

Satellitenmissionen CHAMP, GRACE & GOCE

Christiane Sieber 211167
Steffen Riemer 211107

Inhaltsverzeichnis

1	Vorwort	3
2	CHAMP	5
2.1	Allgemeines und Ziele	5
2.2	Zeitrahen/zeitlicher Ablauf	5
2.3	Der CHAMP – Satellit	5
2.4	Missions-/Orbitparameter	6
2.5	Gravitationsfeldbestimmung mit Champ	8
2.6	Okkultationsmessungen	9
2.7	Beschleunigungsmesser	10
2.7.1	Nichtgravitative Störkräfte	10
2.8	Weitere Nutzlastkomponenten	11
2.8.1	GPS-Empfänger	11
2.8.2	Laserretroreflektor	11
2.8.3	Overhauser- und Fluxgate – Magnetometer	12
2.8.4	Ionendriftmeter	12
2.8.5	Sternenkameras	13
2.9	Das CHAMP Datensystem	13
3	GRACE	14
3.1	Einleitung und Missionsziele	14
3.2	Zeitrahen	15
3.3	Die GRACE-Satelliten	15
3.4	Missions- und Orbitparameter	16
3.5	Gravitationsfeldbestimmung mit GRACE	17
3.6	wissenschaftliche Nutzlastinstrumente	20
3.6.1	Akzelerometer	20
3.6.2	GPS-Receiver	21
3.6.3	Laserretroreflektor	21
3.6.4	Sternenkameras	22
3.6.5	Erd und Sonnensensor	22
4	GOCE	23
4.1	Zeitrahen der Mission	23
4.2	Der GOCE – Satellit	24
4.3	Missionsparameter und Sensoren	24
4.4	Gradiometerkonzepte	26
4.4.1	Induktives Gradiometer	26
4.4.2	Kapazitives Gradiometer	26
4.4.3	Der Gradiometer der GOCE-Mission	26
4.5	Prinzip der Gravitationsfeldbestimmung mit GOCE	28
4.6	Anwendungsgebiete der GOCE - Mission	29
4.6.1	Geodäsie	29
4.6.2	Ozeanographie	31
4.6.3	Geophysik	31
4.6.4	Eisforschung	32
5	Abkürzungen	33
6	Quellen	33

1 Vorwort

Im Folgenden soll euch ein Einblick in die Satellitenmissionen CHAMP, GRACE und GOCE gegeben werden. Diese 3 Satellitenmissionen werden (GOCE) unter anderem zur Bestimmung des Erdschwerefeldes bzw. Erdgravitationsfeld eingesetzt. Daher soll hier noch einmal eine kurze Wiederholung zum Thema Erdschwerefeld erfolgen.

Das **Erdschwerefeld** (auch **Schwerefeld der Erde**) wird verursacht durch:

- die gravitative Anziehung der Erdmasse,
- die aus der Erdrotation resultierende Fliehkraft,
- Unregelmäßigkeiten im Aufbau der Erde,
- kleinere Effekte wie die Gezeiten (Anziehung durch Mond und Sonne).

Das Schwerefeld außerhalb der Erde ist der Kugelform angenähert, da der 1. Effekt die anderen bei weitem überwiegt. Hingegen ist auf der Erdoberfläche die Anziehung am Pol um ca. 1/200 größer als am Äquator – aufgrund der Abplattung der Erde und der am Pol wegfallenden Fliehkraft. Die Erde gibt diesen Kräften größtenteils nach und hat die Form eines Ellipsoids, dessen Abplattung 1/298 (oder 21 km auf 6370 km Erdradius) beträgt. Wäre sie ansonsten gleichmäßig (geschichtet) aufgebaut, wäre dies auch die exakte Form des Meeresspiegels – des Geoids. Doch weist das Schwerefeld globale, regionale und lokale Unregelmäßigkeiten auf, da die Masse sowohl in der Erdkruste (Gebirge, Kontinentalplatten) als auch tiefer (in Erdmantel und Kern) nicht gleichmäßig verteilt ist.

Das Erdschwerefeld hat seinen höchsten Wert an der Erdoberfläche. Im Inneren der Erde nimmt das Schwerefeld mit dem Abstand vom Erdmittelpunkt annähernd linear ab. Am Erdmittelpunkt selbst ist das Schwerefeld Null, es herrscht Schwerelosigkeit.

Aber nicht nur die Geodäten sind besonders an den Daten des Erdschwerefeldes interessiert. Auch die Ozeanographen können durch Kombination der Daten des Erdschwerefeldes und Altimetriedaten wichtige Rückschlüsse über die Wasserbewegungen der Ozeanoberfläche ziehen. Die Geophysiker sehen in den Daten des Erdschwerefeldes einen der wenigen Spiegel in das Erdinnere und die Eisforscher und Klimatologen können diese Daten dazu verwenden, um zu sehen, wie viel Eis schon abgeschmolzen ist bzw. hinzukommt.

Um das Erdschwerefeld zu bestimmen, können Satelliten als eine Art Schwerefeldsensoren benutzt werden in dem die Abweichung der tatsächlichen Satellitenbahn von der theoretischen Ellipsenbahn des Satelliten in einem homogenen Schwerefeld gemessen wird. Es werden also die Bahnstörungen des Satelliten gemessen.

Während der letzten 2 Jahrzehnte wurde eine Reihe von Satellitenmissionen zur hochauflösenden Gravitationsfeldbestimmung (z.B. SLALOM, GRAVSAT, GRM, ARISTOTELES, STEP) vorgeschlagen und untersucht; jedoch wurde keines der in Klammern genannten Missionen realisiert. Zurzeit sind 3 Missionen in der Planungs- bzw. Realisierungsphase.

Am weitesten fortgeschritten ist das deutsche GFZ / DLR – Projekt CHAMP (A **C**hallenging **M**ini – **S**atellite **P**ayload for Geophysical Research and Application), dessen Start am 15. Juli 2000 erfolgte.

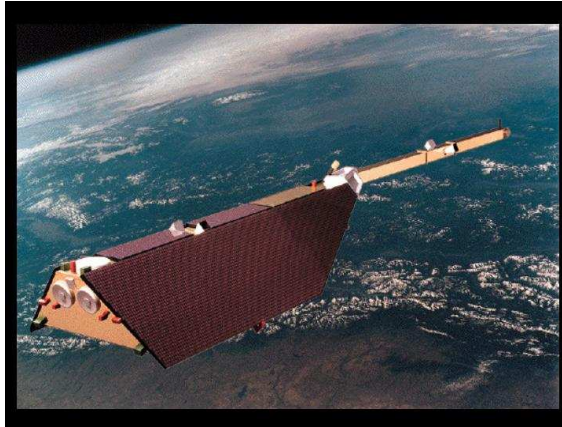


Abb. 1-1 CHAMP

Mit der amerikanischen (unterstützt durch die deutsche Kooperation) Mission GRACE (**G**ravity **R**ecovery and **C**limate **E**xperiment), die im Frühjahr 2002 gestartet ist, ist ein weiteres Satellitenprojekt vorbereitet worden, die das Erdgravitationsfeld im lang- und mittelwelligen Bereich gegenüber CHAMP nochmals beträchtlich verbessert modellieren konnte.

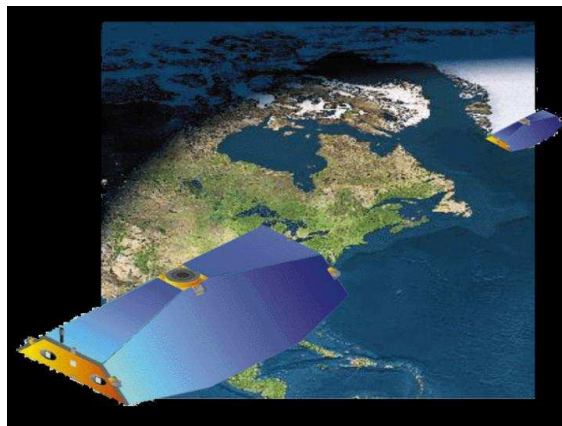


Abb. 1-2 GRACE

Das 3. Satellitenprojekt zur hochauflösenden Gravitationsfeldbestimmung, das in Planung ist, ist die ESA – Mission GOCE (**G**ravity **F**ield and **S**tady – **S**tate **O**cean **C**irculation **E**xplorer), deren Start im Jahr 2007 beabsichtigt ist.

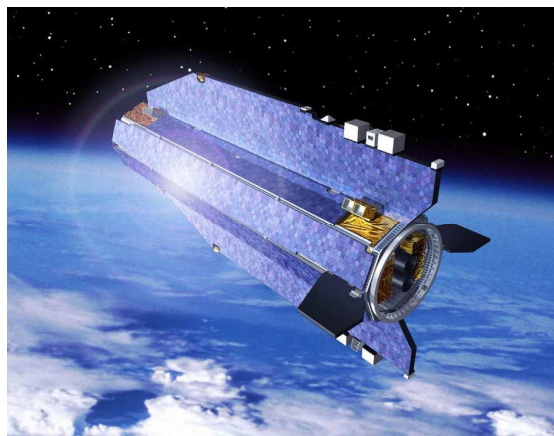


Abb. 1-3 GOCE

2 CHAMP

2.1 Allgemeines und Ziele

Die Kleinsatellitenmission CHAMP, das bedeutet **CH**allenging **Min**isatellite **P**ayload for **Geophysical Research and Application**, ist eine deutsche Satellitenmission für geowissenschaftliche und atmosphärische Forschungen. Die Mission wurde von der damaligen Deutschen Agentur für Raumfahrtangelegenheiten (DARA, heute DLR) ins Leben gerufen und auch größtenteils finanziert. Die wissenschaftliche Leitung liegt beim GeoForschungszentrum Potsdam (GFZ) zusammen mit dem deutschen Institut für Luft- und Raumfahrt. Um die Wirtschaft in Ostdeutschland zu fördern gingen 70 % der Aufträge zur Herstellung und Entwicklung des Satelliten und seiner Instrumente in die Neuen Bundesländer. So war zum Beispiel die Jena - Optronik GmbH (DJO), ein Tochterunternehmen von Europas neuem Raumfahrtkonzern Astrium, für den Bau des Satelliten verantwortlich. Des Weiteren haben sich auch internationale Partner aus USA und Frankreich mit speziellen Geräten an der Mission beteiligt.

Das Ziel der CHAMP – Mission ist es, die Zusammensetzung, Struktur und Dynamik des festen Erdkörpers, der Ozeane, der Atmosphäre und der Hülle, welche die Erde mit ihren geladenen Teilchen und Feldern umgibt, zu bestimmen. Es sollen also vor allem Daten über Prozesse gewonnen werden, die unseren Lebensraum beeinflussen. Solche Prozesse sind unter anderem Änderungen des Gravitationsfeldes und des Magnetfeldes der Erde, sowie Meeresspiegel- und Klimaveränderungen. Daher ist der Satellit mit zahlreichen unterschiedlichen Sensoren ausgestattet, wie unter anderem ein GPS-System, ein Beschleunigungsmesser und ein Magnetometer. So können gleichzeitig Schwerfeld und Magnetfeldmessungen durchgeführt werden.

2.2 Zeitrahmen/zeitlicher Ablauf

Der Start in die Erdumlaufbahn erfolgte am 15. Juli 2000 um 14.00 Uhr (MESZ) vom russischen Kosmodrom in Plesetsk, rund 800 Kilometer nordöstlich von Moskau, mit einer Cosmos-3M-Trägerrakete

2.3 Der CHAMP – Satellit

Der CHAMP – Satellit ist ein robustes, trapezförmiges Gebilde mit einer Länge von etwa 4 m bei eingefahrenem Ausleger und einer Gesamtlänge von 8,333 m bei ausgefahrenem Ausleger. Dieser 4,044 m lange Ausleger trägt das Overhauser Magnetometer, auf welches dadurch weniger magnetische Störeinflüsse, die vom Satellitenkörper ausgehen, einwirken. Dieser Ausleger wurde erst in der Umlaufbahn ausgefahren. Der Satellit besitzt eine Höhe von 75 cm, eine Breite von 1,621 m auf der erdorientierten Seite und eine Breite von 30 cm auf der erdabgewandten Seite (durch trapezförmiges Profil). Der CHAMP – Satellit besteht aus einer Aluminium-Sandwich-Struktur mit fest angebrachten Sonnenkollektoren. Seine Masse beträgt 522 kg, wobei davon etwa nur 30 kg auf die Messinstrumente entfallen.

Der Gesamtenergiebedarf des Satelliten beträgt rund 150 Watt, davon werden etwa 50 Watt für den Betrieb der Messeinrichtungen benötigt. Die restliche Energie braucht man unter anderem für das Heizen temperaturempfindlicher Instrumente, so dass die Temperatur der Plattform auf der diese Instrumente angebracht sind immer um die 20 °C beträgt. Für die Erzeugung der Energie wird eine Sonnenkollektorfläche von 6,9 m² benötigt.

Es werden insgesamt 141 MByte Daten pro Tag vom Satelliten gesammelt. Da die maximale Speicherkapazität des Satelliten nur 125 MByte beträgt, sind daher täglich mehrere Downloads nötig.

Aufgrund der Tatsache, dass die Satellitenunterseite stets zur Erde (Nadir schauend) weisen muss und der Ausleger sich stets in Flugrichtung zeigend befindet, ist eine aktive Lageregelung notwendig. Der Satellit würde sonst aufgrund seiner Trägheitsachsen eine Lage einnehmen, bei der der Ausleger radial nach außen zeigt. Die erforderliche Ausrichtegenauigkeit beträgt $\pm 2^\circ$ bei einer Lagestabilität von $0,1^\circ / \text{s}$. Um diese Genauigkeiten zu gewährleisten besitzt der Satellit zwei Fluxgate – Magnetometer und vier Sternenkameras. Die Lageregelung wird durch 14 Steuerdüsen mit einer Schubkraft von je 20 mN und einer Zünddauer von 0,1 bis 1 Sekunde sowie 3 Magnetspulen erreicht.

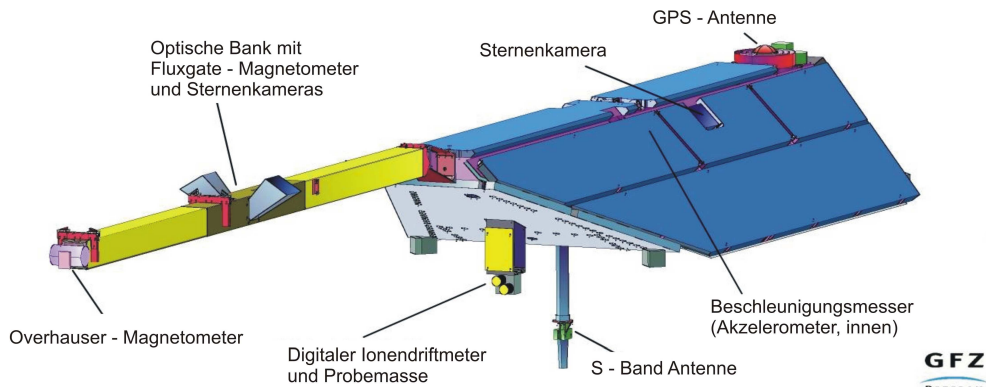


Abb. 2-1 CHAMP (Schema 1)

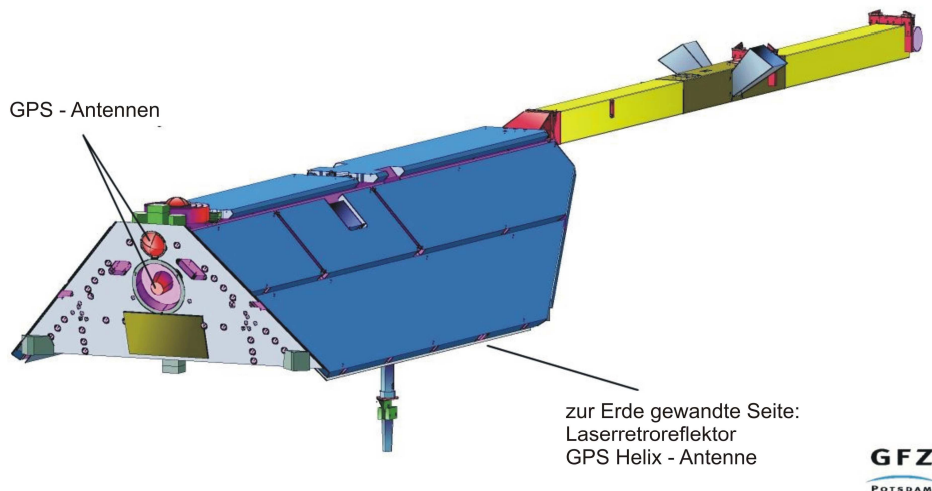


Abb. 2-2 CHAMP (Schema 2)

2.4 Missions-/Orbitparameter

Die Orbitparameter wurden vom GFZ folgendermaßen bekannt gegeben:

Flughöhe (Missionsbeginn) = 454 km
 Flughöhe (Missionsende) = ca. 300 km
 Große Halbachse = 6824,287 km
 Inklination = 87,275 Grad
 Exzentrizität = 0,004
 Umlaufdauer = 93,51 Minuten
 Anzahl der Umläufe pro Tag = 15,4

Die Anfangsflughöhe von 454 km ist nötig um eine Lebensdauer von mindestens 5 Jahren zu garantieren. Aufgrund des Strahlungsdrucks der Sonne und der Atmosphärenreibung sinkt die Flughöhe im Laufe der Mission auf etwa 300 km. Wäre die Anfangsflughöhe niedriger, würde der Satellit aufgrund der Atmosphärenreibung zu stark abgebremst werden und dadurch zu früh auf die Erde stürzen bzw. in deren Atmosphäre verglühen. Eine „lange“ Lebensdauer ist aber wiederum notwendig, um Langzeitvariationen des Gravitationsfeldes aufdecken zu können. Langzeitvariationen des Gravitationsfeldes werden zum Beispiel durch Massenumverteilungen in der Atmosphäre und im Erdinneren verursacht.

Das kontrollierte Absenken der Flughöhe des Satelliten von 450 km bis auf 300 km ist notwendig, um unterschiedliche Frequenzen des Gravitationsfeldes auflösen zu können. Das Orbit – Design der CHAMP – Mission ist dabei vornehmlich auf die Bestimmung des mittel- bis langwelligen Bereichs des Gravitationsfeldes der Erde ausgelegt. Es wird erwartet, das Geoid bei einer Wellenlänge von etwa 1000 km mit einer Genauigkeit von etwa zehn Zentimetern angeben zu können. Aufgrund der Tatsache dass durch die CHAMP – Mission nur ein Beitrag zur Bestimmung des Gravitationsfeldes der Erde in einem bestimmten Frequenzbereich geliefert werden kann, lässt sich bereits feststellen, dass für die Bildung eines Gravitationsfeldmodells stets eine Kombination mehrerer Datensätze aus unterschiedlichen Beobachtungsverfahren erfolgen muss. Hier sind unter anderem die zusätzliche Verwendung von Altimetermessungen, terrestrische Schweremessungen, Gradiometermessungen, sowie die Hinzunahme von Daten aus Satellitenmissionen mit unterschiedlichem Orbitdesign (unterschiedlicher Bahnhöhe und Bahnneigung) für die Gravitationsfeldanalyse zu nennen.

Das CHAMP Orbit – Design ist allerdings auch ein Kompromiss für die Magnet- und Gravitationsfeldbestimmung sowie für die Refraktionsbestimmung. So ist eine Anfangsflughöhe von 454 km für die Refraktionsbestimmung erforderlich, um „von außen durch die Atmosphäre zu schauen“, und außerdem ist sie auch eine günstige Höhe, um das Magnetfeld der Erde zu untersuchen, wohingegen für die Gravitationsfeldbestimmung eine niedrigere Bahnhöhe günstiger wäre. Der Grund dafür ist, dass man vorwiegend an den höherfrequenten Informationen des Gravitationsfeldes interessiert ist, da das niederfrequente (langwellige) Gravitationsfeld aus früheren Satellitenmissionen bereits „relativ“ genau bestimmt ist.

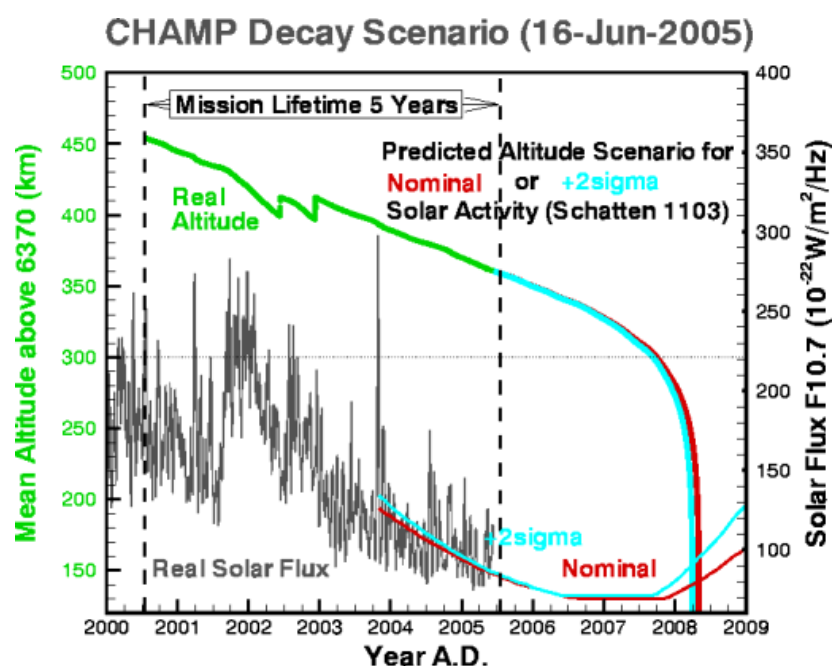


Abb. 2-3 Flugverlauf von CHAMP

Die Missionsdauer war auf 5 Jahre angelegt. In Abbildung 2-3 ist einmal die wahre Flughöhe (grün) bis zum 16.06.2005 dargestellt. Zu sehen ist, dass die 5 Jahre überschritten sind und CHAMP auf Grund seiner Höhe wahrscheinlich noch bis ca. Ende 2007 in der Lage sein wird, Messdaten zu liefern.

2.5 Gravitationsfeldbestimmung mit Champ

Das Prinzip der Gravitationsfeldbestimmung mit CHAMP beruht auf der Beobachtung und Analyse der Bahn des Satelliten im Gravitationsfeld der Erde. Die für die Modellbildung notwendigen Informationen werden aus dieser Bahn abgeleitet. Der Satellit als Ganzes dient hier also als Schweresensor.

Zur Bestimmung der hochgenauen Bahn des Satelliten erfolgen kontinuierliche Entfernungsmessungen zu den höherfliegenden GPS-Satelliten bzw. zu den Satellite – Laser – Ranging (SLR) Bodenstationen. Es wird folglich (im Gegensatz zu bisherigen Methoden der Gravitationsfeldbestimmung) neben dem Verfahren des SLR auch das Verfahren des High – Low Satellite – to – Satellite – Tracking (SST) zwischen den GPS-Satelliten und dem CHAMP – Satellit angewandt. Dabei erfolgt eine präzise Positionsbestimmung des CHAMP – Satelliten durch Auswertung von GPS-Phasenmessungen. Zu den Nutzlastkomponenten von CHAMP gehören daher auch ein GPS – Receiver und ein Laserretroreflektor.

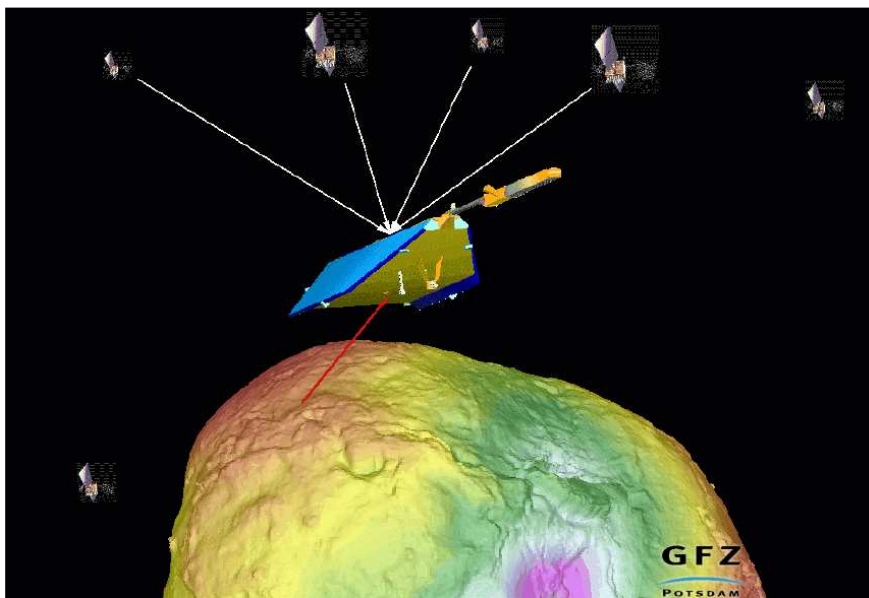


Abb. 2-4 Gravitationsfeldbestimmung

Durch einen Beschleunigungsmesser, der sich im Massenschwerpunkt des Satelliten befindet, werden außerdem noch nichtgravitative Störkräfte gemessen. Wäre das Gravitationsfeld der Erde der einzige Einfluss auf den Satelliten, so würde nur die Gravitationskraft auf den Satelliten einwirken und es gäbe somit keine Beschleunigungen, die auf den Schwerpunkt des Satelliten einwirken. Der Satellit würde sich in seiner Umlaufbahn im freien Fall um die Erde befinden. Dies ist aber aufgrund des Einflusses der Atmosphäre (Atmosphärenreibung) und der Sonne (Strahlungsdruck der Sonne) nicht der Fall. Es treten folglich Störkräfte und somit Störbeschleunigungen auf, welche wiederum Bahnstörungen verursachen. Der Beschleunigungsmesser registriert nun diese Störbeschleunigungen, so dass sie bei der späteren Auswertung berücksichtigt werden können.

2.6 Okkultationsmessungen

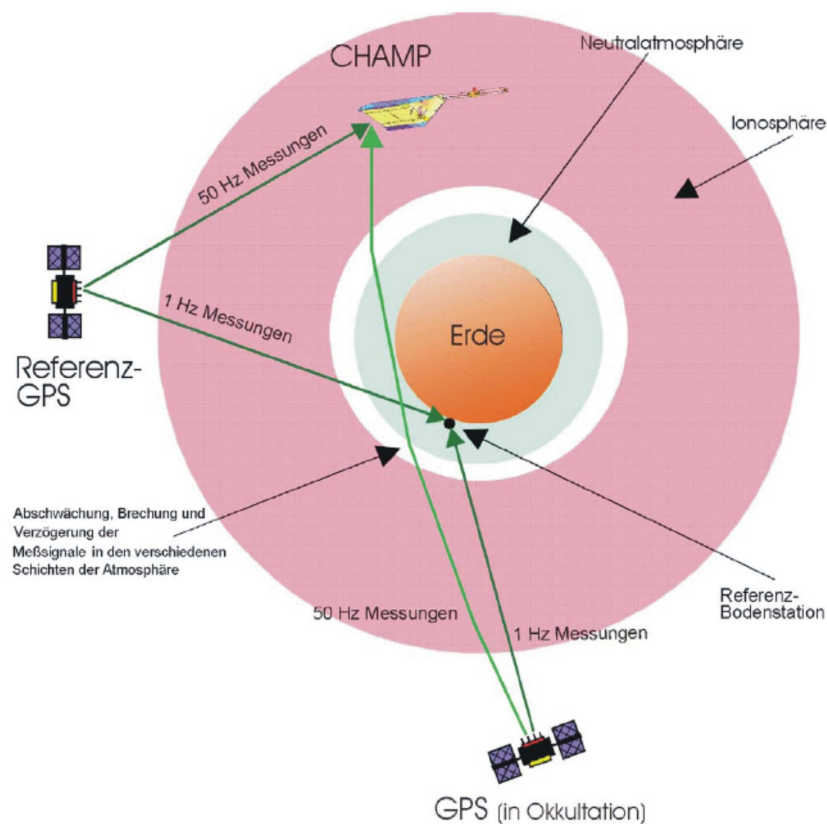


Abb. 2-5 Prinzip Okkultationsmessung

Während einer der GPS-Satelliten aus Sicht von CHAMP hinter dem Horizont der Erde untergeht, durchlaufen die vom CHAMP-Empfänger empfangenen GPS-Radiosignale in immer kürzeren Abständen zur Erdoberfläche die Erdatmosphäre. Während einer solchen so genannten Okkultation, die etwa eine bis zwei Minuten dauert, durchstreift der Sichtstrahl die Atmosphäre zwischen 120 Kilometern Höhe und dem Boden. Längs des Strahls besitzen solche Limb-Sondierungen eine horizontale Auflösung von circa 300 Kilometern, senkrecht dazu sowie in der Vertikalen eine Auflösung zwischen einem halben bis drei Kilometern. Auf Grund der Brechung der Radiowellen in der Atmosphäre wird der Strahl auf seinem Weg durch die Atmosphäre abgelenkt; ein Maß dafür ist der Brechungswinkel α . Es folgt ein ausgeklügeltes Rechenverfahren: Auf Grund der Eigenbewegung der beteiligten Satelliten erfahren die Signale beider GPS-Frequenzen während der Okkultation eine Dopplerverschiebung. Die Änderung des Brechungswinkels mit der Höhe führt zu einer zusätzlichen Dopplerverschiebung. Sind die Bahnephemeriden der beteiligten Satelliten (Positionen und Geschwindigkeiten) mit guter Genauigkeit bekannt, lässt sich diese zusätzliche Dopplerverschiebung aus der Messung der Phasen der GPS-Trägerwellen berechnen. Unter Annahmen der geometrischen Optik kann daraus zunächst der Brechungswinkel α und schließlich ein Profil des atmosphärischen Brechungsindex N als Funktion der geometrischen Höhe bestimmt werden. In trockenen Regionen der Atmosphäre (Stratosphäre, Tropopausenregion, polare Gebiete) werden hieraus Druck und Temperatur mit beachtlicher Genauigkeit berechnet. Enthält die Atmosphäre in nennenswertem Maß Wasserdampf, lassen sich unter Hinzunahme externer Information vertikale Wasserdampfprofile aus den Okkultationsmessungen ableiten.

2.7 Beschleunigungsmesser

Der Beschleunigungsmesser (Akzelerometer) der in der CHAMP – Mission verwendet wird, wurde von der französischen Raumfahrtbehörde (CNES) bereitgestellt und vom Office National d'Etudes et de Recherches Aerospatiales (ONERA) entwickelt und gebaut. Dem Messprinzip des STAR Akzelerometers liegt zu Grunde, dass eine geladene Probemasse in einem elektrischen Feld in Ruhe gehalten wird. Die dafür notwendigen Spannungen sind direkt ein Maß für die auftretenden Beschleunigungen. Der Beschleunigungsmesser ist in der Lage drei rotatorische und drei lineare Beschleunigungen zu messen. Die Probemasse des Akzelerometers befindet sich im Massenzentrum des Satelliten, weil dort keine Beschleunigungen auftreten würden, wenn nur die Gravitationskraft der Erde auf ihn einwirken würde. Außerhalb des Schwerpunktes würde der Beschleunigungsmesser sehr wohl Beschleunigungen messen. Diese sind Folge der Rotation des Satelliten um seinen Schwerpunkt, da CHAMP ja ein erdorientierter Satellit ist. Die Realisierung des Einbaus im Schwerpunkt ist allerdings nur unter Toleranzen möglich. Damit die auftretenden Beschleunigungen aufgrund des Schwerpunktoffsets außerhalb der Auflösung des Beschleunigungsmessers liegen, also nicht registriert werden und das Ergebnis nicht verfälschen, liegt die Toleranz bei 2 mm.

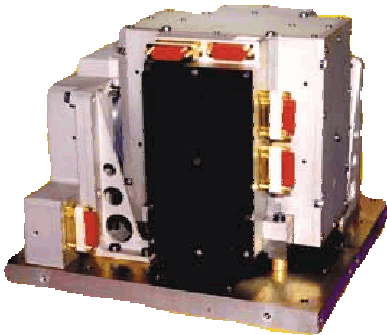


Abb. 2-6 Akzelerometer

2.7.1 Nichtgravitative Störkräfte

Aus der Atmosphärenreibung resultieren die größten Störbeschleunigungen mit einer Größenordnung von bis zu 10^{-6} m/s². Der Strahlungsdruck der Sonne bewirkt dagegen nur Störbeschleunigungen von bis zu 10^{-8} m/s². Beide Störeinflüsse werden aber wie gesagt vom Beschleunigungsmesser registriert.

Da der CHAMP – Satellit mit seiner Unterseite erdorientiert ist, ist, wie vorhin schon festgestellt, eine aktive Lageregelung notwendig. Zur Lageregelung werden Kaltgasdüsen gezündet. Aufgrund nicht präziser Anordnung der Düsen und nicht gleichmäßig ausgesteuerter Schubkraft nimmt der Akzelerometer Störbeschleunigungen (Translations- und Winkelbeschleunigungen) von bis zu $1 \cdot 10^{-6}$ m/s² wahr. Da es in diesem Fall nicht möglich ist, lineare von Winkelbeschleunigungen zu trennen, müssen die Zündzeitpunkte der Düsen bekannt sein, damit die dort erfolgten Messungen herausgefiltert werden können. Gleiches gilt auch für den Ausleger, der durch das Zünden der Düsen in Schwingungen versetzt wird. Die auftretenden Störbeschleunigungen von etwa $8,5 \cdot 10^{-8}$ m/s² müssen ebenfalls gefiltert werden.

Demgegenüber können Einflüsse wie das Entleeren des Tanks und die Gravitationsänderung, welche aufgrund des Schwerpunktoffsets von bis zu zwei Millimetern zu berücksichtigen wären, vernachlässigt werden.

Da der Beschleunigungsmesser im Prinzip durch eine geladene Probemasse realisiert ist und diese sich im Magnetfeld der Erde bewegt, tritt die Lorentzkraft auf. Störbeschleunigungen, welche durch die Lorentzkraft zustande kommen, haben eine

Größenordnung von $4 \cdot 10^{-8} \text{ m/s}^2$ senkrecht zur Flugrichtung. Sie lassen sich modellieren, da die Ladung der Probemasse bekannt ist und das Magnetfeld durch ein skalares (OVERHAUSER-) und zwei vektorielle (FLUXGATE) Magnetometer ausgemessen wird.

2.8 Weitere Nutzlastkomponenten

2.8.1 GPS-Empfänger

Der eingesetzte 16-Kanal 2-Frequenz Turbo-Rogue Space Receiver 2 (TRSR-2) wurde von der NASA und den Jet Propulsion Laboratories (JPL) geliefert. An Bord des Satelliten kommt dieser GPS-Empfänger vier Aufgaben nach. Zum einen wird wie schon bereits erwähnt aus den Trackingdaten von bis zu 12 GPS-Satelliten, die der Receiver gleichzeitig mit seiner Zenitgerichteten Antenne empfängt, im Post-Processing die Präzise Bahn des Satelliten ermittelt. Eine an der Unterseite des Satelliten angebrachte nadirgerichtete Helix-Antenne soll die an der Erdoberfläche, vornehmlich an der Meeres- bzw. Eisoberfläche, reflektierten GPS-Signale auffangen und somit für Altimetrieexperimente nutzbar machen. Des Weiteren können mit zwei an der Rückseite des Satelliten befindlichen Antennen die auf bzw. untergehenden GPS-Satelliten zur Atmosphärensondierung beobachtet werden. Diese Vorgehensweise wird Radio-Okkultation bezeichnet. Zuletzt erfüllt der TRSR-2 auch noch die Aufgabe der Bereitstellung eines Zeitnormals zur Synchronisation aller an Bord arbeitenden Komponenten.

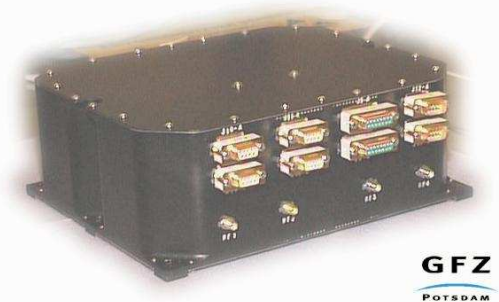


Abb. 2-7 GPS-Empfänger

2.8.2 Laserretroreflektor

Der Laserretroreflektor (LRR), der vom GFZ selbst hergestellt wurde, dient der 1-2 cm genauen Entfernungsbestimmung zwischen dem CHAMP-Satelliten und der Laser-Bodenstationen. Er trägt also ebenfalls zur Bahnbestimmung bei. Durch die Verwendung von 2 farbigen Laserlicht, besteht die Möglichkeit der Verifizierung bestehender Korrekturmodelle der Atmosphäre. Die vier in einem Winkel von 45° angeordneten Prismen befinden sich direkt unter dem Schwerpunkt des Satelliten. Der Abstand des Referenzpunktes des LRR vom Schwerpunkt beträgt entlang der +Z-Achse exakt 250 Millimeter.

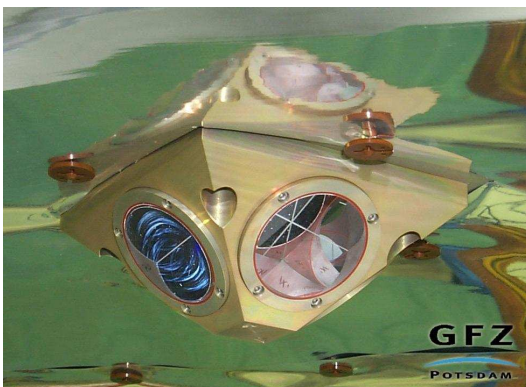


Abb. 2-8 Laserretroreflektor

2.8.3 Overhauser- und Fluxgate – Magnetometer

Ein weiterer Schwerpunkt der CHAMP – Mission ist die Ausmessung des Magnetfeldes der Erde. Dazu trägt CHAMP insgesamt drei Magnetometer, ein Overhauser – Magnetometer und zwei Fluxgate – Magnetometer. Das von der französischen Firma LETI hergestellte Overhauser – Magnetometer misst skalar die Magnetfeldstärke am Ort des Sensors. Es dient als magnetisches Referenzinstrument und wird zur Kalibrierung der beiden Fluxgate – Magnetometer verwendet. Diese wurden von der dänischen technischen Universität (DTU) entwickelt und gebaut. Die Fluxgate – Magnetometer messen alle drei Komponenten des Magnetfeldvektors. Zur Orientierung dieses Vektors sind die Magnetometer mit zwei Sternensensoren auf einer optischen Bank fixiert.

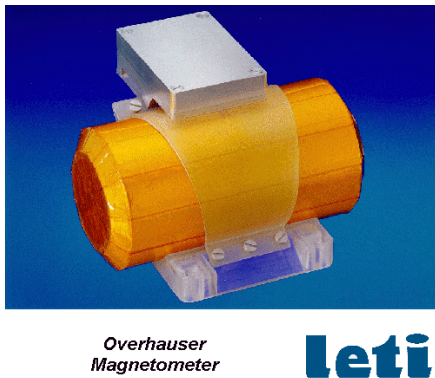


Abb. 2-9 Overhauser-Magnetometer

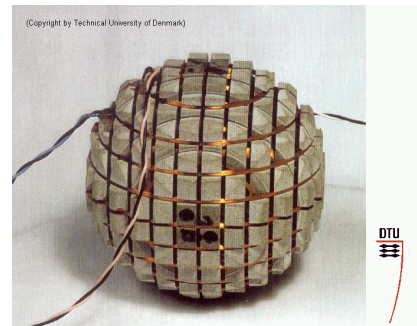


Abb. 2-10 Fluxgate-Magnetometer

2.8.4 Ionendriftmeter

Ein Schwerpunkt der Champ-Mission ist die Atmosphären- und Ionosphärensondierung. Dabei spielt auch die Kenntnis des elektrischen Feldes, hervorgerufen durch die Ionosphäre, eine wichtige Rolle. Zu diesem Zweck misst ein an Bord befindliches digitales Ionendriftmeter die Konzentration und die Geschwindigkeit der den Satelliten frontal anströmenden Ionen. Unter Berücksichtigung des Geschwindigkeitsvektors des Satelliten lässt sich die Strömungsgeschwindigkeit der Ionen ermitteln. Daraus lassen sich wiederum Rückschlüsse auf das elektrische Feld in der Umgebung ziehen. Das verwendete Ionendriftmeter wurde vom amerikanischen Air Force Research Laboratory (AFRL) bereitgestellt.

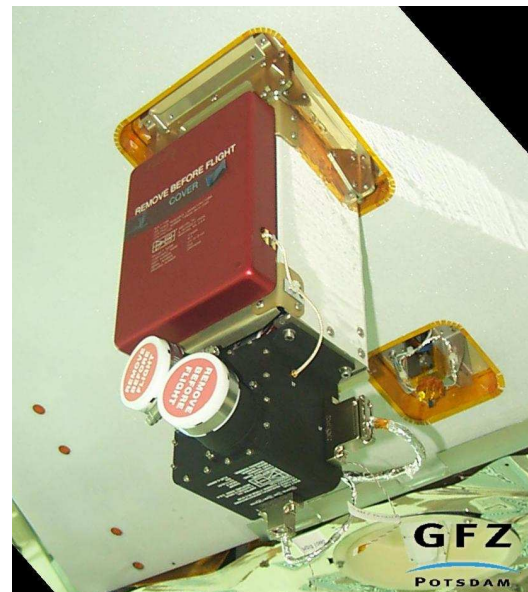


Abb. 2-11 Ionendriftmeter

2.8.5 Sternenkameras

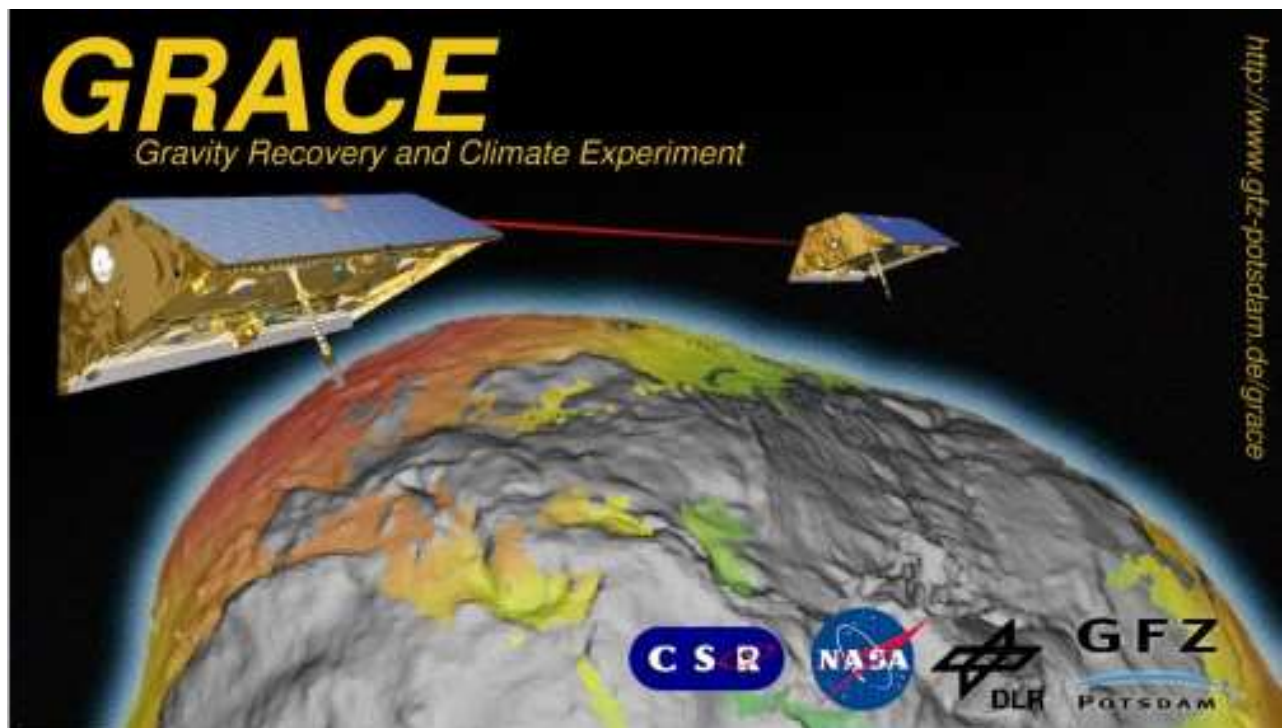
Letzendlich gehören noch zwei Sternenkamera-paare zu den Nutzlastkomponenten des Satelliten, wobei je zwei Sternenkameras zur Orientierung des Akzelerometers bzw. der Fluxgate-Magnetometer dienen. Diese von der Dänischen Technischen Universität (DTU) entwickelten und gebauten Sternensensoren bilden die in ihrem Sichtfeld gelegenen Sterne auf ein CCD-Array (charge coupled device) ab. Darauf werden die durch das optische System bei der Abbildung entstandenen Verzerrungen korrigiert, Sterne ab einer bestimmten Helligkeitsklasse ermittelt und deren Bildmittelpunkt bestimmt. Die danach vorliegende digitale Momentaufnahme der Sternkonstellation wird sofort durch einen Mikrocomputer an Bord des Satelliten mit den Daten eines Sternekataloges verglichen und daraus die gesuchte Orientierung bestimmt.

2.9 Das CHAMP Datensystem

Die anfallenden Daten der einzelnen Messinstrumente werden bis zum Überflug die Bodenstation des DLR in Neustrelitz auf einen Massenspeicher zwischengespeichert. Pro Tag kommt es zu drei bis sechs Überflügen, die jeweils nur eine Dauer von ca. 20 Minuten haben, und die Daten werden vom Satelliten zur Bodenstation übertragen. Die empfangenen Rohdaten werden zunächst einmal archiviert. Bei der Entschlüsselung der Daten werden dann die Informationen der einzelnen Sensoren gezielt extrahiert und dann an das Betriebszentrum der Mission in Oberpfaffenhofen sowie an das GFZ in Potsdam weitergeleitet. Dort werden die Daten dann weiter veredelt, ausgewertet und an die internationale Forschungsgemeinschaft weitergeleitet.

Die Kommunikation und Kommandierung des Satelliten erfolgt über die Beobachtungsstation des DLR in Weilheim.

3 GRACE



3.1 Einleitung und Missionsziele

Die GRACE-Mission (**G**avity **R**ecovery and **C**limate **E**xperiment) ist ein gemeinsames Projekt der NASA und des DLR. Sie wurde ein Jahr vor der Aufnahme im NASA – Programm , 1996, gemeinsam von der University of Texas at Austin, Center for Space Research (UTCSR), dem GFZ, den Jet Propulsion Laboratories (JPL) , Space Systems/Loral (SSL), dem DLR sowie Dornier Satellitensysteme vorgeschlagen. Hauptverantwortlich für die Durchführung der Mission ist Prof. Byron Tapley (UTCSR). Unterstützt wird er dabei von Prof. CH. Reigber (GFZ).

Das Hauptziel der GRACE-Mission ist die hochgenaue Bestimmung des Erdschwerefeldes im Orts- und Zeitbereich zur Verbesserung von hochauflösenden Schwerefeldmodellen, des Weiteren sollen auch noch seine zeitlichen Veränderungen bestimmt werden. Aus GPS-Messungen sollen außerdem Aussagen über den totalen Elektronengehalt und die Refraktivität der Atmosphäre und der Ionosphäre getroffen werden. Dies soll durch Messungen der Signalausbreitung und von Refraktionswinkeln geschehen.

Die GRACE-Mission arbeitet im Gegensatz zu CHAMP mit zwei Satelliten.

Durch die Kommunikation zwischen den beiden Satelliten, welche Tom und Jerry getauft wurden, wird eine Genauigkeitssteigerung gegenüber den Ergebnisse CHAMP's erreicht. Durch eine K-Band-Mikrowellenverbindung wird der Abstand und die Geschwindigkeitsdifferenz der beiden Satelliten mit einer Genauigkeit von $1\mu\text{m/s}$ gemessen. Zur Erfassung von Störbeschleunigungen sowie der Orientierung der Satelliten wird auf die bei CHAMP verwendeten Nutzlastkomponenten wie Akzelerometer und Sternsensor zurückgegriffen, bzw. wurden diese weiterentwickelt, um den höheren Genauigkeitsansprüchen gerecht zu werden.

3.2 Zeitrahmen

Die beiden Satelliten der GRACE-Mission wurden am 17.03.2002 um 10:21 Uhr (MEZ) vom Kosmodrom in Plesetsk mit einer ROCKOT – Rakete (Breeze-KM) in eine stabile Umlaufbahn mit der gewünschten Lage und dem vorgesehenen Abstand von ca. 220 km gebracht.

Anschließend wurden die wissenschaftlichen Nutzlastinstrumente initialisiert und die *Satellite to Satellite Tracking* (SST) zwischen den Satelliten aufgebaut, sowie der Offset des *Akzelerometers* kalibriert.

Nach einer sechsmonatigen *Bewertungsphase* (engl.: *Validation Phase*), in der erste Ergebnisse (Schwerefeldmodelle, Akzelerometerdaten, usw.) entstanden, wurden diese auf ihre Richtigkeit geprüft und konnte somit einen Rückschluss auf das korrekte Funktionieren der Satelliten und ihrer Instrumente schließen.

Nach diesen 6 Monaten trat die wichtigste Phase, die *Beobachtungsphase* (engl.: *Observational Phase*) ein. Diese soll über 5 Jahre bis zum Ende der Mission die abgesteckten Ziele verfolgen.

3.3 Die GRACE-Satelliten

Die beiden GRACE-Satelliten wurden gemeinsam durch die Astrium GmbH und das SSL entwickelt. Sie sind bis auf die S- u. K-Band-Funkfrequenzen baugleich.

Die S-Band-Frequenzen sollen die Datenübertragung zur Bodenstation gewährleisten, wohingegen die K-Band-Frequenz für die Kommunikation zwischen den beiden Satelliten selbst da ist.

Die verschiedenen Frequenzen dienen Unterscheidung zwischen den auf Tom und Jerry getauften Satelliten.

Jeder Satellit besteht aus einer karbonfiberverstärkten Plastik- Sandwich – Struktur mit Aluminiumkern und Kantenprofilen, die für eine geringe thermische Verzerrung sorgen sollen. Die Maße der Satelliten betragen 3,10 m in der Länge und 1,9 m in der Breite, jeder der beiden wiegt 490 kg. Die äußere Form der Satelliten wurde um das aerodynamische Verhalten zu optimieren, entworfen. Dazu wurde eine symmetrische Form mit einem Auftriebsmittelpunkt, der immer in einer einzigen Ebene liegen soll, gewählt. Weil der Auftriebsmittelpunkt und der Schwerpunkt des Satelliten zusammenfallen, werden die Störungen aufgrund von Atmosphärenreibung und Solardruck minimiert. Alle elektrischen Bauteile, der Kabelbaum, die Treibstoffbehälter, sowie das Rohrleitungssystem für den zentralen Antrieb sind auf beiden Seiten der zentralen Ausstattungsplattform angebracht.

Die beiden Hauptsolarzellen sind symmetrisch gekippt zu der zentralen Ausstattungsplattform befestigt. Zusätzlich befinden sich noch zwei weitere Solarzellen auf der Oberseite der Satelliten. Der Satellit ist auf seiner Vorder- wie Hinterseite verschlossen. An seiner Hinterseite ist die GPS-Okkultations-Antenne montiert, seine Vorderseite enthält den Ausschnitt für die Ka/Ku-Band Horn-Antenne. Um Intensitätsverlusten vorzubeugen sind die nadir- und zenitblickende S-Band-Antenne auf speziellen Halterungen angebracht.

Das in den Satelliten angebrachte Lage- und Orbitkontrollsystem (engl.: *Attitude and Orbit Control System; AOCS*) mit seinen Sensoren, Stellgliedern, seiner Elektronik und Software dient dazu, die genaue Lage der Satelliten zu bestimmen und um die optimale Kontrolle über die Satelliten für die Erfüllung der an GRACE gestellten Anforderungen zu haben. Dazu besitzt das AOCS ein Kaltgas-Antriebssystem für Lagekontrolle und Orbitkorrekturmanöver, drei magnetische Drehmomentmesser für die Lagekontrolle zur Unterstützung des Kaltgas-Systems, eine Schnittstelle zum Sternsensor zur Bestimmung der inertialen Lage sowie einem GPS-Empfänger zur Bestimmung der Position. Außerdem enthält das AOCS einen Erd- und Sonnensensor für die Lagebestimmung bezüglich Erde und Sonne, ein

dreiaxsiges inertiales Messsystem zur Messung von Winkelgeschwindigkeiten, ein am Rumpf der S-Band-Antenne angebrachtes dreiaxsiges Magnetometer und die AOCS-Flug-Software.

3.4 Missions- und Orbitparameter

Flughöhe (Missionsbeginn) = 500 km
Flughöhe (Missionsende) = ca. 300 km
Inklination = 89 Grad
Exzentrizität = 0,001
Umlaufdauer = 95 Minuten
Distanz zwischen den beiden Satelliten = 220 ± 50 km

Die Missionsparameter sind im wesentlichen gleich wie bei der CHAMP – Mission. Die "Zwillingssatelliten" der **GRACE** Mission sind pünktlich und erfolgreich am 17. März 2002 um 10.21 Uhr MEZ mit einer Rockot-Trägerrakete vom russischen Weltraumbahnhof Plesetsk in die Erdumlaufbahn gestartet. Rund 90 Minuten nach dem Start konnte der Kontakt zu den Satelliten von der DLR-Bodenstation Weilheim hergestellt werden.

Beide Satelliten fliegen auf einer polnahen, nahezu kreisförmigen Umlaufbahn (Inklination $i=89^\circ$, Exzentrizität $e = 0,001$). Die Anfangsflughöhe wurde mit 500 km so gewählt, dass eine Lebensdauer von ca. 5 Jahre gewährleistet werden kann.

Aufgrund der unterschiedlich starken und auch unvorhersehbaren Sonnenaktivität, musste eine so hohe Umlaufbahn gewählt werden. Für die Bestimmung des Erdschwerefeldes wäre ein noch tieferer Orbit besser gewesen, nur wurde mit den 500km ein guter Kompromiss zwischen Gravitationsfeldbestimmung und Atmosphären/Ionosphärensondierung gefunden.

Des Weiteren garantiert die polnahe Umlaufbahn eine fast globale Abdeckung der Erde. Was natürlich eine Hauptvoraussetzung für eine hochgenaue Bestimmung des Schwerfeldes der Erde darstellt. Außerdem erlaubt die niedrige Umlaufbahn lokale Verschiebungen der Groundtracks (Bodenabdeckung) der Satelliten, wodurch auch Anteile des Erdschwerefeldes aufgedeckt werden können die durch Tag- und Nachtunterschiede der Atmosphäre und den Gezeiten entstehen.

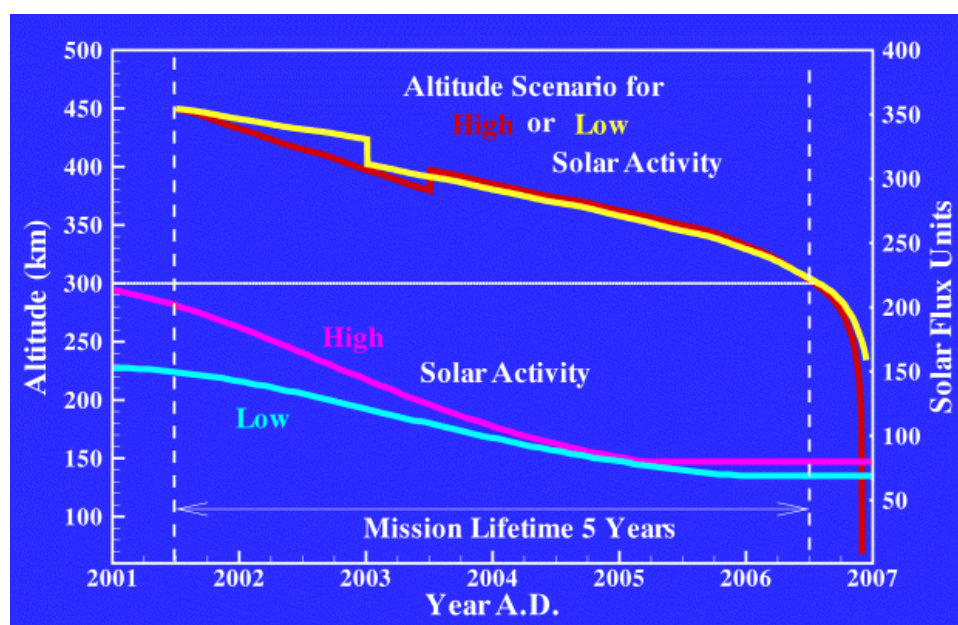


Abb. 3-1 Flugverlauf von GRACE

Im Laufe der 5 Jahre nimmt die Flughöhe kontinuierlich ab. (siehe Abbildung) Dies geschieht aufgrund von Atmosphärenreibung und des Solardrucks der Sonne. Zusätzlich kann der Abbildung die Sonnenaktivität entnommen werden. Zum Start von GRACE herrschte ein Maximum in der Aktivität, daher ist nicht Gewiss in wie weit die Bahn durch die Sonnenaktivität beeinflusst wird. Prognosen zufolge kann eine Abnahme der Höhe allein durch diese Aktivität zwischen 50km (geringe A.) und 200km (hohe A.) vorkommen.

2003 wurde eine Korrektur der Bahn nötig, damit die Missionsdauer auch weiter garantiert werden konnte.

Während der wissenschaftlichen Datenansammlung sollten die beiden Satelliten nahezu erdorientiert sein. Für eine präzise Abstimmung der beiden K-Band – Antennen müssen die beiden Satelliten mit einer Genauigkeit von 1° zueinander ausgerichtet werden. Dadurch werden unterschiedliche Reibungskräfte an den Satelliten verursacht, was zu einer Veränderung des Abstandes der beiden Satelliten führt. Um die Satelliten in dem gewünschten Abstand von 220 ± 50 km voneinander zu halten, müssen alle 30-60 Tage Korrekturmanöver durchgeführt werden.

Die Datenmenge, die an den Nutzlast- und Untersystemen auf einem GRACE – Satelliten anfällt, beträgt 100 MB pro Tag. Diese wird während 4 – 5 Überflügen täglich zu den DLR-Bodenstationen in Neustrelitz und Weilheim übertragen. Das German Space Operation Center (GSOC) in Oberpfaffenhofen übernimmt die Überwachung der beiden Satelliten sowie den Missionsbetrieb.

3.5 Gravitationsfeldbestimmung mit GRACE

Ergänzend zu dem Messprinzip des *high-low SST (Satellite to Satellite Tracking)* bei CHAMP arbeitet GRACE mit dem Prinzip des *low-low SST*, das einer Basislinienmessung zwischen den beiden Satelliten entspricht. Das low-low SST ist aufgrund kürzerer Entfernungen zwischen den Satelliten wesentlich genauer und ermöglicht die Messung der Geschwindigkeitsdifferenz (range rate) der beiden Satelliten mit einer Genauigkeit von $1\mu\text{m/s}$. Realisiert wird das Prinzip des low-low SST durch das K-Band-Meßsystem. Die Messung der Veränderung des Abstandes zwischen den beiden Satelliten, der so genannte „range change“ ist die eigentliche Beobachtungsgröße und entsteht durch den gleichen Einfluss des Gravitationsfeldes auf die beiden Satelliten zu leicht verschobenen Zeitpunkten aufgrund des (relativ) kleinen Abstandes der beiden Satelliten von ca. 220 km. Durch hochgenaue Messungen dieser Veränderungen sollen nun auch hohe Frequenzen des Erdschwerefeldes sehr genau bestimmt werden. Ein weiterer Vorteil des low-low SST ist, dass durch die Atmosphäre verursachte Störbeschleunigungen durch den relativ kurzen Abstand der beiden Satelliten in nahezu gleicher Bahnhöhe fast identisch sind und sich somit leicht eliminieren lassen.

Wie auch bei CHAMP besitzen die beiden GRACE-Satelliten einen Akzelerometer, der im Schwerpunkt angebracht ist und der zur Registrierung nichtgravitativer Störkräfte dienen soll. Zusätzlich ist jeder Satellit mit einem GPS-Empfänger ausgestattet, damit die Satellitenbahn genau und kontinuierlich bestimmt werden kann und zusätzlich die bestimmten Erdschwerefelddaten in ein erdfestes Bezugssystem eingeordnet werden können. Unumgänglich sind die GPS-Messungen zur Vermeidung von Singularitäten in der Bahnbestimmung durch ausschließliches Verwenden der low - low- SST Messungen. Die GPS-Daten werden außerdem auch noch zur Bestimmung langwelliger Schwerefeldanteile verwendet, da diese aus den low-low-SST Messungen nicht mit ausreichender Genauigkeit bestimmt werden können. Kalibriert werden die GPS-Messungen durch einen an der Satellitenunterseite angebrachten Laser-Retro-Reflektor (LRR), mit dem die Entfernung zur Bodenstation gemessen wird.

Die drei Messprinzipien bei GRACE, das low-low-SST zwischen den beiden GRACE-Satelliten, das high-low SST zwischen GPS und GRACE-Satellit sowie das *ground-based Laser-tracking* zwischen LRR und Bodenstation sind in nebenstehender Abbildung dargestellt.

Mit den oben beschriebenen Messverfahren soll nun die hochgenaue Bestimmung des Geoids im mm-Bereich gelingen.

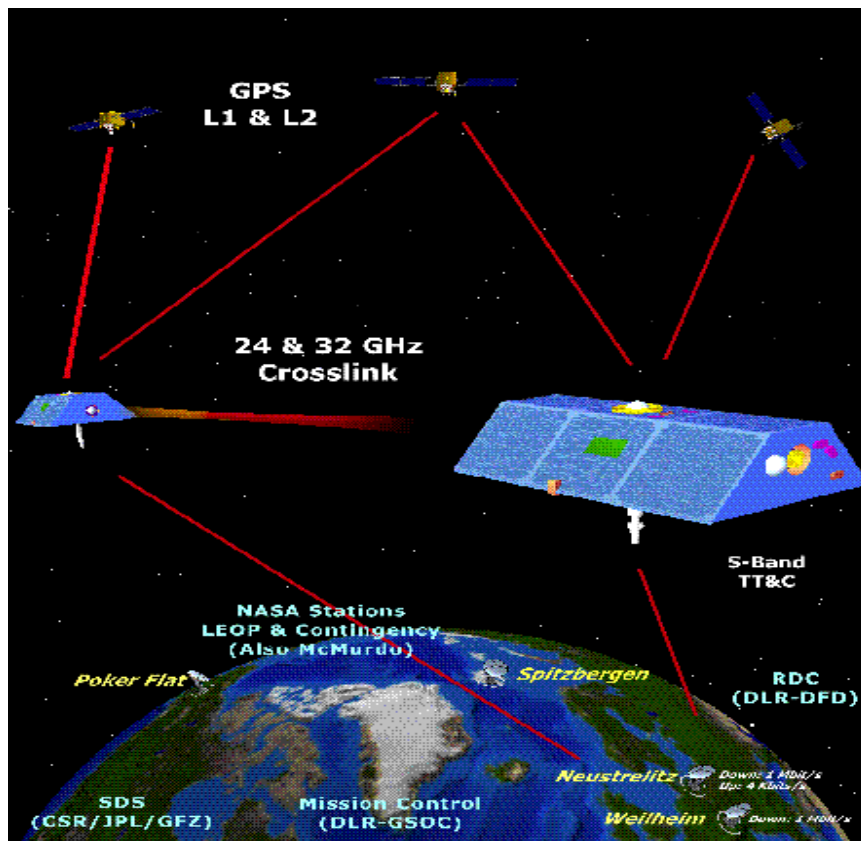


Abb. 3-2 Gravitationsfeldbestimmung

Dabei soll der Geoidfehler bis zum Grad 70 (Kugelfunktionsentwicklung) weit unter 1 mm und für Entwicklungsgrad 70 – 100 unter 1,5 mm **liegen**. Der durch alle Frequenzen bis Grad 100 erzeugte Geoidfehler soll im Bereich von 3,5 mm **liegen**, also das Geoid bis Grad 100 auf 3,5 mm genau bestimmt werden. Erst bei einer Auflösung des Geoids bis Grad 150 wächst der Fehler bis 20 cm an.

Grad der Kugelfunktion	Geoidfehler [mm] pro Grad	Absoluter Geoidfehler [mm] (angehäuft ab Grad 3)
n=2	<0.10	-
3 ≤ n ≤ 10	< 0.01	<0.02
10 ≤ n ≤ 70	< 0.15	< 0.40
70 ≤ n ≤ 100	< 1.50	< 3.50
100 ≤ n ≤ 150	< 65.0	< 200.0

Die folgende Abbildung zeigt einen Vergleich zwischen einem bereits bestehenden Geoidmodell GRIM-S1 und den bei den beiden aufeinanderfolgenden Satellitenmissionen CHAMP und GRACE zu erwartenden Genauigkeiten. Deutlich erkennbar soll GRACE eine Verbesserung des Geoidmodells um ein bis zwei Größeneinheiten bringen.

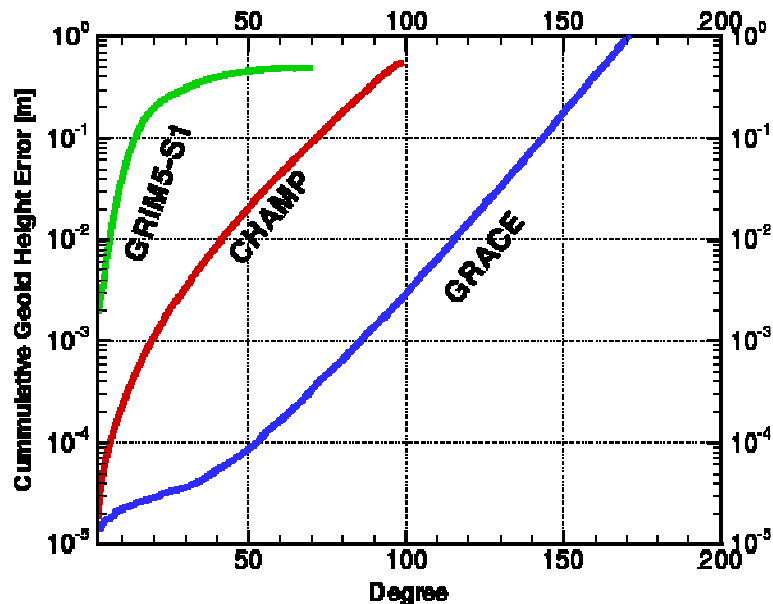


Abb. 3-3 Vergleich Geoidmodelle

Die Grade der Kugelfunktionsentwicklung sind mit der räumlichen Auflösung zu vergleichen. Um so höher und genauer der Grad, desto kleinflächiger kann das Geoid modelliert werden. Das Ergebnis für eine Geoidmodellierung in 2D kann der folgenden Grafik entnommen werden.

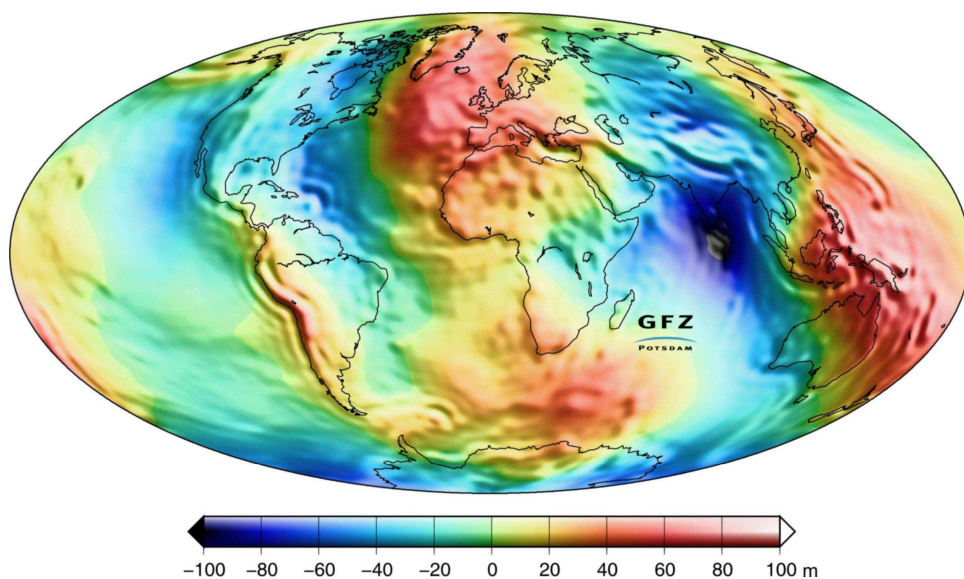


Abb. 3-4 Geoidmodell aus GRACE-Daten

3.6 wissenschaftliche Nutzlastinstrumente

3.6.1 Akzelerometer

Das für die beiden GRACE-Satelliten verwendete, von der französischen Firma ONERA / CNES hergestellte SuperStarAkzelerometer ist eine veränderte Version von bereits bei früheren Missionen verwendeten Beschleunigungsmessern. Wie bei CHAMP sollen auch bei GRACE alle *nicht-gravitativen Beschleunigungen*, die z.B. durch Atmosphärenreibung, Solardruck oder die durch das AOCS in Gang gesetzte Korrekturmanöver entstehen, erfasst werden.

Das Messprinzip ist im Wesentlichen das gleiche wie bei CHAMP. Auch hier wird wieder ein parallelelläufiger Probekörper im elektrostatischen Feld in Ruhe gehalten. Die an der Gehäusewand angebrachten Elektroden bringen die dafür notwendige Spannung auf, die ein Maß für die auf den Probekörper wirkenden Kräfte ist. Außerdem soll mit Hilfe dieser Elektroden die Position der Probemasse gemessen werden, die sehr genau mit dem Schwerpunkt übereinstimmen muss, um Abweichungen und Störungen der Beschleunigungsmessungen zu vermeiden. Um den hohen Genauigkeitsansprüchen der GRACE-Mission gerecht zu werden, wird eine Genauigkeit der Übereinstimmung der Position der Probemasse im Satellitenschwerpunktes von $50\text{ }\mu\text{m}$ in alle drei Achsrichtungen angestrebt (bei CHAMP: 2mm). Erreicht werden soll dies durch eine Schwerpunktsanpassungseinrichtung (engl.: Center of Mass Trim Assembly; CMT). Diese kann den Schwerpunkt in einer Schrittweite von $10\text{ }\mu\text{m}$ innerhalb eines Bereiches von $\pm 2\text{mm}$ in jeder Achsrichtung anpassen.

Wegen der hohen Temperaturstabilität ($<0,1^\circ\text{C}$) und den nur sehr kleinen Vibrationen, die ein GRACE-Satellit aufgrund seiner Bauweise erfährt, soll der Messbereich des SuperStarAkzelerometers gegenüber CHAMP auf $5 \cdot 10^{-10}\text{ m/s}^2$ verkleinert werden und somit für die zu messenden Störbeschleunigungen sensibler gemacht werden. Die Auflösung soll durch zusätzliche technische Verbesserungen, wie z.B. die Herabsetzung der Spannung der Probemasse von 20V auf 10V auf $1 \cdot 10^{-10}\text{ m/s}^2$ verfeinert werden.

Zur richtigen Interpretation der Akzelerometermessungen wird die Lage des Akzelerometers mit Hilfe von Sternkameras (engl.: Star Camera Assembly, SCA) gemessen.

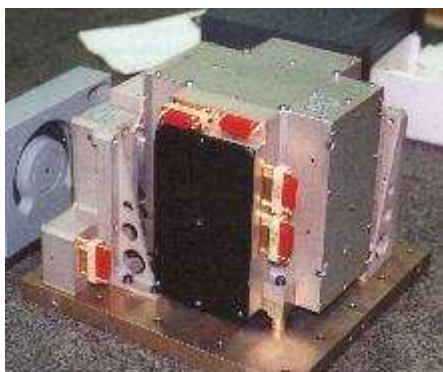


Abb. 3-5 Akzelerometer



Abb. 3-6 Sternenkamera

3.6.2 GPS-Receiver

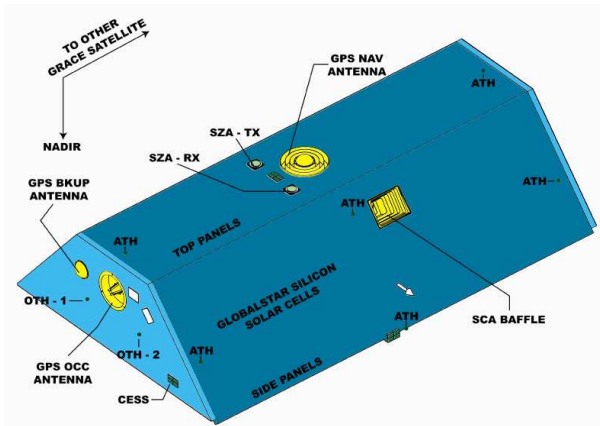


Abb. 3-7 GRACE (Schema1)

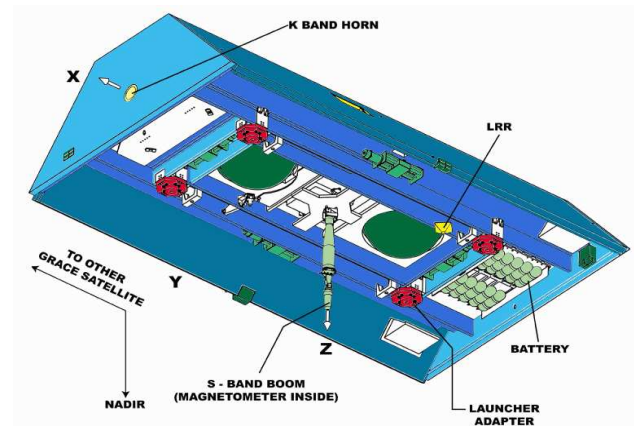


Abb. 3-8 GRACE (Schema2)

Wie bei CHAMP wird auch für GRACE wieder ein GPS-Turbo Rogue Space Receiver benutzt. Zu seinen Aufgaben gehört die Bestimmung der Navigationslösung seiner Position (Genauigkeit < 50m), die präzise Bahnbestimmung (engl.: precise orbit determination, POD) mit cm-Genauigkeit im post-processing, die zeitliche Zuordnung aller an den Nutzlastinstrumenten anfallenden Daten sowie der Erstellung von Profilen der Atmosphäre und Ionosphäre. Um diese Aufgaben erfüllen zu können, wird ein Satellite to Satellite-Tracking zwischen den GRACE-Satelliten und den hochfliegenden GPS-Satelliten hergestellt. Die Ausstattung des GPS-Empfängers besteht aus zwei POD-Antennen einer Elektronik- und Verarbeitungseinheit. Der GPS-Empfänger der GRACE-Satelliten verfügt über 16 Kanäle, von denen er 12 Kanäle für POD und die verbleibenden 4 Kanäle für Okkultationsmessungen benutzt. Die zenitblickende POD-Antenne dient dem gleichzeitigen Empfang von bis zu 12 verschiedenen GPS-Satelliten zur Bestimmung der Navigationslösung sowie der Datenansammlung für eine präzise Bahnbestimmung in der Nachbearbeitung. Für die Bahnbestimmung enthält die Navigationslösung neben den gemessenen Trägerphasen und Pseudostrecken auch noch die Position, Geschwindigkeit und Zeitpunkt der empfangenen Satelliten. Die nach hinten gerichtete POD-Antenne dient als zuverlässige Quelle für den Fall, dass die zenitblickende Antenne ausfallen sollte. Während die beiden POD-Antennen der Bestimmung der Satellitenbahn dienen, wird die Helix-Antenne ausschließlich für die Atmosphären-/Ionosphärensondierung verwendet. Der GPS-Empfänger arbeitet völlig selbstständig. Ist er einmal eingeschaltet, so vollzieht sich die Initialisierung, die Erfassung der GPS-Satelliten sowie die Signalverarbeitung automatisch.

3.6.3 Laserretroreflektor

Für GRACE wird ebenfalls ein Laserretroreflektor (LLR) verwendet, der vollständig von CHAMP übernommen wird, weswegen an dieser Stelle auch nicht näher auf ihn eingegangen werden soll. Es seien nur noch einmal seine Hauptziele genannt, zu denen die präzise Bahnbestimmung im cm-Bereich im Zusammenwirken mit den GPS-Messungen gehört sowie die Bestimmung von Troposphärenmodellen durch Verwendung zweifarbigiger Laser.

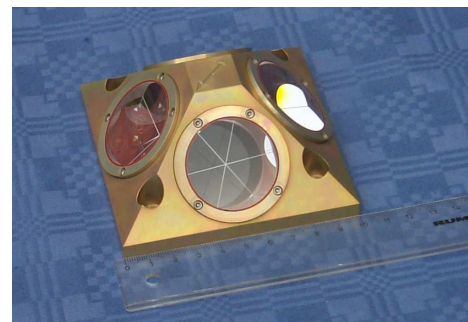


Abb. 3-9 Laserretroreflektor

3.6.4 Sternenkameras

Genauso wie bei CHAMP besitzt GRACE ein Sternkamerapaar (engl.: Star Camera Assembly, SCA), das von der Dänischen Technischen Universität (DTU) entwickelt wurde und wie vorher schon genannt für eine genaue Orientierung des Satelliten innerhalb des AOCS und für eine exakte Interpretation der Messungen des Akzelerometers gebraucht wird. Jede der beiden Kameras besitzt ein Gesichtsfeld von $18^\circ \times 16^\circ$ und eine eigenständige Datenverarbeitungseinheit. Mit der SCA soll die Lage mit einer angestrebten Genauigkeit von 0,1 mrad bei einer garantierten Genauigkeit von 0,3 mrad gemessen werden. Dies geschieht durch Vergleich von aufgenommenen Sternkonstellationen mit einem digitalen Sternkatalog. Um Aberrationseffekte, die durch die Geschwindigkeit des Satelliten entstehen, korrigieren zu können, wird eine Bahnvorhersage aus der Navigationslösung berechnet. Die Sternkamerapaaire besitzen einen Blickwinkel von 45° gegen die Zenitrichtung zur Seite, und für den Fall, dass die Sonne in das Gesichtsfeld der einen Kamera wandert, übernimmt die andere die Lagebestimmung.

3.6.5 Erd und Sonnensensor

Zusätzlich zur Sternkamera besitzt GRACE noch einen groben Erd- und Sonnensensor (engl.: Coarse Earth and Sun Sensor, CES), der ein patentierter Entwurf der DSS ist und auf der Basis von Thermistoren (wärmeabhängige Widerstände) arbeitet. Er soll eine zuverlässige und robuste, aber dafür nur grobe Bestimmung der Lage liefern, welche das AOCS als Anfangswert benutzt. Der CES sorgt für eine Ausrichtung der Z-Achse des Satelliten in Richtung der Erde und eine seitlichen Auslenkung der Y-Achse des Satelliten in Bezug auf die Sonne mit einer Genauigkeit von ca. 15° . Dazu besteht das System aus sechs orthogonal zueinander angebrachten Sensorköpfen, von denen jeder aus 6 PT1000 Thermistoren besteht, die jede Sekunde einmal abgetastet werden. Der Messbereich des CES liegt zwischen -273°C und 140°C mit einer Auflösung von $0,2^\circ\text{C}$. Die Sensoren sind so angebracht, dass ein Paar in $\pm Z$ -Richtung zeigt und die anderen beiden Paare einen Winkel von $\pm 45^\circ$ mit der Flugrichtung bilden

4 GOCE

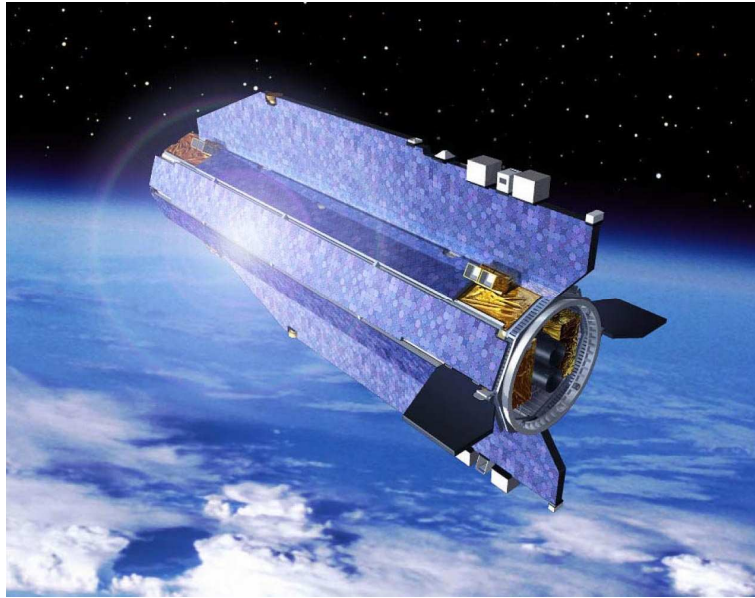


Abb. 4-1 GOCE

GOCE ist die erste Core Mission aus dem neuen ESA Earth Explorer Programme. Ihr Hauptinstrument ist ein 3-Achsen-Schweregradiometer, bestehend aus je 2 hochempfindlichen Beschleunigungssensoren pro Achse im Abstand von je 0.5 m. Die differentielle Beschleunigungsmessung ergibt die 2. Ableitung des Schwerepotentials (Eötvös-Tensor, Schweregradienten). Die Bahn des Satelliten wird mit Hilfe einer GPS-Antenne auf wenige cm genau bestimmt (satellite to satellite tracking).

Um die größtmögliche räumliche Auflösung zu erzielen, wurde eine sehr niedrige Bahn mit einer Flughöhe von 250 km gewählt. Der auf dieser Höhe schon beträchtliche Atmosphärenwiderstand und der Strahlungsdruck werden durch eine aufwendige Steuerung mit Ionentriebwerken kompensiert, so dass die Bahn einem fast perfekten freien Fall ohne Reibung entspricht (drag - free - Konzept). Dadurch sind die auftretenden Beschleunigungen rein gravitativen Ursprungs und zudem sehr klein, so dass die Beschleunigungssensoren sehr empfindlich eingestellt werden können.

Im Gegensatz zu den beiden Missionen GRACE und CHAMP wird hier neben GPS – SST das Beobachtungskonzept der Satellitengratiometrie realisiert, welches erstmals ermöglichen wird, den kurzwelligen Anteil des Erdgravitationsfeldes mit hoher homogener Genauigkeit zu bestimmen. Ein cm – Geoid soll noch bei Wellenlängen bis zu 160 km (bzw. halbe Wellenlänge von 80 km) ableitbar sein. Zur besseren Bestimmbarkeit des langwelligen Anteils werden zusätzlich Hoch – Niedrig – SST – Messungen zu den GPS – Satelliten und zur Bodenstation in Kiruna (Schweden) durchgeführt.

4.1 Zeitrahmen der Mission

Im Mai 1996 wurden auf dem Granada I User Consultation Meeting neun für den Rahmen der Earth Explorer Missionen der ESA in Frage kommende Satellitenmissionen vorgestellt. Aus diesen neun Kandidaten suchte das wissenschaftliche Beratungsgremium der ESA im September 1996 in einer Vorauswahl zunächst vier Missionen aus. Im Oktober 1999 entschied man sich schlussendlich die GOCE Mission durchzuführen. Der Start der Mission wurde für den Zeitraum 2004 / 2005 angesetzt.

Maßgeblich für die Entscheidung zugunsten GOCE war offenbar der hohe wissenschaftliche Anspruch und der Zusammenschluss zahlreicher Forschungseinrichtungen zu einem internationalen Konsortium. So beteiligten sich bei den bisherigen Vorarbeiten u. a. die technische Universität in Delft, Graz und München, die Universitäten in Bonn, Kopenhagen und Mailand, das Polytechnico di Milano, das Proudman Oceanographic Laboratory in Birkenhead (England), wie Space Research Organisation Netherlands sowie das französische Weltraumforschungsinstitut in Toulouse an diesem Team.

4.2 Der GOCE – Satellit

Der GOCE – Satellit ist als ein schlanker symmetrischer Satellit mit einem Querschnitt von $0,8 \text{ m}^2$ und einer Länge von 4 m geplant. Der Satellitenkörper, das Energieversorgungssystem, die Lageregulierungskomponenten, die Daten- und Telemetrie-einrichtungen sowie die beiden Nutzlastkomponenten tragen zu einem Gesamtgewicht des Satelliten von rund 800 kg bei. Die beiden für die Mission im Mittelpunkt stehenden Komponenten sind ein Gradiometer und ein GPS / GLONASS – Empfänger. Für die Erzeugung der 1000 Watt Leistung, die vorwiegend für eine ausgeklügelte Lageregulierung durch einen Ionenstrahlantrieb (Energiebedarf von 700 Watt) benötigt werden, ist eine Solarkollektorfläche von $7,3 \text{ m}^2$ vorgesehen. Durch den extrem sensiblen Ionenstrahlantrieb lassen sich sämtliche nichtgravitativen Störeinflüsse kompensieren. Zusätzlich soll der GOCE – Satellit ebenfalls wie CHAMP und GRACE auf das Geozentrum orientiert sein. Im Rahmen der Mission, wird der Satellit etwa 10.000-mal die Erde umlaufen und dabei rund 100 Millionen Daten liefern.

4.3 Missionsparameter und Sensoren

Satellit: Länge 5 m, Durchmesser 1 m

Sensoren: 3-Achs-Schweregradiometer mit 6 Akzelerometern

GPS-Antenne und Empfänger (GPS / GLONASS)

Sternsensoren

Laserreflektor

Steuerung: Ionen-Antriebe

Aktuatoren (z.B.: Düsen, zur Einhaltung der Lage)

Magnetotorquer

SREM Messgerät zur Bestimmung des Satelliten umgebenen elektrischen Feldes
(elektrische Felder können Auswirkungen auf die Bordelektronik haben)

Missionsdauer = ca. 20 Monate

Messdauer = 2 * ca. 6 Monate

Flughöhe (Missionsbeginn) = ca. 250 km

Flughöhe (Missionsende) = ca. 240 km

Bahnneigung(Inklination) : 97° (fast polar)

Kreisförmige, sonnensynchrone Bahn (immer die gleiche Seite der Sonne zugewandt)

Drehung Knotenlinie = 0,9863[°/Tag]

Wie bereits erwähnt, erweist sich eine besonders geringe Bahnhöhe von rund 250 km für die Bestimmung der kurzwelligen Anteile des Erdgravitationsfeldes als äußerst günstig. Dies hat allerdings den Nachteil, dass sich die Missionslänge nur auf ca. 20 Monate beschränkt. Die niedrige Umlaufbahn hat eine höhere Atmosphärenreibung zur Folge, was ein Nachteil für

die Betriebsdauer darstellt. Ohne umfangreiche Lageregulierung kann keine lange Missionsdauer erreicht werden. Weiterhin wurden zwei Abschnitte für die Datenaufzeichnung gewählt. In der Zwischenzeit befindet sich der Satellit im Schatten der Erde oder des Mondes. In dieser Phase wird der Satellit auf Stand-by runter gefahren um möglichst wenig Energie zu verbrauchen. Da die Anforderungen an die Stromversorgung sehr hoch sind, hat man sich für eine sonnensynchrone Bahn entschieden.

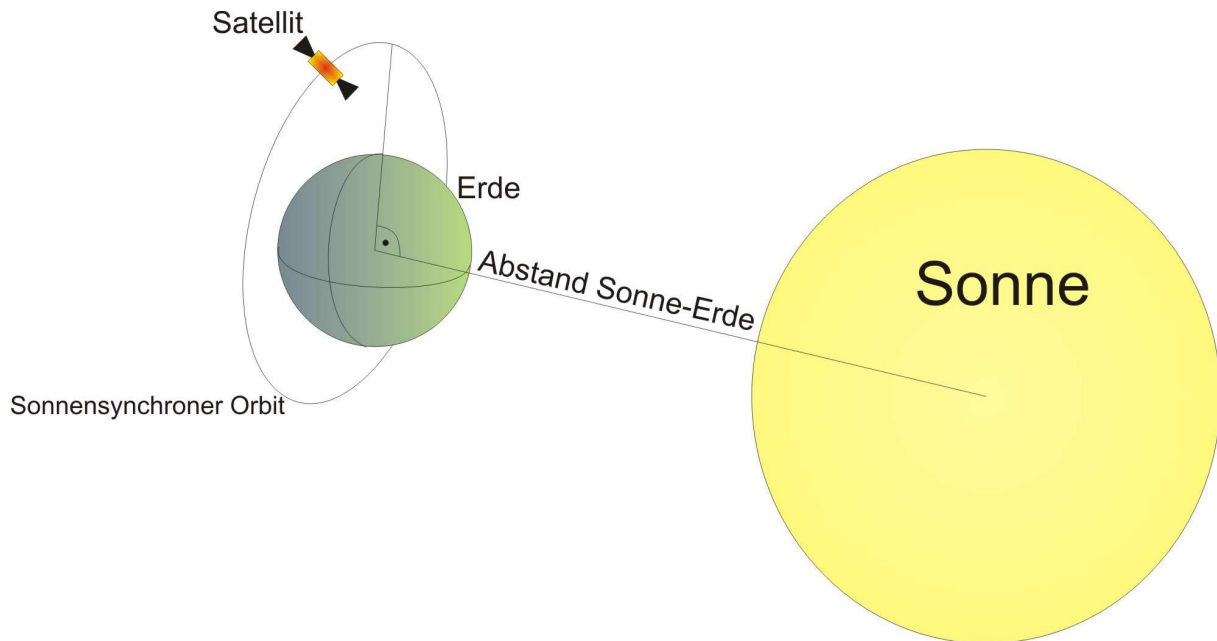


Abb. 4-2 Schema sonnensynchrone Bahn

An eine solche Bahn besteht die Bedingung, dass die ekliptikale Komponente der Bahnebene im inertialen Raum stets orthogonal zur Verbindungslinie Erde – Sonne ausgerichtet sein muss. Dadurch erfährt der Satellit eine ständige Lichteinstrahlung, und zwar immer aus der gleichen Richtung.

Hierdurch kann das Design stark vereinfacht werden. Zum Beispiel können die Sonnenkollektoren fest angebracht werden (ohne Schwenkeinrichtung). Des Weiteren kann der Umfang der Batteriespeicherkapazität aufgrund der ständigen Umwandlung von Sonnenlicht in elektrische Energie eingeschränkt werden. Da sich der Satellit immer von der Selben Seite der Sonne zeigt, herrscht auf der sonnenabgewandten Seite eine konstante Temperatur. Das führt wiederum zu einer Energieeinsparung durch nur geringe Temperaturstabilisierungen für bestimmte Komponenten.

Bei einer sonnensynchronen Bahn ist es also möglich, das gesamte Energieversorgungssystem so gering wie möglich im Vergleich zu anderen Umlaufbahnen zu halten. Somit kann die Masse des Satelliten reduziert werden, wodurch auch seine Ausmaße geringer ausfallen. Ein kleinerer Satellitenquerschnitt trägt nämlich dazu bei, dass eine niedrigere Flugbahn möglich ist, was bekanntlich ein Vorteil für die kurzweilige Gravitationsfeldbestimmung darstellt.

Eine tiefere Bahn ist möglich, da aufgrund des geringen Querschnitts der Einfluss der Atmosphärenreibung auch bei einer Höhe von nur 250 km hinreichend klein gehalten werden kann. Ansonsten wäre, wie bereits erwähnt, eine verstärkte Lagekontrolle notwendig, was sich folglich auf den Energiebedarf und somit auch auf die Dimension des Satelliten auswirken würde. Es lässt sich also feststellen, dass der GOCE–Orbit ein Kompromiss zwischen Gesichtspunkten der Gravitationsfeldbestimmung und einer Möglichkeit der instrumentellen Realisierung darstellt.

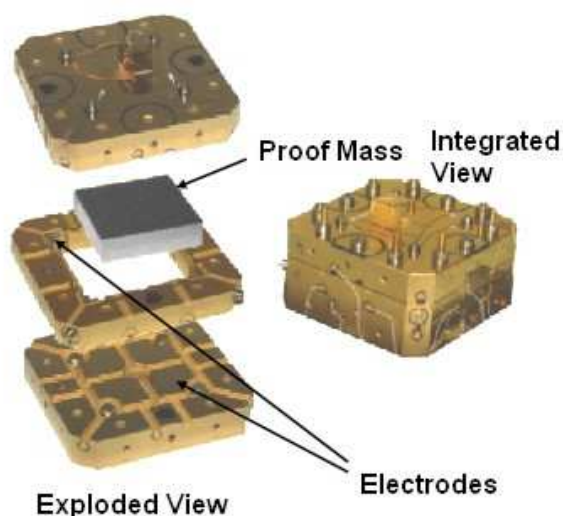
4.4 Gradiometerkonzepte

4.4.1 Induktives Gradiometer

Das induktive Gradiometer wird bisweilen auch kryogenes oder supraleitendes genannt, da es die Leitfähigkeit bestimmter Materialien bei sehr tiefen Temperaturen nutzt (Supraleiter). Bei supraleitenden Beschleunigungsmessern ‚schwebt‘ die supraleitende Probemasse in einem magnetischen Feld. Positionsänderungen der Probemasse verändern den Stromfluss in den supraleitenden Kreisen, der von SQUIDs (Superconducting Quantum Interference Device) detektiert wird. Somit sind die Verschiebungen der Testmassen direkt beobachtbar. Der Zusammenhang zu Beschleunigungen wird durch modifizierte Schwingungsgleichungen hergestellt.

4.4.2 Kapazitives Gradiometer

Bei kapazitiven Beschleunigungsmessern befindet sich die Probemasse in einem elektrischen Feld. Bewegen äußere Kräfte die Probemasse aus ihrer Ruhelage, erfasst dies ein kapazitiver Positionssensor; letztlich wird die Änderung der Kapazität gemessen, die durch die Bewegung der Testmasse zwischen Kondensatorplatten erzeugt wird. Daraus wird eine Spannungskorrektur berechnet und die neue antreibende Spannung erzeugt. Durch elektromagnetische Rückkopplung wird die Probemasse wieder in ihre Ruhelage zurückgeführt.



Übertragungsfunktionen stellen den Zusammenhang zu den gewünschten Beschleunigungen her. Zugleich werden die notwendigen Eingangsinformationen für die Lageregelung und die drag – free – Kontrolle sowie die wissenschaftlichen Messgrößen abgegriffen. Der Beschleunigungsmesser, der bei der CHAMP – Mission verwendet wird, kann nicht – gravitative Beschleunigungen von 10^{-4} m/s^2 mit einer Genauigkeit von $3 \cdot 10^{-9} \text{ m/s}^2$ messen. Die erforderliche Genauigkeit der Instrumente für die Missionen GRACE und GOCE sind bzw. werden um einige Größenordnungen höher sein; allerdings ist der dynamische Bereich dann nicht mehr so groß wie bei CHAMP. Auch deswegen wird GOCE drag-free geflogen.

Abb. 4-3 kapazitiver Gradiometer

4.4.3 Der Gradiometer der GOCE-Mission

Das Gradiometer an Bord von GOCE ist also zur Bestimmung des kurzwelligen Anteils des Gravitationsfeldes und zur drag-free-System – Kompensation eingebaut.

Die Aufgabe eines Gradiometers ist die Bestimmung der unterschiedlichen Wirkungen des Gravitationsfeldes der Erde auf mindestens 2 Probmassen. Diese Probmassen befinden sich bei GOCE in einem bestimmten, messbaren Abstand, der kleiner als 1 m ist.

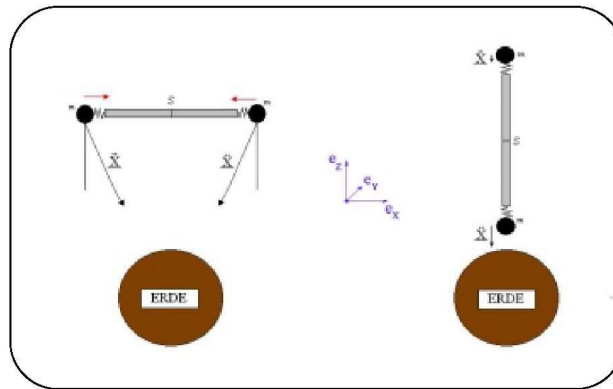


Abb. 4-4 Anordnung von Probmassen

Erfolgt die Anordnung der Probmassen entsprechend linker Abbildung, so würden die beiden Beschleunigungsmesser (dargestellt durch das Federsymbol) an den Stabenden (der Stab symbolisiert den festen, messbaren Abstand der Massen) im Falle eines Zentralfeldes (Gravitationsfeld einer radialsymmetrischen Massenverteilung) **keine** unterschiedlichen Messwerte liefern, für das (reale) Erdgravitationsfeld allerdings schon. In der rechten Abbildung erfährt die untere erdnähere Probmasse eine höhere Anziehung als die obere. Bezieht man nun diese Entfernungs- oder Beschleunigungsänderungen auf den Abstand der Prüfmassen, so erhält man den Gravitationsgradienten, also die Änderung der Gravitation in Richtung der Verbindungslinie der Probmassen.

Bei der GOCE – Mission wird ein dreiachsiges Gradiometer verwendet. Das heißt, dass der Gravitationsgradient in drei ausgezeichnete Achs-/Richtungen bestimmbar ist.

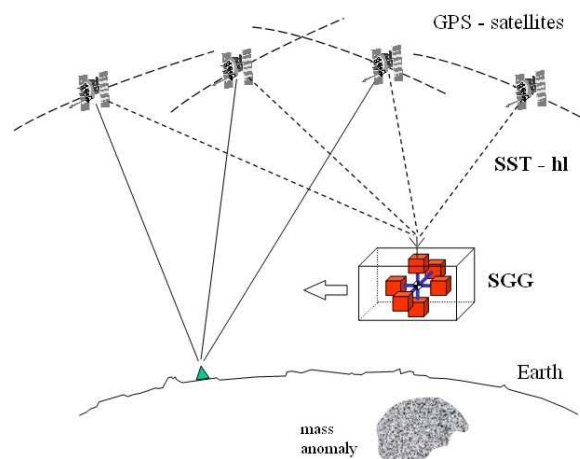


Abb. 4-5 Prinzip dreiachsiges Gradiometer

Dieses dreiachsige Gradiometer wird nun so orientiert, dass sie mit dem bahnbegleitenden Bezugssystem so gut wie möglich (along – track, across – track und radial) übereinstimmen. Der Bezug zwischen dem Gradiometersystem und dem erd- bzw. raumfesten Bezugssystem wird durch GPS hergestellt.

Das Gradiometer, das voraussichtlich bei dieser Mission verwendet wird, besteht aus einem System von sechs sehr empfindlichen Beschleunigungsmessern. Diese werden wiederum von der Firma ONERA bereitgestellt. Es handelt sich wie bei der CHAMP – Mission ebenfalls um Akzelerometer, die auf dem elektrostatischen Prinzip basieren, allerdings werden sie

eine verbesserte Auflösung von 10^{-12} m/s^2 haben. Ihre Anordnung erfolgt paarweise um den Schwerpunkt des Satelliten, und zwar entlang dreier jeweils rechtwinklig zueinander liegenden Achsen.

Das gesamte Gradiometerinstrument wird eine zylindrische Form mit den Abmessungen 1,3 m in der Länge und 85 cm im Durchmesser. Die beiden Akzelerometer einer Achse befinden sich dann in einem Abstand von ca. 50 Zentimetern. Der Energiebedarf des Gradiometers (inklusive Temperaturkontrolle) beträgt rund 70 Watt. Wie bereits erwähnt befindet sich diese Nutzlast im Zentrum des Satelliten.

4.5 Prinzip der Gravitationsfeldbestimmung mit GOCE

Das Ziel der GOCE – Mission ist vorrangig die Detailmodellierung des Gravitationsfeldes der Erde. Deshalb ist ein Gradiometer an Bord des Satelliten. Dieses Gradiometer kann aber nur den kurzwelligen Anteil des Gravitationsfeldes bestimmen. Der langwellige Anteil des Gravitationsfeldes der Erde kann nicht mit dem Gradiometer erfasst werden. Dafür wird auf das high – low – SST – System ähnlich wie beim CHAMP – Satelliten zurückgegriffen. Dies bedeutet wiederum, dass für die Gravitationsfeldbestimmung eine (komplexe) Kombinationslösung aus Gradiometer – und GPS – Tracking – Daten durchzuführen wäre.

Des Weiteren kann durch die kurze Messdauer von jeweils 6 Monaten und einer 4 monatigen Unterbrechung nur eine statische Bestimmung des Gravitationsfeldes der Erde erfasst werden.

Das Gradiometer erfasst außerdem die nichtgravitativen Störeinflüsse wie z.B. die Atmosphärenreibung. Diese Signale werden dann in Echtzeit an das Ionenstrahlantriebssystem weitergeleitet. Störkräfte können dann sofort durch Gegenschub kompensiert. Auf diese Weise führt der GOCE – Satellit keine Eigenbewegung durch und befindet sich auf einer Bahn, die exakt einem Freien Fall um die Erde entspricht. Eine derartige Realisierung einer Satellitenbahn wird als drag-free bezeichnet.

Simulationsrechnungen der ESA (1999) lassen erwarten, dass durch GOCE eine Auflösung des Gravitationsfeldes der Erde bis zu einer Wellenlänge von $\lambda/2 = 80 \text{ km}$ möglich werde. Dies entspräche einer Kugelfunktionsentwicklung bis Grad und Ordnung $L = 250$. Besonders optimistische Rechnungen nehmen sogar eine Auflösung von bis zu 65 km ($L = 300$) an. Bei dieser höchstmöglichen Auflösung würde die Geoidgenauigkeit im cm- bis dm – Bereich liegen und die Genauigkeit der Schwereanomalien im mGal – Bereich. In jedem Fall werden aber von GOCE für Auflösungen von 100 km und weniger ($L \leq 200$) Genauigkeiten von besser als 1 cm (Geoid) und 1 mGal (Schwereanomalien) zu erwartet sein.

4.6 Anwendungsgebiete der GOCE - Mission

4.6.1 Geodäsie

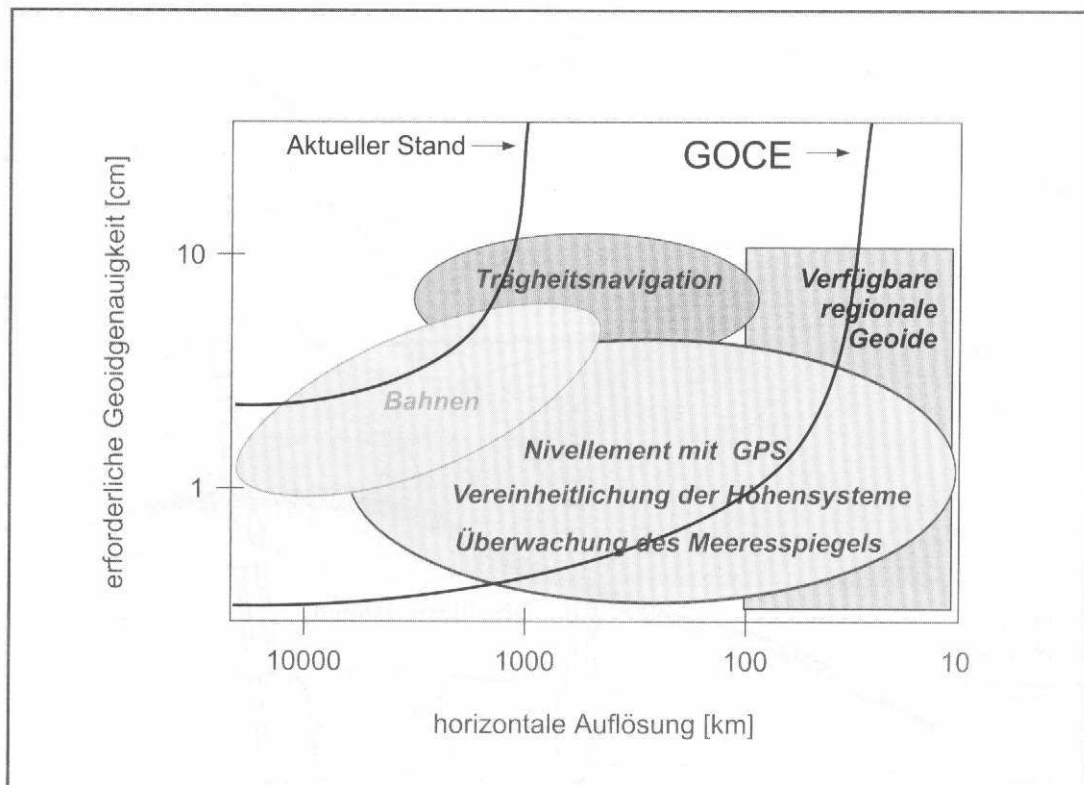


Abb. 4-6 Anwendungen in der Geodäsie

In der obigen Abbildung sind die Anwendungen innerhalb der Geodäsie zusammengefasst. Die horizontale Achse gibt die räumliche Auflösung auf der Erdoberfläche an, die vertikale Achse zeigt die erforderliche Geoid – Genauigkeit für die jeweilige Anwendung. Die schwarzen Kurven geben an, welche Geoid – Genauigkeit man bei einer bestimmten räumlichen Auflösung mit GOCE erreicht und was der heutige Stand ist. Es ist offensichtlich, dass mit dem GOCE – Schwerefeld ein breites Spektrum von Anwendungen erschlossen wird.

Innerhalb der Geodäsie gibt es 4 Hauptanwendungen für ein hoch auflösendes Schwerefeld.

1. Durch eine bessere Kenntnis des Erdschwerefeldes lassen sich ‚gute‘ Satellitenbahnen bestimmen. Z.B. werden Bahnfehler der Altimetrie – Satelliten, die aufgrund ungenauer Schwerefeldparameter verursacht werden (eine große Fehlerquelle bei der Altimetrie, da sie direkt in die Beobachtung koppelt) minimiert.
2. Man kann das GOCE – Geoid verwenden, um ellipsoidische GPS – Höhen in physikalische Gebrauchshöhen umzuwandeln. Dieses Verfahren, veranschaulicht in dieser Abbildung, wird ‚Nivellement mit GPS‘ genannt, weil es für bestimmte Bereiche das klassische Nivellement ersetzen kann. Insbesondere in solchen Gebieten, wo nur spärliche Schwereinformationen vorliegen, kann man aus Kombination von GPS und Geoidhöhen einfach physikalische Höhen bestimmen.

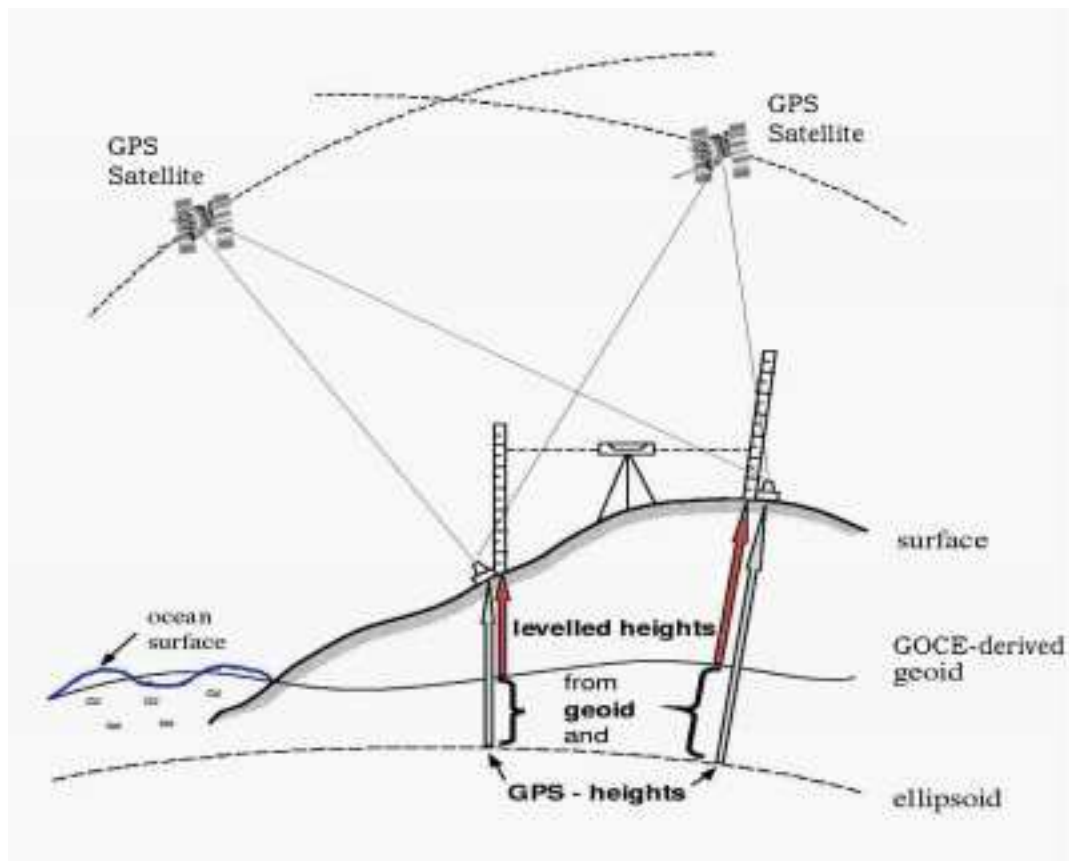


Abb. 4-7 Nivellement mit GPS

3. Die globalen Bezugssysteme für Lage und Höhe sind sehr inhomogen. Während der IERS (Internationaler Erdrotationsservice) ein homogenes terrestrisches Referenzsystem zur Verfügung stellt, z.B. das ITRF 2000, gibt es weltweit eine Vielzahl verschiedener Höhensysteme, die nur mit niedriger Genauigkeit untereinander verbunden sind. ARABELOS (1999) weist darauf hin, dass die Fehler in der Größenordnung von 50 – 60 cm liegen, wenn man beispielsweise die Pegel von Amsterdam und New York vergleicht. GOCE würde eine Genauigkeitssteigerung um einen Faktor 10 bringen. Die Höhensysteme könnten weltweit auf einem guten Genauigkeitsniveau vereinheitlicht werden, um wiederum als Bezugsfläche für weitere Anwendungen zu dienen (z.B. globale Pegelvergleiche für die Untersuchung von Meeresspiegelschwankungen). Es wird auch ermöglicht die vielen regionalen Geoide miteinander zu verbinden, so dass sie konsistent als wirkliche hierarchische Verdichtung des globalen GOCE – Geoids betrachtet werden können.
4. Ein gutes Schwerefeldmodell wird in der Trägheitsnavigation gebraucht, um die gravitativen Beschleunigungen von den inertialen Beschleunigungen trennen zu können, die von der Bewegung des Fahrzeugs stammen. Letztendlich will man in der Navigation die reine Fahrzeugbewegung bestimmen.

4.6.2 Ozeanographie

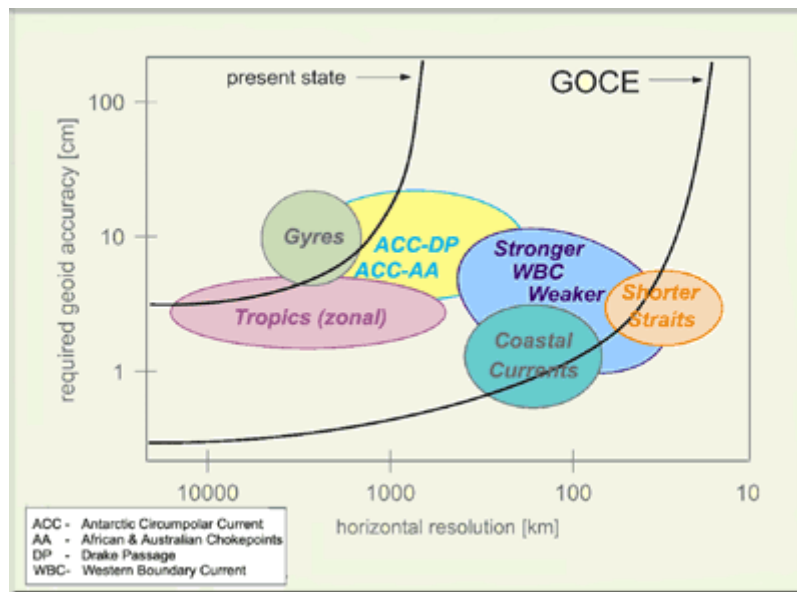


Abb. 4-8 Anwendungen in der Ozeanographie

In der Ozeanographie wird das Geoid hauptsächlich gebraucht, um die Meerestopographie zu bestimmen. Die Altimeter – Satelliten liefern die tatsächliche, mittlere Meeresoberfläche, die sich durch die Meerestopographie vom Geoid unterscheidet (siehe Abbildung). Die Meerestopographie beträgt zwischen $\pm 1 - 2$ m; d.h., sie liegt bei globalen Geoidfehlern von momentan etwa 60 cm zu einem Großteil im Rauschen. Die Meerestopographie kommt aufgrund der Bewegung des Wassers (Ozeanzirkulation) zustande und lässt wieder auf die Meeresströmungen selbst schließen. Die Abbildung zeigt die Größenordnung verschiedener Ströme und die erwarteten Verbesserungen aus den GOCE – Daten, die es erlauben, diese Phänomene genauer zu untersuchen. Der Vorteil von GOCE ist, dass sich insbesondere die kleinräumigen Strukturen erfassen lassen werden. Damit entsteht ein wesentlicher Beitrag zur Verbesserung der globalen Ozeanmodelle.

Die Oberflächenströmungen wechselwirken mit der unteren Atmosphäre und mit den tieferen Wasserschichten. Es findet ein stetiger Masse- und Wärmetransport statt, der wiederum die Wetterverhältnisse beeinflusst und somit wichtige Informationen für Meteorologen und Klimamodelle liefert.

Aus den GOCE – Daten lassen sich auch direkt Modelle der Tiefenströmungen testen sowie Bodendruckvariationen und sterische Veränderungen untersuchen.

4.6.3 Geophysik

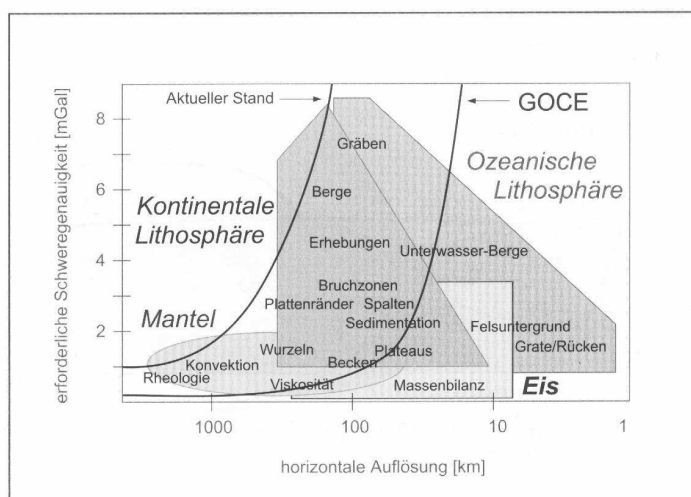


Abb. 4-9 Anwendungen in der Geophysik

Die Anwendungen in der Geophysik sind in dieser Abbildung zusammengefasst. Die vertikale Achse gibt jetzt die notwendige Schwereanomaliegenauigkeit in mGal an, die benötigt wird, um bei einer bestimmten horizontalen Auflösung einen bestimmten physikalischen Effekt entdecken zu können. Die Messungen enthalten in integraler Weise der Summe aller Massenanteile der Erde, wobei die langwelligen Anteile eher mit Variationen des oberen Erdmantels korreliert sind. Über Modellrechnungen lässt sich auf die Rheologie¹ und Viskosität des Mantels schließen oder man kann die Konvektionsmechanismen näher untersuchen. Die kleinräumigen Anteile des Schwerefeldes spiegeln insbesondere die Dichtevariationen in den oberflächennahen Schichten, z.B. der kontinentalen oder ozeanischen Lithosphäre, wider. Beispiele für Dichtevariationen sind z.B. das Auseinanderdriften von Kontinentalplatten, das durch aufsteigendes Material aus dem unteren Erdmantel verursacht wird, das Übereinanderschieben von Platten, Gräben, Bruchstellen, aber auch Strukturen des Meeresuntergrundes usw.

Ein Problem ist, globale Modelle zu entwickeln, die es erlauben, die verschiedenen Phänomene mit hinreichender Genauigkeit zu trennen. Dazu ist es notwendig, neben der Schwerefeldinformation zusätzliche Informationsquellen, wie seismische Tomographien, zu nutzen und Annahmen über das dynamische Verhalten an den Plattengrenzen sowie über die Dichte oder die Viskosität in bestimmten Bereichen zu treffen. Mit den Schwereanomalien als äußere Randwerte kann man die verschiedenen Annahmen testen und durch Variationen der Modelle und der Modellparameter optimieren. Berechnungen in einem Testgebiet in Norditalien zeigten, dass mit simulierten GOCE – Daten unterirdische Spannungszonen, die die Zonen von Erdbebenherden sind, wesentlich realistischer modelliert werden konnten.

Ein weiterer Forschungsaspekt ist die nacheiszeitliche Hebung, also die Entspannung der kontinentalen Lithosphäre nachdem die Eismassen wieder verschwunden sind. Die aus den GOCE – Daten erwarteten Schwereanomalien enthalten Informationen über die Krusten- und Mantelrheologien sowie über die Dicke der Lithosphäre und liefern somit wichtige Beiträge zur Beschreibung der geophysikalischen Prozesse bei der Landhebung. Letztendlich ist die entscheidende Frage aber, wie man mögliche Meeresspiegelschwankungen von der Hebung der Landmassen, auf den ja die Pegel angebracht sind, trennen kann. Hierzu müssen wieder Beobachtungen verschiedener Techniken (z.B. Altimetrie und Pegelmessungen) kombiniert werden.

4.6.4 Eisforschung

GOCE liefert mit Ausnahme der Zone des Polarloches ein hochaufgelöstes Geoid auch über der Arktis und der Antarktis, das als konsistente Bezugsfläche für Eismassenänderungen dient. Das GOCE – Geoid kann man wieder kombinieren mit ‚in-situ‘ – Messungen der Eisdicke, um ein besseres Verständnis über den Eismassenfluss zu erhalten.

Dagegen spiegeln die gemessenen Schwereanomalien auch die Struktur des unter dem Eis liegenden Felsuntergrund wider. Durch Inversion der Messungen und durch Hinzunahme weiterer Beobachtungen (z.B. die Oberflächentopographie aus Eis – Altimetrie oder aus SAR - Interferometrie) sowie bestimmter Annahmen über die Eisdichte kann man die Untergrundstruktur rekonstruieren. Aus den so erhaltenen Eisdicken kann zusammen mit Messungen des Eismassenflusses (z.B. aus SAR - Interferometrie) eine detaillierte Eismassenbilanzierung vorgenommen werden. Diese Ergebnisse tragen auch bei, Meeresspiegelschwankungen aufgrund des Abschmelzens der polaren Eiskappen besser zu verstehen. Die Untersuchungen werden in den nächsten Jahren intensiviert, wenn z.B. die ESA – Mission CRYOSAT gestartet ist, die speziell Oberflächenaufnahmen der polaren Eisschilde durchführen soll.

¹ ist die Wissenschaft, die sich mit dem Verformungs- und Fließverhalten von Materie beschäftigt

5 Abkürzungen

AOCS : Lage- und Orbitkontrollsystem (*engl.: **A**ttitude and **O**rbit **C**ontrol **S**ystem*)

CES : Erd- und Sonnensensor (*engl.: Coarse Earth and Sun Sensor*)

CHAMP : **M**ini – Satellite **P**ayload for Geophysical Research and Application

DLR : Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

ESA : European Space Agency

GOCE : **G**ravity Field and Steady – State **O**cean **C**irculation **E**xplorer

GRACE : **G**ravity Recovery and **C**limate **E**xperiment

LRR : Laser – Retro - Reflektor

SLR : Satellite – Laser – Ranging

SQUID : Superconducting Quantum Interference Device

SST : Satellite to Satellite Tracking

6 Quellen

- CHAMP/GRACE
 - www.gfz-potsdam.de
 - www.dlr.de
- GOCE
 - www.esa.int
 - www.goce-projektbuero.de
 - „Die Satellitengradiometermission GOCE“, Jürgen Müller, Dissertation