010000101	50.90797	147	1000100010011	94.38172	247	1011101100100	97.88137
48	1001011100100	52.28027	148	0001100111100	94.44699	248	0001111001101	97.88757
49	0000011100100	52.61368	149	0001100111100	94.44699	249	1010111010001	97.8952

- *...Fortsetzung SGA-Ergebnisse, Bahnabschnitt C...*

#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)	#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)	#	Bitstring	Zielfunktion [m] (F= 100m – E)
50	0111110100100	52.70275	150	1001100111001	94.46877	250	0101011010000	98.0266
51	1101100101100	53.08612	151	1001101111111	94.4999	251	0010111011001	98.16556
52	0011110100100	53.85846	152	1110001100101	94.55454	252	0001111101101	98.18682
53	0011110100000	53.85846	153	0001110011110	94.55455	253	0001111101101	98.18682
54	0011110100100	53.85846	154	0001110011110	94.55455	254	1111010101101	98.21327
55	0011110100100	53.85846	155	0001110011110	94.55455	255	0001010111101	98.24459
56	0011110100000	53.85846	156	0101101111100	94.58458	256	1110010110100	98.25403
57	0001101100100	54.55867	157	0001001110100	94.61278	257	1110010110100	98.25403
58	1011011100100	54.71766	158	0101110011010	94.62478	258	1110010110100	98.25403
59	0011110001000	57.02994	159	0101110011110	94.62478	259	1110010110100	98.25403
60	0001101000000	57.05119	160	0101110011110	94.62478	260	1110010110100	98.25403
61	0001101000100	57.05119	161	0001101111100	94.6887	261	1010010110100	98.26227
62	1011111000100	57.09843	162	1001101010011	94.74175	262	0010111010101	98.3362
63	1011111000100	57.09843	163	1001100011010	94.78477	263	0010111010101	98.3362
64	0001110001110	57.45297	164	0001100110111	94.79128	264	0010111010101	98.3362
65	0011011100110	58.2697	165	1011000010111	94.79953	265	0010111010101	98.3362
66	0011110000100	63.08629	166	1011000010011	94.79953	266	0010111010101	98.3362
67	0011110000100	63.08629	167	1011000010011	94.79953	267	0010001000001	98.63505
68	0001110001100	65.42457	168	1011000010111	94.79953	268	0010001000101	98.63505
69	0001110001100	65.42457	169	0101100111001	94.81472	269	0001111100101	98.66578
70	0001110001100	65.42457	170	1001100010010	94.83151	270	0011111101101	98.78725
71	1001001001110	67.73209	171	0100111000111	94.8524	271	0011111001101	98.79859
72	0000000011100	68.12197	172	0001001110111	94.85484	272	0011111001101	98.79859
73	0001011100100	68.32057	173	0001001110111	94.85484	273	0011111001001	98.79859
74	1010101001100	69.21154	174	0001100111010	94.86252	274	1011111001101	98.91759
75	0101110000001	70.29141	175	0001100111110	94.86252	275	1011111001101	98.91759
76	0011011101100	72.49736	176	0001100011011	94.87251	276	1011111001101	98.91759
77	0101011100110	76.34673	177	0011100101001	94.91387	277	1011111001101	98.91759
78	0001100001100	77.09022	178	0001001010111	94.92919	278	1011111001101	98.91759
79	0101001000110	80.54922	179	0001001010111	94.92919	279	1011111001001	98.91759
80	0101001000110	80.54922	180	0001100111101	94.94032	280	1011111001101	98.91759
81	1010000010100	83.05905	181	0001100111001	94.94032	281	1011111001101	98.91759
82	0101000001011	83.17956	182	0001100111001	94.94032	282	1011111001101	98.91759
83	1100100101001	84.25609	183	1001101011010	94.94337	283	1011111001001	98.91759
84	0001001000110	85.01505	184	0001001011110	95.01224	284	1011111001101	98.91759
85	0001001000110	85.01505	185	0001101111010	95.01608	285	1011111001001	98.91759
86	0001001000010	85.01505	186	1001100010011	95.03242	286	1011111001101	98.91759
87	0111100100100	85.90241	187	0001100011010	95.0918	287	1011111001101	98.91759
88	1000100101100	86.49151	188	0001100011010	95.0918	288	1011111001101	98.91759
89	1010111000110	86.71832	189	0011100011010	95.13081	289	1011111001001	98.91759
90	0000110001001	87.36855	190	0011100011010	95.13081	290	1010111001001	98.92289
91	0000101101100	87.6081	191	0001101010000	95.15262	291	1011111000101	99.08535
92	0001100011001	87.69737	192	0100001110010	95.16144	292	1011111000101	99.08535
93	0011010010111	88.34591	193	0001110011100	95.20079	293	1011111000101	99.08535
94	0011010010011	88.34591	194	0001110011100	95.20079	294	1011111000101	99.08535
95	0001001000111	89.20051	195	1000100011010	95.21197	295	1011111000101	99.08535
96	0001001000111	89.20051	196	1011110000101	95.27434	296	1011111000101	99.08535
97	0010001100100	89.32838	197	1001110011110	95.31847	297	1011111000101	99.08535
98	0000000111100	89.4822	198	0101101010001	95.47971	298	1011111000101	99.08535
99	0000000111100	89.4822	199	0101101010001	95.47971	299	1011111000101	99.08535
100	1100001001011	89.58429	200	1001111001101	95.52587	300	**1011111000101**	**99.08535**

Quellenverzeichnis

(AEGIS, 2005) M.D. Carney, B. Willis, C. Marchant, J. Miskin, B. Andersen, J. Schicker, P. Jolley, T.J. Mosher, **AEGIS: A Navigation ar Communications Infrastructure for the Moon and Mars**, Paper, College of Engineering, Utah State University, **2005**

(AGRAWAL, 1986) B.N. Agrawal, **Design of Geosynchronous Spacecraft**, Prentice-Hall, **1986**

(ANDOLZ, 1998) F.J. Andolz, **Lunar Prospector Mission Handbook**, Lockheed Martin Missile & Space Co., Document No. LMMS/P458481, April **1998**

(Aurora-Programm, 2004) R-M. Bonnet, J-P. Swings, **The Aurora Programme**, ESA Exploration Advisory Committee (EPAC), ESA Publications Division, **2004**

(BARTON et al, 1993) G.H. Barton, S.W. Shepard, T.J. Brand, **Proposed Autonomous Lunar Navigation System**, Astrodynamics 1993, Univelt, San Diego, CA, **1993**

(BATTIN, 1987) R.H. Battin, **An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics**, New York, **1987**

(BELBRUNO & CARRICO, 2000) E. Belbruno, J.P. Carrico, **Calculation of Weak Stability Boundary Ballistic Lunar Transfer Trajectories**, Paper AIAA 2000-4142, Aug. **2000**

(BHASIN & HAYDEN, 2004?) K. Bhasin, J.L. Hayden, **Advanced Communication Architectures and Technologies for Missions to the Outer Planets**, Presented at the Lunar Planetary Institute in Houston, TX, **2004?**

(BHASKARAN et al, 1995) S. Bhaskaran, **Application of Non-Coherent Doppler Data Types for Deep Space Navigation, TDA Progress Report**, May 15, **1995**

(BHASKARAN et al, 1998) S. Bhaskaran, S.D. Desai, P.J. Dumont, B.M. Kennedy, G.W. Null, W.M. Owen Jr., J.E. Riedel, S.P. Synnott, R.A. Werner, **Orbit Determination Performance Evaluation of the Deep Space 1 Autonomous Navigation System**, Paper AAS 98-193, **1998**

(BIESBROEK, 1998?) R. Biesbroek, **Study on Lunar trajectories from GTO by using Weak Stability Boundary transfers and swing-by's**, Application to LunarSat, ESTEC Working Paper No 2014, **1998**?

(BILITZA et al, 1995) D. Bilitza, C. Koblinsky, B. Beckley, S. Zia, R. Williamson, **Using IRI for the computation of ionospheric corrections for altimeter data analysis**, Adv. in Space Research, Vol. 15/2, 113-119, **1995**

(BUDNIK et al, 2001) F. Budnik, R. Mackenzie, **An Advanced Modular Facility for Orbit Determination of ESA's Interplanetary Missions**, 16th Internat. Symposium of Spaceflight Dynamics, JPL, Pasadena, Dec. **2001**

(BUDNIK et al, 2004) F. Budnik, T.A. Morley, R.A. Mackenzie, **ESOC's System for Interplanetary Orbit Determination**, Paper 18th ISSFD, **2004**

(CARPENTER, 2004) J.R. Carpenter, **Lunar Navigation with Libration Point Orbiters and GPS**, ION Newsletter, Fall **2004**

(CARPENTER et al , 2004) J.R. Carpenter, D.C. Folta, M.C. Moreau, D.A. Quinn, **Libration Point Navigation Concepts Supporting the Vision for Space Exploration**, Paper AIAA 2004-4747, AIAA/AAS Astrodyn. Spec. Conf., Vol. 1, Aug. **2004**

(CCSDS, 1994) Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS), **Recommendations for Space Data System Standards, Radio Frequency and Modulation Systems, Part 1, Earth Stations and Spacecraft**, CCSDS 401.0-B, Blue Book, **1994**

(CHAIKIN, 1998) A. Chaikin, **A Man on the Moon – The Voyages of the Apollo Astronauts**, Publ. by Penguin Group – Science/Technology, Reprint, **1998**

(COOK et al., 1990) R.A. Cook, A.B. Sergeyevsky, E.A. Belbruno, T.H. Sweetser, **Return t the Moon: The Lunar Observer Mission**, Jet Prop. Lab., Pasadena, Calif., AIAA/AHS Astrodyn. Conf. Paper AIAA-90-2888-CP, **1990**

(CUNNINGHAM, 1970) L.E. Cunningham, **On the Computation of the Spherical Harmonic Terms Needed During the Numerical Integration of the Orbital Motion of an Artificial Satellite**, Cel. Mech. 2, 207-216, **1970**

(CURKENDALL & McREYNOLDS, 1969) D.W. Curkendall, S.R. McReynolds, **A Simplified Approach for Determining the Information Content of Radio Tracking Data**, J. Spacecraft, Vol. 6, No. 5, May **1969**

(DAVIES et al, 1994) M.E. Davies et al., **Report of the IAU/COSPAR Working Group On Cartographic Coordinates and Rotational Elements of the Planets and Satellites: 1994**, Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy 63: 127-148, **1996**

(DLR/GSOC, 1986) DLR/GSOC, **The Ground Station Network Users's Guide**, Doc. Number KT-86/1/FW, Nov. **1986**

(DSN, 2005) DSN Internet Page, **The Future Deep Space Network: An Array of Many Small Antennas**, http://dsnarray.jpl.nasa.gov/, **2005**

(ECKHARDT, 1981) D.H. Eckhardt, **Theory of the Libration of the Moon**, The Moon and the Planets 25, **1981**

(ECKHARDT, 1982) D.H. Eckhardt, **Planetary and Earth Figure Perturbations in the Librations of the Moon**, O. Calame (ed.), High-Precision Earth Rotation and Earth-Moon Dyamics, 193-198, **1982**

(ESA, 1979) ESA, **Polar Orbiting Lunar Observatory (POLO) - Assessment Study**, **1979**

(ESCOBAL, 1965) P.R. Escobal, **Methods of Orbit Determination**, John Wiley & Sons, Inc., **1965**

(FARQUHAR & KAMEL, 1972) R.W. Farquhar, A.A. Kamel, **Quasi-Periodic Orbits About the Translunar Libration Point**, Celestial Mech. 7 (1973), 458-473, Publication Received Sept. **1972**

(FARQUHAR,1970) R.W. Farquhar, **The Control and Use of Libration-Point Satellites, Tech. Report NASA TR R-346**, GSFC, **1970**

(FARQUHAR,1971) R.W. Farquhar, **The Utilisation of Halo Orbits in Advanced Lunar Operations**, NASA TN D-6365, **1971**

(FLOBERGHAGEN et al, 1998) R. Floberghagen, P. Visser, F. Weischede, **Lunar Albedo Force Modelling and Its Effect On Low Lunar Orbit and Gravity Determination**, **1998**

(FLOBERGHAGEN et al, 1999) R. Floberghagen, F. Weischede, E. Gill, O. Montenbruck, P. Visser, **Modeling the Lunar Gravity Field Using Passive 3-Way Data From Lunar Prospector**, Presentation at EGS XXIV General Assembly, The Hague, April **1999**

(FLOBERGHAGEN, 1995) R. Floberghagen, **Global Lunar Gravity Recovery From Satellite-to-Satellite Tracking**, MSc. Thesis, Delft University of Technology, **1995**

(FLOBERGHAGEN, 2001) R. Floberghagen, **The Far Side – Lunar Gravimetry Into the Third Millenium**, Ph.D. Thesis at TU Delft/DEOS, **2001**

(FLURY, 1981) W. Flury, **Lunar Gravity Field Determination**, ESOC/Darmstadt, **1981**

(FOLTA, 1998) D. Folta, **priv. Mitt.**, Goddard Space Flight Center, NASA, **1998**

(Fortran, 2003) J3 Fortran Standards Technical Committee, **Working Draft of Internal Document J3/04-007**, May **2004**

(GALAL, 1998) K. Galal, NASA Ames Research Center, **priv. Mitt.**, **1998**

(GILBERT & DZIEWONSKI, 1975) F. Gilbert, A.M. Dziewonski, **An Application of Normal Mode Theory to the Retrieval of Structural Parameters and Source Mechanisms from Seismic Spectra**, Phil. Trans. R. Soc., London, A278, 187, **1975**

(GILL, 1998) E. Gill, **Mathematical Description of the ODEM Orbit Determination Software**, DLR/GSOC intern. Dok., FDS-MTH-3020, **1998**

(GIVENS, 1958) J.W. Givens, **Computation of plane unitary rotations transforming a general matrix to triangular form**, SIAM J. Appl. Math. 6, 26-50, **1958**

(GOAD & GOODMAN, 1974) C.C. Goad, L. Goodman, **A Modified Hopfield Tropospheric Refraction Correction Model**, Fall Annual Meeting, American Geophysical Union, San Fransisco, CA, Dec. 12-17, **1974**

(GOOSSENS, 2005) S. Goossens, **The Near Side – Regional Lunar Gravity Field Determination**, Dissertation TU Delft, **2005**

(GREFENSTETTE, 1990) J.J. Grefenstette, **Conditions for Implicit Parallelism**, Paper, Navy Center fpr Applied Research in Artificial Intelligence, Naval Res. Lab., **1990**

(GTDS, 1989) A.C. Long, J.O. Capellari, et al., **Goddard Trajectory Determination System (GTDS), Mathematical Theory**, Rev. 1, **1989**

(HAMILTON & MELBOURNE, 1966) T.W. Hamilton, W.G. Melbourne, **Information Content of a Single Pass of Doppler Data from a Distant Spacecraft**, JPL Space Programs Summary No. 37-39, Vol. III, **1996**

(HANADA et al, 2002) H. Hanada, T.Iwata, Y. Kono, K. Matsumoto, S. Tsuruta, T. Ishikawa, K. Asari, J. Ping, K. Heki, N. Kawano, **VRAD Mission: Precise Observation of Orbits of Sub-Satellites in SELENE with International VLBI Network**, IVS 2002 General Meeting Proceedings, **2002**

(HASTRUP et al, 1995) R. Hastrup, R. McOmber, K. Nelson, **Relay Satellite Orbit Selection Considerations for Future Robotic Missions to Explore Venus**, AAS Paper 95-326, **1995**

(Hartl, 1973) Ph. Hartl, **Die Bedeutung der Doppler- und Laufzeitmessung für erdferne Raumfahrt-Missionen**, DFVLR (heute DLR) Forschungsbereicht 73-104, **1973**

(HÄUSLER et al, 1998) B. Häusler, R. Floberghagen, W. Ip, P. Janle, E. Gill, O. Montenbruck, M. Paetzold, S. Asmar, A. Konopliv, A. Stern, M. Zuber, **Lunarstar/Gauss – A Proposal for the Complete Gravity Field Determination of the Moon**, 3rd Int. Conf. On Explor. And Util. Of the Moon, Moskow/Russia, Okt. **1998**

(HOFMANN-WELLENHOF et al, 1994) B. Hofmann-Wellenhof, G. Kienast, H. Lichtenegger, **GPS Theory and Practice**, Springer Verlag, **1994**

(HOLLAND, 1975) J.H. Holland, **Adaptation in Natural and Artificial Systems**, Ann Arbor: Iniveristy Michigan Press, **1975**

(HOUSEHOLDER, 1958) A.S. Householder, **Unitary triangularization of a non-symmetric matrix**, L. Assoc. Comp. Mach. 5, 339-342, **1958**

(HUGENTOBLER et al., 1999) U. Hugentobler, T. Springer, G. Beutler, **Der Internationale GPS Service (IGS) und seine Produkte**, Astr. Institut Bern (CH), **1999**

(IAU, 1991) "http://hpiers.obspm.fr/webiers/general/syframes/convent/UAI_9.html", IAU (1991) Recommendation IX

(IERS, 1996) D.D. McCarthy, **IERS Technical Note 21 - IERS Conventions (1996)**, US Naval Observatory, July **1996**

(IONEX, 1997) IONEX – **The Ionosphere Map Exchange Format Version 1**, Proceedings of the 1998 IGS Analysis Center Workshop, Darmstadt, **1998**

(JANIN, 1981) G. Janin, **The Stability of Eccentric Polar Oribts Around the Moon**, Paper XXXIInd IAF Congress, Sept. **1981**

(KANG et al, 2002?) B.H. Kang, F.Y. Hadaegh, D.P. Scharf, N.P. Ke, **Decentralized and Self-Centered Estimation Architecture for Formation-Flying of Spacecraft**, Paper JPL/CIT, **2002**?

(KINOSHITA, 1977) H. Kinoshita, **Theory of the Rotation of the Rigid Earth**, Celest. Mech. 15, 277, **1977**

(KONOPLIV et al, 1993) A.S. Konopliv, W.L. Sjogren, R.N. Wimberly, R.A. Cook, A. Vijayaraghavan, **A High Resolution Lunar Gravity Field and Predicted Orbit Behavior**, AAS-Paper 93-622, AAS/AIAA Astrodynamics Conference, Victoria, B.C., Aug. 16-19, **1993**

(KONOPLIV et al, 1998) A.S. Konopliv, A.B. Binder, L.L. Hood, A.B. Kucinskas, W.L. Sjogren, J.G. Williams , **Improved Gravity Field of the Moon from Lunar Prospector**, Science, Vol. 281, pp. 1476-1480, 4. Sept. **199**

(Koord, 2006) http://www.koordinaten.de/cgi-ko/wikikexikon.cgi?begriff=Global_Positioning_System, **2006**

(LEMOINE et al, 1995) F.G. Lemoine, D.E. Smith, M.T. Zuber, D.D. Rowlands, G.A. Neumann, **Results from the Clementine Lunar Geodesy Investigation**, AAS Paper 95-313, **1995**

(LESTER, 1996) M.D. Lester, **GPS Navigation for Use in Orbits higher than Semisynchronous: A Look at the Possibilities and a Proposed Flight Experiment**, Univ. of Colorado, Col. Springs, **1996**

(LEWIS et al, 1990) G.D.Lewis, A.H.Taylor, R.A.Jacobson, D.C. Roth, J.E. Riedel, S.P. Synnot, M.S. Ryne, **Voyager 2 Orbit Determination at Neptune**, AIAA-90-2879-CP, **1990**

(LIESKE et al, 1977) J.H. Lieske, T. Lederle, W. Fricke, B. Morando, **Expressions for the Precession Quantities Based upon the IAU (1976) System of Astronomical Constants**, Astronomy and Astrophysics 58, 1, **1977**

(LIGHT, 1965) J.O. Light, **An Investigation of the Orbit Redetermination Process Following the First Midcourse Maneuver**, Space Programs Summary 37-33, Vol. IV, JPLJune 30, **1965**

(LOZIER et al, 1998) D. Lozier, K. Galal, D. Folta, M. Beckman, **Lunar Prospector Mission Design and Trajectory Support**, AAS Paper 98-323, May **1998**

(MARINI, 1970) J.W. Marini, **The Effect of Satellite Spin on Two-Way Doppler Range-Rate Measurements**, IEEE Transcr. on Aerosp. and Electr. Systems, Vol. AES-7, No.2, März **1970**

(MARSHALL et al, 1995) J.A. Marshall, F.G. Lemoine, S.B. Luthcke, J.C. Chan, C.M. Cox, S.C. Rowton, R.G. Williamson, J.L. Wiser, **Precision Orbit Determination and Gravity Field Improvement Derived from TDRSS**, AAS Paper 95-312, **1995**

(MATSUMOTO et al, 1999) K. Matsumoto, K. Heki, D.D. Rowlands, **Impact of Far-Side Satellite Tracking On Gravity Estimation in the SELENE Project**, COSPAR, **1999**

(MCCARTHY et al., 1993) J.J. McCarthy, S. Rowton, D. Moore, D.E. Pavlis, S.B. Luthcke, L.S. Tsaoussi, **GEODYN II Systems Description, Volume 1, GSFC/NASA**, Dec. **1993**

(MEYER et al, 1994) K.W. Meyer, J.J. Buglia, P.N. Desai, **Lifetimes od Lunar Satellite Orbits**, NASA Technical Paper 3394, NASA Langley Research Center, Mapton, Virginia, March **1994**

(MILANI et al, 1995) A. Milani, M. Luise, F. Scortecci, **The Lunar Sub-Satellite Experime of the MORO Mission**, Level A Phase, ESA Study Paper, July **1995**

(MILANI et al., 1987) A. Milani, A.M. Nobili, P. Farinella, **Non-Gravitational Perturbations and Satellite Geodesy**, Adam Hilger, Bristol, **1987**

(MILANI et al., 1995) A. Milani, M. Luise, F. Sortecci, **The Lunar Sub-Satellite Experiment of the ESA MORO Mission**, Quelle unbekannt, July 25, **1995**

(MONTENBRUCK, 1997) O. Montenbruck, **Mathematical Description of the ORBIT Orbit Determination Software**, DLR/GSOC intern. Dok., **1997**

(MONTENBRUCK & GILL, 2000) O. Montenbruck, E. Gill, **Satellite Orbits – Model, Methods, Applications**, Springer Verlag, **2000**

(MOREAU et al, 2002) M.C. Moreau, E.P. Davis, J. R. Carpenter, **Results from the GPS Flight Experiment on the High Earth Orbit AMSAT OSACR-40 Spacecraft**, Paper, **2002**

(MOYER, 1971) T.D. Moyer, **Mathematical Formulation of the Double-Precision Orbit Determination Program (DPODP)**, Jet Propulsion Lab., **1971**

(NASAScience, 2004) Science@NASA Internet Page, **http://science.hq.nasa.gov/missions/satellite_14.htm**, Last update: December, **2004**

(NAVLIB, 1997) **NAVLIB /F90 - A Package Based Fortran-90 Library for Flight Dynamics Applications**, DLR/GSOC Internal Flight Dynamics Doc., **1996**

(NAVTOOLS, 1997) **NAVTOOLS /F90 - A Fortran-90 Toolbox for Flight Dynamics Applications**, DLR/GSOC Internal Flight Dynamics Doc., **1997**

(NSSDC, 1999) D.R. Williams, **NASA's Discovery Program**, National Space Science Data Center (NSSDC), "http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/discovery.html", July 08, **1999**

(PDS, 1999) NASA Planetary Data System (PDS) Geophysics Subnode, **Lunar Prospector Spherical Harmonic Gravity Models and Digital Gravit Maps**, "http://pds-geophys.wustl.edu/pds/lunar_prospector/harmonics_maps/lp_1001/CATALOG/DATASET.CAT", **1999**

(PING et al, 2001) J. Ping, F. Weischede, Y. Kono, H. Hanada, N. Kawano, **High frequency components in LP Doppler data**, Artificial Satellites - Journal of Planetary Geodesy (ISSN 0208-841X), Vol. 36, No. 1, p. 15 – 23, **2001**

(POLLMEIER, 1996?) V.M. Pollmeier, **Multi-Spacecraft Coherent Doppler and Ranging for Interplanetary Navigation**, JPL/CIT, **1996?**

(PRESS et al, 1986) W.H. Press, B.P. Flannery, S.A. Teukolsky, W.T. Vetterling, **Numerical Recipes – The Art of Scientific Computing**, Cambridge University Press, **1986**

(PUTTKAMER, 1996) J. v. Puttkamer, **Jahrtausendprojekt Mars – Chance und Schicksal der Menschheit**, © A. Langen/G. Müller Verlag, **1996**

(RAMANAN, 1993) R.V. Ramanan, O.Montenbruck, E. Gill, **Orbit Prediction for Interplanetary Spacecraft and Planetary Orbiters**, DLR/GSOC Internal Report IB 93-4, **1993**

(ROTH et al, 1990) D.C. Roth, T.H. Taylor, R.A. Jacobson, G.D. Lewis, **Performance of Three-Way Data Types During Voyager's Encounter With Neptune**, AIAA Conf. Paper 90-2878-CP, **1990**

(SANTARELLI et al, 2005) S. Santarelli, Tian-Li Yu, D.E. Goldberg, E. Altshuler, T. O'Donnell, H Southall, R. Mailloux, **Military Antenna Design Using Simple and Competent Genetic Algorithms**, IlliGAL Report N0. 2005013, University of Illinois, April **2005**

(SCHNEIDER, 1992) M. Schneider, **Himmelsmechanik, Band I: Grundlagen, Determinierung**, 3. Aufl., Wissenschaftsverlag, **1992**

(SCHOENMAEKERS, 2004) J. Schoenmaekers, **Post-Launch Optimization of the SMART-1 Low-Thrust Trajectory to the Moon**, ISSFD-2004 Paper, **2004**

(SCHULZ, 1977) W. Schulz, **Über Einflussbereiche von Himmelskörpern**, Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 1, Heft 5, **1977**

(SEIDELMANN, 1992) P.K. Seidelmann, **Explanatory Supplement to the Astronomical Almanac**, University Science Books, Mill Valley, California, **1992**

(SHORT, 1998) A. Short, JPL/NASA, **priv. Mitt.**, Februar **1998**

(SIMO et al, 1986) C. Simó, G. Gómez, J. Llibre, R. Martínez, **Station Keeping of Quasiperiodic Halo Orbit Using Invariant Manifolds**, Paper 2nd ISSFD, Darmstadt, Germany/ESA SP-255, Oct. **1986**

(SJOGREN & SMITH, 1976) W.L. Sjogren, J.C. Smith, **Quantitative Mass Distribution Models for Mare Orientale**, Proc. Lunar Sci. Conf. 7th, 2639-2648, **1976**

(SOFFEL & BRUMBERG, 1991) M.H. Soffel, V.A. Brumberg, **Relativistic Reference Frames Including Time Scales**, Cel. Mech. and Dyn. Astronomy 52, 355-373, **1991**

(STANDISH et al, 1995) E.M. Standish, X.X. Newhall, J.G. Williams, W.M. Folkner, **JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE403/LE403**, JPL IOM 314.10-127, **1995**

(available in TeX with postscript figures in /ephem/export/de403.iom/, from the anonymous ftp site, "navigator.jpl.nasa.gov" [128.149.23.82])

(STANDISH, 1998) E.M. Standish, **JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405**, JPL IOM 312.F-98-048, **1998**

(STANDISH, 2003) E.M. Standish, **JPL Planetary and Lunar Ephemerides, DE405/LE405**, JPL IOM 312.N-03-009, **2003**

(THURMAN & ESTEFAN, 1993) S.W. Thurman, J.A. Estefan, **Radio Doppler Navigation of Interplanetary Spacecraft Using Different Data Processing Modes**, Paper AAS 93-163, AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting, Pasadena, California, Febr. 22-24, **1993**

(USA, 2004) G.W. Bush, **US-President's Announcement of the New Vision for Space Exploration Program**, January 14th, **2004**

(USA, 2004) USA, **Report of the President's Commission on Implementation of U.S. Space Exploration Policy: "A Journey to Inspire, Innovate, and Discover"**, Transmittal Letter to the President, Juni **2004**

(VASILE et al, 2003) M. Vasile, L. Summerer, P. De Pascale, **Design of Earth-Mars Transfer Trajectories Using Evolution-Branching Technique**, Paper IAC-03-A.7-07, **2003**

(WEISCHEDE et al, 1998) F. Weischede, E. Gill, O. Montenbruck, R. Floberghagen, **Lunar Prospector Orbit Determination and Gravity Field Modeling Base on Weilheim 3-Way Doppler Measurements**, Intern. Symposium of Space Flight Dynamics No. XIV, Brasilien, Februar **1998**

(WEISCHEDE, 1999) F. Weischede, **Description of the DEEPEST Deep Space Trajectory Propagation, Estimation and Tracking Data Simulation Software**, DLR/GSOC Internal Document FDS-GEN-3040, Draft Version 1.0, **1999**

(WERTZ, 1978) J.R. Wertz et al., **Spacecraft Attitude Determination and Control**, Kluwer Academic Publishers, **1978**

(WHITLEY, 1993?) D. Whitley, **A Genetic Algorithm Tutorial**, Col. State University, **1993**?

(WILLIAMS & DAVIES, 1998) J.G. Williams, M.E. Davies, **priv. Mitt**., **1998**

(WILLIAMS, 1994) J.G. Williams, **Lunar Physical Librations**, JPL, Brief an M. Davies, 25 Oct., **1994**

(WILLIAMS, 1998) J.G. Williams, **priv. Mitt., 1998**

(WOLF & PETIT, 1995) P. Wolf, G. Petit, **Relativistic clock theory for clock synchronization and the realization of geocentric coordinate times**, Astronomy and Astrophysics 304, 653-6661, **1995**

(WOOD, 1986) L.J. Wood, **Orbit Determination Singularities in the Doppler Tracking of a Planetary Orbiter**, Jet Propulsion Lab. / Calif. Institute of Techn., **1986**

Danksagung

Bei Professor Ralf Priebs vom Institut für Luft- und Raumfahrt (ILR) der TU Berlin bedanke ich mich für die fundierte Ausbildung in der Ortung, Navigation und Raumflugmechanik und für seine freundliche und überzeugte Geleitung sowohl bei der Initiierung der Thematik als auch seiner Bereitschaft (auch noch weit in seinen verdienten Ruhestand hinein) mein Doktorvater zu sein. Bei Professor Klaus Brieß vom ILR bedanke ich mich für sein bekundetes Interesse an meiner Arbeit und seine freundliche und bereitwillige Übernahme der Berichterstattung für diese Dissertation. Ganz besonders danke ich Dr. Oliver Montenbruck vom Deutschen Raumflugbetriebszentrums (GSOC) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) für seine Hilfsbereitschaft, Geduld und Freundschaft, für die interessante Doktorandenzeit im GSOC, insbesondere die Möglichkeit am ersten europäischen Trackingexperiment eines lunaren Orbiters teilzuhaben, die Zeit am Goddard Spaceflight Center (GSFC), und für die Betreuung und Begutachtung meiner Arbeit seitens des GSOC. Auch Dr. Eberhard Gill, ebenfalls vom GSOC, danke ich für die tatkräftige Unterstützung und Geduld in meiner wissenschaftlichen Ausbildungzeit und im Rahmen des Lunar Prospector Projektes. Ich bedanke mich für die freundliche und hilfsbereite Kooperation während der Lunar Prospector Tracking- und Bahnbestimmungskampagne auch bei den damaligen Teams der Weilheimer Deep Space Antennenanlage, insbesondere Herrn Kolbeck, Herrn Wiedemann, Herrn Lämmel und Herrn Heinrich, den Teams des DSN und des GSFC der NASA, insbesondere Dave Folta, Mark Beckman, Greg Marr (alle GSFC), Ken Galal vom Ames Research Center der NASA (ARC), sowie Alan B. Short und Dr. Alex Konopliv vom Jet Propulsion Laboratory (JPL) der NASA. Bei Dr. Rune Floberghagen, damals als Doktorand beim Department of Earth Observation and Space Systems (DEOS) der TU Delft in Holland und mit lunarer Gravitationsfeldentwicklung beschäftigt, bedanke ich mich für die kooperative Zeit während der Datenauswertung und der Arbeit am Albedomodell. Ich danke ihm und auch dr. Sander Goossens, ebenfalls ehemals Doktorand am DEOS, für das Interesse und die Wertschätzung, die sie der im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Bahnbestimmungssoftware DEEPEST entgegenbringen. In diesem Zusammenhang möchte ich mich auch bei Dr. Theil vom Zentrum für Angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation (ZARM) der Universität Bremen für sein Vertrauen in die DEEPEST-Software und für die mit der Inbetriebnahmem der Software am ZARM verbundene Zeit der freundlichen Zusammenarbeit bedanken.
Sehr herzlich und in ganz besonderem Maße möchte ich mich bei meiner Partnerin Hilda bedanken für ihre Liebe und ihr Vertrauen, für die ausdauernd tatkräftige und mentale Hilfe und Unterstützung. Meiner ganzen Familie möchte ich herzlich für ihre Liebe und Geduld danken, dafür, dass sie mir auch in schwieriger Zeit immer Halt gibt.
Einen besonderen Dank möchte ich meinem ehemaligen Studienkollegen Dr. Gajus Pagel entgegenbringen, der mich seinerzeit dazu ermutigte, die Raumflugmechanik nicht aufzugeben. Ebenso danke ich diesbezüglich Professor Nüßer vom DLR und Professor Hüttig vom ILR für ihre Unterstützung.

Frank Weischede