

ENTWICKLUNG, INTEGRATION UND TEST DER GRACE FOLLOW-ON SATELLITEN

P. Gath

Airbus DS GmbH, Claude-Dornier-Strasse, 88039 Friedrichshafen, Deutschland

Zusammenfassung

Für die GRACE Follow-On Mission (Gravity Recovery and Climate Experiment) laufen derzeit die Integrations- und Testaktivitäten bei Airbus Defence and Space in Immenstaad. Als Nachfolger der seit 2002 im Orbit befindlichen GRACE Satelliten wird diese Mission die Fortführung der regelmäßigen Gravitationsfeldbestimmungen der Erde auf monatlicher Basis fortsetzen. Die GRACE Ergebnisse haben bereits jetzt wertvolle Erkenntnisse im Bereich der Klimaforschung und Beobachtung von Grundwasservorkommen erbracht. Diese Beobachtungen sollen mit GRACE Follow-On fortgesetzt und weiter verbessert werden. In Vorbereitung für zukünftige Missionen wird neben der bisherigen GRACE Instrumentierung auch ein Laser Ranging Instrument als Technologiedemonstrator mitfliegen.

1. EINFÜHRUNG

Im März 2002 wurden die beiden GRACE Satelliten gestartet und liefern seitdem monatlich ein Gravitationsfeld der Erde (siehe z.B. Ref. [1]-[3]). Die ursprünglich geplante Missionsdauer der GRACE Satelliten ist mittlerweile weit überschritten und die Hardware nähert sich dem Ende der Lebensdauer. Dies führt bereits jetzt dazu, dass der Missionsbetrieb nur noch eingeschränkt möglich ist. Die GRACE Follow-On Mission soll ab 2017 die Kontinuität dieser Daten mindestens über weitere 5 Jahre sicherstellen (siehe z.B. Ref. [4]).

2. ENTWICKLUNG

Frühe industrielle Vorstudien zur GRACE Follow-On Mission sind bereits in 2010 angelaufen, bevor im Auftrag von JPL im Jahr 2011 eine System Engineering Study durchgeführt wurde. Diese Studie lieferte die Grundlage für das Mission Confirmation Review am 28. Oktober 2011. Die Phase A des Projektablaufes begann Anfang 2012 und wurde im Juli 2012 mit dem Mission Design Review abgeschlossen, worauf sich unmittelbar die Phase B abgeschlossen hat.

Das System Preliminary Design Review (PDR) fand Ende Januar 2014 statt, System Critical Design Review (CDR) Anfang Februar 2015, und das System Integration Review (SIR) im Juli 2015. Derzeit bereitet sich das Team auf das anstehende Umwelttestprogramm bei der IABG in München vor, nach dessen Abschluss dann die Startkampagne beginnt.

2.1. Nachbau mit moderner Avionik

Der Grundgedanke bei der GRACE Follow-On Mission ist ein Nachbau der ursprünglichen GRACE Satelliten. Dabei soll sowohl die äußere Form als auch die „Seismik“ der Satelliten erhalten bleiben. Da sich am Boden die „Seismik“ nicht mit vertretbarem Aufwand nachweisen lässt, wird dieser Teil durch die Verwendung gleicher Bauprinzipien, Baumaterialien und gleicher

Fertigungsprozesse sichergestellt. Wo immer möglich wurde auf die gleichen Firmen und das gleiche Personal zurückgegriffen. Abweichungen ergeben sich naturgemäß in der gesamten Avionik. Hier wurde auf die Avionik der europäischen SWARM Mission zurückgegriffen, die dem aktuellen Stand der Technik entspricht und vollständig aus bereits qualifizierter Hardware besteht. Dadurch konnte auch die Zahl der benötigten Reviews auf Unitlevel reduziert werden. Üblicherweise wurden keine PDR's und CDR's durchgeführt, sondern lediglich sog. Inheritance Reviews die mit einem Equipment Qualification and Status Review (EQSR) vergleichbar sind.

Zur Risikominimierung wurde bei der Auswahl sämtlicher Komponenten, Prozesse und Materialien größter Wert auf ein hohes Technology Readiness Level (TRL) gelegt. Bis auf wenige Ausnahmen werden nur Elemente eingebaut die voll qualifiziert und bereits geflogen sind. Ausnahmen wurden nur an Stellen akzeptiert, bei denen aufgrund von Obsoleszenz auf neue Bauteile oder auch auf neue Units zurückgegriffen werden musste. Hier wurde dann entweder ein Standard-Entwicklungsprogramm durchgeführt, oder eine entsprechende Delta-Qualifikation (z.B. bei neuen Klebprozessen).

2.2. Verbesserungen

Trotz der Nachbausituation werden bei GRACE Follow-On einige Verbesserungen eingeführt, die aus der Flugerfahrung der GRACE Mission hergeleitet sind. Unter anderem wurde der Beschleunigungsmesser (ACC) verbessert (siehe Ref. [5]). Hauptänderung ist dabei die Anwendung der für die GOCE Mission verwendeten Designprinzipien, u.a. die Verschiebung der A/D Wandlung direkt in den eigentlichen Messkopf zur Minimierung von ESD Störungen. Die dazugehörige Instrument Control Unit wird damit im Wesentlichen zu einer Stromversorgungseinheit.

Ferner wurden in den Daten der GRACE Mission viele Spikes und „Twangs“ gefunden, siehe z.B. Ref. [6]. Diese scheinen sowohl durch die Heizersteuerung an Bord, als auch durch die spezifische Ansteuerung der

Magnetorquer sowie durch Umgebungsbedingungen (Ein- und Austreten des Satelliten aus der Ekliipse) verursacht zu werden. Um diese Effekte bei GRACE Follow-On zu verhindern bzw. zu minimieren wurden folgende Massnahmen getroffen:

Einführen einer linearen Heizernsteuerung: sämtliche Heizkreise an Bord werden mit linearen PI-Reglern kontinuierlich angesteuert (siehe BILD 1). Der Heizstrom wird dabei typischerweise in Schritten von maximal 8.5 mA kontrolliert (für 20 W Heizkreise).

Ersetzen der Nadir-Radiatorfolie durch CFK-Sandwichpanelradiatoren: dies soll eine Bewegung der Radiatoren beim Ein- und Austreten in Ekliipse-Phasen minimieren. Bei der ursprünglichen GRACE Mission wurde hier eine mit Drähten verspannte Folie eingesetzt (siehe BILD 2).

Lineare Ansteuerung der Magnetorquer: die Ansteuerung der Magnetorquer erfolgt linear mit den gleichen Algorithmen die bereits erfolgreich in der SWARM Magnetfeldmission eingesetzt wird. Dadurch werden Spikes aufgrund magnetischer Störungen minimiert.

Dritter Sternkamerakopf und verbesserte Montage: Um längere Unterbrechungen in der Lagemessung durch Sonnenblendung zu vermeiden wurde bei GRACE Follow-On ein dritter, zenitorientierter Sternkamerakopf verbaut. Alle drei Sternkameras sind auf einem hochstabilen SiC Körper montiert und mit einer hochstabilen CFK-Sandwichstruktur verbunden welche den Beschleunigungsmesser trägt. Damit wird eine verbesserte Lagemessung zum ACC ermöglicht. Ferner wurde die Geometrie der Baffles optimiert um Streulichte effekte in den Kameras zu minimieren.

Einbau eines Lagekreisels: ein besserer Lagekreisel (Astrix-120) wurde verwendet. Dieser ist mit 4 Achsen vollredundant und stellt verbesserte Drehrateninformationen zur Verfügung. Die Auswahl fiel auf eine Faserkreisel, da alternative Ring-Laser Gyroskope an Bord zu Mikrovibrationen führen.

Größere Batterie: um ausreichende Designreserven bis zum geplanten Missionsende der GRACE Follow-On Mission zur Verfügung zu stellen wurde eine aktuelle Lithium-Ionenbatterie mit 72 Ah Kapazität verwendet.

Detailverbesserungen am MGSE: Das Mechanical Ground Support Equipment wurde weitgehend wie bei GRACE gefertigt. Da das alte Equipment nach über 10 Jahren nicht mehr zur Verfügung stand, war eine Neufertigung notwendig. Dabei wurden in Details Verbesserungen eingeführt sowie Anpassungen aufgrund aktualisierter Sicherheitsvorschriften durchgeführt.



BILD 1. Beispiel eines linearen Heizerkreises mit Heizmatte (links) und Heizregler (Heater Control Element HCE, rechts)

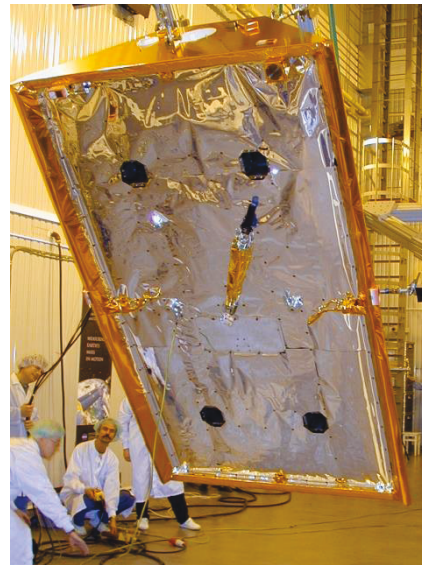


BILD 2. Nadir Radiatorfolie bei GRACE

2.3. Technologieerprobung

Zusätzlich zur bisherigen GRACE Instrumentierung, die aus einem Accelerometer (ACC), einem Mikrowellen-Ranginginstrument (MWI), und einem Laser Retroreflektor (LRR) besteht, wird als Technologiedemonstrator das Laser Ranging Instrument (LRI) mitfliegen. Mit Hilfe des LRI wird die Genauigkeit der Abstandsbestimmung zwischen den beiden Satelliten um den Faktor 20 verbessert. Frühe Studien dazu wurden bereits vor 2006 erstellt (siehe z.B. Ref. [7], [8]). Die verwendeten Technologien beim LRI sind in einigen Elementen wie z.B. bei der Lasercavity zur Laserfrequenzstabilisierung, beim Phasemeter, sowie bei den Photodetektoren und Teilen des optischen Aufbaus vergleichbar mit den Anforderungen der LISA Mission (siehe z.B. Ref. [9], [10]).

Für die Integration dieses zusätzlichen Instrumentes musste die Packdichte des Satelliten wesentlich vergrößert werden. Außerdem mussten die dazugehörigen Sende- und Empfangslaserstrahlen durch den Satelliten verlegt werden, was Detailänderungen im Panel design, den Halterungen der Kaltgastanks, sowie im Lastpfad des Launcher-Interfaces nach sich gezogen hat.

Bedingt durch die hohe Packdichte der Equipments waren dazu sehr intensive Diskussionen im Verlauf der Instrumententwinklun notwendig. In der späteren Integration musste an vielen Stellen mit sehr engen Clearances gekämpft werden.

2.4. Nebeneffekte der Änderungen

Die durchgeführten Änderungen und insbesondere die Hinzunahme eines zusätzlichen Instrumentes bei gleichbleibendem Bauvolumen haben zu einem Massenanstieg von 475 kg auf 655 kg zur Folge. Da für die ursprünglichen GRACE Satelliten bereits ein sehr ausgereiftes und bewährtes aerodynamisches Modell existiert, wurde beim Design von GRACE Follow-On höchster Wert auf die Beibehaltung der äußeren Satellitenform gelegt. Dies hat eine deutlich höhere Integrationsdichte zur Folge.

Die höhere Gesamtmasse hat auch Änderungen an den Massentrimmechanismen nach sich gezogen. Einerseits wurde die Geometrie der verschiebbaren Trimmassen von jeweils 4.75 kg auf 5.0 kg angepasst. Andererseits wurde entlang der Flugrichtung der Verschiebebereich um etwa 30% erweitert. Trotz dieser Änderungen wurde das ursprüngliche Design des Mechanismus sowie des Antriebsmotors beibehalten.

Der insgesamt höhere Stromverbrauch an Bord durch die zusätzliche Instrumentierung wird durch die Verwendung aktueller GaAs Solarzellen kompensiert. Bei GRACE kamen noch Siliziumzellen mit deutlich geringerem Wirkungsgrad zum Einsatz. Außerdem wurde eine größere Batterie auf Lithium-Ionenbasis verwendet.

Als Nebeneffekt im Rahmen des Avionik-Upgrades steht außerdem eine höhere Datenübertragungsbandbreite zum Boden zur Verfügung. Während bei GRACE ein 1 Mbps System zum Einsatz kommt stehen jetzt 3 Mbps zur Verfügung. Das System verwendet die gleichen Funkfrequenzen wie das aktuelle GRACE System.

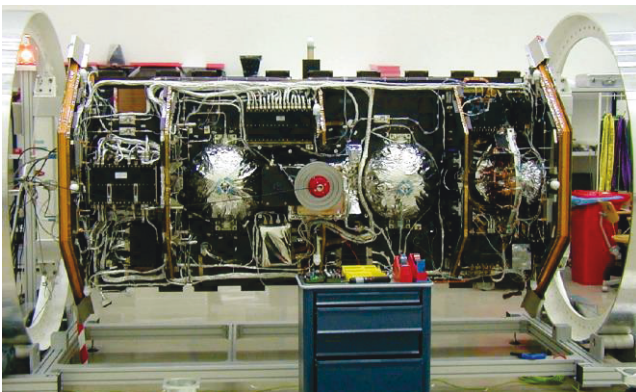


BILD 3. Integrierter GRACE Satellit

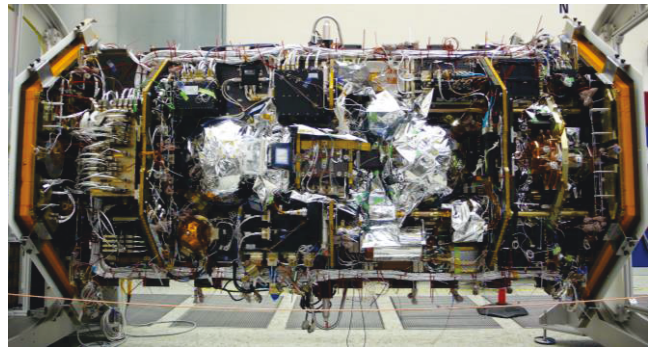


BILD 4. Integrierter GRACE Follow-On Satellit

3. INTEGRATION

Die spezielle Herausforderung bei der Entwicklung der Satelliten war einerseits eine Wahrung der Kontinuität zwischen GRACE und GRACE Follow-On und andererseits die Adaption an aktuelle Flughardwarekomponenten, Berücksichtigung der Lessons-Learned aus GRACE, sowie die Akkomodation des zusätzlichen LRI im bestehenden Design.

Im Rahmen der Fertigung und Integration ist höchster Wert auf eine Beibehaltung und Einhaltung etablierter Prozesse gelegt worden. Wo immer möglich wurden die gleichen Fertigungsprozesse wie bei GRACE verwendet. Es hat sich dabei als Vorteil erwiesen, auf das gleiche Personal wie zu GRACE Zeiten zurückzugreifen, sofern verfügbar. Da die GRACE Mission als Kleinsatellitenmission im Rahmen des „Faster-Better-Cheaper“ Programmes implementiert wurde, sind nicht alle Prozess- und Prozedurabweichungen in die Fertigungsdokumentation zurückgeflossen. Einige dieser Änderungen konnten jedoch im Nachhinein durch Befragung der entsprechenden Personen nachvollzogen und in die aktuelle Fertigungsdokumentation übernommen werden.

Da die gesamte Avionik von der SWARM Mission weitgehend übernommen wurde, wurde hier auf die bei SWARM etablierten Prozesse und Prozeduren zurückgegriffen. Da auch Teamseitig fast alle Teammitglieder aus der SWARM Mission übernommen wurden, war hier ein sehr guter Know-How Transfer gewährleistet.

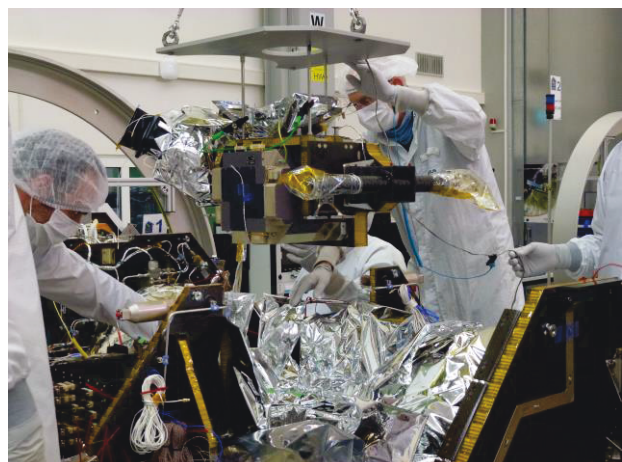


BILD 5. Einbau des Accelerometers mit Sternkameras und LRI Triple Mirror Assembly

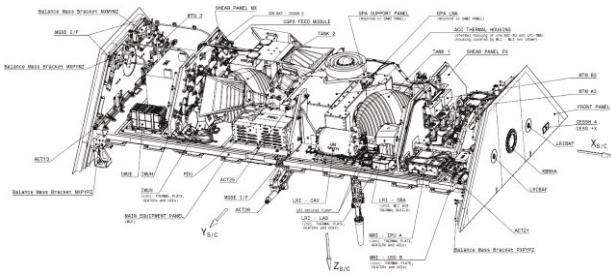


BILD 6. Einblick in einen GRACE Follow-On Satelliten (ohne Solarpanele)

Die Integration der beiden Satelliten selbst hat mit einem Zeitversatz zwischen den beiden Satelliten von 2 Monaten begonnen. Dabei hat sich erwartungsgemäß gezeigt, dass alle Integrationen die erstmals am Flugmodell 1 durchgeführt wurden am zweiten Flugmodell in der Regel schneller durchgeführt werden konnten. Lösungen für einige wenige am ersten Flugmodell aufgetretene Integrationsprobleme konnten damit ohne weitere Zeitverzögerungen auf das zweite Flugmodell übernommen werden.

Sehr hilfreich war die Tatsache, dass für fast alle Elemente die fertigen Spezifikationen ohne weitere Änderungen aus der SWARM Mission übernommen wurden. Dadurch konnte die Beschaffung sehr früh und ohne größere spätere Anpassungen durchgeführt werden. Obwohl fast ausschließlich bereits existierende Hardware nachbestellt wurde, bzw. Off-the-Shelf Hardware nach Datenblatt bestellt wurde, kam es zu durchschnittlichen Lieferverzögerungen von über 5 Monaten bei den ersten Flugeinheiten und von fast 3,5 Monaten bei den Einheiten für das zweite Flugmodell. Nur durch den frühen Start der Beschaffung konnten diese Lieferverzögerungen auf Systemebene weitgehend abgefedert werden, so dass diese nicht zu Verzögerungen im Starttermin geführt haben. Im Einzelfall war dabei eine enge Zusammenarbeit mit den Lieferanten ausschlaggebend für den Erfolg. Je nach Ursache der Zeitverzögerungen wurden eine Umgestaltung der ursprünglich geplanten Lieferreihenfolge und ggf. auch eine Umstellung der Ablaufplanung in den Systemaktivitäten notwendig. In Einzelfällen, insbes. bei kleinen Unternehmen in der Lieferkette, konnten kurzfristige Lieferengpässe oder auch Lieferproblemen z.B. bei EEE-Bauteilen auch durch eine Beistellung der Teile durch Airbus beseitigt werden. Auch eine Zwischenlieferung einzelner Units wurde vereinzelt durchgeführt um zu einem möglichst frühen Zeitpunkt Interfaceprobleme erkennen zu können.

4. TEST

Derzeit werden an den beiden Satelliten die üblichen Systemtests während und nach den Integrationstätigkeiten durchgeführt (sog. Integrated System Tests). In Zusammenarbeit mit dem German Space Operation Center finden auch sog. System Validation Tests statt, in denen über das spätere Operations Center die Satelliten in einer simulierten Umgebung kommandiert werden. Dadurch werden sowohl das operationelle Setup, als auch sämtliche involvierten Datenbanken validiert.

Bereits während der Integrationsphase wurde für beide Satelliten ein lokales Datennetz aufgebaut. Über das dedizierte Electrical Ground Support Equipment (EGSE) können damit die Satelliten sowohl über den regulären Radiolink kommandiert werden (wie im Flug), als auch über die Nabelschnur (Umbilical). Das EGSE ist in ein lokales Datennetz eingebunden welches auch einen Fileserver beinhaltet auf dem sämtliche Testprotokolle abgespeichert werden. Das gesamte System ist über entsprechende Verschlüsselungsgeräte derzeit in das Airbus Firmennetzwerk eingebunden. Dieser Aufbau erlaubt es, beim Umzug zur Umwelttestkampagne sowie zur Startkampagne die gleiche Konfiguration zu verwenden und über eine reguläre DSL/VPN Leitung in das Airbus Firmennetzwerk zu verbinden (dann mit reduzierter Bandbreite). Da das System bereits in der gesamten Integrationsphase auf diese Weise getestet wurde minimiert sich das Risiko möglicher Probleme in den späteren Test- und Startkampagnen auf ein Minimum.

Alle Testsessions werden automatisch protokolliert und die Abläufe weitestgehend automatisiert. Durch die Verwendung einer zentralen Datenbank (Functional Test Manager) kann jederzeit die genaue Konfiguration während jedes Tests nachvollzogen werden und die dazugehörigen Testreports können automatisch generiert werden. Die Verwendung dieser Datenbank erleichtert auch die Übertragung der Abläufe von einem Satellit auf den anderen und wurde aus der Erfahrung bei der SWARM Mission (3 Satelliten) weiterentwickelt.

Das erste Flugmodell befindet sich derzeit in der Vorbereitung für den Transport zu den Umwelttests, die bei der IABG in München stattfinden werden. Der erste Test ist der Thermalvakuumtest. Es handelt sich dabei um den komplexesten Umwelttest, bei dem das gesamte Thermal-Kontrollsystem verifiziert wird und außerdem durch eine Thermal-Balancing-Phase das für die Thermalanalysen verwendete Thermalmodell kalibriert wird. Der Satellit wird dazu über zwei volle Wochen rund um die Uhr in der Thermalvakuumkammer im Dreischichtbetrieb betrieben.

Nach dem Thermaltest folgt der EMC Test, der als Designverifikation nur auf einem Flugmodell durchgeführt wird. Im Anschluss daran wird ein Sinus-Vibrationstest durchgeführt, in dem die mechanische Integrität validiert wird. Nach Abschluss dieses Tests wird auch das zweite Flugmodell nach München transportiert, um zusammen mit dem ersten Flugmodell einen Akustiktest durchzuführen. Nach diesem Test wird am zweiten Flugmodell der Sinus-Vibrationstest durchgeführt, gefolgt von einem Thermalvakuumtest. Beim zweiten Satelliten wird dann die Testinstrumentierung entfernt und mit einer Mass Balancing Kampagne die Umwelttestkampagne für das zweite Flugmodell abgeschlossen. Dieser Satellit wird abschließen auf den Start vorbereitet.

Nach dem Eintreffen des Multi-Satellite Dispensers werden beide Flugmodell zunächst einen Fit-Check mit dem Multi-Satellite-Dispenser durchführen, gefolgt von einem Separation Shock-Test mit dem ersten Flugmodell.

Nachdem schließlich die Testinstrumentierung auch am ersten Flugmodell entfernt wurde, durchläuft auch dieser Satellit noch eine umfangreiche Mass Balancing

Kampagne. Dabei muss sichergestellt werden, dass der Satellitenschwerpunkt bis auf 0,2 mm genau im Zentrum des Accelerometers liegt. Dazu werden mehrere Messungen durchgeführt und fixe Balance Massen an den vordefinierten Positionen eingebaut. Letzte Abweichungen, welche u.a. auch durch Modellierungsungenauigkeiten und 1g-Release nach dem Start zustande kommen, können dann im Orbit durch die installierten Massentrim-Mechanismen im Flug korrigiert werden.

5. LESSONS LEARNT

Obwohl GRACE Follow-On ein Nachbau der GRACE Satelliten darstellt und die Avionik von der erst kürzlich gestarteten SWARM Mission übernommen wurde, mussten zahlreiche Änderungen in Details durchgeführt werden. In der Regel waren diese Änderungen durch Obsoleszenz von Bauteilen oder Materialien verursacht. Teilweise auch durch den Wechsel zu anderen Herstellern da die ursprünglich verwendeten Produkte nicht mehr verfügbar waren. Dies hat an einigen Stellen zu deutlichem Mehraufwand geführt.

Äußerst wertvoll im Hinblick auf die Einhaltung der Zeitpläne war der sehr frühe Start aller Beschaffungen und der hohe Reifegrad der dabei verwendeten Spezifikationen. Bei fast allen Equipments kam es aus unterschiedlichsten Gründen zu deutlichen Lieferverzögerungen, die auf Systemebene nahezu vollständig aufgefangen werden konnten. Entsprechende Zeitpuffer sowie eine hohe Flexibilität bei der Integrations- und Testplanung sind dabei von entscheidender Bedeutung. Hier hat auch die Tatsache unterstützt, dass zwei Satelliten von einem Team integriert werden und Arbeiten sehr flexibel umgeplant werden konnten.

6. AUSBLICK

Der ursprüngliche Zeitplan für die GRACE Follow-On Satelliten konnte bis heute (Beginn der Umwelttestkampagne) eingehalten werden. Durch einen sehr späten Wechsel der Trägerrakete ergibt sich jetzt eine leichte Startverzögerung von ca. 4-5 Monaten aufgrund der Verfügbarkeit der Rakete. Derzeit ist ein Start Ende 2017/Anfang 2018 geplant.

Mit der Mission wird die erfolgreiche GRACE Mission fortgesetzt und auf monatlicher Basis ein vollständiges Gravitationsmodell der Erde erzeugt. Ferner wird der Betrieb des LRI wertvolle Erkenntnisse sowohl für zukünftige Gravitationsfeldmissionen als auch für andere Anwendungsgebiete wie z.B. LISA liefern.

7. DANKSAGUNG

Die in diesem Papier beschriebenen Arbeiten wurden bei der Airbus DS GmbH im Auftrag des Jet Propulsion Laboratory (JPL), California Institute of Technology, USA, ausgeführt. Das Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, managet die GRACE Follow-On Projekt Entwicklung im Auftrag der National Aeronautics and Space Administration (NASA). US Government sponsorship acknowledged.

8. SCHRIFTTUM

- [1] Watkins, M.M., Yuan, D., Bertinger, W., Kruizinga, G., Romans, L., Wu, S., GRACE gravity field results from JPL, American Geophysical Union 2002 fall meeting, San Francisco, CA, USA, 6-10 Dec. 2002, edited, pp. G12B-02, American Geophysical Union Washington DC USA, Transactions, American Geophysical Union
- [2] Sun, W., Satellite in low orbit (CHAMP, GRACE, GOCE) and high precision earth gravity field: the latest progress of satellite gravity geodesy and its great influence on geoscience, *Journal of Geodesy and Geodynamics*, 22(1), 92-100, 2002
- [3] Lampen, M., Zaglauer, A., Sattelmeyer E., Champ and Grace – FlexBus small satellites in space, 23rd International Symposium on Space Technology and Science, Matsue, Japan, 23. May – 02. June 2002, Japan Society for Aeronautical and Space Science
- [4] Flechtner, F., Morton, P., Watkins, M., Webb, F., Status of the GRACE Follow-On Mission, Gravity, Geoid and Height Systems: Proceedings of the IAG Symposium GGHS2012, 9-12 October 2012, Venice, Italy, Springer International Publishing, 1.1.2014
- [5] Christophe, B., Boulanger, D., Foulon, B., Huynh, P.A., Lebat, V., Liorzou, F., Perrot, E., A new generation of ultra-sensitive electrostatic accelerometers for GRACE Follow-on and towards the next generation gravity missions, *Acta Astronautica*, 117, 1-7, 2015
- [6] Flury, J., Bettadpur, S., Tapley, B.D., Precise accelerometry onboard the GRACE gravity field satellite mission, *Advances in Space Research*, 2008, doi:10.1016/j.asr.2008.05.004
- [7] Nerem, R., Bender, P., Loomis, B., Geiple, J., Watkins, M., Folkner, W., Stephens, M., Delker, T., Leitch, J., Pierce, R., Development of an Interferometric Laser Ranging System for a Follow-On Gravity Mission to GRACE, AGU Fall Meeting, San Francisco, CA, USA, 11.-15. Dez. 2006
- [8] Sheard, B.S., Heinzl, G., Danzmann, K., Shaddock, D.A., Klipstein, W.M., Folkner, W.M., Intersatellite laser ranging instrument for the GRACE Follow-On mission, *Journal of Geodesy*, 86(12), 1083-1095, 2012
- [9] Sallusti, M., Gath, P., Weise, D., Berger, M., Schulte, H.R., LISA system design highlights, *Classical and Quantum Gravity*, 26, 2009, 094015
- [10] Gath, P.F., Weise, D., Schulte, H.-R., Johann, U., LISA Mission and System Architectures and Performances, *Journal of Physical Conference Series*, 154, 012013, 2009