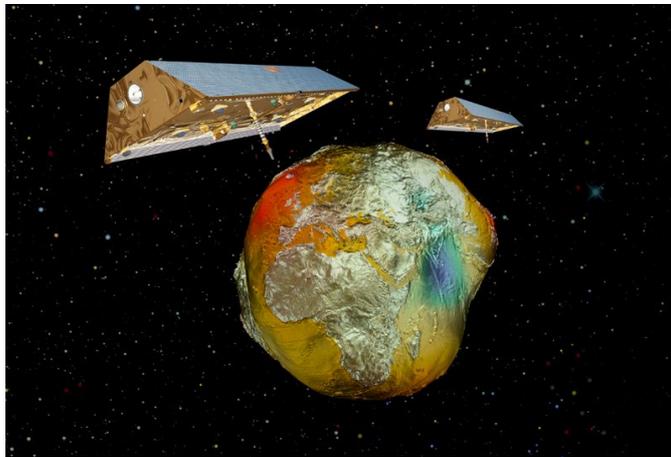


Universität Stuttgart

Konstellationsentwürfe und Bewertungen einer VLEO Schwerefeldmission

Christian Edelmann



Quelle:GFZ

Bachelorarbeit
im Studiengang **Geodäsie & Geoinformatik**
am Geodätischen Institut der Universität Stuttgart

Stuttgart, Februar 2024

Betreuer: Prof. Dr.-Ing. Nico Sneeuw
Universität Stuttgart

Erklärung der Urheberschaft

Ich erkläre hiermit an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit ohne Hilfe Dritter und ohne Benutzung anderer als der angegebenen Hilfsmittel angefertigt habe; die aus fremden Quellen direkt oder indirekt übernommenen Gedanken sind als solche kenntlich gemacht. Die Arbeit wurde bisher in gleicher oder ähnlicher Form in keiner anderen Prüfungsbehörde der Universität Stuttgart oder einer anderen Hochschule vorgelegt, und auch noch nicht veröffentlicht.

Ort, Datum

Unterschrift

Einleitung

Seit Beginn des Weltraumzeitalters wurden Satelliten benutzt, um Messungen des Schwerefelds durchzuführen. Satelliten der Sputnik, Explorer, Transit und GEOS Missionen gehörten zu den Ersten, die für diesen Zweck entsendet wurden (Quelle: (6)).

Die Anzahl an Objekten im Weltraum generell stieg in den letzten Jahren auf ca. 33000 verfolgbare Objekte. Darüber hinaus existieren noch mehr Teile, die aber zu klein sind, um von der Erde aus getrackt werden zu können. Die einzige Maßnahme zur Reduktion der Weltraumschrottobjekte ist bisher das natürliche Verglühen beim Absinken in die Atmosphäre. Methoden, um die Objekte anderweitig zu entfernen, sind noch wenig erforscht. Der Low Earth Orbit (LEO), ein Bereich zwischen 450 und 2000 km Entfernung zur Erdoberfläche, beinhaltet die meisten Objekte. Dazu gehören hauptsächlich Satelliten, die zur Erdbeobachtung verwendet werden, unter anderem auch Schwerefeldmissionen. Die Angst vor einem sogenannten *Kessler-Syndrom* wächst. Dies ist ein Zustand, bei dem durch Kollisionen der Objekte miteinander nahezu exponentielles Wachstum und eine große Anzahl der Weltraumschrottobjekte erreicht ist. Somit wäre der LEO Bereich unzugänglich gemacht, wodurch weitere Missionen innerhalb dieses Bereichs verhindert werden würden. Als Gesellschaft sind wir mittlerweile aber auf Daten dieser Satelliten angewiesen. Deshalb soll nun auch der Bereich <400 km Entfernung zur Erdoberfläche (Very Low Earth Orbit, VLEO) besiedelt werden. Ein Nebeneffekt dieser niedrigen Orbithöhe ist eine höhere Sensitivität für Schwerefeldmessungen, aber auch stärkere atmosphärische Kräfte, die auf den Satelliten wirken, die ein schnelleres Absinken und Verglühen in der Atmosphäre verursachen.

Eine der aktuellen Schwerefeldmissionen ist die GRACE-Follow On Mission, die von NASA und DLR betrieben wird. GRACE-FO hat seine geplante Lebenszeit von 5 Jahren seit dem Start 2018 schon überschritten. Deshalb ist eine Nachfolgemission geplant, um die es in dieser Arbeit geht. Vorherige Schwerefeldmissionen bestanden entweder aus Einzelsatelliten (GOCE) oder zwei Satelliten, die paarweise auf einem Orbit flogen (GRACE, GRACE-FO) . Es soll nun die Option erarbeitet werden, eine Konstellation (>2 Satelliten) aufzubauen, die nach dem Messprinzip von GRACE-FO arbeitet. Durch Vergleiche verschiedener Aspekte ist zu prüfen, ob diese erarbeiteten Konstellationen eine mögliche Alternative zur GRACE-FO Mission und LEO Schweremissionen darstellt.

Inhaltsverzeichnis

1 Grundlagen	1
1.1 Keplerelemente	1
1.2 Bahndesign	3
1.3 Bahnhöhe	5
1.4 Hohmann Transfer	7
2 Bewertungskriterien für Konstellationen	9
3 GRACE-Follow On	15
3.1 Allgemeine Infos	15
3.2 Messprinzip	15
3.3 Konstellation GRACE-FO	16
4 Konstellationsentwürfe nach Kategorien	21
4.1 Single Orbit Konstellationen	21
4.1.1 Konstellation 1: VLEO GRACE-FO	21
4.1.2 Konstellation 2: Enge Perlenkette	25
4.1.3 Konstellation 3: Gleichverteilte Perlenkette	28
4.1.4 Konstellation 4: Gleichverteilte Paare	32
4.2 Optimierung der Homogenität für Perlenketten-Konstellationen	36
4.3 Elliptische Konstellationen	37
4.3.1 Konstellation 5: Elliptical Flower	37
4.3.2 Konstellation 6: Rotated Elliptical Flower	42
4.3.3 Konstellation 7: Elliptical Orbital Shell	47
4.3.4 Konstellation 8: Verschränkte Ellipsen	52
4.4 Konstellation 9: Unkontrollierte Konstellation	57
5 Zusammenfassung	63

Kapitel 1

Grundlagen

Der Abschnitt Grundlagen ist stark von (5) beeinflusst. Alle Formeln sowie Abbildungen 1.1, 1.2, 1.3, 1.6, 1.9 sind dieser Quelle entnommen worden.

1.1 Keplerelemente

Laut Kepler bewegen sich Planeten auf elliptischen Bahnen um die Sonne. Dem gleichen Prinzip folgen Objekte im Weltraum, wie zum Beispiel Satelliten, die sich um die Erde bewegen. Ellipsen sind allgemein als die Menge aller Punkte definiert, deren Summe der Entfernungen zu den beiden Brennpunkten der Ellipse gleich ist (siehe Figures 1.1, 1.2). Im Fall von Satellitenbahnen ist die Erde einer der Brennpunkte.

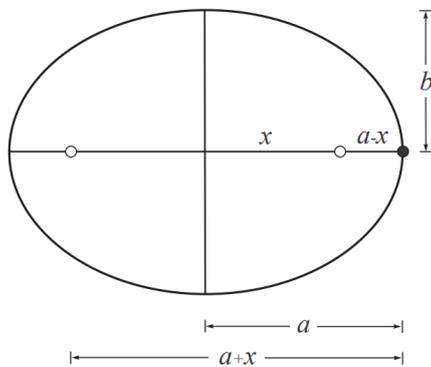


Abbildung 1.1: Skizze 1

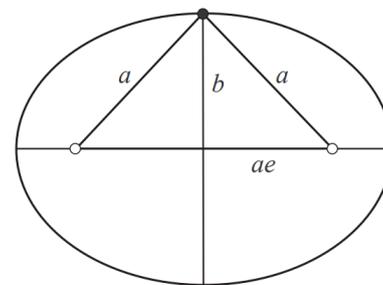


Abbildung 1.2: Skizze 2

Darstellung der Keplerelemente lange Halbachse a und Exzentrizität e in zweidimensionalen Skizzen. Parameter b ist die kurze Halbachse, x ist ein freier Parameter. Die Brennpunkte sind mit Kreissymbolen dargestellt

Die lange Halbachse a [m] ist der größtmögliche Abstand vom Rand der Ellipse zum geometrischen Zentrum. Die Exzentrizität e [] beschreibt die Verzerrung der Ellipse. Sie nimmt Werte zwischen 0 und 1 an. Für $e = 0$ ist die Ellipse ein Kreis. Für $e = 1$ ist die Ellipse eine Gerade.

Für die Parameter e , a und b gilt folgende Beziehung:

$$e^2 = \frac{a^2 - b^2}{a^2} \quad (1.1)$$

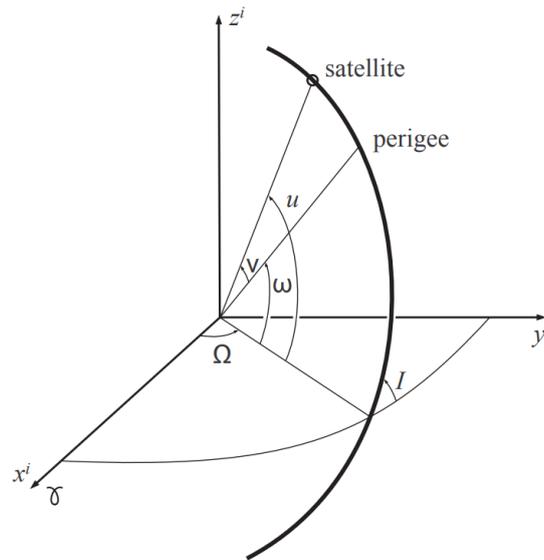


Abbildung 1.3: Darstellung der Keplerelemente Ω , ω , I , ν in einer dreidimensionalen Skizze

Das Keplerelement Ω [°], die Rektaszension des aufsteigenden Knotens, beschreibt den Winkel zwischen der inertialen x -Achse und dem aufsteigenden Knoten in der Äquatorebene. Der aufsteigende Knoten ist der Schnittpunkt zwischen Bahnebene und Äquatorebene. Die Inklination I [°] bildet den Winkel zwischen Äquatorebene und Bahnebene. Perigäumswinkel ω [°] beschreibt den Winkel zwischen Knotenlinie und Perigäum in der Bahnebene. Das Perigäum ist der Punkt auf einer Ellipse, der dem Brennpunkt am nächsten liegt. Das Gegenteil dazu ist das Apogäum. Die wahre Anomalie ν [°] bildet den Winkel zwischen Perigäum und aktueller Satellitenposition in der Bahnebene.

Tabelle 1.1 fasst die Bedeutung der Keplerelemente zusammen:

Tabelle 1.1: Keplerelemente und Bedeutung

Parameter	Bedeutung
a, e	Form und Größe der Ellipse
Ω, I	Orientierung der Bahnebene im Raum
ω, ν	Position des Satelliten in der Bahn

An Stelle von ν wird im weiteren Verlauf der Arbeit die mittlere Anomalie M verwendet, weil diese gleichmäßig mit der Zeit verläuft.

Durch die Abplattung der Erde sind einige der Keplerelemente zeitlich variabel. Die Formeln für diese sogenannten oskulierenden Keplerelemente lauten:

$$\dot{\omega} = \frac{3nC_{20}a_E^2}{4(1-e^2)^2a^2}(1-5\cos^2 I) \quad (1.2)$$

$$\dot{\Omega} = \frac{3nC_{20}a_E^2}{2(1-e^2)^2a^2}\cos I \quad (1.3)$$

$$\dot{M} = n - \frac{3nC_{20}a_E^2}{4(1-e^2)^{\frac{3}{2}}a^2}(3\cos^2 I - 1) \quad (1.4)$$

Die Erdabplattung wird durch den Koeffizienten $C_{20} = -1.08263 \cdot 10^{-3}$ beschrieben. Der Parameter a_E ist die lange Halb-achse der Erde, die durch die Abplattung nun als Ellipsoid beschrieben werden kann und a ist die lange Halb-achse der Satellitenbahn

1.2 Bahndesign

Die zeitliche Veränderung der Keplerelemente bewirkt eine Veränderung der Bahn mit der Zeit. Es ändert sich allerdings nur die Orientierung der Bahn im Raum aber nicht die Form und Größe der Ellipse.

Die zeitliche Ableitung von ω oder auch *Perigäumsdrift* genannt ist bei kreisförmigen Bahnen am stärksten. Je niedriger die Bahnhöhe und kleiner die Exzentrizität, desto mehr Perigäumsdrift ist vorhanden. Für sehr exzentrische Orbits könnte man zum Beispiel das Perigäum an einer bestimmten Stelle über der Erde festhalten. Dies nutzt der russische Kommunikationssatellit Molnija aus. Die Präzession des Perigäums $\dot{\omega}$ muss daher für solche Bahnen Null werden. Dies wird mit der sogenannten *kritischen Inklination* von 63.43° bzw. 116.57° für alle a und e erreicht, wie in Figure 1.4 zu sehen ist. Das dunkelblaue Wertebeispiel im Plot erreicht bei einer Inklination von 0° maximal $\dot{\omega} \approx 2 \cdot 10^{-4} \frac{^\circ}{s} \approx .$ Das bedeutet, dass sich das Perigäum pro Tag um 17.3° bewegt. Man kann aber auch die Bewegung des Perigäums nutzen, indem man mit dem Perigäum über einen Zeitraum die Erde abtasten lässt.

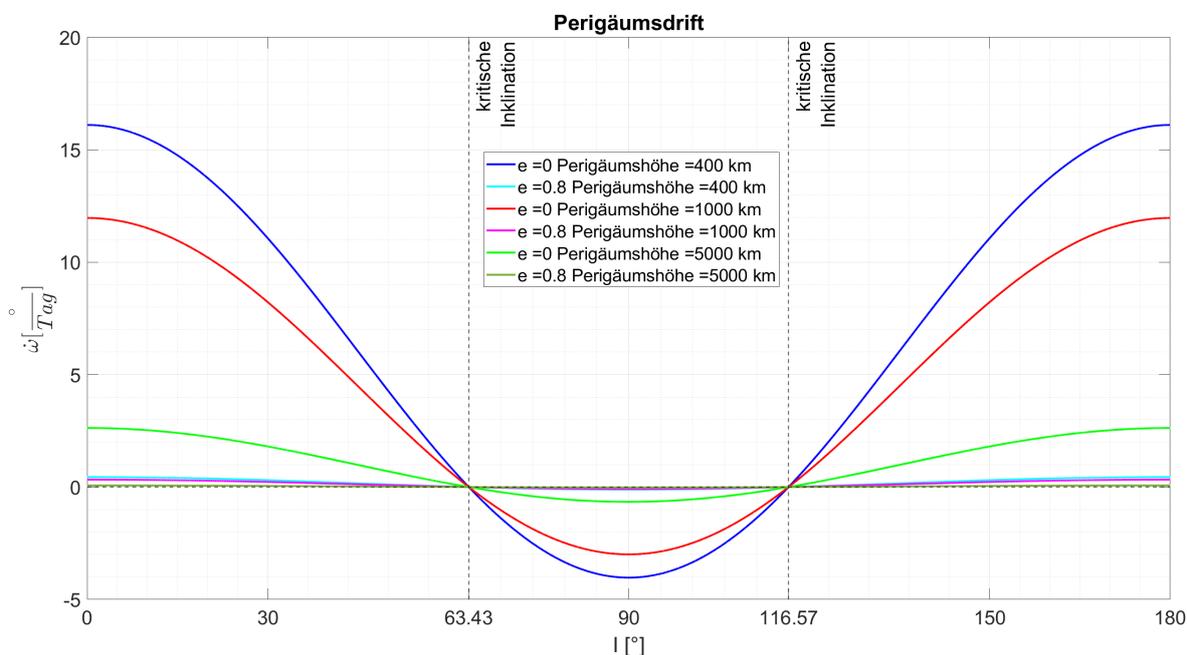


Abbildung 1.4: Perigäumsdrift $\dot{\omega}$ in Abhängigkeit von I und verschiedene Kombinationen von a und e . Die Bedingung $\dot{\omega} = 0 \frac{^\circ}{Tag}$ wird bei den kritischen Inklinationen 63.43° und 116.57° erreicht. Siehe gestrichelte Linien im Plot

Durch $\dot{\Omega}$ oder auch *Knotendrift* genannt, kann man zum Beispiel eine sonnensynchrone Bahn erzeugen. Beträgt $\dot{\Omega} = 360 \frac{^\circ}{Jahr}$ so entspricht der Knotendrift genau der Rotation der Erde um die Sonne. Ein Satellit dessen Sonnensegel in Richtung Sonne ausgerichtet ist, wird

immer diese Richtung beibehalten. Ein weiteres Beispiel sind Fernerkundungssatelliten die Aufnahmen der Erde machen. Hier sind gleiche Lichtverhältnisse bei gleichen Orten auf der Erde nötig. Auch das kann durch eine sonnensynchrone Bahn erreicht werden. Die Bahnneigung I muss dafür $> 90^\circ$ sein. Für das dunkelblaue Wertebeispiel in Figure 1.5 wäre dieser Fall bei $\approx 97.0^\circ$. Bei polaren Bahnen ($I = 90^\circ$) tritt kein Knotendrift auf.

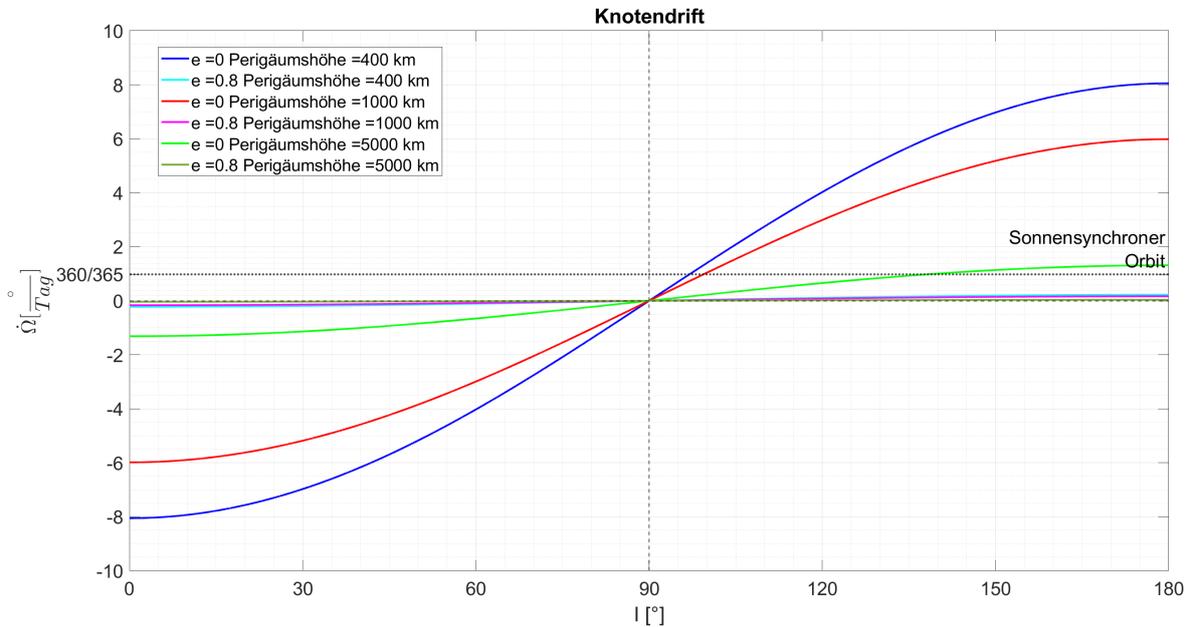


Abbildung 1.5: Knotendrift $\dot{\Omega}$ in Abhängigkeit von I und verschiedene Kombinationen von a und e . Elimination des Knotendriffs, $\dot{\Omega} = 0 \frac{\circ}{\text{Taq}}$, wird bei $I = 90^\circ$ erreicht. Siehe gestrichelte Linie. Knotendrift $\dot{\Omega} = 360 \frac{\circ}{\text{Jahr}}$ bedeutet einen sonnensynchronen Orbit. Siehe gepunktete Linie.

\dot{M} bewegt sich in der gleichen Größenordnung wie die anderen Parameter. Ihr Einfluss ist besonders beim Design eines Repeat Orbits relevant (siehe Formel 1.4).

Ein weiterer Aspekt beim Bahndesign kann eine Wiederholungsbahn sein. Eine solche Bahn ist oft bei bildgebenden Erdbeobachtungssatelliten sinnvoll. Hier soll nach Möglichkeit immer ein bestimmter Ort überflogen werden. Das wird erreicht wenn sich das Bodenspurmuster nach α Knotentagen und β Umläufen schließt. α und β sind dabei relative Primzahlen. Ein Beispiel für eine Wiederholungsbahn ist ein GPS Satellit, dessen Bahn sich nach $\alpha = 1$ Knotentag und $\beta = 2$ Umläufen schließt. Allgemein gilt die Beziehung:

$$\frac{\beta}{\alpha} = \frac{\dot{\omega} + \dot{M}}{\omega_E - \dot{\Omega}} \quad (1.4)$$

Einen der wichtigsten Effekte auf die Bodenspür und somit das Bahndesign hat die Inklination. Sie bestimmt bis zu welchem Breitengrad die Erde abgedeckt wird. Es gilt:

$$\text{Prograde Inklination: } |\phi| \leq I \text{ mit } I \in [0, 90)^\circ, \phi \in [-90, 90]^\circ \quad (1.5)$$

$$\text{Retrograde Inklination: } |\phi| \leq 180^\circ - I^\circ \text{ mit } I \in [90, 180)^\circ, \phi \in [-90, 90]^\circ \quad (1.6)$$

Ein Satellit mit Inklination $I = 50^\circ$ oder 130° sammelt Daten von der Erdoberfläche bis zum 50. Breitengrad. Fliegt der Satellit mit 90° oder -90° Inklination ist die ganze Erde abgedeckt. Siehe Abbildung 1.6

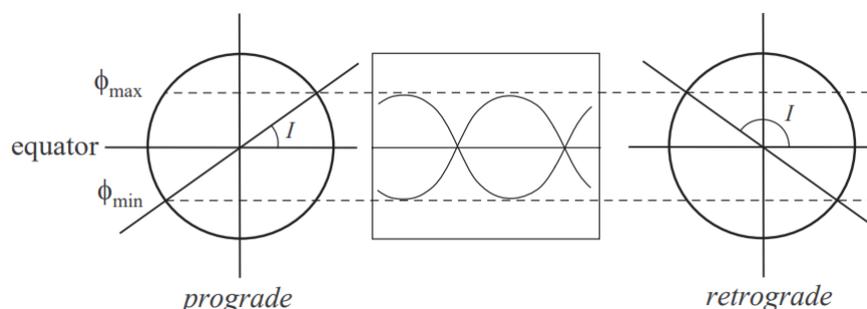


Abbildung 1.6: Auswirkung der Wahl der Inklination auf die Bodenspur.

1.3 Bahnhöhe

In den Berechnungen der Bahnelemente der Konstellationen werden zwar in dieser Arbeit nur J2-Effekte berücksichtigt, aber es muss trotzdem überlegt werden, welche Bahnhöhen aufgrund der Atmosphärenreibung überhaupt realisierbar sind. Für die Dichte der Atmosphäre wird ein Standard Atmosphärenmodell herangezogen. Die Bewegungsgleichung mit Atmosphärenreibung sieht folgendermaßen aus:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM}{\|\mathbf{r}\|^3}\mathbf{r} - \frac{1}{2}C_D\rho(r)\frac{A}{m}\|\dot{\mathbf{r}}\|\cdot\dot{\mathbf{r}} \quad (1.7)$$

Mit $GM = 3.986005 \cdot 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2}$, $C_D = 1.4$, $A = 1.5 \text{ m}^2$ und $m = 600 \text{ kg}$. Werte für GM und C_D aus (5) und A und m aus (4). Die Werte für die Atmosphärendichte $\rho(r)$ wurden mit einem Atmosphärenmodell (1) berechnet, in dem verschiedene Koeffizienten hinterlegt sind. Für die Orbithöheneinstufung wird die Definition der ESA (3) verwendet. Danach gelten Bahnhöhen zwischen 100 und 450 km als VLEO Bahnen.

Durch Abbildung 1.7 wird die Schwierigkeit von VLEO Missionen klar. Die Atmosphärenreibung ist im unteren VLEO Bereich so groß, dass ein Satellit mit den Maßen von GRACE-FO bereits nach weniger als einem halben Jahr bei einer Starthöhe von 300 km auf die Erdoberfläche auftreffen würde. Bei 350 km Starthöhe kommt es nach knapp über einem Jahr zum Aufprall und bei 400 km Starthöhe nach ca. 3.25 Jahren. Da normalerweise Satellitenmissionen eine Lebenszeit von mehreren Jahren haben sollten, damit sich die Mission lohnt, müssten regelmäßig kleine Bahnkorrekturen oder kurz vor dem Abstürzen eine große Korrektur durchgeführt werden. Kreisbahnen mit Höhe $< 350 \text{ km}$ sind eigentlich gar nicht möglich, da in sehr kurzen Abständen eine Bahnkorrektur vorgenommen werden müsste, was große Mengen an Treibstoff kosten würde. Man könnte durch Satelliten mit kleinerem Querschnitt und niedrigerem Gewicht den Höhenabfall noch leicht verringern. Dadurch würde dann auch weniger Treibstoff für die Korrektur benötigt werden. Allerdings wäre dann die Schwierigkeit, die technischen Aspekte überhaupt mit weniger Gewicht und Fläche zur Verfügung umzusetzen. Um von einer niedrigeren Kreisbahn wieder zu einer höheren Kreisbahn zu kommen, ist ein Hohmann Transfer nötig. Dies wird im nächsten Abschnitt erklärt.

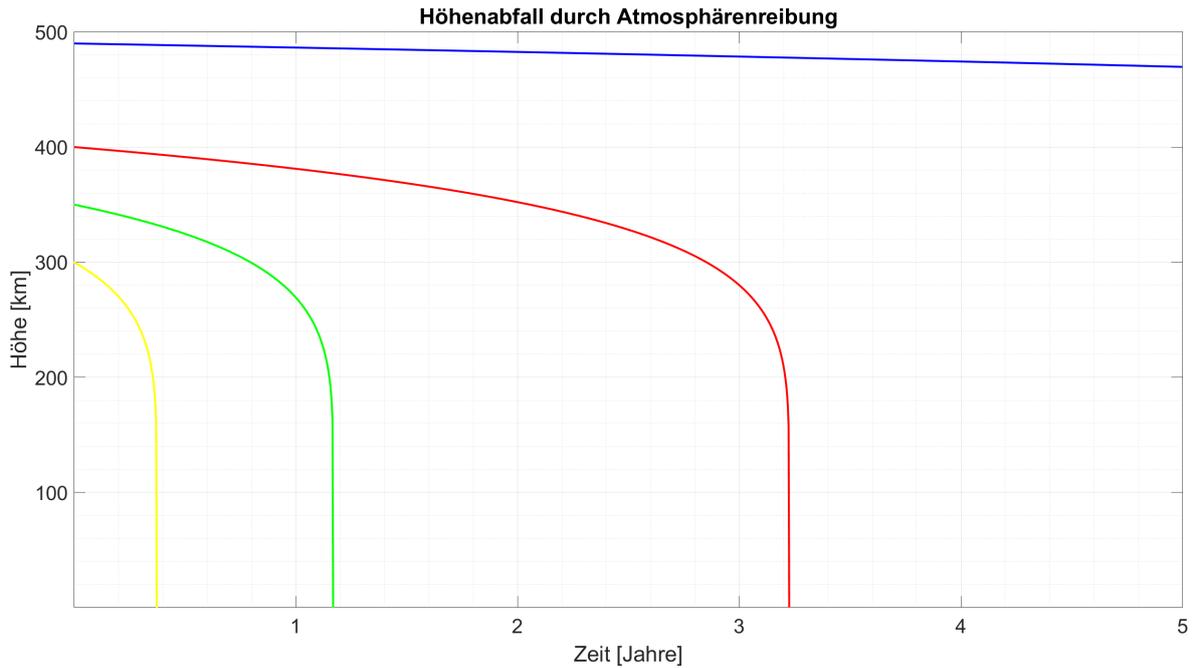


Abbildung 1.7: Höhenabfall durch Atmosphärenreibung bei kreisförmigen Bahnen ohne Bahnkorrekturen.

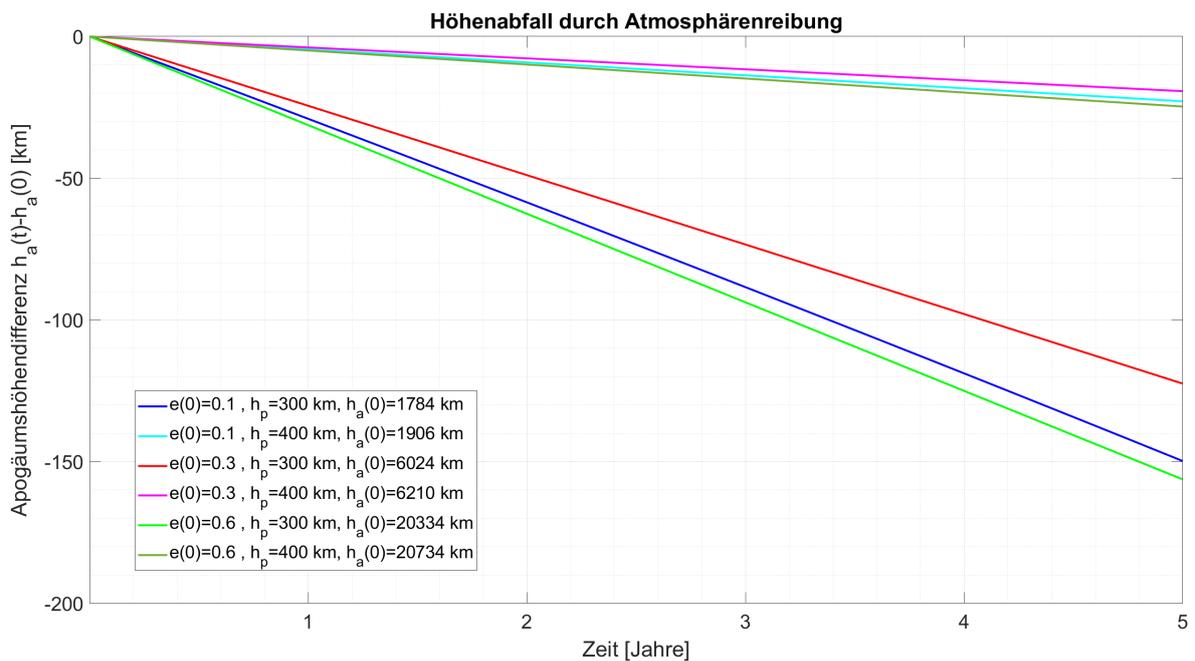


Abbildung 1.8: Höhenabfall durch Atmosphärenreibung bei elliptischen Bahnen ohne Bahnkorrekturen.

Für elliptische Bahnen verhält sich die Höhenänderung anders. Da bei sehr exzentrischen Bahnen der Satellit nur im Perigäum die Atmosphäre durchfliegt, wird der Satellit nur hier abgebremst. Es wird dadurch eine Art umgekehrter Hohmann-Transfer durchgeführt (siehe Kapitel 1.4), bei dem sich die Bahn durch Abbremsen von einer elliptischen Bahn zurück zu einer kreisförmigen Bahn verwandelt. Ist eine Kreisbahn erreicht, verhält sich der Höhenabfall wieder wie oben gezeigt. Es ändert sich also zuerst nur die Apogäumshöhe, während die Perigäumshöhe gleich bleibt. Das ermöglicht es, der Erde sehr nahe zu kommen, ohne abzustürzen. Die Dauer des Prozesses, von einer elliptischen Bahn zur Kreisbahn, ist abhängig von der Perigäumshöhe und der Exzentrizität der Bahn. Je exzentrischer und je

niedriger die Perigäumshöhe, desto stärker ist die Höhenänderung des Apogäums. Dieser Zusammenhang ist in Abbildung 1.8 für einige Kombinationen an Perigäumshöhe und Exzentrizität dargestellt.

1.4 Hohmann Transfer

Änderungen der Bahngeometrie sind nach dem Start einer Mission nur durch Geschwindigkeitsänderungen möglich. Nötig werden Geschwindigkeitsänderungen z.B. bei Bahnkorrekturen oder beim Positionieren von Satelliten auf elliptischen Orbits. Das Prinzip des Hohmann Transfers ist grafisch in Abbildung 1.9 zu sehen. Der Satellit startet auf einer niedrigen Kreisbahn. Durch einen Geschwindigkeitsschub bewegt sich der Satellit nun auf einer elliptischen Bahn mit dem Perigäum, das der Position des Schubes entspricht. Für Satelliten, deren Ziel eine elliptische Bahn ist, ist hier das Ziel schon erreicht. Wenn jedoch die Bahnhöhe korrigiert werden soll, muss im Apogäum noch ein weiterer Geschwindigkeitsschub stattfinden, um wieder eine Kreisbahn mit der Höhe, die der Apogäumshöhe entspricht, zu erreichen.

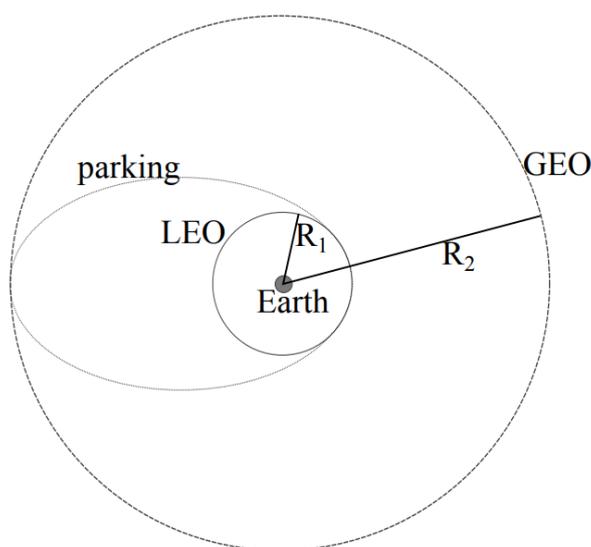


Abbildung 1.9: Die drei Phasen eines Hohmann Transfers.

Die Zusammenhänge zwischen potentieller Energie, Geschwindigkeit und Bahnhöhe liefert die *Vis-viva* Gleichung:

$$\frac{1}{2}v^2 - \frac{GM}{r} = -\frac{GM}{2a} = E_{\text{pot}} \quad (1.8)$$

$$\Leftrightarrow v = \sqrt{GM \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (1.9)$$

Durch Umstellen nach der Geschwindigkeit v kann die Geschwindigkeit in den jeweiligen Bahnen berechnet werden und somit auch die Geschwindigkeitsdifferenzen und Kräfte, die nötig sind, um diese Geschwindigkeiten zu erreichen.

Kapitel 2

Bewertungskriterien für Konstellationen

Für die Bewertung der Konstellationen werden nun 5 Kriterien definiert:

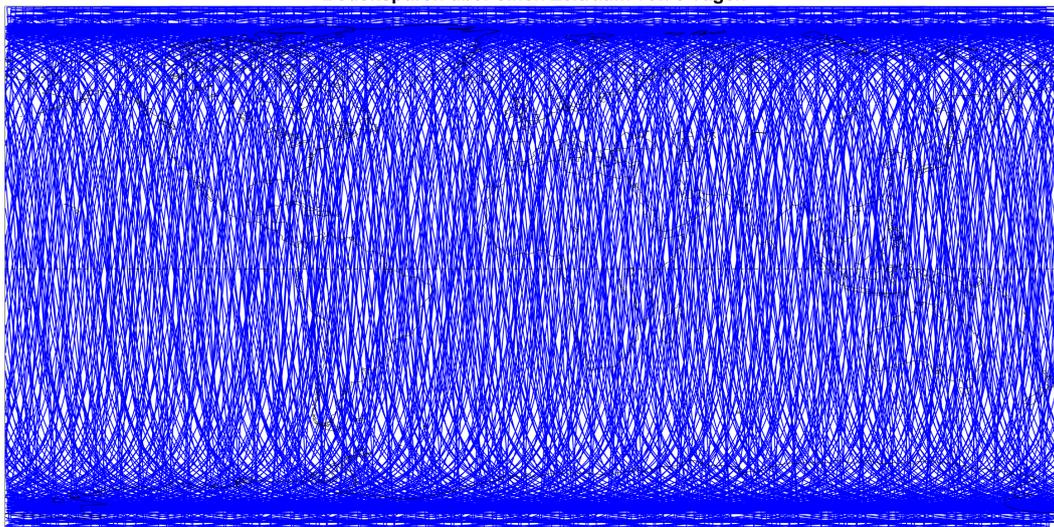
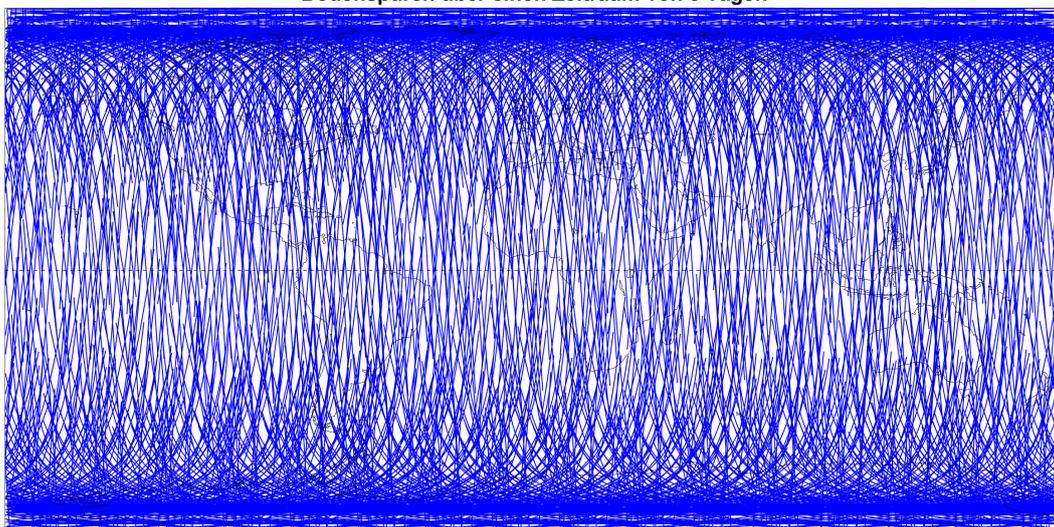
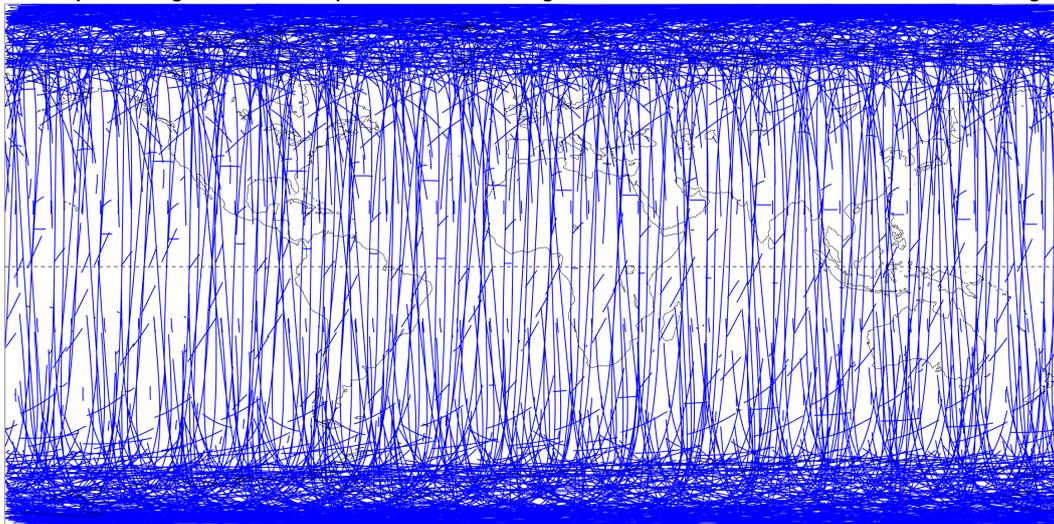
- a) Die *Abtastdistanz* (D), der durchschnittliche Abstand zwischen benachbarten Durchgängen gleicher Breitenkreise. Eine möglichst kleine Abtastdistanz ist hier anzustreben. Je länger der Zeitraum der betrachtet wird und je mehr Satelliten verwendet werden, desto niedriger und somit besser wird die Abtastdistanz.
- b) Die *Homogenität* (H) des Musters, das Verhältnis zwischen größtem und kleinstem Abstand benachbarter, aufsteigender Durchgänge gleicher Breitenkreise. Optimal wäre ein Verhältnis von 1.

Kriterien a) und b) können bei Bedarf für verschiedene Breitenlagen und Zeiträume berechnet werden. Als Grundlage für die Abtastdistanz- sowie Homogenitätsberechnung wird die Bodenspur verwendet. Es gibt drei Arten der Bodenspur, die für die Auswertung in Frage kommen.

Variante 1: Die normale Bodenspur, bei der wie gewohnt die Satellitenpositionen zu allen Zeitpunkten auf die Erde projiziert werden (Abbildung 2.1a).

Variante 2: Die Bodenspur mit der Einschränkung, dass Satellitenpositionen nur gezeichnet werden, falls Sichtkontakt zu mindestens einem anderen Satelliten besteht (Abbildung 2.1b). Dies beruht auf der Tatsache, dass das Messprinzip (siehe Kapitel Messprinzip) ein relatives ist und Sichtkontakt zu einem weiteren Satelliten bestehen muss, damit eine Messung durchgeführt wird. Aus dem gleichen Grund gibt es auch noch eine weitere Darstellungsart die Sinn machen würde.

Variante 3: Ein Satellitenpaar kann als eine Messeinheit angesehen werden, die eine Messung durchführt. Da diese Messung weder nur der Position des einen noch der Position des anderen Satelliten zuzuordnen ist, könnte man sie einem fiktiven Punkt, dem gewichteten Mittelpunkt der Verbindungslinie dieser Satelliten, zuordnen (Abbildung 2.1c). Die Gewichtung könnte die Höhe der Satelliten berücksichtigen und dem niedrigeren Satellit ein höheres Gewicht zuweisen, da die Messung dieses Satelliten empfindlicher im Bezug auf Schwerefeldänderungen ist.

Bodenspuren über einen Zeitraum von 3 Tagen*(a) Bodenspur nach Variante 1 über einen Zeitraum von drei Tagen.***Bodenspuren über einen Zeitraum von 3 Tagen***(b) Bodenspur nach Variante 2 über einen Zeitraum von drei Tagen.***Bodenspuren des gewichteten Mittelpunktes der Verbindungslinie zweier Satelliten über einen Zeitraum von 3 Tagen***(c) Bodenspur nach Variante 3 über einen Zeitraum von drei Tagen.***Abbildung 2.1:** Vergleich der verschiedenen Bodenspurdarstellungsarten anhand einer Beispielkonstellation

Wie zu sehen ist zeigen die Abbildungen unterschiedliche Muster. Variante 2 kann als ausgedünnte Version von Variante 1 gesehen werden, da lediglich einige Stellen der Bodenspur fehlen, zu denen kein Sichtkontakt herrschte. Variante 3 zeigt aber natürlich andere Punkte und somit auch ein anderes Bodenspurmuster. Bodenspurlots des gewichteten Mittelpunktes weisen oft eine chaotischere Struktur auf. Dabei auffällig sind kurze Linien und eine hohe Dichte an den Polen.

Variante 1 macht für die weitere Auswertung in der Arbeit wenig Sinn, da sie das relative Messprinzip nicht berücksichtigt. Je nach Konstellation wäre Variante 2 oder 3 besser geeignet. Für den weiteren Verlauf wird die zweite Variante verwendet. Um Einheitlichkeit zu gewährleisten, sollte nur eine der Varianten gewählt werden. Allerdings sei gesagt, dass diese Auswertestrategie nicht für alle Konstellationen gut funktioniert. An entsprechender Stelle wird dann darauf noch einmal eingegangen .

- c) Die *Kontakteffizienz* der Satelliten. Generell wird die Sichtbarkeit zweier Satelliten miteinander so definiert, dass wenn die Verbindungslinie der beiden Satelliten die Erde nicht schneidet, diese Satelliten sich sehen können. Hier sollen zwei Indices eingeführt werden, die zum Ausdruck bringen wie effizient die Satelliten genutzt werden:

Kontakteffizienz ρ_1 : Anzahl an Satellitenpaaren die während eines Umlaufes mindestens zu einem Zeitpunkt Sichtkontakt miteinander hatten, geteilt durch Anzahl aller möglichen Sichtverbindungen.

Kontakteffizienz ρ_2 : Anzahl an Sichtverbindungen zu jedem Zeitpunkt eines Umlaufes, geteilt durch die maximale Anzahl an möglichen Sichtverbindungen.

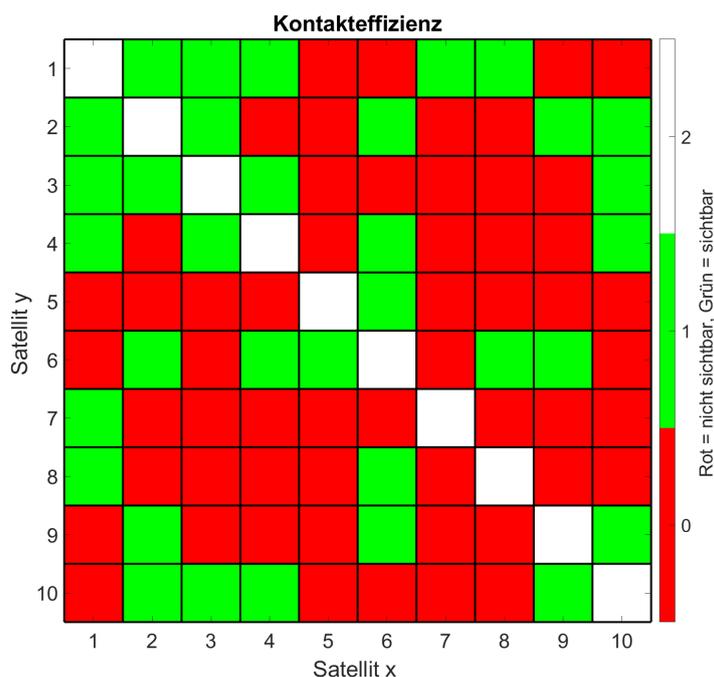


Abbildung 2.2: Kontakteffizienz

$$\rho_1 = 37.78\%$$

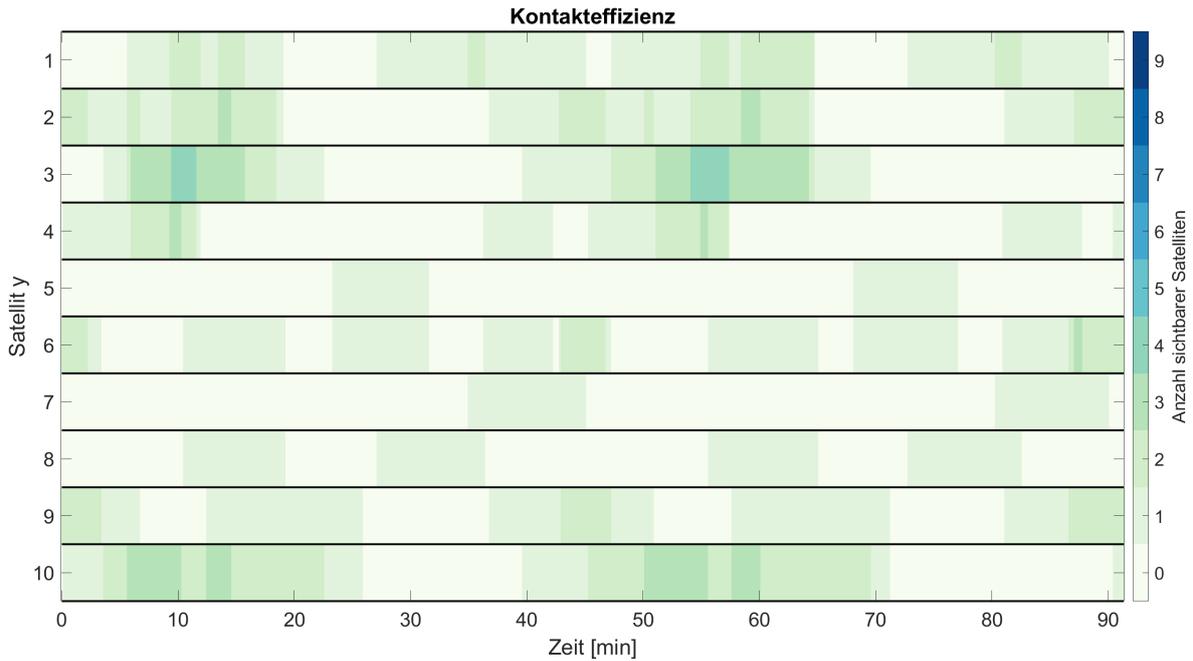


Abbildung 2.3: Kontakteffizienz
 $\rho_2 = 8.14\%$

Die Werte in den Abbildungen 2.2 und 2.3 wurden anhand einer Beispielkonstellation berechnet. Je höher die Verhältnisse desto besser, wobei auch argumentiert werden kann, dass eine hundertprozentige Kontakteffizienz nicht nötig ist, wenn das Design der Konstellation aus gutem Grund so gewählt wurde. Es gilt außerdem : $\rho_1 \geq \rho_2$.

- d) Nicht bei jeder Konstellation kann die gleiche Messvorrichtung in den Satelliten verbaut werden. Manche der Konstellationen erfordern Messvorrichtungen, die komplizierter zu realisieren sind als andere. Die kompliziertesten von ihnen sind möglicherweise nicht zu bauen und könnten sogar ein Grund sein, warum ein Konstellationsdesign letztendlich nicht umsetzbar ist. Man kann die Messvorrichtungen in vier Stufen einteilen:

Stufe 1: Messvorrichtung wie bei GRACE-FO. Position der Satelliten zueinander ist immer gleich. Der Laser schaut in die gleiche Richtung. Die Strecke zwischen den Satelliten bleibt ungefähr gleich (bis auf Streckenänderungen durch Schwereanomalien natürlich). Damit auch gleiche Genauigkeit aller Messungen. Nur für Konstellationen mit zwei Satelliten anwendbar. Bauweise könnte hier theoretisch einfach von GRACE-FO übernommen werden.

Stufe 2: Für Konstellationen mit mehr als zwei Satelliten, bei denen alle auf der gleichen Bahn fliegen. Anzahl der sichtbaren Satelliten bleibt konstant, allerdings muss jeder Satellit nun mehrere Messeinheiten beinhalten um gleichzeitig mehrere Satelliten anzielen zu können. Laser können aber die Richtung konstant halten, da auch hier die Satelliten relativ zueinander die Position nicht ändern. Die Strecken sind hier nun unterschiedlich groß aber konstant. Messungen verschiedener Satellitenverbindungen hätten hier unterschiedliche Genauigkeiten. Die Messvorrichtung müsste auch unterschiedlich aussehen, je nachdem ob es sich um den vordersten, hintersten oder einen der mittleren Satelliten handelt. Beispielsweise müsste bei einer Konstellation von drei Satelliten der Mittlere nach vorne und hinten messen, während der Vordere nur nach hinten misst. Dies muss beim Einbau berücksichtigt werden.

Stufe 3: Für Konstellationen mit mehr als zwei Satelliten, die auf verschiedenen Orbits und Höhen fliegen. Die Laser müssen nun sehr variabel sein. Die Anzahl der sichtbaren Satelliten, die Richtung der sichtbaren Satelliten und die Strecke zu diesen können nun zu jedem Zeitpunkt verschieden sein. Das bedeutet erstmal, dass die Anzahl der Laser auch hier wieder auf die maximal mögliche Anzahl an sichtbaren Satelliten abgestimmt sein muss oder eine Möglichkeit gefunden wird, bei der ein Laserstrahl durch bewegliche Spiegel aufgeteilt und in die entsprechende Richtung abgelenkt wird. Allerdings versucht man beim Bau der Satelliten, bewegliche Teile aufgrund der hohen Geschwindigkeiten zu vermeiden. Jede Messung hätte hier eine andere Genauigkeit. Der Fakt, dass Signale aus jeder Richtung empfangen und in jede Richtung gesendet werden müssten, macht den Bau eines solchen Satelliten sehr schwierig. Eine Art Außenhülle des Satelliten kann es hier dann nicht geben, da diese ja verhindern würde variabel im Bezug auf die Richtung der Messung zu sein.

Stufe 4: Speziell für Konstellationen mit vielen Satelliten bzw. Konstellationen bei denen Mini-Satelliten verwendet werden und deren Konstellationseigenschaften Stufe 3 entsprechen. Die erhöhte Schwierigkeit kommt daher, dass nun dieselbe Technik in kleinere Satelliten verbaut werden muss.

- e) Sonstige verschiedene Kriterien: Es werden im Laufe des Berichts noch weitere Kriterien erwähnt werden, die allerdings hier nicht mit einem konkreten Wert pro Konstellation quantifiziert werden. Dazu gehören Aspekte wie Kreuzungspunkte des Bodenspurmusters bzw. genereller Eindruck des Bodenspurmusters, zeitliche Veränderung der Konstellation, der Launch der Satelliten, Abstände zwischen Satelliten und daraus resultierende Genauigkeiten oder mögliche Probleme bei der praktischen Umsetzung.

Kapitel 3

GRACE-Follow On

Die Abschnitte 3.1 und 3.2 wurden mit Hilfe des Presseartikels (4) der NASA, der zum Start der Mission veröffentlicht wurde, geschrieben.

3.1 Allgemeine Infos

Die GRACE-FO (Gravity Recovery and Climate Experiment Follow On) ist ein Projekt der NASA (National Aeronautics and Space Administration) und dem GFZ (Deutsches Geoforschungszentrum). Gestartet wurde die Mission am 22.05.2018 19:47:58 UTC von Vandenburg Air Force Base, Kalifornien. Die zwei Satelliten der GRACE-FO Mission wurden zusammen mit fünf Satelliten der Iridium NEXT Mission auf einer SpaceX Falcon 9 Rakete transportiert. Bei der Uhrzeit des Starts richtete man sich nach den Startvoraussetzungen der Iridium Satelliten. Die Satelliten wurden direkt auf eine kreisförmige Bahn mit einer Inklination von 89° in 490 km Höhe befördert, was den Parametern der Vorgängermission GRACE entspricht. Dort werden die Satelliten durch minimal unterschiedliche Impulse in gegengesetzte Richtungen von der Plattform bewegt. Durch diese Aktion wird der, in Bewegungsrichtung erste Satellit, auf einer leicht niedrigeren Bahn sein, als der zweite Satellit. Es wird ein Manöver eingeleitet, bei dem der erste Satellit sich auf die höhere Bahnebene des zweiten Satelliten bewegt und den Abstand zueinander auf die gewünschte konstante Entfernung bringt. Die endgültige Formation ist nach etwa vier Tagen erreicht. Weitere Kerndaten der Satelliten: Größe: $1.943 \times 3.123 \times 0.78$ m , Gewicht: 600 kg.

3.2 Messprinzip

Die GRACE-FO Mission besteht aus zwei Satelliten. Die Satelliten haben dabei einen Abstand von ca. 220 km und fliegen auf dem gleichen Orbit. Der genaue Abstand ist die Messgröße, die später Auskunft über die Schwere liefert. Wie auch bei GRACE wird ein Mikrowellenentfernungsmesssystem eingesetzt. Jedoch ist bei GRACE-FO zusätzlich ein Laser Ranging Interferometer verbaut, der eine Genauigkeitssteigerung um Faktor 20 herbeiführte, sodass jetzt die Entfernungen beidseitig auf $0.5 \mu\text{m}$ gemessen werden können. Wenn einer der Satelliten sich einer Region von höherer Schwere nähert, wird dieser von ihr angezogen und die Entfernung zwischen den Satelliten ändert sich, da der andere Satellit weiter entfernt ist und den Einfluss der Region höherer Schwere in geringerem Maße zu spüren bekommt (Siehe Abbildung 3.1).

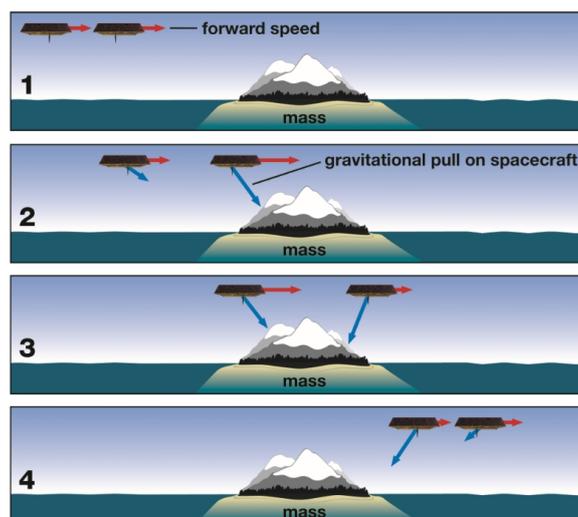


Abbildung 3.1: Funktionsweise der Schweremessung von GRACE-FO. Quelle: NASA

Der absolute räumliche Bezug, wird durch dauerhafte GPS Messungen zu den Satelliten hergestellt. Um den Einfluss nicht-gravitationeller Kräfte wie Solardruck oder Atmosphärenreibung zu eliminieren, sind am Satelliten Beschleunigungssensoren angebracht.

3.3 Konstellation GRACE-FO

Tabelle 3.1: Perigäumshöhe h_p , Umlaufdauer T und Keplerelemente der GRACE-FO Konstellation

Satellit Nr.	h_p [km]	T [min]	a [m]	e [-]	I [°]	ω [°]	Ω [°]	M [°]
1	481.7	94.5	6872200	0.00179	89	0	0	0
2	481.7	94.5	6872200	0.00179	89	0	0	1.83

Die beiden Satelliten bewegen sich auf dem gleichen Orbit mit Exzentrizität $e = 0.00179$, Inklination $I = 89^\circ$ und einer Perigäumshöhe von 481.7 km. Siehe Abbildungen 3.2, 3.3. Durch die Inklination nahe 90° wird von den Satelliten die ganze Erde abgedeckt, mit Ausnahme der Pole. Es wird außerdem der Knotendrift gering gehalten. Die Bahn ist nicht sonnensynchron, da bei den Parametern der Mission eine Inklination von ca. 97° für Sonnensynchronität nötig wäre. Die Messinstrumente werden daher von einer Batterie betrieben, die sich auf der Sonnenseite über die Solarpanele auflädt. Das ständige Auf- und Entladen der Batterie hat mit der Zeit den negativen Effekt, dass die Batterie schwächer wird und sich nicht mehr ganz auf- und entladen lässt. Das beeinflusst auch die Qualität der Messwerte. Die Bahn von GRACE-FO ist keine Wiederholungsbahn. Aus geodätischer Sicht wäre das der beste Fall. Denn um Zeitvariationen im Schwerefeld aufzudecken sollte man gleiche Orte nach gleichen Zeitintervallen abtasten. Ansonsten kann man sich nicht sicher sein, ob die Schwereunterschiede durch die Messung an einer anderen Position oder durch die Zeitdifferenzen zustande kommen. Bei GRACE-FO hat man sich trotzdem dagegen entschieden weil es über einen langen Zeitraum (>5 Jahre) viel Treibstoff kostet, die Spur der Wiederholungsbahn beizubehalten. Man müsste den atmosphärischen Effekten entgegenwirken und durch treibstoffbetriebene Düsen in regelmässigen Intervallen die Bahn korrigieren.

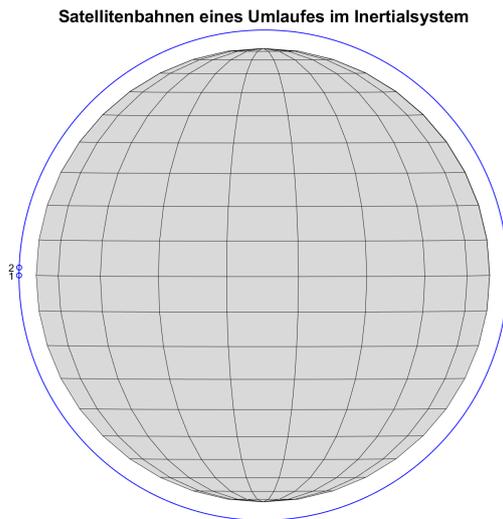


Abbildung 3.2: Ansicht 1

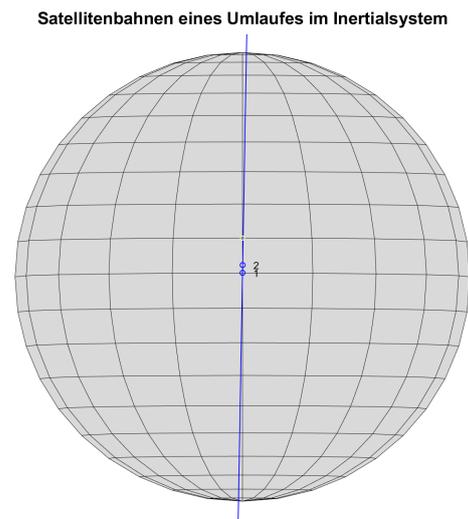


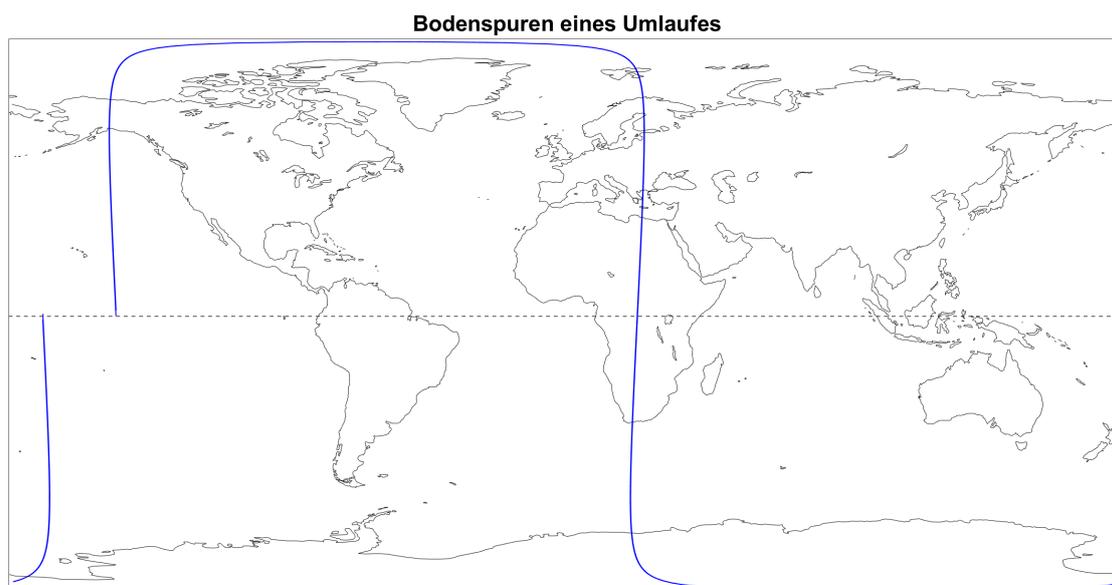
Abbildung 3.3: Ansicht 2

Umlaufbahn von GRACE-FO über den Zeitraum eines Umlaufes im Inertialsystem. Die Startpositionen sind als Kreissymbol dargestellt

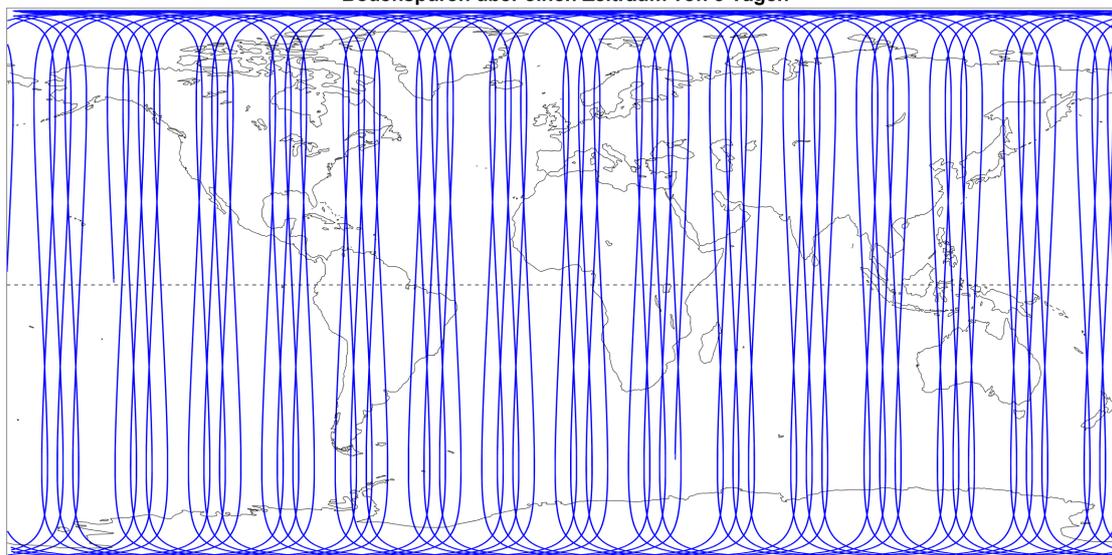
Zunächst ist in den Bodenspürplots (Abbildungen 3.4a, 3.4b, 3.4c) die Entwicklung des Bodenspürmusters von einem Umlauf zu 3 Tagen und zu 7 Tagen zu sehen. Die dargestellten Zeiträume sind so gewählt, da der Wunsch besteht, dass in der Zukunft alle 3 bzw. 7 Tage aktuelle Schweremodelle zur Verfügung stehen sollen.

Durch die Rotation der Erde ist das Bodenspürmuster natürlich nicht geschlossen. Auf der linken Seite des Plots über dem Pazifik entsteht eine Lücke von 2628 km was einer Drehung der Erde um 23.625° entspricht. Die Drehung um diesen Winkel passiert während der Zeit eines Umlaufes von 94 min 30 s.

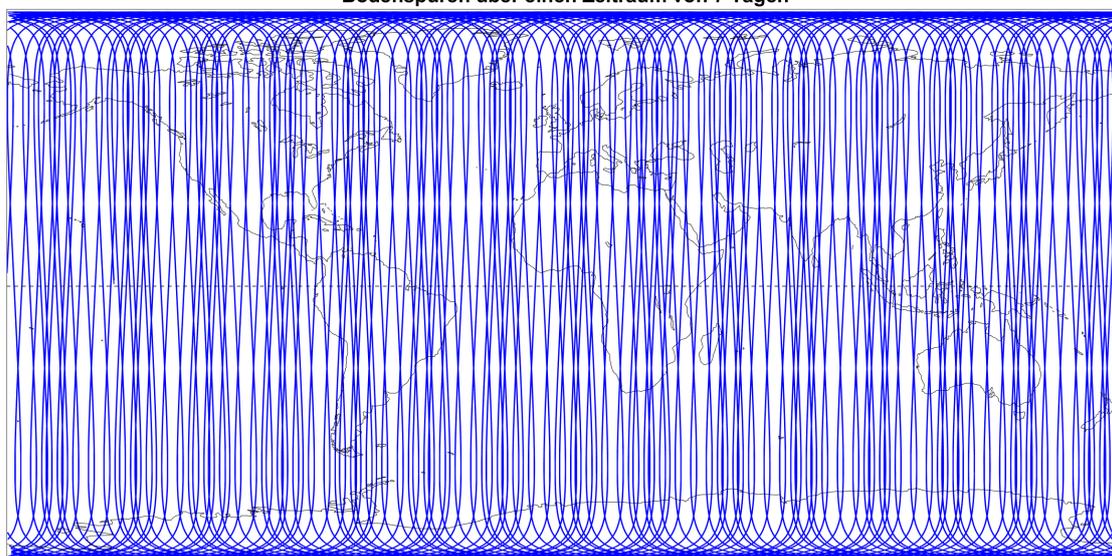
Betrachtet man nun Abbildung 3.4b so fällt auf, dass die stärkste Abtastung in der Nähe der Pole stattfindet, da sich hier die meisten Bahnen auf dem kleinsten Raum schneiden. Die Dichte der Abtastung ist in Realität noch höher als die Darstellung in dieser Plate-Carré Projektion zeigt, da alle Breitenkreise außer dem Äquator stark verzerrt dargestellt werden. Diese Eigenschaft ist nicht zu verhindern und tritt bei jeder Konstellation bzw. Einzelbahn in der Breitenlage, die der Inklination entspricht, auf. Weitere auffällige Schnittpunkte bilden sich jeweils oberhalb und unterhalb des Äquators bei ca. 25° N bzw. S. Dadurch hat man auf diesen Breiten eine weniger dichte Abtastung, wie an den anderen Stellen der Erdoberfläche. Eine gleichmäßige Abdeckung wäre optimal. Es bilden sich außerdem Gruppen von immer drei aufsteigenden und drei absteigenden Äquatordurchgängen. Es sind 15 dieser Gruppen zu beobachten. Dieser Wert entspricht der Anzahl der Umläufe pro Tag. Da wir einen Zeitraum von drei Tagen betrachten sind pro Gruppe jeweils drei Linienpaare zu finden. Bei einer Breitenlage von ca. 60° sind weitere Inhomogenitäten zu finden. Manche der Gruppen haben Linienpaare mit geringen Abständen, andere haben größere Abstände. Hat eine Gruppe geringe Abstände auf der Südhalbkugel, hat sie große Abstände auf der Nordhalbkugel. Die Bodenspür ist nach drei Tagen noch nicht gut geeignet für eine Berechnung eines Modells, aufgrund der eben genannten Auffälligkeiten. Viele der angesprochenen Punkte sind auch in der Bodenspür nach sieben Tagen noch vorhanden, da diese Eigenschaften durch die Bahnkonfiguration entstehen. Allerdings fallen diese hier deutlich weniger auf, weil das Muster schon sehr viel dichter ist. Dieser Zeitraum ist besser geeignet für eine Modellberechnung.



(a) Bodenspur von GRACE-FO über den Zeitraum von einem Umlauf.
Bodenspuren über einen Zeitraum von 3 Tagen



(b) Bodenspur von GRACE-FO über den Zeitraum von 3 Tagen.
Bodenspuren über einen Zeitraum von 7 Tagen



(c) Bodenspur von GRACE-FO über den Zeitraum von 7 Tagen.

Abbildung 3.4: Entwicklung des Bodenspurmusters mit der Zeit

Für die Homogenität ist es bei dieser Konstellation weniger vorteilhaft dass die Satelliten nahe beieinander fliegen. Dadurch ergeben sich unregelmäßige Abstände wie Figure 3.5 zeigt. Ein großer Abstand ist immer gefolgt von einem deutlich kleineren Abstand. Der kleine Abstand beträgt ca. 13 km am Äquator und entspricht der Drehung der Erde in der Zeit die Satellit 1 benötigt um an die Startposition von Satellit 2 zu gelangen.



Abbildung 3.5: Bodenspur von GRACE-FO über den Zeitraum von 7 Tagen. Herangezoomte Version um Spuren der Einzelsatelliten erkennen zu können. Jede Farbe entspricht der Bodenspur eines Tages.

Für die GRACE-FO Konstellation ergeben sich folgende Werte:

Tabelle 3.2: Bewertung GRACE-FO Konstellation. Durchschnittliche Abtastdistanzen und Homogenitäten über alle Breitenlagen.

Zeitraum	\bar{D} [km]	\bar{H} [-]	tech. Umsetzung	Kontakteffizienz
3 Tage	147.34	>10	Stufe 1	ρ_1 100%
7 Tage	63.15	>10		ρ_2 100%

Die beschriebenen Eigenschaften werden im Grunde durch die Werte in Tabelle 3.2 wiedergespiegelt. Was offensichtlich ist, ist, dass Abtastdistanzen nach sieben Tagen immer besser sein werden, wie nach drei Tagen da das Muster mit der Zeit verdichtet wird. Bei Homogenitäten trifft dies nicht zu. Sobald sich ein kleiner Abstand bildet, ist die Homogenität auf dieser Breitenlage dadurch geprägt. Dies ist zum Teil nicht kontrollierbar und es kann sprunghaft von einem Umlauf zum anderen, die Homogenität des gesamten Musters verändert werden. Bei der Homogenität existiert zwar ein optimaler Wert von 1, jedoch wissen wir nicht ob dieser auch realistisch erreicht werden kann. Es wird hier bei Homogenität nur >10 angegeben da alle Werte darüber keine wirkliche Aussagekraft mehr haben. Ob die Homogenität 10 oder 1000 beträgt ist dabei egal. Das Muster ist in beiden Fällen sehr inhomogen zumindest bei der Darstellungsart der Bodenspur nach Variante 2. Bei der GRACE-FO Konstellation oder generell jeder Konstellation die Paare verwendet, die sehr nah beieinander fliegen kann man definitiv argumentieren, dass die Homogenität

keine Aussagekraft hat oder gar nicht erst berechnet werden sollte. Die kleinen Abstände zueinander sind fast immer die kleinste Distanz und somit ausschlaggebend für die Homogenität. Bei der Planung der Bahn war das aber natürlich bewusst und hat keinen ungewollt negativen Effekt in diesem Fall. Die bessere Darstellungsart wäre hier die Variante 3, da es die beiden Satelliten als Einheit sieht und sozusagen die beiden Spuren zu einer Spur verschmilzt. Damit verschwinden die kleinen Abstände und die Homogenität wäre besser. Die Kontakteffizienz ist einfacher auszuwerten. Beide Kontakteffizienzen liegen bei 100 %, da zu jedem Zeitpunkt eines Umlaufes sich beide Satelliten sehen können. Bei einer Konstellation mit nur zwei Satelliten ist dieser Wert zu erwarten. Als sonstige Kriterien gibt es hier nichts zu erwähnen, außer dass die Konstellation sich bereits bewiesen hat. Dies ist ein positiver Punkt im Vergleich zu den anderen Konstellationen, die noch vorgestellt werden. Denn diese tragen alle eine gewisse Unsicherheit mit sich. Es ist unwahrscheinlich, dass bei ihnen alle Parameter der Mission genauso in die Realität umgesetzt werden können.

Kapitel 4

Konstellationsentwürfe nach Kategorien

4.1 Single Orbit Konstellationen

Vorab ist generell zu sagen, dass beim Konstellationsdesign aufgrund der Vielzahl der Parameter einige Einschränkungen gemacht werden müssen. Die Perigäumshöhe und Exzentrizität werden auf $h_p = 400$ km und $e = 0$ festgelegt. Somit ist auch die lange Halbachse a definiert. Der Perigäumswinkel hat damit nur noch Auswirkung auf die Startposition und wird auf 0° gesetzt. Die Inklination I wird auf 89° festgesetzt, da eine globale Abdeckung gewährleistet werden soll. Die Rektaszension des aufsteigenden Knotens Ω wird auf 0° gesetzt, da sie nur eine Verschiebung der Konstellation bewirkt, aber keine Auswirkung auf die bewertenden Kriterien hat. Die Parameter M, ω und die Anzahl der Satelliten sind variabel.

Die Konstellationen der Kategorie *Single Orbit* bestehen aus Satelliten, die alle auf dem gleichen Orbit fliegen. Diese Kategorie ist damit noch am nächsten an die Konstellation von GRACE-FO angelehnt. Andere Kategorien gehen allerdings in eine experimentelle Richtung, da nicht mit Voreingenommenheit an die Konstellationsfrage herangegangen werden soll, sondern jede realistische Möglichkeit betrachtet werden soll.

4.1.1 Konstellation 1: VLEO GRACE-FO

Tabelle 4.1: Perigäumshöhe h_p , Umlaufdauer T und Keplerelemente der Konstellation 1

Satellit Nr.	h_p [km]	T [min]	a [m]	e [-]	I [°]	ω [°]	Ω [°]	M [°]
1	400	92.6	6778136	0	89	0	0	0
2	400	92.6	6778136	0	89	0	0	1.86

Konstellation 1 unterscheidet sich zur GRACE-FO Konstellation nur darin, dass die Exzentrizität hier gleich Null gesetzt wurde und die Orbithöhe in den Bereich des VLEO auf 400 km Höhe verschoben wurde. Die Umlaufzeit ist dementsprechend auch kürzer. Da ansonsten keine Variationen in der Perigäumshöhe für Kreisbahnen in dieser Arbeit gemacht werden, ist dies eine Möglichkeit die Auswirkung der Höhenänderung bei gleichbleibender Bahn zu beobachten. Es wird daher in einigen Grafiken GRACE-FO zum direkten Vergleich angeschaut. Der Abstand der beiden Satelliten wurde wie bei GRACE-FO mit 220 km gleich gelassen. Damit ergibt sich ein leicht größeres ΔM zwischen den beiden Satelliten. Der Launch könnte hier genauso ablaufen, wie es bei GRACE-FO beschrieben wurde und an der Bauweise und Art der Satelliten müsste nichts verändert werden. Die unterschiedliche Orbithöhe hat keinen Einfluss auf die generelle Vorgehensweise.

Satellitenbahnen eines Umlaufes im Inertialsystem

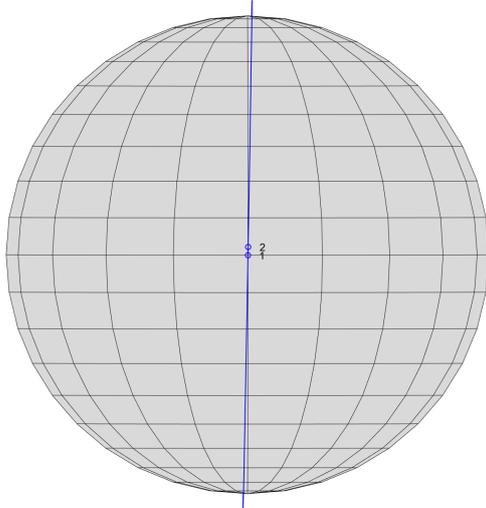


Abbildung 4.1: Ansicht 1

Satellitenbahnen eines Umlaufes im Inertialsystem

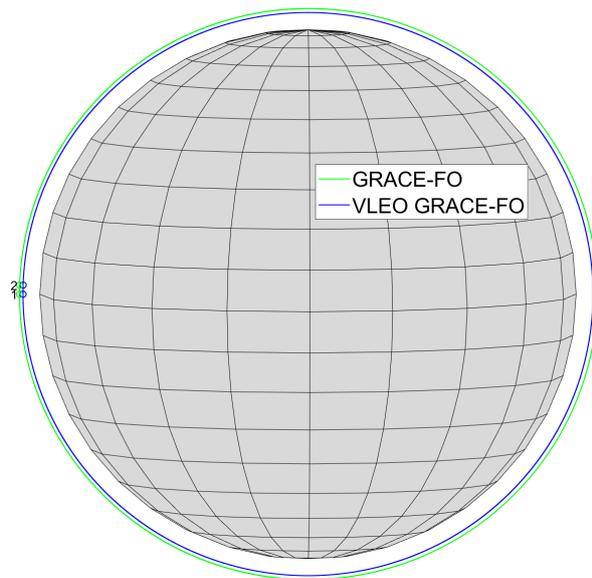
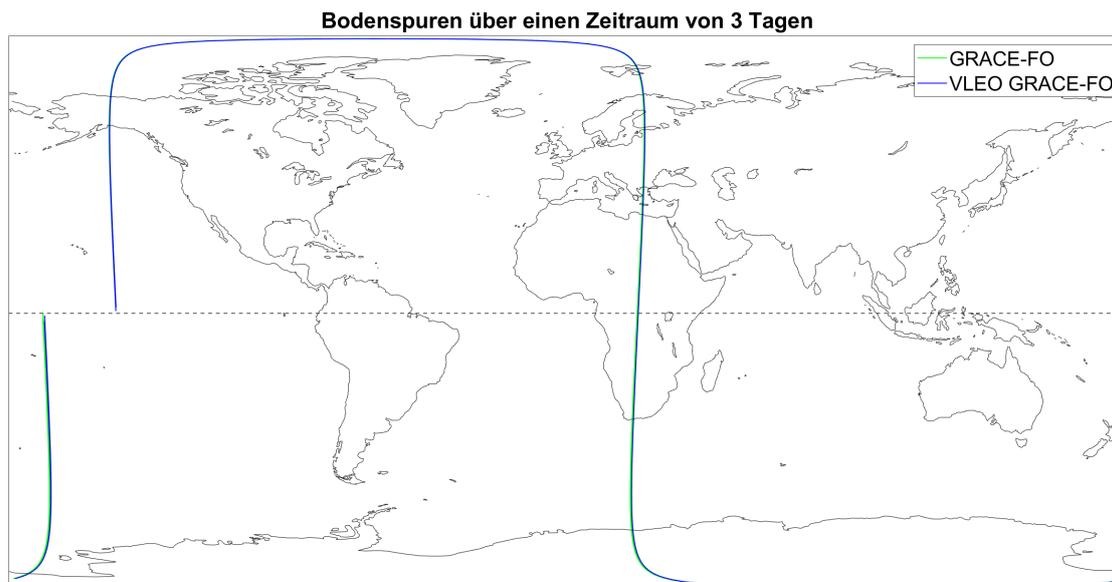


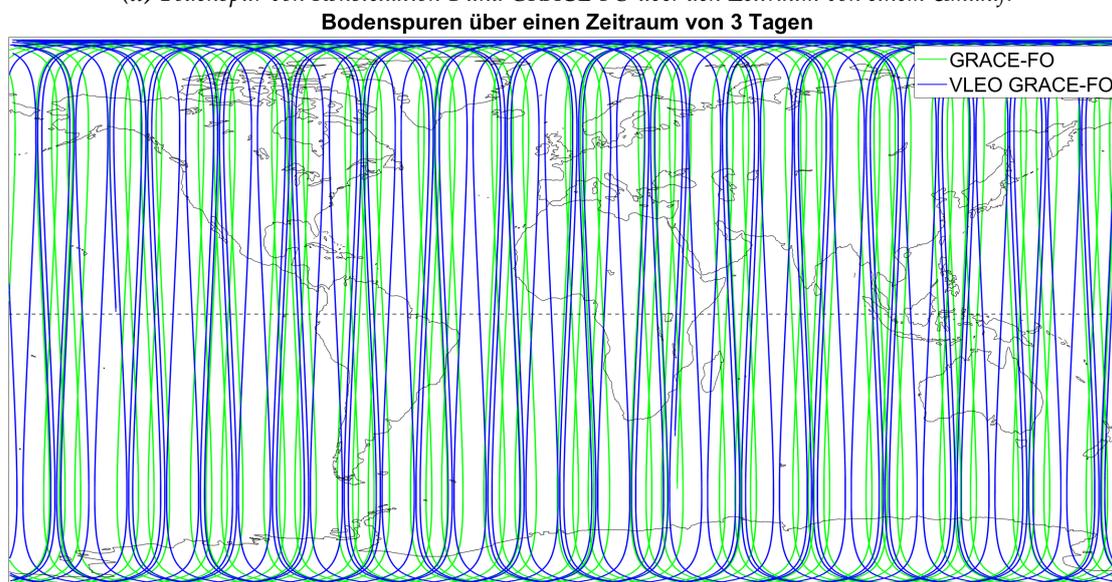
Abbildung 4.2: Ansicht 2

Umlaufbahn von Konstellation 1 und GRACE-FO über den Zeitraum eines Umlaufes im Inertialsystem. Die Startpositionen sind als Kreissymbol dargestellt

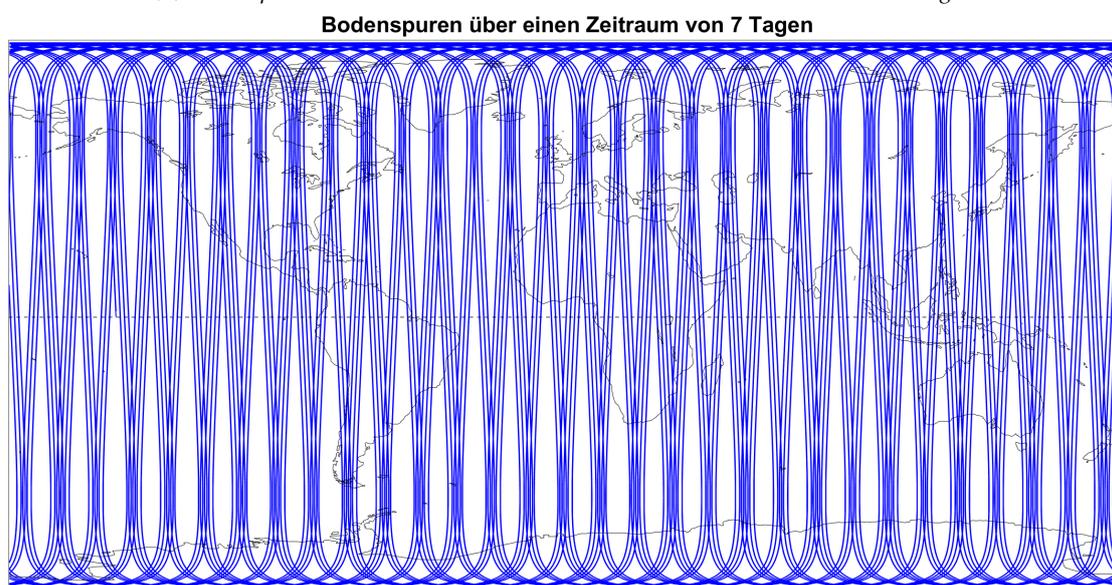
In Abbildung 4.3a ist zunächst nur ein geringer Unterschied von der Bodenspur von GRACE-FO zu der Bodenspur von Konstellation 1 zu erkennen. Am Ende des ersten Umlaufes, links auf der Karte, sieht man eine kleine Verschiebung im Bezug auf die Spur von GRACE-FO. Die Höhenunterschiede und dadurch resultierenden Unterschiede in Umlaufdauern von 2 min 10 s machen sich aber im nächsten Plot besser bemerkbar. Abbildung 4.3b zeigt, dass die Bodenspuren nun einen ganz anderen Verlauf nehmen. Die Schnittpunkte die bei GRACE-FO noch bei 25° N bzw. S gebildet werden fallen nun ganz weg. Es gibt keine Schnittpunkte mehr außer den offensichtlichen Kreuzungen in Richtung der Pole. Auch die Gruppierungen treten bei Konstellation 1 nicht mehr auf. Das Muster nach sieben Tagen (Abbildung 4.3c) weist zumindest optisch eine gewisse Homogenität auf. Der ausschlaggebende kleine Abstand wird aber immer noch durch den Abstand der Satelliten geprägt, was die Werte der Homogenität auch hier wieder erhöht. Das Muster ist nun dicht genug, dass auch hier sich wieder Schnittpunkte abzeichnen. Dieses Mal entstehen sie bei ca. 60° S bzw. N. Ein negativer Aspekt ist, dass relativ große Flächen selbst nach sieben Tagen noch gar nicht überflogen wurden. Dafür hat es am Äquator aber eine umso dichtere Abtastung.



(a) Bodenspur von Konstellation 1 und GRACE-FO über den Zeitraum von einem Umlauf.



(b) Bodenspur von Konstellation 1 und GRACE-FO über den Zeitraum von 3 Tagen.



(c) Bodenspur von Konstellation 1 über den Zeitraum von 7 Tagen.

Abbildung 4.3: Entwicklung des Bodenspurmusters mit der Zeit und direkter Vergleich mit GRACE-FO

Für die Konstellation 1 ergeben sich folgende Werte:

Tabelle 4.2: Bewertung Konstellation 1 Konstellation. Durchschnittliche Abtastdistanzen und Homogenitäten über alle Breitenlagen.

Zeitraum	\bar{D} [km]	\bar{H} [-]	tech. Umsetzung	Kontakteffizienz
3 Tage	144.33	>10	Stufe 1	ρ_1 100 %
7 Tage	61.86	>10		ρ_2 100 %

Durch die geringere Umlaufzeit werden über einen gleichen Zeitraum bei Konstellation 1 mehr Umläufe gemacht als bei GRACE-FO. Dadurch ist auch die Abtastdistanz niedriger und somit besser. Zur Homogenität kann man wieder das gleiche sagen wie bei GRACE-FO: mit Bodenspurdarstellungsweise 2 ergeben sich bei paarweise fliegenden Konstellationen schlechte Homogenitäten. Die technische Umsetzung kann nach dem gleichen Prinzip erfolgen wie bei GRACE-FO und ist somit Stufe 1. Durch die paarweise fliegenden Satelliten ergibt sich hier auch wieder für beide Kontakteffizienzen der Wert 100 %.

Tabelle 4.3: Zusammenfassende Pro und Contra Argumente für Konstellation 1

Pros	Cons
<ul style="list-style-type: none"> • nur zwei Satelliten benötigt • Ähnlichkeit zu GRACE-FO daher weniger Unsicherheit • Messungen mit gleicher konstanter Genauigkeit • optimale Kontakteffizienz • Messvorrichtung bereits vorhanden • durch langsames Absinken auch Messungen auf Höhen < 400 km • (homogenes Bodenspurmuster nach Variante 3; 3.49 \varnothing Homogenität) 	<ul style="list-style-type: none"> • hohe \varnothing Abtastdistanz im Vergleich zu anderen Konstellationen • radialer Anteil Schwerefeld nicht messbar • Bahnkorrektur oder kurze Missionsdauer • (inhomogenes Bodenspurmuster nach Variante 2)

4.1.2 Konstellation 2: Enge Perlenkette

Für Konstellation 2, war die Idee das Prinzip von GRACE-FO zu erweitern und nun fünf anstatt von zwei Satelliten fliegen zu lassen, die weiterhin den gleichen Abstand wie vorher zueinander haben. Der Hintergrund dieser Entscheidung ist, die Effizienz der Konstellation als Ganzes zu steigern. Bei nur einem Satellitenpaar ist die Anzahl der Messeinheiten gleich 1, wenn man zwei Satelliten als eine Einheit betrachtet. Bei fünf Satelliten, die angeordnet sind wie bei Konstellation 2, ist die Anzahl an Messeinheiten gleich 10, da es 10 einzigartige Kombinationsmöglichkeiten gibt. Durch eine Erhöhung der Satellitenzahl um Faktor 2.5 können 10 mal so viele Messungen im gleichen Zeitraum durchgeführt werden, was einer Produktivitätssteigerung um Faktor 4 entspricht. Natürlich ist das in diesem Fall mit mehr Kosten verbunden, da mehr Satelliten produziert und ins All geschossen werden müssen. Der Start einer solchen Perlenkettenkonstellation verläuft so, dass alle Satelliten auf einmal abgeschossen werden. Auf der geplanten Orbithöhe angekommen können die Satelliten einer nach dem anderen abgesetzt werden. Der Zeitabstand zwischen dem Absetzen muss dabei den gewünschten Abständen der Satelliten entsprechen.

Tabelle 4.4: Perigäumshöhe h_p , Umlaufdauer T und Keplerelemente der Konstellation 2

Satellit Nr.	h_p [km]	T [min]	a [m]	e [-]	I [°]	ω [°]	Ω [°]	M [°]
1	400	92.6	6778136	0	89	0	0	0
2	400	92.6	6778136	0	89	0	0	1.86
3	400	92.6	6778136	0	89	0	0	3.72
4	400	92.6	6778136	0	89	0	0	5.58
5	400	92.6	6778136	0	89	0	0	7.44

Satellitenbahnen eines Umlaufes im Inertialsystem

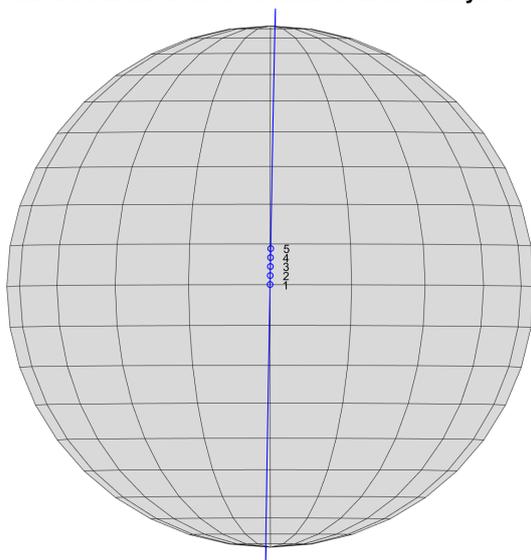


Abbildung 4.4: Ansicht 1

Satellitenbahnen eines Umlaufes im Inertialsystem

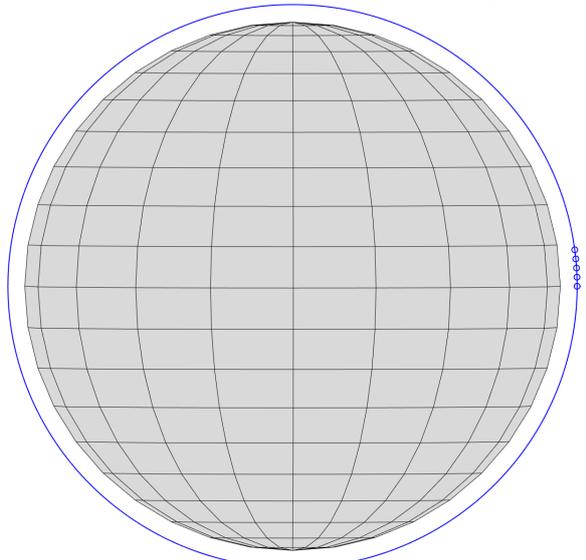
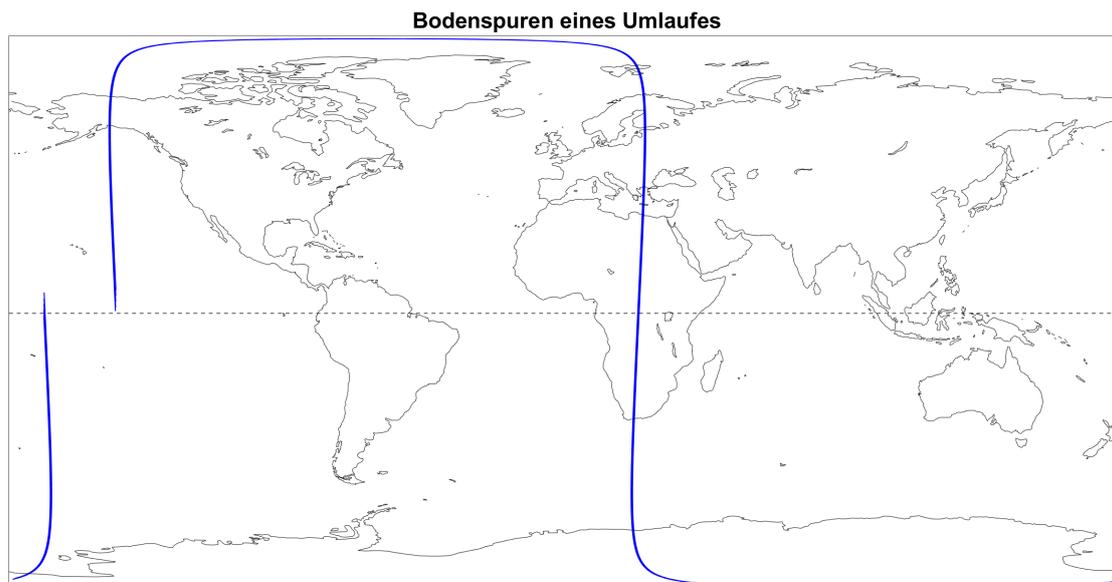


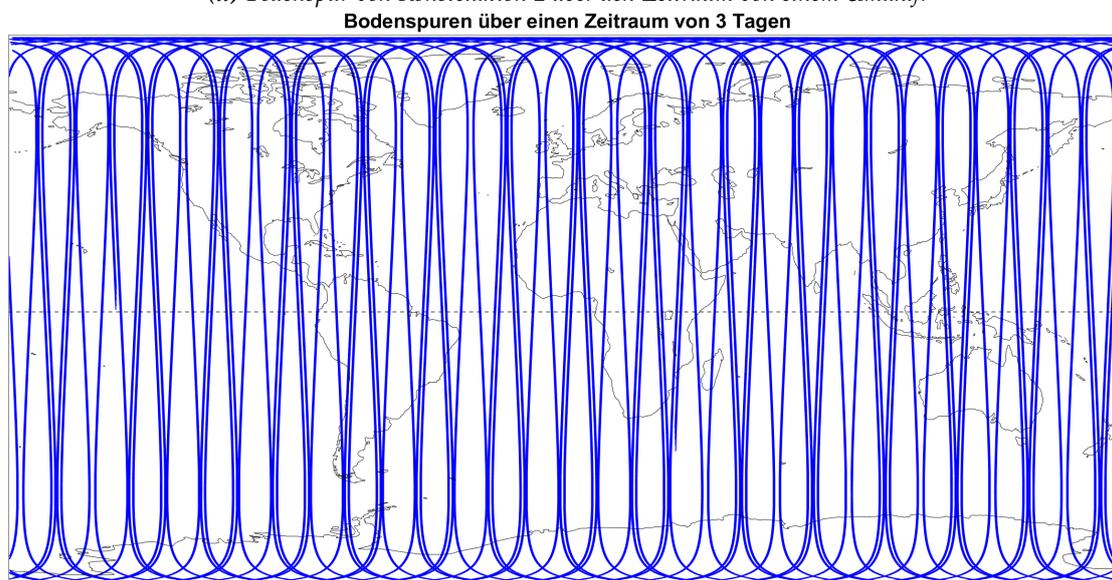
Abbildung 4.5: Ansicht 2

Umlaufbahn von "Konstellation 2" über den Zeitraum eines Umlaufes im Inertialsystem. Die Startpositionen sind als Kreissymbol dargestellt

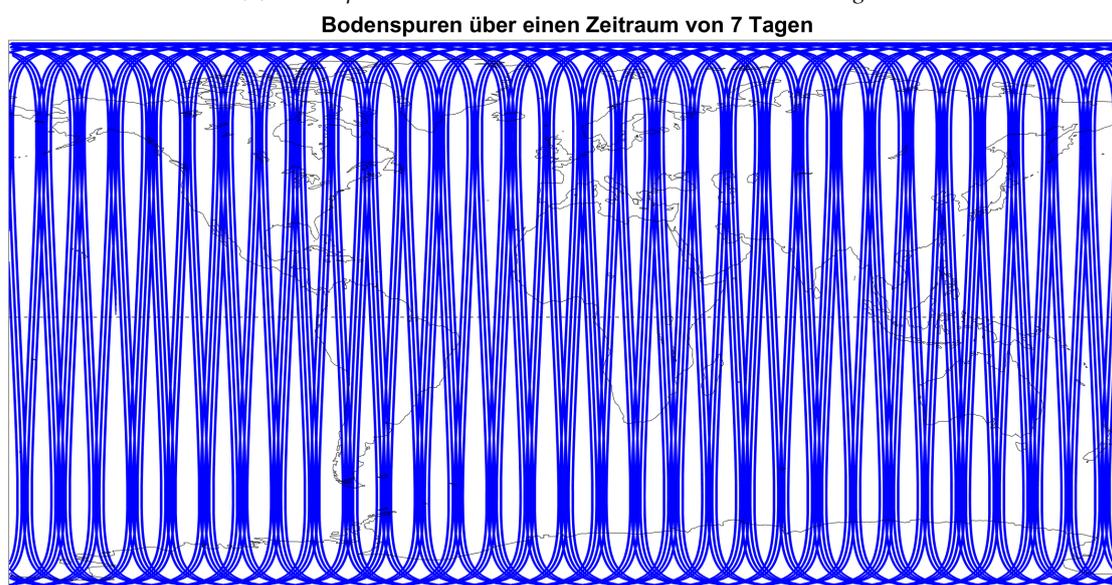
Die Bodenspurmuster in Abbildungen (4.6a, 4.9b und 4.6c) sehen auf den ersten Blick genauso aus wie die von Konstellation 1. Allerdings besteht jeder Strang an Linien hier aus



(a) Bodenspur von Konstellation 2 über den Zeitraum von einem Umlauf.



(b) Bodenspur von Konstellation 2 über den Zeitraum von 3 Tagen.



(c) Bodenspur von Konstellation 2 über den Zeitraum von 7 Tagen.

Abbildung 4.6: Entwicklung des Bodenspurmusters mit der Zeit

fünf Satelliten, die auf diesem Zoom Level nicht voneinander unterschieden werden können. Dies gibt dem Bodenspurmuster eine sehr hohe Dichte. Vor allem die Schnittpunkte bei ca. 60° N bzw. S sind sehr hoch abgetastet. Dafür gibt es dann aber auch wieder große Stellen, die gar nicht abgetastet werden, was für eine Konstellation von fünf Satelliten nach sieben Tagen nicht gut ist. Die Homogenität des Musters wird schlechter, je weiter man sich vom Äquator entfernt. Aber selbst am Äquator ist das Muster inhomogen. Durch das Zusammenlaufen der Linien werden die kleinsten Abstände immer kleiner und die größten Abstände immer größer. Die Homogenität wäre also bei 60° nochmal deutlich schlechter als am Äquator.

Für die Konstellation 2 ergeben sich folgende Werte:

Tabelle 4.5: Bewertung Konstellation 2 Konstellation. Durchschnittliche Abtastdistanzen und Homogenitäten über alle Breitenlagen.

Zeitraum	\bar{D} [km]	\bar{H} [-]	tech. Umsetzung	Kontakteffizienz
3 Tage	57.73	>10	Stufe 2	ρ_1 100 %
7 Tage	24.74	>10		ρ_2 100 %

Wie zu erwarten, ist die durchschnittliche Abtastdistanz 2.5 mal so klein wie bei Konstellation 1, da durch mehr Satelliten die Erde öfter abgetastet wird. Bei der Homogenität liegt nach wie vor das gleiche Problem vor, wie bei den bisher vorgestellten Konstellationen, dass die Abstände der Satelliten eben der entscheidende Faktor bei der Homogenitätsberechnung sind. Allerdings würde auch Darstellungsvariante 3 hier keinen Unterschied machen, da selbst die Mittelpunkte der Verbindungslinien immer noch die gleichen Abstände zueinander bilden würden. Die Homogenität würde in einer ähnlichen Größenordnung liegen. Somit ist dieses Bodenspurmuster einfach inhomogen, wie auch die optische Analyse schon ergeben hat.

Tabelle 4.6: Zusammenfassende Pro und Contra Argumente für Konstellation 2

Pros	Cons
<ul style="list-style-type: none"> • niedrige \emptyset Abtastdistanz • optimale Kontakteffizienz • durch langsames Absinken auch Messungen auf Höhen < 400 km • Messungen mit konstanter Genauigkeit • sehr effizient 	<ul style="list-style-type: none"> • mittelhohe Satellitenanzahl nötig • technische Umsetzung Messvorrichtung: Stufe 2 • inhomogenes Muster egal bei welcher Bodenspurdarstellung • Bahnkorrektur nach spätestens 2.5 Jahren nötig • radialer Anteil Schwerefeld nicht messbar • ungleichmäßige Abtastung

4.1.3 Konstellation 3: Gleichverteilte Perlenkette

Der Gedanke hinter dem Aufbau dieser Konstellation war es, wieder die Satellitenanzahl zu erhöhen, aber dieses Mal eine gleichmäßige Verteilung der Satelliten über der gesamten Bahn zu erzeugen. Im Vergleich zu den anderen Konstellationen die gezeigt wurden, sind nun die Abstände zwischen den Satelliten sehr groß. Mit zehn Satelliten ist die minimale Anzahl an Satelliten erreicht, bei der man eine Gleichverteilung in der Bahn bei einer Orbithöhe von 400 km erzeugen kann. Verwendet man weniger Satelliten, so werden die Abstände so groß, dass nun die direkte Sichtverbindung durch die Erde unterbrochen wird. Bei größeren Abständen ist natürlich auch die Messgenauigkeit der Strecke deutlich höher. Dadurch, dass die Satelliten nun aber über weiter entfernten Punkten auf der Erdoberfläche fliegen, ist die Schweredifferenz an diesen Stellen deutlich anders. Das bedeutet, dass die Strecke theoretisch auch nicht so genau gemessen werden muss, um die Schweredifferenz bestimmen zu können. Allerdings könnte sich das Ganze in der Praxis anders verhalten. Man müsste vorab mit konkreten Werten überprüfen, ob die Genauigkeit des Entfernungsmessverfahrens tatsächlich ausreicht, um die Schweredifferenz zu bestimmen und wie groß die Unterschiede sein müssten. Der Start der Konstellation könnte mit der gleichen Vorgehensweise erfolgen wie bei Konstellation 2, da es sich hier auch um eine Perlenkettenkonstellation handelt.

Tabelle 4.7: Perigäumshöhe h_p , Umlaufdauer T und Keplerelemente der Konstellation 3 Konstellation

Satellit Nr.	h_p [km]	T [min]	a [m]	e [-]	I [°]	ω [°]	Ω [°]	M [°]
1	400	92.6	6778136	0	89	0	0	0
2	400	92.6	6778136	0	89	0	0	36
3	400	92.6	6778136	0	89	0	0	72
4	400	92.6	6778136	0	89	0	0	108
5	400	92.6	6778136	0	89	0	0	144
6	400	92.6	6778136	0	89	0	0	180
7	400	92.6	6778136	0	89	0	0	216
8	400	92.6	6778136	0	89	0	0	252
9	400	92.6	6778136	0	89	0	0	288
10	400	92.6	6778136	0	89	0	0	324

Satellitenbahnen eines Umlaufes im Inertialsystem

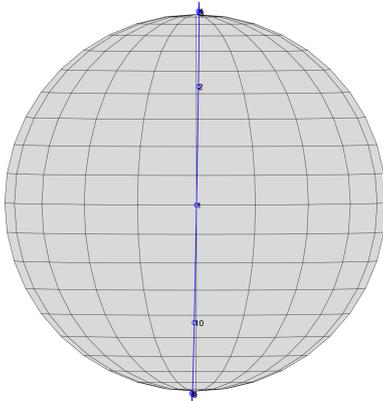


Abbildung 4.7: Ansicht 1

Satellitenbahnen eines Umlaufes im Inertialsystem

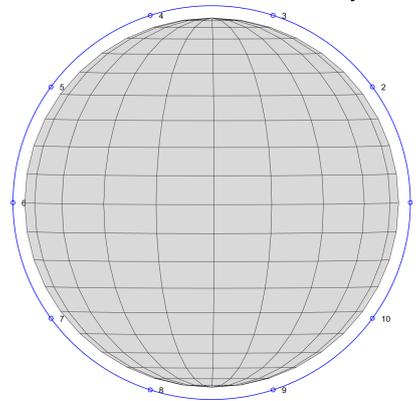
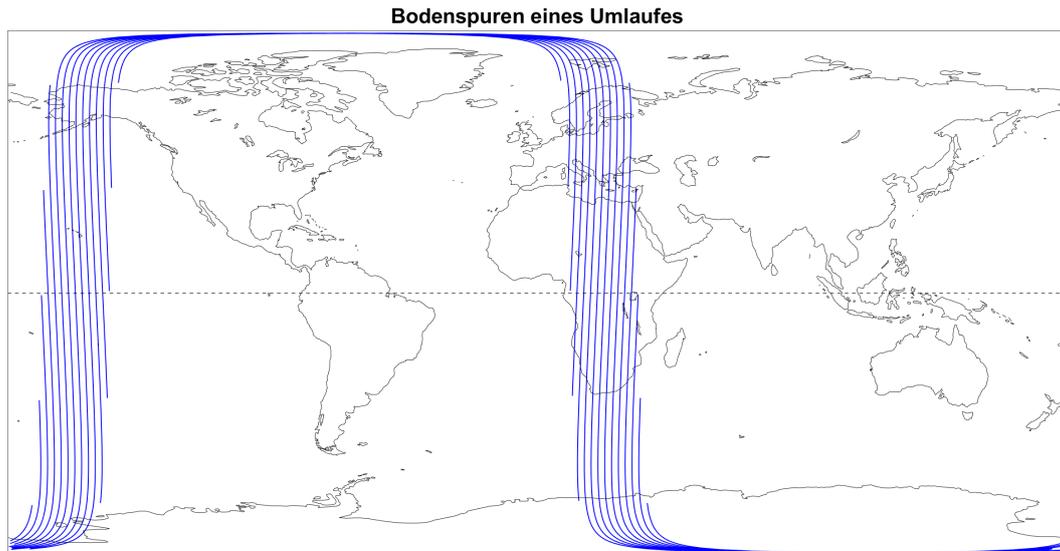


Abbildung 4.8: Ansicht 2

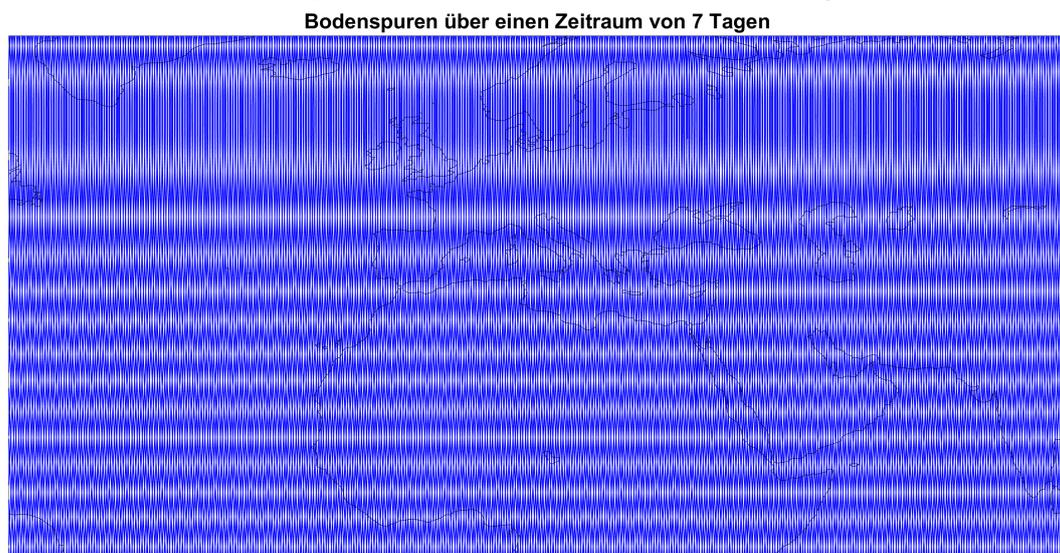
Umlaufbahn von "Konstellation 3" über den Zeitraum eines Umlaufes im Inertialsystem. Die Startpositionen sind als Kreissymbol dargestellt



(a) Bodenspur von Konstellation 3 über den Zeitraum von einem Umlauf.



(b) Bodenspur von Konstellation 3 über den Zeitraum von 3 Tagen.



(c) Bodenspur von Konstellation 3 über den Zeitraum von 7 Tagen.

Abbildung 4.9: Entwicklung des Bodenspurmusters mit der Zeit. Darstellung der Zeiträume 3 und 7 Tage in vergrößerter Version, weil das Bodenspurmuster zu dicht, ist um in normaler Größe noch etwas zu erkennen.

Schon bei Abbildung 4.6a merkt man, dass es sich hier um ein homogeneres Muster handelt, das schnell dichter wird (siehe Abbildungen 4.9b und 4.6c), was an der hohen Anzahl an Satelliten liegt. Daher ist hier auch nur noch ein Ausschnitt der Weltkarte dargestellt. Durch die hohe Dichte ergeben sich deutlich mehr Schnittpunkte, als bei den Konstellationen zuvor. Die Abstände der Schnittpunkte nehmen vom Äquator in Richtung der Pole konstant zu bis zu einer Breite von ca. 50° . Interessanterweise gibt es danach einen Sprung, nach dem erst wieder bei ca. 60° Schnittpunkte kommen. Danach geht es mit den kleinen Abständen der Schnittpunkte weiter, wobei diese in der Nähe der Pole extrem nah beieinander liegen.

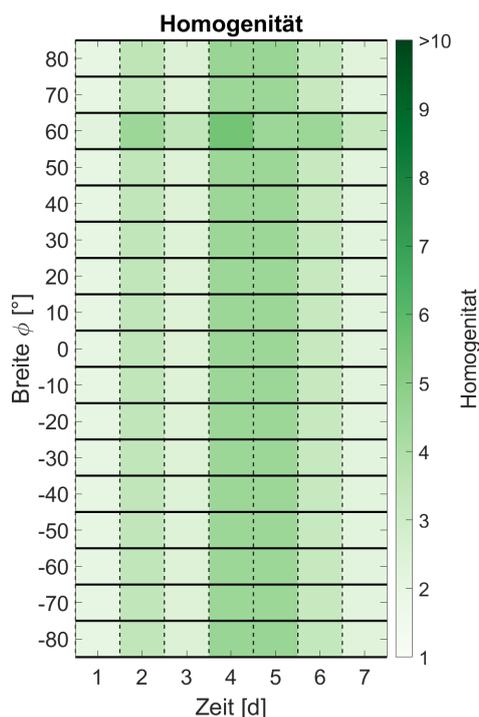


Abbildung 4.10: Homogenität der Konstellation 3

Abbildung 4.10 bestätigt, dass das Bodenspurmuster homogener ist. Die Homogenität nach sieben Tagen liegt bei knapp über 2. Interessant ist hier, wie sich die Homogenität entwickelt. Bereits nach einem Tag ist eine gute Homogenität von 2 erreicht, die dann im Verlauf Sprünge zum Schlechteren, aber auch wieder zum Besseren macht. Wie schon weiter oben beschrieben können einzelne Umläufe dazu beitragen, dass kleine Abstände erzeugt werden, die dann die Homogenität für die nächste Zeit prägen bis wieder das ganze Bodenspurmuster diesen gewissen Abstand hat und die Homogenität besser wird. Grundsätzlich sollte bei einer Konstellation die im Bezug auf den Äquator symmetrisch ist auch die Darstellung der Homogenität symmetrisch sein. Dass dies hier nicht der Fall ist, wie man zum Beispiel bei 60° N sieht, liegt an der Berechnungsweise nach Tagen. Eine ganzzahlige Tageszahl entspricht meistens nicht einer ganzzahligen Umlaufzahl. Das heißt, dass der letzte Umlauf eines Tages nur anteilig zu diesem Tag dazugerechnet wird. In diesem Teil des Umlaufes wird nicht die ganze Breite der Erde abgedeckt. Dadurch kann es also dazu kommen, dass die Homogenität durch den Teil eines Umlaufes nur auf manchen Breiten beeinflusst wird.

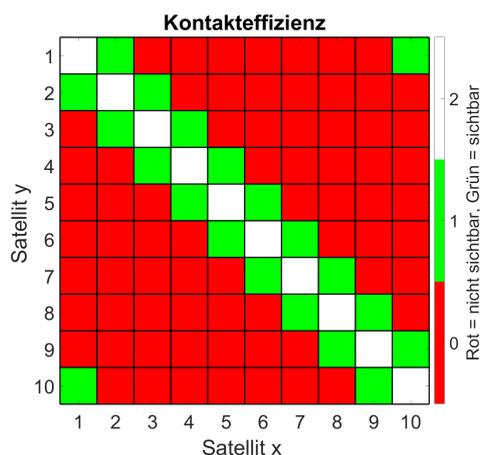


Abbildung 4.11: Kontakteffizienz
 $\rho_1 = 22.2\%$

Entsprechend der Anzahl der Satelliten sehen wir hier eine sehr niedrige Abtastdistanz von nur 12 km. Die durchschnittliche Homogenität ist wie schon in der vorherigen Abbildung gezeigt in einem guten Bereich. Die Messvorrichtung muss hier nach Stufe 2 umgesetzt werden. Abbildung 4.11 zeigt die Kontakteffizienz ρ_1 , die genau wie ρ_2 nur 22.2% beträgt. Man kann erkennen, dass ein Satellit immer nur jeweils den von sich aus vorderen und hinteren Satellit sieht. Die Nutzung der Satelliten könnte also besser sein. Als Gegenargument kann man aber bringen, dass beim Design einer solchen Perlenkettenkonstellation auch nicht erwartet wird, dass sich alle Satelliten zu jedem Zeitpunkt sehen. Teil des Zwecks dieser Konstellation ist es, dass gleichzeitig weit entfernte Punkte der Erde abgetastet werden. Dies wäre nicht möglich wenn man voraussetzt, dass die Kontakteffizienz ρ_1 oder ρ_2 100% beträgt.

Tabelle 4.8: Bewertung Konstellation 3 . Durchschnittliche Abtastdistanzen und Homogenitäten über alle Breitenlagen.

Zeitraum	\bar{D} [km]	\bar{H} [-]	tech. Umsetzung	Kontakteffizienz
3 Tage	28.87	2.51	Stufe 2	ρ_1 22.2 %
7 Tage	12.37	2.30		ρ_2 22.2 %

Tabelle 4.9: Zusammenfassende Pro und Contra Argumente für Konstellation 3

Pros	Cons
<ul style="list-style-type: none"> • niedrige \varnothing Homogenität • niedrige \varnothing Abtastdistanz • durch langsames Absinken auch Messungen auf Höhen < 400 km • Messungen mit gleicher konstanter Genauigkeit • sehr gleichmäßiges und dichtes Bodenspurmuster 	<ul style="list-style-type: none"> • niedrige Kontakteffizienz • hohe Satellitenanzahl nötig • radialer Anteil Schwerefeld nicht messbar • Bahnkorrektur nach spätestens 2.5 Jahren nötig • technische Umsetzung Messvorrichtung: Stufe 2 • große Abstände evtl. problematisch • Messstrahl Laufweg schräg durch niedrige Atmosphärenschichten

4.1.4 Konstellation 4: Gleichverteilte Paare

Konstellation 4 ist auch wieder stark an die GRACE-FO Konstellation angelegt. Dieses Mal sind vier Satellitenpaare gleichmäßig über der Bahn verteilt. Es könnten alle Satelliten mit einem Launch befördert werden. Die Positionierung der Satelliten könnte dann paarweise so erfolgen wie bei GRACE-FO. Die nächsten Paare müssten dann nach einem gewissen Zeitabstand nach dem gleichen Prinzip abgesetzt werden.

Tabelle 4.10: Perigäumshöhe h_p , Umlaufdauer T und Keplerelemente der Konstellation 4 Konstellation

Satellit Nr.	h_p [km]	T [min]	a [m]	e [-]	I [°]	ω [°]	Ω [°]	M [°]
1	400	92.6	6778136	0	89	0	0	0
2	400	92.6	6778136	0	89	0	0	1.86
3	400	92.6	6778136	0	89	0	0	90
4	400	92.6	6778136	0	89	0	0	91.86
5	400	92.6	6778136	0	89	0	0	180
6	400	92.6	6778136	0	89	0	0	181.86
7	400	92.6	6778136	0	89	0	0	270
8	400	92.6	6778136	0	89	0	0	271.86

Satellitenbahnen eines Umlaufes im Inertialsystem

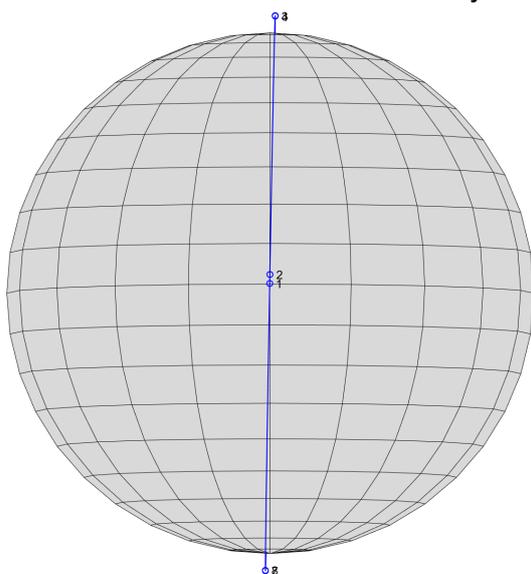


Abbildung 4.12: Ansicht 1

Satellitenbahnen eines Umlaufes im Inertialsystem

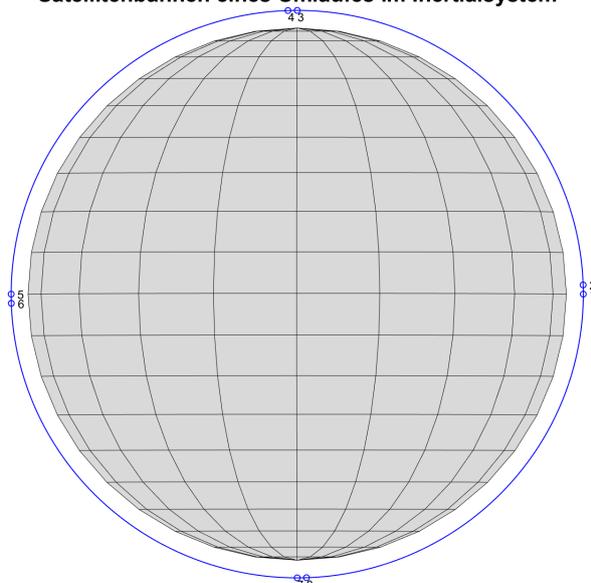
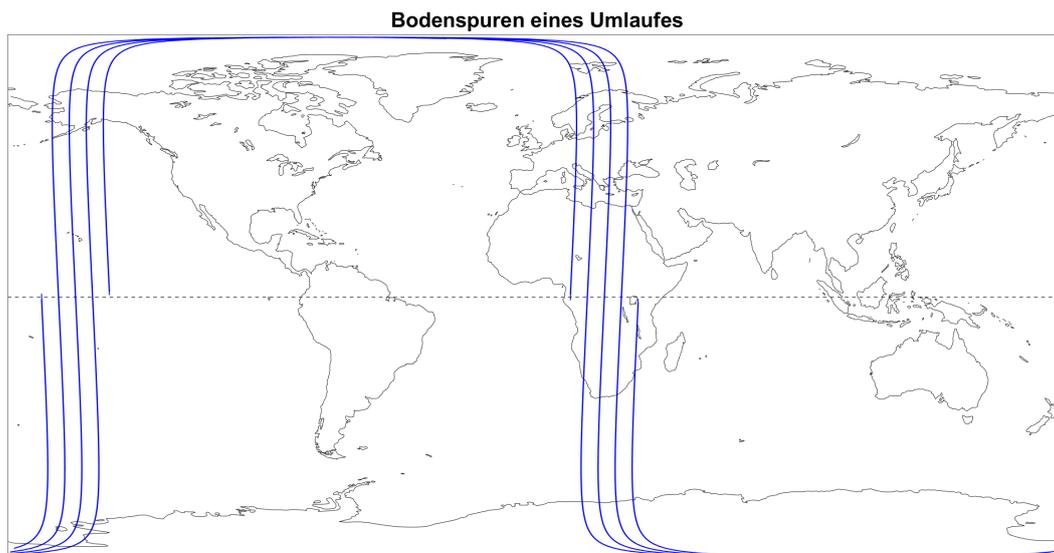


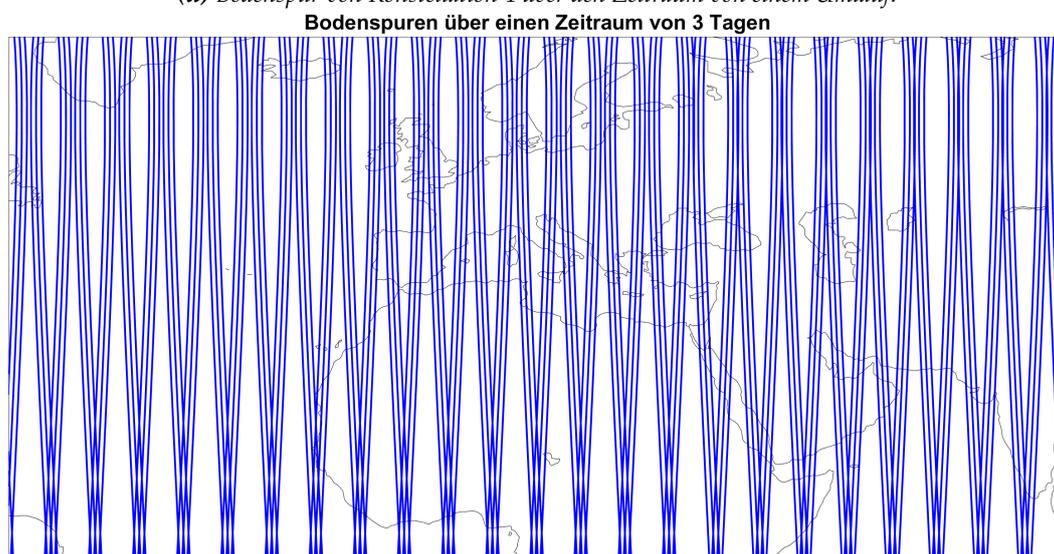
Abbildung 4.13: Ansicht 2

Umlaufbahn von "Konstellation 4" über den Zeitraum eines Umlaufes im Inertialsystem. Die Startpositionen sind als Kreissymbol dargestellt.

Für die Abbildungen 4.14a, 4.14b und 4.14c ist auch wieder zu beachten, dass jede Linie hier aus zwei nahe beieinander liegenden Linien besteht. Wie Abbildung 4.14b gut zeigt ist hier ein Problem, dass sich Kreuzungspunkte der Linien am Äquator sammeln und hier eine hohe Dichte vorhanden ist. In 4.14c ist in der Mitte des Plots eine Art Schachbrettmuster zu sehen, das durch die Schnittpunkte gebildet wird. Grundsätzlich sind kreuzende Linien nach einer gewissen Zeit nicht zu vermeiden. Allerdings ist es nicht optimal viele Schnittpunkte zu haben, da die Verteilung der überflogenen Gebiete ja möglichst gleichmäßig sein sollte.



(a) Bodenspur von Konstellation 4 über den Zeitraum von einem Umlauf.



(b) Bodenspur von Konstellation 4 über den Zeitraum von 3 Tagen.



(c) Bodenspur von Konstellation 4 über den Zeitraum von 7 Tagen.

Abbildung 4.14: Entwicklung des Bodenspurmusters mit der Zeit. Darstellung der Zeiträume 3 und 7 Tage in vergrößerter Version weil das Bodenspurmuster zu dicht ist um in normaler Größe noch etwas zu erkennen.

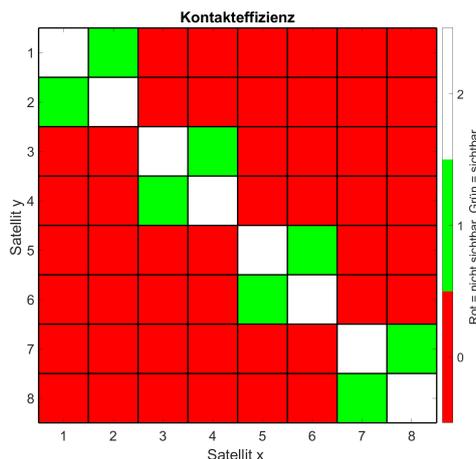


Abbildung 4.15: Kontakteffizienz
 $\rho_1 = 14.3\%$

Die Kontakteffizienz ρ_1 und ρ_2 sind entsprechend schlecht wie Abbildung 4.15 zeigt. Hier können sich natürlich auch wieder nur paarweise die Satelliten sehen. Diese Eigenschaft war bei der Planung ja so gewollt, aber trotzdem muss man erwähnen, dass nicht die maximale Anzahl an Messungen aus acht Satelliten herausgeholt wird sondern eben nur 14.3 % der möglichen Messungen bzw. Sichtverbindungen.

Die Abtastdistanz ist entsprechend der Anzahl der Satelliten gut. Die Homogenität ist hier wieder wie zu erwarten hoch. Aber wie oben beschrieben ist das Bodenspurmuster generell nicht sehr homogen. Wenn die Homogenität für einen Breitenkreis berechnet wird, der minimal über oder unter einer Ansammlung an Kreuzungspunkten liegt, dann erhält man zweifelsohne auch hier sehr hohe Homogenitäten, weil der minimale Abstand sehr klein wird, je näher wir dem Schnittpunkt kommen. Noch schlimmer ist es hier, dass durch die schachbrettartige Struktur jeder beliebige Breitenkreis in diesem Bereich betroffen ist. Bei anderen Konstellationen wie Konstellation 3 blieben die Breitenlagen zwischen den Schnittpunkten verschont.

Tabelle 4.11: Bewertung Konstellation 4. Durchschnittliche Abtastdistanzen und Homogenitäten über alle Breitenlagen.

Zeitraum	\bar{D} [km]	\bar{H} [-]	tech. Umsetzung	Kontakteffizienz	
3 Tage	36.08	>10	Stufe 1	ρ_1	14.3 %
7 Tage	15.46	>10		ρ_2	14.3 %

Tabelle 4.12: Zusammenfassende Pro und Contra Argumente für Konstellation 4

Pros	Cons
<ul style="list-style-type: none"> • Ähnlichkeit zu GRACE-FO daher weniger Unsicherheit • niedrige \varnothing Abtastdistanz • durch langsames Absinken auch Messungen auf Höhen < 400 km • Messungen mit gleicher konstanter Genauigkeit • Messvorrichtung bereits vorhanden • sehr gleichmäßiges und dichtes Bodenspurmuster 	<ul style="list-style-type: none"> • hohe Satellitenanzahl nötig • niedrige Kontakteffizienz • radialer Anteil Schwerefeld nicht messbar • Bahnkorrektur nach spätestens 2.5 Jahren nötig • (hohe \varnothing Homogenität Bodenspür bei Variante 2)

4.2 Optimierung der Homogenität für Perlenketten-Konstellationen

Tabelle 4.13: Kombinationsmöglichkeiten für Satellitenanzahl und Spacing, das die bestmögliche durchschnittliche Homogenität nach sieben Tagen bei Single Orbits liefert. Maximal mögliches Spacing bei ca. 400 km Orbithöhe: $< 39^\circ$ da sonst kein Sichtkontakt mehr möglich ist. Alle anderen Keplerelemente außer M sind dabei gleich.

Anzahl Satelliten	Spacing / ΔM [$^\circ$]	\varnothing Abtastate	\varnothing Homogenität	ρ_1, ρ_2
1	-	126.29	3.49	-
2	32	63.97	12.00	100
3	35	42.72	11.78	66.7
4	35	32.03	7.37	50
5	35	25.61	4.13	40
6	28	21.34	3.22	33.3
7	27	18.31	3.43	28.6
8	36	15.98	4.41	25
9	36	14.20	3.45	22.2
10	36	12.77	2.30	22.2

Da Konstellationen, die ohne viel Hintergedanken in Bezug auf die Homogenität geplant wurden nur selten oder durch Zufall eine niedrige Homogenität erreichen, wie die bisher vorgestellten Konstellationen gezeigt haben soll nun eine Auswertung gemacht, die genau dieses Ziel hat, nämlich die Homogenität zu minimieren. Tabelle 4.13 zeigt diese Auswertung. Auffällig ist, dass alle ΔM am oberen Ende des möglichen Bereiches von 0° bis 39° liegen. Kleinere Abstände sind wie mehrfach erwähnt eine Garantie für schlechte Homogenitäten. Große ΔM Werte sind nicht unbedingt ein Muss für gute Homogenität aber die Chance ist höher, da nicht schon von Grundauf eine kleiner Abstand im Bodenspurmuster vorhanden ist. Es ist erstaunlich, dass mit zwei und drei Satelliten keine niedrigere Homogenität erreicht werden kann. Generell ist ab zwei Satelliten der Trend zu erkennen, dass mit zunehmender Satellitenzahl eine bessere Homogenität möglich ist.

4.3 Elliptische Konstellationen

Wie schon oben kurz erwähnt kann die radiale Komponente des Schwerfeldes auch von Interesse sein. Um nun etwas größere Höhenunterschiede zwischen den Satelliten zu erzeugen, wird die Exzentrizität der Bahnen nun erhöht. Ein positiver Nebeneffekt ist, dass die Kontakteffizienz dadurch gesteigert werden könnte. Satelliten, die zu einem Zeitpunkt nahe an der Erde fliegen, hätten trotzdem noch Sichtkontakt zu Satelliten, die weiter entfernt fliegen. Es setzt voraus, dass die Anordnung der Bahnen dies zulässt.

4.3.1 Konstellation 5: Elliptical Flower

Die erste der elliptischen Bahnen wird auch *Elliptical Flower* genannt (2). Es fliegen dabei insgesamt zwölf Satelliten auf drei Bahnen mit jeweils vier Satelliten auf der selben Bahn. Die genaue Anordnung kann Tabelle 4.14 und Abbildung 4.16 entnommen werden. Der Launch einer solchen Konstellation könnte wie folgt aussehen: Alle Satelliten werden nach Möglichkeit auf der gleichen Rakete zu einem temporären kreisförmigen Orbit mit Höhe 300 km befördert. Die Satelliten werden von der Plattform losgelöst. Zunächst befinden sich alle in kleineren Abständen auf dem selben kreisförmigen Orbit. In den Perigäumsdurchgängen wird jeweils einem Satellit ein treibstoffgetriebener Geschwindigkeitsboost verpasst. Dadurch entkommt der Satellit der Kreisbahn und befindet sich nun auf einer elliptischen Bahn. Der Kraftstoß der die Geschwindigkeitsänderung hervorruft muss so abgestimmt sein, dass die gewünschte Halbachse $a = 20000$ km entsteht. Die weiteren Kraftstöße in den Perigäumsdurchläufen müssen zeitlich so abgestimmt sein, dass eine Gleichverteilung in den einzelnen Bahnen herrscht also ΔM jeweils 90° beträgt. Als Perigäumshöhe kann hier eine niedrige Höhe gewählt werden, da der Satellit sich durch Exzentrizität der Bahn im Perigäum sehr schnell bewegt und dadurch nur kurze Zeit den stärkeren Anziehungskräften und Atmosphärenreibung ausgesetzt ist.

Tabelle 4.14: Perigäumshöhe h_p , Umlaufdauer T und Keplerelemente der Konstellation 5

Satellit Nr.	h_p [km]	T [min]	a [m]	e [-]	I [°]	ω [°]	Ω [°]	M [°]
1	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	0	0
2	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	0	90
3	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	0	180
4	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	0	270
5	300	469.1	20000000	0.6661	89	120	0	0
6	300	469.1	20000000	0.6661	89	120	0	90
7	300	469.1	20000000	0.6661	89	120	0	180
8	300	469.1	20000000	0.6661	89	120	0	270
9	300	469.1	20000000	0.6661	89	240	0	0
10	300	469.1	20000000	0.6661	89	240	0	90
11	300	469.1	20000000	0.6661	89	240	0	180
12	300	469.1	20000000	0.6661	89	240	0	270

Satellitenbahnen eines Umlaufes im Inertialsystem

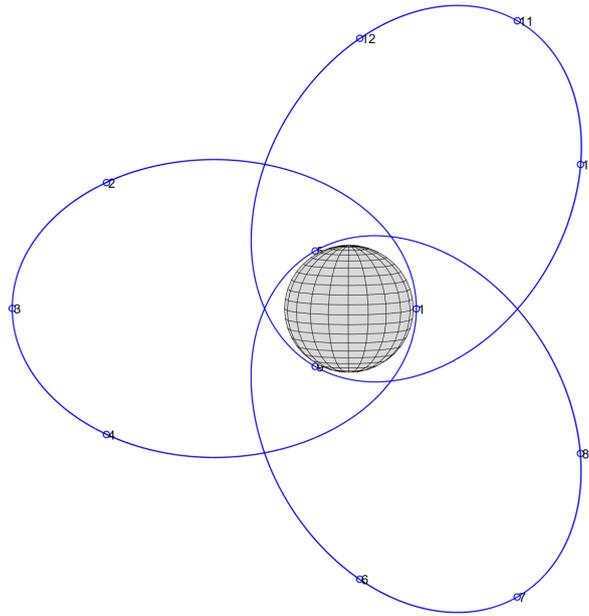
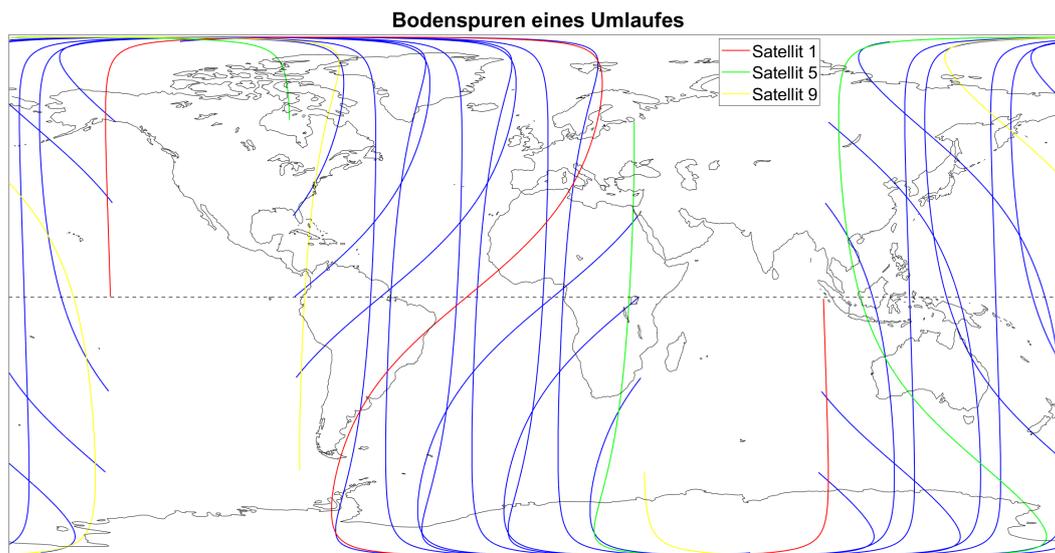


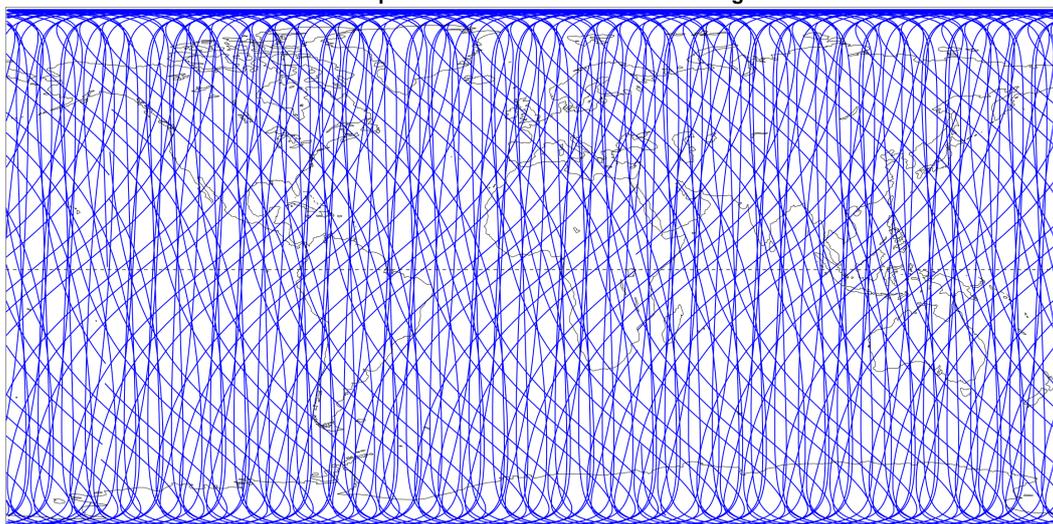
Abbildung 4.16: Umlaufbahn von Konstellation 5 über den Zeitraum eines Umlaufes im Inertialsystem. Die Startpositionen sind als Kreissymbol dargestellt.

Die Bodenspur der Satelliten verläuft in einer Art Schlaufe (siehe Abbildung 4.17a). Die Form entsteht dadurch, dass der Satellit sehr unterschiedliche Bahngeschwindigkeiten hat. Im Perigäum fliegt der Satellit sehr nahe an der Erde und hat hier die höchste Geschwindigkeit, was sich in der Bodenspur als nahezu vertikale Linie widerspiegelt. Im Apogäum verlangsamt sich die Geschwindigkeit aufgrund der Entfernung zur Erde. In der Bodenspur ist dieser Teil der Bodenspur relativ zur Inklination sehr geneigt, da sich die Erde verhältnismäßig schnell unter dem Satelliten hinweg bewegt. Es sind außerdem drei unterschiedliche Spuren zu erkennen, die hier jeweils anhand von einem Satellit farblich gekennzeichnet sind. Abbildungen 4.17b und 4.17c zeigen, dass die Bahnen mit der Zeit ein eher inhomogenes Muster bilden. Durch die charakteristischen Schlaufen entstehen auch wieder viele Schnittpunkte in allen Breitenlagen. Die Abtastung ist relativ gleichmäßig mit einer Ausnahme bei 30° Breitenlage, die sich als helle horizontale Streifen bemerkbar machen.



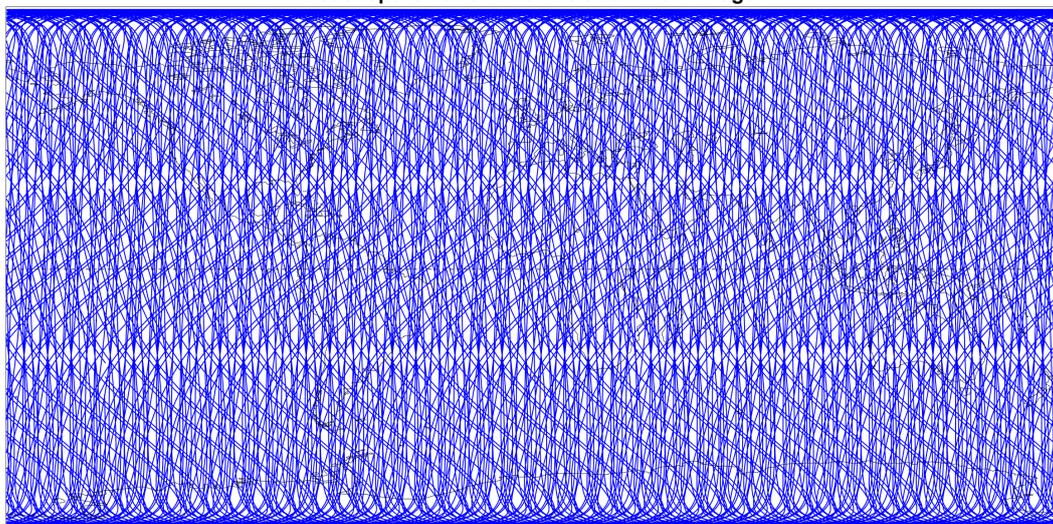
(a) Bodenspur von Konstellation 5 über den Zeitraum von einem Umlauf.

Bodenspuren über einen Zeitraum von 3 Tagen



(b) Bodenspur von Konstellation 5 über den Zeitraum von 3 Tagen.

Bodenspuren über einen Zeitraum von 7 Tagen



(c) Bodenspur von Konstellation 5 über den Zeitraum von 7 Tagen.

Abbildung 4.17: Entwicklung des Bodenspurmusters mit der Zeit.

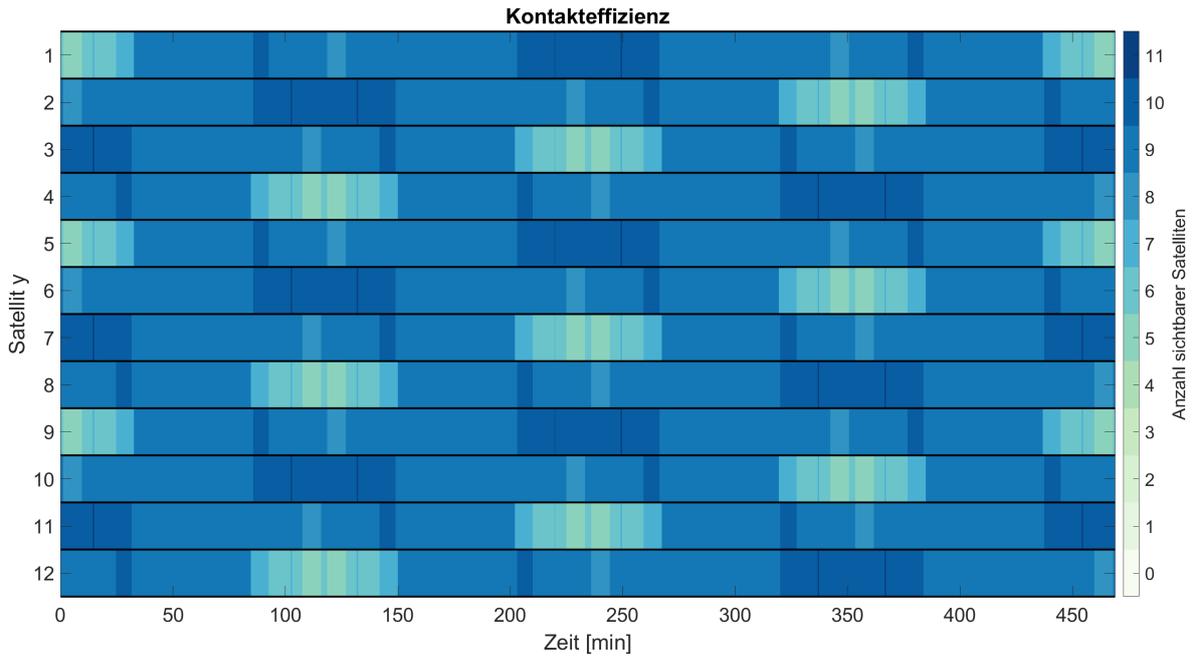


Abbildung 4.18: Kontakteffizienz
 $\rho_2 = 79.25\%$

Abbildung 4.18 zeigt, dass das Ziel einer guten Kontakteffizienz erreicht wurde. Im Schnitt sieht ein Satellit zu jedem Zeitpunkt mehr als acht Satelliten. Vereinzelt werden sogar alle elf Satelliten gesehen. Mindestens fünf Satelliten sind zu jedem Zeitpunkt sichtbar. Diese Stelle, bei der die minimale Anzahl erreicht wird, liegt kurz vor und nach dem Perigäumsdurchgang.

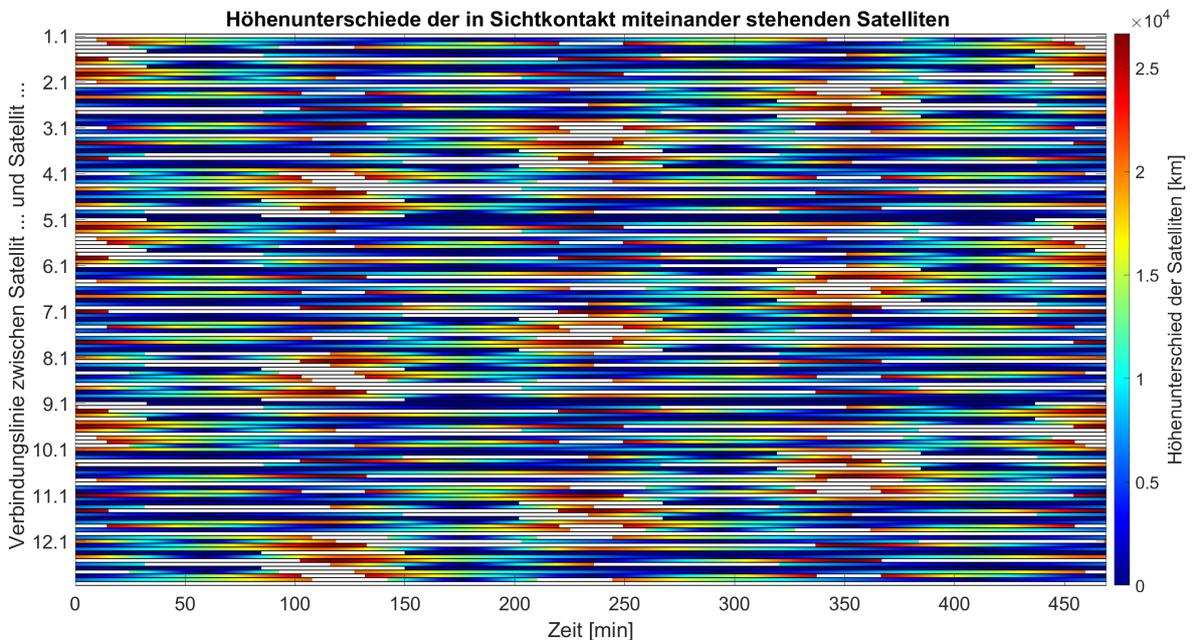


Abbildung 4.19: Darstellung aller möglichen Sichtverbindungen und Höhenunterschiede dieser über die Zeit eines Umlaufes.

Auffällig ist, dass Abbildung 4.19 ein ähnliches Muster wie 4.18 zeigt. Dies liegt daran, dass die minimale sichtbare Satellitenanzahl mit großen Höhenunterschieden korreliert, da

beide Aspekte mit dem Perigäumsdurchgang zu tun haben. Es werden maximale Höhenunterschiede von bis zu 25000 km erreicht. Satelliten, die die gleiche Position im Orbit einnehmen (z.B. Satellit 3 und 11) werden sich immer auf der gleichen Orbithöhe sehen. Daher sind auch viele der Höhenunterschiede im blauen Bereich bei nahezu 0 km Höhenunterschied.

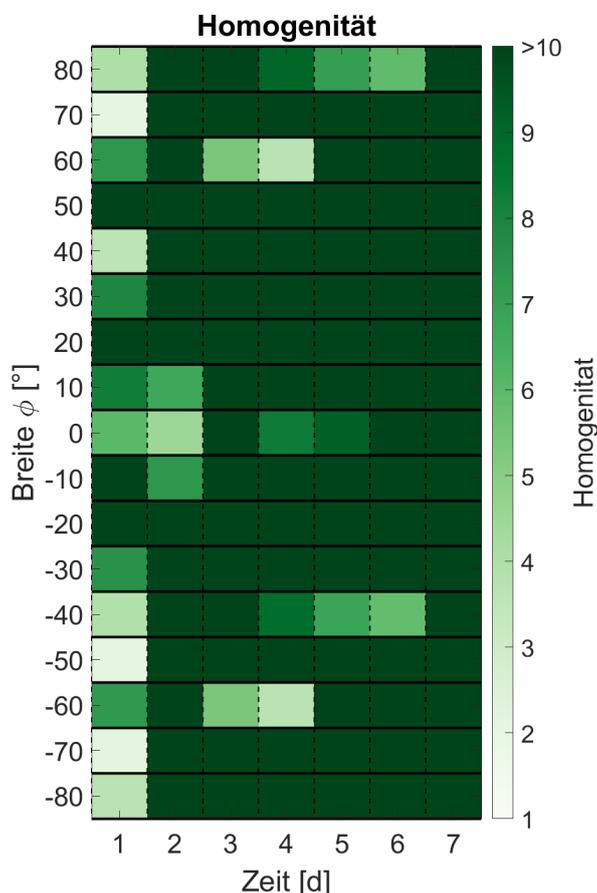


Abbildung 4.20: Homogenität der elliptischen Konstellation 1

Bei der zeitlichen Entwicklung der Homogenität ist generell das Muster nach einem Tag im Schnitt noch am homogensten. Ungleichmäßigkeiten in dieser Darstellung sind wieder den Teilumläufen geschuldet.

Ein Aspekt, der bei sehr exzentrischen Bahnen wie dieser angeschaut werden muss, ist die zeitliche Veränderung des Perigäums. Bei dieser Konstellation beträgt $\dot{\omega} = -0.29 \frac{\circ}{\text{Tag}}$. Über einen Zeitraum von sieben Tagen bewegt sich jedes der Perigäen um ca. 2° . Da es drei unterschiedliche Perigäumslagen gibt, werden drei Streifen mit 2° Breite bei der jeweiligen Breitenlage, die dem Perigäumswinkel entspricht, abgetastet. Die Perigäen tasten in diesem Zeitraum nur einen kleinen Teil der Erdoberfläche ab. So bekommen nur wenige Stellen der Erde den Vorteil der niedrigen Flughöhe ab. Man könnte also mit dieser geringen Abtastung zum Beispiel kein Schwerfeldmodell für eine Höhe von 300 km berechnen.

Tabelle 4.15: Bewertung elliptischen Konstellation 1. Durchschnittliche Abtastdistanzen und Homogenitäten über alle Breitenlagen.

Zeitraum	\bar{D} [km]	\bar{H} [-]	tech. Umsetzung	Kontakteffizienz
3 Tage	121.92	>10	Stufe 3	ρ_1 100 %
7 Tage	52.25	>10		ρ_2 79.25 %

Als Kritikpunkt kann man anmerken, dass diese Konstellation strenggenommen keine VLEO Konstellation mehr ist. Die meiste Zeit wird von den Satelliten sogar in einer Höhe von über 20000 km verbracht. Dies entspricht schon dem Bereich des MEO (Medium Earth Orbit). Trotzdem könnte man dadurch der Kessler-Syndrom Problematik zumindest teilweise ausweichen. Die Satelliten müssten jeweils nur kurz durch den betroffenen LEO Bereich fliegen und nicht mehr dauerhaft in ihm verbringen. Es entstehen außerdem sehr große Distanzen zwischen den Satelliten. Eventuell sind diese zu groß, sodass die Genauigkeit des Lasers nicht ausreicht, um Distanzänderungen und somit Schweredifferenzen messen zu können.

Tabelle 4.16: Zusammenfassende Pro und Contra Argumente für Konstellation 5

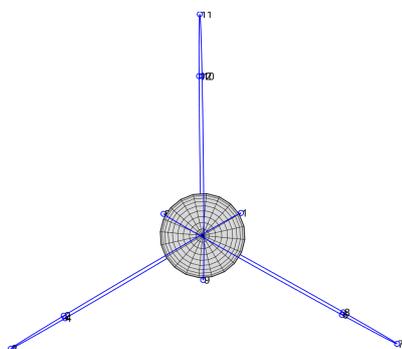
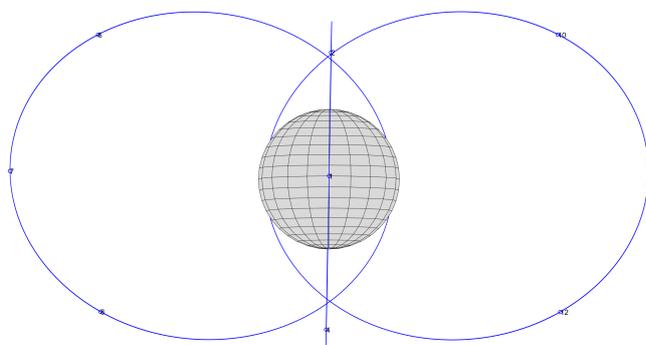
Pros	Cons
<ul style="list-style-type: none"> • niedrige \varnothing Abtastdistanz • radialer Anteil Schwerefeld messbar • niedrige Perigäumshöhen möglich aufgrund exzentrischer Bahn • keine/geringe Bahnkorrektur nötig • relativ hohe Kontakteffizienz • dichtes Bodenspurmuster 	<ul style="list-style-type: none"> • verschiedene Bodenspuren daher ungleichmäßiges inhomogenes Muster • technische Umsetzung Messvorrichtung: Stufe 3 • Messungen mit verschiedenen Genauigkeiten • Perigäumsabtastung nur lokal • aufwändiger Launch • hohe Satellitenanzahl • keine VLEO Konstellation mehr

4.3.2 Konstellation 6: Rotated Elliptical Flower

Der Unterschied dieser Konstellation zur vorherigen liegt darin, dass die Perigäen der Bahnen nun alle am Äquator liegen aber dafür unterschiedliche Winkel Ω haben. Die Satelliten sind nach wie vor zeitlich gleichmäßig im Orbit verteilt und haben dieselbe Perigäumshöhe und Inklination. Start der Satelliten könnte nach dem gleichen Prinzip wie bei Konstellation 5 erfolgen. Nur müsste man drei Launches durchführen wegen der unterschiedlichen Bahnebenen.

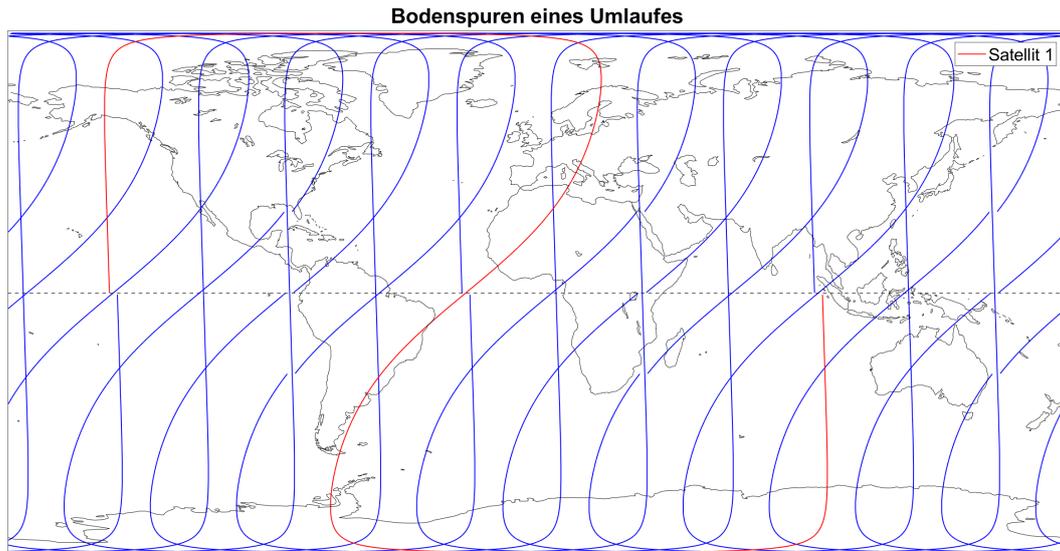
Tabelle 4.17: Perigäumshöhe h_p , Umlaufdauer T und Keplerelemente der Konstellation 6

Satellit Nr.	h_p [km]	T [min]	a [m]	e [-]	I [°]	ω [°]	Ω [°]	M [°]
1	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	0	0
2	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	0	90
3	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	0	180
4	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	0	270
5	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	120	0
6	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	120	90
7	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	120	180
8	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	120	270
9	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	240	0
10	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	240	90
11	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	240	180
12	300	469.1	20000000	0.6661	89	0	240	270

**Abbildung 4.21:** Ansicht 1**Abbildung 4.22:** Ansicht 2

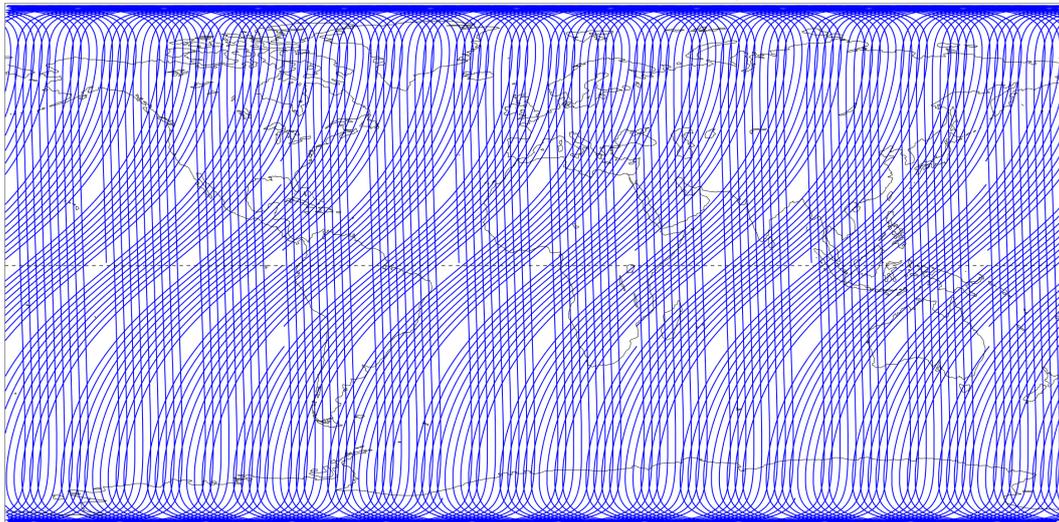
Umlaufbahn von Konstellation 6 über den Zeitraum eines Umlaufes im Inertialsystem. Die Startpositionen sind als Kreissymbol dargestellt.

Die typische Schlaufenform zeigt sich hier in Abbildung 4.23a noch besser wie bei der Konstellation 5, da die Bahnen alle den gleichen Perigäumswinkel haben. Dadurch ist auch der Anteil der Schlaufe auf beiden Hemisphären der gleiche. Dies ist ein deutlicher Vorteil, da das Muster schon dadurch gleichmäßiger wirkt. Es fällt auf, dass das Ende einer Bodenspur eines Umlaufes fast mit dem Anfang der Bodenspur eines anderen Satelliten übereinstimmt. In Abbildungen 4.23b und 4.23c hat sich das Muster sehr gleichmäßig weiterentwickelt. Bei der Abbildung nach sieben Tagen kann man noch kritisieren, dass ein bis zwei Umläufe fehlen, um das Muster zu schließen.



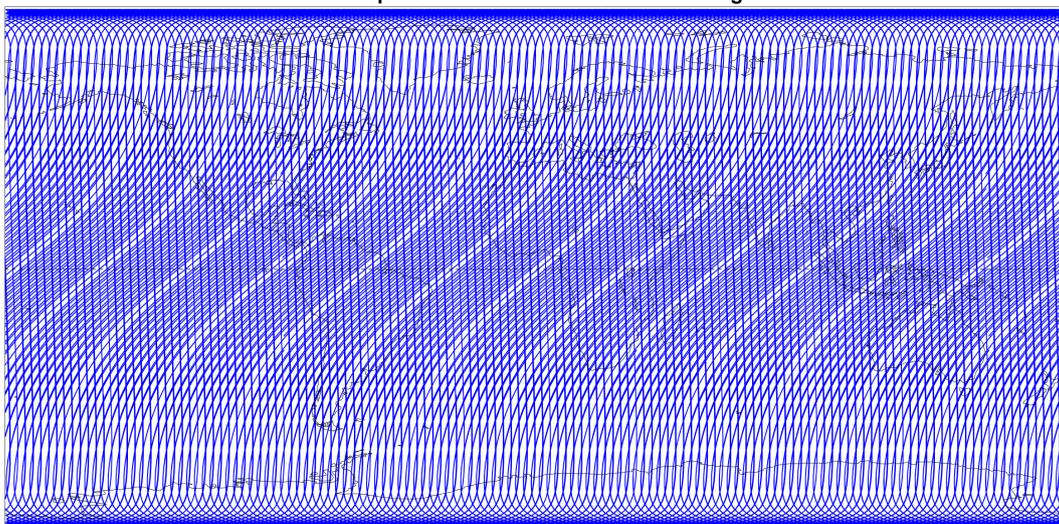
(a) Bodenspur von Konstellation 6 über den Zeitraum von einem Umlauf.

Bodenspuren über einen Zeitraum von 3 Tagen



(b) Bodenspur von Konstellation 6 über den Zeitraum von 3 Tagen.

Bodenspuren über einen Zeitraum von 7 Tagen



(c) Bodenspur von Konstellation 6 über den Zeitraum von 7 Tagen.

Abbildung 4.23: Entwicklung des Bodenspurmusters mit der Zeit.

Die Kontakteffizienz liegt hier in einem sehr guten Bereich, ρ_2 ist hier sogar noch besser als bei Konstellation 5. Im Durchschnitt werden zu jedem Zeitpunkt zehn Satelliten und mindestens sechs Satelliten gesehen.

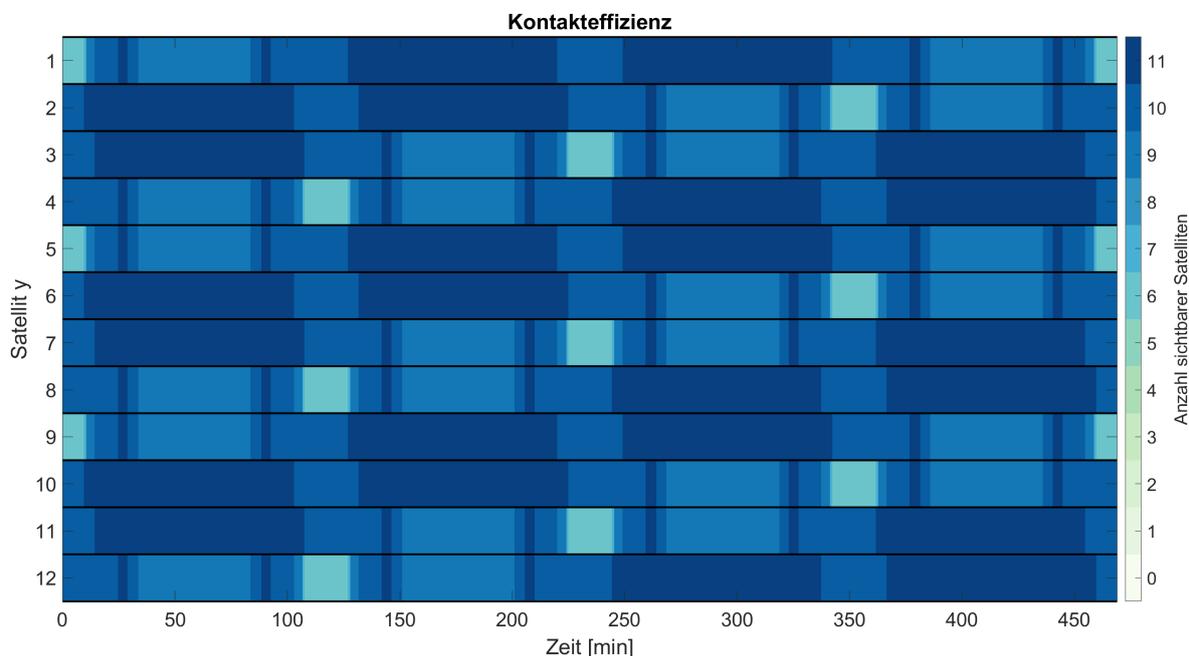


Abbildung 4.24: Kontakteffizienz
 $\rho_2 = 91.17\%$

Durch die elliptische Bahn sieht Abbildung 4.25 sehr ähnlich wie bei Konstellation 5 aus. Es werden wieder maximale Höhenunterschiede von über 25000 km erreicht.

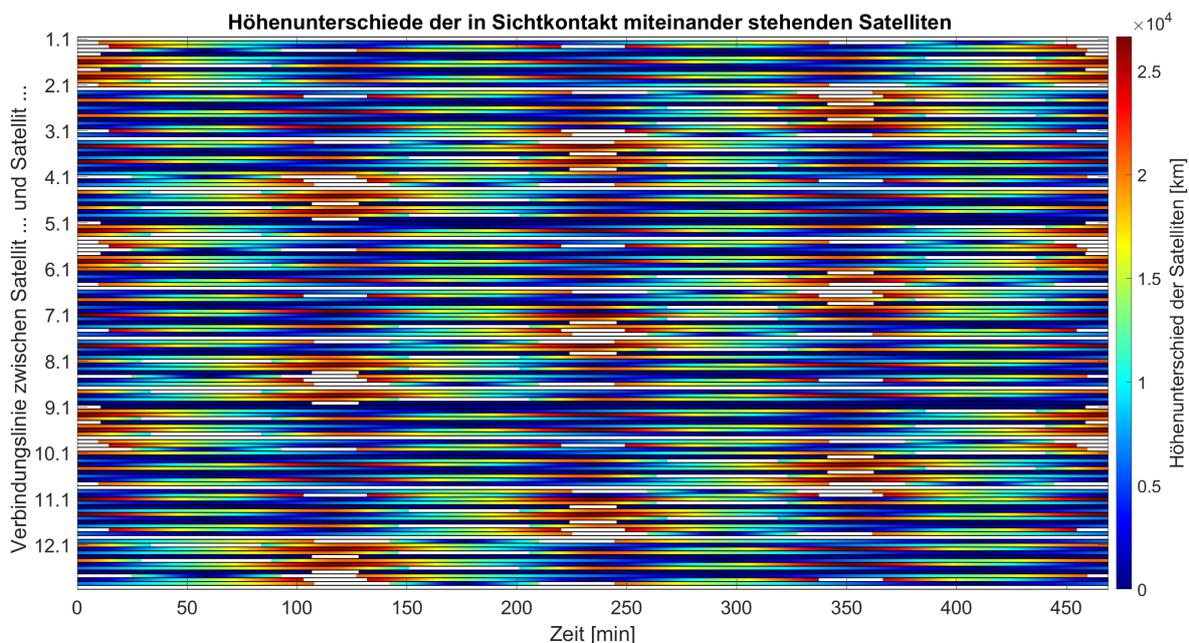


Abbildung 4.25: Darstellung aller möglichen Sichtverbindungen und Höhenunterschiede dieser über die Zeit eines Umlaufes.

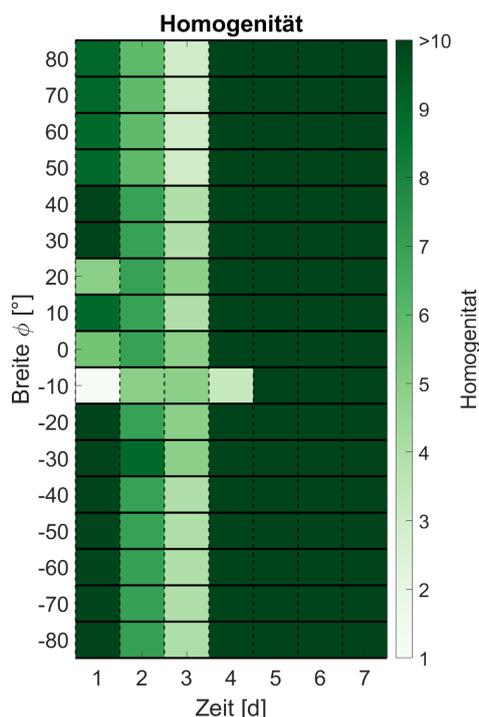


Abbildung 4.26: Homogenität der elliptischen Konstellation 2

Die Homogenität erreicht ihre besten Werte nach drei Tagen mit ca. drei und fällt dann schlagartig ab in einen Bereich über zehn. Auch nach sieben Tagen ist die Homogenität im Durchschnitt noch in keinem guten Bereich.

Die Perigäumsabtastung ist bei dieser Konstellation noch etwas mangelhafter. Da alle Perigäen am Äquator liegen, wird noch weniger Fläche der Erde vom Perigäum abgetastet, dafür aber am Äquator verdichtet. Der Streifen der Perigäumsabtastung ist hier auch ca. 2° breit da $\dot{\omega} = -0.29 \frac{\circ}{\text{Tag}}$ wie bei Konstellation 5.

Die Abtastdistanzen nehmen hier die gleichen Werte wie bei Konstellation 5 an, da die Umlaufzeit identisch ist. Die Homogenität ist hier zumindest nach drei Tagen akzeptabel.

Tabelle 4.18: Bewertung elliptischen Konstellation 2. Durchschnittliche Abtastdistanzen und Homogenitäten über alle Breitenlagen.

Zeitraum	\bar{D} [km]	\bar{H} [-]	tech. Umsetzung	Kontakteffizienz	
3 Tage	121.92	4.00	Stufe 3	ρ_1	100 %
7 Tage	52.25	>10		ρ_2	91.7 %

Tabelle 4.19: Zusammenfassende Pro und Contra Argumente für Konstellation 6

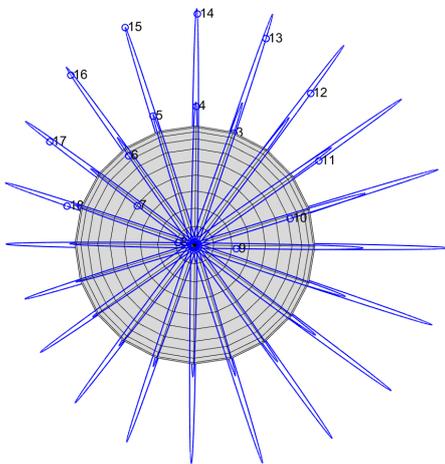
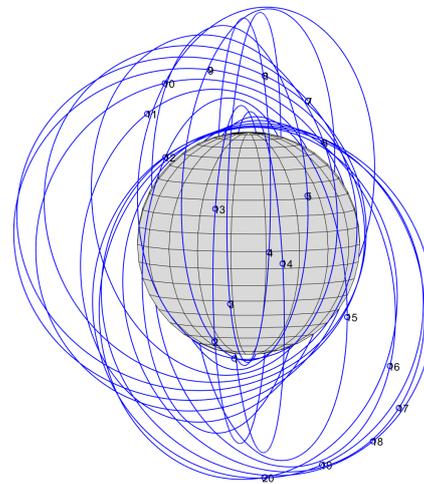
Pros	Cons
<ul style="list-style-type: none"> • niedrige \emptyset Abtastdistanz • radialer Anteil Schwerefeld messbar • niedrige Perigäumshöhen möglich aufgrund exzentrischer Bahn • keine/geringe Bahnkorrektur nötig • fast optimale Kontakteffizienz • dichtes Bodenspurmuster • homogenes Bodenspurmuster auch wenn Homogenitätswerte hoch sind • extrem große Abstände zwischen Satelliten 	<ul style="list-style-type: none"> • Perigäumsabtastung nur am Äquator • technische Umsetzung Messvorrichtung: Stufe 3 • Messungen mit verschiedenen Genauigkeiten • aufwändiger Launch • hohe Satellitenanzahl • extrem große Abstände zwischen Satelliten • keine VLEO Konstellation mehr

4.3.3 Konstellation 7: Elliptical Orbital Shell

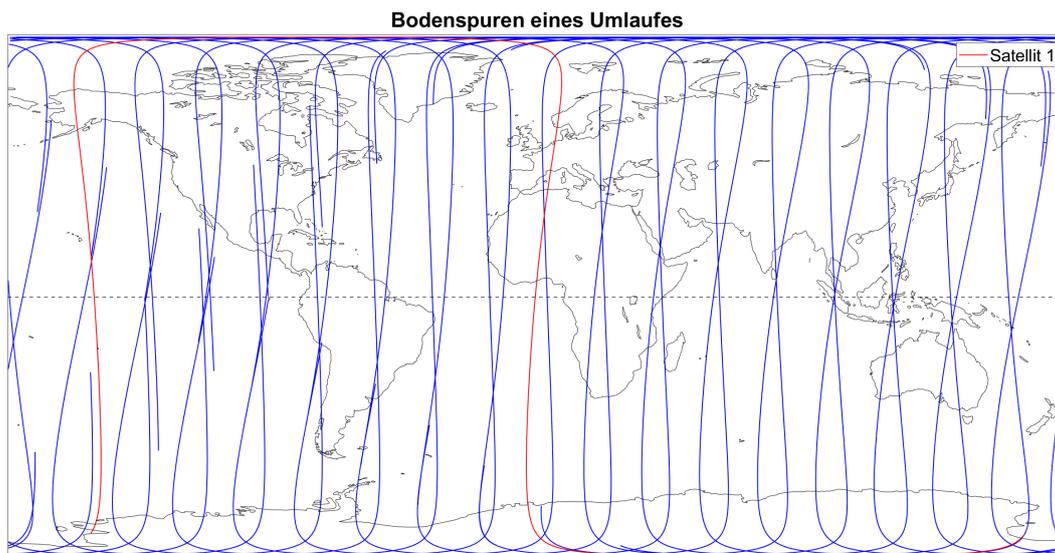
Ziel dieser Konstellation war es, die Perigäumsabtastung zu optimieren und zwar so, dass nach sieben Tagen die Erde damit abgedeckt ist. Dafür muss $\dot{\omega} \cdot n = \frac{180}{7} \frac{\circ}{\text{Tag}}$ entsprechen mit $n =$ Anzahl verschiedener Bahnebenen. Die Perigäumslage soll weiterhin relativ niedrig liegen und die Inklination bei 89° bleiben, da geringere Inklinationen weniger Abtastung bedeuten. Die Bahn soll auch wieder elliptisch sein, damit Flüge in niedrige VLEO Höhen überhaupt möglich sind. Eine Schwierigkeit beim Design einer solchen Bahn ist, dass $\dot{\omega}$ mit den vorgegebenen Parametern nur Werte zwischen 0 und $-3 \frac{\circ}{\text{Tag}}$ annimmt. Es ist daher eine entsprechend hohe Anzahl an Satelliten bzw. verschiedenen Bahnebenen notwendig. Es sind aber mehrere Kombinationen an Parametern möglich, um eine solche Bahn zu erreichen. Für elliptical Orbital Shell wurde sich nun für $\dot{\omega} = -\frac{9}{7} \frac{\circ}{\text{Tag}}$ und $n = 20$ Satelliten entschieden, die jeweils auf unterschiedlichen Bahnebenen fliegen. Der Parameter $\Delta\omega$ beträgt daher $\frac{9}{7}^\circ$, $\Delta\Omega$ beträgt 18° um die Bahnen gleichmäßig über alle Längen λ zu verteilen und ΔM beträgt 9° , damit die Satelliten unterschiedliche Starthöhen haben. Der Launch der Konstellation und die Positionierung der Satelliten im Orbit könnte für diese Konstellation eine Herausforderung werden. Im Prinzip könnte man hier auch zuerst wieder auf einer Kreisbahn mit Höhe der Perigäumshöhe die Satelliten platzieren und dann über einen Kraftstoß die nötige Geschwindigkeitsänderung herbeirufen, die dann die entsprechende elliptische Bahn zum Ergebnis hat. Allerdings befinden sich nicht alle Perigäen in einer Ebene, wodurch theoretisch jeder Satellit auf einer eigenen Kreisbahn fliegen müsste. Dies würde heißen, dass alle Satelliten durch einzelne Launches ins All befördert werden müssen, da sonst alle die gleiche Bahn am Anfang fliegen würden.

Tabelle 4.20: Perigäumshöhe h_p , Umlaufdauer T und Keplerelemente der Konstellation 7

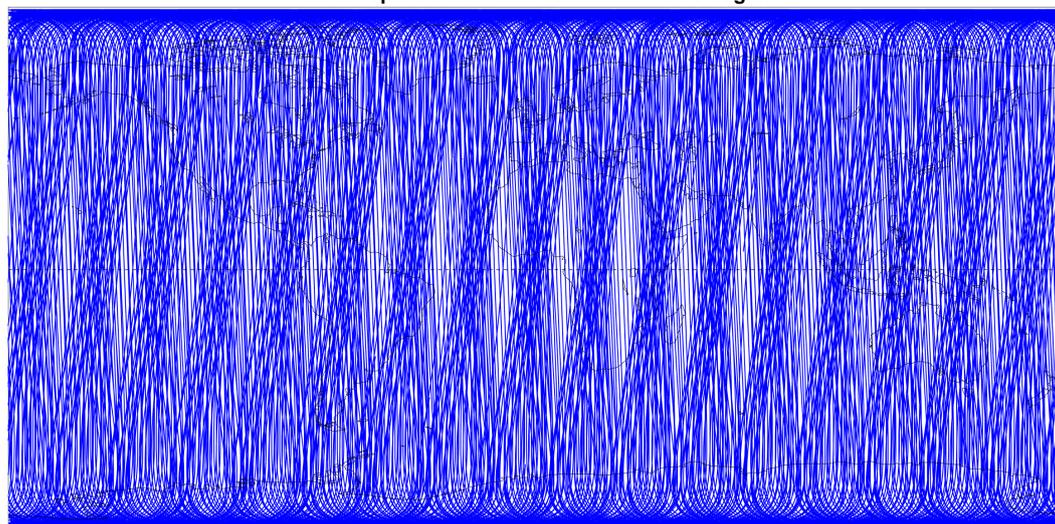
Satellit Nr.	h_p [km]	T [min]	a [m]	e [-]	I [°]	ω [°]	Ω [°]	M [°]
1	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	-81	0	0
2	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	-72	18	9
3	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	-63	36	18
4	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	-54	54	27
5	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	-45	72	36
6	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	-36	90	45
7	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	-27	108	54
8	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	-18	126	63
9	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	-9	144	72
10	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	0	162	81
11	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	9	180	90
12	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	18	198	99
13	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	27	216	108
14	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	36	234	117
15	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	45	252	126
16	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	54	270	135
17	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	63	288	144
18	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	72	306	153
19	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	81	324	162
20	253.9	167.9	10080000	0.3421	89	90	342	171

**Abbildung 4.27:** Ansicht 1**Abbildung 4.28:** Ansicht 2

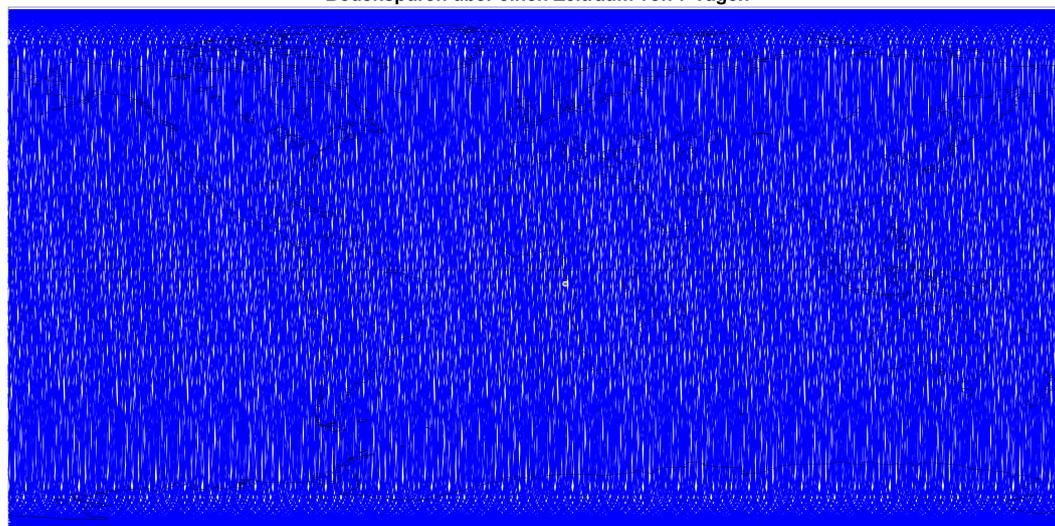
Umlaufbahn von Konstellation 7 über den Zeitraum eines Umlaufes im Inertialsystem. Die Startpositionen sind als Kreissymbol dargestellt. Diese Konstellation könnte aufgrund ihres Aussehens auch als Orbital Shell bezeichnet werden.



(a) Bodenspur von Konstellation 7 über den Zeitraum von einem Umlauf.
Bodenspuren über einen Zeitraum von 3 Tagen



(b) Bodenspur von Konstellation 7 über den Zeitraum von 3 Tagen.
Bodenspuren über einen Zeitraum von 7 Tagen



(c) Bodenspur von Konstellation 7 über den Zeitraum von 7 Tagen.

Abbildung 4.29: Entwicklung des Bodenspurmusters mit der Zeit.

Durch die verschiedenen Perigäumslagen ergeben sich für jeden Satelliten verschiedene Bodenspuren. Daran zu erkennen, dass in Abbildung 4.29a nicht jede Schleife die gleiche Form hat. Dies ist auch ein Grund warum sich in den weiteren Abbildungen 4.29b und 4.29c kein homogenes und gleichmäßiges Muster ergibt. Nach drei Tagen ist gut zu erkennen, dass deutliche Lücken in den Schleifen entstehen, die am Äquator zu finden sind. Nach sieben Tagen ist die Abtastung sehr dicht, aber ungleichmäßig.

Die Kontakteffizienz ρ_1 liegt bei 100%. Die Kontakteffizienz ρ_2 ist in einem niedrigeren Bereich angesiedelt. Im Schnitt sieht ein Satellit nur ca. 12 der möglichen 19 Satelliten zu jedem Zeitpunkt während eines Umlaufes. Die Werte schwanken dabei zwischen 5 und 19 gleichzeitig gesehenen Satelliten. Am längsten sieht Satellit 10 alle Satelliten gleichzeitig. Das liegt an der Startposition dieses Satelliten.

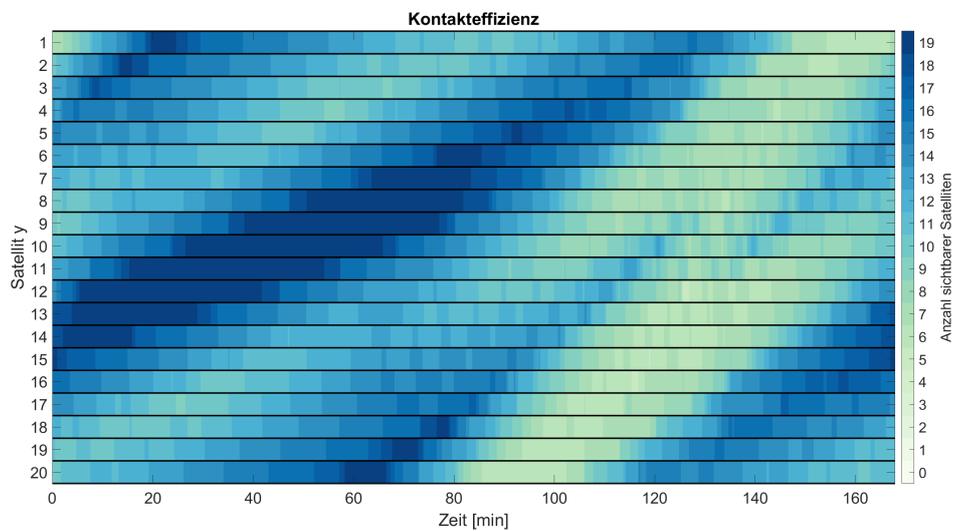


Abbildung 4.30: Kontakteffizienz
 $\rho_2 = 65.90 \%$

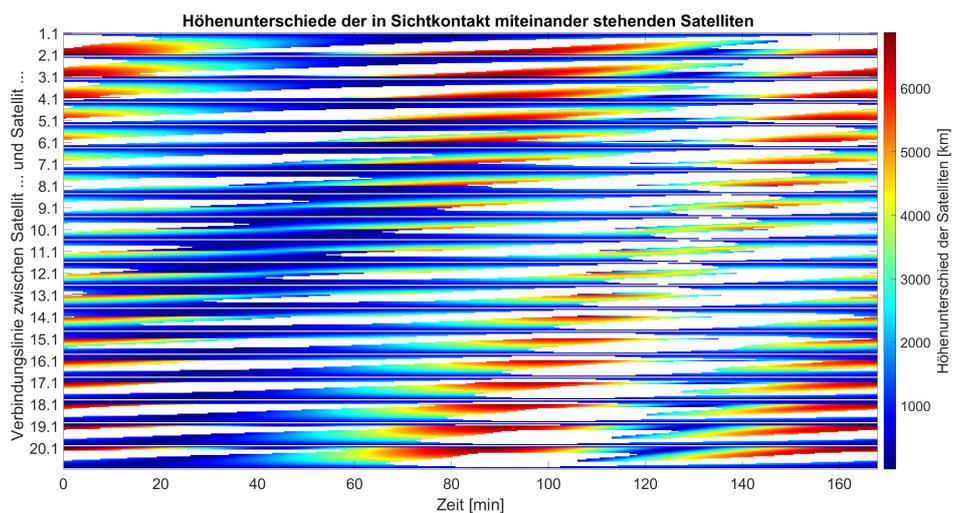


Abbildung 4.31: Darstellung aller möglichen Sichtverbindungen und Höhenunterschiede dieser über die Zeit eines Umlaufes.

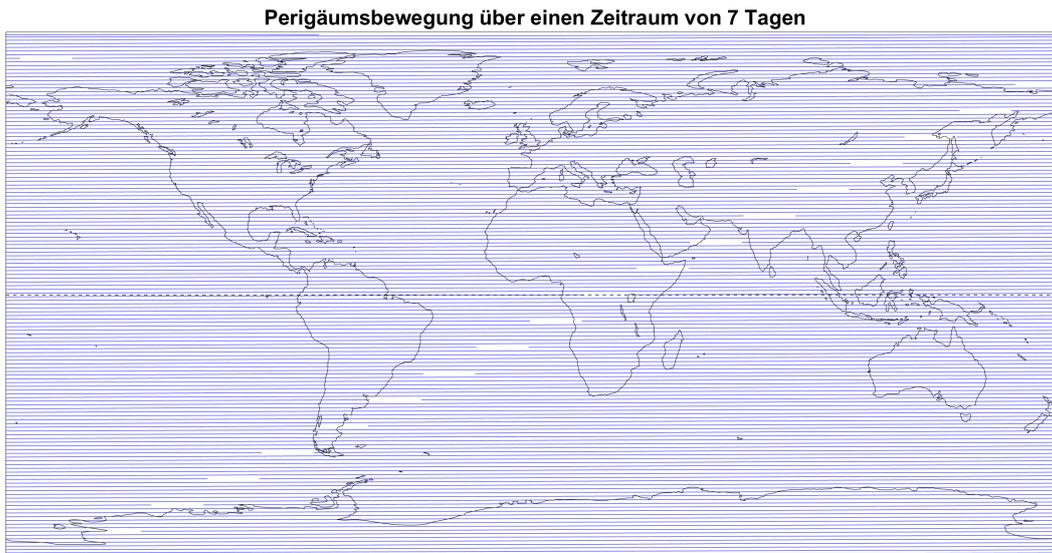


Abbildung 4.32: Perigäumspräzession über einen Zeitraum von sieben Tagen

Wie geplant tastet nun das Perigäum die gesamte Erdoberfläche ab mit Ausnahme von 20 Lücken zwischen Anfangspunkt des Perigäums des einen Satelliten und Endpunkt des Perigäums des nächsten Satelliten. Diese Lücke könnte durch den Knotendrift $\dot{\Omega}$ oder \dot{M} entstehen, der bei der Berechnung nicht berücksichtigt wurde. Dadurch schließt sich das Muster nicht ganz.

Tabelle 4.21: Bewertung der elliptischen Konstellation 3. Durchschnittliche Abtastdistanzen und Homogenitäten über alle Breitenlagen.

Zeitraum	\bar{D} [km]	\bar{H} [-]	tech. Umsetzung	Kontakteffizienz	
3 Tage	26.17	>10	Stufe 3	ρ_1	100 %
7 Tage	11.22	>10		ρ_2	65.90 %

Tabelle 4.22: Zusammenfassende Pro und Contra Argumente für Konstellation 7

Pros	Cons
<ul style="list-style-type: none"> • niedrige \varnothing Abtastdistanz • radialer Anteil Schwerfeld messbar • relativ hohe Kontakteffizienz • niedrige Perigäumshöhen möglich aufgrund exzentrischer Bahn • keine/geringe Bahnkorrektur nötig • globale Perigäumsabtastung • dichtes Bodenspurmuster • große Abstände zwischen Satelliten 	<ul style="list-style-type: none"> • technische Umsetzung Messvorrichtung: Stufe 3 • aufwändiger Launch • Messungen mit verschiedenen Genauigkeiten • verschiedene Bodenspuren daher ungleichmäßiges inhomogenes Muster • sehr hohe Satellitenanzahl macht diese Konstellation sehr unrealistisch • keine VLEO Konstellation mehr

4.3.4 Konstellation 8: Verschränkte Ellipsen

Bei dieser Konstellation sollte die Satellitenanzahl in einen etwas realistischeren Bereich bewegt werden. Es wird bei dieser Konstellation außerdem versucht, das Prinzip von zwei paarweise fliegenden Satelliten so zu konstruieren, dass diese nicht in derselben Bahnebene fliegen und wenn möglich sogar gleiche Abstände zueinander behalten. Die Bahnen dafür sollten ungefähr so aussehen wie in 4.34 und 4.35 gezeigt. Die Frage ist nur wie exzentrisch die Bahnen sein sollten. Die Ergebnisse dieser Untersuchung stellt 4.33 dar. Die Schlussfolgerung aus dieser Grafik ist, dass es nicht möglich ist gleichbleibende Abstände zu haben, da die blaue Linie niemals 1 erreichen wird, egal wie exzentrisch die Bahn ist. Es ist daher ratsam eine Exzentrizität von 0.01 zu wählen, da man hier einen guten Kompromiss aus Verhältnis und kleinen Abständen hat. Durch gleiche Exzentrizitäten und Perigäumshöhen gewährleistet man auch, dass die Umlaufzeit gleich ist und somit die Satelliten immer im Sichtkontakt bleiben werden. Die Konstellation wäre auch vorstellbar mit vier Satelliten, wobei jeweils zwei als GRACE-artige Paare auf einem der Orbits fliegen. Die Perigäumspräzession abzustimmen wird hier vernachlässigt, da die Höhenunterschiede deutlich geringer sind und somit die Abtastung des Perigäums an Bedeutung verliert. Der Launch müsste auf zwei Etappen durchgeführt werden, da die Satelliten unterschiedliche Inklinationen haben. Die einzelnen Satelliten könnten dann wieder nach dem Hohmann Transfer Prinzip auf der elliptischen Bahn platziert werden. Die Zeit des zweiten Starts müsste so abgestimmt sein, dass später die Position im Orbit der geplanten Position entspricht.

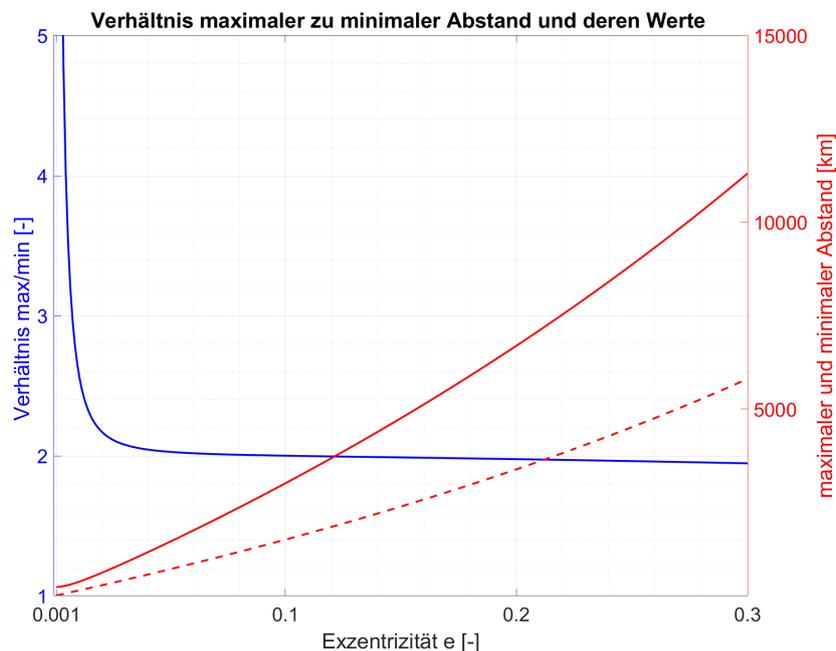


Abbildung 4.33: Maximale und minimale Abstände der Satelliten zueinander und das Verhältnis von maximalem zu minimalem Abstand für verschiedene Exzentrizitäten bei jeweils gleichbleibenden restlichen Keplerelementen (siehe Tabelle 4.23).

Tabelle 4.23: Perigäumshöhe h_p , Umlaufdauer T und Keplerelemente der elliptischen Konstellation 4

Satellit Nr.	h_p [km]	T [min]	a [m]	e [-]	I [°]	ω [°]	Ω [°]	M [°]
1	400	94.0	6846603	0.01	89	0	0	0
2	400	94.0	6846603	0.01	91	180	0	180

Satellitenbahnen eines Umlaufes im Inertialsystem

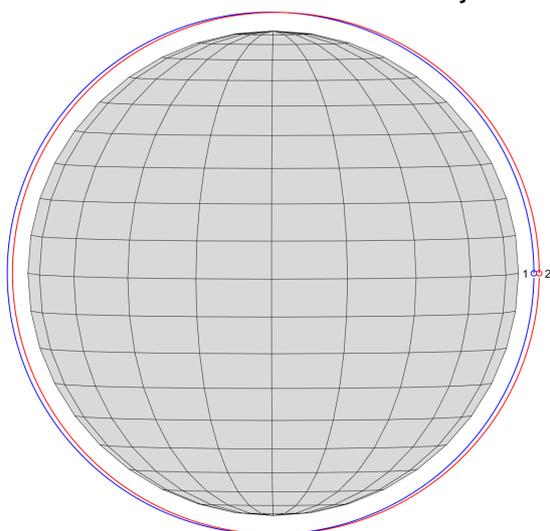


Abbildung 4.34: Ansicht 1

Satellitenbahnen eines Umlaufes im Inertialsystem

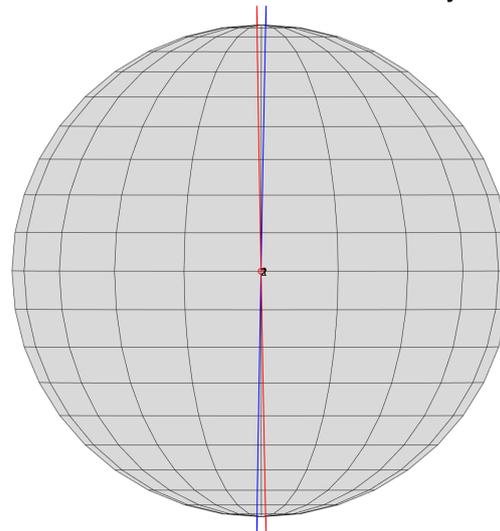
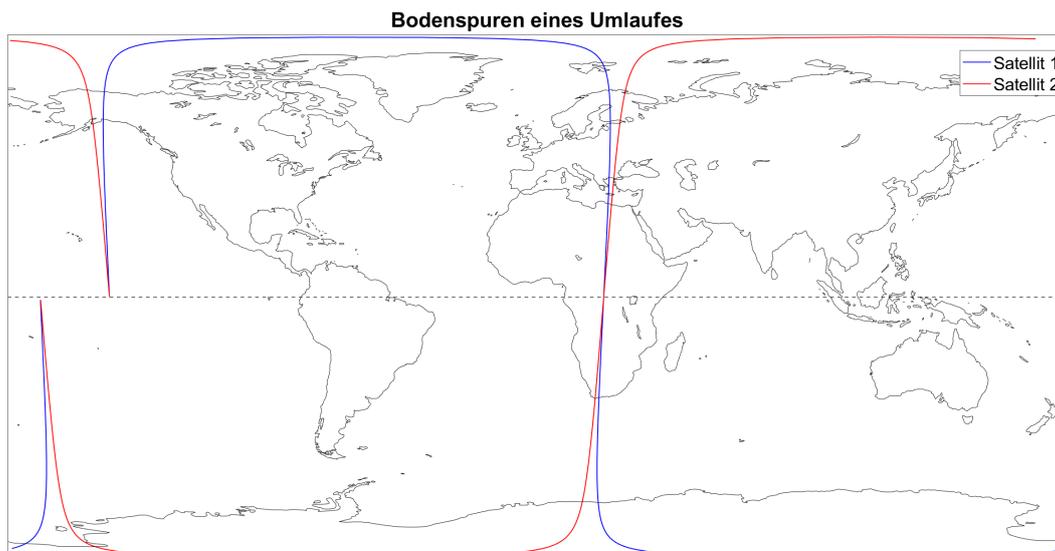


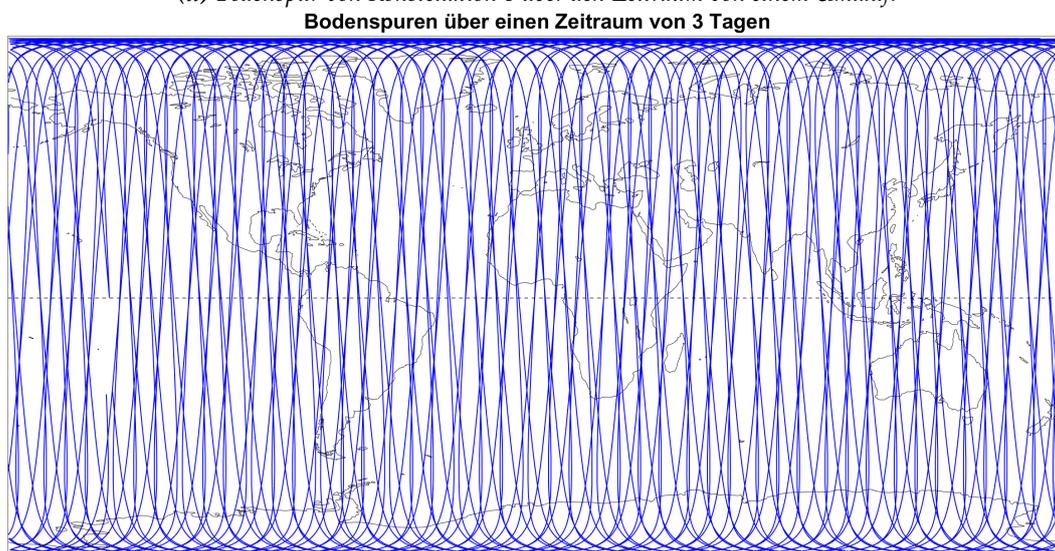
Abbildung 4.35: Ansicht 2

Umlaufbahn von Konstellation 8 über den Zeitraum eines Umlaufes im Inertialsystem. Die Startpositionen sind als Kreissymbol dargestellt

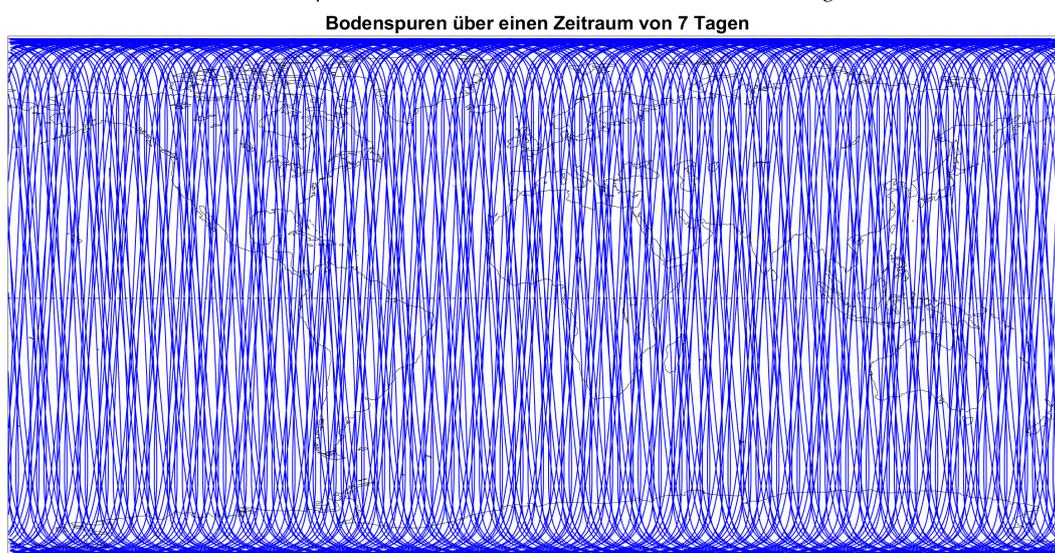
Die Bodenspur in Abbildung 4.36a sieht anders aus als Bodenspuren zuvor. Das liegt vor allem daran, dass hier zum ersten Mal retrograde und prograde Inklinationen verwendet wurden, mit Ausnahme der Unkontrollierten Konstellation. Dadurch gibt es auf der Karte den Effekt als würden sich die Satelliten in unterschiedliche Richtungen bewegen, da die Spuren aus Perspektive der Satelliten in unterschiedliche Richtungen an den Polen vorbeifliegen. Abbildungen 4.36b und 4.36c lassen erkennen, dass das Muster wieder nicht sehr homogen ist. Schnittpunkte häufen sich vor allem bei ca. 25° Breitenlage. Am Äquator entstehen kleine Abstände zueinander durch das angesprochene Übereinanderfliegen.



(a) Bodenspur von Konstellation 8 über den Zeitraum von einem Umlauf.



(b) Bodenspur von Konstellation 8 über den Zeitraum von 3 Tagen.



(c) Bodenspur von Konstellation 8 über den Zeitraum von 7 Tagen.

Abbildung 4.36: Entwicklung des Bodenspurmusters mit der Zeit.

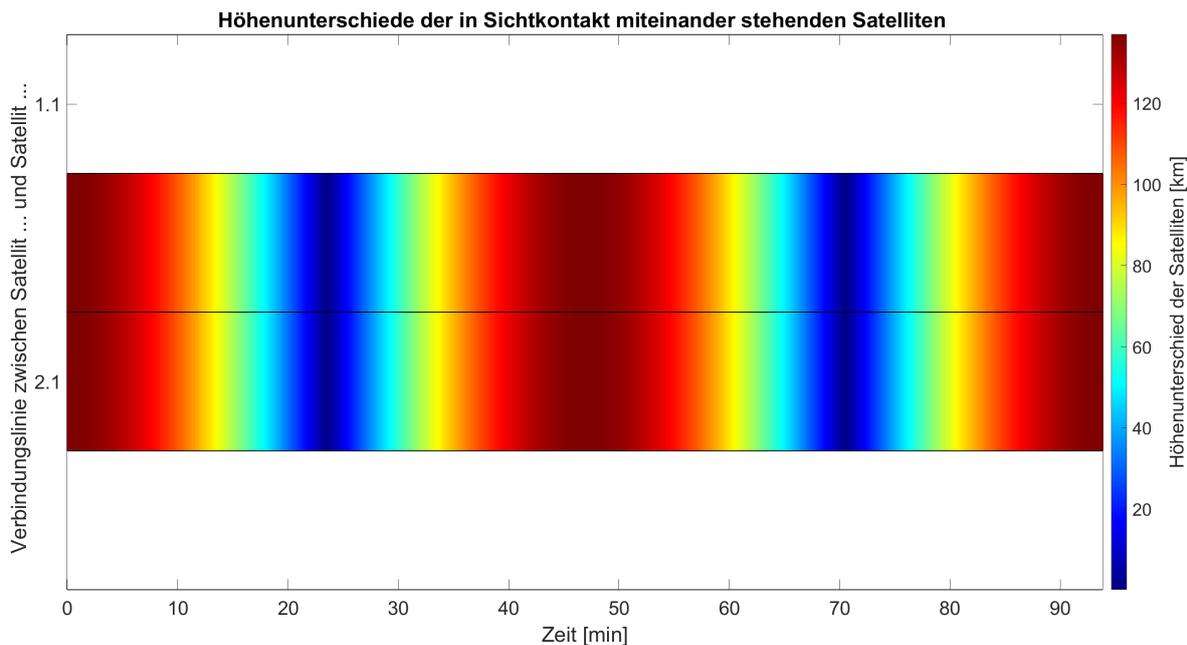


Abbildung 4.37: Darstellung aller möglichen Sichtverbindungen und Höhenunterschiede dieser über die Zeit eines Umlaufes.

Die Höhenunterschiede belaufen sich hier auf knapp über 100 km. Da alle Höhen zwischen der Perigäumshöhe und der Apogäumshöhe durchlaufen werden, könnten hier für jede Höhe dazwischen ein Schwerefeldmodell berechnet werden.

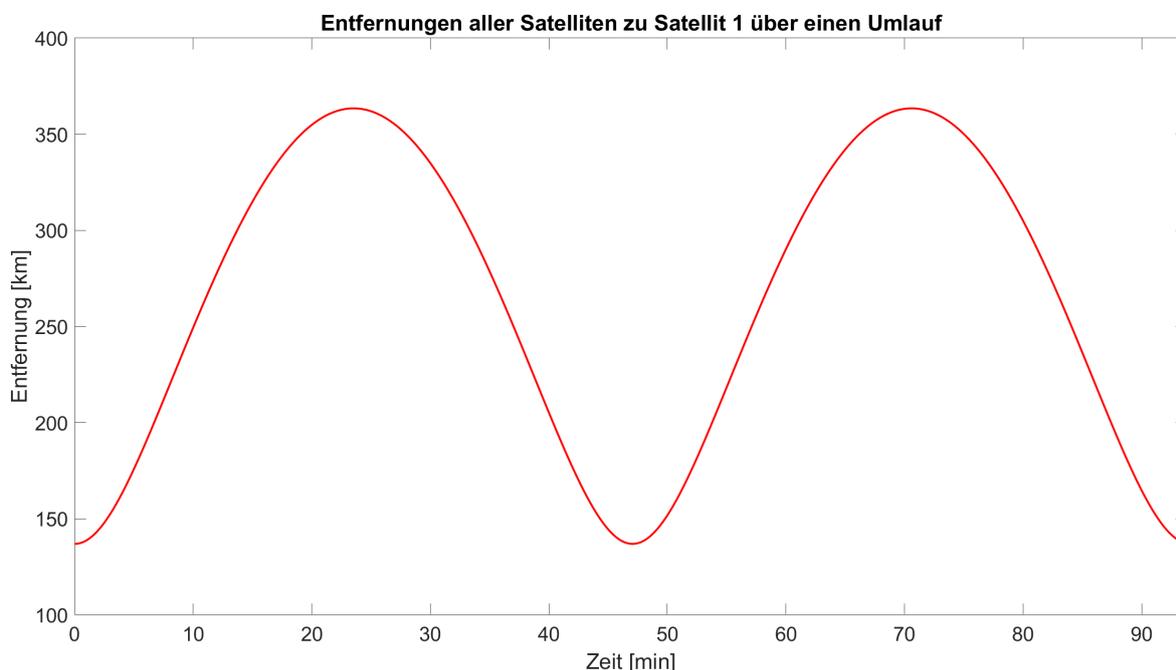


Abbildung 4.38: Distanzen zu Satellit 1 über die Zeit eines Umlaufes

Die kürzeste Entfernung wird erreicht, wenn die beiden Satelliten direkt übereinander stehen, also im Perigäum und Apogäum jeweils am Start und Ende eines Umlaufes. Die längste Entfernung wird erreicht, wenn die beiden Satelliten sich an den Polen befinden und auf der gleichen Höhe fliegen, also nach $\frac{1}{4}$ Umlauf und $\frac{3}{4}$ Umläufen. Die Entfernung zueinander entspricht hier der Verschiebung durch die 2° Inklinationsdifferenz.

Tabelle 4.24: Bewertung der Konstellation 8. Durchschnittliche Abtastdistanzen und Homogenitäten über alle Breitenlagen.

Zeitraum	\bar{D} [km]	\bar{H} [-]	tech. Umsetzung	Kontakteffizienz
3 Tage	146.52	>10	Stufe 3	ρ_1 100%
7 Tage	62.80	>10		ρ_2 100%

Bei dieser Konstellation eine gute Homogenität zu erreichen kann nicht erwartet werden. Die Abstände auf der Karte werden sehr klein und zu angesprochenen Zeitpunkten sogar null, da sie direkt übereinander fliegen. Dadurch wird der kleinste Abstand immer schon durch die Satellitenpositionen zueinander bestimmt sein.

Tabelle 4.25: Zusammenfassende Pro und Contra Argumente für Konstellation 8

Pros	Cons
<ul style="list-style-type: none"> • niedrige Satellitenanzahl • geringe Abstände der Satelliten gleichzeitig trotzdem radialer Anteil Schwerefeld messbar • optimale Kontakteffizienz • durch langsames Absinken auch Messungen auf Höhen < 400 km 	<ul style="list-style-type: none"> • hohe \emptyset Abtastdistanz • verschiedene Inklinationen verursachen unterschiedliche Bodenspuren und inhomogenes • ungleichmäßiges Muster • technische Umsetzung Messvorrichtung: Stufe 3 • Bahnkorrektur nach spätestens 2.5 Jahren nötig

4.4 Konstellation 9: Unkontrollierte Konstellation

Bei der Kategorie der unkontrollierten Konstellationen soll untersucht werden, ob eine Konstellation nach dem Prinzip Quantität statt Qualität funktionieren könnte. Dabei würde man auf mehrere kleinere billigere Satelliten setzen, die mit einem Piggyback Launch ins All befördert werden würden. Bei dieser Methode wären die Satelliten nur als Art zusätzliches Gepäck an der Rakete befestigt und würden dort abgesetzt werden, wo das Ziel der Hauptsatelliten, der eigentliche Fokus dieses Launches, liegt. Die Bahnen wären dadurch nicht im Voraus geplant sondern nur ein Nebenprodukt der Hauptmission. Ganz zufällig sollen die Keplerelemente aber doch nicht gewählt werden. Einige Einschränkungen für die Bahneigenschaften werden gemacht, denn beispielsweise Perigäumshöhen, die weit außerhalb des VLEO Bereiches liegen oder Inklinationen $< 50^\circ$ sind für unsere Anwendung nicht sinnvoll. Da die hier verwendeten Satelliten entbehrlicher sind, kann hier auf einer niedrigeren Höhe geflogen werden. Sollten Satelliten aufgrund der Atmosphärenreibung und den stärkeren Anziehungskräften nach einiger Zeit in der Atmosphäre verglühen und abstürzen wären dies verkraftbar. Aus Gründen der Rechenleistung wurden für die Unkontrollierten Konstellationen zehn Satelliten angesetzt. Es ist aber durchaus vorstellbar diese Zahl auf möglicherweise bis zu hundert Satelliten auszudehnen. Ein Verlust von wenigen Satelliten wäre auch aus diesem Grund dann akzeptabel.

Tabelle 4.26: Perigäumshöhe h_p , Umlaufdauer T und Keplerelemente der Unkontrollierten Konstellation 1. Einschränkungen: $h_p=250\text{ km}$, $a=[R+250\text{ km}, R+400\text{ km}]$, $I=[50^\circ, 130^\circ]$, $\omega=[0^\circ, 360^\circ]$, $\Omega=[0^\circ, 360^\circ]$, $M=[0^\circ, 360^\circ]$.

Satellit Nr.	h_p [km]	T [min]	a [m]	e [-]	I [°]	ω [°]	Ω [°]	M [°]
1	250	90.8	6690689	0.0093	83	35	289	356
2	250	91.7	6736185	0.0160	105	152	349	270
3	250	89.5	6628153	0.0000	66	345	113	101
4	250	90.4	6673486	0.0068	121	192	249	284
5	250	90.0	6650149	0.0033	52	249	316	37
6	250	89.8	6641986	0.0021	104	113	322	161
7	250	90.1	6656075	0.0042	83	247	30	328
8	250	90.6	6679970	0.0078	95	301	14	105
9	250	91.7	6687651	0.0089	61	6	61	103
10	250	91.1	6708959	0.0120	66	270	317	46

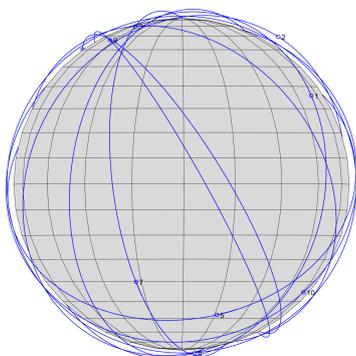


Abbildung 4.39: Ansicht 1

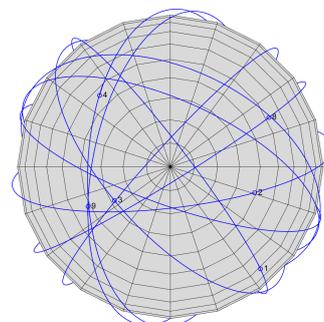
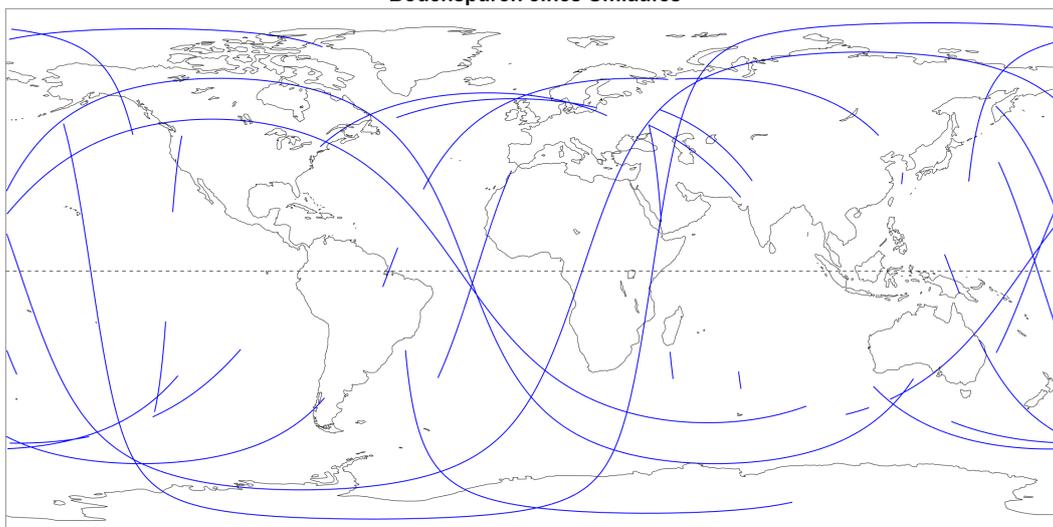


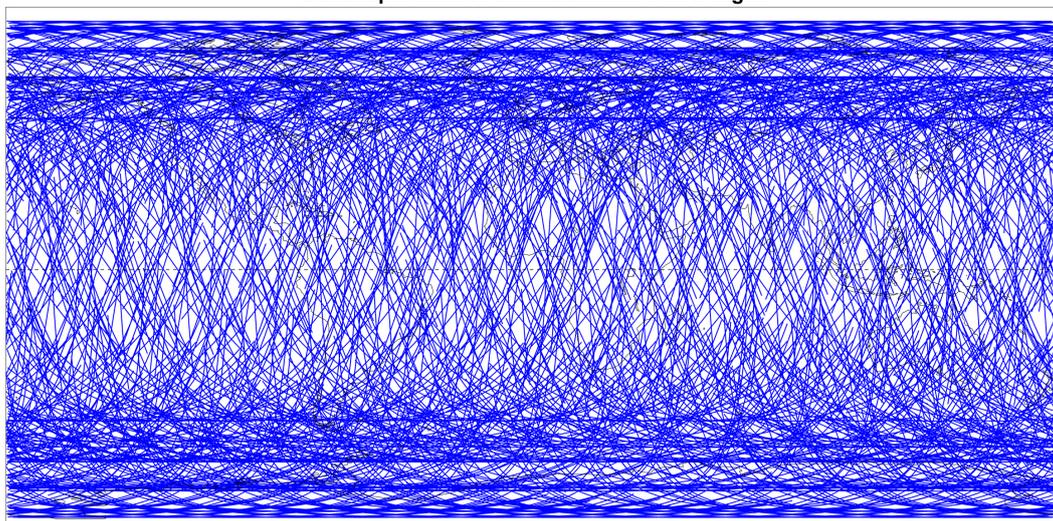
Abbildung 4.40: Ansicht 2

Umlaufbahn von Unkontrollierter Konstellation 1 über den Zeitraum eines Umlaufes im Inertialsystem. Die Startpositionen sind als Kreissymbol dargestellt.

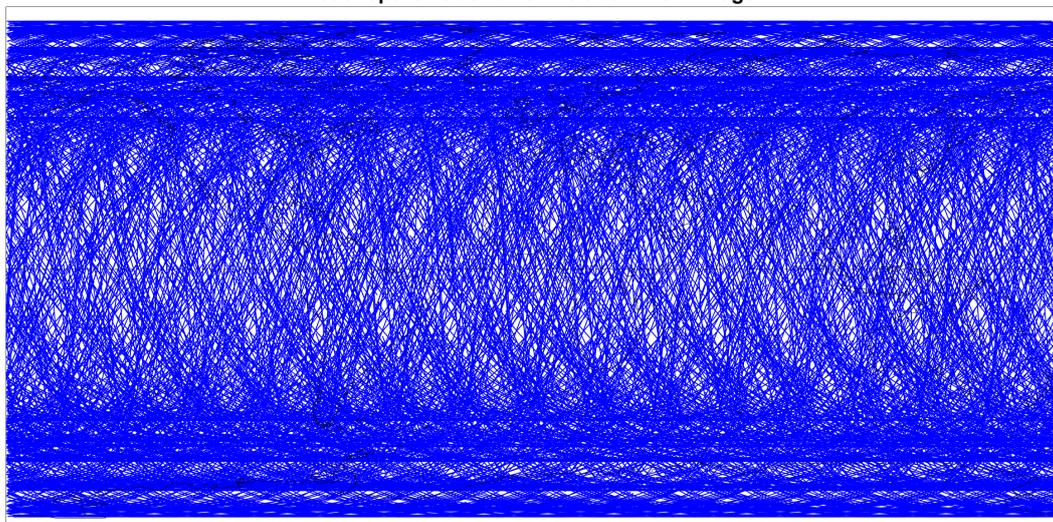
Bodenspuren eines Umlaufes



(a) Bodenspur von Unkontrollierter Konstellation 1 über den Zeitraum von einem Umlauf.
Bodenspuren über einen Zeitraum von 3 Tagen



(b) Bodenspur von Unkontrollierter Konstellation 1 über den Zeitraum von 3 Tagen.
Bodenspuren über einen Zeitraum von 7 Tagen



(c) Bodenspur von Unkontrollierter Konstellation 1 über den Zeitraum von 7 Tagen.

Abbildung 4.41: Entwicklung des Bodenspurmusters mit der Zeit.

In Abbildung 4.41a sieht man gut, dass nun nicht mehr alle Satelliten die gleiche Inklination haben und auch dass der Sichtkontakt häufig unterbrochen ist, denn viele Linien hören nach kurzer Zeit auf und fangen dann aber wieder an. Allein das ist an und für sich schon keine gute Eigenschaft. In Abbildungen 4.41b und 4.41c fällt auf, dass das Muster am Äquator ungewöhnlich dünn abgetastet wird. Das liegt daran, dass es unwahrscheinlicher ist, dass sich zufällig verteilte Satelliten am Äquator sehen, da generell hier die Bahnen weiter auseinander laufen. Im Muster ist außerdem keinerlei Regelmäßigkeit zu erkennen, was zu erwarten ist.

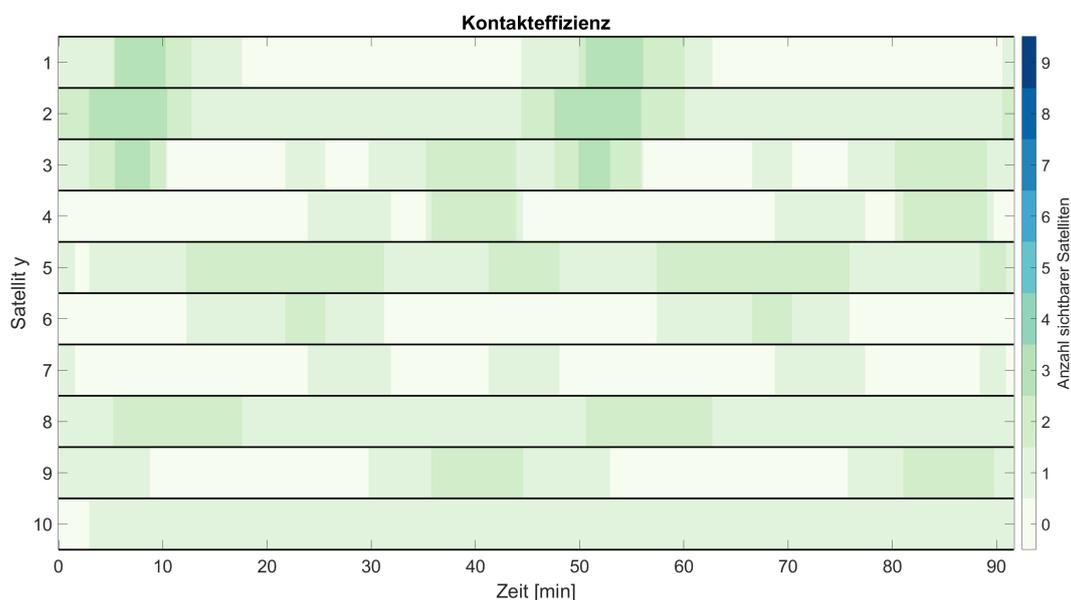
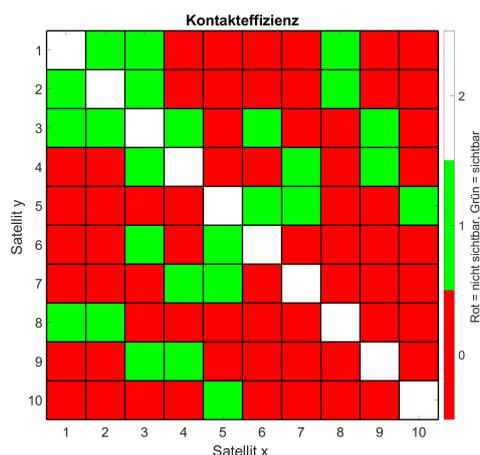


Abbildung 4.43: Kontakteffizienz
 $\rho_2 = 10.10\%$

Die Werte der Kontakteffizienzen ρ_1 und ρ_2 sind nicht gut. Im Schnitt hat ein Satellit mit weniger als einem Satelliten Sichtkontakt pro Sekunde wie Abbildung 4.43 zeigt. Die maximalen Werte liegen bei vier gleichzeitig sichtbaren Satelliten. Auch die Benutzung von noch mehr Satelliten würde die prozentuellen Werte nicht verändern.

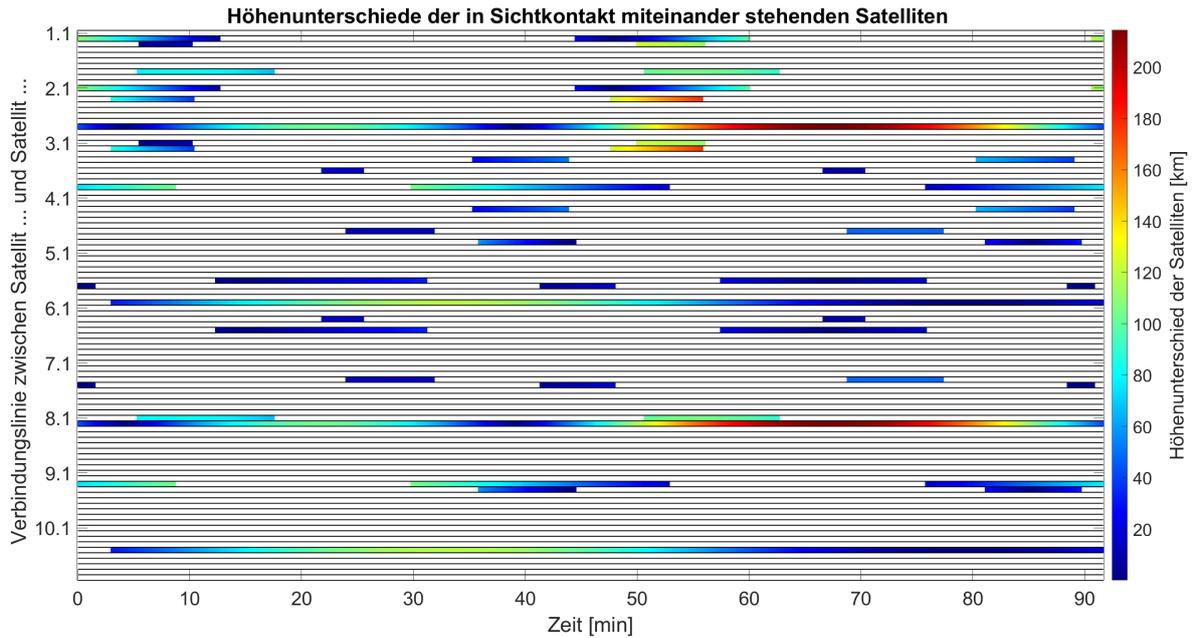


Abbildung 4.44: Darstellung aller möglichen Sichtverbindungen und Höhenunterschiede dieser über die Zeit eines Umlaufes der längsten Umlaufdauer der Satelliten.

Durch die leicht elliptischen Bahnen fliegen Satelliten nicht immer auf der gleichen Höhe. Abbildung 4.44 stellt diese Thematik dar. Die Höhenunterschiede können bis zu 200 km erreichen. Diese Eigenschaft ist jedoch nicht unbedingt negativ aufzufassen. So können auch Informationen über die radiale Komponente des Schwerefeldes gesammelt werden über welche bei gleich hoch fliegenden Satelliten keine Aussage getroffen werden kann. Diese Grafik veranschaulicht auch noch einmal auf andere Art und Weise die ineffiziente Nutzung der Satelliten.

Die durchschnittliche Abtastdistanz ist hier schlechter als bei einer Single Orbit Konstellation mit gleicher Anzahl Satelliten, da der Bereich von 50° bis 80° N oder S nicht von allen Satelliten abgedeckt wird. Die Größenordnung der Homogenität ist hier wieder hoch wie die optische Analyse schon vermuten ließ. Weitere Unkontrollierte Konstellationen mit Zufallswerten auszuprobieren würde wenig Sinn machen, da bessere Homogenität, Kontakteffizienz oder Abtastdistanz ja auch nur durch Zufall erreicht werden würden. Eine Satellitenkonstellation sollte natürlich bis zu einem gewissen Maß vorhersehbare Ergebnisse liefern. Eine solche Konstellation macht daher nur Sinn, falls die Kosteneinsparung durch verkleinerte Bauweise und den Piggybag-Launch die negativen Aspekte vernachlässigbar machen. Die Schwierigkeit, die Messeinrichtung in kleineren Satelliten zu implementieren, hätte aber vermutlich eher einen gegensätzlichen Effekt. Die Konstellation würde in der Praxis daher eher keine Anwendung finden.

Tabelle 4.27: Bewertung Unkontrollierte Konstellation 1 . Durchschnittliche Abtastdistanzen und Homogenitäten über alle Breitenlagen.

Zeitraum	\bar{D} [km]	\bar{H} [-]	tech. Umsetzung	Kontakteffizienz
3 Tage	53.17	>10	Stufe 4	ρ_1 28.89 %
7 Tage	22.50	>10		ρ_2 10.10 %

Tabelle 4.28: Zusammenfassende Pro und Contra Argumente für Konstellation 9

Pros	Cons
<ul style="list-style-type: none"> • niedrige \emptyset Abtastdistanz • niedrige Orbithöhen möglich da Satelliten entbehrlich sind, dadurch neue Erkenntnisse • unkomplizierter Launch • dichtes Bodenspurmuster • radialer Anteil Schwerefeld messbar 	<ul style="list-style-type: none"> • technische Umsetzung Messvorrichtung: Stufe 4 • Messungen mit verschiedenen Genauigkeiten • keine zuverlässigen Ergebnisse da genaue Konstellation nicht voraussehbar, generell nur durch Zufall gute Ergebnisse möglich • ungleichmäßiges, inhomogenes Bodenspurmuster • schlechte Kontakteffizienz • nur lohnenswert wenn Produktion kleiner Satelliten mit Umsetzung der Technik überhaupt möglich und billiger ist • (hohe Satellitenanzahl nötig, aber nur Minisatelliten)

Kapitel 5

Zusammenfassung

Tabelle 5.1: Zusammenfassung der quantitativen Bewertungskriterien. Durchschnittliche Abtastdistanz und Homogenität bei einem Zeitraum von sieben Tagen.

Konstellation	Abtastdistanz [km]	Homogenität	tech. Umsetzung	Kontakteffizienz [%]	
				ρ_1	ρ_2
Konstellation 1	61.86	>10	1	100.00	100.00
Konstellation 2	24.74	>10	2	100.00	100.00
Konstellation 3	12.37	2.30	2	22.22	22.22
Konstellation 4	15.46	>10	1	14.30	14.30
Elliptisch 1	52.25	>10	3	100.00	79.25
Elliptisch 2	52.25	>10	3	100.00	91.70
Elliptisch 3	11.22	>10	3	100.00	65.90
Elliptisch 4	62.84	>10	3	100.00	100.00
Unkontrolliert	22.50	>10	4	28.89	10.10

Einen Schluss, den man klar aus den Ergebnissen ziehen muss, ist, dass entweder die Konstellationen durch Zufall nur selten homogene Bodenspuren bilden und dass eine andere Variante der Darstellung der Bodenspur vielleicht besser geeignet wäre. Jedoch schien am Anfang der Arbeit Variante zwei als die intuitivere Variante und deshalb wurde diese gewählt. Das Kriterium Homogenität ist daher hier nicht allzu stark zu gewichten. Die einzige Konstellation mit homogenem Muster ist Konstellation 3, welche auch gleichzeitig die optimale Kombination von Satelliten-Spacing und Anzahl der Satelliten darstellt, wie in Tabelle 4.13 gezeigt.

Alle der vorgestellten Konstellationen sind sowohl mit Vor- als auch mit Nachteilen behaftet. Wobei nicht allein auf die Anzahl an Vor- und Nachteilen geschaut werden darf. Einige Argumente sind stärker als andere. Beispielsweise ist die technische Umsetzung höher anzusetzen als die Messung des radialen Anteils des Schwerefeldes. Die Konstellation muss vor allem erst einmal umsetzbar sein, was durch die Schwierigkeit der technischen Umsetzung ausgedrückt wird. Die Messung des radialen Anteils des Schwerefeldes wäre nur ein Zusatzpunkt. Bisherige Missionen konnten diesen Aspekt auch nicht umsetzen. Auch die Abtastdistanz darf eigentlich nicht als absolutes Vergleichskriterium angesehen werden, da dieser Wert stark von der Anzahl der Satelliten abhängig ist. Trotzdem kann es als Argument benutzt werden. Eine geeignete Art der Normierung wäre hier nötig. Gleiches gilt für die Homogenität. Eine Normierung, die den beobachteten Zeitraum berücksichtigt, könnte hier Sinn machen. Denn je höher die Dichte des Bodenspurmusters, desto größer die Wahrscheinlichkeit, dass durch Zufall Linien sehr nah aneinander vorbeilaufen und somit hohe Homogenität verursachen. Die Probleme

der Darstellungsart der Bodenspur wurden schon ausführlich diskutiert. Eine Betrachtung beider Darstellungsarten 2 und 3 wäre auch möglich, um mehr Daten zu bekommen. In der Arbeit wurde für bessere Vergleichbarkeit nur eine Darstellungsart ausgewertet. Falls man beide Darstellungsarten für die Homogenität auswertet, müsste man auch überlegen, wie man diese miteinander kombiniert. Eine einfache Mittelbildung wäre nicht sinnvoll. Eine andere Berechnung für die Homogenität könnte auch sein, dieses Kriterium flächenmäßig - also zweidimensional - auszuwerten, anstatt nur eindimensionale Linien zu betrachten. Des Weiteren ist zur Homogenität zu sagen, dass vielleicht sogar bei genügender Dichte des Bodenspurmusters die Homogenität gar nicht mehr eine so große Rolle spielt.

Die Kontakteffizienzen hingegen sind ein wichtiges Maß, das auch ohne Kritik so weiter verwendet werden kann. Eine kleine mögliche Änderung bzgl. der Sichtbarkeitsdefinition könnte gemacht werden: bisher wurde angenommen, wenn die direkte Verbindung zwischen den Satelliten die Erde - als Kugel genähert- nicht schneiden, die Satelliten sich sehen. Zunächst könnte eine bessere Näherung der Form der Erde benutzt werden, z.B. ein Ellipsoid. Auch könnte man einen Abstand festlegen, den die Verbindungslinie der Satelliten zur Erde mindestens haben müsste, um als sichtbar zu gelten. Damit könnte man ausschließen, dass der Messstrahl durch die niedrigen Atmosphärenschichten muss. Denn hier herrschen andere Bedingungen die die Ausbreitungsrichtung des Lasers ablenken könnten oder die Ausbreitungsgeschwindigkeit verändern würden. Diese Faktoren haben Einfluss auf die Genauigkeit der Messung. Falls diese Faktoren in der Messung berücksichtigt werden können und somit kein Problem mehr darstellen, gäbe es noch eine weitere Anpassungsmöglichkeit. Durch die Ablenkung des Strahls in der Atmosphäre wären sogar Orte, die eigentlich von der Erde verdeckt sind wieder sichtbar.

Die Referenzzeiträume von drei und sieben Tagen sind auch nicht endgültige Festlegungen. Es musste sich für die Arbeit auf einen festen Zeitraum geeinigt werden, um überhaupt ein bisschen Vergleichbarkeit zu gewährleisten. Aber auch der Zeitraum ist theoretisch variabel. Drei und sieben Tage wurden gewählt, weil diese ein Zukunftswunsch von Meteorologen sind, die gerne Modelle in regelmäßigen kurzen Abständen hätten, bei denen der Wassergehalt der Atmosphäre wiedergespiegelt wird. Wenn nun aber nach 8 Tagen deutlich bessere Werte für die Kriterien erreicht werden, wäre das sicher auch eine Kompromisslösung für alle. Die Kontakteffizienzen und Bauweisen wären davon unbetroffen, jedoch alle anderen Parameter, die sich auf die Bodenspur beziehen, nicht. Es ist auch anzumerken, dass der Zeitraum nicht pauschal gewählt werden sollte, sondern auf die Konstellation abgestimmt sein muss. Für Konstellationen mit wenigen Satelliten ist nach drei Tagen oft noch nicht die nötige Dichte erreicht, um ein aktuelles Modell zu berechnen. Auch hierfür sollten entsprechende Simulationen durchlaufen werden, um Aussagen dazu zu treffen.

Nun bleibt die Frage welche der Konstellationen zu wählen ist. Darauf kann diese Arbeit leider keine endgültige Antwort liefern. Es sind zu viele offene Fragen und zu viele Möglichkeiten an Parameterkombinationen möglich. Es müsste geklärt werden, was z.B. die maximale Entfernung ist, bei der man die Schweredifferenzen messen kann. Vielleicht gibt es mittlerweile eine Möglichkeit Entfernungen genauer zu bestimmen. Schließlich kann sich fünf Jahre seit dem Start der GRACE-FO Mission in der Forschung viel getan haben. Es muss herausgefunden werden, ob es eine Möglichkeit gibt die Schwierigkeitsstufen 2, 3 und 4 der Messvorrichtung umzusetzen. Um die Umsetzung zu erleichtern könnte man auch festlegen, dass Satelliten nur Strecken zu anderen Satelliten messen können müssen, die in der gleichen Bahnebene fliegen. Damit könnte man die 360° Messfähigkeit ausschließen.

Simulationen müssen durchgeführt werden, bei denen tatsächliche Schwerefeldmodelle für Konstellationen berechnet werden und deren Genauigkeit bestimmt wird. Das Schwerefeldmodell ist schließlich das Endprodukt und Kriterien, die sich auf dieses beziehen sind deutlich aussagekräftiger, als nur beispielsweise die durchschnittliche Abtastdistanz, welche zwar indirekt auch auf das Schwerefeldmodell Einfluss hat aber eben deutlich weniger. Dinge wie das Budget einer Mission sind enorm wichtig für die Planung, allerdings ist eine solche Information für die Arbeit nicht verfügbar gewesen.

Grundsätzlich soll auch gesagt sein, dass die vorgestellten Konstellationen nur als Ideen aufgefasst werden sollten und nicht als exakte Planungen. Selbst wenn eine der Ideen umgesetzt werden würde, müssten vermutlich bei jedem Parameter kleine Änderungen gemacht werden. Keine der Konstellationen würde genauso in die Realität umgesetzt werden. Es ist gut möglich, dass auch durch kleine Änderungen an den Konstellationen verschiedene Kriterien deutlich verbessert werden könnten. Allerdings ist die Vielzahl an möglichen Kombinationen einfach zu groß, um zu testen was beispielsweise Änderungen der Bahnhöhe im Meterbereich oder der Exzentrizität im Bereich der fünften Nachkommastelle für Auswirkungen haben.

Die Möglichkeit einer Wiederholungsbahn ist auch nicht ganz unrealistisch. Diese Art der Bahnen wurde in der Arbeit nicht behandelt, da ursprünglich davon ausgegangen wurde, dass diese Umsetzung wie bei GRACE-FO auch zu teuer wird. Dadurch dass VLEO Satelliten aber sowieso Bahnkorrekturen in der Höhe brauchen um nicht abzustürzen wäre die Überlegung naheliegend nicht noch mehr Geld für Treibstoff zu investieren um eine Wiederholungsbahn zu realisieren. Das könnte dann zusammen mit der niedrigen Bahnhöhe die Qualität und Genauigkeit zukünftiger Schwerefeldmodelle auf ein nächstes Level bringen. Durch Wiederholungsbahnen könnte zumindest am Äquator eine Homogenität von 1 erreicht werden. Denn ein geschlossenes Bodenspurmuster bedeutet, dass alle Abstände am Äquator gleich groß sind bei Benutzung eines einzelnen Satelliten. Beim Einsatz mehrerer Satelliten müsste der Abstand im Orbit so groß sein, dass die Abstände auf der Karte weiterhin gleich groß bleiben. Ein weiterer Grund warum diese nicht in der Arbeit erforscht wurden ist, dass es Probleme bei der Berechnung der Bahnen gab. Die Bahnen schlossen sich nie genau nach dem vorgegebenen Zeitraum. Somit war die grundlegende Eigenschaft der Wiederholungsbahnen nicht gegeben und daher eine Planung nicht sinnvoll.

Durchaus könnten in der Arbeit vorgestellte Konstellationen aber als Wiederholungsbahn realisiert werden. Die Umsetzung als Wiederholungsbahn ändert ja die grundsätzliche Anordnung nicht, sondern passt nur die lange Halbachse oder gegebenenfalls die Inklination leicht an, um ein geschlossenes Bodenspurmuster zu erhalten. Auch hier müsste man aber genauere Berechnungen durchführen und abschätzen, wie viel Treibstoff genau mitgeführt werden müsste, um angesprochene Korrekturen durchzuführen. Die Treibstoffmitnahme selbst würde auch wieder Änderungen in der Planung nach sich ziehen, da diese eine Zunahme des Gewichts und vermutlich auch der Fläche des Satelliten bedeutet. Dadurch würde auch das Absinken zunächst leicht beschleunigt werden. Die Bahnhöhenkorrektur muss allerdings nicht unbedingt gemacht werden. Wenn eine kürzere Missionsdauer akzeptabel ist, wäre es möglich die Satelliten nach gewisser Zeit auf natürliche Art abstürzen zu lassen. Dies würde dann Sinn machen wenn die Treibstoffmitnahme das Budget der Mission deutlich übersteigt wie es bei GRACE-FO der Fall war. Es muss auch bewusst sein, dass das Absinken auf alle genannten Bewertungskriterien Einfluss hat. Es wäre also auch eine Option die Höhe dauerhaft zu korrigieren, um ein bestimmtes Bodenspurmuster beizubehalten, wie es auch bei Wiederholungsbahnen gemacht wird. Eine ständige Änderung der Werte der Kriterien ist eher negativ aufzufassen.

Generell kann man eine sonnensynchrone Bahn eher ausschließen, da man hierfür die Abtastung der Pole aufgeben müsste. Die Pole und die Änderung der Eismassen sind aber von Interesse bei Schwerefeldmessungen. Deshalb sollte eine nahezu polare Bahn gewählt werden. Die Problematik mit der schwächer werdenden Batterie, wie bei GRACE-FO, muss daher anders gelöst werden.

Eine realistische Satellitenanzahl wäre zwischen zwei und vier Satelliten bei normaler Bauweise. Leicht exzentrische Bahnen sind vorstellbar. Bei Minisatellitenbauweise kann die Satellitenzahl durchaus mehr als 10 betragen. Die Bahnhöhe sollte für Kreisbahnen nicht unter 400 km liegen. Die genaue Anordnung und Werte der Bahnelemente müssen wie schon oben beschrieben nach Klärung offener Fragen und Simulationen festgelegt werden.

Eine VLEO Schwerefeldmission ist auf jeden Fall möglich. Die Änderung der Bahnhöhe hat sowohl positive als auch negative Effekte. Für den Fall, dass das Kessler-Syndrom Realität wird, stehen trotzdem genügend Möglichkeiten zur Verfügung, weiterhin Schweremessungen durchzuführen. Auch wenn die Weltraumschrottplöblematisierung beseitigt werden kann, können VLEO Schwerefeldmissionen aufgrund der positiven Aspekte eine Alternative zu den LEO Missionen sein.

Literaturverzeichnis

- [1] Robert A. Bräunig. U.s standard atmosphere, 2014. [Online; Stand 23. Februar 2024].
- [2] J.J. Davis and D. Mortari. Reducing walker, flower, and streets-of-coverage constellations to a single constellation design framework. *Advances in the Astronautical Sciences*, 143:697–712, 01 2012.
- [3] ESA. ESA seeks space applications ideas in very low earth orbit, 2023. [Online; Stand 24. Februar 2024].
- [4] NASA. GRACE-FO launch press kit, 2018.
- [5] Nico Sneeuw. Dynamic Satellite Geodesy. Vorlesungsunterlagen, Geodätisches Institut an der Universität Stuttgart, 2014.
- [6] Jerome R. Vetter. The evolution of earth gravitational models used in astrodynamics. 15(320), 1994.