

ZWISCHENBERICHT

ASAP Ausschreibung	10		
FFG Projektnummer	844348	eCall Antragsnummer	4326596
Kurztitel	GRAZIL	FörderungsnehmerIn	Österreichische Akademie der Wissenschaften (Institut für Weltraumforschung)
Bericht Nr.	1	Berichtszeitraum	Von 1.9.2014 bis 30.11.2015
Berichtstitel	Zwischenbericht		
Bericht erstellt von	Oliver Baur, Sandro Krauss, Harald Wirnsberger, Beate Klinger, Torsten Mayer-Gürr		

Inhaltsverzeichnis

- 1) Zusammenfassung Deutsch/Englisch
- 2) Arbeitspakete und Meilensteine
- 3) Projektteam und Kooperation
- 4) Nur Endbericht: Wirtschaftliche und wissenschaftliche Verwertung
- 5) Erläuterung zu Kosten und Finanzierung
- 6) Projektspezifische Sonderbedingungen und Auflagen
- 7) Meldungspflichtige Ereignisse

1. Zusammenfassung Deutsch/Englisch (je Max 3 Seiten)

Methodisch gesehen lässt sich die Bestimmung eines hoch genauen Mondschwerefeldes aus der GRAIL Mission in zwei Bereiche gliedern: (i) die dynamische Bahnbestimmung (POD – Precise Orbit Determination) aus Radiobeobachtungen und (ii) die Schwerefeldbestimmung mittels Ka-Band Messungen zwischen den zwei Satelliten in Kombination mit Bahninformation (aus POD). Dabei sind beide Komponenten – Orbit- und Schwerefeldbestimmung – auf die bestmögliche Modellierung sämtlicher (gravitativen und nicht gravitativen) Störkräfte, welche auf die Satelliten wirken, angewiesen. Der Ansatz beruht auf Newton's Bewegungsgleichung im Inertialraum:

$$\ddot{\mathbf{r}}(t) = \mathbf{f}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \mathbf{p}) = \mathbf{g}(t) + \mathbf{a}(t) = \mathbf{g}(t) + \mathbf{a}_b(t) + \mathbf{a}_r(t) + \mathbf{a}_n(t) + \mathbf{a}_r(t). \quad (1)$$

Trotz der unmittelbaren Beziehung zwischen (i) und (ii) können Lösungsansätze unabhängig voneinander entwickelt werden. Bei der Bahnbestimmung wird die Bewegungsgleichung als Anfangswertproblem formuliert und gemeinsam mit den Variationsgleichungen gelöst. Aus Gl. (1) ist ersichtlich, dass das Kräftemodell \mathbf{f} nicht nur von der Position \mathbf{r} und der Geschwindigkeit $\dot{\mathbf{r}}$ der Satelliten abhängt, sondern auch von dynamischen Parametern \mathbf{p} .

Im Zuge von WP 1 wurde für die vorläufige POD Software-Implementierung ein detaillierter Algorithmen-Entwurf samt Implementierungsplan ausgearbeitet. Die Realisierung verfolgt dabei das Konzept des „batch least-squares differential correction process“ (siehe Abb. 1). Durch die modulare und objektorientierte Implementierung unter Fortran2003 wird eine einfache Übersetzung von mathematischen und physikalischen Aufgabenstellungen in numerische Prozeduren ermöglicht. Bis zum jetzigen Zeitpunkt wurden umfangreiche Tests des Softwarealgorithmus basierend auf Entfernungsmessungen (SLR – Satellite Laser Ranging) durchgeführt. Jedoch beruhen diese Untersuchungen auf einem vereinfachten Modell der nicht-gravitativen Kräfte und noch nicht auf der exakten Formulierung mittels Satelliten Makro-Modell wie sie in Gl. (2) aufscheint. Zur Kompensierung der ungenauer modellierten Kräfte werden empirische Parameter geschätzt. Ein Übergang zur Berechnung mittels Makro-Modell ist in Entwicklung und wird demnächst in das Softwarepaket implementiert.

Im Rahmen der WP 1 und WP 3 wurden Algorithmen hinsichtlich der Modellierung von nicht-gravitativen Kräften aufgrund von Strahlungsdruck der Sonne, Mondalbedo und Emissivität ausgearbeitet und bereits in das Softwarepaket GROOPS (Gravity Recovery Object-Oriented Programming System) integriert. Exemplarisch ist in Gl. (2) der Formalismus für die Berechnung der Störbeschleunigung aufgrund des Strahlungsdrucks der Sonne dargestellt. Der Algorithmus ermöglicht die Verwendung eines Makro-Modells des Satelliten. Damit ist die Möglichkeit gegeben auftretende Kräfte separat für jede Platte zu bestimmen und danach die Einzellösungen zu einer Gesamtlösung aufzusummieren.

$$\mathbf{a}_{sfp} = \frac{\Phi_{\text{ref}}^2 U}{m_{\text{sat}} c^2} \sum_{i=1}^{28} A_i \cos \varphi_i \left[\hat{r} (1 - C_{s_i}) - \hat{n}_i \left(\frac{2}{\sqrt{3}} (C_{d_i} + \alpha_i \epsilon_i) + 2 \cos \varphi_i C_{s_i} \right) \right]. \quad (2)$$

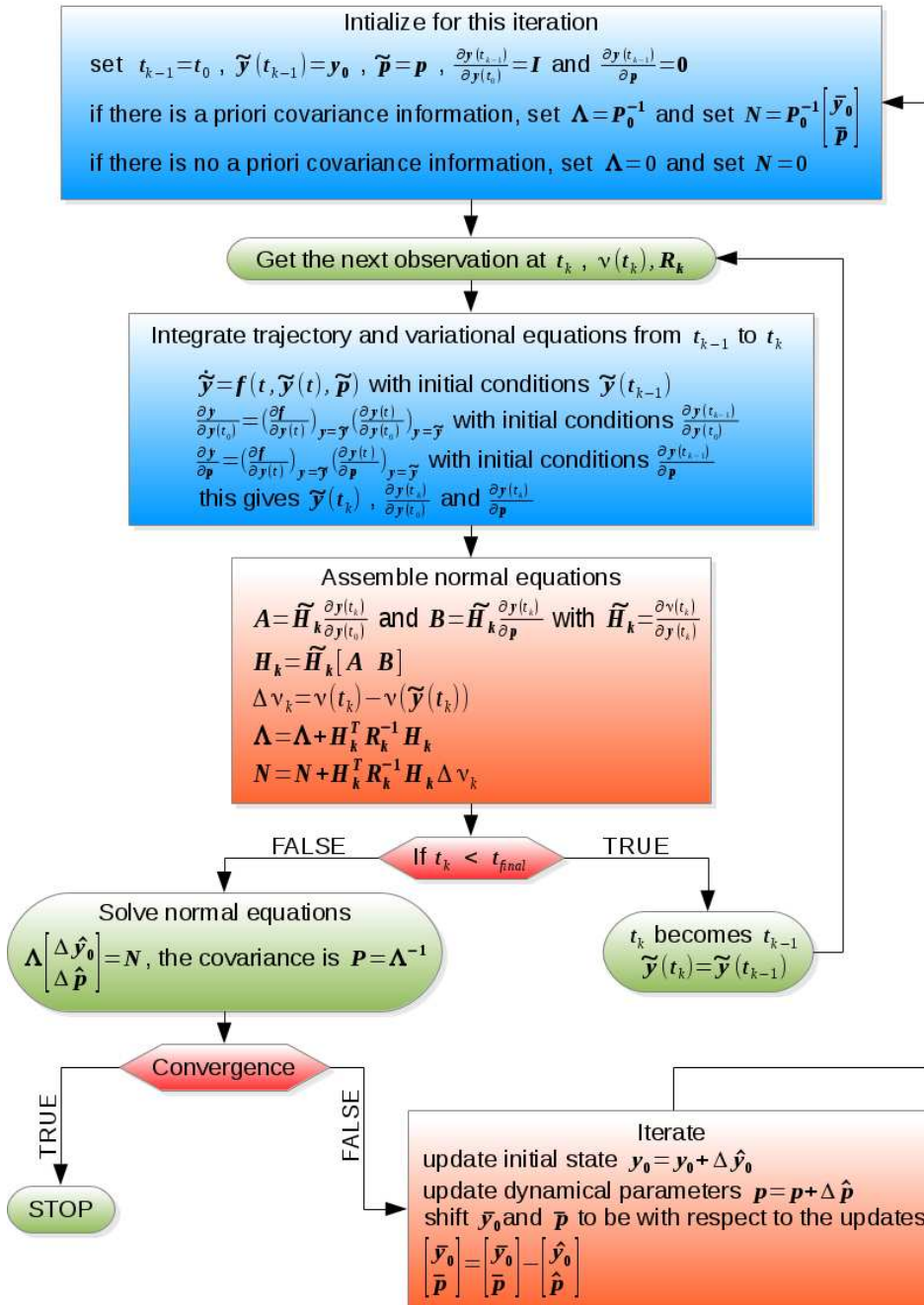


Abbildung 1: Schematische Darstellung des implementierten POD Algorithmus.

In Gl. (2) beschreibt Φ die Solarkonstante, gegeben für die Distanz von einer astronomischen Einheit, und r_{ps} einen Skalierungsfaktor um Φ auf die tatsächliche Entfernung Satellit-Sonne zu korrigieren. Des Weiteren enthält Gl. (2) die Masse $m_{s/c}$ des Satelliten, die Lichtgeschwindigkeit c , die individuellen Plattengrößen A_i , den Richtungsvektor $\hat{\mathbf{r}}$ von der Sonne zum Satelliten, die nach außen gerichteten Plattennormalen $\hat{\mathbf{n}}_i$, sowie den Winkel φ zwischen $\hat{\mathbf{r}}$ und $\hat{\mathbf{n}}_i$. Koeffizienten, welche die Platteneigenschaften hinsichtlich spiegelnder und diffuser Reflexion beziehungsweise Absorption und Emissivität angeben, werden durch $C_{si}, C_{di}, \alpha_i, \epsilon_i$ dargestellt. Die Abschattung durch den Mond wurde in GROOPS geometrisch gelöst und wird mittels der Schattenfunktion \mathbf{v} berücksichtigt.

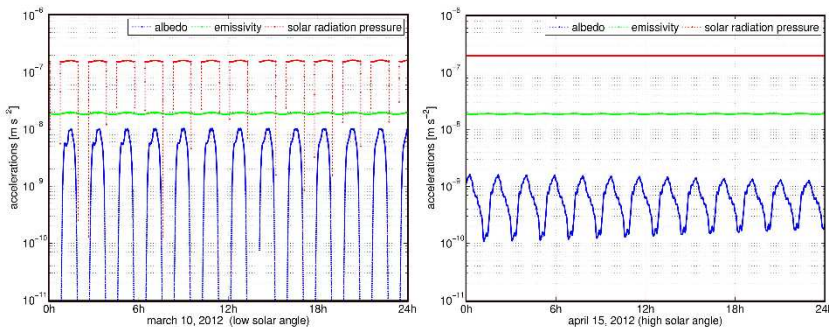


Abbildung 2: Nicht-gravitative Beschleunigungen aufgrund von Strahlungsdruck der Sonne, Mondalbedo und Emissivität; links/rechts: Beschleunigungen bei kleinem/großem Solarwinkel.

Um eine Abschätzung der Güte der Mondschwerefelder zu bekommen, sind in Abb. 3 Gradvarianzen unterschiedlichster Modelle dargestellt. Die dicke schwarze Linie zeigt das Signal des NASA-JPL Modells GL660B, die dünne schwarze Linie illustriert den Unterschied zwischen GL660B und dem NASA-GSFC Modell GRGM660PRIM. Diese Differenz kann als Benchmark betrachtet werden. Sämtliche farbige Kurven zeigen empirische Fehler relativ zum GL660B Modell.

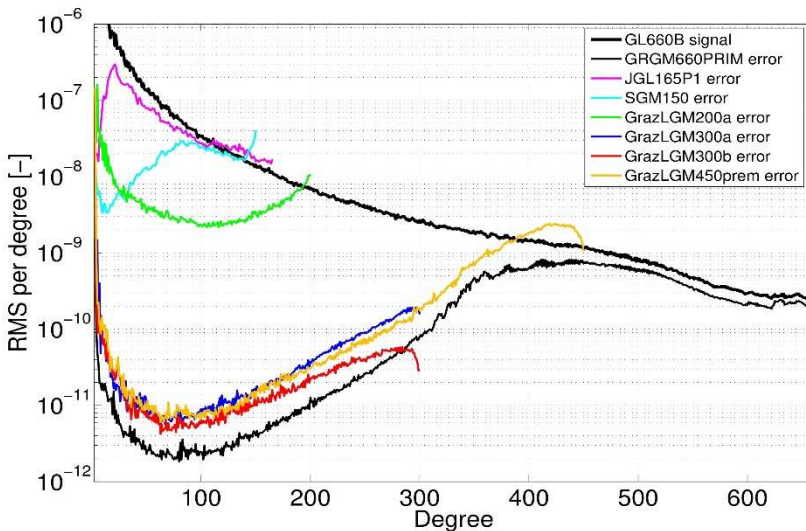


Abb. 2 zeigt die mit GROOPS bestimmten nicht-gravitativen Kräfte, welche auch bereits in die Berechnung der aktuellen Schwerefeldmodelle eingeflossen sind. Neben diesen Effekten wurden auch relativistische Störbeschleunigungen (Schwarzschild) implementiert.

Abbildung 3: Gradvarianzen verschiedener Mondschwerefeld-Modelle.

Im Vergleich zum Stand bei Projektbeginn (GrazLGM200a, grün) und den pre-GRAIL Modellen (JGL165P1, SGM150) weist GrazLGM300a (blau) eine deutliche Verbesserung auf, welche auf die verbesserte Modellierung / Parametrisierung sowie der Verwendung der

aktuellen Datenprodukte zurückzuführen ist. Um spektrales Aliasing zu vermeiden, wurden die kurzen Wellenlängen (Grade 301-660) durch Ka-Band Daten basierend auf dem GL660B Modell reduziert. Beachtenswerter Weise haben die Lösungen GL660B und GrazLGM300a die nahezu gleiche Struktur über den kompletten Spektralbereich; sie unterscheiden sich jedoch um ca. eine halbe Größenordnung. Für das Nachfolgemodell GrazLGM300b (rot) wurde zum ersten Mal der Versuch unternommen, Kovarianz-Information einzuführen. Abbildung 3 zeigt, dass sich dadurch speziell Bereiche im kurzwelligen Spektrum verbessern.

Zum aktuellen Zeitpunkt liegt der Hauptfokus in der Steigerung der spektralen Auflösung unserer Modelle. Dies stellt eine immense technische Herausforderung dar und ist nur unter Verwendung von Hochleistungsrechnern zu bewältigen. Eine solche High Performance Computing Architektur (1280 Kerne, 2 TB Arbeitsspeicher) steht dem IWF seit Frühsommer 2015 hausintern zur Verfügung. Abbildung 3 (orange) zeigt das Resultat einer der ersten Testrechnungen (der qualitative Unterschied zum GrazLGM300b Modell ist an dieser Stelle sekundär).

Summary

From the methodological point of view, the determination of high-accurate lunar gravity field models from data collected by the GRAIL mission can be separated into two parts: (i) dynamic precise orbit determination (POD) from radio science measurements, and (ii) gravity field recovery using Ka-band inter-satellite ranging (KBR) observations in combination with precise orbit information (as derived from POD). Both parts POD and gravity field reconstruction rely on the modelling of disturbing forces acting on the satellites. In case of GRAIL, the thorough modelling of gravitational and non-gravitational forces is of utmost importance because of the extraordinarily high accuracy of the measurements. Our data analysis strategy is based on Newton's equation of motion in the inertial space,

$$\ddot{\mathbf{r}}(t) = \mathbf{f}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \mathbf{p}) = \mathbf{g}(t) + \mathbf{a}(t) = \mathbf{g}(t) + \mathbf{a}_p(t) + \mathbf{a}_t(t) + \mathbf{a}_n(t) + \mathbf{a}_r(t). \quad (1)$$

Despite the strong relationship between (i) and (ii), the respective analysis algorithms can be developed independently from each other. As far as (i) is concerned, the equation of motion (formulated as initial value problem) is solved together with the variational equations, since – cf. Eq. (1) – the force model \mathbf{f} depends not only on the position \mathbf{r} and the velocity $\dot{\mathbf{r}}$ of the satellites, but also on dynamical parameters \mathbf{p} .

Within the framework of WP 1, a detailed algorithm design and implementation plan was elaborated, which successfully resulted in a preliminary POD software implementation. The implementation follows the concept of a batch least-squares differential correction process (Fig. 1). A modular implementation following an object-oriented concept based on the modern Fortran2003 standard allows to efficiently translating mathematical-physical algorithms to numerical routines. Extensive testing of the software has been performed on the basis of Satellite Laser Ranging (SLR) measurements. For the time being, the implemented POD software considers simplified non-gravitational force modelling only. In contrast to the advanced formulation – see Eq. (2) for the example of solar radiation pressure modelling – solely the cross-sectional area of the satellites is considered. As a workaround, we presently compensate non-modelled effects by the introduction of empirical dynamic parameters.

In the course of WP 1 and WP 3, algorithms to consider non-gravitational accelerations in terms of solar radiation pressure, lunar albedo and lunar emissivity have been elaborated and are already successfully implemented within the GROOPS (Gravity Recovery Object-Oriented Programming System) software package for gravity field recovery from KBR data. For example, in order to evaluate the influence of solar radiation pressure (Eq. (2)), a 28-plate macro-model of the GRAIL spacecraft is used. Thus, it is possible to calculate the acceleration for each plate separately and to sum up the individual contributions:

$$\mathbf{a}_{srp} = \frac{\Phi_{\odot} r_{\odot}^2 v}{m_{\text{sat}} c^2} \sum_{i=1}^{28} A_i \cos \varphi_i \left[\hat{\mathbf{r}}(1 - C_{s_i}) - \hat{\mathbf{n}}_i \left(\frac{2}{3} (C_{d_i} + \alpha_i \epsilon_i) + 2 \cos \varphi_i C_{s_i} \right) \right]. \quad (2)$$

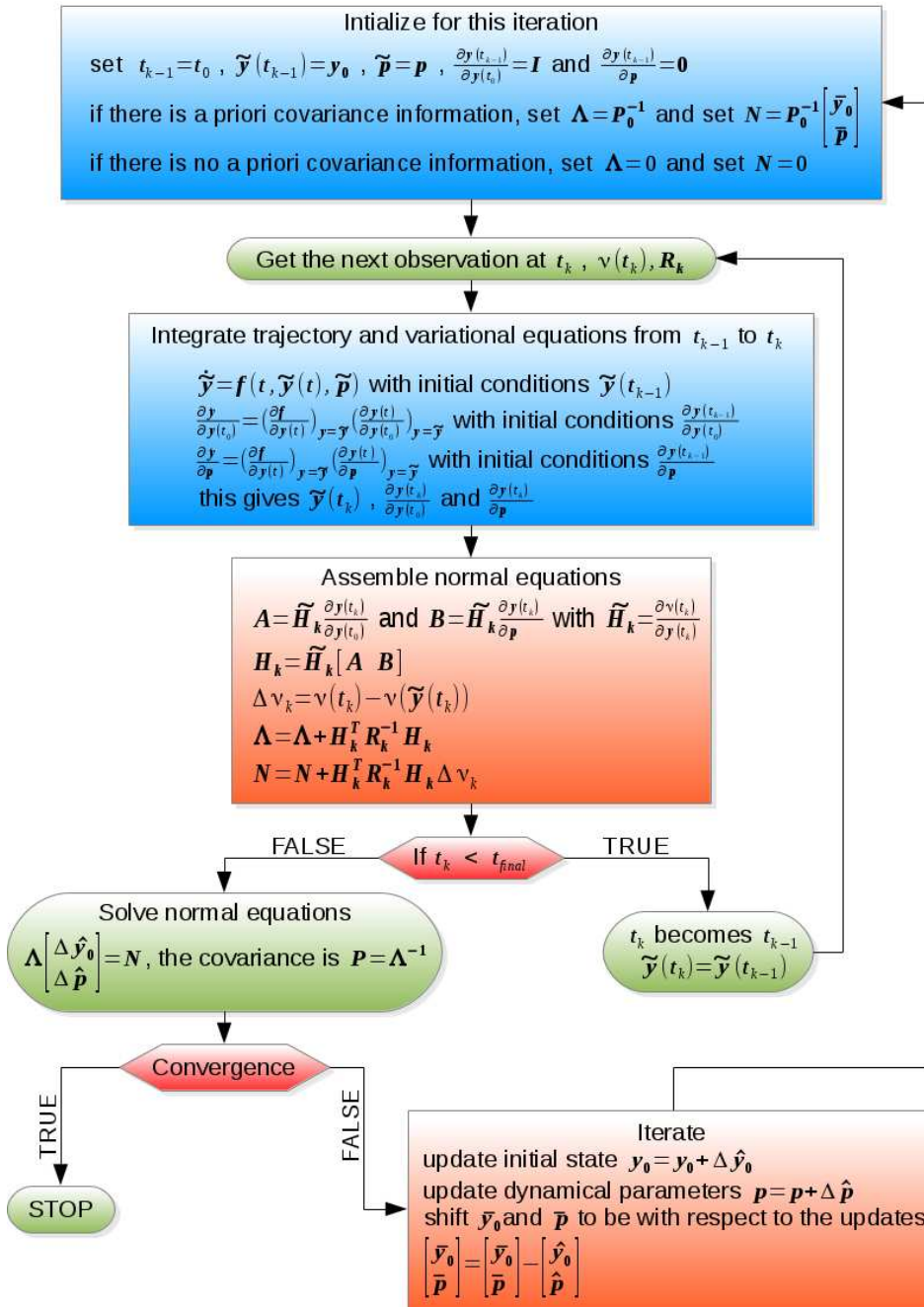


Figure 1: Logic of the implemented POD algorithm.

In Eq. (2), Φ denotes the solar flux constant at a distance of one astronomical unit, r_{sc} represents the scaling factor to adjust Φ to the actual Sun-satellite distance. The mass of the spacecraft is indicated by m_{sc} , c is the velocity of light, A_i the individual plate area, $\hat{\mathbf{r}}_i$ the direction from the Sun to the satellite, $\hat{\mathbf{n}}_i$ the particular unit plate normal (outward-directed), φ is the angle between $\hat{\mathbf{r}}_i$ and $\hat{\mathbf{n}}_i$, and C_{sp} , C_{dp} , α_i and ϵ_i describe the plate-specific specular and diffuse reflectivity, the absorptivity and the emissivity, respectively. So far, lunar shadowing in GROOPS is solved purely geometrically from the angular separation and diameters of the Earth and Moon with the associated shadow function \mathbf{v} .

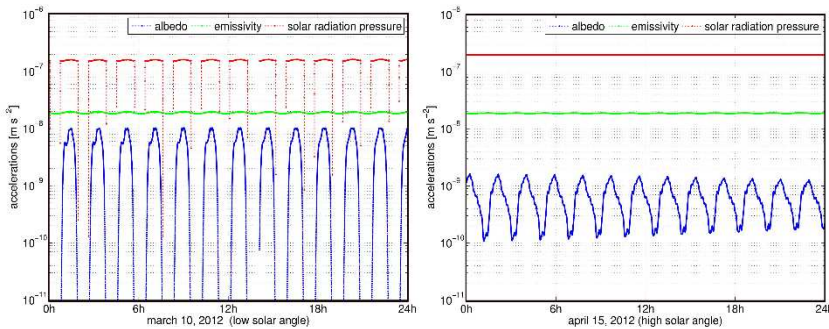


Figure 2: Non-gravitational accelerations due to solar radiation pressure, lunar albedo and lunar emissivity. Left/right: accelerations at low/high solar angle.

Figure 2 illustrates the evaluated non-gravitational forces using the GROOPS software as they are presently used for the compilation of our lunar gravity field models; in addition, relativistic effects (Schwarzschild) are taken into account. Figure 3 presents degree variances of various gravity field solutions in order to assess their performance. The thick black graph represents the signal of the NASA-JPL GL660B model; the thin black graph is the difference between the GL660B model and the NASA-GSFC GRGM660PRIM estimate. This difference can be considered as benchmark. All colour graphs show empirical errors relative to the GL660B model.

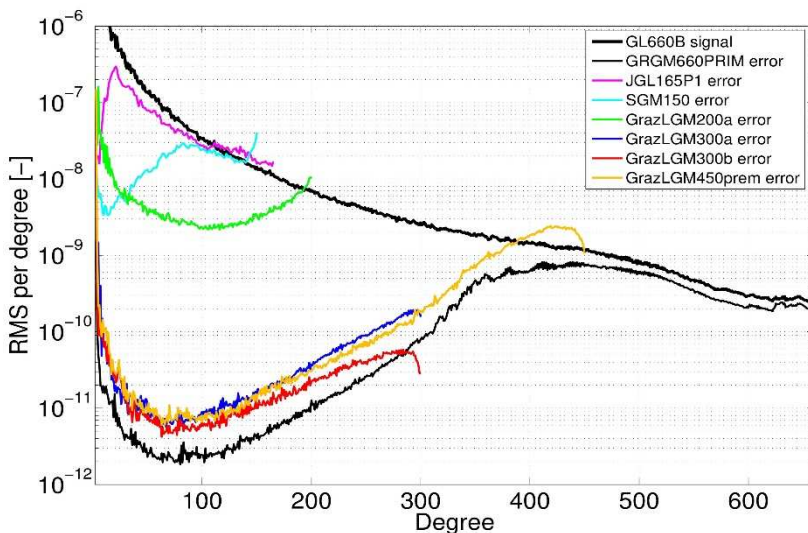


Figure 3: Degree variances of various lunar gravity field models.

Compared to the status at the beginning of project GRAZIL (GazLGM200a, green) and the pre-GRAIL models (JGL165P1, SGM150), the GrazLGM300a (blue) model shows a distinctive improvement, which can be tracked back to refined modeling and parametrization as well as the usage of the latest data products.

In order to avoid spectral aliasing, short-wavelength signals (from degree 301-660) were reduced from the KBR data using the GL660B model. Most notably, both solutions (GL660B and GrazLGM300a) exhibit a similar structure over the whole spectrum, but differ by about half an order of magnitude. For the compilation of the successor model GrazLGM300b (red), for the first time covariance functions were used to properly account for data correlations. Compared to GrazLGM300a, improvements are visible especially in the short-wavelength part of the spectrum.

Apart from further improving the accuracy of our lunar gravity field models, at the present stage we mainly focus on the increase of the spectral model resolution. This, indeed, is an immense computational challenge, which can only be tackled by High Performance Computing (HPC). Since mid-2015, we have access to the IWF-internal HPC architecture (1280 cores, 2 TB RAM). Figure 3 (orange) shows one of the first test results achieved on this computationally powerful system (the qualitative difference to the GrazLGM300b model is of secondary importance here).

2. Arbeitspakete und Meilensteine

2.1 Übersichtstabellen

Wie aus den Tabellen ersichtlich läuft das Projekt nach Plan; es gibt keine Abweichungen bezüglich Inhalt und Ergebnissen.

Was die Meilensteine betrifft, so fallen durch Vorgabe der FFG #1 (in #2 integriert) und #2 (dieses Dokument) zum 30.11.2015 an.

Tabelle 1: Arbeitspakete

AP Nr.	Arbeitspaket Bezeichnung	Fertigstellungs grad	Basistermin		Aktuell		Erreichte Ergebnisse / Abweichungen
			Anf.	Ende	Anf.	Ende	
0	Scientific and administrative management	Entsprechend anfänglicher Planung	09/14	11/16	09/14	11/16	Nach Plan, keine Abweichungen
1	Algorithm design & Implementation plan	Entsprechend anfänglicher Planung	09/14	11/15	09/14	11/15	Nach Plan, keine Abweichungen
2	POD from radio science data	Entsprechend anfänglicher Planung	12/14	07/16	12/14	07/16	Nach Plan, keine Abweichungen
3	Gravity field from POD and KBR	Entsprechend anfänglicher Planung	06/15	07/16	06/15	07/16	Nach Plan, keine Abweichungen
4	Processing of real data & Validation	Entsprechend anfänglicher Planung	06/16	11/16	06/16	11/16	Nach Plan, keine Abweichungen

Tabelle 2: Meilensteine

Meilenstein Nr.	Meilenstein Bezeichnung	Basis-termin	Akt. Planung	Meilenstein erreicht am	Anmerkungen zu Abweichungen
1	Algorithm description document	11/15	11/15	11/15	Keine
2	Midterm report	11/15	11/15	11/15	Keine
3	Preliminary algorithm implementation: orbit determination	11/15	11/15	11/15	Keine
4	Final algorithm implementation: orbit determination	07/16	07/16	-	Keine
5	Algorithm implementation: gravity field determination	07/16	07/16	-	Keine
6	GRAIL orbits, GRAIL gravity field models	11/16	11/16	-	Keine
7	Orbit and gravity field validation	11/16	11/16	-	Keine
8	Final report	11/16	11/16	-	Keine

Zeitplan (Soll/ Ist)

Jahr		2014												2015												2016													
Monat		9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
WP	WP Titel																																						
0	Scientific and administrative management	Plan																																					
		Ist																																					
1	Algorithm design & implementation plan	Plan																																					
		Ist																																					
2	POD from radio science data	Plan																																					
		Ist																																					
3	Gravity field from POD and KBR	Plan																																					
		Ist																																					
4	Processing of real data & validation	Plan																																					
		Ist																																					
MS	Meilenstein Titel	Zeit																																					
1	Algorithm description document	KO + 11M																																					
2	Midterm report	KO + 11M																																					
3	Preliminary algorithm implementation: orbit determination	KO + 15M																																					
4	Final algorithm implementation: orbit determination	KO + 23M																																					
5	Algorithm implementation: gravity field determination	KO + 23M																																					
6	GRAIL orbits, GRAIL gravity field models	KO + 27M																																					
7	Orbit and gravity field validation	KO + 27M																																					
8	Final report	KO + 27M																																					

2.2 Beschreibungen der im Berichtszeitraum durchgeführten Arbeiten

AP Nr.	0	Titel des AP:	Scientific and administrative management
Start:	09/2014	Ende:	11/2016
Beschreibung der im Berichtszeitraum durchgeführten Arbeiten			
<p>Innerhalb WP 0 wird das projektspezifische Management und die Koordination zwischen den Projektbeteiligten durchgeführt. Besonderes Augenmerk liegt auf der Qualitätskontrolle und der Überwachung des planmäßigen Fortschritts der Projektarbeiten. Neben inhaltlichen Aspekten betrifft dies auch die kontraktuellen/finanziellen Angelegenheiten, sowie die Sichtbarkeit der Projektarbeiten (bzw. der FFG) auf nationalen/internationalen Tagungen.</p>			
Zieländerungen			
Keine			
Änderung des Inhalts der Arbeitspakets-Beschreibung:			
Keine			
Änderungen an der Methode:			
<p>Ergänzend zu den im Projektantrag genannten Methoden wurden regelmäßige Treffen (eines je nach Thematik mehr oder weniger großen Teils) der Projektbeteiligten angesetzt. Diese Treffen erwiesen sich als äußerst praktikables Instrument der Koordinaten (z.B. zur Klärung und Definition von Schnittstellen zwischen den Aufgaben/Beteiligten) sowie der Qualitäts- und Fortschrittskontrolle. Aufgrund der örtlichen Nähe (die beiden am Projekt beteiligten Institutionen sind in Graz angesiedelt) konnten diese Treffen spontan, häufig und kostenneutral angesetzt und durchgeführt werden.</p>			
Änderungen der Meilensteine, Ergebnisse und Deliverables:			
Keine.			

AP Nr.	1	Titel des AP:	Algorithm design & Implementation plan	
Start:	09/2014	Ende:	11/2015	

Beschreibung der im Berichtszeitraum durchgeführten Arbeiten

Kräftemodellierung

Sämtliche gravitativen und nicht-gravitativen Störbeschleunigungen, die auf einen Satelliten wirken, wurden im Detail recherchiert, verstanden, und in Form von Modulen erfolgreich in einer eigenen Bahnbestimmungs-Software installiert. Während bei gravitativen Störungen (hierzu zählen sowohl Drittkörperkräfte verursacht von den Planeten des Sonnensystems und der Sonne als auch die aus diesen Kräften resultierenden Gezeiten des Mondes) die für die Erde typischerweise angewandten Formalismen in entsprechend abgeänderter Form Anwendung finden, bestand für die Berücksichtigung der nicht-gravitativen Störungen (primär direkter und indirekter Strahlungsdruck der Sonne) erheblicher Entwicklungsbedarf. Aufgrund der hohen Genauigkeitsanforderungen an die Modellierung ist die Verwendung eines Makro-Modells der GRAIL Satelliten unumgänglich. Hierzu wurde das Modell von E.G. Fahnestock (Abb. 4) erfolgreich in die Software integriert.

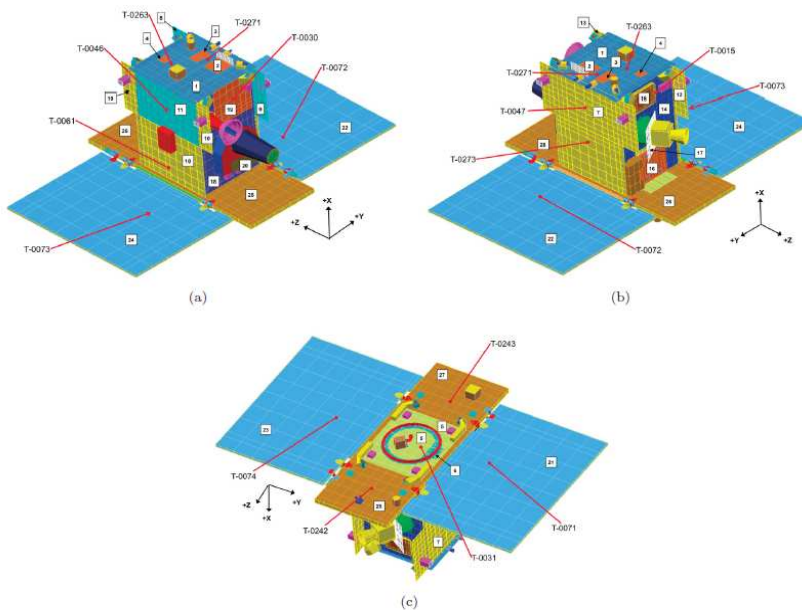


Abbildung 4: GRAIL Satelliten Makro-Modell nach E.G. Fahnestock. Das Modell besteht aus 28 Platten mit individuellen Eigenschaften.

Dieses Modell der GRAIL Satelliten baut auf 28 einzelnen Platten auf; es enthält Informationen über die Größe sowie die Orientierung der einzelnen Platten und deren Reflexionseigenschaften im sichtbaren Bereich und im Infrarotbereich. Daraus ergibt sich die Möglichkeit die auftretenden nicht-gravitativen Kräfte (auch unter der Bezeichnung Oberflächenkräfte bekannt) separat für jede Platte zu bestimmen und daraus durch Summation die Gesamtkraft zu berechnen. Als Beispiel der Vorgehensweise ist in Gl. (2) der Formalismus für die Berechnung der Störbeschleunigung aufgrund des Strahlungsdrucks der Sonne angeführt.

Bei der Bestimmung der Gesamtlösung ist darauf zu achten, dass nur jene Platten einen Beitrag leisten, welche auch tatsächlich von der Strahlungsquelle (Sonne, Mond) beleuchtet werden. Zusätzlich muss auch eine mögliche Abschattung durch den Mond und der Erde Berücksichtigung finden. Diese Aufgabe wurde zum einen geometrisch, mittels Schattenfunktion ν , zum anderen durch die Analyse von Spannungsdaten („solar array battery control data“) der GRAIL Mission bewerkstelligt. Abbildung 5 zeigt einen Vergleich der beiden Ansätze.

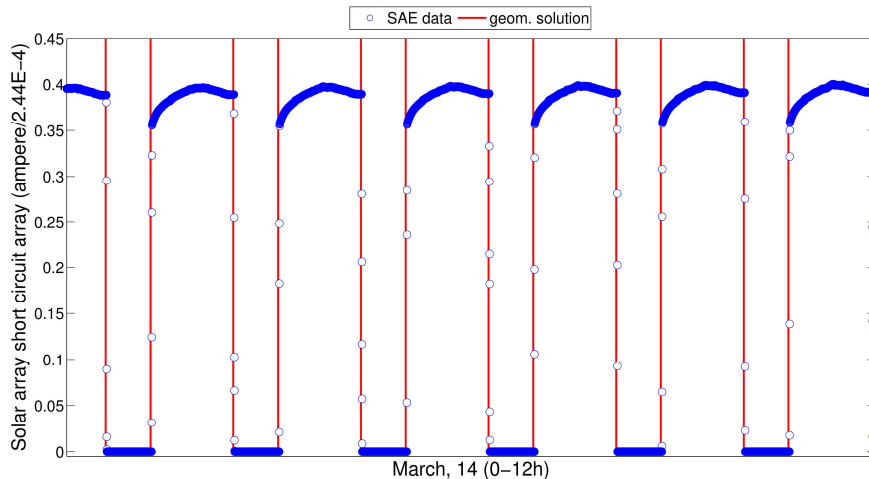


Abbildung 5: Vergleich von Lösungen zur Berücksichtigung von Schattenübergängen – mittels Satellitendaten (blau) und rein geometrisch (rot).

Die vertikalen roten Linien illustrieren die Zeitpunkte, zu denen der Satellit laut geometrischer Lösung in den Mondschatten eintritt bzw. austritt. Betrachtet man dazu die Spannungsdaten des Satelliten (blau), sind die Zeitpunkte, in denen der Satellit sich im Schatten befindet, gut an der fehlenden Stromversorgung zu erkennen. Aufgrund der vernachlässigbaren Unterschiede zwischen den beiden Lösungsansätzen wird angesichts der besseren Performance bei den Softwarepaketen die geometrische Methode bevorzugt. Die sich daraus ergebenden nicht-gravitativen Störbeschleunigungen sind in Abb. 2 für kleinen (linkes Bild) und großen (rechtes Bild) Solarwinkel dargestellt. Der Solarwinkel gibt Auskunft über die Orientierung der Bahnebene bezüglich der Richtung zur Sonne.

Bei einem großen Solarwinkel wird der Satellit permanent von der Sonne bestrahlt wodurch die Abschattung durch den Mond entfällt. Dies hat vor allem eine Auswirkung auf die Störbeschleunigungen, die durch Mondalbedo verursacht werden. Gleichung (3) skizziert den implementierten Algorithmus zur Berechnung der Störbeschleunigung hinsichtlich von Albedo und Emissivität.

$$a_{AE} = \frac{\Phi_{msc} \nu}{m_{sc}} \sum_{j=1}^{grid} \sum_{i=1}^{28} \left[\left(a_j \cos \beta_j + \frac{1}{4} \epsilon_j \right) \frac{A_i \cos \varphi_i \cos \gamma_j dA_j}{\pi r_j^2} \left(\hat{r} (1 - C_{s_i}) - \hat{n}_i \left(\frac{2}{3} (C_{d_i} + a_i \epsilon_i) + 2 \cos \varphi_i C_{s_i} \right) \right) \right] \quad (3)$$

Der Formalismus ähnelt stark jenem in Gl. (2) – jedoch ist er um eine zusätzliche Summation über Elemente der Mondoberfläche erweitert. Illuminationseigenschaften jedes dieser Flächenelemente dA_j bezüglich Albedo a_j und Emissivität ϵ_j wurden vom Delft Lunar Albedo Model 1 (DLAM-1) abgeleitet. Des Weiteren enthält die Gleichung noch den Einfallswinkel der Sonnenstrahlen auf das Mondoberflächenelement β_j sowie den Winkel zwischen der Normale des Oberflächenelements und der

Richtung zum Satelliten γ_i . Wie in Abb. 2 zu erkennen, verringern sich die Störbeschleunigungen aufgrund Albedo während erhöhtem Solarwinkel um etwa eine Zehnerpotenz, was auf einen größeren Einfallswinkel β_i zurück zu führen ist.

Die für die Bahnbestimmung entwickelten Algorithmen zur Modellierung der Satelliten-Oberflächenkräfte finden auch für die Korrektur der GRAIL inter-Satelliten-Messungen Anwendung (innerhalb der GROOPS Software, siehe WP 3).

Dynamische Bahnbestimmung

Der Ansatz zur dynamischen Bahnbestimmung (vgl. Abb. 1) verfolgt die iterative Verbesserung der Anfangswerte anhand der Minimierung der Beobachtungsresiduen nach kleinsten Quadraten. Die Beobachtungen werden in einem Guss prozessiert um die differentiellen Verbesserungen zu schätzen, wobei die Möglichkeit einer sequentiellen Ausgleichung mit neuen Beobachtungen besteht. Für die Implementierung wurde stets das Credo rechentechnischer Effizienz zugrunde gelegt. Umfangreiche Tests wurden erfolgreich mit Hilfe von Satellite Laser Ranging (SLR) Beobachtungen durchgeführt. Weitere Informationen zu den durchgeführten Arbeiten sind in der Beschreibung von WP 2 zu finden.

Datenaufbereitung

Die Aufbereitung und Verwendung von Doppler-Daten ist aus algorithmischer Sicht weitest gehend abgeschlossen. Die Berechnung der vom Deep Space Network (DSN) erfassten Doppler-Beobachtungen erfolgt gemäß Gl. (4). Darin bezeichnen ρ_s und ρ_e die „light-time solution“ zu Beginn und am Ende des Zählintervalls T_c ; M_2 steht für das (frequenzabhängige) sogenannte „turn around ratio“, und $f_T(t)$ ist die Frequenz des Transmitters.

$$D_c = M_2 f_T(t) \frac{\rho_s - \rho_e}{T_c} \quad (4)$$

Bei der Berechnung ist besonderes Augenmerk auf relativistische Effekte sowie auf die Ausbreitungsverzögerungen des Signals zu legen. Hierzu wurden entsprechende Lösungen erarbeitet. Abbildung 6 zeigt exemplarisch DSN Doppler-Beobachtungen während der primären GRAIL Missionsphase.

Für GRAIL stellen die S-Band Zweiweg-Messungen die primären Beobachtungen zur Berechnung der Satellitenbahnen dar. Die X-Band Einweg-Messungen werden zur Validierung herangezogen, spielen jedoch für die Bahnbestimmung eine untergeordnete Rolle. Für die Realdatenauswertung wurde just damit begonnen zusätzliche Module in die bestehende Software-Struktur zu integrieren.

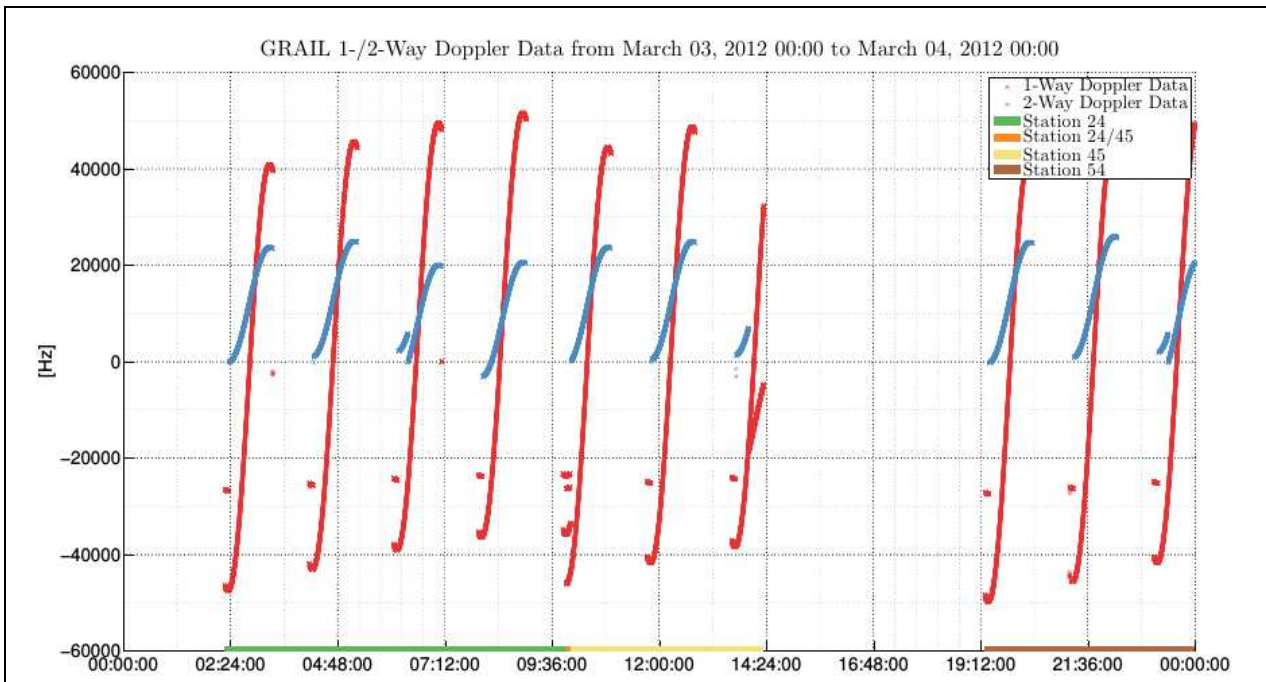


Abbildung 6: DSN Doppler-Beobachtungen zu den GRAIL Satelliten am 3. März 2012. Dargestellt sind X-Band Einweg-Messungen und S-Band Zweiweg-Messungen. Die aufzeichnenden Bodenstationen des DSN sind farblich auf der horizontalen Achse gekennzeichnet (DSN Stationen sind nahe Canberra in Australien, Madrid in Spanien und Goldstone in den USA angesiedelt).

Zieländerungen
Keine
Änderung des Inhalts der Arbeitspakets-Beschreibung:
Keine
Änderungen an der Methode:
Keine
Änderungen der Meilensteine, Ergebnisse und Deliverables:
Keine

AP Nr.	2	Titel des AP: POD from radio science data: simulations, real data tests	
Start:	12/2014	Ende:	07/2016

Beschreibung der im Berichtszeitraum durchgeführten Arbeiten

WP 2 ist sehr eng mit WP 1 und WP 3 verknüpft. Die Entwicklung einer eigenen (auf Fortran2003 basierenden) Software für die Bahnbestimmung ist auf einem sehr guten Weg. Die modulare Software-Planung und Software-Realisierung erlaubt eine dynamische Einsatzweise. Für die dynamische Bahnbestimmung wurden mehrere numerische Integratoren intensiv getestet, vor allem hinsichtlich ihrer Stabilität bei Eintritt in bzw. Austritt aus dem Schatten eines planetaren Körpers (Licht-Schatten Durchgänge erzeugen Unstetigkeiten).

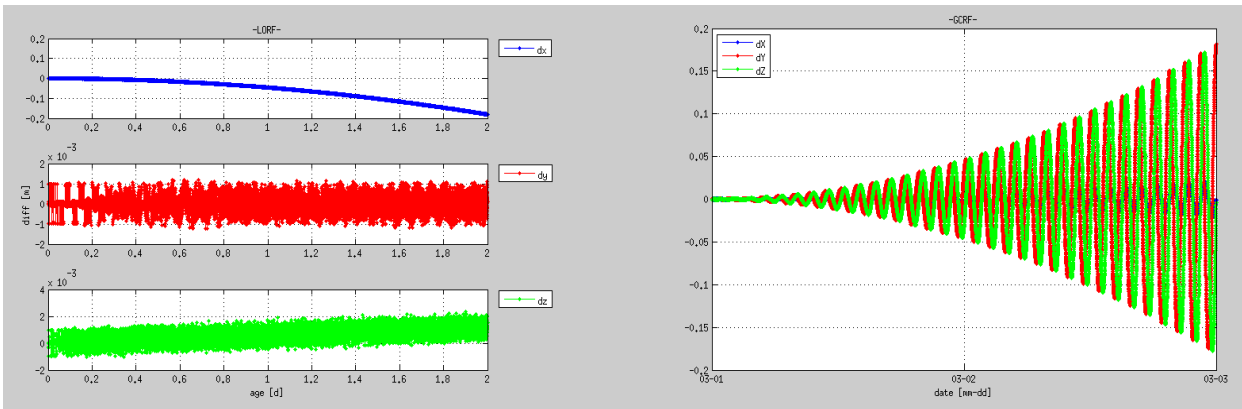


Abbildung 7: Differenzen zwischen Satellitenbahnen basierend auf der innerhalb des Projektes GRAZIL entwickelten Software und der NASA Software Geodyn II. Links: Darstellung der Bahndifferenzen im Bahnsystem; rechts: Darstellung der Bahndifferenzen im erdfesten System. Zur Bahnintegration wurde das Einschrittverfahren DDERKF verwendet.

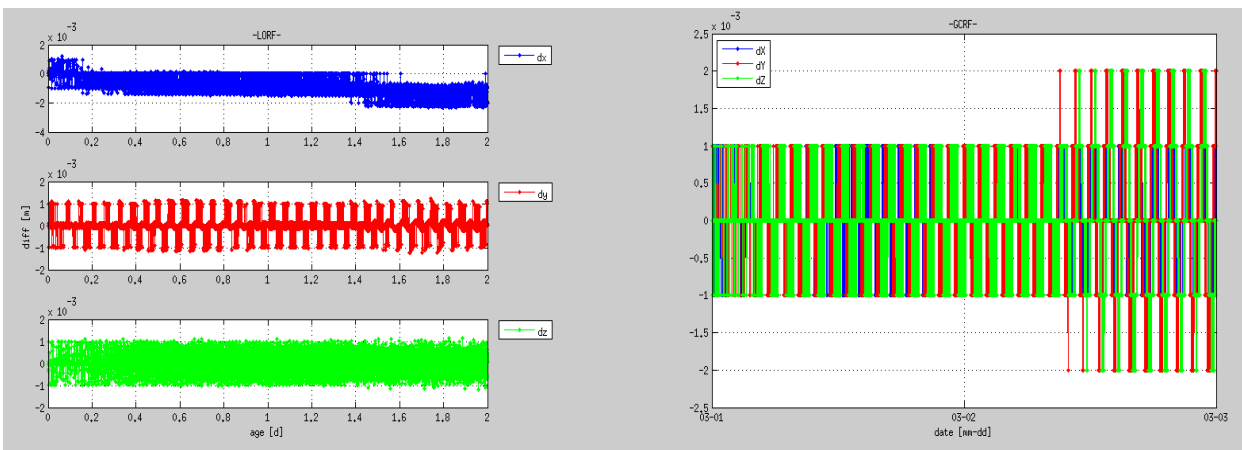


Abbildung 8: Differenzen zwischen Satellitenbahnen basierend auf der innerhalb des Projektes GRAZIL entwickelten Software und der NASA Software Geodyn II. Links: Darstellung der Bahndifferenzen im Bahnsystem; rechts: Darstellung der Bahndifferenzen im erdfesten System. Zur Bahnintegration wurde das Mehrschrittverfahren DDEABM verwendet. Im Vergleich zu Abb. 7 fallen die Differenzen weitaus kleiner aus.

Die Performance der innerhalb des Projektes realisierten POD Software wird (soweit möglich) kontinuierlich gegenüber den Ergebnissen des NASA-Programmpakets GEODYN II getestet. Innerhalb dieser Tests werden sämtliche gravitativen Störbeschleunigungen sowie der direkte Strahlungsdruck der Sonne modelliert. Es hat sich gezeigt, dass im Vergleich zu alternativen Techniken Mehrschrittverfahren mit adaptiver Schrittweitensteuerung, z.B. DDEABM, deutlich besser zur Integration der komplexen Kraftfunktion geeignet sind. Das gilt insbesondere bei Berücksichtigung des direkten Strahlungsdrucks der Sonne. Weiter sind Mehrschrittverfahren, derzeit implementiert sind DDEABM und GJ8, im Hinblick auf die rechentechnische Performance den Einschrittverfahren vorzuziehen. Ein Vergleich zwischen Einschrittverfahren und Mehrschrittverfahren ist den Abb. 7 und 8 zu entnehmen.

Zum gegenwärtigen Zeitpunkt finden umfangreiche POD Tests mit SLR Realdaten statt. Der Vorteil von SLR Daten gegenüber Doppler-Daten liegt einerseits in der Eindeutigkeit der Messung und andererseits in der hohen Wiederholgenauigkeit der Einzelmessung. Demzufolge bietet SLR eine hervorragende Möglichkeit zur Validierung der bestimmten Satellitenbahnen. Um die Implementierung der dynamischen Bahnbestimmung zu testen wurde der geodätische Satellit LAGEOS 1 gewählt. Abbildung 9 zeigt die Residuen der SLR Messungen zum dynamisch bestimmten Orbit. Der RMS der Residuen liegt bei 1.35 cm, und damit weit unter dem Genauigkeitsniveau der GRAIL Orbits. Diese Ergebnisse zeigen die Performance der implementierten Software hinsichtlich der Kräftenmodellierung, der numerischen Prozessierung und der dynamischen Parametrisierung. Mit den vorliegenden Errungenschaften ist das Rüstzeug vorhanden im nächsten Schritt die Schätzung der GRAIL Satellitenbahnen basierend auf Doppler-Beobachtungen anzugehen (siehe hierzu auch die Beschreibung der Arbeiten für WP 1); hierauf wird im weiteren Projektverlauf der Hauptfokus der WP 2 Arbeiten liegen. Es sollte nicht unerwähnt bleiben, dass ein Teil der in WP 2 umgesetzten Algorithmen auch in WP 3 Eingang findet.

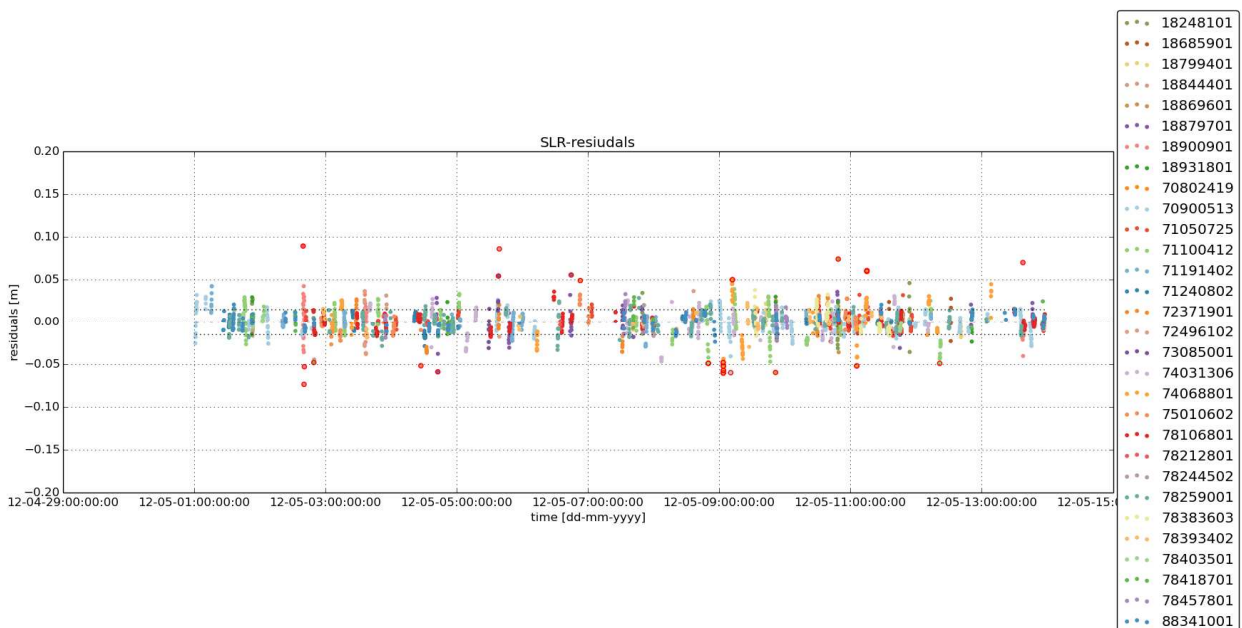


Abbildung 9: SLR Residuen zu LAGEOS 1. Die Residuen geben Auskunft über die Güte der Satellitenbahn. Die beobachtenden SLR Stationen sind farblich gekennzeichnet (in der Legende sind die Kennungen der Stationen aufgeführt).

Zieländerungen
Keine
Änderung des Inhalts der Arbeitspakets-Beschreibung:
Keine
Änderungen an der Methode:
Keine
Änderungen der Meilensteine, Ergebnisse und Deliverables:
Keine

AP Nr.	3	Titel des AP: Gravity field from POD and KBR	
Start:	06/2015	Ende:	07/2016

Beschreibung der im Berichtszeitraum durchgeführten Arbeiten

Die GROOPS Software für die Schwerefeldbestimmung (aus Orbit- und/oder Ka-Band Ranging (KBR) Daten) wurde erfolgreich um die Komponenten für GRAIL erweitert. Die in Abb. 3 dargestellten Ergebnisse sind hierfür selbst redend: im Rahmen der bisherigen Projektlaufzeit konnte die Genauigkeit der GrazLGM Mondscherfelder um drei Größenordnungen gesteigert werden!

Bisher wurden verschiedene Testläufe zur Bestimmung eines lunaren Schwerefeldmodells basierend auf GRAIL Realdaten der Primärmission (1.3.-29.5. 2012) durchgeführt. Ausgangspunkt bei Projektstart war das Mondscherfeld GrazLGM200a (Abb. 3, grün). Erste Verbesserungen konnten durch die Verwendung überarbeiteter NASA Datenprodukte (Orbit, KBR) sowie durch die Schätzung eines Time-Bias erzielt werden. In beiden Fällen wird ein Zeitfehler (> 1s) zwischen Orbit und KBR-Daten korrigiert. Abbildung 10 zeigt den Verlauf des Time-Bias unter der Verwendung der aktuellen Datenprodukte (Release 4).

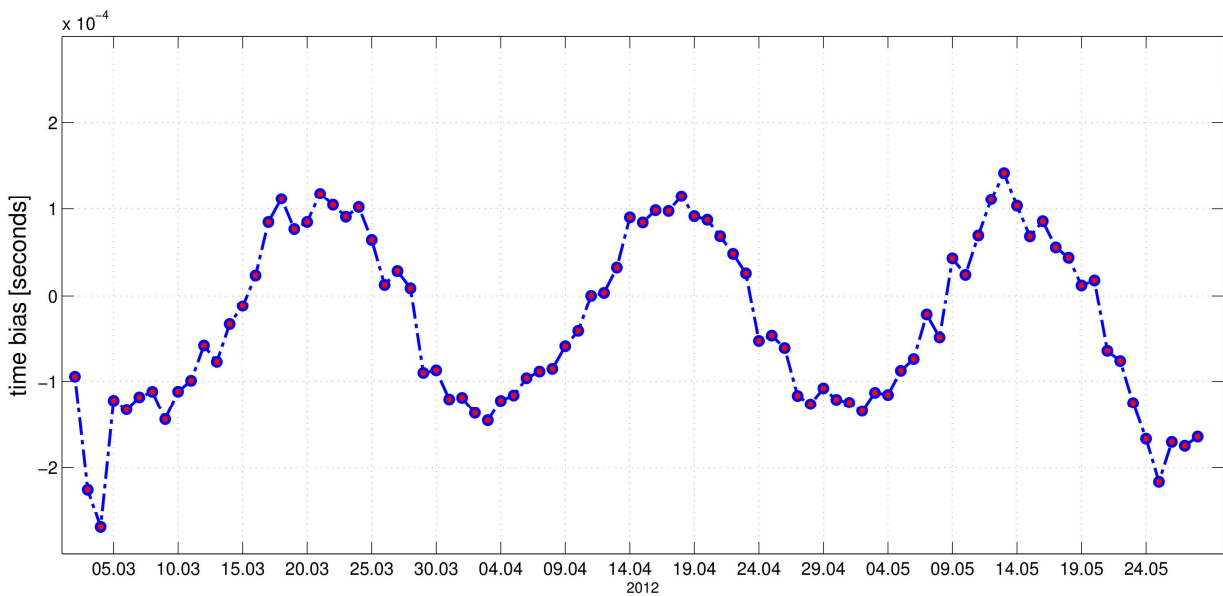


Abbildung 10: Geschätzter Time-Bias während des Zeitraums der GRAIL Primärmission (01. März – 29. Mai 2012) basierend auf Release 4 Datenprodukten (Orbit, KBR).

Das erste Nachfolgemodell (GrazLGM300a, blaue Kurve in Abb. 3) berücksichtigt neben den oben erwähnten Neuerungen auch den Einfluss von nicht-gravitativen Kräften, die auf die Satelliten wirken (siehe WP 1 Beschreibung), sowie relativistische Störbeschleunigungen (Schwarzschild). Zusätzlich wurden empirische Beschleunigungen (1/Umlauf) für alle drei Raumrichtungen geschätzt.

Für das darauf folgende Modell (GrazLGM300b, rote Kurve in Abb. 3) wurde zum ersten Mal der Versuch unternommen Kovarianz-Information einzuführen. Dadurch verringern sich vor allem die Fehler im kurzwelligen Spektrum.

Weitere Tests und Verfeinerungen in der Implementierung folgten. Der bis dato letzte Testlauf lieferte ein Schwerefeldmodell bis Grad und Ordnung 450; dies entspricht einer räumlichen Auflösung von ungefähr 12 km an der Mondoberfläche. Qualitativ ist dieses zuletzt bestimmte Modell etwas schlechter als die GrazLGM300b Lösung. Dies ist dem Umstand geschuldet, dass aufgrund der erhöhten Rechenzeit (bei Grad und Ordnung 450) noch keine iterative Parameterschätzung erfolgte (sondern der Rechenprozess nur einmalig ausgeführt wurde). Außerdem soll darauf hingewiesen werden, dass bei sämtlichen GrazLGM Modellen keinerlei Regularisierung stattfindet – im Gegensatz dazu ist beim NASA-GSFC Modell GRGM660PRIM ab Grad 330 ein „Kaula-Constraint“ eingeführt. Neben den Schwerefeldkoeffizienten selbst stehen für die innerhalb des Projektes GRAZIL berechneten Lösungen zusätzlich die vollen Varianz-Kovarianz Matrizen der geschätzten Parameter zur Verfügung.

Hinsichtlich High Performance Computing (HPC) erfolgte die Schwerefeld-Prozessierung zunächst extern am „MareNostrum“, einem Supercomputer der Universitat Politècnica de Catalunya in Barcelona. Mittlerweile steht dem IWF hausintern eine leistungsstarke HPC Architektur zur Verfügung (1280 Kerne, 2 TB Arbeitsspeicher), die nunmehr für das Projekt GRAZIL zum Einsatz kommt. Mit steigender spektraler Schwerefeld-Auflösung steigt die Anzahl der zu schätzenden Parameter quadratisch an. Der benötigte Arbeitsspeicher (für die Normalgleichungsmatrix) wächst indessen weitaus stärker (siehe Abb. 11). Ein Arbeitsspeicherbedarf im TB-Bereich macht die Umsetzung der GRAZIL Algorithmen in einer geeigneten HPC Umgebung unumgänglich.

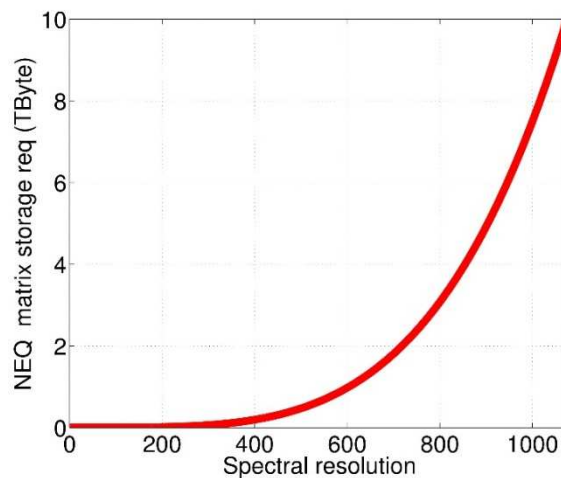


Abbildung 11: Zusammenhang zwischen spektraler Schwerefeld-Auflösung und notwendigem Arbeitsspeicherbedarf (für die Normalgleichungsmatrix).

Eine abschließende Betrachtung des Modells GrazLGM300b in Form von Schwerefeldanomalien zeigt Abb. 12 (oben) – bzw. Abb. 12 (unten) die Differenzen zum NASA-JPL Modell GL660B. Die verschiedenen Strukturen der Mondoberfläche (Krater, Mascons, etc.) sind klar zu erkennen, und auch die Unterschiede zwischen der erd zugewandten und erd abgewandten Seite des Mondes hervorgerufen durch die 1:1 Spin-Bahn Kopplung des Erde-Mond Systems.

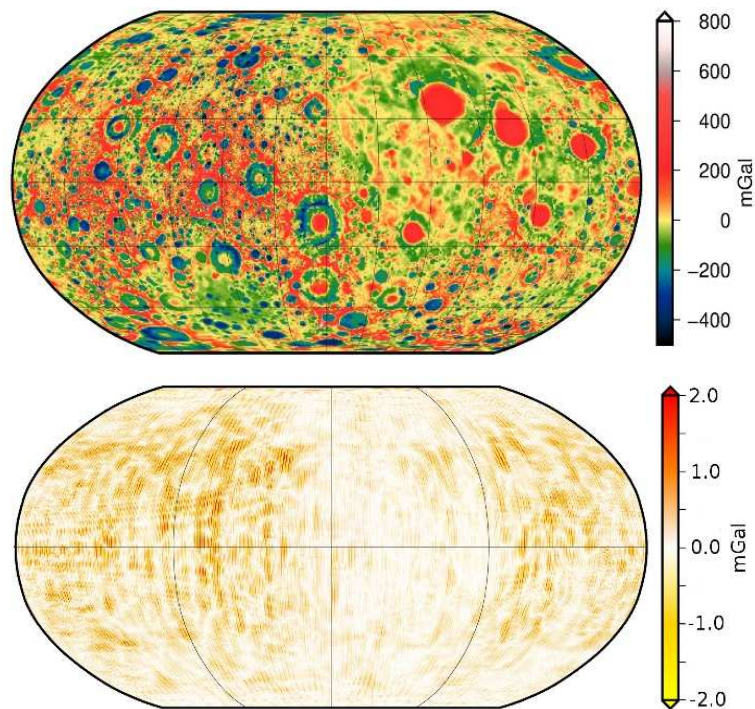


Abbildung 12: Schwerefeldanomalien basierend auf dem Modell GrazLGM300b (oben) und Differenzen zum NASA Modell GL660B (unten). In beiden Figuren ist im linken Bereich die der Erde abgewandte Seite und im rechten Bereich die erdzugewandte Seite des Mondes dargestellt.

Zusammenfassend kann als Resümee gesagt werden, dass im Rahmen der bisherigen Projektlaufzeit die Genauigkeit der GrazLGM Mondschwerefelder um drei Größenordnungen gesteigert werden konnte, und (wie aus Abb. 12 (unten) erkennbar) die Differenzen zwischen den aktuellen GrazLGM Lösungen und den NASA Modellen sich nur mehr im Bereich von ± 2 mGal bewegen.

Zieländerungen

Keine

Änderung des Inhalts der Arbeitspakets-Beschreibung:

Keine

Änderungen an der Methode:

Keine

Änderungen der Meilensteine, Ergebnisse und Deliverables:

Keine

AP Nr.	4	Titel des AP:	Processing of real data & Validation	
Start:	06/2016	Ende:	11/2016	
Beschreibung der im Berichtszeitraum durchgeführten Arbeiten				
Entsprechend der anfänglichen und nach wie vor gültigen Zeitplanung wurde WP 4 noch nicht begonnen.				
Zieländerungen				
Keine				
Änderung des Inhalts der Arbeitspakets-Beschreibung:				
Keine				
Änderungen an der Methode:				
Keine				
Änderungen der Meilensteine, Ergebnisse und Deliverables:				
Keine				

2.3 Probleme im Projekt

Keine.

2.4 Liste der durchgeführten Meetings und Test- Kampagnen

- Kick-off Meeting: 25.09.2015 (ganztägig) am IWF
- Regelmäßige themen-spezifische Treffen (mit je nach Thematik mehr oder weniger Projektbeteiligten) am IWF oder der TU Graz
- Wiederholte gegenseitige Besuche zur Feinabstimmung und Klärung individueller Fragestellungen

2.5 Geplante Aktivitäten im nächsten Zeitraum (Liste, kurz)

- Regelmäßige themen-spezifische Treffen (mit je nach Thematik mehr oder weniger Projektbeteiligten) am IWF oder der TU Graz
- Wiederholte gegenseitige Besuche zur Feinabstimmung und Klärung individueller Fragestellungen
- Final Review Meeting bei Projektende

2.6 Kontrakt Angelegenheiten

Keine Änderungen.

3. Projektteam und Kooperation

Keine Änderungen hinsichtlich der Arbeitsaufteilung zwischen den Projektpartnern, der Finanzstruktur und der Zielsetzung des Projekts.

Projektteam-Änderungen IWF:

- Frau Andrea Maier (kein Schlüsselpersonal) hat im November 2014 das IWF verlassen; die ihr ursprünglich zugeschriebenen aber noch nicht absolvierten Arbeiten (und Stunden) wurden Herrn Sandro Krauss übertragen.

Projektteam-Änderungen TU Graz:

- keine

4. nur Endbericht: Wirtschaftliche und wissenschaftliche Verwertung

Trifft nicht zu.

5. Erläuterungen zu Kosten & Finanzierung

Siehe Excel-Tabellen.

Abweichungen vom Kostenplan:

- Frau Andrea Maier hat im November 2014 das IWF verlassen; die ihr ursprünglich zugeschriebenen aber noch nicht absolvierten Arbeiten (und Stunden) wurden Herrn Sandro Krauss übertragen.
- Aufgrund einer Fehlinterpretation des Kostenleitfadens wurde davon abgesehen, Stunden für WP 0 (Projektmanagement) geltend zu machen. Dies soll jedoch nicht den Eindruck erwecken, dass kein Management betrieben wurde. Tatsächlich wurden die für WP 0 definierten Arbeiten in „Eigenleistung“ erbracht zu Lasten des institutseigenen Budgets. Der Management-Aufwand pro WP lässt sich für den Berichtszeitraum wie folgt abschätzen:
 - o WP 1: 30 Stunden
 - o WP 2: 20 Stunden
 - o WP 3: 10 Stunden
 - o WP 4: 0 Stunden (WP noch nicht begonnen)

Nach einem klärenden Telefonat mit Herrn Hofer wurde die Vereinbarung getroffen für die Restdauer des Projektes den Aufwand für das Management auf WP 0 zu kontieren.

- Abweichend von der ursprünglichen Kostenplanung wurde es als sinnvoller erachtet die Reisen von Harald Wirnsberger zur Geodätischen Woche und zur EGU zugunsten einer Reise zum International Astronautical Congress (IAC) zu ändern; diese Reise wurde aufgrund der thematischen Nähe WP 2 zugeordnet. Grund für die Änderung der Reiseplanung ist jener, dass
 - o aufgrund des verlegten Projektstarts (September 2014) der Projektbeginn zu nahe an der Tagung „Geodätischen Woche“ (Oktober 2014) lag als dass dort bereits erste Projektergebnisse hätten präsentiert werden können,
 - o bei der EGU nicht die fachrelevanten Communities präsent waren (ganz im Gegensatz zur IAC). Dies war bei Projektbeantragung nicht abzusehen, da zu jenem Zeitpunkt Information über die Konferenz-Schwerpunkte (Planung der Konferenz-Sessions) noch nicht vorlag.

Derzeit sind keine weiteren Änderungen des Kostenplans zu erwarten.

6. Projektspezifische Sonderbedingungen und Auflagen

Keine.

7. Meldungspflichtige Ereignisse

IWF (siehe auch Kapitel 3):

Frau Andrea Maier (kein Schlüsselpersonal) hat im November 2014 das IWF verlassen; die ihr ursprünglich zugeschriebenen aber noch nicht absolvierten Arbeiten (und Stunden) wurden Herrn Sandro Krauss übertragen.

TU Graz:

Im Jänner 2015 wurde bei den Geodätischen Instituten der TU Graz eine interne Strukturveränderung vorgenommen. Das Institut für Theoretische Geodäsie und Satellitengeodäsie wurde gemeinsam mit drei weiteren Instituten zum Institut für Geodäsie zusammengefasst. Das ehemalige Institut für Theoretische Geodäsie und Satellitengeodäsie wird nun als Arbeitsgruppe für Theoretische Geodäsie und Satellitengeodäsie des Instituts für Geodäsie weitergeführt. Im Zuge dieser Umstrukturierung wurden keine personellen Veränderungen vorgenommen. Arbeitsgruppenleiter ist weiterhin Prof. Torsten Mayer-Gürr.