

Planungsverfahren für Satellitensysteme zur Erzeugung interferometrischer SAR-Produkte

Dipl.-Ing. Jan Eilers

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik
der Universität der Bundeswehr München zur Erlangung des akademischen Grades
eines

Doktors-Ingenieurs (Dr.-Ing)

genehmigten Dissertation.

Gutachter/Gutachterin:

1. Hon.-Prof. Dr. Helmut Süß
2. Prof. Dr. Roger Förstner

Die Dissertation wurde am 12.06.2015 bei der Universität der Bundeswehr München
eingereicht und durch die Fakultät für Luft und Raumfahrttechnik am 13.04.2016
angenommen.

Die mündliche Prüfung fand am 18.04.2016 statt.

Übersicht

Diese Arbeit adressiert die Problematik Aufnahmemöglichkeiten für Zielgebiete zu planen. Diese Aufnahmen erfolgen durch SAR-Satellitensysteme und sollen interferometrisch zu einem Höhenmodell verarbeitet werden. SAR steht hierbei für Radar mit synthetischer Apertur. Die beteiligten Satelliten können in einer Satellitenkonstellation zusammengefasst werden. Diese Satellitenkonstellation kann aus baugleichen aber auch aus unterschiedlichen Satelliten verschiedener Missionen bestehen. Entscheidend ist, dass die Systeme in interferometrischer Hinsicht zueinander kompatibel sind. Mindestens zwei Aufnahmen müssen hierfür erstellt werden. Dabei müssen die Aufnahmeplattformen für die interferometrische Verarbeitung eine bestimmte Geometrie aufweisen. Hierfür wird eine sogenannte Basislänge, die Entfernung zwischen den Aufnahmepositionen herangezogen. Diese Basislänge darf eine systembedingte Grenze nicht übersteigen. So entstehen zwei Herausforderungen für heterogene Systeme. Die erste Herausforderung ist es die angesprochene Grenze für Satellitensystem aus unterschiedlichen Missionen zu bestimmen. Die zweite Herausforderung besteht darin, dass bei der Bestimmung der Satellitenbahnen für die Aufnahmen in der Zukunft die berechneten Positionen einen Fehler enthalten und so die Basislänge negativ beeinflussen können.

Es gibt bereits Interferometrie fähige Satellitenmissionen, wie beispielsweise COSMO-SkyMed und TanDEM-X. Hierbei weisen die Satellitensysteme einen Orbit mit Wiederholzyklus auf, um die für die Interferometrie benötigte Aufnahmegeometrie zu erfliegen. Bei COSMO-SkyMed werden die vier Satelliten in der Gestalt in einer Orbitebene verteilt, dass diese Aufnahmegeometrie mit unterschiedlichen Satelliten in einem Zeitintervall kleiner des Wiederholzykluses erfolgen werden kann.

Die Vielzahl der SAR-Satelliten eröffnet den Ansatz Bildpaare aus einer missionsübergreifenden SAR-Satellitenkonstellation im operationellen Betrieb zu gewinnen. Diese Arbeit beschreibt ein Planungsverfahren zur Vorhersage von Aufnahmemöglichkeiten in SAR-Satellitenkonstellationen zur Erzeugung interferometrischer Produkte mit den entsprechend notwendigen Grundlagen.

Abstract

This thesis addresses the problem of planning data takes possibilities for different target areas. These data takes are done by SAR satellites and will be developed to a digital elevation model by an interferometric process. SAR stands for synthetic aperture radar. The used satellites can be part of a satellite constellation. This satellite constellation can consist of different or identical assets. It is important that the sensors installed on the satellites are compatible in interferometric manner. The special feature which must be provided for the interferometric data takes is that the satellite must have a defined geometric position in space. Therefor a baseline is defined, a distance between the position of the involved satellites. This baseline cannot exceed an inherent limit. This creates two challenges. One is to find the limits for the baseline in heterogeneous systems the other is the propagation of the satellite orbits due to perturbations.

There are existing satellite constellations, which are used for interferometric purposes like e.g. COSMO-SkyMed and TanDEM-X. Those satellite systems have typically a repeat path orbit to obtain the interferometric data takes. COSMO-SkyMed uses four satellites placed on an orbit plane to obtain interferometric data takes within a period less than the repeat path orbit interval.

These manifold satellite systems open the opportunity to create data takes in an overlapping system. This thesis describes a planning method to predict data take opportunities in SAR satellite systems to create interferometric products and describes all necessary basics.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
1.1	Problemstellung	5
1.2	Lösungsansatz	6
2	SAR-Interferometrie mit satellitengestützte Sensoren	7
2.1	Radar mit synthetischer Apertur	7
2.1.1	<i>SAR-Rohdaten Prozessierung</i>	<i>11</i>
2.1.2	<i>SAR spezifische Bildeigenschaften.....</i>	<i>14</i>
2.2	SAR-Interferometrie	16
2.2.1	<i>Aufnahmemethoden</i>	<i>18</i>
2.2.2	<i>Arten der Basislinie.....</i>	<i>22</i>
2.2.3	<i>Interferometrische Phase</i>	<i>24</i>
2.2.4	<i>Höhenmehrdeutigkeit</i>	<i>27</i>
2.2.5	<i>Kohärenz.....</i>	<i>30</i>
2.2.6	<i>Verarbeitungskette im interferometrischen Prozess</i>	<i>36</i>
2.2.7	<i>Kritische orthogonale Basislänge</i>	<i>40</i>
3	SAR-Satellitenmissionen	42
3.1	Interferometrie mit den Satelliten ERS und Envisat.....	62
4	Orbitmechanik.....	64
4.1	Keplerelemente	65
4.2	Bahnstörungen.....	66
4.2.1	<i>Bahnstörungen durch die Atmosphäre der Erde.....</i>	<i>69</i>
4.2.2	<i>Bahnstörungen durch das Gravitationsfeld der Erde.....</i>	<i>72</i>
4.2.3	<i>Bahnstörungen durch die Gravitation anderer Himmelskörper</i>	<i>76</i>
4.2.4	<i>Bahnstörungen durch Sonnenwind und Strahlungsdruck.....</i>	<i>77</i>
4.2.5	<i>Albedo.....</i>	<i>80</i>
4.3	Berechnung der Basislänge im Orbit	81

5	Simulation von Satellitenbahnen	86
5.1	Propagationsmodelle zur Simulation	87
5.2	Vergleich der unterschiedlichen Propagatoren hinsichtlich ihrer Propagationsgenauigkeit	91
6	Störeinflüsse auf die Basislänge	98
6.1	Einflüsse auf die Basislänge durch die Sensorhardware und Plattform	99
6.2	Einflüsse auf die Basislänge durch die Aufnahmegeometrie	100
6.3	Einflüsse der Propagationsungenauigkeit auf die Größe der Basislänge....	107
7	Methode zum Auffinden von Bildpaaren für interferometrische SAR-Produkte	113
7.1	Erstellung des Kontaktberichtes	115
7.2	Ermittlung von Bahnast und Sensorblickrichtung	117
7.3	Sortierung der Kontaktliste.....	118
7.4	Berechnung der orthogonalen Basislänge.....	119
7.5	Unterscheidung zwischen homogenen und heterogenen Systemen	120
7.6	Lösungsraum der berechneten orthogonalen Basislängenergebnisse aufgrund von Systemparametern einschränken	121
7.7	Erzeugung des Basislängenverlaufs durch die Propagation mit unterschiedlichen TLE-Datensätzen	128
7.8	Validierung des Werkzeuges „Interferometrieanalyse“ zum Auffinden von Bildpaaren	131
7.9	Koordinatenabhängige Basislängenuntersuchung.....	146
8	Zusammenfassung.....	148
A	Anhang.....	150
A.1	Literaturverzeichnis	150
A.2	Abbildungsverzeichnis	159
A.3	Tabellenverzeichnis	167
A.4	Symbole und Formelzeichen	169
A.5	Abkürzungen.....	172

1 Einleitung

Der Weltraum spielt für die Erdbeobachtung eine Schlüsselrolle. Mit Satelliten lassen sich weltweit große Gebiete abbilden ohne nationale Ländergrenzen zu verletzen. Besonders eignen sich für diese Aufgabe Radarsatelliten, da sie durch ihren aktiven Sensor im Mikrowellenbereich eine nahezu allwetterfähige, tageszeitunabhängige Erfassung von Daten ermöglichen. Durch die Öffnung des Ostblocks hat sich der Trägermarkt dramatisch verändert. Die Sojus Trägerfamilie hat die Hürde ins All verringert [1]. Durch diesen Umstand ist die Anzahl der Satelliten mit einem Radarsensor als Nutzlast angewachsen. Ein Beleg hierfür bietet die Abb. 1.

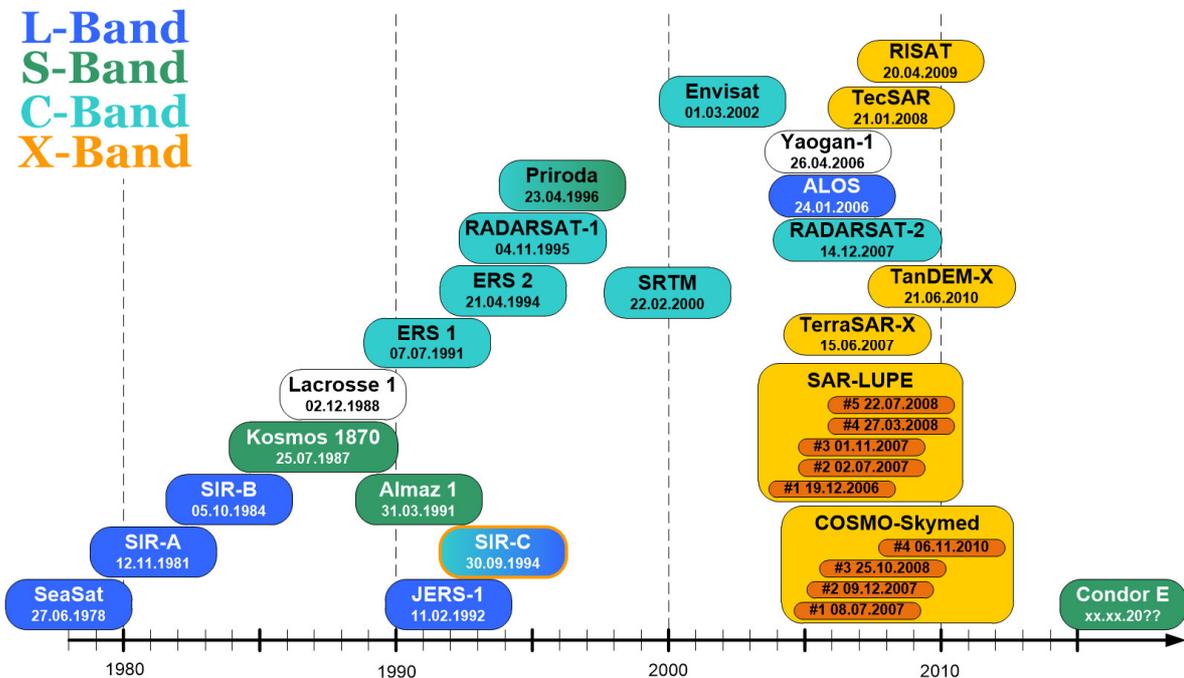


Abb. 1: Übersicht der SAR-Satellitenmissionen mit unterschiedlichen Trägerfrequenzen über einen Zeitraum von 35 Jahren

Neben der reinen Bilddatengenerierung mit Radarsatelliten kann durch die Kombination von mindestens zwei Radarbildern ein weiträumiges digitales Höhenmodell (DHM) erzeugt werden. Das Interesse an digitalen Höhenmodellen ist sehr groß. Mit ihnen lassen sich zum Beispiel Modelle für das Abfließen von Wasser erstellen oder optische Richtfunkverbindungen planen. Um diese Bilddaten verarbeiten zu können, müssen die Positionen der Satelliten im All zum Aufnahmezeitpunkt besondere Bedingungen erfüllen. Mit diesen Bilddaten kann ein Prozess zur Gewinnung von Höhenmodellen durchgeführt werden. Dieser Prozess wird SAR-Interferometrie genannt. Das Akronym SAR steht für den engli-

schen Begriff „Synthetic Aperture Radar“. Neben dem Verfahren der SAR-Interferometrie existiert noch die SAR-Stereoskopie. Auch mit der SAR-Stereoskopie kann ein Höhenmodell erzeugt werden. Im Gegensatz zur SAR-Stereoskopie, welche die Amplitudeninformation verwendet, nutzt die SAR-Interferometrie (IFSAR) die Phaseninformation des Sensors zur Erzeugung eines Höhenmodelles mit höherer Genauigkeit [2]. So ist es möglich kostengünstig und mit hoher Genauigkeit Höhenmodelle von großflächigen Gebieten zu erzeugen. Ein Kostenvergleich von weltraum- zu luftgestützten Sensoren bietet die Abb. 2.

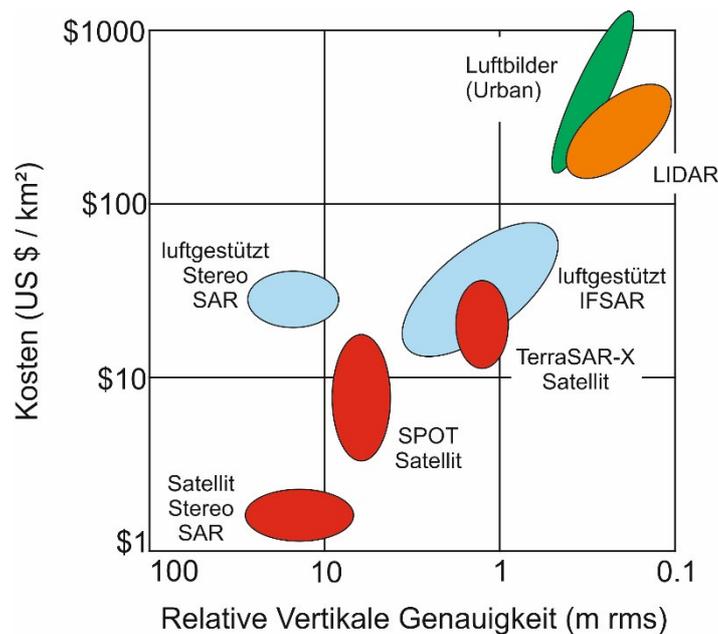


Abb. 2: Relative Beschaffungskosten und Genauigkeit von Technologien zur DHM (Digitales Höhenmodell) Erzeugung. (nach [3] und [4])

Das Erfliegen der Bildpaare für die Interferometrie wird für gewöhnlich durch einen Satelliten, wie beispielsweise mit TerraSAR-X oder durch eine dafür abgestimmte Konstellation, wie COSMO-SkyMed (CSK) mit vier baugleichen Satelliten, bewerkstelligt. Steht nur ein Satellit zum Generieren von Interferometrie-Daten zur Verfügung muss dieser auf einen Orbit mit Wiederholzyklus platziert werden. Im Fall von TerraSAR-X beträgt dieser Zyklus 11 Tage. In der COSMO-SkyMed Konstellation befinden sich die vier SAR-Satelliten in einer Bahnebene siehe Abb. 3. Jeder einzelne Satellit hat einen Wiederholzyklus von 16 Tagen. Die Satelliten in der Konstellation sind in der Gestalt angeordnet, dass die Satelliten im Wiederholzyklus fünf Aufnahmen für die interferometrische Prozessierung liefern. Diese fünf Aufnahmen lassen sich zu zehn Bildpaaren mit unterschiedlichen zeitlichen Abständen kombinieren. In der Abb. 4 sind diese Kombinationen auf einem Zeitstrahl dargestellt. Die zeitlichen Abstände zwischen den unterschiedlichen Satelliten für die Aufnahmen betragen 24, 72, 96, 168, 192, 216, und 384 Stunden

und entstehen durch den Wiederholzyklus und dem Winkel zwischen den Satelliten in der Bahnebene.

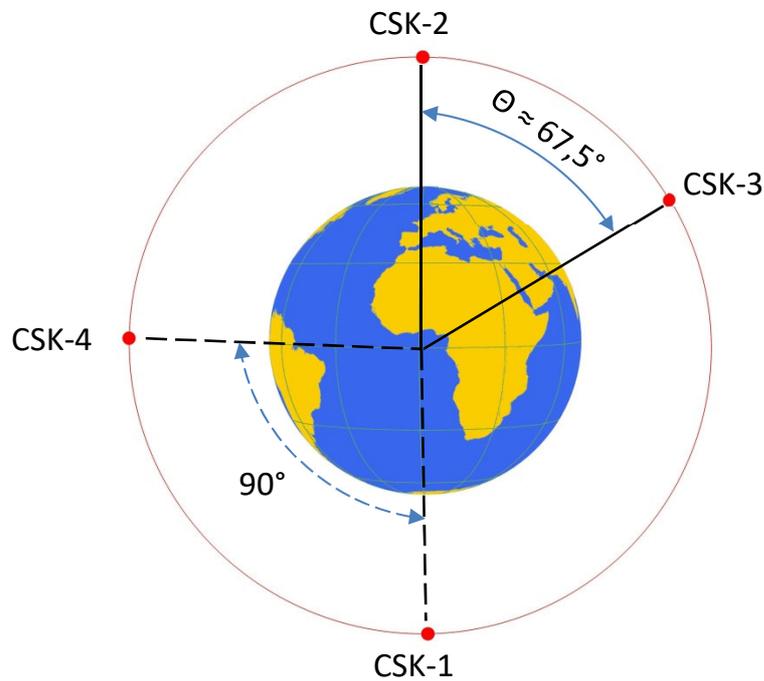


Abb. 3: Verteilung der COSMO-SkyMed Satelliten in der Bahnebene nach [5].

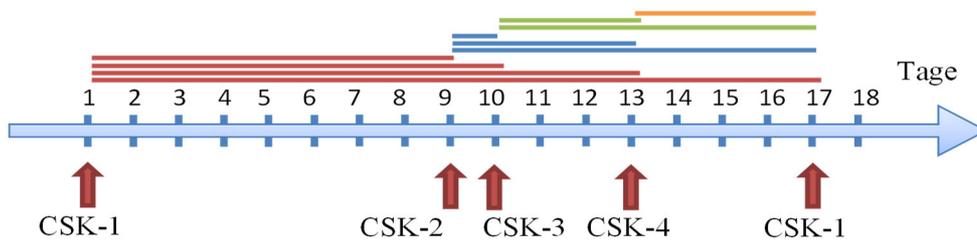


Abb. 4: Aufnahmemöglichkeiten eines Zielgebietes innerhalb eines Wiederholzyklus der COSMO-SkyMed (CSK) Konstellation. Die Aufnahmen weisen den gleichen Bahnast, die gleiche Sensorblickrichtung sowie einen nahezu gleichen Einfallswinkel auf. So entstehen zehn mögliche Interferometrische Datensätze mit unterschiedlichen zeitlichen Abständen nach [5].

Satellitenmissionen werden in der Regel durch große Geldsummen realisiert. Doch das Interesse an interferometrischen Produkten überwiegt diesen Nachteil. Mit Aufnahmen durch Radarsatelliten ist es möglich solche Produkte wie beispielsweise Höhenmodelle zu erzeugen. Es gibt Satellitenmissionen wie COSMO-SkyMed, die hierfür genutzt werden. Um die Anzahl der Aufnahmemöglichkeiten zu steigern, müssten mehr Satelliten gestartet werden oder aber es wird versucht die Vielzahl der bereits vorhandenen Satelliten in einer missionsübergreifenden Konstellation zusammenzufassen. Dieser Ansatz entspricht dem systemtechnischen Gedanken vom System der Systeme [6 S. 4]. Durch diese neue Herangehensweise der missionsübergreifenden Konstellation werden beispielsweise Aufnahmen von dem Satelliten TerraSAR-X und den Satelliten aus der Konstellation COSMO-SkyMed kombiniert und zu einem Höhenmodell verarbeitet. Hierfür müssen die Randbedingungen der Interferometrie eingehalten werden. Diese Randbedingungen werden im Kapitel 2.2 SAR-Interferometrie auf Seite 16 erläutert. Die Verbindung unterschiedlicher SAR-Sensoren aus verschiedenen Satellitensystemen zu einer Konstellation setzt folgende drei Prämissen voraus:

- 1. Es besteht die Möglichkeit am Erwerb von Bilddaten der beteiligten Satellitensysteme zum ermittelten notwendigen Zeitpunkt.*
- 2. Aus der Kombination von Bilddaten unterschiedlich gebauter Radarsatelliten ist es möglich in systembedingten Grenzen ein Interferogramm zu erzeugen.*
- 3. Es lassen sich geeignete Bildpaare in einer Satellitenkonstellation finden. Diese Bildpaare erfüllen die geometrischen Bedingungen der Interferometrie. Die Satellitenkonstellation muss dabei nicht explizit für die Interferometriefähigkeit ausgelegt sein.*

Der erste Punkt zielt auf den Umstand ab, dass man möglicherweise zum eigenem Satellitensystem Datenaufnahmen einkaufen muss.

Mit dem zweiten Punkt wird die Problematik angesprochen, dass sich die erzeugten Daten aus unterschiedlichen Systemen interferometrisch verarbeiten lassen. Diese Möglichkeit wird im Kap. 3.1 Interferometrie mit den Satelliten ERS und Envisat auf Seite 62 dargestellt.

In dieser Arbeit wird primär der dritte Aspekt der geometrischen Voraussetzungen analysiert, der bis heute auf diese Weise noch nicht untersucht wurde.

1.1 Problemstellung

Zur Erzeugung eines interferometrischen Bildproduktes für die Across-Track Interferometrie müssen bei der Datenaufnahme einer Zielcoordinate besondere geometrische Bedingungen nach Abb. 5 eingehalten werden [3]. In einer nicht kooperierenden missionsübergreifenden Satellitenkonstellation sollen für die Interferometrie geeignete Zielzugriffspaare identifiziert werden. Nicht kooperierende Satellitenkonstellation heißt, dass zur Bildung eines Interferometrie-Bildpaares die Satellitenkonstellation den geometrischen Erfordernissen nicht angepasst wird. Missionsübergreifend besagt, dass die Satelliten nicht baugleich sein müssen und leicht unterschiedliche Mittenfrequenzen f_0 in den jeweiligen Bändern aufweisen können. Für den interferometrischen Prozess ist ebenfalls die Kohärenz wichtig, welche eine Abhängigkeit von unterschiedlichen Faktoren wie dem Radarsensor, der Phase, Basislänge und Systembandbreite aufzeigt [7]. Weitere Fragestellungen sind:

- *Wie kann die Interferometriefähigkeit einer Konstellation bewertet werden?*
- *Welche Maßnahmen müssen getroffen werden, um diese Fähigkeit zu steigern?*
- *Wie groß ist der entsprechende Aufwand?*
- *Welche Vorteile ergeben sich durch die Zusammenschaltung mehrerer SAR-Sensoren?*

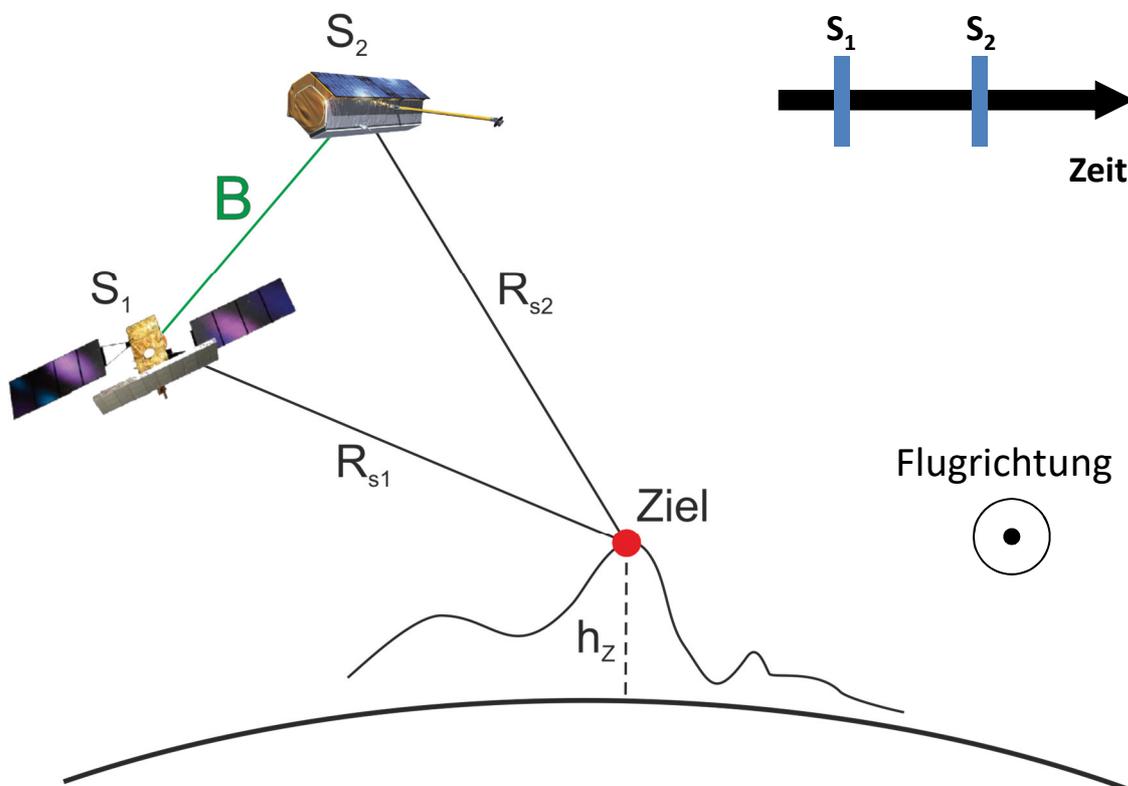


Abb. 5: Aufnahmegeometrie eines interferometrischen Bildproduktes mittels zwei SAR-Satelliten S_1 und S_2 zu unterschiedlichen Zeitpunkten. Der Orbit der Satellitenbahn ist in die Bildebene projiziert.

1.2 Lösungsansatz

Die Methode zur Problemlösung erfolgt durch die Kombination von vier Wissensgebieten. Diese sind Hochfrequenztechnik, Raumfahrttechnik, Informationstechnik und Systemtechnik. Dabei wurde aus der Systemtechnik das Vorgehensmodell nach Daenzer [8 S. 55ff] genutzt. Hier findet eine Unterteilung des allgemeinen systemtechnischen Vorgehens in Problemdefinition, Zielformulierung, Modellbildung und Simulation statt, um mittels Bewertungen eines Vergleiches zwischen Simulationsergebnissen und Zielvorgaben zu einer Entscheidung zu kommen.

Für die Erzeugung eines interferometrischen Bildpaares wird ein Planungsverfahren zur Vorhersage von Aufnahmemöglichkeiten in SAR-Satellitenkonstellationen entwickelt und in Software implementiert. Diese Software wird mit Analysen validiert. Es wird dargelegt, dass die einzuhaltenden geometrischen Bedingungen, welche durch den Radarsensor vorgegeben werden, anhand einer Bahnpropagation der Satelliten ermittelt werden können. Hierdurch wird gezeigt, dass sich die Fehler, welche durch die Propagation entstehen in einem tolerierbaren Rahmen auf den interferometrischen Prozess auswirken. Die Bestimmung der Zielzugriffe, welche die geometrischen Randbedingungen erfüllen, wird mithilfe einer eigens entwickelten Software durchgeführt. Alle notwendigen und zu erstellenden Werkzeuge sollen dem Konzept für Simulationsumgebungen des Institutes für Hochfrequenztechnik und Radarsysteme, Abteilung Sicherheit und Aufklärung entsprechen.

Aufbau der Arbeit:

Im ersten Kapitel werden die Grundlagen des SAR-Verfahren und der SAR-Interferometrie beschrieben. Im Anschluss folgt eine Übersicht von ausgewählte satellitengestützte Radar-Missionen. Mit der Beschreibung der Orbitmechanik in Kapitel 4 werden die Grundlagen zum Verständnis der Propagatoren und der Berechnung der Aufnahmegeometrie gelegt. Das Kapitel der Simulation vergleicht die unterschiedlichen Propagatoren miteinander und zeigt im Vergleich zueinander deren Ablage von der propagierten zur realen Position. Im anschließenden Kapitel werden die Störeinflüsse auf den geometrischen Abstand der Satelliten und die dadurch resultierenden Einflüsse auf die Interferometriefähigkeit der Bildpaare diskutiert. Das letzte Kapitel befasst sich mit der Methode zur Vorhersage der Aufnahmemöglichkeiten für eine interferometrische Datenverarbeitung.

2 SAR-Interferometrie mit satellitengestützte Sensoren

Dieses Kapitel gibt einen Einblick in die Radartechnik mit synthetischer Apertur (kurz SAR), welches bei luft- und weltraumgestützten Systemen zum Einsatz kommt. Die Funktionsweise der raumgestützten SAR-Systeme, speziell die SAR-Interferometrie, wird hier aufgezeigt und erklärt.

2.1 Radar mit synthetischer Apertur

Das Radar (**R**adio **D**etection and **R**anging) mit synthetischer Apertur ist ein Verfahren, um die reale Apertur des Sensors künstlich zu vergrößern [9]. Erst durch diese Methode ist die weltraumgestützte Aufklärung mit Radarsatelliten ermöglicht worden [9]. Entscheidend hierfür ist die Auflösung in Azimutrichtung im Vergleich zu Systemen mit realer Apertur. Die Auflösung in Entfernungsrichtung X_r ist für beide Systeme gleich, und ist aus der Formel (2.1) nach [10 S. 64] ersichtlich.

$$X_r = \frac{c}{2B_{SYS}} \sin \theta \quad (2.1)$$

Sie ergibt sich aus der Ausbreitungsgeschwindigkeit der elektromagnetischen Welle c , der Systembandbreite B_{SYS} und dem Einfallswinkel θ .

Die Auflösung in Flug- oder auch Azimutrichtung genannt für eine reale Apertur ergibt sich aus der Formel (2.2) nach [10 S. 64]

$$X_a = \frac{\lambda h}{L} \cos \theta \quad (2.2)$$

Die Auflösung in Flugrichtung beinhaltet die Bahnhöhe h , den Einfallswinkel θ , die Wellenlänge λ sowie die reale Apertur L . Im Gegensatz dazu ist die Auflösung in Azimut eines Radarsensors mit synthetischer Apertur im Streifen Modus lediglich die Hälfte der realen Apertur nach Formel (2.3) aus [10 S. 67].

$$X_a = L/2 \quad (2.3)$$

Beispielsweise beträgt die Auflösung in Flugrichtung 2.900 Meter für das TerraSAR-X System mit der realen Apertur von 5 Metern bei einem Einfallswinkel von 20°. Durch die synthetische Apertur \mathcal{L} liefert das System eine Auflösung in Flugrichtung von 2,5 Meter. Hierfür beträgt die Länge der synthetischen Apertur nach Formel (2.4) aus [10 S. 73] 6.200 Meter.

$$\mathcal{L} = 2\lambda \frac{h}{L} \quad (2.4)$$

Die Abb. 6 liefert einen Überblick zur Aufnahmegeometrie und Nomenklatur des Sensors.

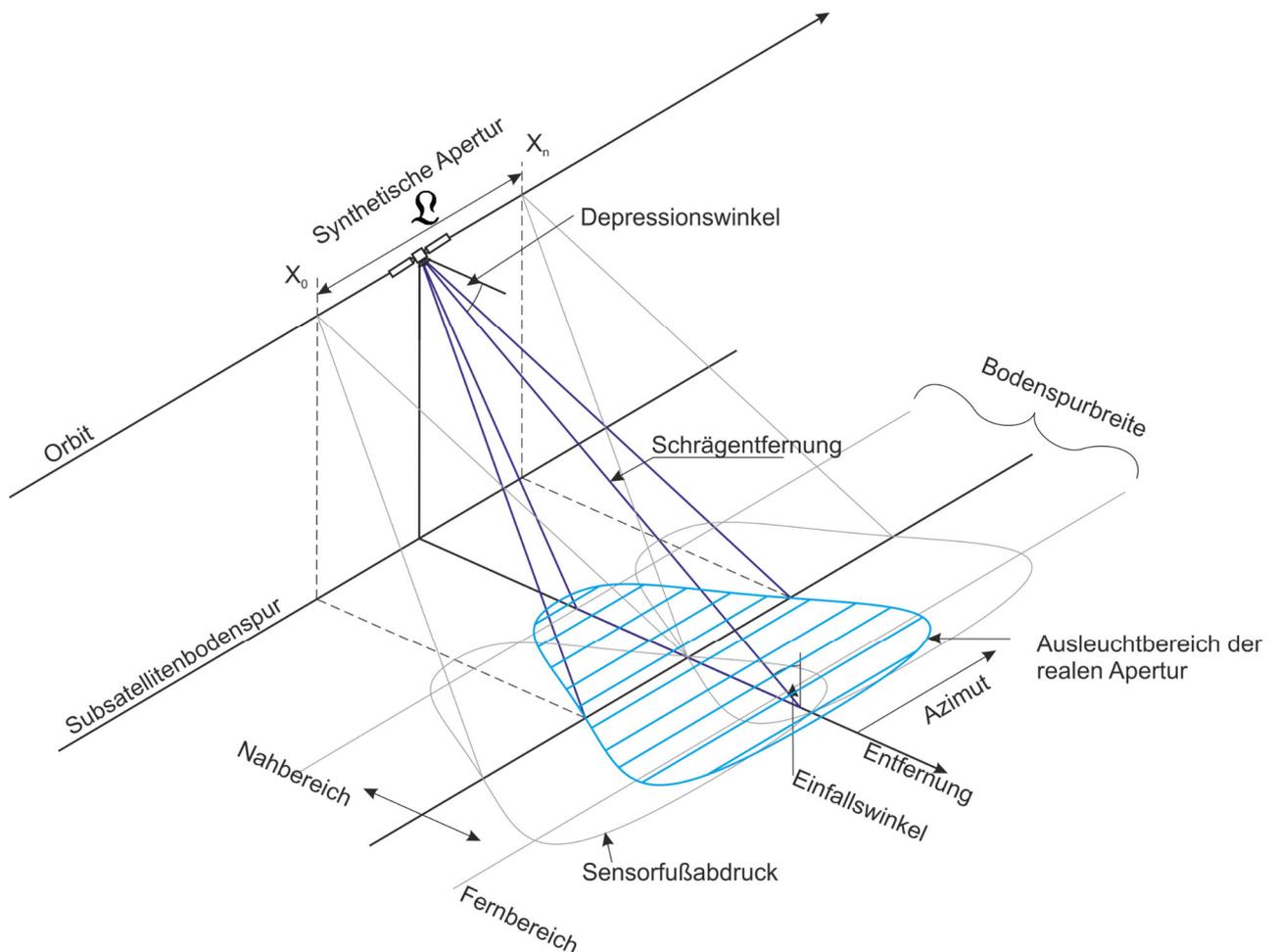


Abb. 6: Beschreibung der Geometrie eines weltraumgestützten Radarsensors mit synthetischer Apertur.

Interessanterweise ist die Auflösung in Entfernungs- sowie Flugrichtung von der Entfernung des Sensors zum Ziel entkoppelt. Dies kann man sich in der Art vorstellen, dass eine größere Entfernung zum Ziel mit einer Vergrößerung der synthetischen Apertur auf der einen Seite einhergeht. Die Entfernung zum Ziel und die Länge der synthetischen Apertur heben sich, bezüglich der Auflösung, gegenseitig auf. Eine kleine Antenne auf der anderen Seite kann die Signale nicht stark bündeln, was zu einer Aufweitung des Ausleuchtbereiches des Sensors führt. Diese Aufweitung wiederum führt zu einer feiner synthetischen Hauptkeule der Antenne und so zu einer feineren Auflösung [10 S. 73]. Diese Verbesserung der Auflösung findet seine Grenzen im Signal-Rausch-Verhältnis und somit im Antennengewinn und der Sendeleistung der Antennenkonstruktion.

Eine Vergrößerung des Abstandes des Sensors zum Ziel bedeutet aus systemtechnischer Sicht durch die längere Aufnahmedauer zum Abtasten des Ziels:

1. *Erhöhter Energiebedarf*
2. *Komplexeres Thermaldesign*
3. *Ausrichtgenauigkeit der Sensorplattform*
4. *Gesteigerter Speicherbedarf*
5. *Verringerung der Systemlebensdauer*
6. *Erhöhung der Ausfallwahrscheinlichkeit*
7. *Erhöhtes Gewicht*
8. *Anstieg der Systemkosten*

Ein limitierender Faktor ist die begrenzte Menge an der zur Verfügung stehenden Energie. D. h. diese Annahmen gelten lediglich, wenn die komplette synthetische Apertur genutzt wird. Hierfür muss der Sensor zum einen länger betrieben werden und zum anderen muss die Sendeleistung gesteigert werden. Diese kurzfristig umgesetzte Energie erzeugt Wärme und muss über das Thermalsubsystem des Satelliten an den Weltraum über Radiatoren abgegeben werden. Im Zeitraum der Aufnahme werden mehr Daten aufgezeichnet. Durch die größere Entfernung des Satelliten zum Ziel muss die Ausrichtgenauigkeit der Sensorplattform gesteigert werden, damit das Zielgebiet zentral ausgeleuchtet wird. Bei Reflektorsystemen wird die Wanderfeldröhre länger betrieben und unterliegt dadurch einem höheren Verschleiß. Dies verringert die Systemlebensdauer.

Mit der gestiegenen Belastung der Bauteile müssen Redundanzkonzepte angepasst werden, welches die Komplexität des Systems steigert und so zu einer erhöhten Ausfallwahrscheinlichkeit führen kann. Durch die größeren Baugruppen zur Energieerzeugung, Datenspeicherung und Nutzlast erhöht sich das Gesamtgewicht des Satelliten. Größere Satelliten kosten nicht nur durch das Gewicht beim Start mehr, sondern erfordern einen erhöhten Entwicklungsbedarf und komplexeren Testumfang.

Im Gegensatz zu optischen Sensoren ist ein SAR-Sensor nicht in Nadir-Richtung orientiert, also zum Fußpunkt der Satellitenbodenspur, sondern zur Seite im Schrägsichtverfahren. Über die Signallaufzeit kann die zugehörige Schrägentfernung festgestellt werden. Zur Festlegung der Bodenspurbreite wird für Radarsysteme ein Einfallswinkelbereich angegeben. Neben dieser Variante der Radar-Technologie gibt es weitere spezielle Verfahren des SAR-Prinzips, die der folgenden Liste aus Tab. 1 zu entnehmen sind. Diese Liste ist in Ein-Kanal und Mehr-Kanal Systeme unterteilt. Ein-Kanal Systeme senden die elektromagnetische Welle in einer Mittenfrequenz aus. Mehr-Kanal Systeme senden die elektromagnetischen Wellen von der gleichen Plattform in unterschiedlichen Mittenfrequenzen, unterschiedlichen Polarisationen aus. Von unterschiedlichen Plattformen wird die elektromagnetische Welle in Ergänzung auch in gleicher Mittenfrequenz ausgesandt.

Tab. 1: Liste spezieller SAR-Verfahren

Ein-Kanal Verfahren

- *Spotlight SAR*
- *Squinted SAR*
- *Streifenmodus SAR*
- *Scan SAR*
- *Invers SAR*
- *Zirkulares SAR*
- *Multilook SAR*
- *SAR mit ausgedünnter Apertur*

Mehr-Kanal Verfahren

- *Polarimetrisches SAR*
- *SAR-Interferometrie*
- *Bi- & multistatisches SAR*
- *SAR Tomographie*

2.1.1 SAR-Rohdaten Prozessierung

Nach der Datenaufnahme durch den Sensor auf dem Satelliten und dem Herunterladen zur Bodenstation werden die Rohdaten von einem SAR-Prozessor verarbeitet. Diese Rohdaten wirken wie „Weißes Rauschen“, entsprechen jedoch einem deterministischen Signal und werden zu einer Bildinformation verarbeitet, wie es die Abb. 7 zeigt. Diese Verarbeitung wird mit Hilfe der Informationen aus der Phase, der Entfernung zum Ziel sowie der Kenntnis aus den auftretenden Störungen (zum Beispiel Atmosphäre, Erdrotation, Dopplerdrift, Fokussierung, ...) durchgeführt. Dieses Bild mit der Amplitudeninformation wird anschließend in einer Post-Prozessierung georektifiziert, d.h. die Koordinaten des Bildes werden auf einem Erdellipsoid projiziert [11 S. 242]. Durch diese Arbeitsschritte können Spezialisten diese Bilddaten auswerten und beispielsweise den Reifegrad von Feldfrüchten feststellen oder optisch getarnte Fahrzeuge erkennen.

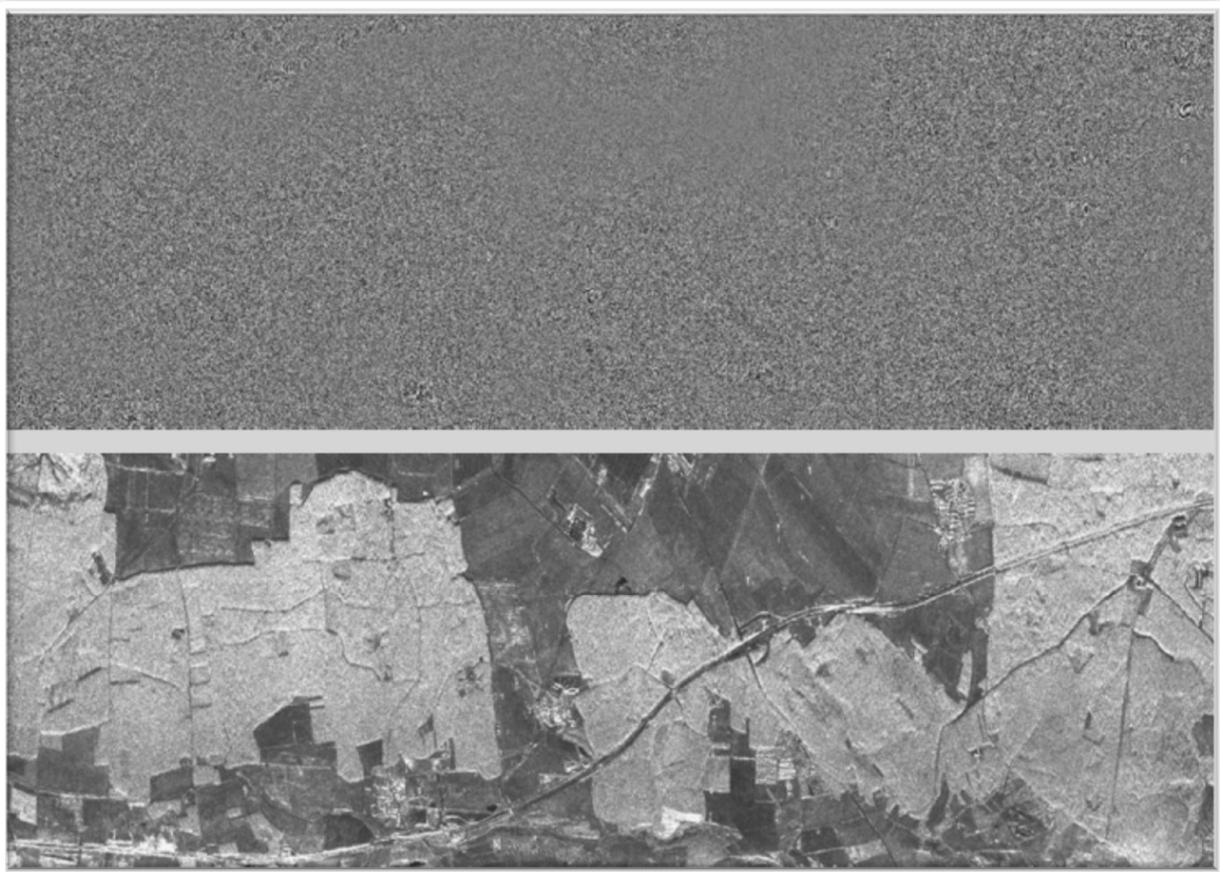


Abb. 7: Umwandlung von SAR-Rohdaten in Bilddaten durch einen SAR-Prozessor [12]

Bei den weltraumgestützten Sensoren sind bei der Prozessierung einige Besonderheiten zu berücksichtigen, welche bei luftgestützten Systemen nicht oder nicht in den Ausmaßen auftreten. Im Speziellen sind diese auftretenden Besonderheiten:

- *Einflüsse der Atmosphäre durch Signaldämpfung [13]*
- *relativistische Effekte durch die Zeitdilatation (Zeitdehnung) [14]*
- *Dopplerdrift durch die Frequenzverschiebung des Sendesignals [10 S. 76]*
- *Kompensation der Erdrotation durch die Dauer einer SAR-Datenaufnahme [15]*
- *Ausrichtgenauigkeit der Sensorplattform*
- *Exzentrizität des Satellitenorbits und den ortsbezogenen unterschiedlichen Geschwindigkeiten des Satelliten (Apogäum, Perigäum) [16 S. 68].*
- *Veränderung der Entfernung des Satelliten zum Ziel über die Aufnahmedauer (Abb. 84)*
- *Veränderung der Fokussierungstiefe über den Aufnahmebereich durch die Variation der Geländehöhe [11 S. 221ff].*
- *Komplexität der Prozessierung durch hohe Auflösung und Schwadbreite und der zu verarbeitenden großen Datenmengen [11 S. 243ff]*

Prinzipiell funktioniert die Prozessierung der Bilddaten nach dem Modell, wie es das Blockschaltbild in Abb. 8 vereinfacht darstellt.

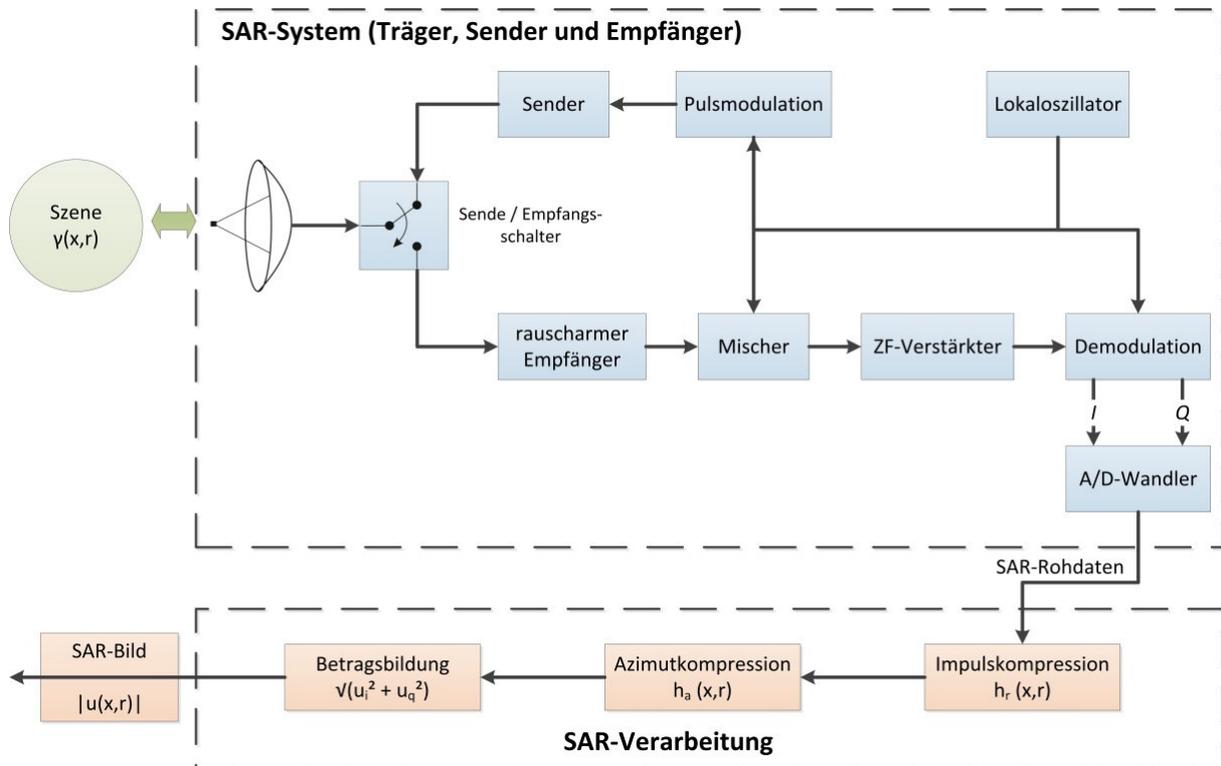


Abb. 8: Modell eines SAR-Systems mit der Verarbeitung zur Bildgenerierung (nach [17])

Mit der, an einer Oberfläche, reflektierten und im Empfänger gemessenen Betrag und Phase der elektromagnetischen Welle des ausgesandten Signals werden die Rohdaten erzeugt. Die Rohdaten werden als realer und imaginärer Teil gespeichert. Diese komplexen Zahlen beinhaltet die Information zur Phase und Amplitude des Zeitsignals. Die Informationen aus Entfernungs- und Flugrichtung werden über die Betragsbildung zu einem Amplitudenbild verarbeitet. Der Betrag der Impulsantwort aus den Bilddaten lässt sich nach [18] in Formel (2.5) darstellen. Die Koordinaten in Azimutrichtung werden mit X und in Entfernungsrichtung mit r bezeichnet.

$$|u(x,r)| = \left| C_A(x,r) * C_A(x,r) * \sqrt{\sigma(x,r)} * s(x,r) * h(x,r) \right| \quad (2.5)$$

Das Antennendiagramm der auf den Boden abgebildeten SAR-Antenne wird mit $C_A(x,r)$ bezeichnet. Für den Sende- und Empfangsfall wird angenommen, dass sich das Antennendiagramm nicht unterscheidet. Die Reflektivität des Ziels trägt die Bezeichnung $\sigma(x,r)$. Das empfangene Signal wird mit $s(x,r)$ und die zeitinvertierte und konjugiert komplexe Referenzfunktion wird mit $h(x,r)$ bezeichnet [18].

2.1.2 SAR spezifische Bildeigenschaften

Durch das SAR-Verfahren ergeben sich durch die geometrischen und physikalischen Eigenschaften der Datenaufnahme besondere Bildcharakteristika, die man aus optischen Bildern nicht kennt. In der Darstellung Abb. 9 sind die vier Besonderheiten bei der Aufnahme von Bilddaten, wie die Verkürzung, Überlagerung, Abschattung und Mehrdeutigkeiten ersichtlich. Weitere Besonderheiten sind die Bewegzielverschiebung und Speckel.

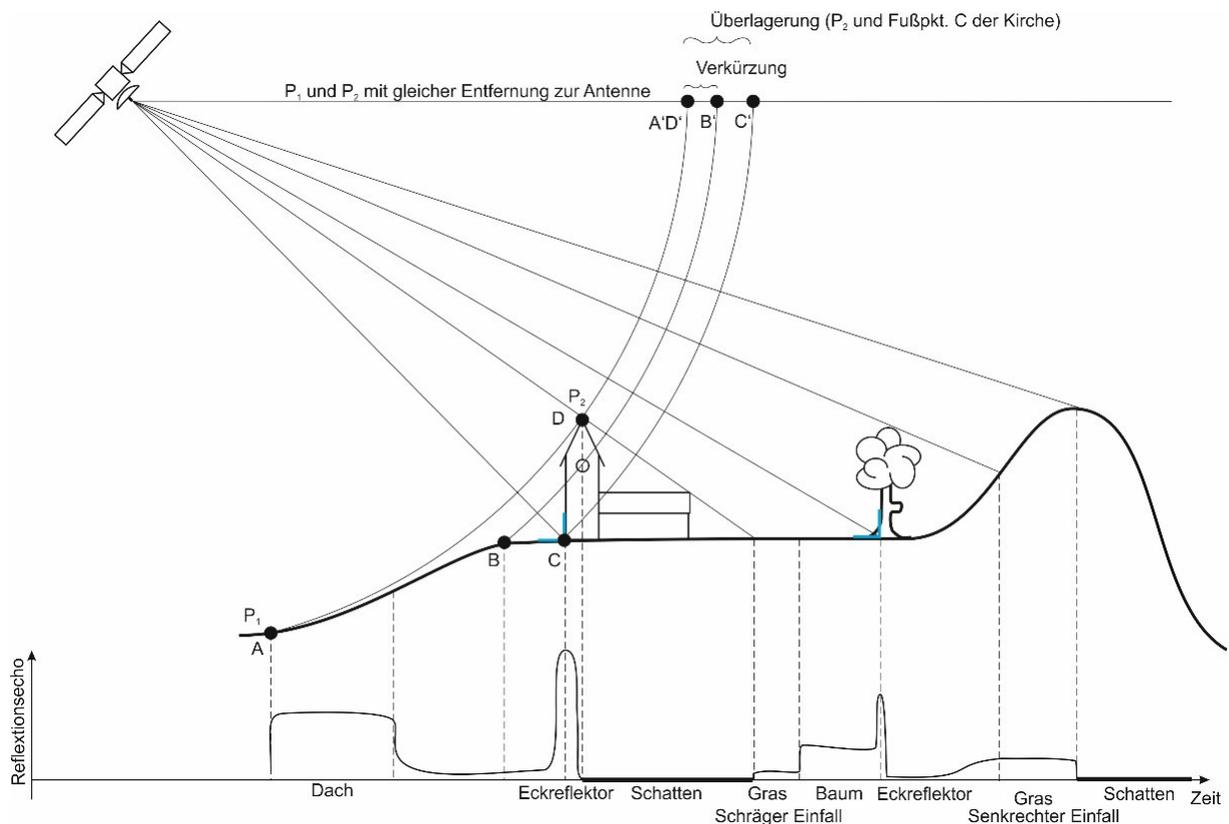


Abb. 9: Beispielhafte Szenengeometrie mit SAR spezifischen Bildeigenschaften (Verkürzung, Überlagerung, Abschattung und Mehrdeutigkeit) und einer Approximation des Reflexionsechos

Verkürzung (engl. Foreshortening): Bei dem Effekt der Verkürzung ist zu erkennen, dass aufgrund der Geländeneigung zwei Punkte in der radialen Projektion (Entfernungsrichtung) einen geringeren Abstand zueinander aufweisen (A' zu B'), wie in der realen Szene (Bodentfernung) (A zu B) [19].

Überlagerung (engl. Layover): Die Überlagerung ergibt sich aus einem relativ großen Höhenunterschied, hierbei taucht der Punkt D' vor dem Punkt C' auf. Der Punkt D liegt jedoch in der seitlichen Ansicht hinter dem Punkt C . Hierdurch erscheinen beispielsweise große Gebäude auf SAR-Bildern nach vorne geneigt zu sein [20].

Abschattung (engl. Shadowing): Bei der Abschattung kann der Bereich, welcher hinter einem Objekt liegt nicht durch das aktive Medium beleuchtet werden.

Entfernungsmehrdeutigkeiten: Mehrdeutigkeiten entstehen, wenn Punkte (in Abb. 9 A und D) aus der Aufnahmegeometrie den gleichen Abstand zum Sensor haben. Bei einer einzelnen Aufnahme (reale Apertur) sind diese Mehrdeutigkeiten nicht zu identifizieren. Diese Mehrdeutigkeiten können bei SAR-Aufnahmen durch spezielle Algorithmen im SAR-Prozessor unterdrückt werden [11 S. 213ff].

Bewegzielverschiebung: Bei der Bewegzielverschiebung sind Objekte, die sich während der Aufnahmedauer fortbewegen relativ zu Ihrer Geschwindigkeit vom Aufenthaltsort disloziert. Beispielsweise sind Autos, die auf einer Autobahn fahren in den Feldern neben der Autobahn wiederzufinden oder Schiffe tauchen zu ihrer Bugwelle versetzt auf [21].

Specklerauschen: Das Specklerauschen resultieren aus der Betrachtung von weitläufigen Flächen wie Wiesen, Wäldern oder bestellten Äckern, deren Reflexionscharakteristika sich bei Betrachtungswinkeländerungen stark verändern. Es entsteht eine statistische Schwankung (Wahrscheinlichkeitsverteilung) des vom Empfänger registrierten Signals. Das Specklerauschen wird mit der Rückstreuleistung multipliziert. Es besitzt einen multiplikativen Charakter und ist eine Folge der bei kohärenter, frequenzgleicher Rückstrahlung benachbarter Reflexionsobjekte auftretender Interferenz, welche über einen Intensitätsmittelwert dargestellt wird [22]. In den Bilddaten gibt es keine homogenen Flächen, diese Flächen sind von einem Rauschen dem sogenannten Salz und Pfeffer Effekt geprägt [11 S. 213ff].

2.2 SAR-Interferometrie

Bei der Interferometrie handelt es sich um die Überlagerung von Wellen (Licht, Schall, Materiewellen), welche eine Interferenz erzeugen. Die Interferenz ist eine Überlagerungserscheinung von mindestens zwei elektromagnetischen Wellen. Deren Auslenkungen werden entsprechend ihrer Vorzeichen addiert (Superpositionsprinzip). Das Einsatzgebiet der Interferometrie ist breit gefächert. Durch destruktive Interferenz kann beispielsweise der Lärm einer Flugzeugturbine verringert werden. In der Astronomie wird die Interferometrie in der Gestalt genutzt, um eine Apertur zu synthetisieren sowie atmosphärische Störeffekte rechnerisch zu eliminieren. Weiter wird die Interferometrie zur Positionsmessung beziehungsweise zur Geodäsie benutzt aber auch in der Materialprüfung, der Quantenmechanik und der Entfernungsmessung.

Für die SAR-Interferometrie werden mindestens zwei oder mehrere komplexwertige SAR-Bilder eines kohärenten Sensorsystems der interferometrischen Verarbeitungskette zugeführt, wie es die Abb. 10 zeigt. Eine Aufnahme definiert die Ausgangslage für die Berechnung und wird als Masterbild bezeichnet. Die zweite Aufnahme bezieht sich auf die Referenz des Masterbildes. Diese zweite Aufnahme wird als Slavebild bezeichnet.

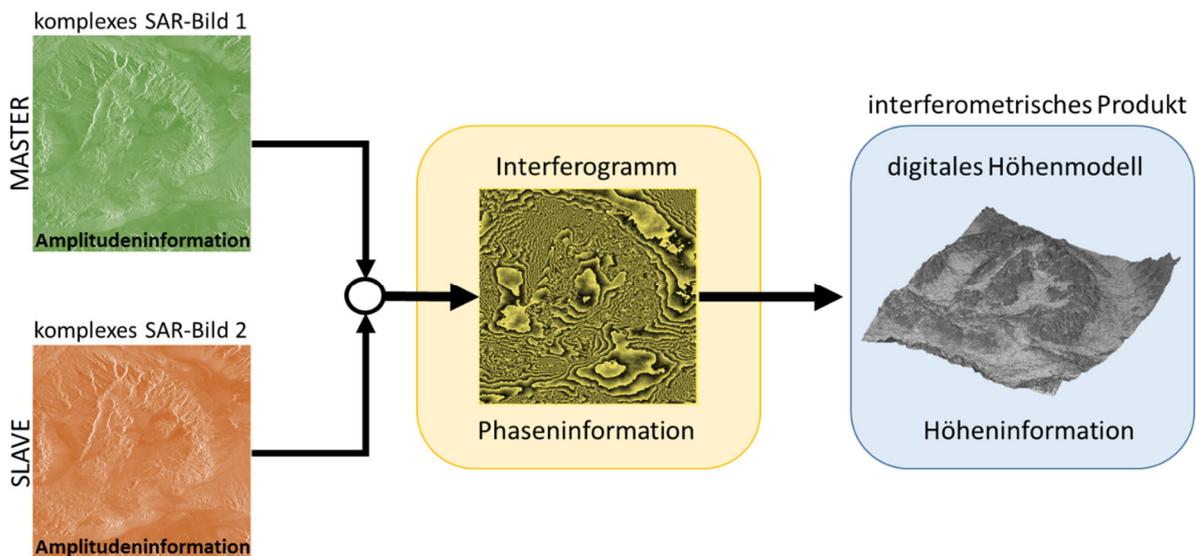


Abb. 10: Vereinfachte Darstellung des Interferometrischen Prozesses mit zwei komplexwertigen SAR-Bildern (Master und Slave) und der Verarbeitung zum digitalen Höhenmodell über die Auswertung der Phaseninformation im Interferogramm.

Diese beiden Bilder, welche als Information Phasen und Amplitudenwerte enthalten, werden über die Phaseninformation zu einem Interferogramm verarbeitet. Hierfür müssen die Aufnahmepositionen eine bestimmte Aufnahmegeometrie aufweisen, wie sie exemplarisch in der Abb. 11 dargestellt ist. Der Abstand zwischen den Aufnahmepositionen S_1 und S_2 wird als Basislinie B bezeichnet. Durch die Auswertung der Phasenunterschiede ergibt sich die Geländehöhe. So können beispielsweise Veränderungen im Bereich von Millimetern in der Landschaft erkannt werden oder Veränderungen im Bildinhalt dargestellt werden. Ebenso kann die Radialgeschwindigkeit eines sich bewegenden Ziels gemessen werden.

Mit dem Interferogramm wird ein digitales Höhenmodell der Aufnahmeszene rekonstruiert.

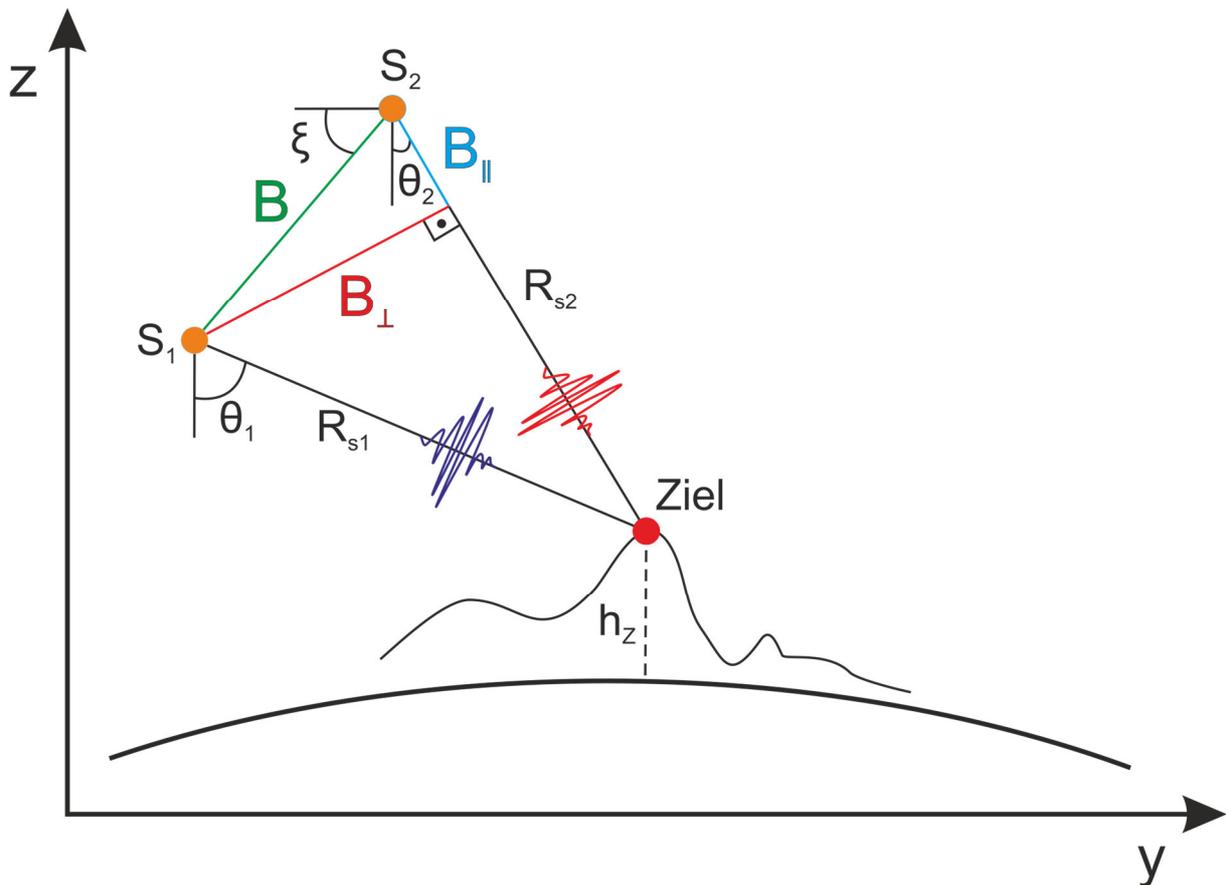


Abb. 11: Aufnahmegeometrie einer interferometrischen Messung mit Darstellung der Basislänge B und unterschiedlichen Einfallswinkeln θ .

2.2.1 Aufnahmemethoden

Für die Datengewinnung eines interferometrischen Bildpaares gibt es unterschiedliche Methoden. Ziel jeder Methode ist es eine Bildszene in der Gestalt abzubilden, dass die Bedingungen für die Interferometriefähigkeit der Bildpaare erfüllt sind. Diese Bedingungen wie beispielsweise die Kohärenz (Abschnitt 2.2.5) werden im Laufe des Kapitels 2.2 näher erläutert. Die Methoden zur Aufnahme der Bildpaare unterscheiden sich im zeitlichen Ablauf, in der räumlichen Konfiguration und an der Anzahl der beteiligten Systeme. In der räumlichen Konfiguration unterscheidet man in die Along- und Across-Track Interferometrie.

Along-Track Interferometrie

Bei der Along-Track Interferometrie sind die Antennen parallel zum Flugpfad angeordnet. Diese Anordnung dient der Bestimmung von langsamen Zielbewegungen. Dabei wird lediglich die Geschwindigkeitskomponente quer zur Flugrichtung also in Blickrichtung der Antenne erfasst [11 S. 272ff].

Across-Track Interferometrie

Die Anordnung der Antennen erfolgt in der der Across-Track Interferometrie entsprechend der Abb. 11 mit einem Basislinienanteil quer zur Flugrichtung. Diese Anordnung dient primär der Bestimmung der Geländetopographie aus deren Datenaufnahmen sich ein digitales Höhenmodell erstellen lässt [11 S. 275ff]. Das Planungsverfahren dieser Arbeit bezieht sich auf die Across-Track Interferometrie.

Der zeitliche Ablauf der interferometrischen Messung wird durch die Einpass und Repeatpass Interferometrie behandelt.

Einpass Interferometrie

Wenn das Zielgebiet einmal überflogen wird, spricht man von der sogenannten Einpass Interferometrie. Der Vorteil dieser Methode ist die Verringerung der temporalen Dekorrelation. D. h. es gibt keinen zeitlichen Abstand zwischen den Aufnahmen. Dieses Aufnahmeverfahren ist besonders gut zur Erstellung von Datensätzen für digitale Höhenmodelle (DHM) geeignet. Im Umkehrschluss erfolgt hierdurch jedoch der Nachteil, dass eine kohärente Änderungsdetektion nicht möglich ist. Also kleinste Veränderungen zwischen den Einzelaufnahmen des Bildpaares nicht erkennbar sind.

Die Aufnahme für die Einpass Interferometrie selber erfolgt bistatisch. Hierfür können sich die Sensoren auf einer oder unterschiedlichen Plattformen befinden. Bei der TerraSAR-X und TanDEM-X Konstellation befinden sich Sender und Empfänger auf unterschiedlichen Plattformen. Die SRTM (*Shuttle Radar Topography Mission*) ist ein Beispiel für die bistatische Aufnahme auf einer Plattform. An das Space-Shuttle wurde ein Ausleger mit einer Länge von 60 Metern angebracht. Am Ende des Auslegers befand sich eine Radarantenne. Diese Antenne empfing die emittierte und am Boden reflektierte Strahlung der Senderantenne. Die Sende- und Empfangsantenne steckte in der Ladebucht des Space-Shuttles.

Ein Satellit mit einer Phased-Arrayantenne kann durch elektronische Teilung der Antenne (dual-receive antenna mode) die Datenakquise ebenfalls mit einem Überflug durchführen. Aufgrund der, durch die Teilung, verkleinerten Antennengröße wird nur eine reduzierte Auflösung erreicht [23].

Repeatpass Interferometrie

Wird das Zielgebiet öfter aber mindestens zweimal unter Einhaltung der geometrischen Randbedingungen, wie sie die Kohärenz bedingt überflogen, so spricht man von der Zweipass beziehungsweise Repeatpass Interferometrie [11 S. 272]. Für die Datenbeschaffung mit einem Satelliten, muss dieser hierfür einen Orbit mit Wiederholzyklus fliegen. Dieser Wiederholzyklus bezieht sich auf die Bodenspur des Satelliten. Es zeigt sich durch die Zwei-Körper Bewegungsgleichung, dass nur Umlaufbahnen mit ganzzahligen Erdumrundungen pro ganzzahligen Tagen einen Wiederholzyklus der Bodenspur aufweisen [24 S. 155]. Die Periode für diesen Zyklus ergibt sich aus:

$$P = (m \text{ Sternentage}) / (k \text{ Orbitumrundungen}) \quad (2.6)$$

Hierbei sind m und k natürliche Zahlen mit einem mittleren Sternentag von 23,9344699 Stunden.

Dies bedeutet, dass der Zugriff eines Satelliten nach einer definierten Periode P auf ein Zielgebiet der Erde unter nahezu gleichen Winkelbedingungen erfolgen kann. Aufgrund von Bahnstörungen entstehen Abweichungen zum idealen Orbit mit Wiederholzyklus. Diese Abweichungen müssen bei einer realen Satellitenmission durch Bahnmanöver kompensiert werden. Es bleiben auch durch die Kompensation geringe Abweichungen zur idealen Bahn bestehen.

Dies hat zur Folge, dass der orthogonale Anteil der Basislinie größer Null beträgt. Ohne eine geringe Abweichung zur idealen Bahn ist eine interferometrische Nutzung eventueller Bildpaare nicht möglich (Siehe hierzu Kapitel 2.2.4 Höhenmehrdeutigkeit).

Stehen mehrere Satelliten zur Verfügung, kann man diese Satelliten in einer Konstellation beliebig zusammenstellen. Nach einem einstellbaren Zeitraum ΔT folgt ein Satellit einem anderen. Durch dieses Vorgehen wird die Szene der Zielkoordinate unter ähnlichen Einfallswinkeln beleuchtet.

Ein Beispiel hierfür ist die COSMO-SkyMed Konstellation, wie sie die Abb. 3 auf Seite 3 darstellt. Dieses Vorgehen muss im Konstellationsdesign der Missionsplanung berücksichtigt werden. Sind die Satelliten in der Konstellation nicht in der Gestalt verteilt, dass interferometrische Bildpaare erzeugt werden können, gibt es prinzipiell zwei Möglichkeiten dies zu bewerkstelligen.

Die erste Möglichkeit besteht darin die Konstellation der Satelliten durch Bahnmanöver umzugruppieren. Hierfür wird Treibstoff benötigt, der nicht im Treibstoffbudget der Mission eingeplant war und somit die Lebensdauer der Satelliten verkürzt. Bei der Missionsauslegung waren vielleicht noch Aspekte ausschlaggebend, die andere Systemparameter priorisiert haben, wie beispielsweise die Systemantwortzeit. Diese Aspekte mündeten in der gewählten Satellitenkonstellation. Eine Veränderung der Bahnparameter zur Konstellationsanpassung kann zu Lasten der anfänglich optimierten Systemparameter gehen.

Die zweite Möglichkeit ist ein Planungsverfahren zu implementieren, dass Aufnahmen bestimmt, die den Bedingungen der Interferometrie entsprechen. Dieses Verfahren wird in dieser Arbeit vorgestellt.

Es gibt einen weiteren Aspekt der bei interferometrischen Prozessierung aus Daten einer Satellitenkonstellation mit mehreren Satelliten berücksichtigt werden muss. Die Orientierung der Satelliten zum Ziel auf den unterschiedlichen Satellitenbahnen muss beim Prozessieren besonders betrachtet werden. Durch leichte Unterschiede in der Inklination und der Knotenlinie (Siehe Kapitel 4.1) der Satelliten untereinander sind die Orbitebenen gegeneinander verdreht. Diese Abweichungen in den Bahnelementen können durch Bahnstörungen und unregelmäßige Bahnerhaltungsmanöver zu Zeitpunkten der Aufnahmen entstehen. In [25] wird beschrieben, wie „kreuzende Orbits“ aus Abb. 12 behandelt werden müssen, um nach der interferometrischen Prozessierung ein fokussiertes Bild zu erhalten.

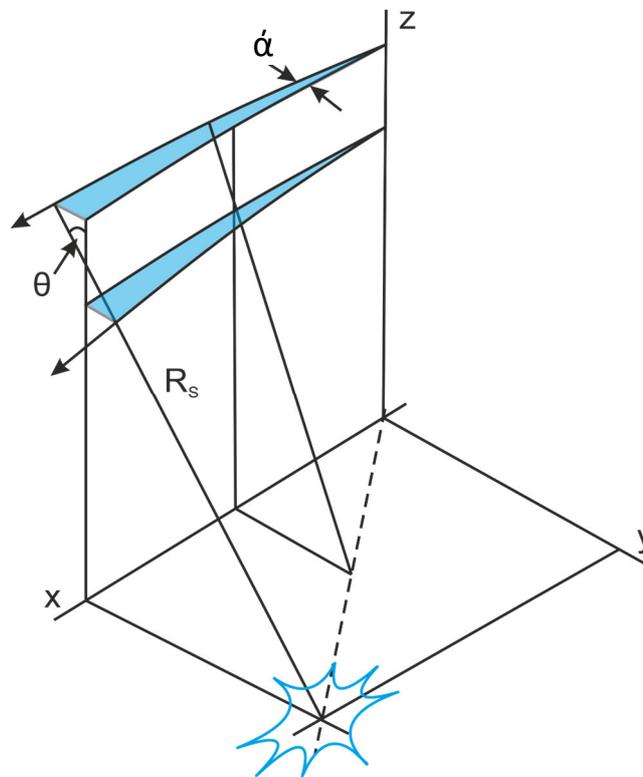


Abb. 12: Geometrie gekreuzter Orbits. x ist die Variable in Flugrichtung (Azimut), y ist die Variable querab zur Flugrichtung (Entfernung) und z ist die Variable für die Höhe. Die zwei Orbits weichen um den Winkel α von der Zentrallinie ab. Der Winkel θ ist der Einfallswinkel [25].

2.2.2 Arten der Basislinie

Die verschiedenen Aufnahmemethoden lassen sich ebenfalls nach Art der Basislinie unterscheiden, wie es die Tab. 2 zeigt. Die Basislinie lässt sich ebenso wie die Kohärenz in eine räumliche durch $\Delta\theta$ und zeitliche durch Δt Komponente einteilen.

Tab. 2: Unterscheidung von verschiedenen Arten der Basislinie [26]

Ausprägung der Basislinien	Bezeichnung	Anwendungsbereich:
$\Delta t = \text{ms} - \text{s}$	Along-Track	Ozean Strömungen, Bewegzielerkennung, MTI
$\Delta t = \text{Tage}$	Differentielle	Gletscher/Eisfelder/Lava Bewegungen, Gewässerkunde
$\Delta t = \text{Tage} - \text{Jahre}$	Differentielle	Absenkungen, Seismische Ereignisse, Vulkanische Aktivitäten, Erdverschiebungen
$\Delta t = \text{ms} - \text{Jahre}$	Kohärenzbestimmung	Landabdeckungsklassifizierung Wasseroberflächen-dekorrellierungszeiten
Δv_0	Δk -Radar	Exakte Entfernungsbestimmung, Ozeanographie
$\Delta\theta$	Across-Track	Topographie, DHM

Der zeitliche Unterschied Δt zwischen den Datenaufnahmen wird je nach zeitlichem Abstand und Anzahl der Aufnahmen Along-Track Basislinie oder differentiale Basislinie bezeichnet. Die Along-Track Basislinie wurde im Rahmen der Along-Track Interferometrie bereits erläutert. In diesem Fall wird die Basislinie über einen zeitlichen Versatz der Aufnahmen entlang des Flugpfades aufgespannt. Bei der differentiellen Basislinie, auch bekannt als differentielle Interferometrie, werden Höhenmodelle, die aus der Across-Track Interferometrie abgeleitet wurden miteinander verglichen. Hierbei werden mindestens drei Aufnahmen vom Zielgebiet erflogen. Dabei wird jeweils die erste und die zweite sowie die zweite und die dritte Aufnahme zu einem Interferogramm beziehungsweise zu einem Höhenmodell verarbeitet. Aus diesen zwei Höhenmodellen können dann Veränderungen des Geländes im Bereich von Millimetern festgestellt werden [27].

Das Δk -Radar beschreibt nach [28] eine Technik in der die Bandbreite eines Interferogramms aufgeteilt wird, um auf diese Weise zu einer längeren Wellenlänge als die des Trägers zu gelangen. Durch dieses Vorgehen wird ein Interferogramm mit einer größeren Wellenlänge simuliert wodurch die Höhen-mehrdeutigkeit ansteigt und ein abwickeln der Phase unnötig wird.

Der Unterschied des Einfallswinkels $\Delta\theta = \theta_2 - \theta_1 = \kappa$ zwischen zwei Datenaufnahmen lässt sich durch die Across-Track Basislinie darstellen, wie es die Abb. 13 zeigt.

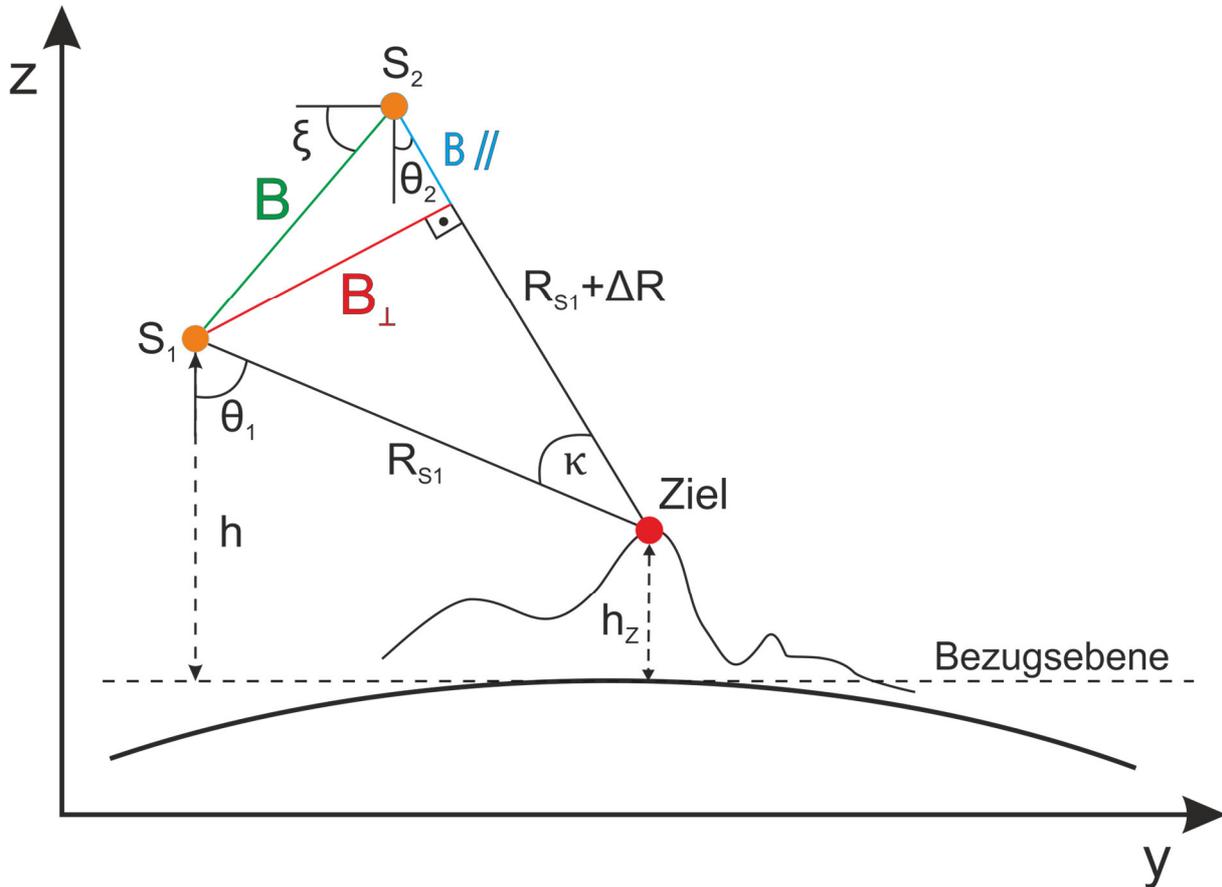


Abb. 13: Aufnahmegeometrie einer interferometrischen SAR-Szene mit Darstellung der Basislänge mit dem orthogonalen und parallelen Anteil.

Hierbei ist die Flugrichtung der Satelliten senkrecht zur Bildebene. Die jeweiligen Satelliten S_1 und S_2 befinden sich in einer Entfernung R_{S1} und R_{S2} zum Ziel. Dabei weisen die beiden Satelliten einen Abstand von B auf, der als Basislänge bezeichnet wird. Die Basislänge kann in eine parallelen Anteil B_{\parallel} und einen orthogonalen Anteil B_{\perp} zum Ziel zerlegt werden. Im weiteren Verlauf dieses Kapitels wird die direkte Abhängigkeit der orthogonalen Basislänge auf die Kohärenz aufgezeigt.

Mit dieser Aufnahmegeometrie wird eine Differenzphasenmessung durchgeführt und die **interferometrische Phase** bestimmt. Diese Phasendifferenz entspricht einem Entfernungsunterschied ΔR . Über die Bezugsebene und der Höhe H der Sensorplattform kann die Höhe h des Zielgebiets bestimmt werden. Die Höhe h unterliegt durch die Phasenmessung über den Bereich von 2π einer gewissen **Höhenmehrdeutigkeit**. Die interferometrische Phase und die Höhenmehrdeutigkeit sind abhängig von der **orthogonalen Basislänge B_{\perp}** . Die ortho-

nale Basislänge wiederum ist ein Indikator für die **Kohärenz** eines interferometrischen Bildpaares, dass durch eine **Verarbeitungskette** zu einen interferometrischen Produkt gewandelt wird. Diese einzelnen Punkte der Interferometrie werden auf den folgenden Seiten detailliert erläutert.

2.2.3 Interferometrische Phase

Aus den unterschiedlichen Aufnahmepositionen und den entsprechenden Entfernungen zum Ziel in der Schrägsicht kann die interferometrischen Phase $\Delta\phi_{IF}$ berechnet werden, wie es die nachstehende Formel (2.7) [29] verdeutlicht. Sie stellt den Phasenunterschied der zwei elektromagnetischen Wellen dar, die zu unterschiedlichen Zeitpunkten ausgesandt wurden (Zweipass Interferometrie) und entspricht dem Entfernungsunterschied ΔR . Dieser Entfernungsunterschied lässt sich ebenfalls als ganzzahliges Vielfaches der Wellenlänge plus dem Anteil des Phasenwinkels darstellen.

$$\Delta\phi_{IF} = \phi_2 - \phi_1 = \frac{4\pi}{\lambda} (R_{S2} - R_{S1}) = p \frac{2\pi}{\lambda} \Delta R \quad (2.7)$$

mit $\phi = \frac{2\pi}{\lambda} 2 R_S + \phi_{Streuer}$

Der Faktor p bezieht sich hierbei mit $p = 1$ auf die Einpass Interferometrie und mit $p = 2$ auf die Repeatpass Interferometrie. Über den Kosinussatz ergibt sich aus den Winkelangaben der Abb. 13:

$$\Delta\phi_{IF} = \frac{4\pi}{\lambda} \left(\sqrt{R_{S1}^2 + B^2 - 2BR_{S1} \sin(\theta - \xi)} - R_{S1} \right) \quad (2.8)$$

Durch die Annahme, dass die Basislänge B viel kleiner ist als der Abstand des Satelliten zum Ziel R_{S1} ($B_{[< 1 \text{ km}]} \ll R_{S1}(\theta)_{[500 - 900 \text{ km}]}$) ergibt sich die Formel:

$$\Delta\phi_{IF} \approx \frac{4\pi}{\lambda} \left(\frac{B^2}{2R_{S1}} - B \sin(\theta - \xi) \right) \quad (2.9)$$

Mit der weiteren Vereinfachung:

$$\frac{B^2}{2R_{S1}} \ll B \sin(\theta - \xi) \quad (2.10)$$

folgt dann die Formel für die interferometrische Phase mit

$$\Delta\phi_{IF} \approx -\frac{4\pi}{\lambda} B \sin(\theta - \xi) \quad (2.11)$$

Für die gemessene Phase in z- und y-Richtung ergibt sich

$$\Delta\phi_{IF} \approx -\frac{4\pi}{\lambda} \frac{B_{\perp}}{R_S \sin \theta} \Delta z - \frac{4\pi}{\lambda} \frac{B_{\perp}}{R_S \cos \theta} \Delta y \quad (2.12)$$

Bei diesen Formeln (2.7) - (2.12) wurden ideale Bedingungen vorausgesetzt, d.h. die Fehlereinflüsse durch die Systemumwelt ϕ_{Streuer} auf die interferometrische Phase wurden als gleich groß betrachtet. Die Phase wird durch die Atmosphäre, den Sensor und die Rückstreucharakteristik der Oberfläche des Ziels verändert. Das Gesamtbild der interferometrischen Phase in Zusammenhang mit der geometrischen und temporären Dekorrelation und somit den Störtermen liefert die Formel (2.13) [30].

$$\Delta\phi_{IF} = \phi_{flat} + \phi_{elevation} + \phi_{displacement} + \phi_{atmosphere} + \phi_{noise} \quad (2.13)$$

Für den Anteil der flachen Erde aus der Schrägsichtaufnahmegeometrie:

$$\phi_{flat} = \frac{4\pi}{\lambda} \frac{B_{\perp}}{R_S \cos \theta} \Delta y \quad (2.14)$$

Für den Anteil aus der Höhe:

$$\phi_{elevation} = \frac{4\pi}{\lambda} \frac{B_{\perp}}{R_S \sin \theta} \Delta z \quad (2.15)$$

Für den Anteil der Verschiebung:

$$\phi_{displacement} = \frac{4\pi}{\lambda} d \quad (2.16)$$

mit d als Verschiebung des Rückstreuers in Entfernungsrichtung zwischen den Aufnahmen (zum Beispiel Erdbeben).

Für den Anteil der atmosphärischen Laufzeitverzögerung [31]:

$$\phi_{atmosphere} = -\frac{4\pi}{\lambda} \Delta s_{Atm}^{K_j} \quad (2.17)$$

Mit s_{Atm} wird der Weglängenfehler unter Einfluss der Atmosphäre für die jeweilige Auflösungszelle K_j zu einem Zeitpunkt t bezeichnet. Durch $\Delta s_{Atm}^{K_j}$ wird der Anteil der zeitlichen Änderung des Weglängenfehlers zu den Zeitpunkten der interferometrischen Messung berechnet.

ϕ_{noise} für alle weiteren Störungen, die die Reflexionseigenschaft des Ziels zu unterschiedlichen Zeitpunkten und Einfallswinkeln mit unterschiedlichen Eindringtiefen beeinflussen und somit ein Phasenrauschen erzeugen.

Die Abb. 14 zeigt die Ausprägung der interferometrischen Phase, in der sich bereits Höhenkonturen abzeichnen. Die interferometrische Phase wurde aus der Kombination der Phaseninformation zweier SAR-Datenaufnahmen berechnet.

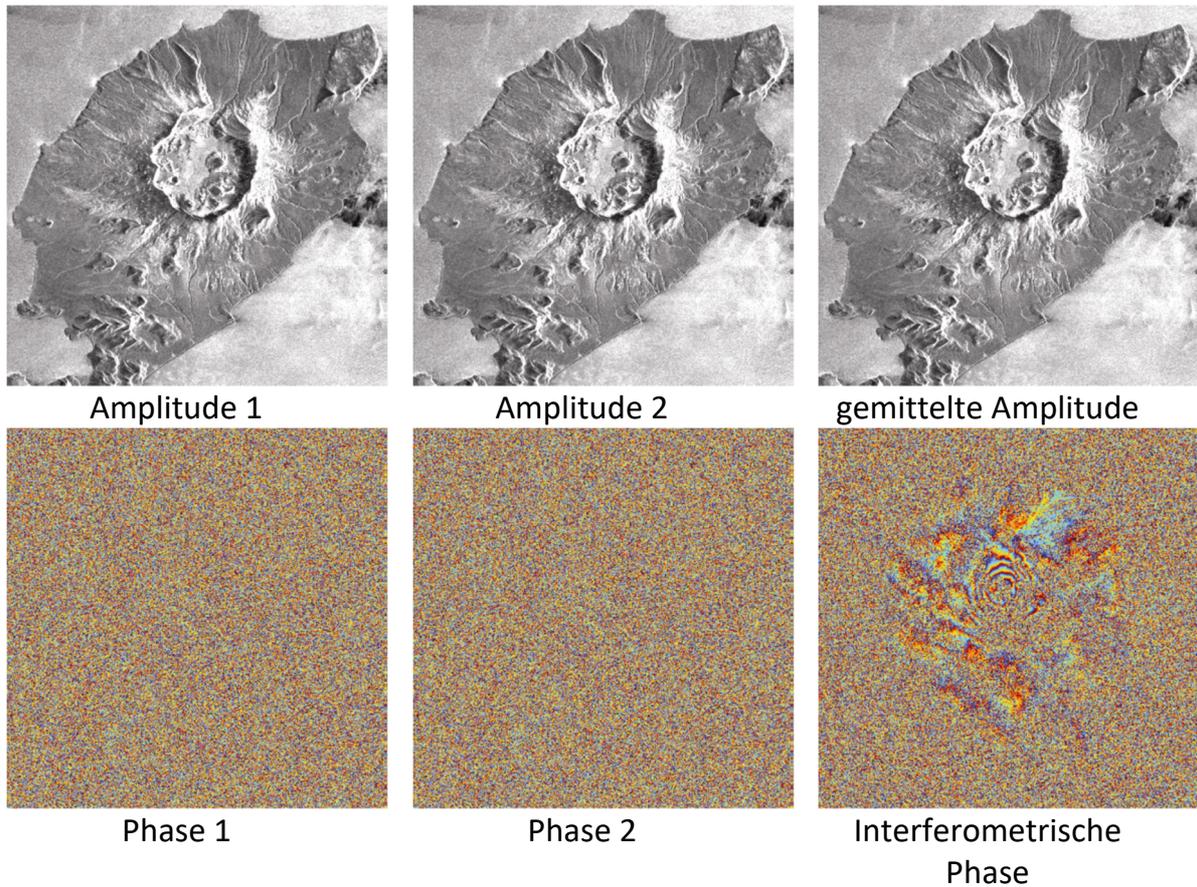


Abb. 14: Kombination der Phasen aus den zwei komplexen SAR-Bilddaten zur Berechnung der interferometrischen Phase [32]

Durch die Höhenangabe h des Satelliten über der Bezugsebene aus Abb. 13 und mit dem Einfallswinkel θ kann die Höhe h_z eines Bildpunktes in der Szene berechnet werden.

$$h_z = h - R_S \cos \theta \quad (2.18)$$

In Verbindung mit der interferometrischen Phase kann die Bestimmung der Höhen näherungsweise nach Formel (2.19) erfolgen [33].

$$\delta h_z = \frac{\lambda}{4\pi} \frac{R_S \sin \theta}{B_\perp} \delta \phi_{IF} \quad (2.19)$$

Im interferometrischen Prozess wird das Interferogramm durch die Multiplikation des Masterbildes mit dem konjugiert komplexen des Slavebildes erzeugt (Siehe Kapitel 2.2.6). Jeder Bildpixel enthält die Phasendifferenz $\Delta\Phi_{IF}$. Die Phasenwerte des Interferogramms befinden sich im Intervall von $-\pi < \Delta\Phi_{IF} < \pi$. Hierdurch sind die Messungen mehrdeutig [11 S. 272ff]. Dieser Umstand findet sich in der Höhenmehrdeutigkeit wieder, welche im nächsten Kapitel erläutert wird.

2.2.4 Höhenmehrdeutigkeit

Die Höhenmehrdeutigkeit h_a ist definiert, als der Höhenunterschied, welcher beim durchlaufen der interferometrischen Phase im Bereich von 2π (Abb. 15) entsteht und entwickelt sich mit der Formel (2.19) zu der Formel (2.20) nach [30].

$$h_a = \frac{\lambda R_S \sin \theta}{2B_{\perp}} \quad (2.20)$$

Der Höhenunterschied ist umgekehrt proportional zur orthogonalen Basislänge. D.h. eine große Basislänge verringert die Höhenmehrdeutigkeit.

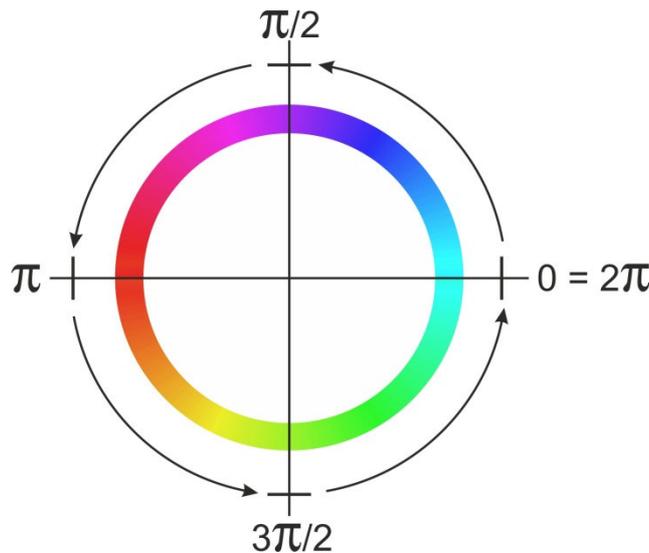


Abb. 15: Darstellung der Phasen über 2π durch den Farbkreis

Da durch die Messung zunächst nur die relative Phase bekannt ist (Abb. 16), ist die Höhe der einzelnen Messpunkte der Phase im Abstand n mal 2π nicht eindeutig. Diese Mehrdeutigkeit wird im Laufe der Verarbeitungskette durch eine Phasenabwicklung (engl. Phase Unwrapping) im Kapitel 2.2.6 aufgelöst.

Die Darstellung der Phase über den Farbkreis (Abb. 15) folgt dem Höhenprofil nach Abzug der flachen Erde ϕ_{flat} . Die flache Erde repräsentiert den Phasenverlauf der interferometrischen Phase aufgrund der einfallsbedingten Entfernungsänderung bezogen auf die Referenzebene (siehe Kapitel 2.2.6). Die Breite der Farbsektoren ist bedingt durch die Neigung im Gelände. Im Sektor I aus Abb. 16 ist mit einer Phasenauflösung von 60° das entsprechende Höhenprofil über die 7 Messpunkte dargestellt. Die Projektion der schwarzen Linie entspricht nicht genau der realen Höhe. Die Projektion der Höhe ist interpoliert.

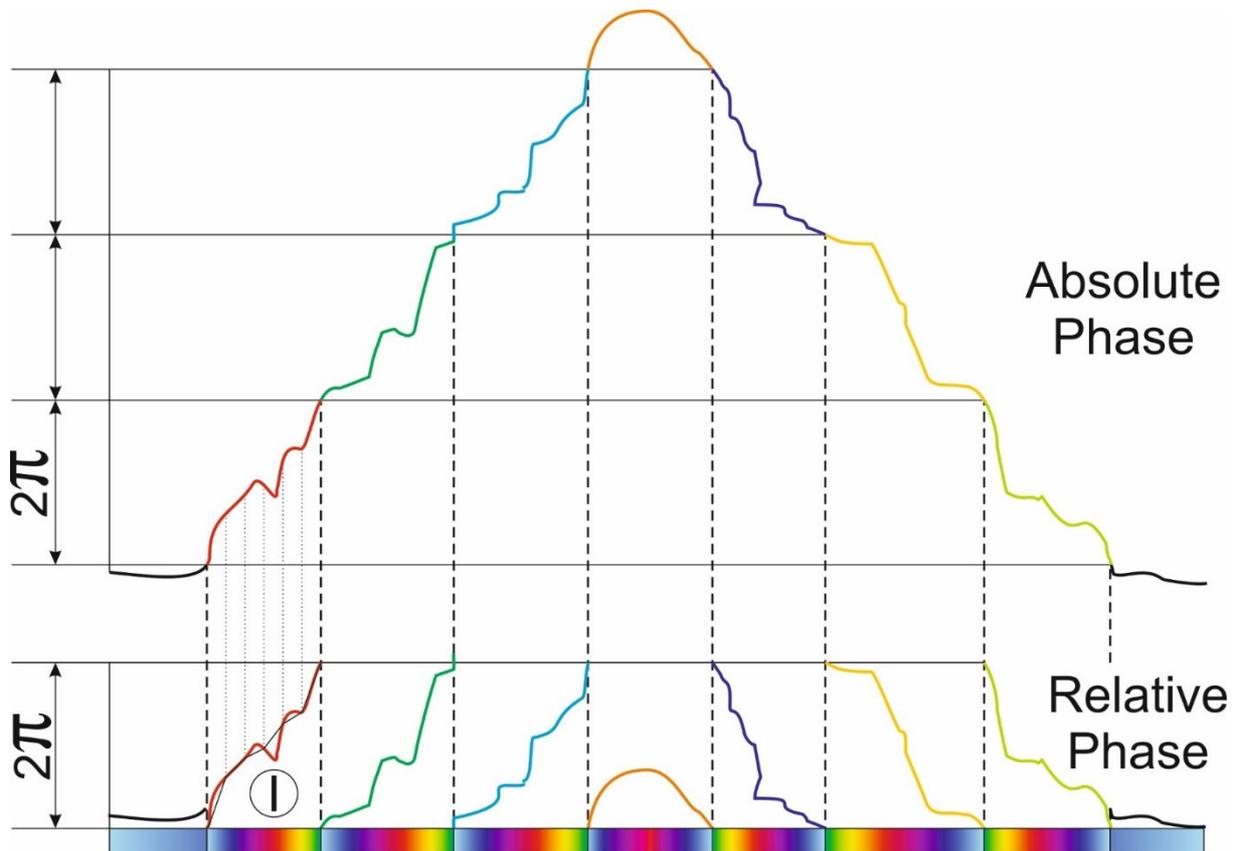


Abb. 16: Abwicklung der interferometrischen Phase anhand eines Testobjektes mit Darstellung der absoluten und relativen Phase. Im Sektor I ist das Höhenprofil mit einer Phasenauflösung von 60° dargestellt (nach [29]).

Ein Beispiel für die Mehrdeutigkeit der Höhe liefert die Tab. 3 mit Berechnungen für die Satelliten ERS, TerraSAR-X (Repeatpass Interferometrie) und TanDEM-X mit TerraSAR-X in der Formation (Einpass Interferometrie).

Tab. 3: Beispiel zur Höhenauflösung ERS / TerraSAR-X / TanDEM-X

Parameter	ERS	TerraSAR-X	TanDEM-X und TerraSAR-X
Bahnhöhe	~ 800 km	~ 514 km	~ 514 km
λ	5,6 cm	3 cm	3 cm
θ	23 °	50 °	50 °
R_s	850 km	800 km	800 km
B_\perp	100 m	30 m	600 m
h_a	78 m	306 m	15 m
h_{res}	1,1 m	4,25 m	0,2 m

Nach [34] ist die Phasenauflösung einzig von der genutzten Hardware und der eingestellten Bittiefe für Amplitude und Phase abhängig. So kann ein 8 Bit A/D Wandler eine Phasenauflösung von $\phi_{res} = 1,4^\circ$ ($360/256$) erreichen.

Kombiniert mit der Genauigkeit der Phasenauflösung ergibt sich die Höhenauflösung h_{res} . Mit einer Phasenauflösung ϕ_{res} von 5° ergeben sich für die dargestellten Höhenmehrdeutigkeiten die entsprechenden Höhenauflösungen in der Tab. 3 nach Formel (2.21).

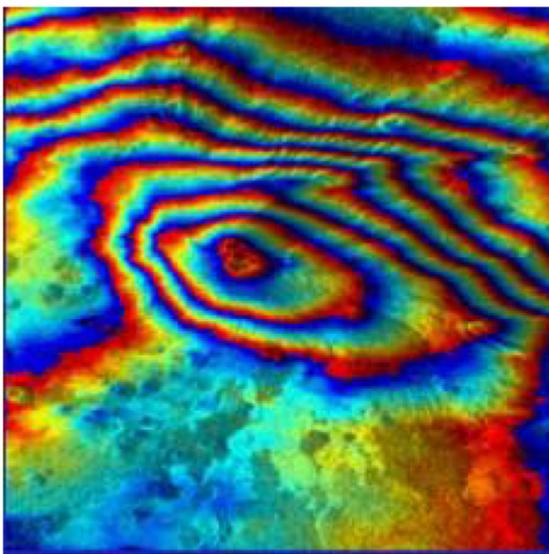
$$h_{res} = \frac{\phi_{res}}{2\pi} h_a \quad (2.21)$$

Das Intervall der Werte für die Phase von $-\pi$ bis π wird im englischen Fringe genannt. Die lokale Fringefrequenz f_ϕ stellt die Periode der 2π Mehrdeutigkeit dar. Sie ist der Schlüsselparameter eines Interferometers und wird durch die Formel (2.22) nach [35] beschrieben.

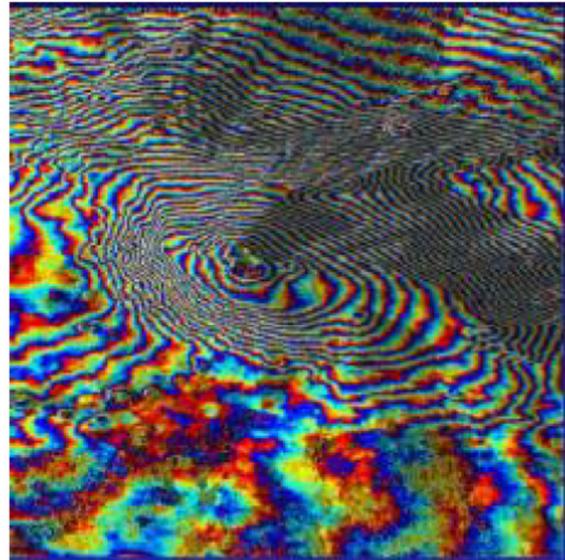
$$f_\phi = \frac{1}{2\pi} \frac{\partial \phi}{\partial R_S} \approx -\frac{2B_\perp}{\lambda R_S \tan(\theta - \alpha)} \quad (2.22)$$

mit α als Geländeneigung.

Die Abb. 17 zeigt die Auswirkungen einer größeren Basislänge auf die Fringefrequenz. Je höher diese Frequenz desto geringer der Abstand zwischen den Rändern des Phasendurchlaufes.



B = 12m



B = 60m

Abb. 17: Beispiel für die Fringefrequenz mit unterschiedlichen Basislängen [36].

2.2.5 Kohärenz

Eine Bedingung, um Interferenzphänomene beobachten zu können, ist die Kohärenz. In der Physik ist die Kohärenz als phasenabhängige Wellenbeziehung definiert [37 S. 514ff]. Das heißt zwei monochromatische Wellen, die eine feste Phasenbeziehung in Zeit und Ort aufweisen sind kohärent. Dabei muss die Frequenz der beiden Wellen nicht gleich sein, es entsteht eine Interferenz mit Schwebung. Die Überlagerungen können eine *vollständige Kohärenz* sowie eine *partielle Kohärenz* erzeugen, wie es die Abb. 18 demonstriert. Eine *vollständige Inkohärenz* liegt vor, wenn sich keine Phasenbeziehung zwischen den Wellen ableiten lässt [11 S. 34]. Eine Strahlenquelle, die gute Kohärenzeigenschaften aufweist, ist der Laser. Sie besitzt eine gute *zeitliche* und *räumliche Kohärenz*.

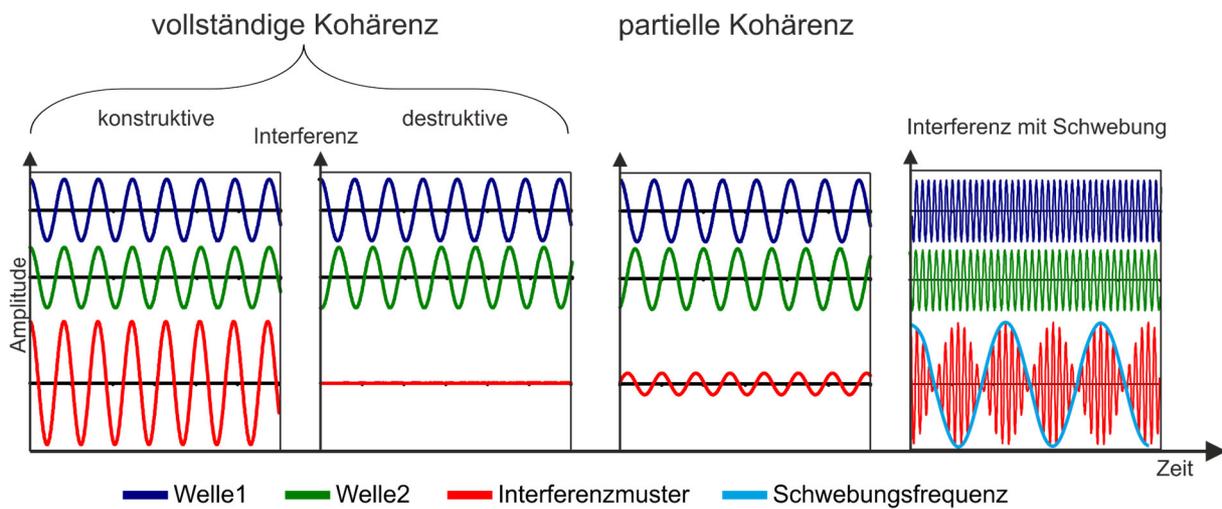


Abb. 18: Verschiedene Phasen der Kohärenz

Durch die Inkohärenz der Wellen wird zu jedem Zeitpunkt t ein unterschiedliches Interferenzmuster erzeugt. Durch die quasi zufällige Entstehung dieses Musters, ist es für Analysen nicht geeignet.

Mittels einer Korrelationsfunktion (2.23) [29] kann die Kohärenz der elektromagnetischen Wellen quantifiziert werden. Hierdurch kann eine Aussage über das Kohärenzverhalten sowie die Möglichkeit zur Erstellung eines Interferogramms getroffen werden. Dies geschieht, indem aus den beiden komplexen SAR-Bildern u_1 und u_2 die Phaseninformationen in jeder Bildpixelgruppe n ausgewertet wird. Eine Bildpixelgruppe fasst mehrere Pixel zusammen.

$$\hat{\gamma} = \frac{\sum_{n=1}^N u_1^{(n)} u_2^{*(n)}}{\sqrt{\sum_{n=1}^N |u_1^{(n)}|^2 \sum_{n=1}^N |u_2^{(n)}|^2}} \quad (2.23)$$

Die räumliche Mittelung liefert nun direkt die Stärke der Kohärenz als Wert zwischen 0 und 1. Man unterscheidet die drei Fälle wie sie sich teilweise in der Abb. 18 wiederfinden:

$\hat{\gamma} = 1$	vollständige Kohärenz
$0 < \hat{\gamma} < 1$	partielle Kohärenz
$\hat{\gamma} = 0$	vollständige Inkohärenz

Exemplarisch sind in Abb. 19 Werte zwischen 0,1 und 1 für die Kohärenz und das Rauschen der interferometrischen Phase dargestellt. Um ein Bildpaar interferometrisch verarbeiten zu können, wird im Allgemeinen ein Wert für die Kohärenz von $\hat{\gamma} \geq 0,5$ [11 S. 34] vorausgesetzt.

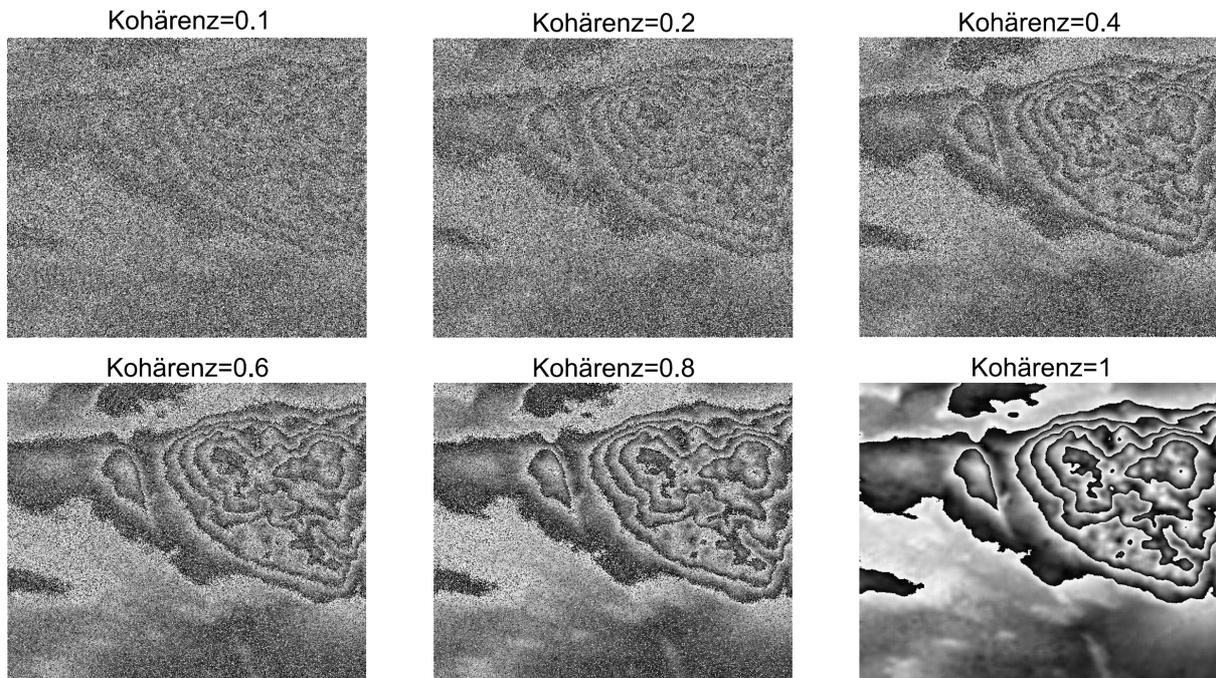


Abb. 19: Darstellung der Interferometrischen Phase für unterschiedliche Kohärenzwerte γ von 0,1 – 1 [31].

Die Kohärenzeigenschaften einer Welle kann jedoch nicht nur durch die Quelle beeinflusst werden, sondern unterliegen den Umwelteinflüssen des Einsatzgebietes und der anschließenden Auswertung. Speziell ist diese der Fall, wenn sich der Sensor auf einer raumgestützten Plattform befindet. Die Abb. 20 stellt diesen Zusammenhang grafisch dar.

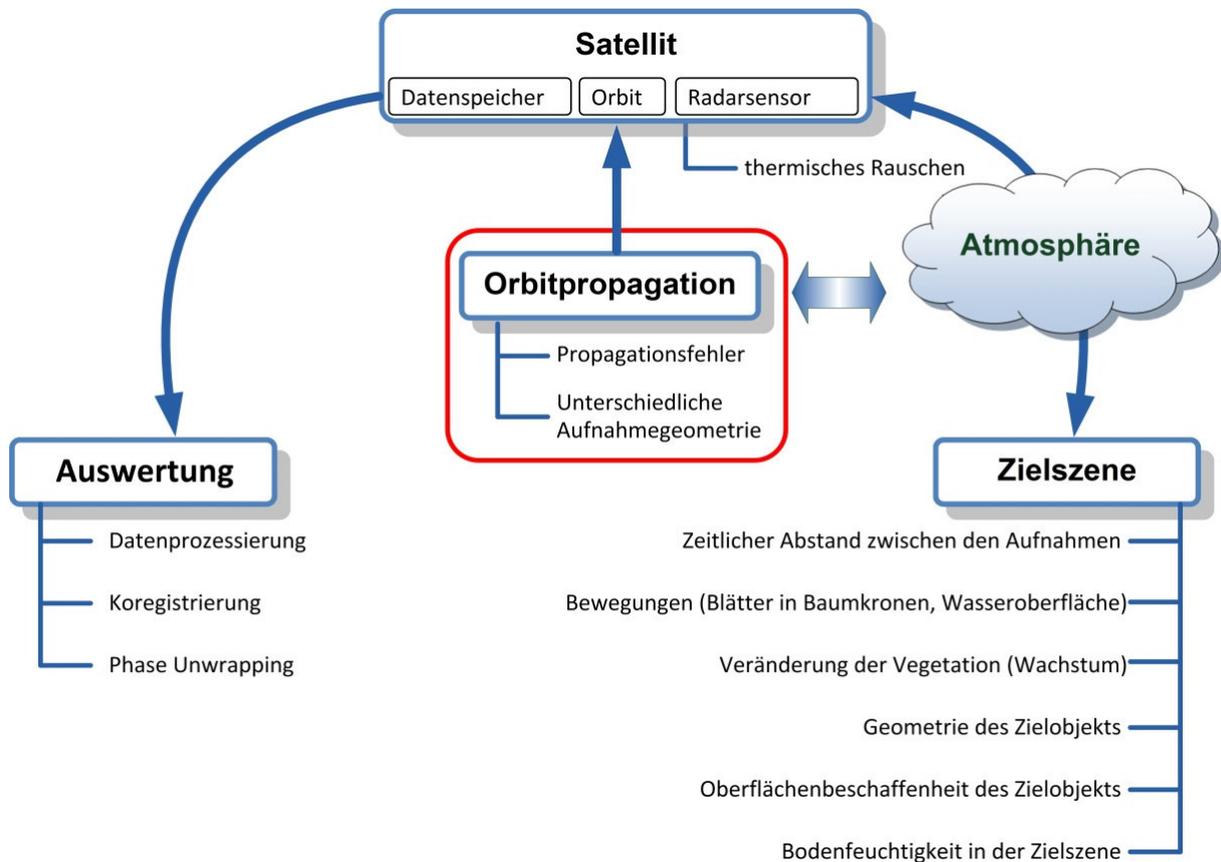


Abb. 20: Einflussfaktoren der Kohärenz bei der Datenakquise eines weltraumgestützten SAR-Sensors für die Zielszene, dem Satelliten in Abhängigkeit der Orbitpropagation und der Auswertung

Die Einflussfaktoren, welche sich auf die Rohdaten des Sensors auswirken können und sich in der Kohärenz widerspiegeln sind in Formel (2.24) nach [38] und [39] dargestellt:

$$\gamma_{ges} = \gamma_{S/R} \cdot \gamma_{Atm} \cdot \gamma_{Proz} \cdot \gamma_{Temp} \cdot \gamma_{Spektral} \quad (2.24)$$

Signal-Rausch-Verhältnis $\gamma_{S/R}$

Das Signal-Rausch-Verhältnis spiegelt das Verhältnis zwischen Ausgangsleistung und Rauschleistung am Ausgang des Radarsensors wider. Dieses Verhältnis wird primär durch die verfügbare Sendeleistung der verbauten Hardware beeinflusst

[11 S. 325ff]. Wenn man eine nahezu optimale Sensorauslegung zugrunde legt, ist der kohärente Anteil des Signal- zu Rauschverhältnisses als gering anzusehen.

Änderung der atmosphärischen Bedingungen γ_{Atm}

Bei der Repeatpass Interferometrie besteht ein zeitlicher Abstand zwischen den Aufnahmen. In diesem Zeitraum verändert sich die Atmosphäre und somit verändern sich die Transmissionseigenschaften der Atmosphäre für die elektromagnetische Welle. Für die Einzelbildaufnahme kann der Fehleranteil durch die Atmosphäre über die ermittelte vTEC Verteilung korrigiert werden [40]. Die Dekorrelation durch die atmosphärischen Änderungen bezieht sich lediglich noch auf den verbleibenden Restfehler der Korrekturen.

Fehler des interferometrischen Prozessierens γ_{Proz}

Beim durchlaufen des schon angesprochenen interferometrischen Prozesses müssen die Fehler, welche bei der Datenakquise, -prozessierung und -verarbeitung entstanden sind berücksichtigt werden. Ein Fehlerbeitrag bei der Verarbeitung leistet beispielsweise die subpixelgenaue Koregistrierung der Bildpaare [15].

Veränderung der Bildszene durch zeitliche Aspekte γ_{Temp}

Neben den Änderungen in der Atmosphäre durch den zeitlichen Abstand zwischen den Aufnahmen können sich ebenso die Rückstreueigenschaften der Objekte in der Bildszene verändern. Dabei spielen Aspekte der Bodenfeuchte, und beispielsweise Veränderungen der Vegetation (Wachstum) sowie Bewegungen (Blätter in Baumkronen, Wasseroberfläche, Erdabrutsch) eine Rolle. Der Korrelationsanteil durch die zeitliche Veränderung in der Bildszene ist sehr stark von den darin enthaltenen Objekten (Wälder, Städte, Berge, Wüsten) sowie vom betrachteten Zeitraum (Minuten, Stunden, Tage, Wochen, Monate) abhängig [11 S. 272ff].

Spektrale Verschiebung γ_{Spektral}

Die Radarbilder, welche zur Erstellung eines Interferogramms genutzt werden sollen, werden auf ihr Kohärenzverhalten untersucht. Dafür werden die Wellenlängen der gesendeten elektromagnetischen Wellen der beteiligten Satellitensysteme auf eine Referenzebene projiziert. Aufgrund der unterschiedlichen Einfallswinkel der Systeme und der Geländeneigung entsteht eine geometrisch hervorgerufene Frequenzverschiebung des Reflexionsspektrums, wie es die Darstellung Abb. 21 aufzeigt [41]. Hierdurch kommt es zu einer partiellen Überdeckung der Bandbreiten (Abb. 22), welches einen Einfluss auf die Kohärenz hat.

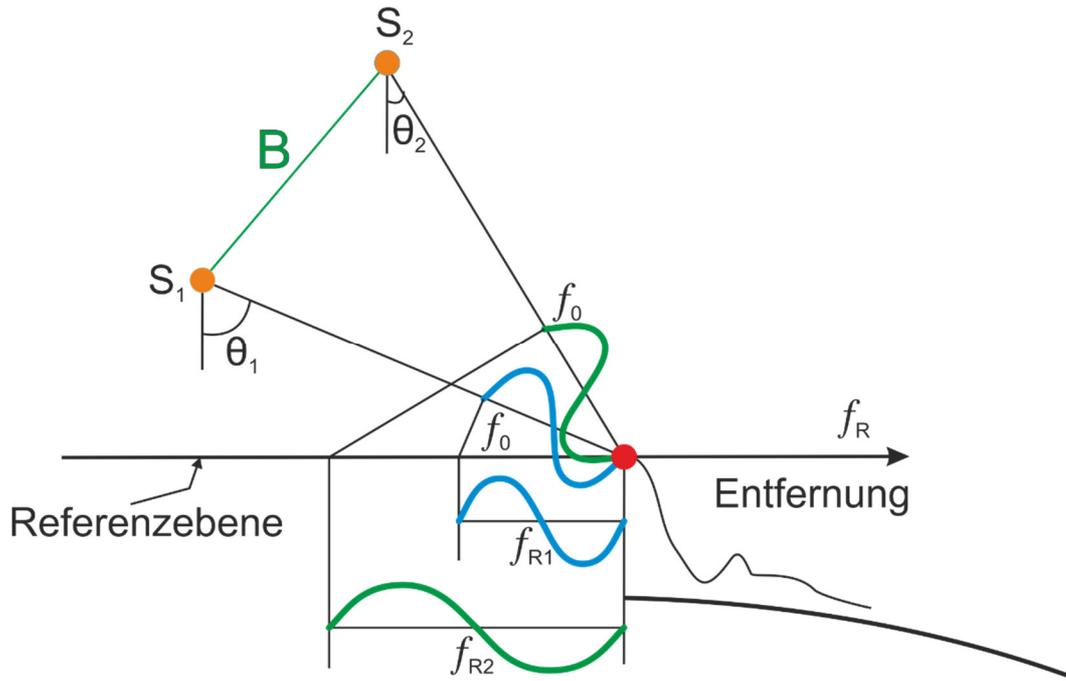


Abb. 21: Projektion der Mittenfrequenz auf eine Referenzebene aus den unterschiedlichen Aufnahmepositionen nach [35]

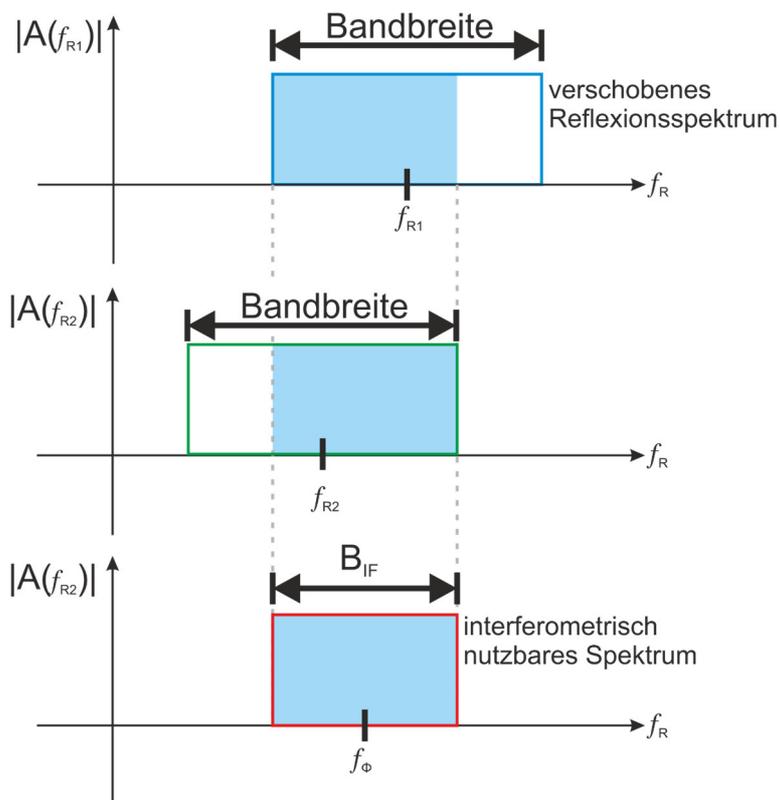


Abb. 22: Verschiebung der Reflexionsspektren einer Auflösungszelle bezogen auf die Aufnahmeposition S1 und S2 durch die unterschiedliche Aufnahmegeometrie nach [35]. Blau hinterlegt ist die interferometrisch nutzbare Bandbreite.

Die Wellenlänge der ersten Aufnahmeposition S_1 verkürzt sich, somit steigt die Frequenz f_{R1} und das Reflexionsspektrum verschiebt sich bezogen auf die Ausgangslage nach rechts. Die Wellenlänge der zweiten Aufnahmeposition S_2 verlängert sich, somit sinkt die Frequenz f_{R2} und das Reflexionsspektrum verschiebt sich bezogen auf die Ausgangslage nach rechts. Durch die Verschiebung der projizierten Mittenfrequenzen und den entsprechenden Systembandbreiten ist für die Interferometrie lediglich der Bereich der Überschneidungen nutzbar. In der Abb. 22 ist dieser Bereich blau hinterlegt. Aus diesen Verschiebungen lässt sich eine Faktorisierung der Kohärenz für die Bildszene beziehungsweise jede einzelne, gemittelte Punktgruppe erstellen. Die Spektrale Verschiebung γ_{Spektral} kann Werte zwischen 1, vollständige Überdeckung der Bandbreiten und 0, keine Überdeckung der Bandbreiten annehmen.

Für die geometrische Basislänge muss folglich eine obere Grenze existieren, bei der die Kohärenz nicht mehr gegeben ist. Diese Basislänge wird im Kapitel 2.2.7 näher untersucht. Zur besseren Übersicht wird im nächsten Abschnitt die interferometrische Verarbeitungskette detaillierter erläutert.

2.2.6 Verarbeitungskette im interferometrischen Prozess

Um ein interferometrisches Produkt (digitales Höhenmodell, Kohärenzkarte, differenzielle Höhenänderung) zu erzeugen, muss der interferometrische Prozess durchlaufen werden, wie es die Darstellung in Abb. 23 zeigt.

Für diesen interferometrischen Prozess werden die zwei komplexen SAR-Bild-daten durch eine phasentreue Prozessierung erzeugt, um die Phasenmessung des SAR-Signals nicht zu verfälschen [11 S. 272ff]. Es ist an diesem Punkt wichtig, dass es sich um einen phasentreuen Prozessor handelt, da in der Phase die Information für die interferometrische Verarbeitung enthalten ist.

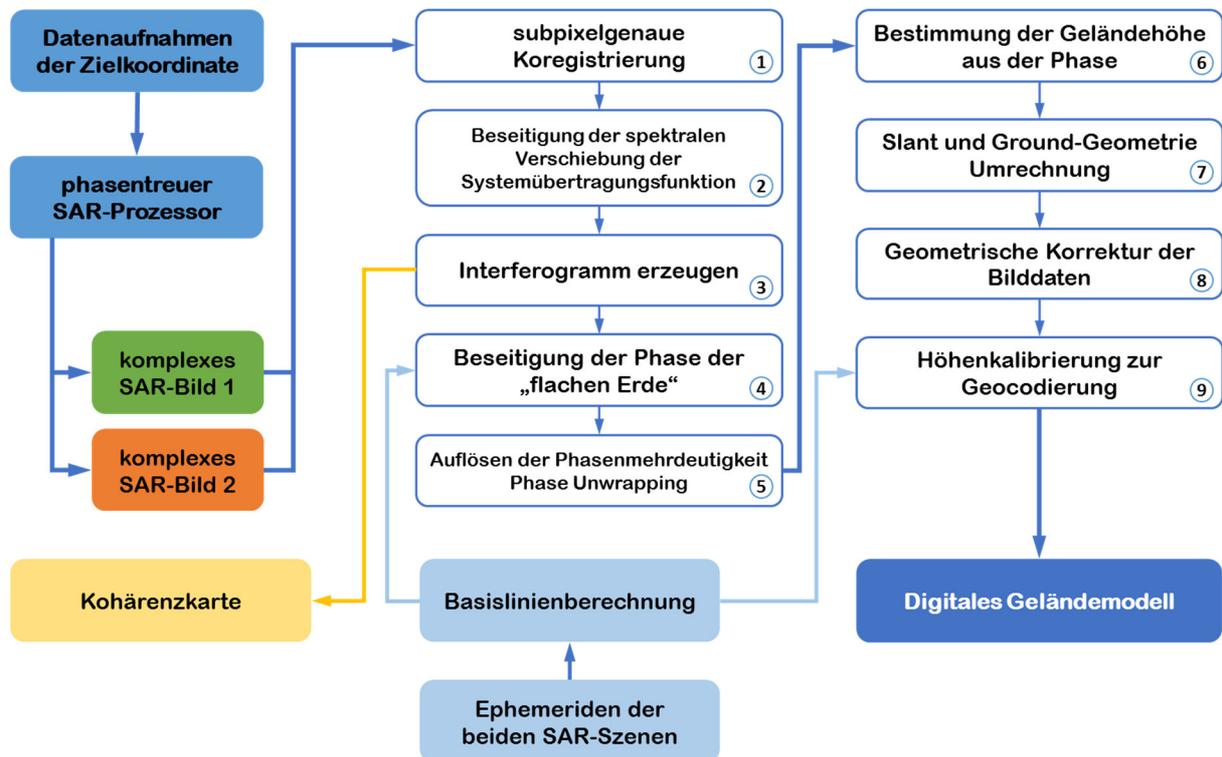


Abb. 23: Interferometrische Verarbeitungskette zur Erzeugung eines DHM nach [42], [11] und [15]

Die beiden Bildszenen werden im ersten Arbeitsschritt digital subpixelgenau koregistriert [15]. Der Subpixelbereich sollte nach [3] kleiner gleich $\frac{1}{8}$ Pixel für eine gute Phasenabwicklung sein. Bei hochauflösenden Systemen sollte bei der Koregistrierung der Subpixelbereich kleiner $\frac{1}{20}$ Pixel sein [43 S. 178]. Das Bildpaar darf für die Co-Registrierung nicht zu stark gegeneinander verdreht beziehungsweise verzerrt sein. Die Transformationen für die Überlagerung dürfen gewisse Grenzen nicht überschreiten. Diese Transformation ist unabdingbar damit die Phasendifferenz der gleichen Rückstreuer gebildet werden kann. Hierfür werden rechnergestützte Passpunkte (engl.: Tie-Points), bekannte Bodenkontrollpunkte (engl.: Ground Control Points) und homologe Punkte genutzt. Im ersten Schritt wird eine Grobregistrierung durchgeführt, gefolgt von einer Feinregistrierung. Abschließend wird auf die Daten noch ein Resampling durchgeführt, um wieder quadratische Pixel durch Interpolation zu erzeugen.

Durch die Beseitigung der spektralen Verschiebung der Systemübertragungsfunktion werden Dekorrelationseffekte aufgrund unterschiedlicher Betrachtungswinkel unterdrückt [33].

Aus diesen Daten wird ein erstes Interferogramm erzeugt indem das Erste SAR-Bild mit dem konjugiert komplexen des zweiten Bildes multipliziert wird. Für jeden Bildpunkt zeichnet sich nun die Fringefrequenz ab [11 S. 272ff].

Durch den systembedingten Aufbau der Messung mit dem Schrägsichtverfahren wird ein unerwünschter Phasenbeitrag aufgenommen, welcher nicht durch die Topographie der Bildszene erzeugt wird. Die Beseitigung dieses Anteils wird als Beseitigung der „flachen Erde“ bezeichnet und wird genutzt, um die Phasenmehrdeutigkeiten zu reduzieren [33].

Damit diese Phasenmehrdeutigkeit aufgelöst werden kann, wird mithilfe eines Algorithmus die Phase abgewickelt. Es wird ein sogenanntes Phase Unwrapping durchgeführt [11 S. 272ff]. Hierbei wird bestimmt, ob ein Phasensprung über 2π eine Auf- beziehungsweise Abwärtsbewegung in der Geländehöhe repräsentiert. Das Ergebnis des Phase Unwrappings ist die absolute Phase wie in Abb. 16. Fehler beim Prozess des Phase Unwrappings erkennt das menschliche Auge auf der Stelle. Bei einem Bergabschnitt sieht man beispielsweise einen unnatürlichen Sprung der Geländehöhe, wie es die Abb. 24 demonstriert.

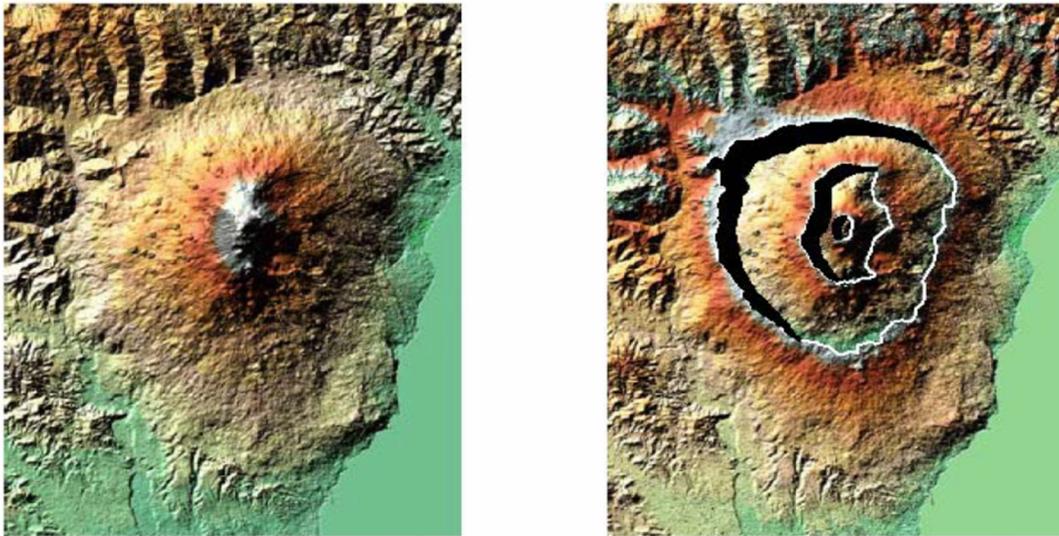


Abb. 24: Darstellung eines Fehlers des Phase Unwrapping Prozesses Mt. Etna, ERS-1/2 data © ESA [44].

Anschließend werden die SAR spezifischen Effekte wie Layover, Foreshortening und Schatten korrigiert, um darauf folgend ein digitales Geländemodell zu erstellen.

Die folgenden drei Bilder zeigen exemplarisch den Weg zum fertigen Höhenmodellprodukt aus einer SAR-Bildszene Abb. 25, das entsprechende Interferogramm Abb. 26 und das daraus abgeleitete Höhenmodell in Abb. 27.

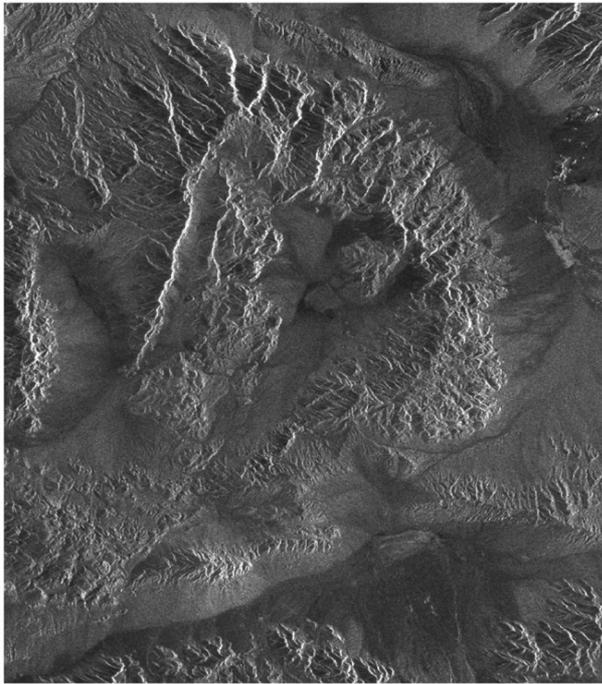


Abb. 25: ERS SAR Amplitudenbild der Mojave Wüste, Mojave Wüste, CA, USA. Größe ≈ 40 km x 40 km (data © ESA) [45]

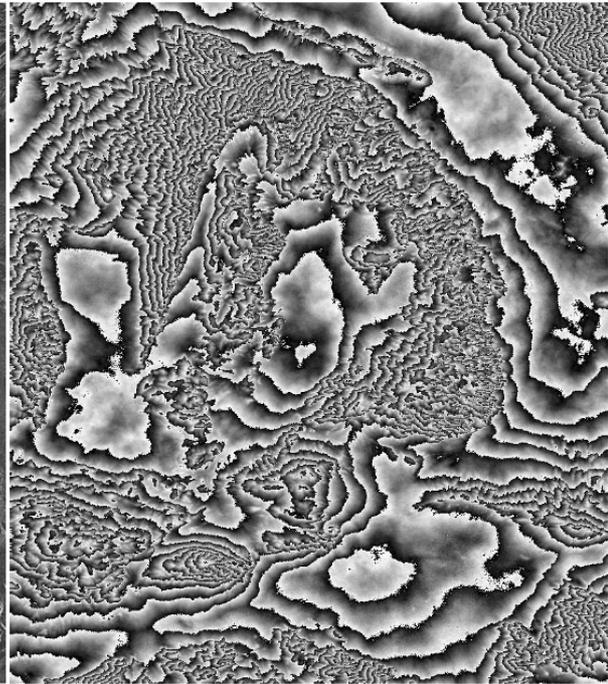


Abb. 26: Interferometrieringes der Ft. Irwin Szene [45]

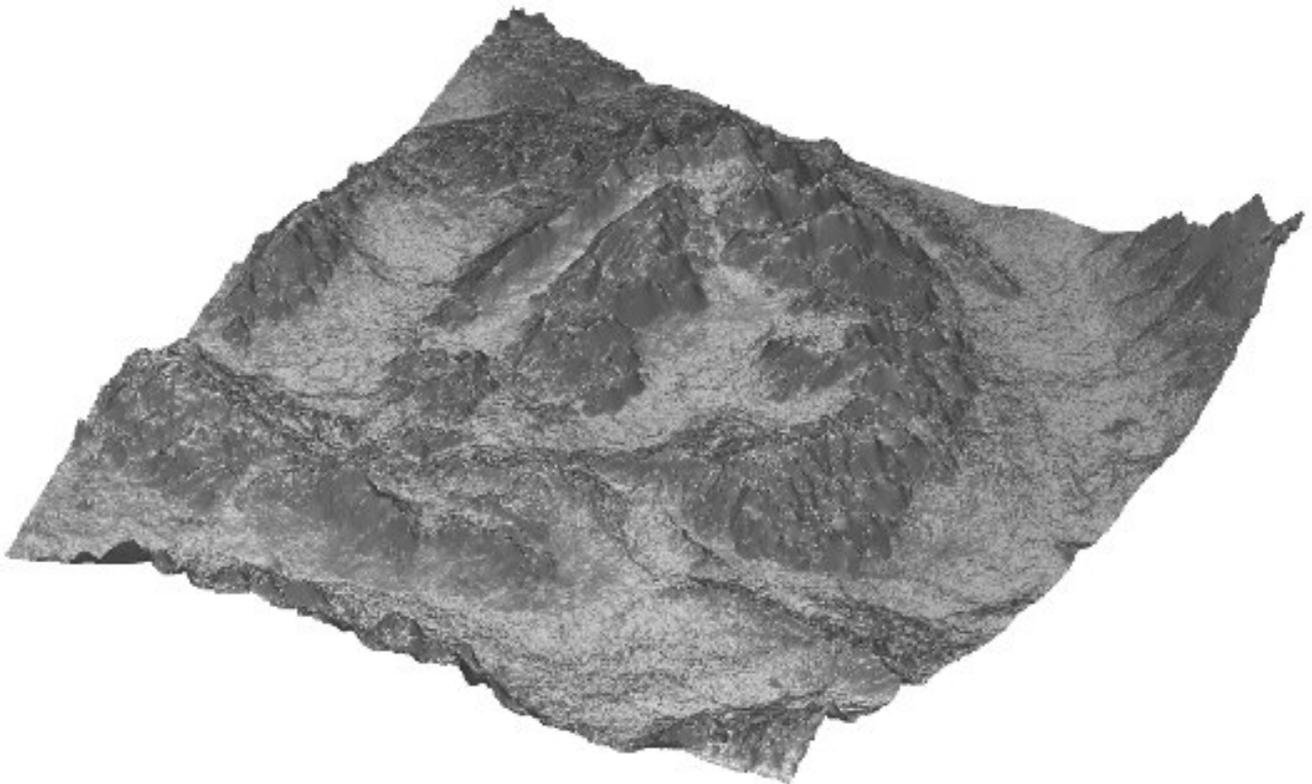


Abb. 27: Rekonstruiertes Ft. Irwin DTM (nicht geokodiert) [45]

2.2.7 Kritische orthogonale Basislänge

Das Unterkapitel zur SAR-Interferometrie mit satellitengestützten Sensoren zeigt, dass für die erfolgreiche Durchführung des interferometrischen Prozesses die orthogonale Basislänge ein wichtiger Faktor ist. Dabei sind nach [2] Bildpaare mit großer orthogonale Basislänge besser für die Höhengauflösung. Diese Bildpaare sind jedoch stärker mit Phasenrauschen behaftet. Kleine Basislängen sind weniger sensitiv gegenüber Höhenänderung und weisen eine schlechte Höhengauflösung auf. Bildpaare mit einer kleinen Basislänge besitzen eine sehr gute Kohärenz.

Ab einer bestimmten Größe der orthogonalen Basislänge kann kein kohärentes Signal mehr ausgewertet werden. Diese kritische Basislänge wird durch System- und geometrische Parameter beschrieben, derer orthogonaler Anteil B_{\perp} in der Formel (2.25) nach [45] erfasst wird.

$$B_{\perp_{krit}} = \frac{B_{SYS}}{f_0} R_S \tan(\theta - \alpha) \quad (2.25)$$

Beziehungsweise in Abhängigkeit zur Auflösung nach [3].

$$B_{\perp_{krit}} = \frac{\lambda R_S}{p \delta y \tan(\theta)} \quad (2.26)$$

Hierbei ist δy die Bodenauflösung in Entfernungsrichtung mit $\delta y = \delta R_S \cos \theta$. Die Variable $p = 2$ ist für Repeatpass Interferometrie und $p = 1$ für Einpass Interferometrie. Die Abb. 28 zeigt den Verlauf der Basislänge über den Einfallswinkel θ der Systeme TerraSAR-X und ERS.

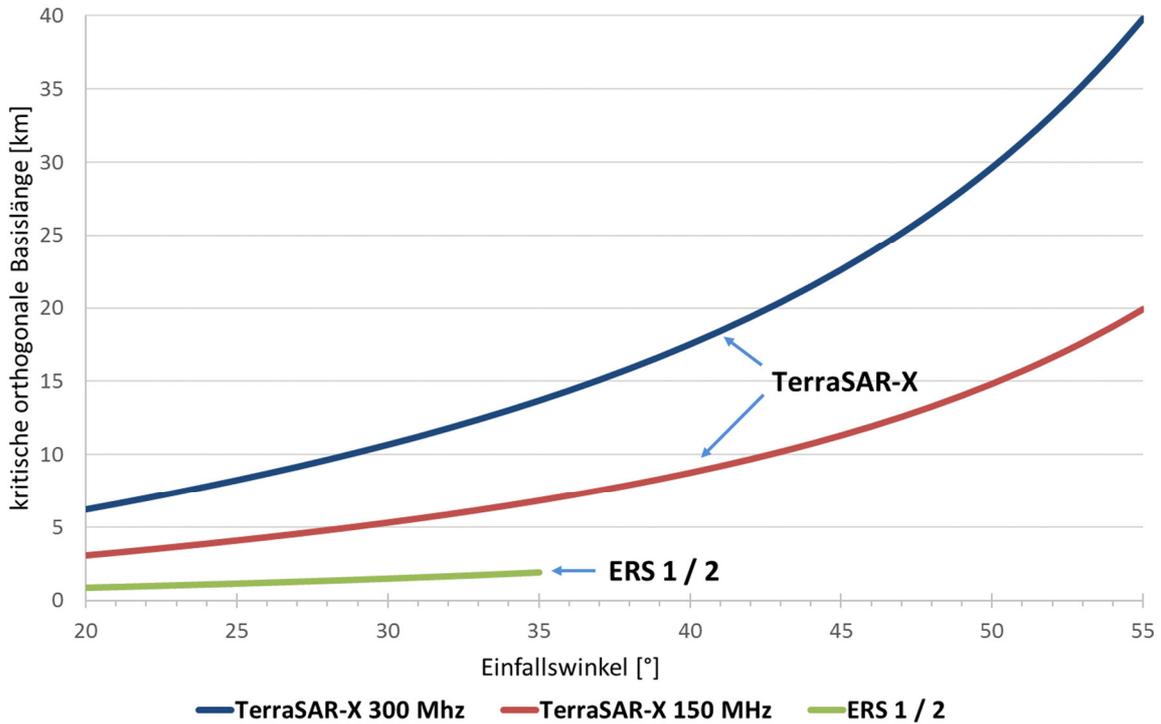


Abb. 28: Verlauf der kritischen orthogonalen Basislänge in Abhängigkeit des Einfallswinkels von TerraSAR-X (Obere und untere Bandbreite) und ERS

Die Auswirkungen der Basislänge auf die Kohärenz beschreibt die Formel (2.27) nach [35] und ist durch die spektrale Verschiebung γ_{Spektral} zu erklären.

$$\gamma_B = \left(1 - \frac{B_{\perp}}{B_{\perp \text{krit}}} \right) \quad (2.27)$$

Mit den Formeln zeigt sich, dass auf der einen Seite eine große Basislänge positiv für die Genauigkeit der Höhenberechnung ist, auf der anderen Seite verschlechtert eine große Basislänge das Phasenrauschen $\Delta\phi$. Dies hat negative Auswirkungen auf die Kohärenzbedingung (Formel (2.24)). So kann also eine Basislänge für unterschiedliche Einfallswinkel gefunden werden, die ein Optimum an Kohärenz und Höhengauflösung aufweist.

In der Praxis wird als Obergrenze für die effektive orthogonale Basislänge 10 bis 30 Prozent der kritischen orthogonalen Basislänge angenommen [36].

$$B_{\perp \text{eff max}} = 0,1 \dots 0,3 B_{\perp \text{krit}} \quad (2.28)$$

3 SAR-Satellitenmissionen

Dieses Kapitel widmet sich einzelnen SAR-Missionen. Ein Hauptaugenmerk wird auf die SAR-Satellitensysteme der zweiten Generation gelegt, welche Auflösungen im einstelligen Meterbereich aufweisen [46]. Deren theoretische missionsbedingte Leistungsfähigkeit im Bereich der Interferometrie wird miteinander verglichen. Die Tab. 4 enthält eine Übersicht der bereits durchgeführten SAR-Mission, deren spatiale Auflösung und Schwadbreite. Die spatiale Auflösung wird auch als räumliche Auflösung bezeichnet. Die Schwadbreite ist ebenfalls als Streifenbreite bekannt. Die farblich hervorgehoben SAR-Missionen werden detaillierter beschrieben.

Tab. 4: Chronologische Auflistung von Radarsatelliten [47]

Mission	Start Datum	Spatiale Auflösung [m]	Schwadbreite [km]	Land
SeaSat	27.6.1978	25	100	US
SIR A	12.11.1981	40	50	US
MRSE	1983			DE
SIR B	5.10.1984	25	30	US
Kosmos 1870	25.7.1987	25	20	Russland
Lacrosse1	2.12.1988			US
Almaz 1	31.3.1991	13	172	Russland
ERS 1	17.7.1991	30	100	ESA
JERS 1	11.2.1992	18	75	JPN
ERS 2	21.4.1994	30	100	ESA
SIR C/X SAR	30.9.1994	15	30	US
RadarSAT-1	4.11.1995	25	100	CAN
Priroda	23.4.1996	50	50	Russland
SRTM	22.2.2000	30	225	USA DEU
Envisat	1.3.2002	30	100	ESA
Condor E	1.1.2005	1	20	Russland
ALOS	24.1.2006	10	70	JPN
Yaogan-1	26.4.2006			China
SAR-Lupe	19.12.2006	1	5,5	DEU
COSMO-SkyMed	8.6.2007	3	40	ITA
TerraSAR-X	15.6.2007	1	30	DEU
RadarSAT-2	14.12.2007	3	10	CAN
TecSAR	21.1.2008	1	100	Israel
TanDEM-X	1.10.2009	1	15	DEU
RISAT	20.4.2009	3	10	Indien

Seit dem Start des ersten Radarsatelliten Seasat im Jahr 1978 wurden im Laufe der Zeit immer mehr Möglichkeiten der Radartechnologie umgesetzt. Anfänglich hat man die prinzipielle Funktionalität mit festen Antennensystemen demonstriert, darauffolgend wurden steuerbare Systeme getestet. Mechanische Steuerung bei Reflektorantennen sowie elektronische Steuerung der Antennenkeule bei Phased-Array Antennen. Neben dem einfachen Streifen kamen weitere Aufnahmemoden hinzu, wie der Scan-SAR Mode oder der Spotlight Mode. Auch im Bereich der Polarisation konnten Fortschritte erzielt werden. Die Radargeräte arbeiten anstatt mit einer Polarisationsachse, vollpolarimetrisch. Ein großer Sprung hat sich in der räumlichen Auflösung der Systeme getan. Hatten die ersten Systeme eine Auflösung von 40 m, liegt diese heute in der Regel bei einem Meter. Durch diese vielen Verbesserungen sieht das Portfolio einer SAR-Satelliten Mission heute wie folgt aus:

- *Aufnahmen bei Tag und Nacht sowie bei nahezu jedem Wetter*
- *Verkehrsüberwachung von Land und See*
- *Katastrophenmonitoring*
 - *Überschwemmungen*
 - *Vulkanausbrüche*
 - *Erdbeben*
 - *Feuer*
- *Umweltschutz*
 - *Überwachung von Meeresströmungen*
 - *Überwachung von Gletschern*
 - *Ölfilm Erkennung*
- *Unterstützung im Agrarbereich*
 - *Erkennung des Fruchtreifegrades*
 - *Landvermessung*
- *Kartographie*
- *Erstellung von Höhenmodellen*
- *Aufnahmen zur Änderungsdetektion*
- *Urbanisierung*
- *Flüchtlingsströme*
- ...

Mittlerweile werden Radarsatelliten in Konstellationen geflogen, um große Gebiete der Erde schnell abdecken zu können. Mit TerraSAR-X und TanDEM-X wurde erstmals ein bistatisches System installiert, das aus zwei Plattformen besteht. Die ersten Erfahrungen mit satellitengestützter Interferometrie wurden mit der SIR-B Mission im Jahr 1984 gemacht. Schnell stellte man fest, dass sich Radardaten, die von einem satellitengestützten System erflogen werden, nicht einfach inter-

ferometrisch verarbeiten lassen, wenn diese nicht von „parallelen“ Orbits erfolgen werden. In [25] wird ein Verfahren beschrieben, wie Daten von sich „kreuzenden“ Orbits zu einem Interferogramm verarbeiten werden können. In Deutschland wurde die Expertise hinsichtlich Interferometrie stark durch die Nutzung von X-SAR (SRTM) und im speziellen durch die TanDEM-X Mission gesteigert. Die Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X fliegt einen Orbit mit einem Wiederholzyklus von 11 Tagen. Die Orbitbahnen sind, aufgrund des Zyklus, zu den Aufnahmezeiten nahezu parallel und die Bilddaten sind unter interferometrischen Aspekten leichter zu verarbeiten. Sollen nun Aufnahmedaten aus einer missionsübergreifenden Konstellation interferometrisch verarbeitet werden, kann man davon ausgehen, dass man eine Situation wie bei der SIR-B Mission mit gekreuzten Orbits vorfindet. Um die Aufnahmemöglichkeiten eines Zielgebietes zu evaluieren, die den Restriktionen der Interferometrie unterliegen, müssen diese Zielkontakte entsprechend analysiert werden. Das Auffinden dieser Interferometrie-Bildpaare in Satellitenkonstellationen wird im Kapitel 7 beschrieben. Mit der Analyse ausgewählter Satellitenmissionen wird gezeigt, welche theoretische Leistungsfähigkeit diese Systeme hinsichtlich interferometrischer Datengewinnung aufweisen. Theoretisch aus dem Grund, weil keine Systemparameter wie Energie oder Speicherkapazität bei der Simulation berücksichtigt werden. Für die Untersuchung wurde ein globales Szenario erstellt und mittels eines eigens entwickelten Programms wurden die Interferometrieparameter analysiert. Bei den Parametern handelt es sich um:

- *Anzahl der Interferometrie fähigen Bildpaare*
- *minimale orthogonale Basislänge*
- *maximale orthogonale Basislänge*
- *mittlerer zeitlicher Abstand zwischen den Bildpaaren*

SRTM

Eine der wohl erfolgreichsten Missionen war die SRTM (Shuttle Radar Topography Mission) aus dem Jahr 2000. Bei der 11 Tage dauernden Mission kam das SIR-C und das X-SAR Gerät zum Einsatz. Das SIR-C wurde von der NASA entwickelt. Die Entwicklung des X-SAR Instrumentes entstand in Kooperation zwischen dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) und der Agenzia Spaziale Italiana (ASI). In der Mission wurden vom Breitengrad 60° Nord bis zum Breitengrad 54° Süd (80% der Erdlandmasse) ca. 94,6% doppelt erflogen. Durch den Aufbau der Mission Abb. 29 war es möglich, Interferometriedaten durch das einmalige Überfliegen eines Zielgebietes zu generieren. Mit Hilfe dieser Daten konnten selbst von sehr unzugänglichen Gebieten Höhenmodelle in einer sehr guten Qualität erzeugt werden. Die Genauigkeiten bezüglich der Höhe für einen 3D-Messpunkt, die in den Modellen erreicht werden konnten, sind relativ gemessen horizontal 15 m beziehungsweise vertikal 6 m [48]. Auch wenn die Daten teilweise Fehlstellen aufweisen, wurde auf diese Weise erstmals die Möglichkeit geschaffen großflächige Höhenmodelle zu erzeugen [49].



Abb. 29: Orbiter des Space-Shuttles mit ausgefahrenem Masten der SRTM [49]

COSMO-SkyMed

Bei dem italienischen Satellitenaufklärungssystem COSMO-SkyMed (Constellation of small Satellites for Mediterranean basin Observation) handelt es sich um 4 baugleiche Satelliten, die sich in einer sonnensynchronen Bahnebene auf 620 km Bahnhöhe befinden. Der Orbit hat einen Wiederholzyklus von 16 Tagen. Im ursprünglichen Konstellationsdesign sind die Satelliten in der Bahnebene um 90° versetzt (Abb. 30). Die Konstellation bestand vom 25. Oktober 2008 bis zum 6. November 2010 aus 3 Satelliten, wobei ein Satellit dem Führungssatelliten um 24 Stunden versetzt hinterher fliegt (Abb. 31) [50].

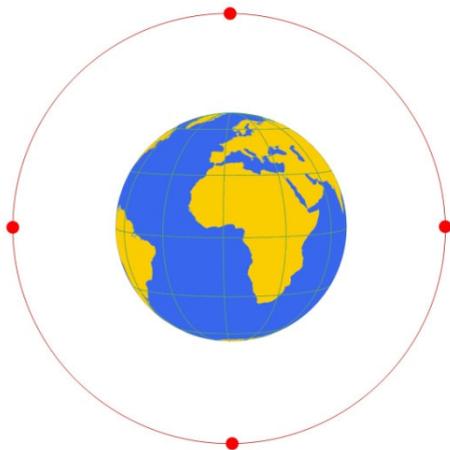


Abb. 30: Designte COSMO-SkyMed Konstellation nach [5]

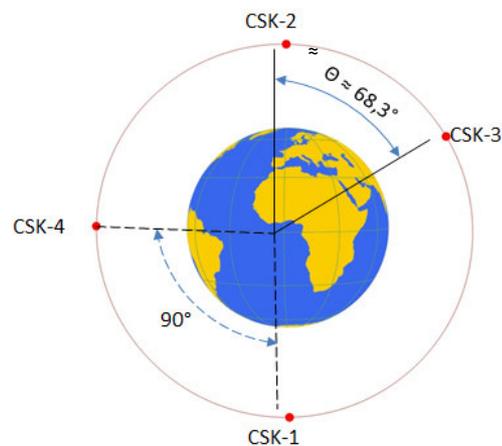


Abb. 31: Gegenwärtige COSMO-SkyMed Konstellation nach [5]

Mit dieser Konstellation aus Abb. 31 können, wenn die erste Aufnahmemöglichkeit eines Ziels generiert wird, Bildpaare mit einem zeitlichen Abstand von 24 Stunden zur interferometrischen Verarbeitung erstellt werden. In dem EO-Portal [51] werden Stereo-Bildpaare für die Radargrammetrie als SAR-Produkte aufgeführt. Diese werden jedoch nicht im Produkthandbuch [52] aufgeführt. Bei dem Sensor handelt es sich um ein polarimetrisches X-Band SAR mit einer Phased-Array Antenne. Die Auflösungen und Szenengrößen richten sich nach den in Tab. 5 aufgelisteten Aufnahmemoden.

Tab. 5: Auflösung der einzelnen Aufnahmemoden von COSMO-SkyMed [53]

	Spotlight	Stripmap		ScanSAR	
Produktgröße [km x km]	10 x 10	40 x 40	30 x 30	100 x 100	200 x 200
Räumliche Auflösung [m]	1	3	15	30	100

Dieses System weist einen sogenannten „Dual-Use“ Charakter auf. Dual-Use bedeutet, dass neben militärischen Aufträgen auch zivile Nutzer Zugang zu dem System haben. Die Startdaten der Einzelsatelliten sind der Tab. 6 zu entnehmen. Mit

dem Start des vierten Satelliten wurde die Konstellation entsprechend der Abb. 30 hergestellt jedoch mit dem Unterschied, dass noch immer einer der Satelliten in einem 24 h Abstand einem anderen Satelliten folgt. Eine künstlerische Illustration des Phased-Array Satelliten findet sich in Abb. 32.

Tab. 6: Startdatum und Satelliten-ID der COSMO-SkyMed Satelliten

Satellit	NORAD ID	Datum
COSMO-SkyMed 1	31598	8. Juni 2007
COSMO-SkyMed 2	32376	9. Dezember 2007
COSMO-SkyMed 3	33412	25. Oktober 2008
COSMO-SkyMed 4	37216	6. November 2010

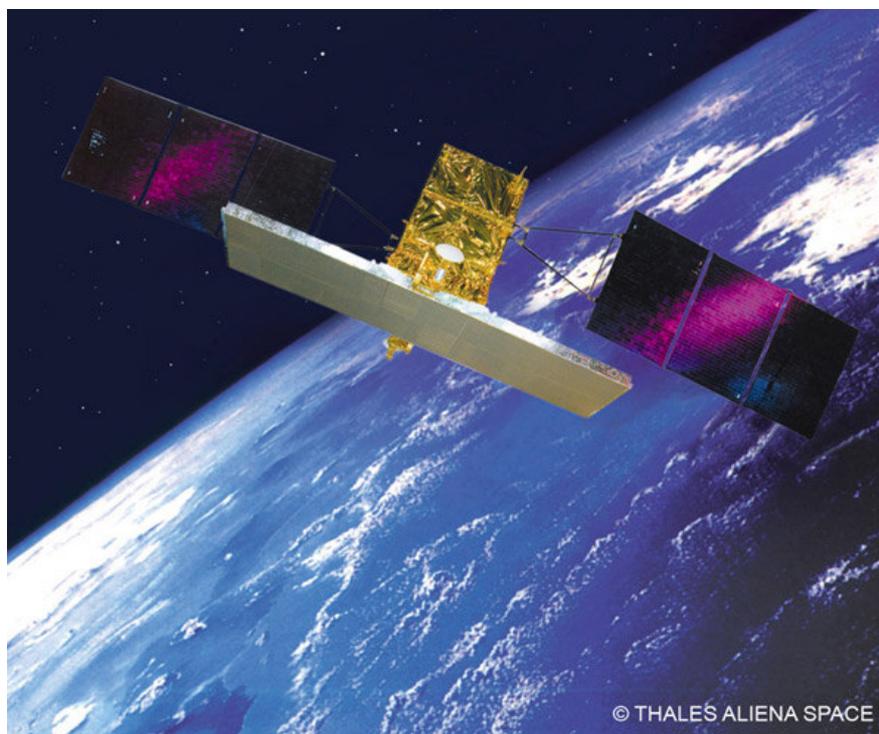


Abb. 32: Satellit aus dem Aufklärungssystem COSMO-SkyMed [54]

Über einen Simulationszeitraum von 30 Tagen (01.06.2010 30.06.2010) wurden unterschiedliche Parameter der interferometrischen Datengewinnung untersucht mit der 3 Satellitenkonstellation und der 4 Satellitenkonstellation (01.04.2011 30.04.2011). Die Konstellationen entsprechen der Beschreibung aus der Vorstellung der Satellitensysteme. Im Einzelnen sind diese Parameter:

- Anzahl der weltweit erfliegbaren Interferometrie-Bildpaare (Abb. 33)
- Globale Verteilung des mittleren zeitlichen Abstandes zwischen den Bildpaaren (Abb. 34)
- Verteilung der weltweit erfliegbaren maximalen Basislänge (Abb. 35)

Es ergibt sich für die COSMO-SkyMed Satellitenkonstellation eine Wannenverteilung der Bildpaare. Die Gesamtanzahl der Bildpaare ist, im Vergleich zu den anderen Satellitenmissionen, größer aufgrund der erhöhten Anzahl der Satelliten.

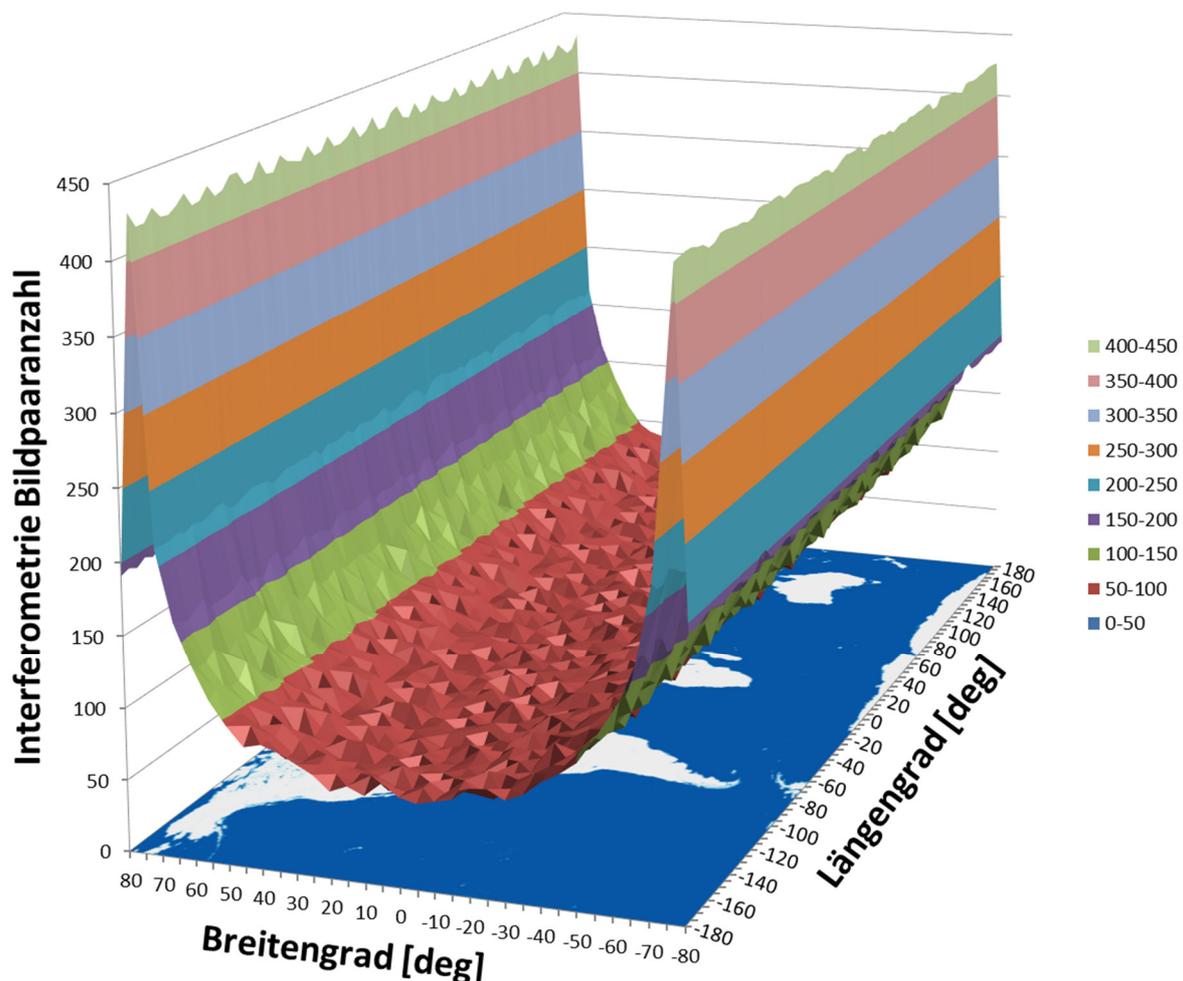


Abb. 33: Globale Verteilung der Interferometrie Bildpaaranzahl (COSMO-SkyMed 3 Satelliten)

Zum Zeitpunkt der ersten Untersuchung standen lediglich 3 Satelliten für die Analysen zur Verfügung. Neben der Menge an Bildpaaren verbessert sich der zeitliche Abstand zwischen den Einzelaufnahmen der Bildpaare von durchschnittlich 8,96 Tage Abb. 34 auf im Durchschnitt 7,84 Tage Abb. 37.

Abb. 37. Zusätzlich ergibt sich eine Nivellierung der Werte im Breitengradbereich $-50^{\circ} - 50^{\circ}$. Die Anzahl der Spitzen der Grafik der maximalen Basislänge erhöht sich vom 3 Satellitensystem in Abb. 35 zum 4 Satellitensystem in Abb. 38. Dieser Anstieg ist mit der erhöhten Kombinationsmöglichkeit der unterschiedlichen Kontakte zu erklären.

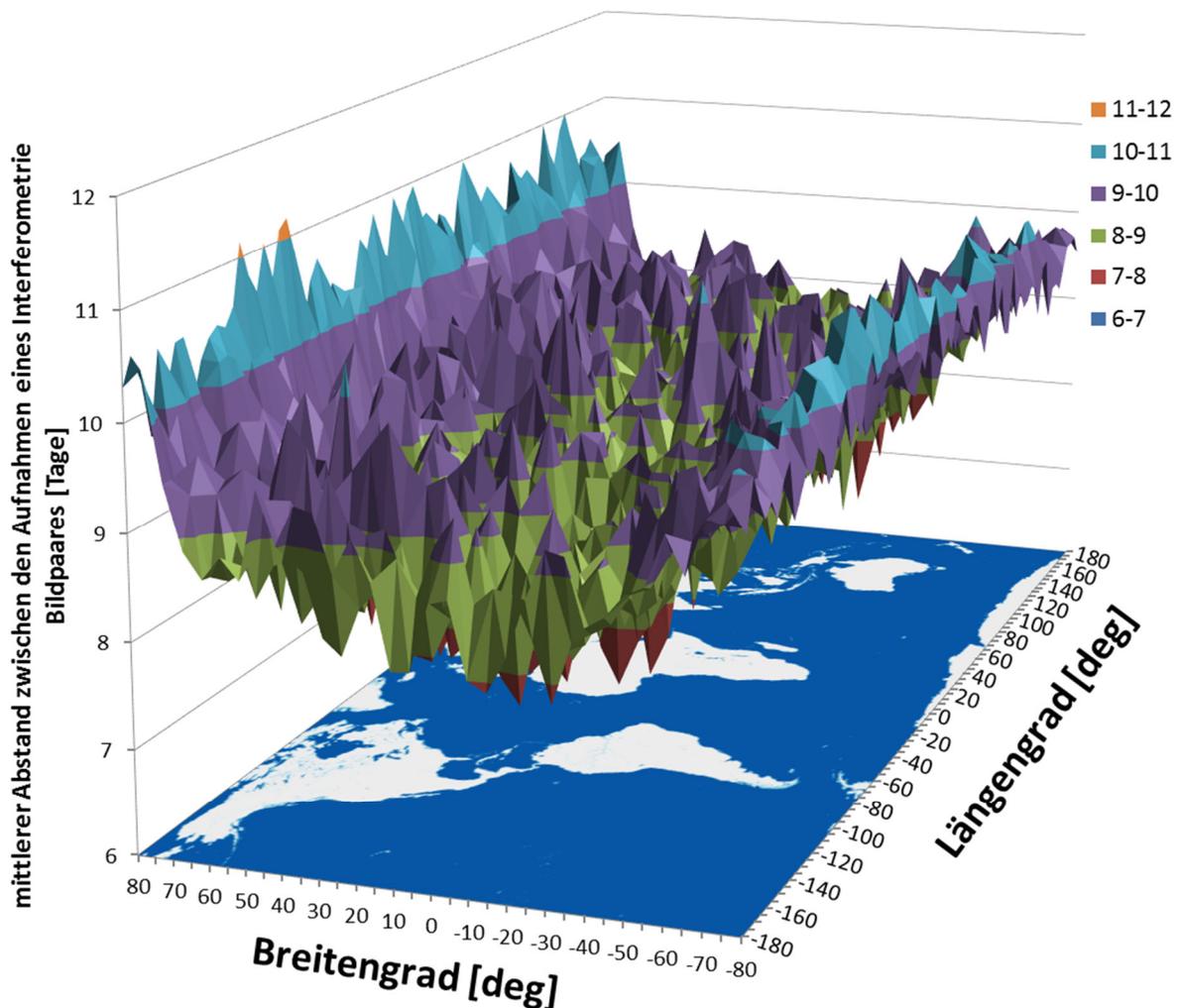


Abb. 34: Globale Verteilung des mittleren zeitlichen Abstandes der Bildpaare (COSMO-SkyMed 3 Satelliten)

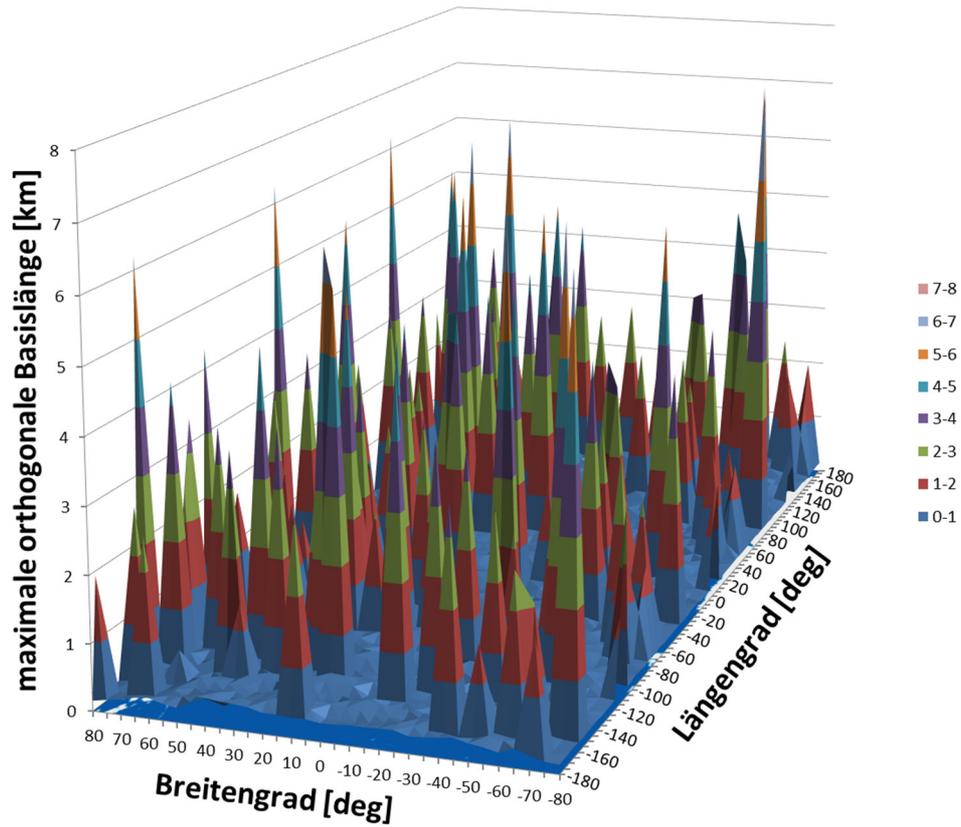


Abb. 35: Globale Verteilung der maximalen orthogonalen Basislänge (COSMO-SkyMed 3 Satelliten)

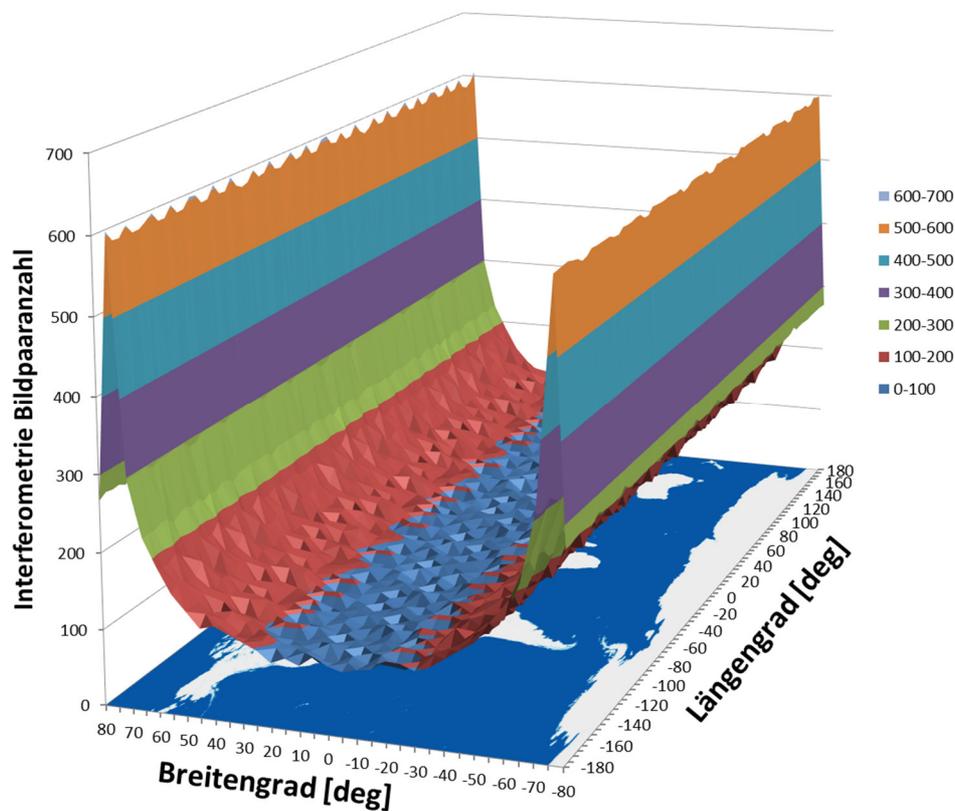


Abb. 36: Globale Verteilung der Interferometrie Bildpaaranzahl (COSMO-SkyMed 4 Satelliten)

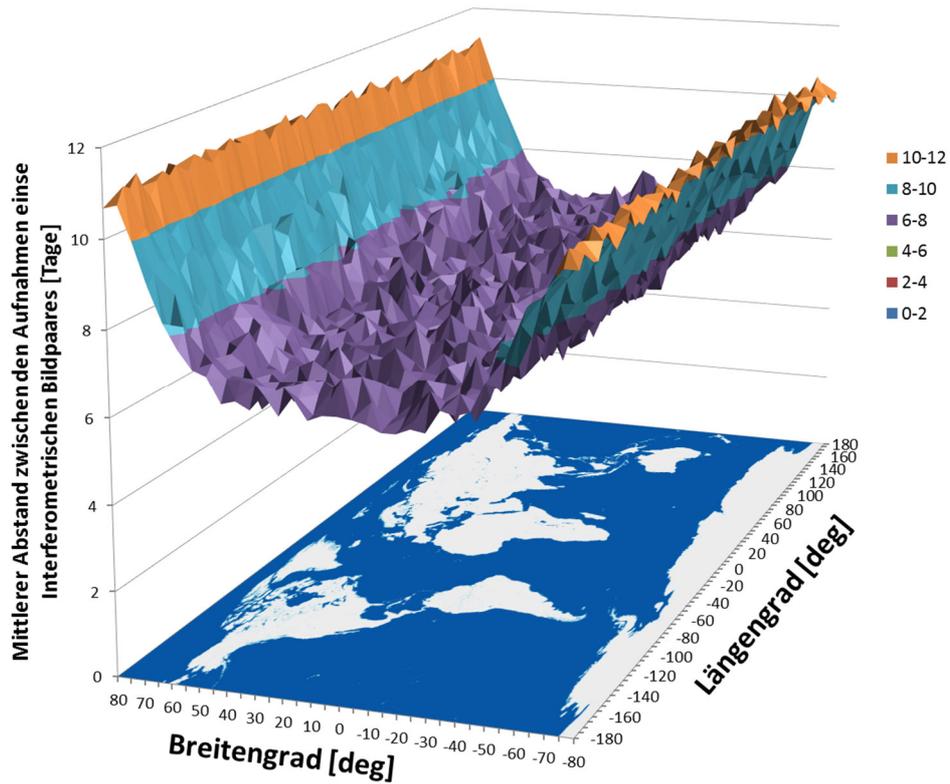


Abb. 37: Globale Verteilung des mittleren zeitlichen Abstandes zwischen den Einzelaufnahmen der Bildpaare (COSMO-SkyMed 4 Satelliten)

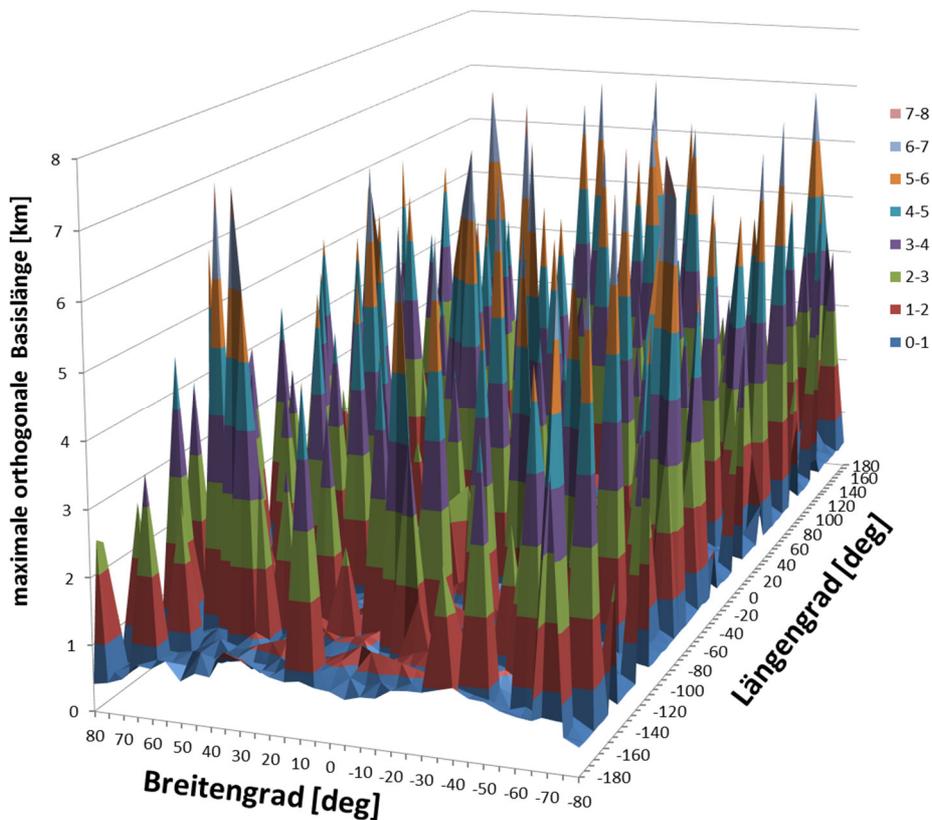


Abb. 38: Globale Verteilung der maximalen orthogonalen Basislänge (COSMO-SkyMed 4 Satelliten)

Die Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X aus der Mission TanDEM-X



Abb. 39: TerraSAR-X [55]

Im Juni 2007 wurde der deutsche Radarsatellit TerraSAR-X (Abb. 39) von Baikonur in Kasachstan aus gestartet. Dabei erreichte der Satellit seinen SSO mit einer Bahnhöhe von 514 km. In dieser Orbitkonfiguration ergibt sich ein Wiederholzyklus von 11 Tagen. Das X-Band Radar liefert je nach Szenengröße eine Auflösung von 1 m (Spotlight; 10 km x 5 km), 3 m (StripMap; 30 km x 50 km) und 18 m (ScanSAR; 100 km x 150 km) Abb. 40. Mit dem TanDEM-X Satelliten wurde der Zwilling von TerraSAR-X im Juni 2010 gestartet. Durch diese Konstellation wird die Möglichkeit geschaffen, hochauflösende Höhenmodelle zu erzeugen. Hierfür sind die Umlaufbahnen, wie bei einer Helix ineinander verdreht Abb. 41, um kontinuierlich Daten für die Höhenmodelle zu erzeugen. Die Satelliten sollen dabei lediglich einen Abstand von 200 m aufweisen und somit Höhenmodelle mit einer Genauigkeit von < 10 m [56] in einer Kachelgröße von 12 m erzeugen Abb. 42. Ein weiterer Vorteil bei dieser Systemkonfiguration ist, dass eine Einpass-Interferometrie durchgeführt werden kann. D.h. es entstehen kaum Fehler durch den zeitlichen Abstand der Aufnahmen (zeitliche Dekorrelation). Der Datensatz soll nach Ende der Mission 2500 Terabyte umfassen [55].

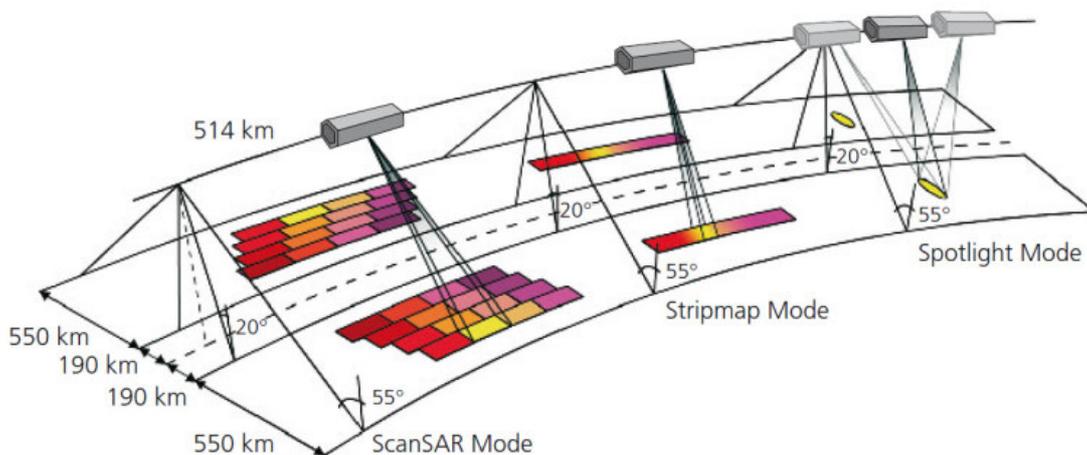


Abb. 40: TerraSAR-X Aufnahmemoden [55]



Abb. 41: Orbitkonstellation der Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X [57]

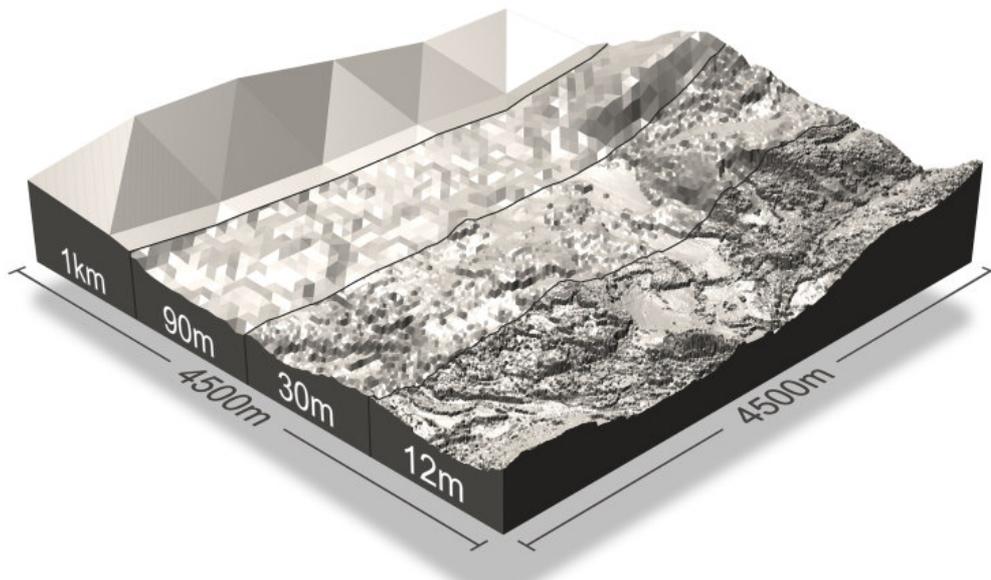


Abb. 42: Vergleich unterschiedlicher Genauigkeiten des digitalen Höhenmodells
In der Helix-Konstellation erreicht das System TerraSAR-X und TanDEM-X eine relative vertikale Genauigkeit von < 4 m, relative horizontale Genauigkeit von 3 m mit einer Kachelgröße von 12 m [57]

Über einen Simulationszeitraum von 30 Tagen wurden unterschiedliche Parameter der interferometrischen Datengewinnung untersucht. Im Einzelnen sind diese Parameter:

- Anzahl der weltweit erfliegbaren Interferometrie-Bildpaare (Abb. 43)
- Globale Verteilung des mittleren zeitlichen Abstandes zwischen den Bildpaaren (Abb. 44)
- Verteilung der weltweit erfliegbaren maximalen Basislänge (Abb. 45)

TerraSAR-X fliegt mit einem Wiederholzyklus von 11 Tagen. Aufgrund der Simulationsdauer von 30 Tagen liegt der zeitliche Abstand zwischen den Interferometrie-Bildpaaren (Abb. 44) bei 14 – 15 Tagen. Die globale Verteilung der maximalen Basislänge weist aufgrund des präzise geflogenen Orbits von 250 m lediglich einige Spitzen auf.

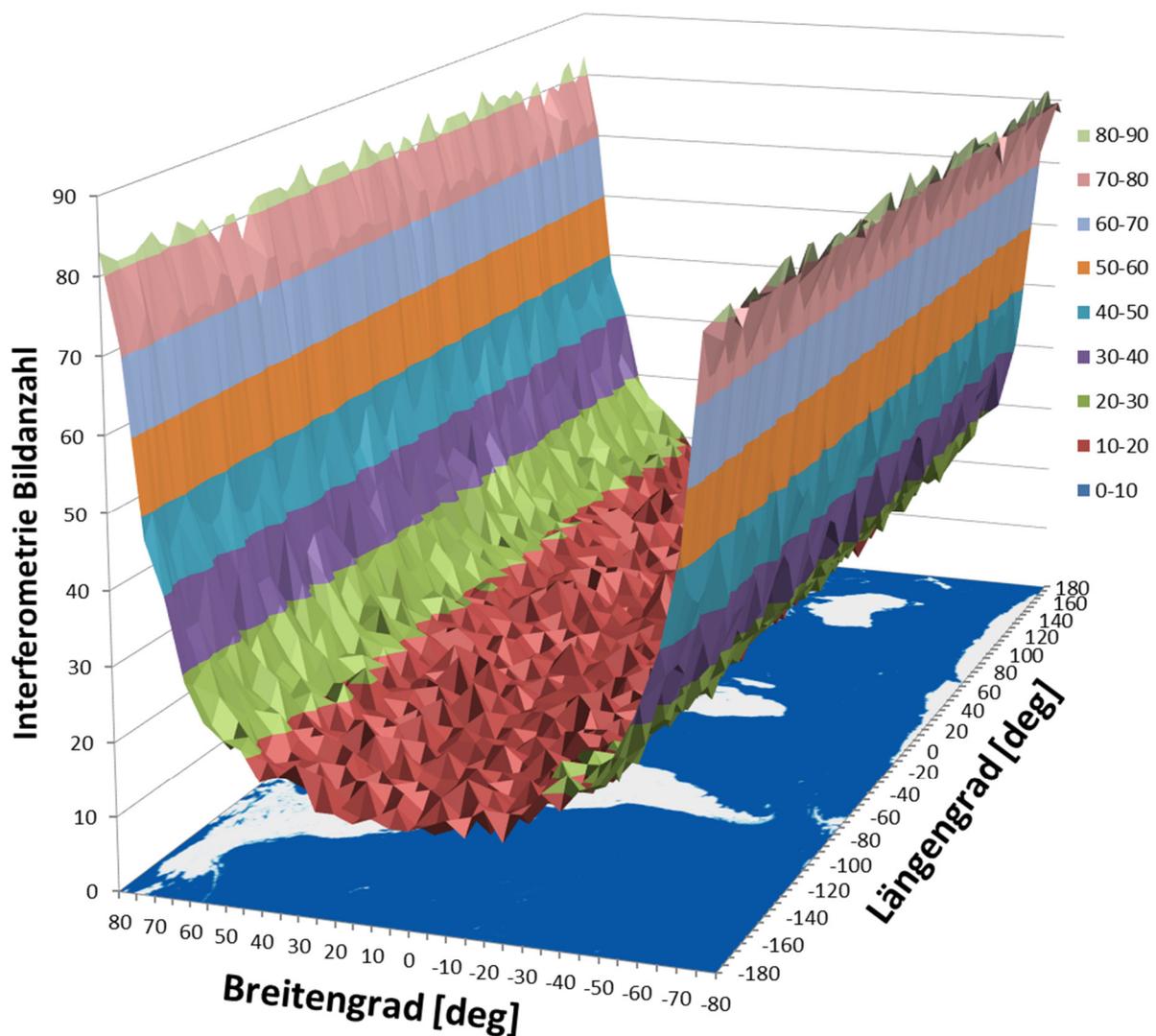


Abb. 43: Globale Verteilung der Anzahl der Interferometrie-Bildpaare (TerraSAR-X)

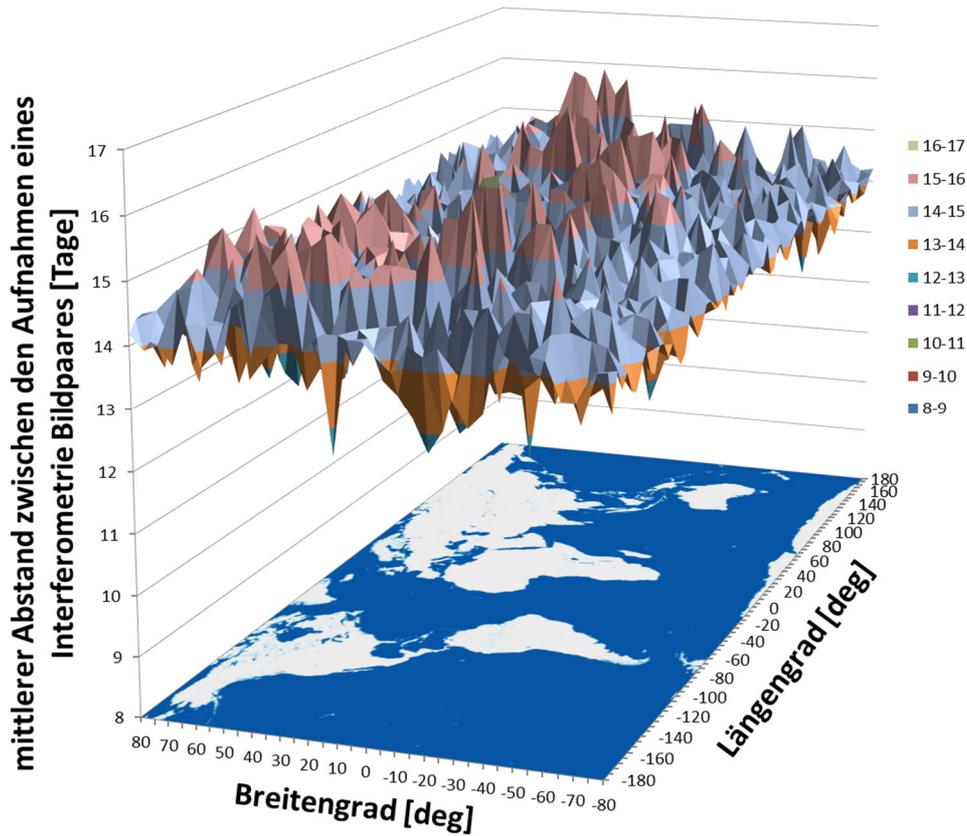


Abb. 44: Globale Verteilung des mittleren zeitlichen Abstandes zwischen den Interferometrie-Bildpaaren (TerraSAR-X)

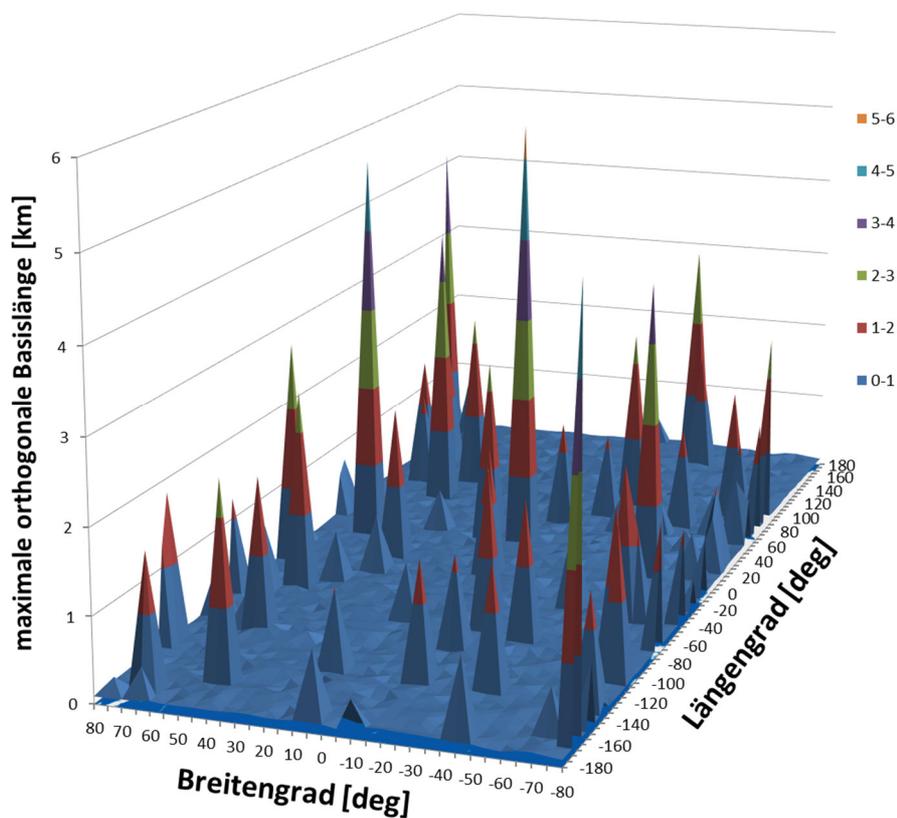


Abb. 45: Globale Verteilung der maximalen orthogonalen Basislänge (TerraSAR-X)

RADARSAT

Der erste kommerziell genutzte kanadische Radarsatellit wurde 1995 gestartet und von der Canadian Space Agency (CSA) betrieben. Dabei erreichte RADARSAT-1 (Abb. 46) einen SSO mit einer Bahnhöhe von 798km. Dieser Orbit weist einen Wiederholzyklus von 24 Tagen auf. Der RADARSAT-1 Satellit ist mit einem horizontal polarisierenden C-Band Sensor ausgerüstet. Die Bildprodukte mit einer Szenengröße von 5 x 5 km haben eine Auflösung von 8 Metern. Produkte mit Szenengröße von 800 x 800 km weisen im System die geringste Auflösung von 100 Metern auf [58]. RADARSAT-2 arbeitet mit einem voll polarimetrischen C-Band System. Die beste Auflösung, die angefordert werden kann, ist mit 3 Metern angegeben [59]. RadarSAT-2 fliegt auf dem gleichen Orbit wie der Vorgänger RADARSAT-1. Es ist geplant im Jahr 2018 eine Konstellation von 3 Radarsatelliten des Typs RADARSAT zu starten [60].

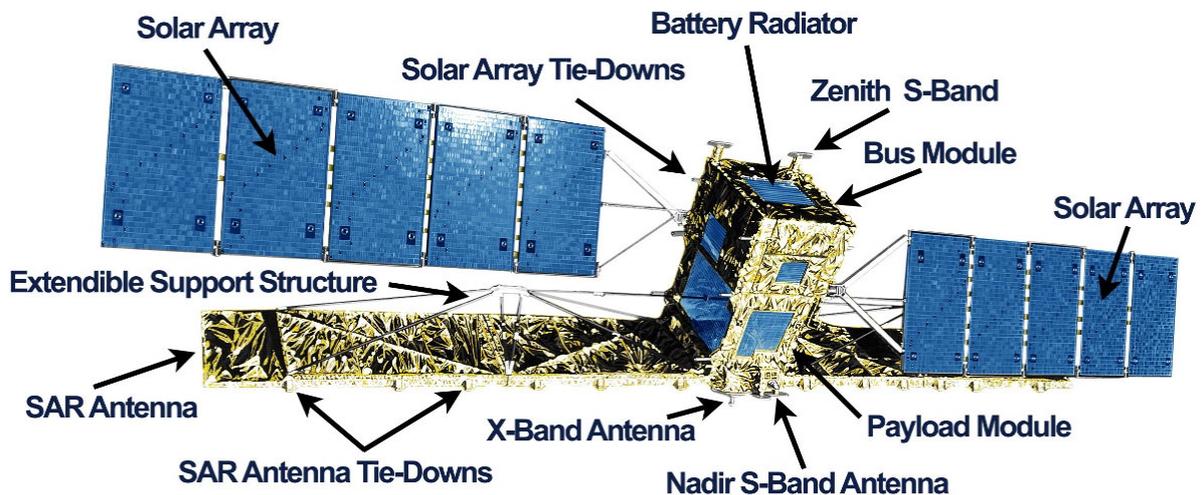


Abb. 46: Komponentenbeschreibung des Satelliten RADARSAT-1 [61]

SAR-Lupe

Das System SAR-Lupe Abb. 48 ist Deutschlands erstes rein militärisch genutztes Aufklärungssystem, das aus 5 Radarsatelliten besteht. Der erste der fünf Satelliten wurde im Jahr 2006 gestartet. In den Jahren 2007 und 2008 wurde die Konstellation sukzessive mit jeweils 2 Satelliten ausgebaut. Die Bahnhöhe der Satelliten beträgt ca. 500 km und sie sind auf 3 Orbitebenen verteilt wie es in der Abb. 47 dargestellt ist. Die Lebensdauer der Satelliten ist mit 10 Jahren angegeben. Das Gewicht der Einzelsatelliten beträgt 720 kg bei einer Größe von ca. 4 x 3 x 2 m [62].

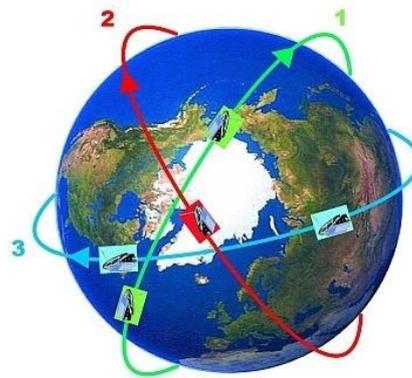


Abb. 47: SAR-Lupe Konstellation auf unterschiedlichen Orbitbahnen [63]

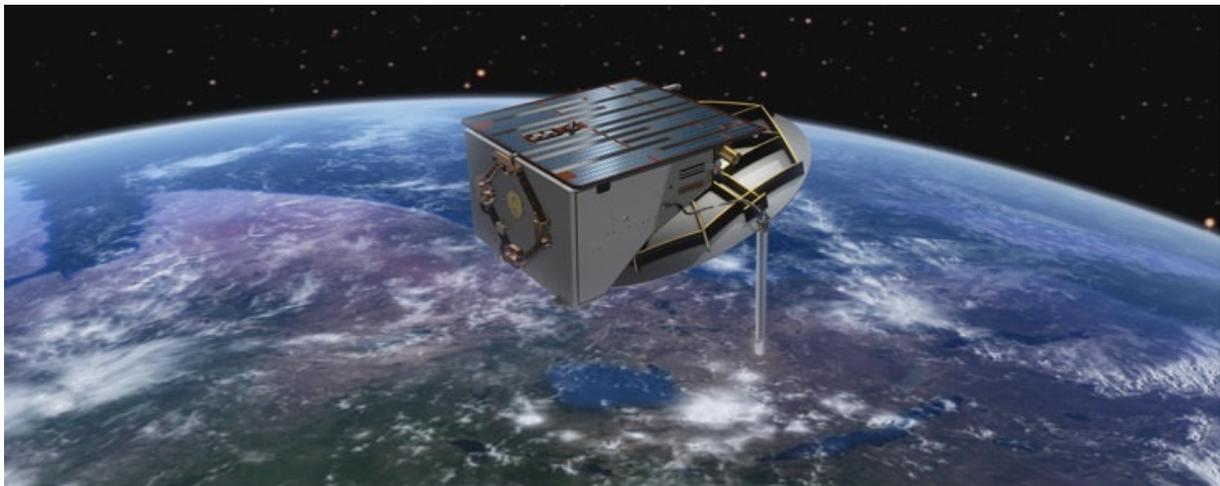


Abb. 48: SAR-Lupe im Orbit [63]

ERS 1/2

Die europäischen Erdbeobachtungssatelliten ERS (European Remote Sensing) 1 und 2 wurden im Jahr 1991 beziehungsweise im Jahr 1995 von der ESA gestartet. Als Bus dient die Plattform aus dem französischen SPOT Programm. Diese Plattform wurde mit unterschiedlichsten wissenschaftlichen Nutzlasten ausgerüstet
Abb. 49:

- Radar Altimeter
- ATSR (Along-Track Scanning Radiometer)
- GOME (Global Ozone Monitoring Experiment)
- MWS / MWR (Microwave Sounder & Radiometer)
- C-Band SAR
- PRARE (Precise Range Rate Equipment)
- LRR (Laser Retro-reflector)

Durch den zweiten Satelliten, der eine ähnliche Bahn wie ERS 1 erflog, konnten die gewonnenen Daten zu Interferogrammen verarbeitet werden. Aus dem vorhandenen Datenmaterial konnte man in einem weiteren Arbeitsschritt digitale Höhenmodelle erstellen. Ein weiterer wichtiger Aspekt neben den Höhenmodellen war die Änderungsdetektion. So konnte man erstmals großflächig die Veränderung des Erdbodens bei einem Vulkanausbruch oder einem Erdbeben zentimetergenau erfassen. Der zeitliche Abstand zwischen den Aufnahmen betrug in der Regel ca. 24 Stunden [64], [65].

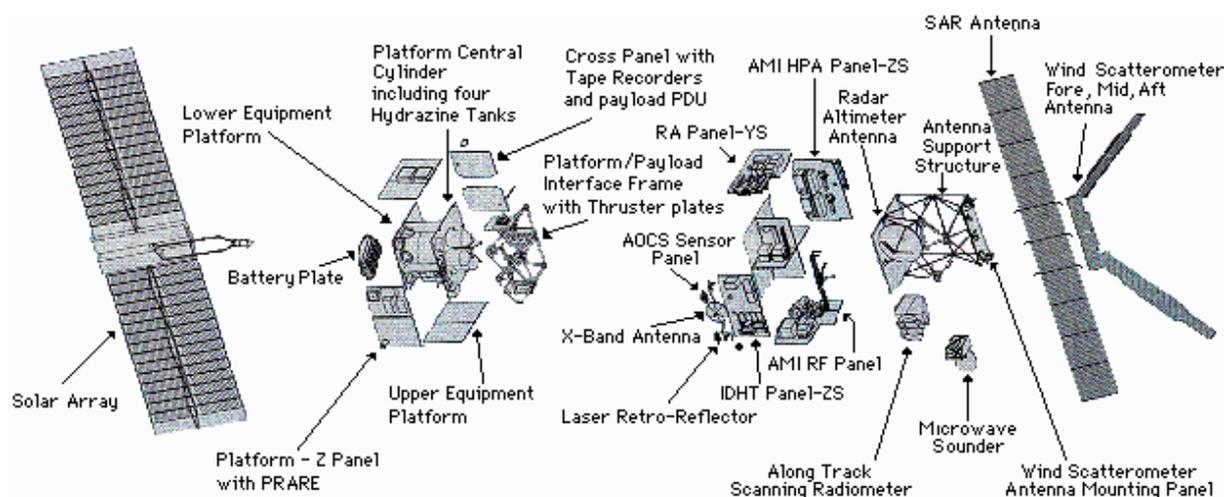


Abb. 49: Explosionszeichnung des ERS-1 Satelliten [64]

Über einen Simulationszeitraum von 30 Tagen (01.06.1999 30.06.1999) wurden unterschiedliche Parameter der interferometrischen Datengewinnung untersucht.

Im Einzelnen sind diese Parameter:

- Anzahl der weltweit erfliegbaren Interferometrie-Bildpaare (Abb. 50)
- Verteilung der weltweit erfliegbaren minimalen Basislänge (Abb. 51)
- Verteilung der weltweit erfliegbaren maximalen Basislänge (Abb. 52)

Bei der Verteilung der Bildpaare ergibt sich eine Wannenfunktion über den Breitengrad. An den Polen häufen sich die Aufnahmemöglichkeiten und am Äquator ist die Anzahl der Aufnahmemöglichkeiten am geringsten durch die Kugelform der Erde.

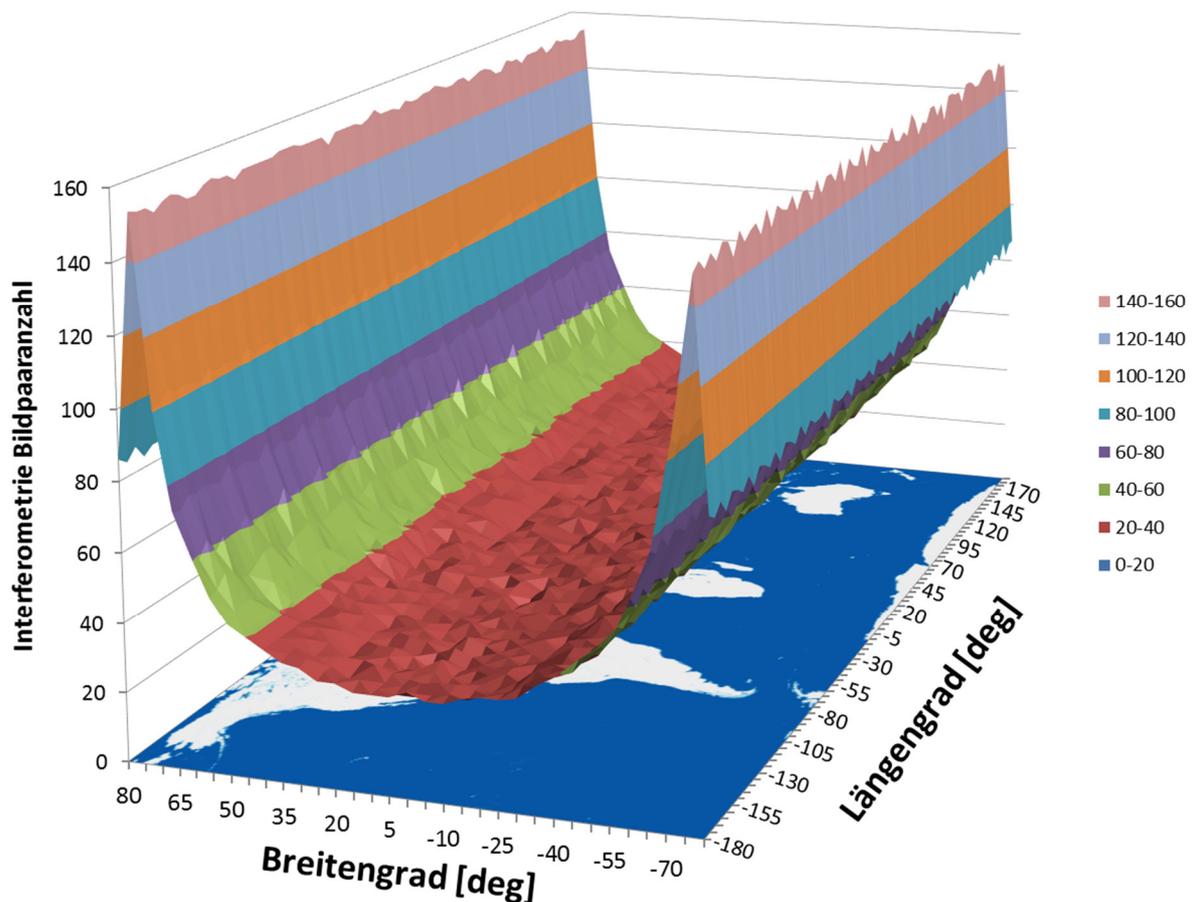


Abb. 50: Globale Verteilung der Anzahl von Interferometrie-Bildpaaren (ERS)

Die erzielbaren minimalen Basislängen sind in der Abb. 51 dargestellt und erreichen maximal 70 Meter. Die Maxima ergeben sich im Gebiet des Äquators. Die maximale Basislänge von 7 bis 8 Kilometern verteilt sich global.

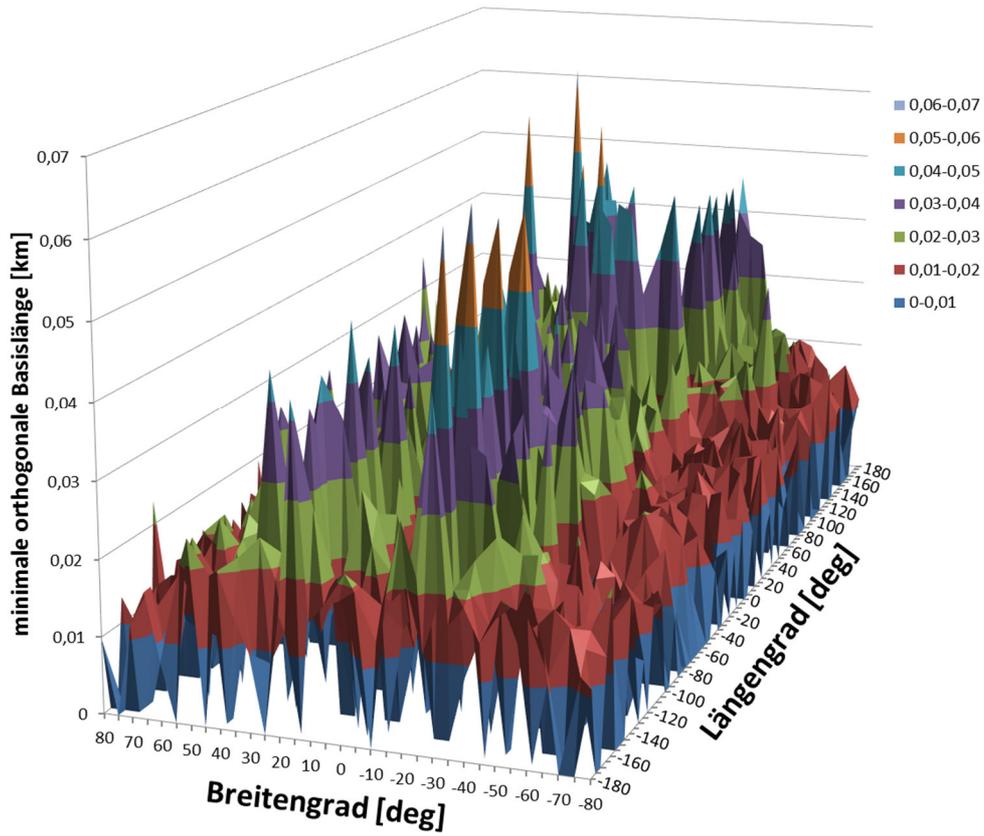


Abb. 51: Globale Verteilung der minimalen orthogonalen Basislänge (ERS)

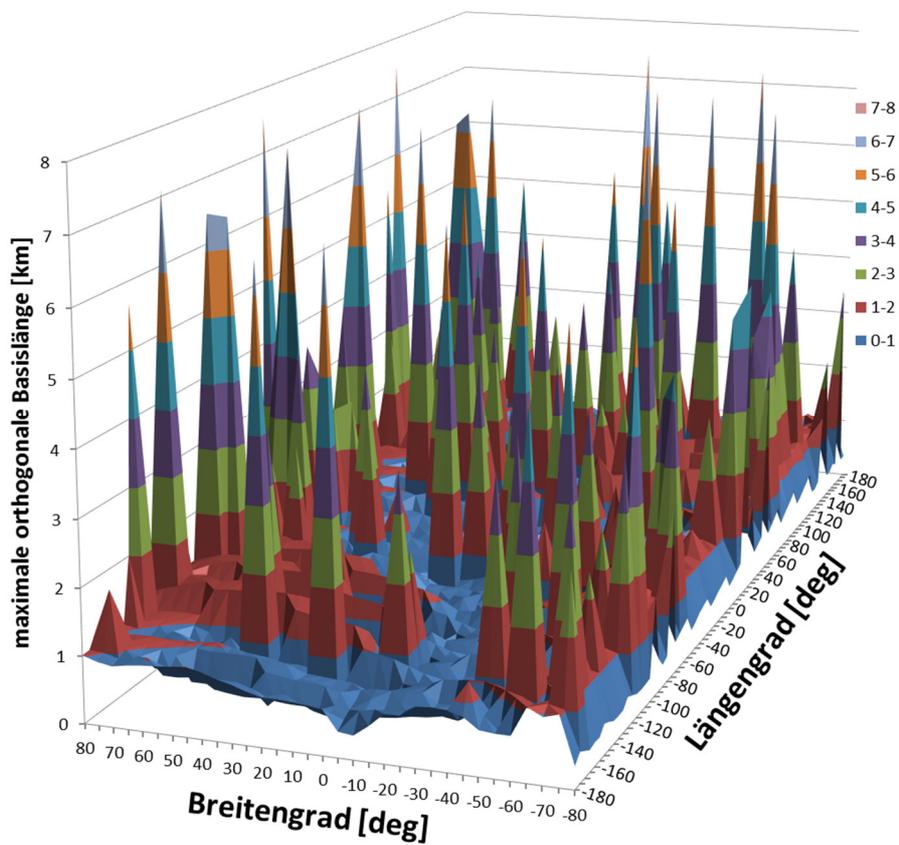


Abb. 52: Globale Verteilung der maximalen orthogonalen Basislänge (ERS)

Envisat

Envisat (Environmental Satellite) ist ein acht Tonnen schwerer Satellit zur Beobachtung der Erdumwelt. Der Satellit wurde 2002 von der ESA gestartet. Die Bahnhöhe des Satelliten liegt bei 800 km, dabei hat der SSO hat einen Wiederholzyklus von 35 Tagen. Unter den 10 Experimenten Abb. 53, die sich an Bord befinden, gibt es das ASAR (Advanced Synthetic Aperture Radar). Hierbei handelt es sich um ein C-Band SAR-Sensor mit einer Auflösung von 30 m. Die Basislänge zwischen den Aufnahmepositionen der einzelnen Interferometrie-Bildpaaren liegt bei maximal 2000 m. Im Durchschnitt wird eine Basislänge von 750 m erreicht [66], [67].

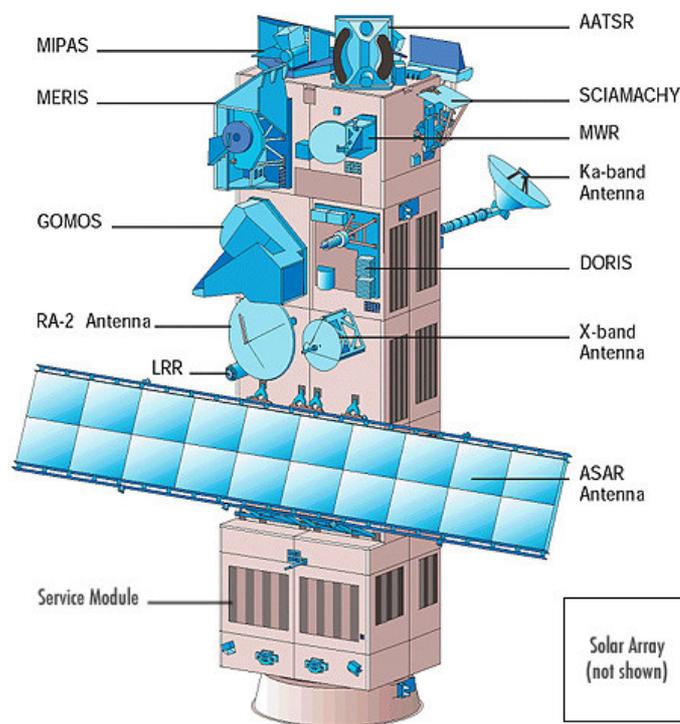


Abb. 53: Envisat mit Darstellung der einzelnen Experimente [67]

3.1 Interferometrie mit den Satelliten ERS und Envisat

Gegen Ende des Jahres 2007 und Anfang 2008 hat die ESA eine Tandem-Mission mit den beiden Satelliten ERS und Envisat durchgeführt. Hierbei flog ein Satellit dem anderen Satelliten in einem zeitlichen Abstand von ca. 30 min hinterher. Die zeitliche Dekorrelation wurde auf diese Weise gemindert. Die Bildpaare weisen durch die Orbitgeometrie eine orthogonale Basislänge von ungefähr 2,5 km auf. Diese Basislänge ist im Vergleich zu einem Satellitensystem mit Wiederholzyklus relativ groß. Die Basislänge von den bereits vorgestellten Systemen TerraSAR-X oder COSMO-SkyMed sind lediglich im Bereich von wenigen hundert Metern. Die Bandbreiten der Systeme liegen bei ca. 16 MHz. Weiter gibt es die Besonderheit, dass die Mittenfrequenz der beiden Satelliten leicht unterschiedlich ist. Bei ERS-2 beträgt diese $f_0 = 5,3$ GHz und bei Envisat $f_0 = 5,331$ GHz. Um diese Frequenzabweichung zu kompensieren, ist es für Envisat notwendig, einen niedrigeren Einfallswinkel zu nutzen Abb. 54 (b), um die gleiche Wellenlänge wie ERS-2 am Boden zu erreichen (Dopplerverschiebung). Mit dieser angepassten orthogonalen Basislänge lässt sich ein Interferometrie Bildpaar mit überlappenden Bandbreiten generieren. Diese Bildpaar hat folglich eine Kohärenz von $\gamma = 1$ abzüglich der zeitlichen Veränderung und den Volumeneffekten. In der Realität kommt es durch die Geländeneigung zu einer weiteren Verschiebung des Spektrums. Für dieses System wird laut [30] bei einer Basislänge von 2000 Metern eine Geländeneigung von 5° in Entfernungsrichtung kompensiert wie es in der Abb. 54 (a) dargestellt ist [30].

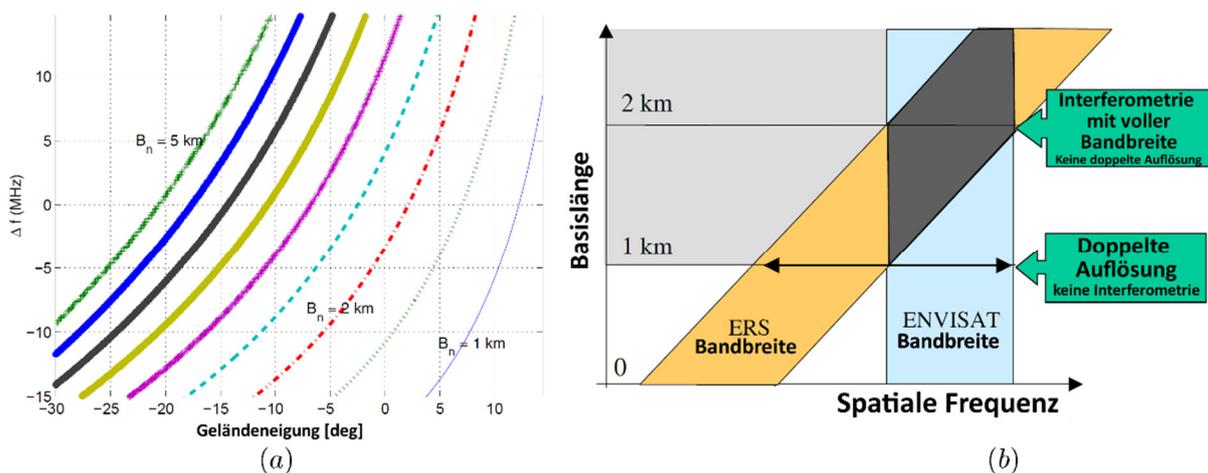


Abb. 54: (a) Spektrale Verschiebung in MHz als Funktion der Geländeneigung in Entfernungsrichtung für Basislängen von 1 km bis 5 km. (b) Überlappung von ERS-2 und Envisat Wellenzahlspektrum bei unterschiedlichen Basislängen für ein flaches Gebiet [30].

Die Problematik der präzisen Propagation des Orbits, wie sie in dieser Arbeit adressiert wird, entsteht in dieser Satellitenkonstellation durch den geringen zeitlichen Abstand der Aufnahmen nicht. Das Experiment zeigt jedoch, dass es prinzipiell möglich ist ein Interferogramm missionsübergreifend zu erzeugen, wenn die spezifischen Systemparameter berücksichtigt werden. Das Anwendungsgebiet liegt laut [30] in der Verbesserung von bestehenden DEMs mit einer höheren Genauigkeit als in der SRT Mission. In der Abb. 54 (a) ist ersichtlich, dass bei unterschiedlichen Geländeneigungen und größeren Basislängen die Verschiebung der Spektren zu einer Verschlechterung der räumlichen Kohärenz führen. Durch die geringe Systembandbreite von 16 MHz und dem Betrag aus dem Tangens in Formel (2.25) tritt dieser Effekt nach geringen Veränderungen in der Geländeneigung von bis zu 20° ein. Durch diesen Zusammenhang könnte nur ein kleiner Teil der Erde mit diesem System interferometrisch abgedeckt werden. Ein weiterer Vorschlag bestand darin einige Aufnahmen mit kleiner Basislänge für eine bessere Auflösung durchzuführen. Diese Auflösungsverdopplung würde durch die Kombination der beiden Systembandbreiten entstehen (Abb. 54 (b)). Für die Interferometrie sollen Aufnahmen mit großer orthogonaler Basislänge entstehen.

4 Orbitmechanik

In der Orbitmechanik werden die Bewegungen von Himmelskörpern behandelt. Im Allgemeinen sind Himmelskörper Planeten, Monde, Kometen oder Satelliten. Der Orbit oder auch die Bahn eines Himmelskörpers wird durch die Gravitation anderer Himmelskörper beeinflusst. Diese Bahnstörung wirkt sich wiederum auf die Bahnen der anderen Himmelskörper aus. Es handelt sich um gekoppelte Systeme. Für die Berechnung der Trajektorie werden stark vereinfachte Modelle herangezogen. Ein Modell beschreibt hierbei die Interaktion zweier Massen miteinander, der Zentralmasse M (die Erde) und einem begleitenden Körper m (ein Satellit). Dabei befindet sich der Satellit im Gravitationspotenzial der Erde. Sehr anschaulich ist hier die Vorstellung von Einstein bezüglich des Zusammenhanges zwischen Raumzeit und Gravitation [68 S. 198](siehe Abb. 55).

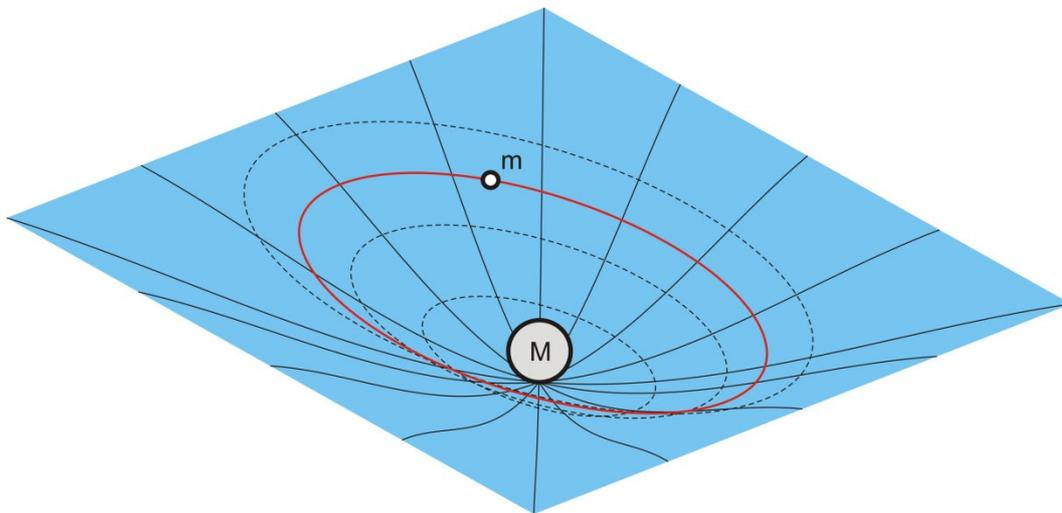


Abb. 55: Korrelation der Raumzeit mit dem Gravitationspotenzial einer Zentralmasse M , die von einer kleineren Masse m umkreist wird,

Die Gravitationskraft und die Fliehkraft, welche auf den Satelliten einwirken, halten sich die Waage, so dass dieser nicht in den Zentralkörper stürzt. Wird postuliert, dass die Masse m viel kleiner als die Masse M ist, so wird dieser Sachzusammenhang im Allgemeinen in der Physik als das Zwei-Körperproblem beschrieben und in Formel (4.1) nach [37 S. 46ff] erfasst.

$$F = -GM \frac{\vec{r}}{|\vec{r}|^3} \quad (4.1)$$

In dieser systematischen Beschreibung wirken sich noch keinerlei Störkräfte auf die Bahn des Himmelskörpers aus. Die Bewegungsgleichungen lassen sich somit durch die drei Keplergesetze beschreiben.

1. Keplergesetz: Planeten bewegen sich auf Ellipsen Abb. 56, in deren Brennpunkt die Sonne steht.
2. Keplergesetz: Der „Radiusvektor“ (der Strahl Sonne-Planet) überstreicht in gleichen Zeiten gleiche Flächen.
3. Keplergesetz: Die Quadrate der Umlaufzeiten verschiedener Planeten verhalten sich wie die Kuben der großen Halbachse.

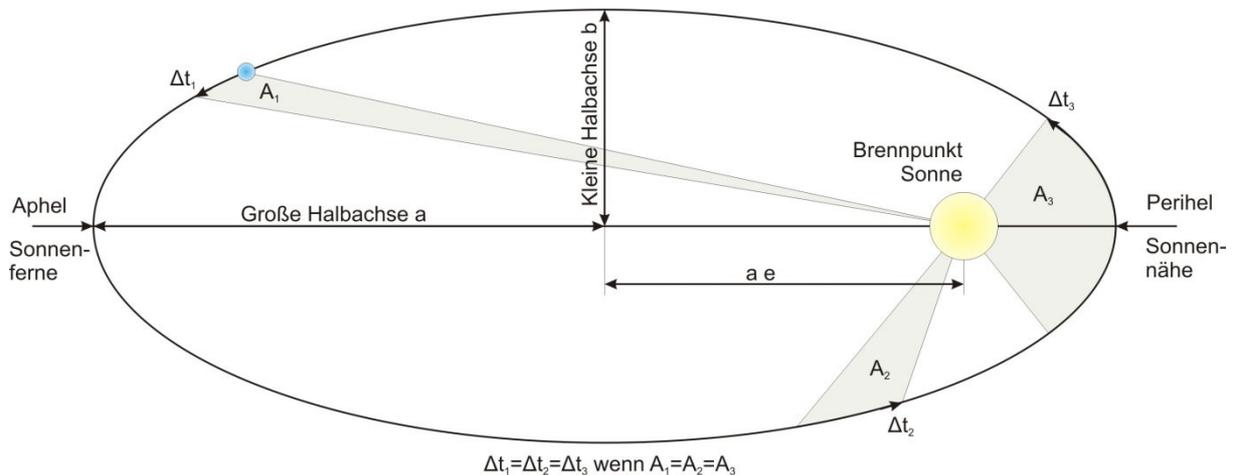


Abb. 56: Bewegung eines Trabanten um einen Zentralkörper auf einer Kepler-ellipse.

4.1 Keplerelemente

Die Positionsbeschreibung eines Satelliten oder eines Planeten zu einem dezidierten Zeitpunkt kann in unterschiedlichen Koordinatensystemen erfolgen. Die klassische Definition der Bahnelemente von Satelliten erfolgt im geozentrischen äquatorialen Koordinatensystem. Hierfür werden sechs Größen zur Beschreibung des Orbits und der Position des Satelliten zu einem eindeutigen Zeitpunkt benutzt. Diese Bahnelemente werden in Abb. 57 aufgezeigt und sind im Einzelnen

- Größe der großen Halbachse a
- Exzentrizität e
- Inklination i
- Länge des aufsteigenden Knotens Ω
- Argument des Perigäums ω
- Wahre Anomalie θ

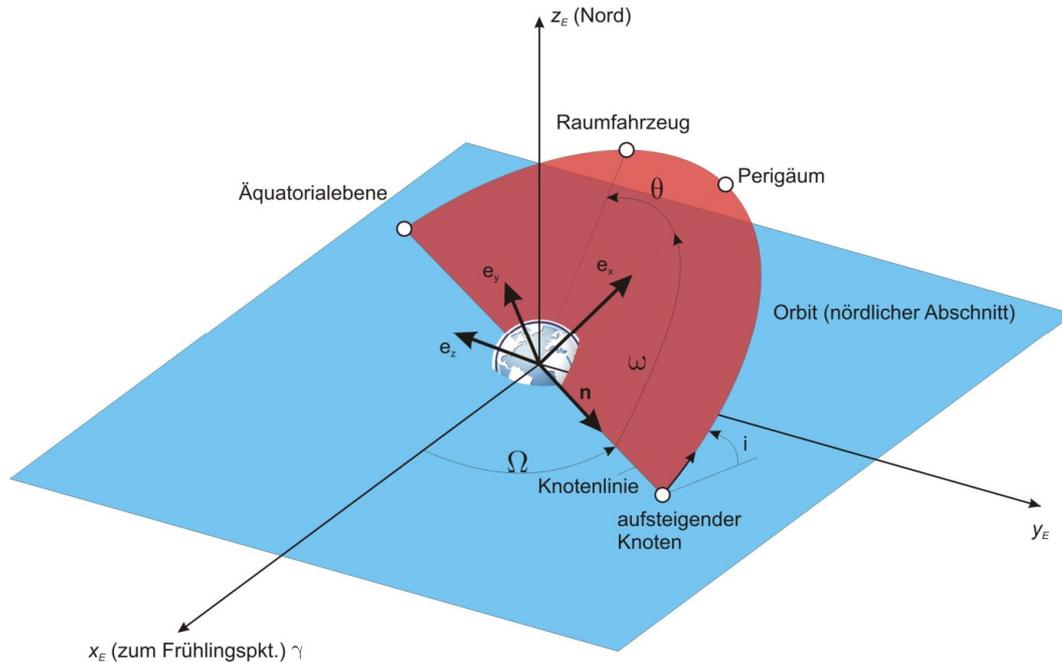


Abb. 57: Darstellung der Keplerelemente im geozentrischen äquatorialen Koordinatensystem nach [16 S. 85]

4.2 Bahnstörungen

Die Bahnstörungen ergeben sich aus der Umwelt des Satelliten und führen so zu einer Abweichung der simulierten idealen Bahn des physikalischen Modells. Diese Störkräfte lassen sich zeitlich in kurzperiodische (Stunden, Umlaufzeit eines Orbits, Tage), langperiodische (Monate, Jahre) und in säkulare Störungen nach Abb. 58 einteilen. Hierbei sind säkulare Störungen permanent oder mit einer unbekanntenen Periodizität behaftet.

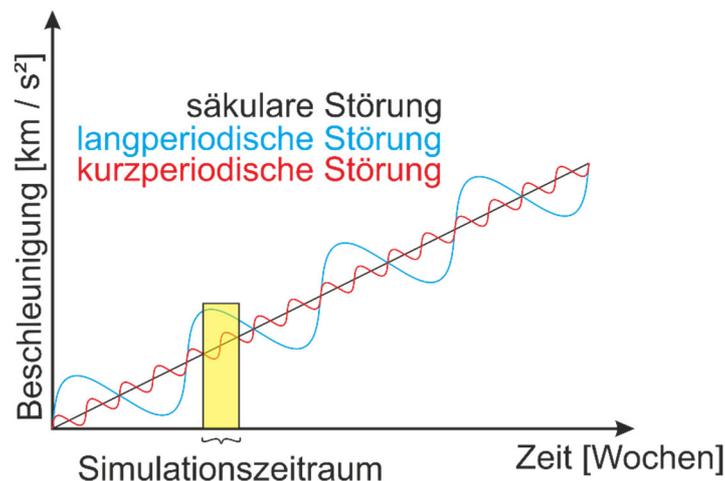


Abb. 58: Zeitliche Unterscheidung von Bahnstörungen nach [24 S. 141].

Einen Überblick zu den auftretenden Bahnstörungen geben die Abb. 59 und die Tabellen Tab. 7 sowie Tab. 8 auf den nächsten Seiten.

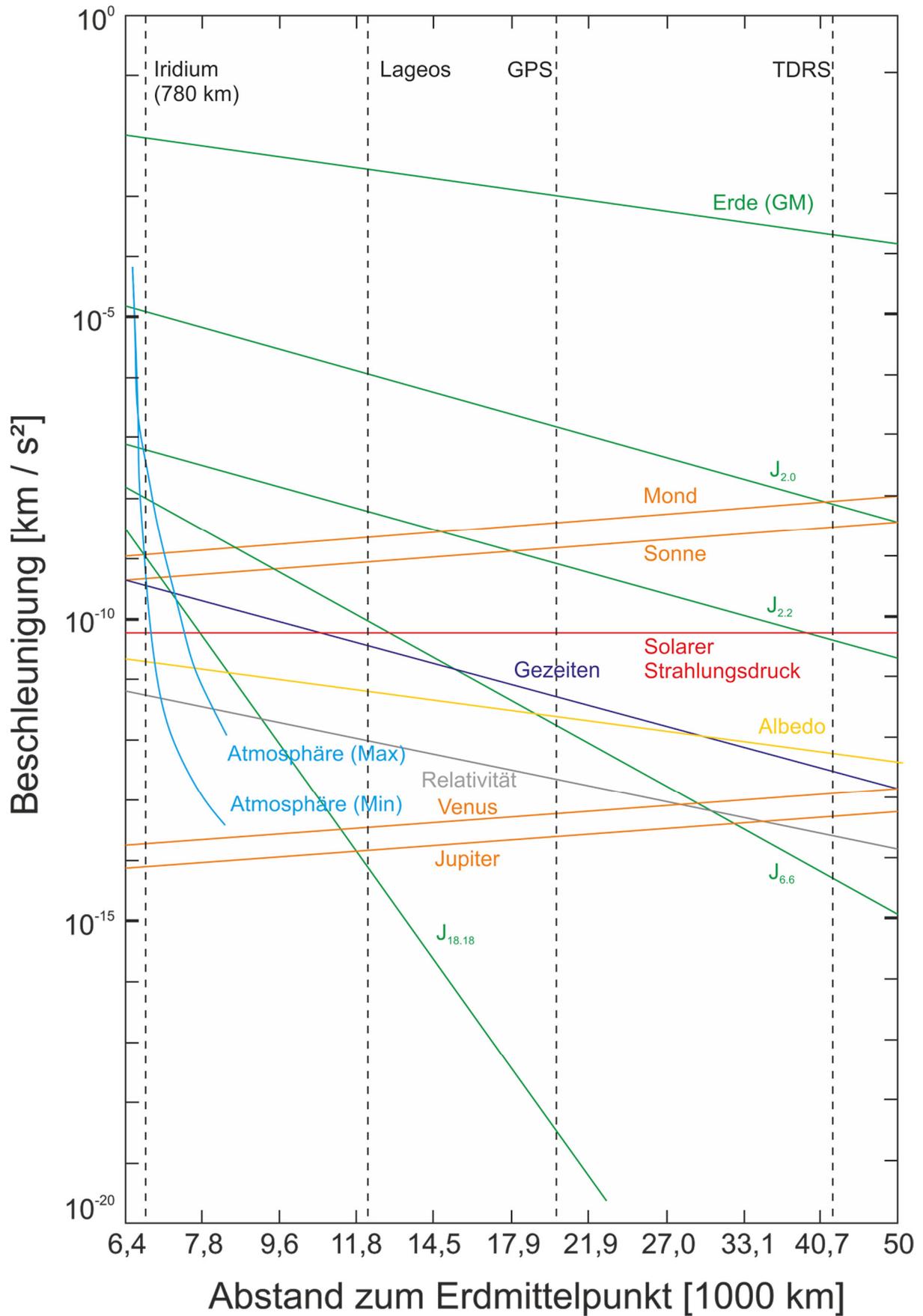


Abb. 59: Erdbezogene Bahnstörungen als Beschleunigung in km/s^2 in Abhängigkeit der Entfernung zum Erdmittelpunkt [69].

In der Abb. 59 sind unterschiedliche Bahnhöhen durch die Satellitensysteme Iridium mit ~ 780 km Bahnhöhe (LEO), GPS 20.000 km Bahnhöhe (MEO) und TDRS 36.000 km Bahnhöhe (GEO) exemplarisch dargelegt. In der Abbildung spiegeln sich unter anderen die Perturbationen der Gravitation der Erde (GM) und anderer Planeten, der Erdgeometrie mit den Koeffizienten J der tesseralen Kugelflächenfunktionen in verschiedenen Größenordnungen sowie der Erdatmosphäre wider. Die Tab. 7 und Tab. 8 zeigen die quantitativen Werte für unterschiedliche Satellitensysteme beziehungsweise Bahnhöhen.

Tab. 7: Störbeschleunigung in m / s^2 für 4 Satellitensysteme mit unterschiedlich großen Halbachsen [16 S. 118]

Halbachse [km]	42160	12270	7300	7100
Störungsquelle	Geostationär	LAGEOS	STARLETTE	SEASET
	[m / s^2]			
Erdabplattung	$7,4 \times 10^{-6}$	$1,0 \times 10^{-3}$	$8,3 \times 10^{-3}$	$9,3 \times 10^{-1}$
Luftwiderstand	0	$3,0 \times 10^{-12}$	$7,0 \times 10^{-10}$	$2,0 \times 10^{-5}$
Störung durch Mond	$7,3 \times 10^{-6}$	$2,1 \times 10^{-6}$	$1,3 \times 10^{-6}$	$1,3 \times 10^{-4}$
Störung durch Sonne	$3,3 \times 10^{-6}$	$9,6 \times 10^{-7}$	$5,7 \times 10^{-7}$	$5,6 \times 10^{-5}$
Störung durch Venus	$4,3 \times 10^{-10}$	$1,3 \times 10^{-10}$	$7,5 \times 10^{-11}$	$7,3 \times 10^{-9}$
Sonnenwind	$4,6 \times 10^{-8}$	$3,2 \times 10^{-9}$	$4,6 \times 10^{-9}$	$9,2 \times 10^{-6}$
Relativistische Effekte	$2,3 \times 10^{-11}$	$9,5 \times 10^{-10}$	$4,5 \times 10^{-9}$	$4,9 \times 10^{-7}$
Hauptanteil der Erde	$2,2 \times 10^{-1}$	$2,8 \times 10^{-2}$	$7,5 \times 10^{-2}$	$7,9 \times 10^{-2}$

Tab. 8: Maximale Störbeschleunigung in m / s^2 für GPS-Satelliten [70 S. 452]

Störungsquelle	Max. Störbeschleunigung [m / s^2]
Massenanziehung der Erde	$5,56 \times 10^{-1}$
Zweite zonale Harmonische J_2	$5,3 \times 10^{-5}$
Schwerkraft des Mondes	$5,5 \times 10^{-6}$
Schwerkraft der Sonne	$3,0 \times 10^{-6}$
Vierte zonale Harmonische J_4	1×10^{-7}
Strahlungsdruck der Sonne	1×10^{-8}
Gravitationsanomalien	1×10^{-8}
Alle übrigen Kräfte	1×10^{-8}

Auf den ersten Blick muten diese Störungen recht gering an, doch in Anbetracht des Umstandes, dass diesen Kräften nichts entgegenwirkt, haben diese Störungen über die Zeit gesehen einen großen Einfluss auf die Bahn eines Satelliten.

4.2.1 Bahnstörungen durch die Atmosphäre der Erde

Eine Störung, die auf einen Trabant in niedrigen Orbits bis 1000 km einwirkt, ist die der Atmosphäre. Fünf Faktoren sind für diesen Störterm des aerodynamischen Strömungswiderstandes ausschlaggebend:

- *Geometrie des Satelliten*
- *Ausrichtung des Satelliten bezüglich der Flugrichtung*
- *Geschwindigkeit des Satelliten*
- *Dichtevarianz bedingt durch Sonnenaktivität*
- *Dichtevarianz bedingt durch die Bahnhöhe*

Berechnet wird diese Kraft durch die Formel aus [24 S. 145]:

$$F_D = \frac{1}{2} \rho(h, t) A C_D v^2 \quad (4.2)$$

Die Dichte ρ ist Abhängig von der Bahnhöhe h des Satelliten und der lokalen Tageszeit t , wie es der Abb. 60 zu entnehmen ist. Mit dem Parameter A wird die in Flugrichtung projizierte Fläche beschrieben. C_D ist der Strömungswiderstandskoeffizient und v die Geschwindigkeit des Satelliten. Für TerraSAR-X mit einer Anströmfläche von 6 m^2 und einer Bahnhöhe von 520 km beträgt die Kraft durch die atmosphärische Abbremsung $1,8 \cdot 10^{-09}$ bis $4,6 \cdot 10^{-08} \text{ N}$.

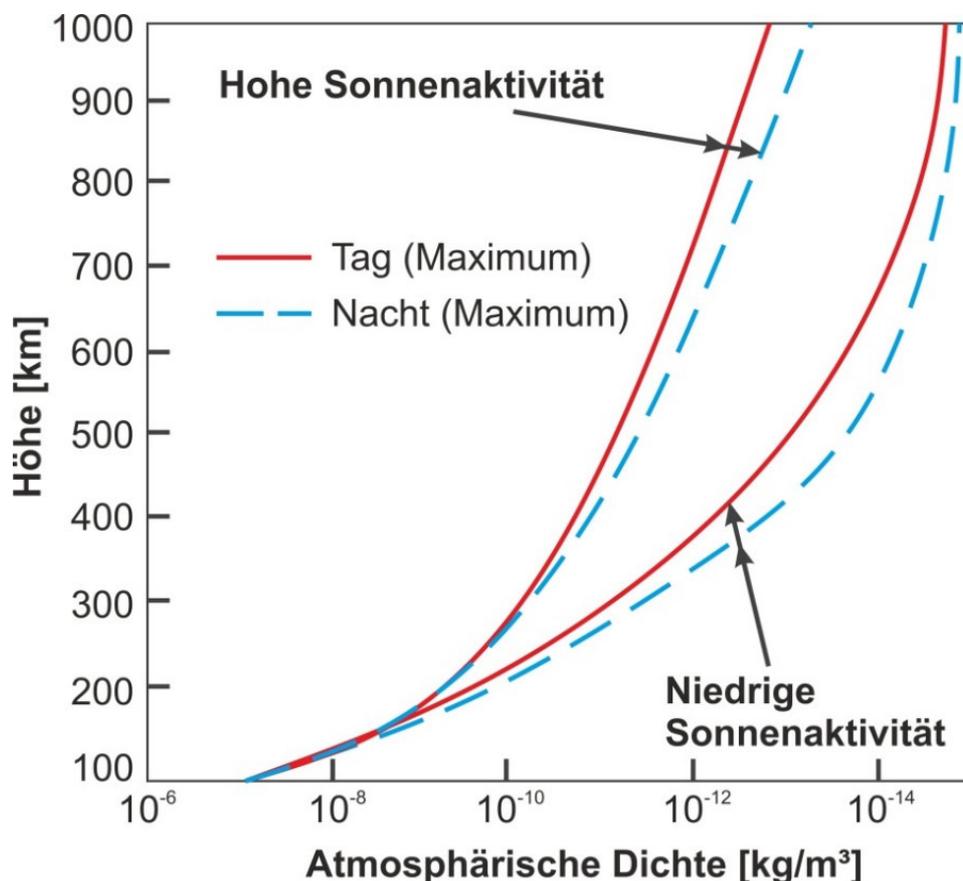


Abb. 60: Tag und Nachtzyklus der atmosphärischen Dichte der Erde in verschiedenen Abständen zur Oberfläche [70 S. 461]

Die Auswirkungen auf die Bahnelemente und somit auf den Orbit des Satelliten sind, dass sich die große Halbachse und die Exzentrizität verringert. So wird ein elliptischer Orbit durch die Atmosphäre zirkularisiert. Mit der Kenntnis des ballistischen Koeffizienten B_c des Satelliten aus Formel (4.3) nach [24 S. 145], der designierten Bahnhöhe sowie der Sonnenaktivität lassen sich Aussagen über die Lebensdauer eines Satelliten im Orbit treffen. In der Abb. 61 werden hierfür Beispiele aufgezeigt.

$$B_c = \frac{m}{C_D A} \quad (4.3)$$

Für diese Aussagen wird angenommen, dass der Satellit keine Manöver zur Bahnerhaltung durchführt. Die Abb. 62 und Abb. 63 zeigen eine Lebensdaueranalyse für einen Satelliten auf einem niedrigen Orbit mit 350 km Bahnhöhe und dem TerraSAR-X Satelliten. Die unterschiedlichen Farben in den Diagrammen repräsentieren verschiedene Atmosphärenmodelle. Diese Analysen wurden mit dem „Long Term Orbit Predictor“ (LOP) [71] Werkzeug durchgeführt. Für reale Satelliten ergibt sich für die Bestimmung der Lebensdauer eine weitere Unsicherheit, die Vorhersage der Sonnenaktivität über den Simulationszeitraum.

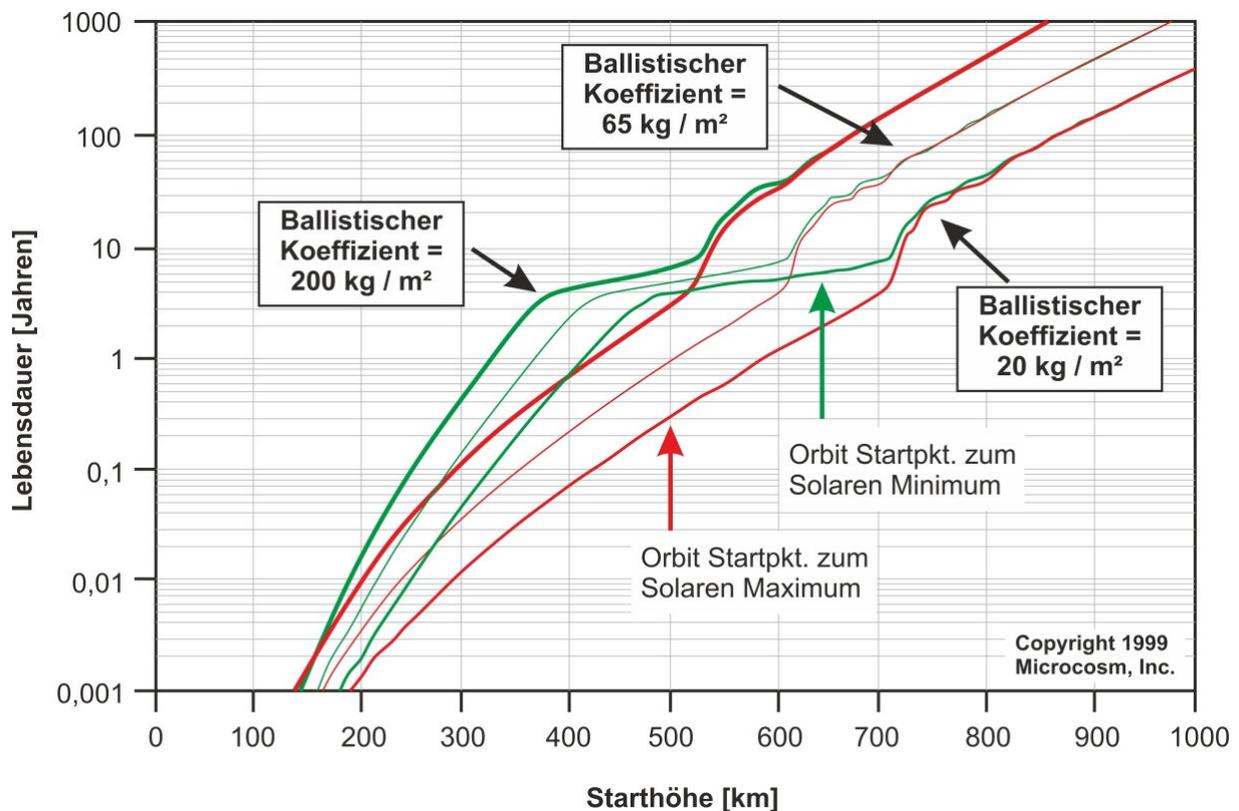


Abb. 61: Lebensdauer des Satelliten im Orbit über die Anfangshöhe relativ zur Sonnenaktivität und den unterschiedlichen ballistischen Koeffizienten. Die Analysedaten wurden mit dem Programm *SatLife* erstellt [24 S. 210].

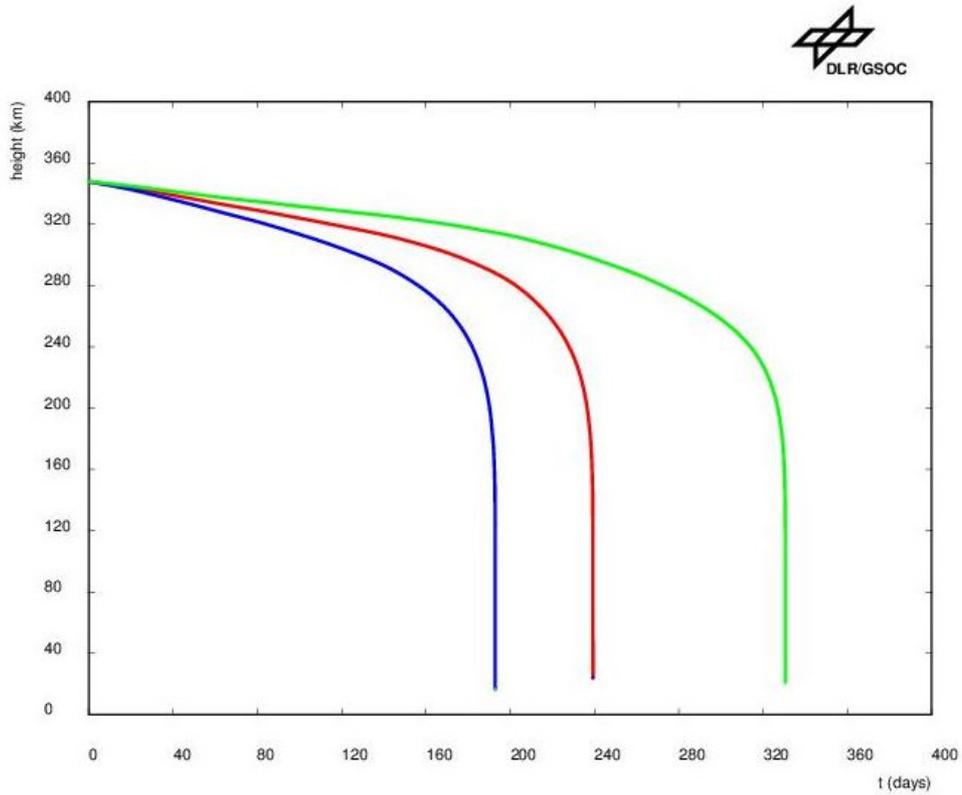


Abb. 62: Bahnhöhenverlauf auf einen niedrigen Orbit von 350 km im Zeitraum von 400 Tagen unter Betrachtung unterschiedlicher Atmosphärenmodelle.

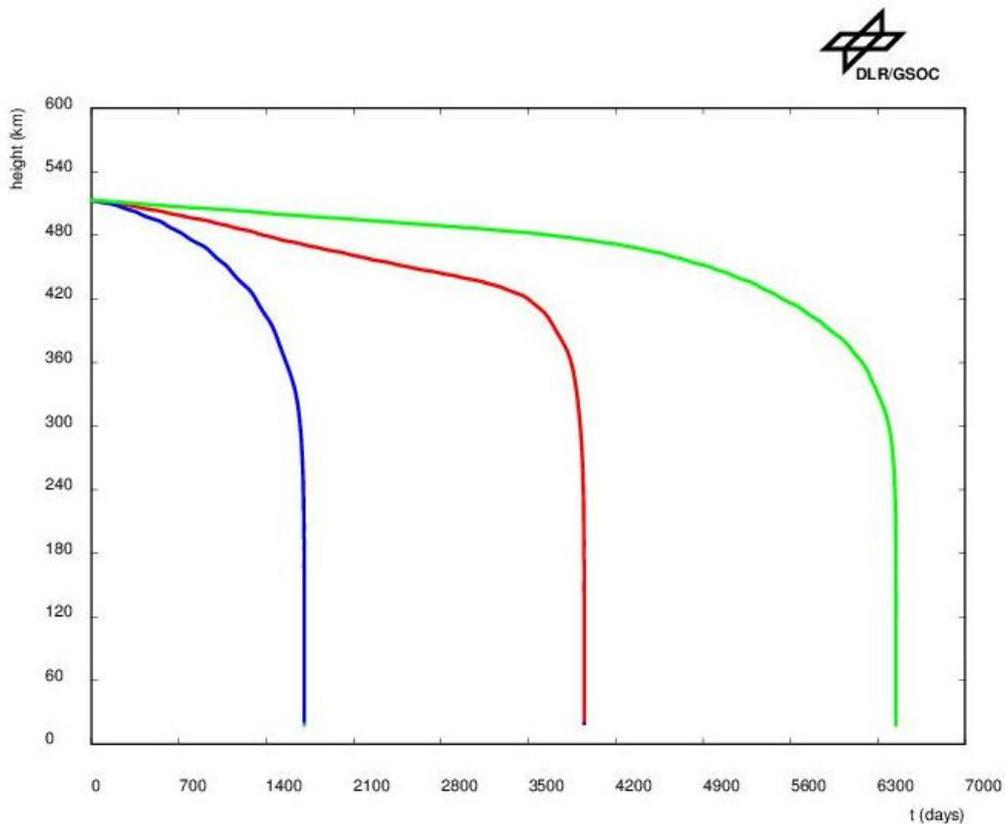


Abb. 63: Bahnhöhenverlauf des TerraSAR-X Orbits über einen Zeitraum von 7000 Tagen unter Betrachtung unterschiedlicher Atmosphärenmodelle.

Bei nicht mehr kontrollierbaren Satelliten taucht neben den unterschiedlichen Atmosphärenmodellen und den Schwierigkeiten der Vorhersage zur Sonnenaktivität die Variation der Anströmfläche auf. Diese Variation entsteht durch die Tumbelbewegung des Satelliten, welches wiederum zu unterschiedlichen Strömungswiderständen führt. Diese Unsicherheiten führen zu den abweichenden Aussagen der Orbitlebensdauer. Hierdurch lassen sich die Einschlaggebiete für den Wiedereintritt und die verbleibende Zeit im Orbit nicht präzise voraussagen.

4.2.2 Bahnstörungen durch das Gravitationsfeld der Erde

Das Gravitationsfeld der Erde hat nach Abb. 59 den größten Einfluss auf die Umlaufbahn eines Satelliten. In der am Anfang zum Kapitel 4 beschriebenen Zweikörperproblematik wird eine symmetrische Verteilung der Masse in Form einer Kugel angenommen. Hierbei handelt es sich um die zweite Näherung. In erster Näherung entspricht die Gestalt der Erde einem Ellipsoid. Diese Näherung wird beispielsweise über den geodätischen Referenzellipsoid WGS 84 angegeben. In der Realität ähnelt die Form des Erdgeoids eher einer Kartoffel. Durch Satellitenmissionen zur Vermessung des Gravitationsfeldes, wie CHAMP, GOCE und GRACE, ergaben sich präzise Messungen des Feldes, wie es in der Abb. 64 zu sehen ist. In diesem Zusammenhang spricht man auch von der „Potsdamer Schwerekartoffel“ [72]. Ein Modell hierzu ist das EGM96 (Earth Gravitational Model 1996) [73].

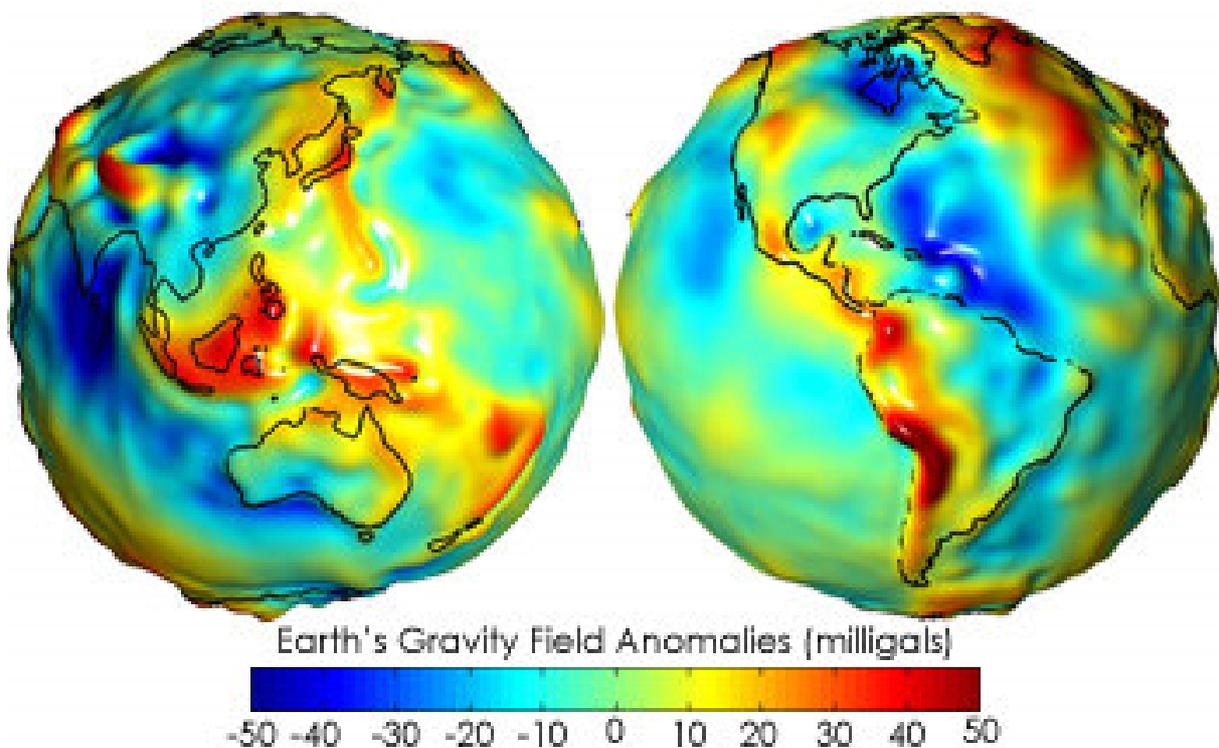


Abb. 64: Überhöhte Darstellung des Erdgravitationsfeldes in Milligals. 1 Gal = 0,01 m/s² [74]

Dieses Gravitationsfeld ist nicht statisch. Es unterliegt einer gewissen Dynamik durch Tideneffekte aber auch durch tektonische Massenverschiebungen der Kontinentalplatten und anderen Effekten mit geringeren Ausprägungen. Diese Effekte sind in der Tab. 9 nach [75 S. 291] aufgeführt. Noch nicht bestimmte Größen oder mit geringen Amplituden der Koeffizienten J_2 und J_3 der Erdgeometrie sind in der Tabelle mit einem Fragezeichen gekennzeichnet.

Tab. 9: Propagierte Auswirkungen auf das Gravitationsfeld der Erde durch globale geophysikalische Massentransporte [75 S. 291]

Ursache	zeitliche Periode	$\Delta J_2 [10^{-10}]$	$\Delta J_3 [10^{-10}]$
Feste Erdgezeiten	langperiodisch	bis zu 20	?
	täglich	0	0
	halbtäglich	0	0
Ozeangezeiten	alle Gezeitenperioden	bis zu 4	?
Atmosphäre, Fall IB	täglich - jahreszeitlich	8 (max.) 3 j.*	10 (max.) 5 j.
	täglich - jahreszeitlich	15 (max.) 5 j.	20 (max.) 6 j.
Schnee	jahreszeitlich bedingt	2 j.	1 j.
Regen	jahreszeitlich bedingt	1 j.	1,7 j.
Gletscher	säkular	0,02 j.	0,01 j.
Stauseen	kumulativ seit 1950	-0,4	0,3
Eisdecken	säkular	?	?
Grundwasser	jahreszeitlich bedingt	?	?
Meeresspiegel	säkular	0,03 j.	-0,02 j.
Ozeanzirkulation		?	?
Erdbeben	nach Ereignis	0,5	0,3
	kumul. säkular	-0,002 j.	0,008 (max.)
Postglaziale Hebung	säkular	-005 j.	?
Gezeitenreibung	säkular	?	?
Mantelkonvektion, Plattentektonik	säkular	?	?
Aktivitäten im Erdkern	säkular	?	?

* jährlich

IB Inverted Barometric (invers barometrisch)

NIB Non Inverted Barometric (nicht invers barometrisch)

Der Wert Inverted Barometric aus der Tab. 9 bezieht sich auf die Änderung des Meeresspiegels aufgrund des barometrischen Druckes der Atmosphäre. Eine Änderung des Luftdruckes von einem mbar entspricht einer Änderung von ca. einem Zentimeter [76]. Bei dem Non Inverted Barometric Effekt werden die Druckdifferenzanteile aus der Atmosphäre bis zum Ozeanboden übertragen.

Diese Abweichungen zur Idealform der Kugel müssen bei der Orbitpropagation berücksichtigt werden. Hierfür betrachtet man eine Punktmasse m im Gravitationspotential V eines beliebig geformten Körpers \mathcal{B} der Masse \mathbf{M} [16 S. 93ff].

$$V = -Gm \int_M \frac{dM}{s} \quad (4.4)$$

mit $s^2 = r^2 + a^2 - 2 \frac{a}{r} \cos \psi$ (Kosinussatz)

Dabei ist s der Abstand zwischen der Punktmasse m und einem Massenelement dM . Mit r wird der Abstand zwischen Koordinatenursprung und Probemasse bezeichnet. Die Größe a ist die Entfernung vom Ursprung zum Massenelement dM . Zwischen den Ortsvektoren zu den Punkten dM und m liegt der Winkel ψ .

Mit einer Potenzreihe der Legendreschen Polynome erhält man Teilintegrale welche nun einzeln untersucht werden können [16 S. 98].

$$V_0 = -\frac{GM}{r} \quad (\text{kugelförmiger Körper}) \quad (4.5)$$

$$V_1 = -\frac{G}{r} \int_M \frac{a}{r} \cos \psi \, dM \quad (\text{Massenmittelpunkt von } \mathcal{B}) \quad (4.6)$$

$$V_2 = -\frac{G}{2r^3} \int_M (3 \cos \psi - 1) a^2 \, dM \quad (4.7)$$

Mit Einführung von Trägheitsmomenten aus einem kartesischen Koordinatensystem folgt:

$$V_2 = \frac{GM}{r} J_2 \left(\frac{R}{r}\right)^2 \frac{1}{2} (3 \cos \psi - 1) \sin \Phi \quad (4.8)$$

mit $J_2 = \frac{I_z - I_x}{MR^2}$

$$x = r \cos \Lambda \cos \Phi, \quad y = r \sin \Lambda \cos \Phi, \quad z = r \sin \Phi$$

Wobei hier $R_{\text{äq}}$ der Äquatroradius ist, Λ und Φ sind Längengrad und Breitengrad des Ortes einer Probemasse des Körpers \mathcal{B} .

So kann im Allgemeinen das Gravitationspotenzial V eines rotationssymmetrischen Körpers durch folgende unendliche Reihe dargestellt werden [16 S. 100]:

$$V(r, \Phi) = -\frac{GM}{r} \left[1 - \sum_{n=2}^{\infty} J_n \left(\frac{R_{\text{äq}}}{r} \right)^n P_n \sin \Phi \right] \quad (4.9)$$

Bei den Störtermen J_n handelt es sich um die dimensionslosen Jeffrey-Konstanten [16 S. 93ff]. Durch P_n werden die Legendreschen Polynome beschrieben und diese sind in den Formeln aus (4.10) aufgeführt [70 S. 454].

$$\begin{aligned} P_2(x) &= \frac{1}{2}(3x^2 - 1), P_3(x) = \frac{1}{2}(5x^3 - 3x), \\ P_4(x) &= \frac{1}{8}(35x^4 - 30x^2 + 3), \dots \end{aligned} \quad (4.10)$$

Die Jeffrey-Konstanten J_n sind auch als zonal Harmonische bekannt, deren geometrische Interpretation in der Abb. 65 zu finden ist.

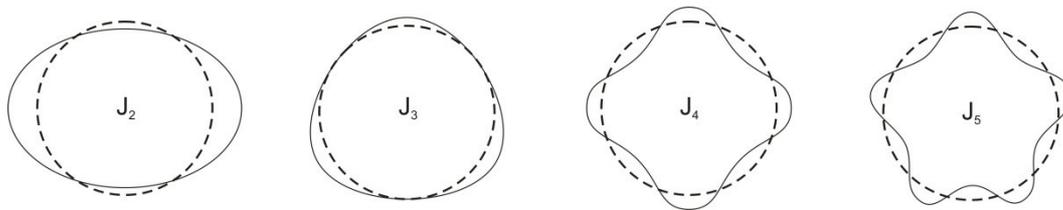


Abb. 65: Darstellung der zonalen Harmonischen Jeffrey-Konstanten J_2 bis J_5 [70 S. 452]

In Tab. 10 sind die experimentell bestimmten Jeffrey-Konstanten der Erde dargestellt.

Tab. 10: Dimensionslose zonale Harmonische Konstante J_n für die Erdgeometrie [16 S. 123]

Jeffrey-Konstante	Störgröße [$\pm 0,01 \times 10^{-6}$]
J_2	+1082,63
J_3	-2,51
J_4	-1,60
J_5	-0,13
J_6	+0,50
J_7	-0,36
J_8	-0,12
J_9	-0,10

So zeigt sich für das Gravitationspotenzial der Erde, dass die zweite zonale Harmonische J_2 sehr viel größer ist als die Terme höherer Ordnung. Sie charakterisiert

die Erdabflachung nach WGS 84. Die Reihe aus Formel (4.9) kann für einfache Berechnungen mit einer hinreichend genauen Bahnbestimmung dort abgebrochen werden. Durch diese Störgrößen werden eine Knotenwanderung, eine Wanderung der Apsidenlinie (Verbindungsline zwischen Apoapsis und Periapsis) und der mittleren Anomalie hervorgerufen. Die mittlere Anomalie beschreibt den Winkel nach dem Durchgang der Periapsis und entspricht einem fiktiven Körper auf einer Kreisbahn mit konstanter Winkelgeschwindigkeit. Deren zeitliche Ablage mit den Formeln (4.11) bis (4.13) berechnet werden kann [16 S. 123]. Aus diesen Formeln geht weiter hervor, dass die Ausprägung der Ablage durch die Form des Orbits mittels der großen Halbachse und der Exzentrizität und der Lage des Orbits im Raum anhand der Inklination beeinflusst wird.

Länge des aufsteigenden Knotens Ω

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3\mu J_2 R_e^2}{2na^5} (1-e^2)^{-2} \cos i \quad (4.11)$$

Argument des Perigäums ω

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{3\mu J_2 R_e^2}{2na^5} (1-e^2)^{-2} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i\right) \quad (4.12)$$

Mittlere Anomalie χ

$$\frac{d\chi}{dt} = \frac{3\mu J_2 R_E^2}{2na^5} (1-e^2)^{-3/2} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i\right) \quad (4.13)$$

mit $n = \frac{1}{2} \left(\frac{\mu}{a^3}\right)$ und $\mu = GM$

Die wichtigsten Orbitalelemente Exzentrizität e , Länge der großen Halbachse a sowie Inklination i bleiben glücklicherweise von dieser Störung unbeeindruckt. Durch Veränderung dieser Parameter würde ansonsten kein Satellit über einen längeren Zeitraum seine grundlegende Bahngeometrie beibehalten.

4.2.3 Bahnstörungen durch die Gravitation anderer Himmelskörper

Die Gravitation anderer Planeten ist im Vergleich zur Erdgravitation sehr gering, kann aber beispielsweise bei interplanetaren Flügen, nicht vernachlässigt werden. Für erdnahe Satelliten hat der Mond neben der Sonne den größten Einflussfaktor als Störgröße auf die Satellitenbahn, wie man es der Abb. 59 entnehmen kann. So sind Bahnstörungen durch einen dritten Körper, in diesem Fall ein anderer Planet oder eines Zentralgestirns, nur über das Drei-Körperproblem zu beschreiben, das nicht geschlossen lösbar ist. Um dieses Problem zu umgehen, ist es in der Physik üblich Spezialfälle zu konstruieren und somit Vereinfachungen einzuführen. In diesem Fall ist es das sogenannte eingeschränkte Drei-Körper-

problem. Unter der Annahme, dass ein Körper viel kleiner ist als die anderen Körper, ist diese Vereinfachung anwendbar. Hierbei kann es sich beispielsweise um einen Satelliten, der als kleiner Körper um die Erde kreist sowie den Mond als Protagonisten bei der Berechnung der Satellitenbahn handeln. Die Berücksichtigung der anderen Planeten für die Berechnung der Bahnstörungen gestaltet sich in der Regel aufwendiger, da sich die Planeten wie die Erde um die Sonne bewegen. Die Planeten bewegen sich relativ zur Erde immer mit einem anderen Abstand und üben so eine variierende Störkraft auf einen um die Erde kreisenden Satelliten aus. Veranschaulicht wird diese Problemstellung in der Abb. 66 mit der Erde im Zentrum, den auf Epizykeln folgenden Planetenbahnen sowie der Sonne auf einer Kreisbahn.

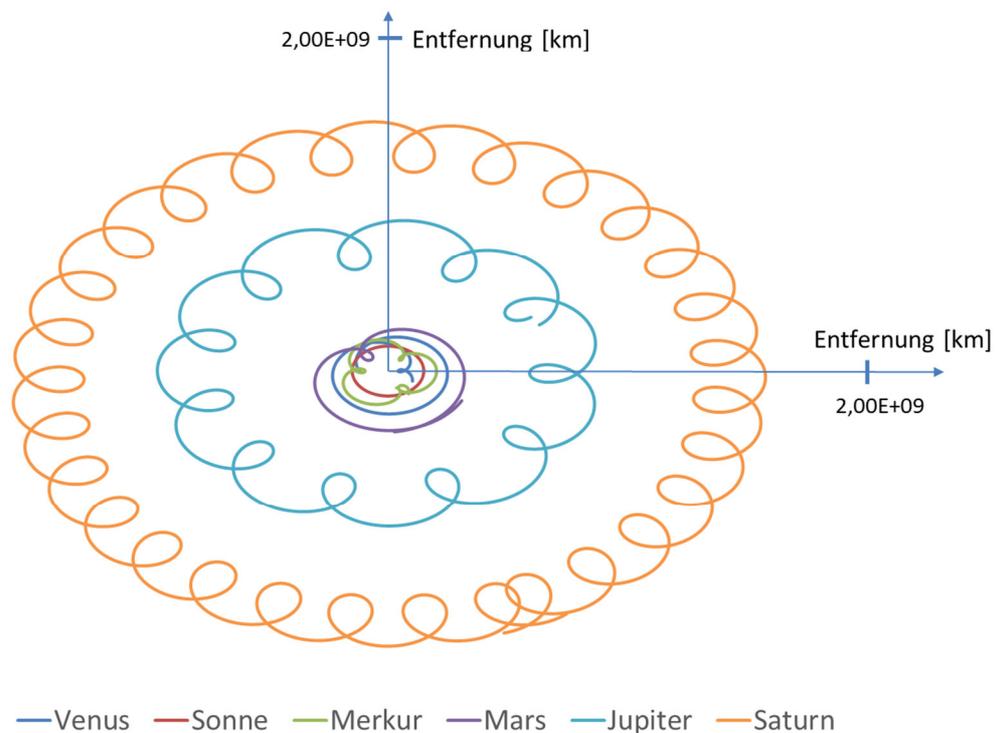


Abb. 66: Geozentrisches Weltbild nach Ptolemäus mit dem Verlauf der Planetenbahnen in Epizykeln.

4.2.4 Bahnstörungen durch Sonnenwind und Strahlungsdruck

Die Sonne, das Zentralgestirn unseres Planetensystems mit einem Gewicht von $1,989 \times 10^{30}$ Kilogramm und einem Durchmesser von $1,3914 \times 10^6$ Kilometern (109 Erdradien), verliert in der Sekunde ca. 1×10^9 Kilogramm durch den Sonnenwind und ca. 1124×10^9 Kilogramm durch die Fusion mit Wasserstoff und Helium. Die Oberflächentemperatur Sonne beträgt ca. 5778° Kelvin. Im Prinzip ist die Sonne ein Fusionsofen bei dem Wasserstoff mit Helium interagiert. Der Sonnenwind entsteht durch diesen Prozess in der Korona der Sonne. Der Sonnenwind ist ein Plasma aus Protonen und Elektronen, welcher sich kaum auf die Bahn eines

Satelliten auswirkt. Die Ausbreitungsgeschwindigkeit beträgt 400 km/s. Durch Protuberanzen kann der Sonnenwind eine Geschwindigkeit 800 – 900 km/s erreichen. Durch den Sonnenfleckenzyklus von 11 Jahren (siehe Abb. 67) variiert die Aktivität der Sonne und somit die Frequenz der Ausbrüche.

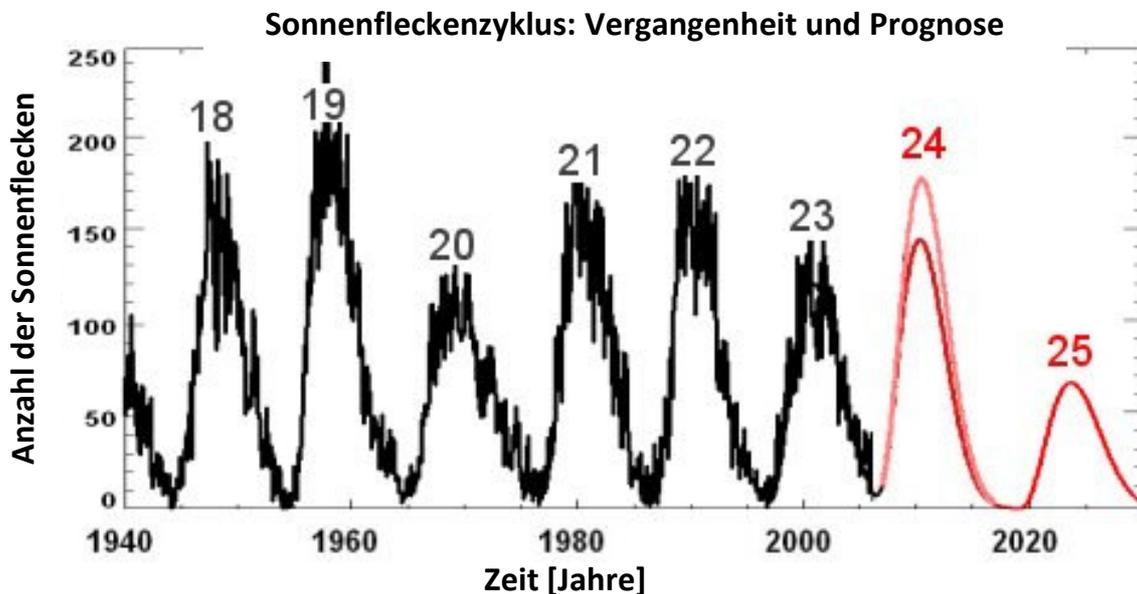


Abb. 67: Abbildung der Sonnenfleckenanzahl und dem 11 Jahreszyklus der maximalen Aktivität der Sonne. In rot ist Hathaway Vorhersage für die nächsten zwei Sonnenzyklen zu sehen sowie in pink die Vorhersage von Dikpati für den 24. Zyklus [77].

Die Bahnstörungen durch den Strahlungsdruck berechnen sich ähnlich, wie die Bahnstörung durch die Atmosphäre mit einer repräsentativen Querschnittsfläche. Bei der Berechnung muss jedoch beachtet werden, dass der Satellit teilweise von der Erde verdeckt werden kann und die Wirkrichtung der Störung immer aus Richtung der Sonne kommt Abb. 68.

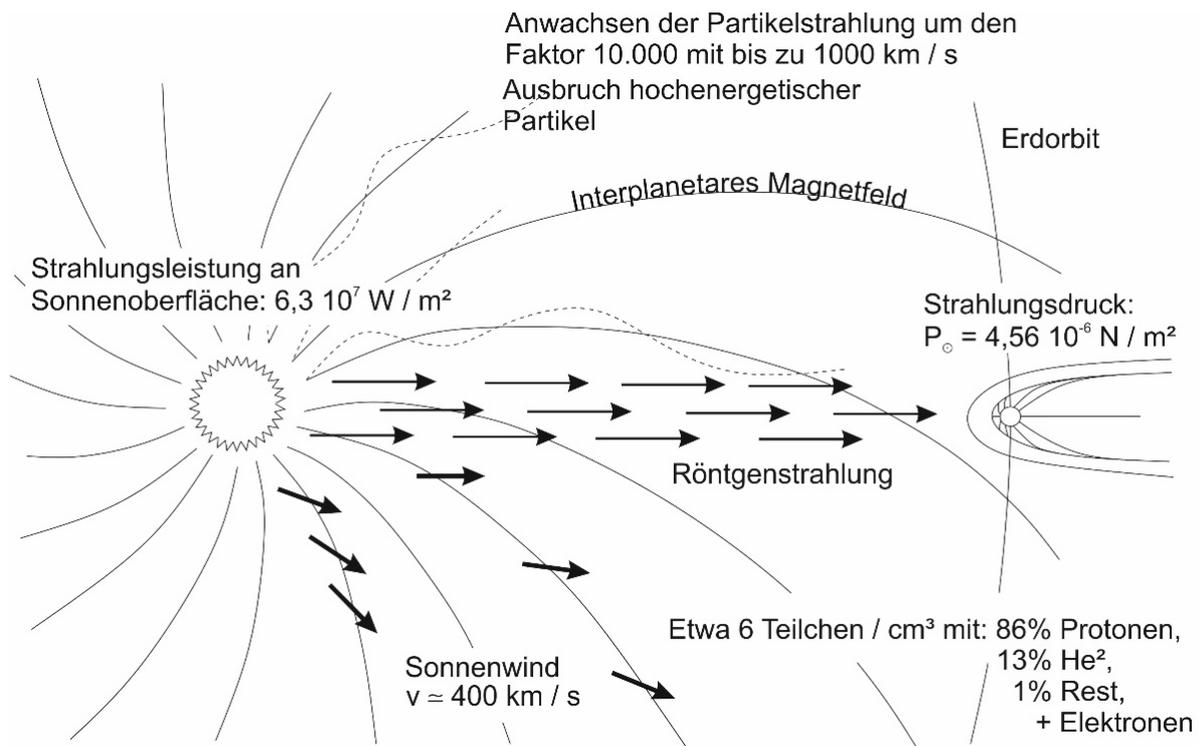


Abb. 68: Feldlinienbild in der Ebene des magnetischen Äquators mit Darstellung und Zusammensetzung des Sonnenwinds und des daraus resultierenden Strahlungsdruckes für die Erde nach [70 S. 455] und [78]

Somit ergibt sich die Störbeschleunigung durch den Strahlungsdruck der Sonne nach [24 S. 145] anhand der Formel (4.14):

$$a_s = P_{\odot} (1 + \Gamma) \frac{A}{m} \quad (4.14)$$

P_{\odot} bezeichnet hierbei den Strahlungsdruck der Sonne im Abstand von einer astronomischen Einheit AE auf eine Einheitsfläche. Ein AE ist der mittlere Abstand zwischen der Sonne und der Erde mit einer Länge von $\sim 150 \times 10^9$ Metern. A ist die, in Richtung der Sonne, projizierte Fläche in m^2 und m ist die Masse des Raumfahrzeugs in kg. Der Faktor r beschreibt die Reflexionseigenschaft der Oberfläche des Satelliten. Die totale Absorption der Strahlung wird mit $\Gamma = 0$ und die totale Reflexion zur Oberflächennormalen mit $\Gamma = 1$ beschrieben. Die diffuse Streuung wird mit einem Faktor von $\Gamma = 0,4$ berücksichtigt. Ab einer Bahnhöhe von ca. 800 km ist aus Abb. 59 abzulesen, dass die Bahnstörung durch die Atmosphäre (Min) von der Störung durch den Strahlungsdruck der Sonne abgelöst wird.

4.2.5 Albedo

Ein weiterer Aspekt der Solarstrahlung ist die Reflektion dieser Strahlung an der Erde. Das Verhältnis zwischen ankommender und zurückgeworfener Strahlung wird Albedo genannt. Der Reflexionsgrad ρ_{Albedo} ist abhängig von der lokalen Beschaffenheit der Erdoberfläche und Atmosphäre, wie beispielsweise der Wolkenbedeckung, Schneeflächen oder dunklen Meeresoberflächen. Der gemittelte Reflexionsgrad für die Erde beträgt 0,3 [70 S. 328]. Die Albedostrahlung hat nach Abb. 59 wiederum Auswirkungen auf die Bahn eines Satelliten. Dieser Einfluss auf die Bahn ist abhängig vom Einstrahlwinkel von der Sonne über die Erde zum Satelliten, der Satellitengröße und der Ausrichtung des Satelliten zur Erde siehe Abb. 70.

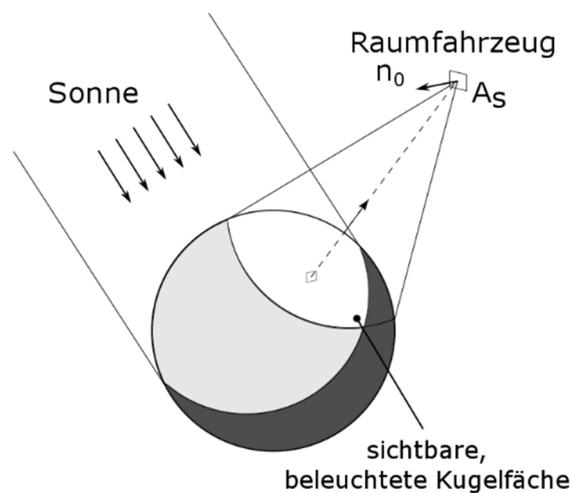


Abb. 69: Albedostrahlung auf eine Satellitenfläche nach [70 S. 327]

4.3 Berechnung der Basislänge im Orbit

Neben den Bahnstörungen und der Berechnung der Satellitenposition zu einem bestimmten Zeitpunkt gehört auch die Geometrie des Sensorgesichtsfeldes zur Bahnmechanik. Wie bereits mehrfach angeführt muss zur Erfüllung der interferometrischen Randbedingungen eine gewisse Aufnahmegeometrie eingehalten werden. Wird dieses Bildpaar durch ein Satellitensystem mit der Repeatpass Interferometrie erfolgen und weist der Orbit des Satellitensystems keinen Wiederholzyklus auf, ist das Auffinden geeigneter Bildpaare recht diffizil. Im Regelfall ergibt sich dann eine Geometrie des Zielüberfluges, wie sie in der Abb. 70 darstellt ist. Hierbei sieht der Satellit das Ziel zu unterschiedlichen Zeitpunkten unter verschiedenen Aufnahmewinkeln. Die Bodenspur des Sensors liegt parallel zur Flugbahn des Satelliten. Durch die unterschiedlichen Bahnen der Satelliten sind die Streifen der Sensorbodenspur, in Abhängigkeit zur geografischen Breite des Ziels, gegeneinander verdreht.

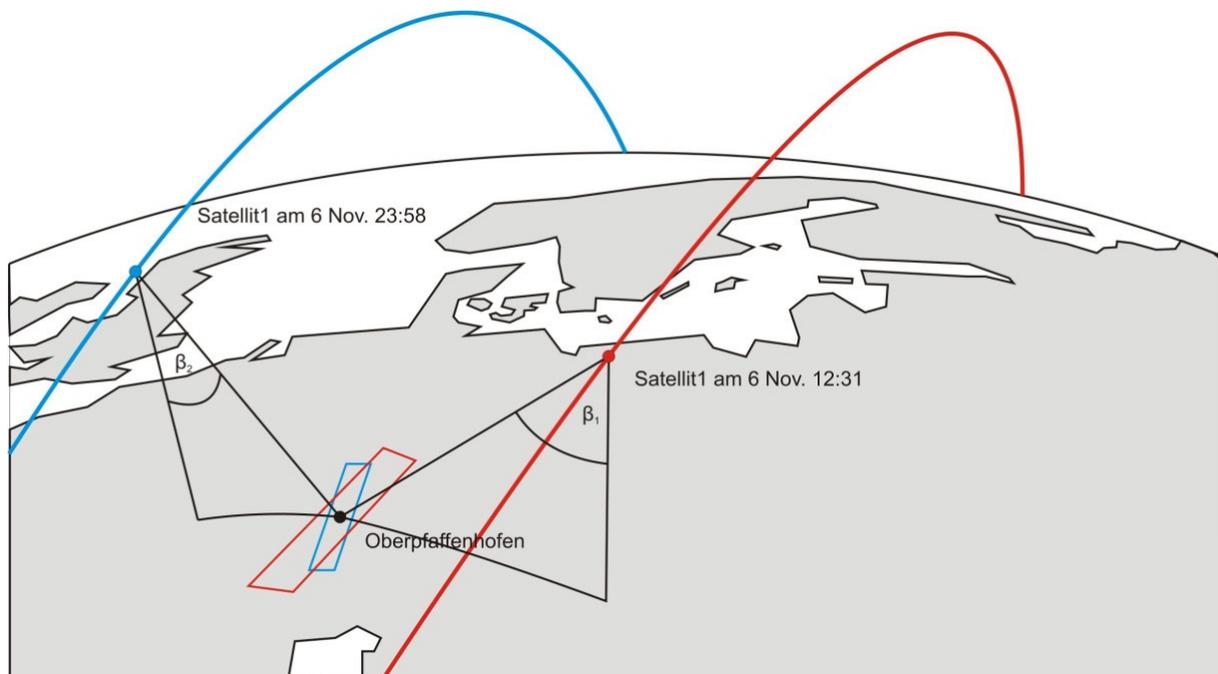


Abb. 70: Überflug eines Ziels mit einem Satelliten zu unterschiedlichen Zeiten und Aufnahmewinkeln.

Ein idealer Überflug zeichnet sich in der Abb. 71 ab. Die Sensorblickrichtung sowie der Bahnast sind identisch und die Gebiete der Bildszenen liegen nahezu komplett übereinander. Die orthogonale Basislänge unterschreitet die systembedingte kritische orthogonale Basislänge. Somit wird sich bei der Repeatpass Interferometrie lediglich die zeitlichen Komponenten auf die Kohärenz auswirken. Die zeitliche Komponente wird durch den Wiederholzyklus eines Satellitensystems vorgegeben. Sie kann beeinflusst werden durch die Anzahl der nutzbaren Satelliten sowie durch die Wahl der Satellitenposition in der Konstellation.

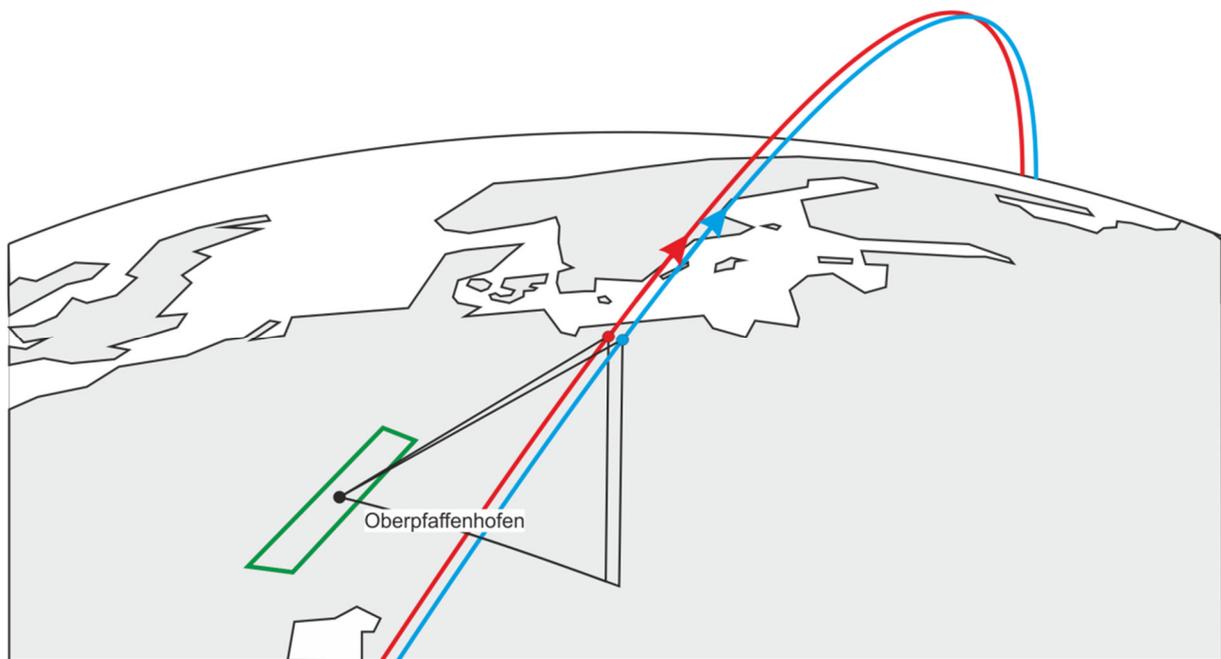


Abb. 71: Überflug eines Zieles mit der Aufnahme aus gleicher Richtung mit zwei Satelliten zur Bildung eines Bildpaares unter Einhaltung der interferometrischen Geometriebedingung

Anhand der Abb. 72 werden die Winkel und Entfernungen der Satelliten-Ziel Geometrie eingeführt, welche für die Berechnung der orthogonalen Basislänge notwendig sind. Hierbei werden für die Geometrieberechnungen, für den Satelliten ein Kreisorbit und für die Erde ein sphärischer Zentralkörper angenommen. Im Allgemeinen Fall sind die Werte für die Bahnhöhe H , die Entfernung vom Satelliten zum Ziel R_s sowie die Elevation ε bekannt. Der Komplementärwinkel zur Elevation ε ist der aus Abb. 6 bekannte Einfallswinkel Θ . In der Satellitentechnik wird für die Beschreibung der Satelliten-Ziel Geometrie der Elevationswinkel bevorzugt.

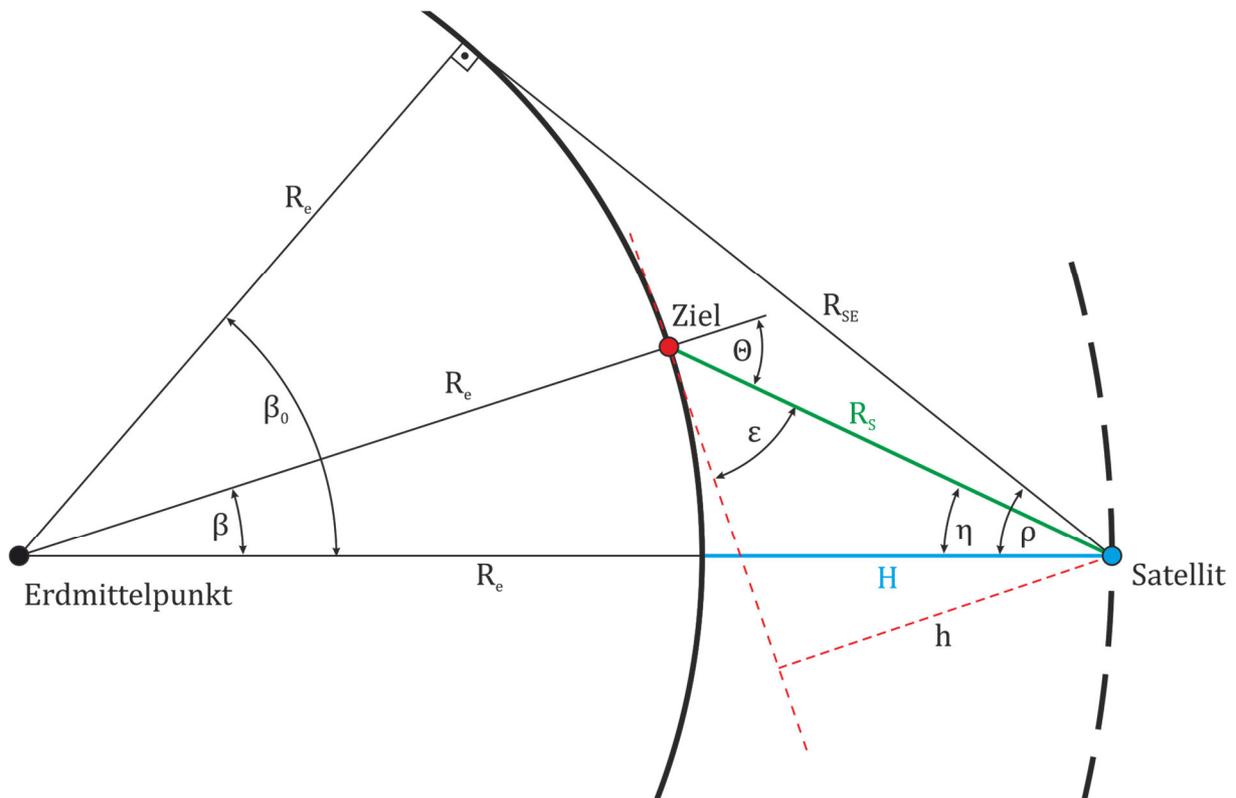


Abb. 72: Darstellung der Satelliten-Ziel Geometrie mit Erdradius R_e , Bahnhöhe H , Entfernung vom Satelliten zum Ziel R_s . Rotgestrichelt ist die Tangentialebene in der Zielkoordinate zum Erdradius dargestellt. Hierbei ist die Höhe von dieser Ebene zum Satelliten mit h dargestellt nach [24 S. 113].

Somit ergibt sich für den Winkel ρ zwischen der Verbindungslinie Satellit-Erdmittelpunkt und der Tangente zum Erdradius.

$$\sin \rho = \cos \beta_0 = \frac{R_e}{R_e + H} \quad (4.15)$$

Der Nadir Winkel η berechnet sich mit dem gefundenen ρ nach:

$$\tan \eta = \frac{\sin \rho \sin \beta}{1 - \sin \rho \cos \beta} \quad (4.16)$$

Somit ergibt sich für den Elevationswinkel ε :

$$\cos \varepsilon = \frac{\sin \eta}{\sin \rho} \quad (4.17)$$

Der Abstand vom Satelliten zum Schnittpunkt der Tangente mit dem Erdradius R_{SE} ergibt sich aus:

$$R_{SE} = R_e \frac{\sin \beta}{\sin \eta} \quad (4.18)$$

Der Sichtwinkel ρ vom Satelliten mit einer Elevationseinschränkung vom Boden zum Beispiel 5° ergibt sich mit:

$$\sin \rho = \cos(\varepsilon) \sin \beta_0 \quad (4.19)$$

Erweitert werden die geometrischen Aspekte für die Interferometrie durch einen weiteren Satelliten in der Darstellung der Abb. 73.

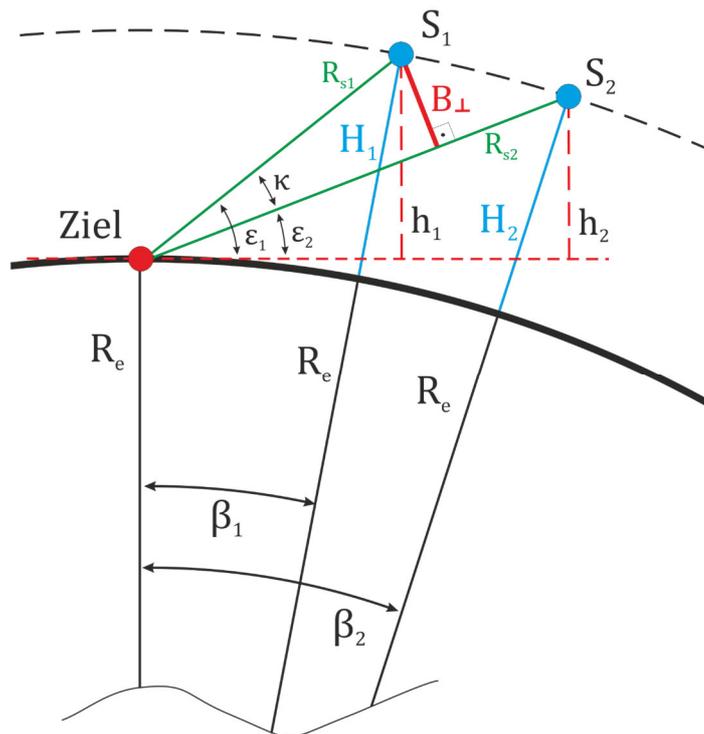


Abb. 73: Geometrie für die Interferometrie Aufnahme mit Darstellung der Referenzebene. Verkürzt dargestellt ist der Erdradius R_e zum Zentrum der Erde mit den Zwischenwinkeln λ vom Ziel zu den Aufnahmepositionen. Ebenso ist der Zwischenwinkel κ von den Aufnahmepositionen zum Ziel mit der dazugehörigen orthogonalen Basislänge dargestellt.

Die Höhenangabe $h_{1/2}$ über einer Bezugsebene, wie sie häufiger in der Literatur aus dem Fachgebiet der Radartechnik zu finden ist ergibt sich für die Aufnahme-positionen S_1 und S_2 aus der Formel:

$$h_{1/2} = R_{s1/2} \sin \varepsilon_{1/2} \quad (4.20)$$

Die Berücksichtigung der Erdkrümmung mittels Kosinussatz führt zu:

$$(R_e + H_1)^2 = R_{s1}^2 + R_e^2 + 2R_{s1}R_e \sin \varepsilon_1 \quad (4.21)$$

Der Winkel im Erdinneren zwischen Ziel und Satellit wird mit

$$\sin \beta = \frac{R_{s1} \cos \varepsilon_1}{(H_1 + R_e)} \quad (4.22)$$

berechnet. Die Berechnung der orthogonalen Basislänge im zweidimensionalen Raum ergibt sich mit der Formel (4.23):

$$B_{\perp} = R_{s1} \sin(\varepsilon_1 - \varepsilon_2) \quad (4.23)$$

Hierfür müssten die Satelliten bei der Datenaufnahme in einer Ebene liegen. Der allgemeine Fall betrachtet die Berechnung der orthogonalen Basislänge im dreidimensionalen Fall.

$$B_{\perp} = R_{s1} \sin \kappa \quad (4.24)$$

Mit κ als Winkel zwischen den Verbindungslinien vom Ziel zu den Aufnahme-positionen S_1 und S_2 :

$$\cos \kappa = \frac{\vec{R}_{s1} \vec{R}_{s2}}{|\vec{R}_{s1}| |\vec{R}_{s2}|} \quad (4.25)$$

In Vektorform berechnet sich die orthogonale Basislänge nach:

$$\vec{B}_{\perp} = \vec{R}_{s2} - \frac{\vec{R}_{s2} \vec{R}_{s1}}{|\vec{R}_{s1}|^2} \vec{R}_{s1} \quad (4.26)$$

Beziehungsweise als Kreuzprodukt:

$$\vec{B}_{\perp} = \frac{1}{|\vec{R}_{s1}|^2} \vec{R}_{s1} \times (\vec{R}_{s2} \times \vec{R}_{s1}) \quad (4.27)$$

Mit diesen Formeln lassen sich die orthogonalen Basislängen zwischen unterschiedlichen Satellitenpositionen berechnen, die zum Auffinden von Interferometrie-Bildpaaren notwendig sind. Die Größe der orthogonalen Basislänge ist weiter abhängig vom ausgewählten Master-Bild des Bildpaares. Entsprechend der orthogonalen Projektion von R_{s1} auf R_{s2} oder umgekehrt.

5 Simulation von Satellitenbahnen

Die Berechnung von Satellitenbahnen in einer Simulationsumgebung bedient sich den physikalischen Modellen, welche im Kapitel 4 zur Orbitmechanik vorgestellt wurden. Neben den Fehlern in der Bahnberechnung durch die Bahnstörungen kann es ebenso durch Fehleingaben bei der Modellierung der Simulation oder internen Berechnungsfehlern zu weiteren Fehlerquellen kommen. Vor jedem Arbeitsschritt mit einem Simulationssystem sind die Eingabeparameter auf Konsistenz zu prüfen, um die Fehlerquellen zu minimieren. Durch unterschiedliche Aufgabenstellungen bieten sich, nach Grad der Komplexität und Zielsetzung, für die Simulation unterschiedliche Simulationsmodelle an, die die Bahnstörungen unterschiedlich berücksichtigen. Die folgende Liste gibt eine Übersicht zu den Propagatoren, welche im nächsten Abschnitt detailliert beschrieben werden.

- *Two-Body (Zwei Körper) Propagator*
- *J2 Propagator*
- *J4 Propagator*
- *LOP (Long term Orbit Predictor)*
- *HPOP (High Precise Orbit Propagation)*
- *SGP4 (Simplified General Perturbations) Propagator*

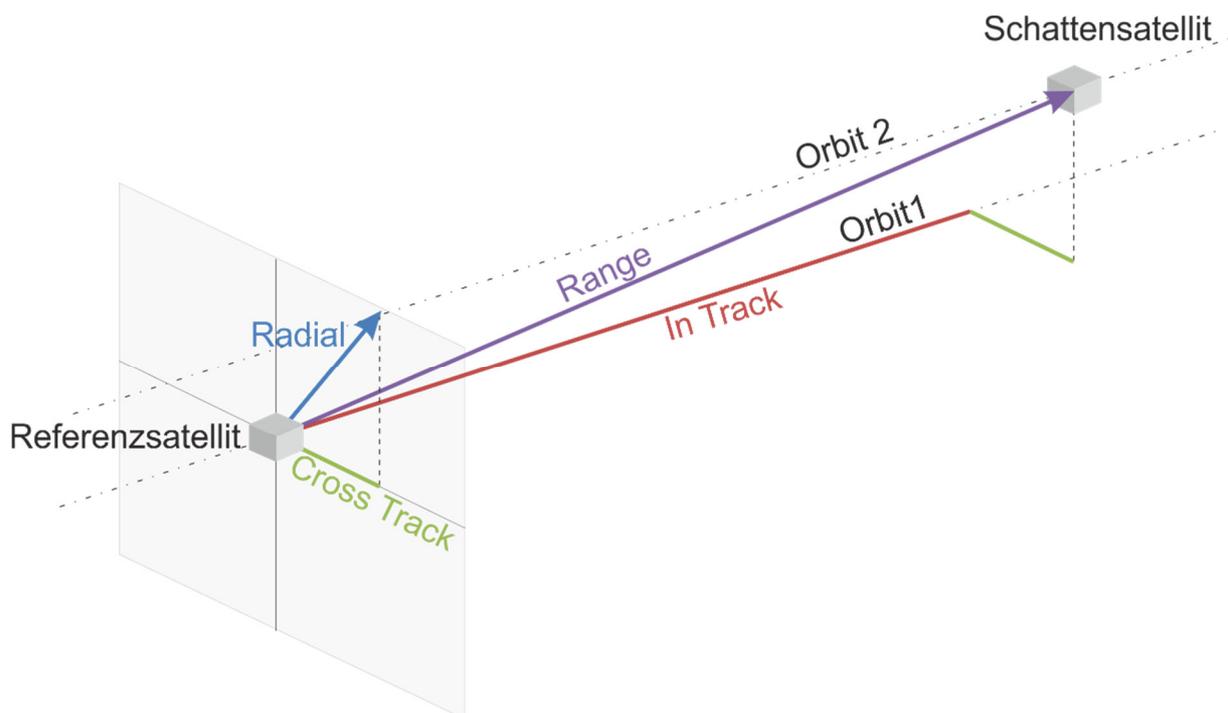


Abb. 74: Darstellung der Abstände eines Referenzsatelliten zu einem Schattensatelliten mit den Komponenten Range (Entfernung), Radial, In-Track (Flugrichtung) und Cross-Track (quer zur Flugrichtung)

Mit dem Vergleich der unterschiedlichen Propagatoren im Kapitel 5.2 werden die Abstände eines Referenzsatelliten in Range (Entfernung), Radial, In-Track (In Flugrichtung) und Cross-Track (quer zur Flugrichtung) dargestellt (Abb. 74).

5.1 Propagationsmodelle zur Simulation

Two-Body: Mit dem relative einfachen Two-Body Propagator wird die Bewegung einer Masse um einen Zentralkörper nach Kepler beschrieben. Hierbei wird lediglich die Gravitation z. B. der Erde berücksichtigt, die als Punktmasse beschrieben ist.

J2 und J4 Propagatoren: Durch den J2 respektive den J4 Propagator werden die säkularen Variationen der Orbitalelemente durch die Erdabplattung berücksichtigt. Dabei werden vom J2 Propagator die Störungen erster Ordnung vom J_2 Koeffizienten beachtet. Der J4 Propagator nutzt außerdem die Störungen zweiter Ordnung bei der Berechnung der Bahnelemente, die im Vergleich zum J_2 drei Größenordnungen kleiner sind. Aus diesem Grund sind die Abweichungen zwischen den Orbits sehr gering.

Die ersten drei Propagatoren berücksichtigen nicht die Störungen durch die Atmosphäre oder Störungen durch die Gravitationskraft von Sonne und Mond. Im Allgemeinen werden diese Propagatoren für Anfangsstudien zur Durchführung von Trendanalysen herangezogen, wenn die Daten über das Raumfahrzeug noch nicht vorhanden sind und erste Aussagen über die Mission getroffen werden sollen. Der J2 Propagator wird in der Regel für kurze Analysezeiträume im Bereich von Wochen verwendet. Mit dem J4 Propagator werden Zeitspannen in der Größenordnung von Monaten bis Jahren untersucht. Die Abb. 75 zeigt den Bahnunterschied zwischen J2 und J4 Propagator nach 30 Tagen mit einem Messpunkt-Abstand von ca. 90 min. Diese Propagatoren sind besonders gut geeignet einen „ideal“ gewarteten Orbit zu modellieren, ohne dass man die Wartungsmanöver zur Bahnerhaltung selbst modellieren muss. Die Lösungen der J2 und J4 Orbitpropagatoren sind approximiert und basieren auf den Keplerelementen. Die Einwirkung der Kräfte auf den Satelliten bewirkt eine Ablage in den Keplerelementen über die Zeit (säkulare Änderungen) und oszillierenden Veränderungen (gewöhnlich mit einer kleinen Amplitude). Die Berechnungen der Propagatoren zeigen lediglich periodische Auswirkungen auf die Große-Halbachse, die Exzentrizität und die Inklination durch die Bahnstörungen. Während eine Ablage über die Zeit in der Länge des aufsteigenden Knoten, dem Argument des Perigäums und der Mittleren Anomalie erzeugt wird.

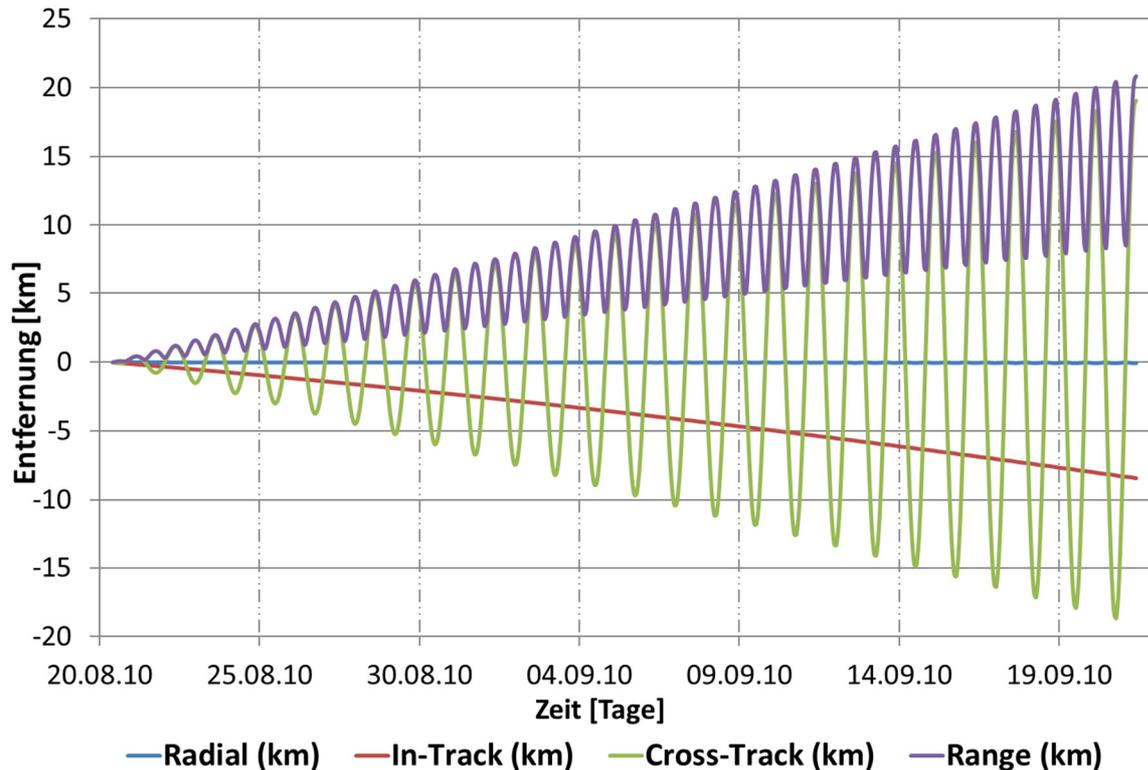


Abb. 75: Abstand zwischen zwei Satelliten mit gleichen Bahnparametern nach 30 Tagen mit J2 und J4 Propagatoren

LOP (Long term Orbit Predictor): Der LOP erlaubt akkurate Vorhersagen über die Bewegung eines Satellitenorbits über viele Monate oder Jahre. Dabei werden von dem Propagator dieselben Orbitalelemente verwendet, wie bei den Two-Body, J2 und J4 Propagatoren. Jedoch kann für diesen Propagator ein eigenes Kraftmodell definiert werden, welches folgende Parameter berücksichtigen kann, die jeweils spezielle, separat einstellbare Optionen aufweisen [79]:

- Erdgravitation
- Gravitation anderer Körper
- Atmosphäre
- Auswahl des Atmosphärenmodells
- Druck der Solarstrahlung
- Angabe der Dimensionen des Satelliten

HPOP (High Precision Orbit Propagator) [79]: Der High Precision Orbit Propagator kann mit jeder Art von Orbit umgehen, sei es ein zirkularer, elliptischer, parabolischer oder ein hyperbolischer Orbit.

Anmerkung: HPOP™ ist ein Warenzeichen von Microcosm, Inc.

Der HPOP benutzt numerische Integrationsmethoden, um den Zustand eines Satelliten in das J2000 Inertialsystem zu propagieren. Bei dem J2000 handelt es sich um ein festes Koordinatensystem mit der Epoche vom 1 Januar 2000 um 11:58:55,816 UTC. Die Angabe des jeweiligen Referenzsystems ist essentiell, um

die relativen Positionsangaben mit der Orientierung zum Frühlingspunkt beschreiben zu können.

Bei den verfügbaren Integrationstechniken handelt es sich um die Runge-Kutta-Fehlberg Methode der 7 – 8 Ordnung, die Burlirsch-Stoer Methode und die Gauss-Jackson Methode der 12 Ordnung. Für die Berechnung werden unterschiedliche physikalische Konstanten verwendet.

SGP4 (Simplified General Perturbations): Der Simplified General Perturbations Propagator ist der Standard AFSPACECOM (Air Force Space Command) Propagator und wird mit einem Satz von Two-Line Elementen benutzt. Der Propagator berücksichtigt säkulare und periodische Variationen durch die Erdabplattung, solare und lunare Gravitationseffekte sowie gravimetrische Resonanzeffekte und Einflüsse auf die Orbithöhe durch die Verwendung eines Widerstandsmodells. Die Softwarelösung STK (Systems Tool Kit) von AGI [79], die in dem selbst erstellten Werkzeug zum Auffinden der Aufnahmemöglichkeiten Anwendung findet, benutzt für ihren SGP4 Propagator die CSSI SGP4 Routine in der Version 2008-11-03. Der Propagator generiert Ephemeriden in dem True Equator Mean Equinox Koordinatensystem, die als Grundlage die Epoche der spezifizierten TLE aufweisen. Die Information stammt aus einem TLE-Datensatz mit Orbitelementen, die dem SGP4 Propagator zur Verfügung gestellt werden. Die US-Luftwaffe stellt für eine Untermenge von beobachteten Weltraumobjekten diese TLE's zur Verfügung (ca. 12.000 im April 2009). Den Kunden von AGI wird der Zugriff auf diese Datenbank online via Internet ermöglicht. Jede TLE besitzt eine Epoche im Format Jahr, Tag des Jahres und Bruchteil des Tages (06040.85138889 [YYDDD.ddddd] = 09.02.2006 20:26:00 [dd.mm.yyyy HH:MM:ss]). Die so durch den SGP4 Propagator erzeugten Ephemeriden sind lediglich nur ein paar Tage gültig. Die US-Luftwaffe gibt keinen offiziellen Gültigkeitszeitraum für die jeweiligen TLE's an. In [80] wird angeführt, dass ein neuer Datensatz herausgegeben wird, wenn ein Positionsfehler (Messung gegen Simulation) von 5000 Metern überschritten wird. Nach einer gewissen Zeit werden aus diesem Grund für jedes Weltraumobjekt neue TLE's erstellt. Die Intervalle in denen eine Aktualisierung durchgeführt wird, hängen stark davon ab in welcher Bahnhöhe sich der Satellit befindet und ob dieser Bahnmanöver durchführt. Wenn TLE's bei der Bahnberechnung zum Einsatz kommen, ist es wichtig die richtigen TLE's für das jeweilige Zeitintervall zu wählen.

Historischer Abriss zum SGP4 Propagator [79]: Wie bereits erwähnt, nutzt STK's SGP4 Propagator Two-Line-Elemente, um die Bahn eines Satelliten zu berechnen. Die verwendeten TLE-Datensätze werden in einem Weltraumkatalog aktualisiert und gepflegt. Dies wurde von unterschiedlichen militärischen Organisa-

tionen im Cheyenne Mountain Komplex in Colorado Springs, CO, seit 1965 bewerkstelligt. Die Hauptaufgabe dieses Weltraumkataloges ist die Pflege der Orbitalelemente. Die ursprüngliche analytische Theorie hinter dem Simplified General Perturbations wurde von Aeronutronic-Ford entwickelt. Max Lane begann 1965 mit der Entwicklung einer leicht abgewandelten analytischen Theorie. Seine Arbeit, zusammen mit den Beiträgen von Ken Cranford, resultierte in dem SGP4. In den frühen 1970igern wurde die originale SGP Theorie durch eine Version der Luftwaffe ersetzt. Das Hauptziel von Lane, Cranford und den anderen Wissenschaftlern der 14th Aerospace Force war es eine analytische Orbittheorie zu entwickeln, die eine bessere Orbitbestimmung und Voraussage für niedrig fliegende Satelliten ermöglichte. Bis zu diesem Zeitpunkt gab es noch keine leistungsstarken Computer. Während die neue Theorie im Cheyenne Mountain Komplex implementiert werden sollte, verhinderten es operationelle Gesichtspunkte diese Theorie auf die entsprechenden Sensoren anzuwenden. In der Zwischenzeit wurden pseudo-SGP Elemente entwickelt, um die astrodynamische Verträglichkeit mit der SGP orbital Theorie zu bewerkstelligen. In den mittleren bis zu den späten 1970igern wurde der SGP4 hinsichtlich extraplanetarer Anwendung angepasst. Diese Anpassung wurde primär durch Captain Bruce Bowman und Richard Hujask vom 14th Aerospace Force / Air Defence Command / NORAD durchgeführt. Der jetzige SGP4 Propagator ist also in Wirklichkeit ein SGP4 / DP4 Propagator. Auch wenn mittlerweile die Bodenstationen und der militärische Nutzer in der Regel den SGP4 nutzen, hat sich die Praxis erhalten, die es ermöglicht die Bereitgestellten Elemente im SGP oder SGP4 Propagator zu verwenden.

Der Hauptunterschied zwischen den zwei Elementensätzen ist die Formulierung der mean motion und der Darstellung des Luftwiderstandes. Zum Beispiel wird im SGP die Kozai Theorie genutzt, während im SGP4 die Brouwer Theorie zum Tragen kommt. Durch die operationellen Anforderungen war die Kozai mean motion das Standard TLE-Orbit Produkt. Normalerweise findet man eine NULL vor dem Ephemeridentypen in der ersten Zeile des TLE-Datensatzes. Sollte eine zwei auftauchen, deutet dies darauf hin, dass die Formulierung der mean motion nach Brouwer erfolgte und keine Konvertierung für die Verwendung in SGP4 notwendig ist. Mit STK 9 wurde der SGP4 Algorithmus, der intern angewandt wird von AGI durch einen eigenen Algorithmus verändert, der durch CSSI zur Verfügung gestellt wird (www.centerforspace.com). In den meisten Fällen ist der Unterschied der Position durch die Nutzung eines anderen Algorithmus relativ klein. Der Vorteil der CSSI Routine ist, dass die Beschreibung des Algorithmus, Vergleiche zu anderen Routinen, Validierungstests und sogar der Quellcode frei verfügbar sind.

5.2 Vergleich der unterschiedlichen Propagatoren hinsichtlich ihrer Propagationsgenauigkeit

Durch einen Vergleich mit wissenschaftlichen Bahndaten des TerraSAR-X Satelliten soll aufgezeigt werden, wie präzise die Orts- und Geschwindigkeitsinformationen der einzelnen Propagatoren sind und welche Aussagen sich dabei für Interferometrie-Bildpaaraufnahmen ableiten lassen. Dabei weisen die wissenschaftlichen Bahndaten eine Positionsgenauigkeit im quadratischem Mittel (Root Mean Square RMS) von < 20 cm in jede Raumrichtung auf [81]. Sie werden durch das Nachprozessieren von GPS-Positionsdaten gewonnen [82]. Diese wissenschaftlichen Daten werden durch Bahnrechnungen aus den verschiedenen Propagationsmodellen verglichen. Durchgeführt wird diese Untersuchung mit der Software STK (Systems Tool Kit) der Firma AGI [79]. Dabei werden über einen Simulationszeitraum von 15 Tagen die wissenschaftlichen Positions- und Geschwindigkeitsdaten (State Vector) mit den propagierten Daten mittels eines Analyseberichtes gegenübergestellt. Als Ergebnis werden die Informationen über Entfernung, Radius, Distanz in Flugrichtung und quer zur Flugrichtung dargestellt. Die Abb. 74 stellt die einzelnen Parameter der Ergebnisse dar. Die Tab. 11 zeigt die Propagatoren, welche bei der Untersuchung Anwendung fanden und welche Bahnstörungen durch die Propagatoren berücksichtigt werden.

Tab. 11: Berücksichtigung von Bahnstörungen von einzelnen Propagatoren

Propagator	Bahnstörung						
	Atmosphäre	Gravitation	Sonnenstrahlung	Albedo	Relativistische Effekte	Erdabplattung	Magnetfelder
Two-Body	x	x	x	x	x	x	x
J4	x	x	x	x	x	✓	x
LOP	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
HPOP	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
SGP4	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓

Zu Beginn werden die Bahndaten mit dem Two-Body Propagator berechnet und mit den gemessenen Bahndaten verglichen. Die entsprechenden Entfernungen nach Abb. 74 werden in Abb. 76 dargestellt.

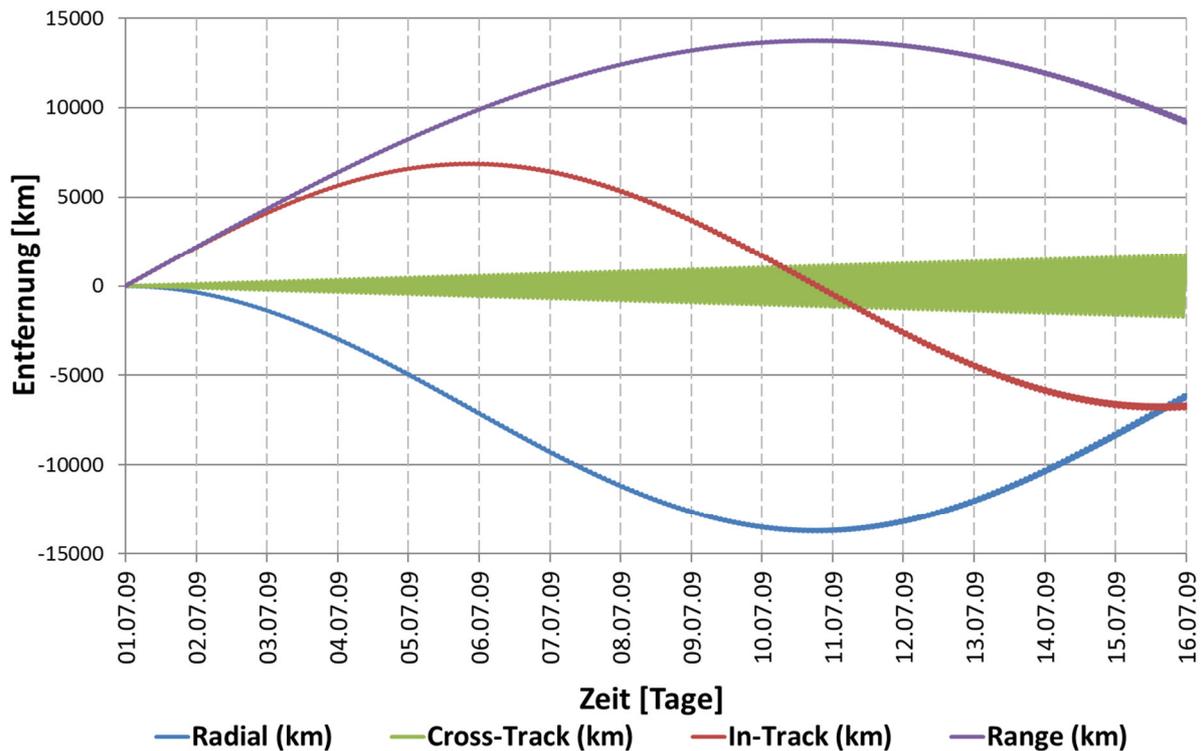


Abb. 76: Two-Body Propagation gegen wissenschaftliche Bahndaten des Satelliten TerraSAR-X

Das einfachste physikalische Modell, das bekannte Zwei-Körperproblem zeigt nach kurzer Zeit starke Abweichungen in allen Bereichen zur gemessenen Position des Satelliten. Dieser Propagator ist durch die starken Abweichungen nicht zur Bestimmung der Aufnahmepositionen der interferometrischen Bildpaare geeignet.

Als nächstes werden die Bahndaten mit dem J4-Propagator erzeugt und in der Abb. 77 mit den wissenschaftlichen Bahndaten gegenübergestellt. Der J4-Propagator zeigt lediglich eine geringe Abweichung quer zur Flugrichtung im Bereich von 18 km. Die anderen Messgrößen weichen ähnlich stark, wie bei dem Zwei-Körper Propagator, von der Originalposition des Satelliten ab. Die Amplitude scheint bei einer geringeren Frequenz gleich zu sein. Auch dieser Propagator ist nicht für eine Bestimmung der interferometrischen Bildpaare geeignet.

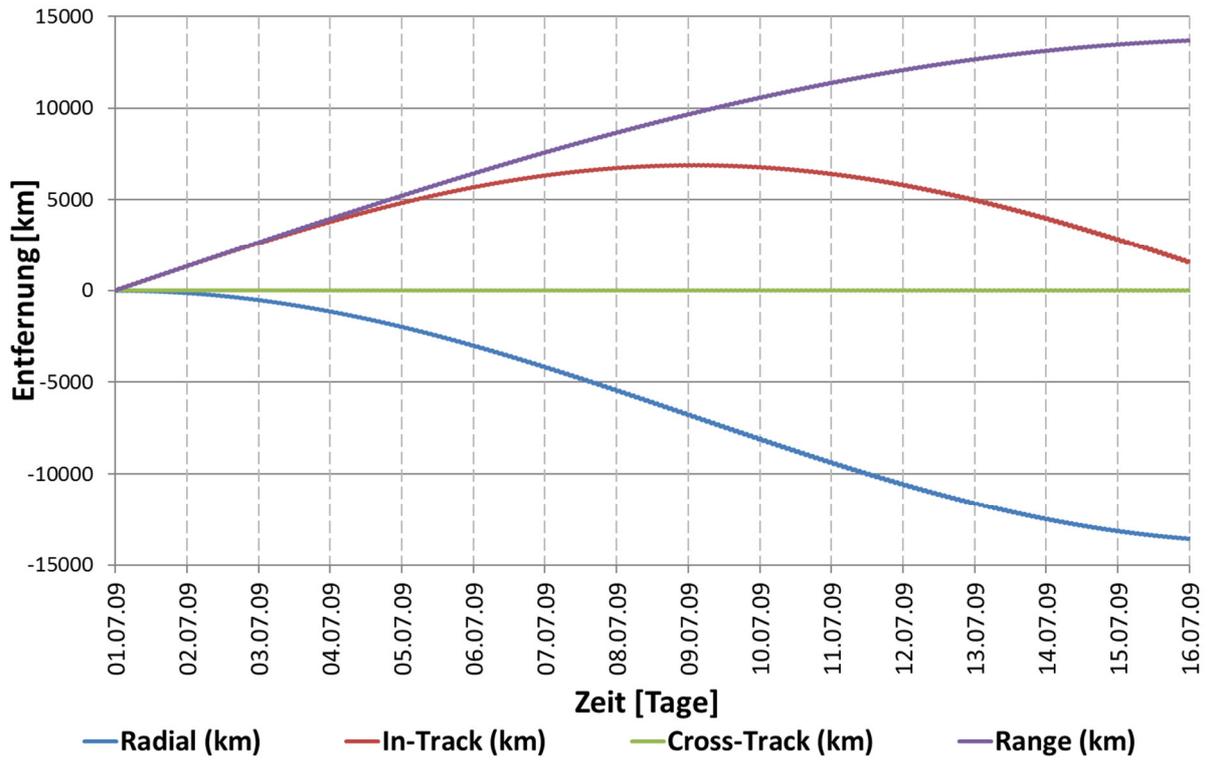


Abb. 77: J4 Propagation gegen wissenschaftliche Bahndaten des Satelliten TerraSAR-X

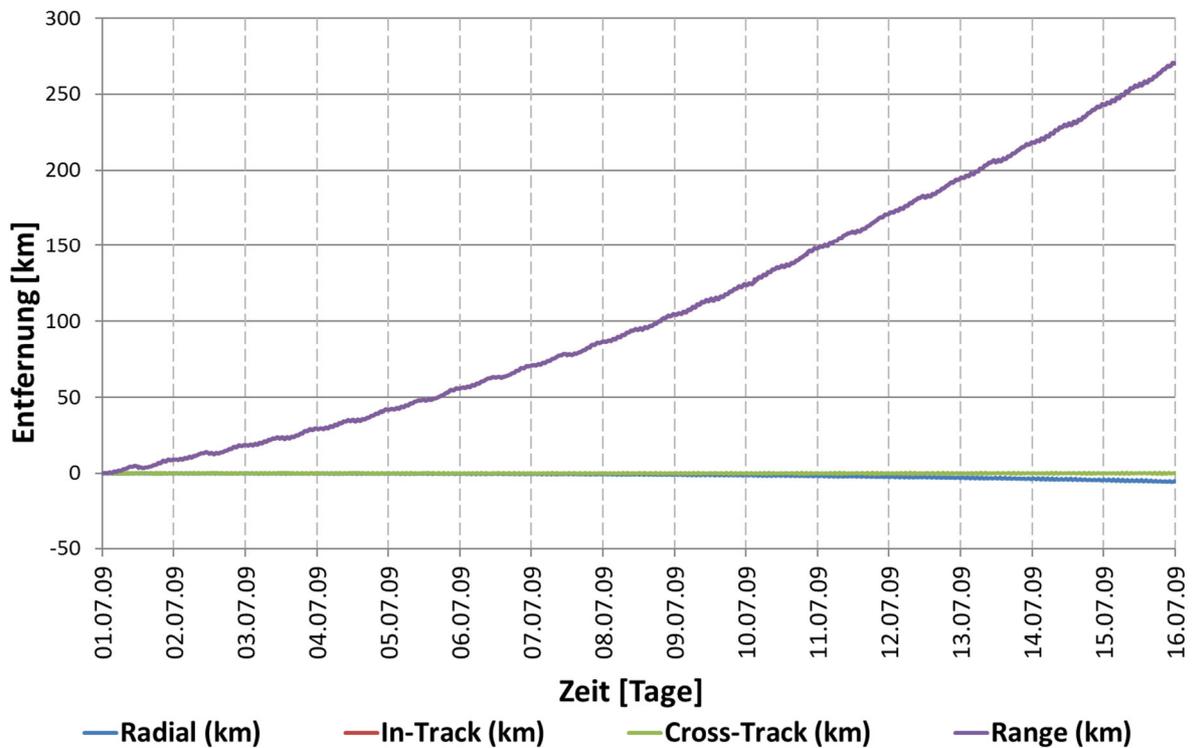


Abb. 78: Propagation mit HPOP gegen wissenschaftliche Bahndaten des Satelliten TerraSAR-X

In der Abb. 78 wird der High Precision Orbit Propagator mit den gemessenen Bahndaten verglichen. Bei dem High Precision Orbit Propagator können, wie bereits beschrieben viele Einstellungen für die Simulation vorgenommen werden. Dieser Propagator liefert stabile Ergebnisse für den radialen Fehler (< 5 km) und die Abweichung quer zur Flugrichtung ($< 0,5$ km) über den simulierten Zeitraum und den daraus resultierenden zeitvarianten Bahnstörungen für diese Bahnhöhe. Der Fehler in Flugrichtung ist im Vergleich zu den ersten beiden Propagatoren nicht so ausgeprägt und erreicht nach 15 Tagen maximal 270 km.

Die Untersuchung in der Abb. 79 zeigt einen Vergleich der, mittels SGP4 Propagation erzeugten, Bahndaten zwischen einem TLE-Datensatz und allen im Simulationszeitraum verfügbaren Datensätzen.

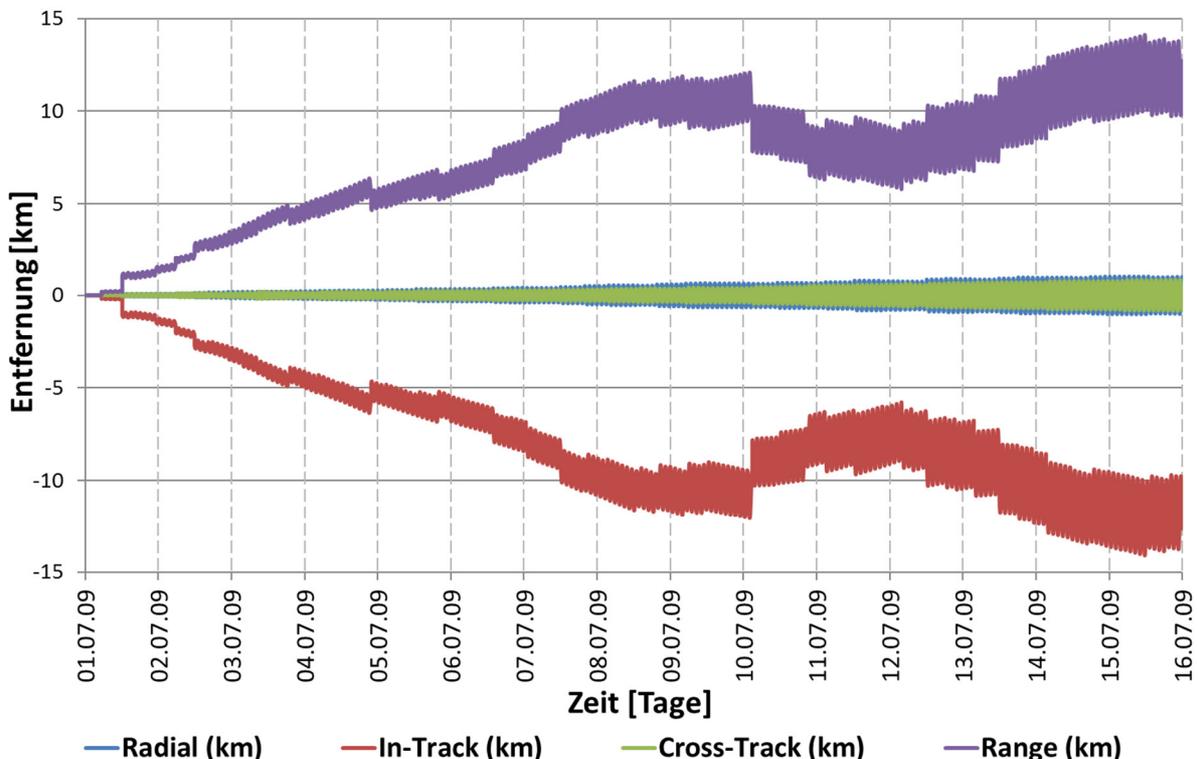


Abb. 79: Propagation eines TerraSAR-X TLE-Datensatzes mit dem SGP4 Propagator gegen alle verfügbaren TLE-Datensätze im Simulationszeitraum

Anhand der Sprünge in den Verläufen kann man den Wechsel zu einem neuen TLE-Datensatz erkennen. Der Wechsel erfolgt zu jedem Epochzeitpunkt der jeweiligen TLE. Mit dieser Analyse kann keine Aussage zur Abweichung der realen Position des Satelliten getroffen werden, aufgrund der Tatsache das TLE-Informationen selber mit einem größeren Fehler behaftet sind. Dies wurde bereits in der Beschreibung zum SGP4-Propagator dargelegt.

Eine deutlichere Darstellung des TLE-Überganges demonstriert die Abb. 80 in der zwei TLE-Datensätze in den Vergleich der Bahndaten einbezogen wurden.

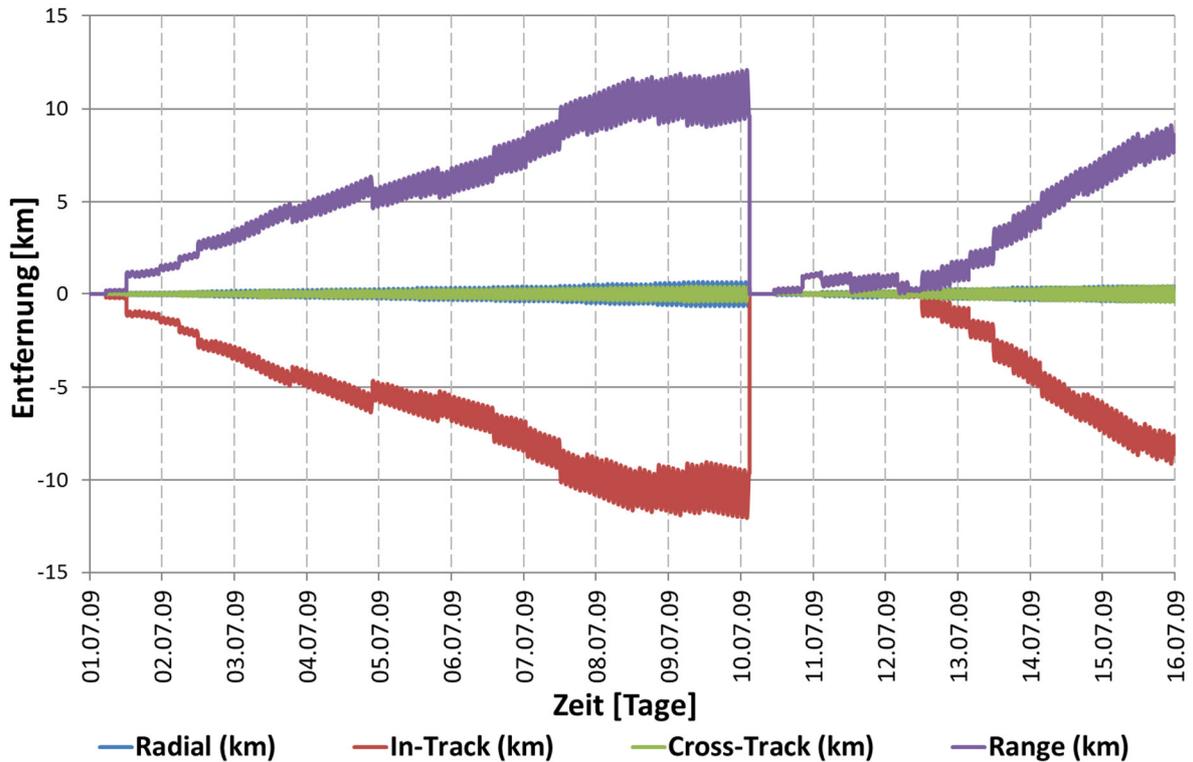


Abb. 80: Propagation mit 2 TerraSAR-X TLE-Datensätzen mit dem SGP4 Propagator gegen alle verfügbaren TLE-Datensätze im Simulationszeitraum

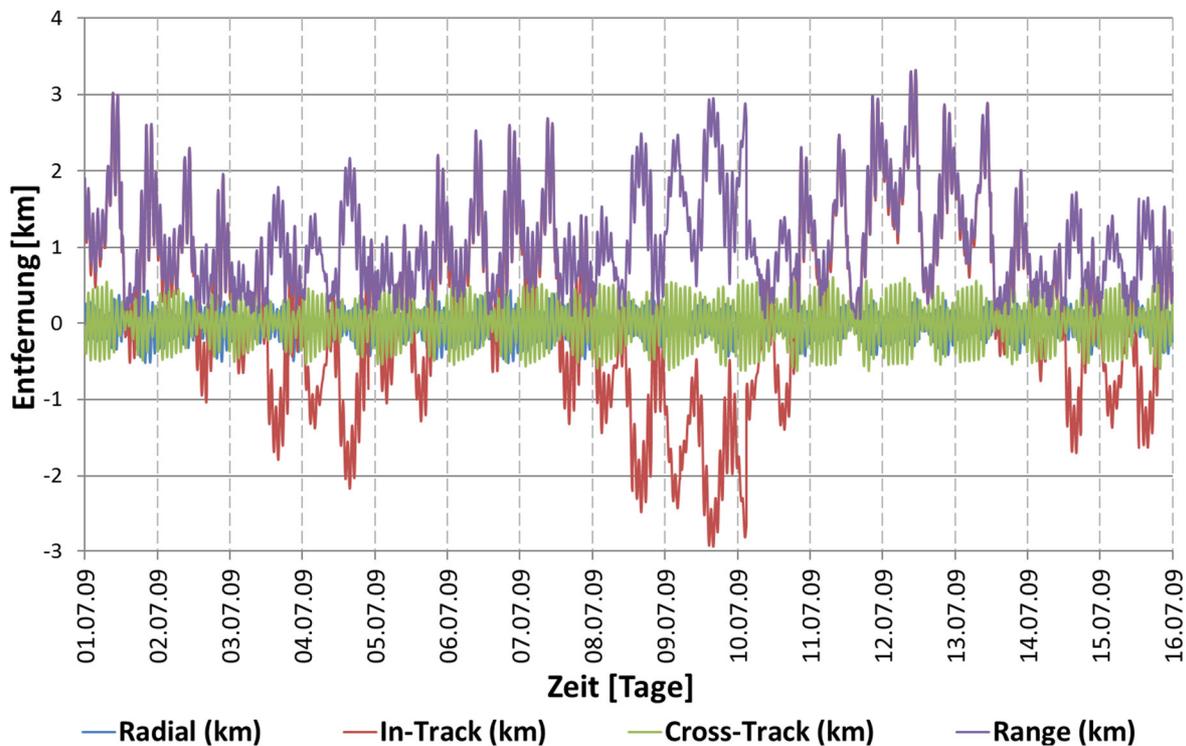


Abb. 81: SGP4 Propagation mit allen TLE-Datensätzen im Vergleich zu den wissenschaftlichen TerraSAR-X Bahndaten

Die Gegenüberstellung der Bahndaten beziehungsweise der Abstände der Satelliten in der Abb. 81 mit den wissenschaftlichen Bahndaten gegen eine SGP4 Propagation mit allen TLE-Datensätzen führt zu einer quantitativen Betrachtung der TLE-Ungenauigkeiten für den Simulationszeitraum. Der relative Fehler in Flugrichtung beträgt maximal 3,3 Kilometer. Dies korreliert nicht mit den Aussagen aus [80], dass neue TLE's bei einer Ungenauigkeit von 5 km erstellt werden. Das Aktualisierungsintervall unterschreitet diese Grenze und ist für Außenstehende nicht vorhersagbar. Prägnant sind bei dem Fehler in Flugrichtung die starken Schwankungen. Der radiale Fehler liegt hier im Bereich von 0,5 Kilometern. Es handelt sich bei dieser Betrachtung lediglich um eine Momentaufnahme und kann nicht als genereller Zustand gesehen werden. Die Fluktuationen der Sonnenaktivität, der Atmosphäre oder der Bahnhöhe wurden hier nicht betrachtet.

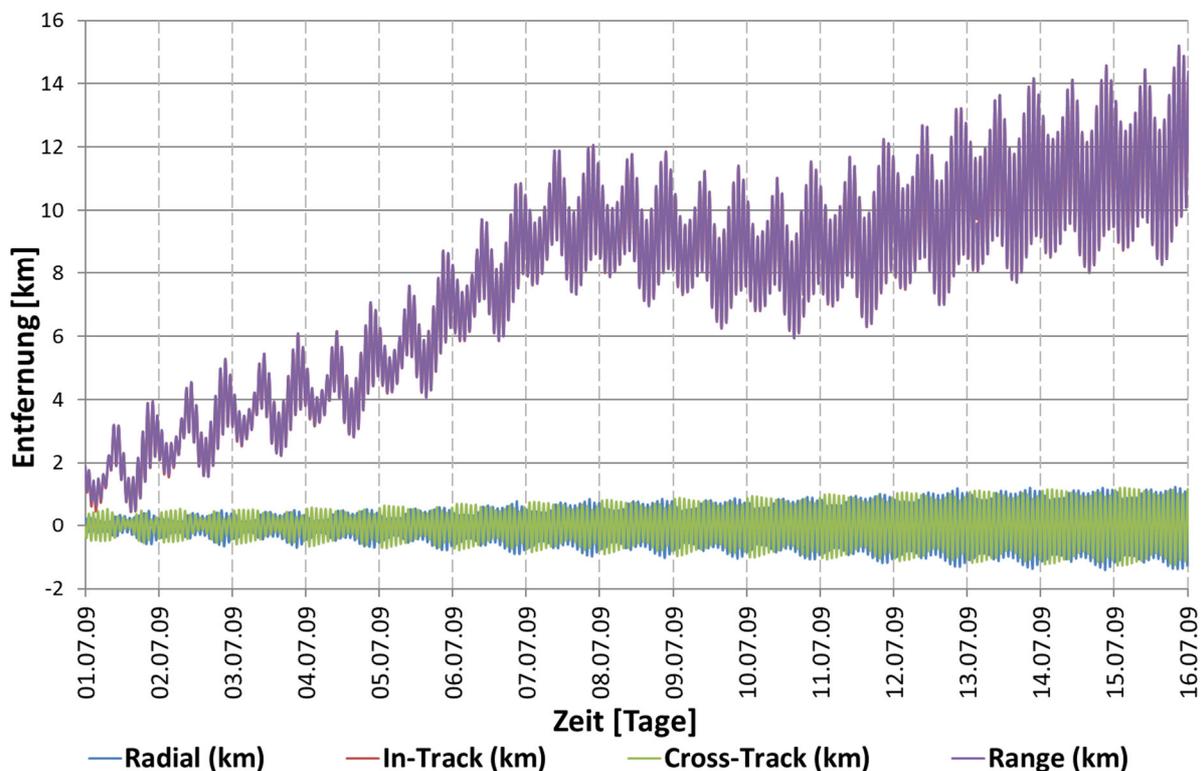


Abb. 82: SGP4 Propagation mit einem TLE-Datensatz im Vergleich zu den wissenschaftlichen TerraSAR-X Bahndaten

Zum Auffinden von Interferometrie-Bildpaaren ist es wichtig, die Genauigkeit der Bahndaten über einen längeren Zeitraum abschätzen zu können. Es zeigt sich in der Analyse aus der Abb. 82, wo ein TLE-Datensatz propagiert wurde und mit den wissenschaftlichen Bahndaten verglichen wurde, dass die Abweichung in Flugrichtung 14 km und quer zur Flugrichtung 1,3 km betrug. Welchen Einfluss diese Abweichung auf die Suche der geeigneten Bildpaare hat, wird im Kapitel 6 der Fehlerbetrachtung diskutiert. Weitere detailliertere Untersuchungen des DLR

[83] für die Kollisionsvermeidung stützen diesen Trendverlauf. Diese Analysen zeigen die Einflüsse der unterschiedlichen Sonnenaktivitäten und verschiedener Bahnhöhen auf die Abweichung der simulierten Satellitenposition zur realen Position nach einem Tag sowie nach vier und sieben Tagen. In der Tab. 12 sind die Ergebnisse dieser Analyse aufgeführt. Die dunkelblauen Bereiche wurden durch eine lineare Extrapolation berechnet.

Tab. 12: Abweichung der realen Position eines Satelliten bezüglich einer TLE-Propagation (Root mean square [m]) mit unterschiedlichen Bahnhöhen und Sonnenaktivitäten [83]

		1 Tag propagiert				4 Tage propagiert				7 Tage propagiert						
		Höhe [km]				Höhe [km]				Höhe [km]						
		300-350	350-400	400-450	450-500	300-350	350-400	400-450	450-500	300-350	350-400	400-450	450-500			
Radial [m]	Fluss [W/m ² Hz]	-90	356	249	234	333	-90	670	527	500	618	-90	1007	917	751	906
	90-140	257	249	213	290	90-140	552	511	465	562	90-140	1073	981	753	847	
	140-190	285	278	189	376	140-190	581	540	434	651	140-190	1464	1373	1049	1064	
	190-	325	317	116	315	190-	549	508	403	581	190-	1199	1107	783	930	
Flugrichtung [m]	Fluss [W/m ² Hz]	-90	2890	1472	983	1316	-90	12214	13983	6845	3845	-90	33897	41995	22600	8795
	90-140	2087	1567	1069	1394	90-140	20832	15864	9477	7227	90-140	65887	50026	32075	19715	
	140-190	2314	1795	1678	2646	140-190	25942	20974	18566	15524	140-190	81216	65356	54208	42424	
	190-	3064	2544	1415	2340	190-	22575	17607	15199	15564	190-	75632	59771	48623	47091	
Querab [m]	Fluss [W/m ² Hz]	-90	350	254	347	308	-90	401	267	355	344	-90	454	292	379	391
	90-140	236	309	367	293	90-140	247	309	349	290	90-140	271	325	355	309	
	140-190	304	377	385	403	140-190	272	334	374	409	140-190	253	308	370	419	
	190-	300	373	380	368	190-	274	336	376	363	190-	274	328	390	363	

Betrachtet man einen Satelliten in 500 km Bahnhöhe in einer sehr aktiven Sonnenphase mit einem Fluss von $190 \times 10^{-22} \frac{W}{m^2 Hz}$ erhält man nach 7 Tagen eine Ablage in der radialen Komponente von 930 Metern, in Flugrichtung von 47091 Metern und querab zur Flugrichtung von 363 Metern. Dies zeigt, dass die möglichen Simulationszeiträume zum Auffinden der Interferometrie-Bildpaare stark von der Sonnenaktivität und der Bahnhöhe des Satelliten abhängen. Diese Einflüsse werden im nächsten Kapitel genauer untersucht, um eine mögliche Zeitspanne für die Propagation in die Zukunft zu identifizieren.

6 Störeinflüsse auf die Basislänge

Die Basislänge ist eine geometrische Größe. Sie dient als Maß zur Bestimmung der Kohärenzeigenschaften zweier SAR-Aufnahmen. Diese Kohärenzeigenschaft wird über die kritische orthogonale Basislänge nach Formel (6.1) ausgedrückt und quantifiziert die Interferometriefähigkeit möglicher Bildpaare.

$$B_{\perp_{krit}} = \frac{B_{SYS}}{f_0} R_S \tan(\theta - \alpha) \quad (6.1)$$

Sie enthält die sensorspezifischen Parameter Bandbreite und Mittenfrequenz, die plattformspezifischen Parameter der Bahnhöhe aus Schrägentfernung und Einfallswinkel sowie einem bildszenenspezifischen Parameter der Hangneigung. Aus dieser Betrachtungsweise lassen sich zwei Einflussbereiche auf die orthogonale Basislänge identifizieren. Diese Bereiche sind zum einen die Sensorhardware und die Plattform auf dem dieser Sensor befestigt ist und zum anderen ist es die Aufnahmegeometrie zwischen Satellit und Aufnahmegebiet. Aus dem ersten Bereich können die Modellierungsfehler des Sensors bezüglich der Hardware und der Ausbreitung der elektromagnetischen Welle durch die Atmosphäre hinsichtlich ihrer Auswirkungen auf die Basislänge untersucht werden. Dies wird in Kapitel 6.1 durchgeführt. Aus dem Bereich der Aufnahmegeometrie (Kapitel 6.2) gibt es die Unterscheidung in Propagations-ungenauigkeiten (Kapitel 6.3) mit Einflüssen auf die Entfernung R_S und dem Einfallswinkel θ sowie der Geländeneigung. Diese Einzelfälle werden im Folgenden genauer analysiert und hinsichtlich der Anwendbarkeit auf die Methode zum Auffinden von Bildpaaren für interferometrische SAR-Produkte aus Kapitel 7 untersucht.

6.1 Einflüsse auf die Basislänge durch die Sensorhardware und Plattform

Verfolgt man den Ausbreitungspfad der elektromagnetischen Welle von einem Satelliten als Sensorplattform zur Erde so muss die Atmosphäre zwei Mal durchdrungen werden. Der Einfluss der Atmosphäre besteht in einer Signal-dämpfung und in einer refraktionsbedingten Phasenänderung. Durch die Refraktion bedingte Verschiebung der elektromagnetischen Welle ist eine Ablage im Aufnahmegebiet nach [13] im Zentimeterbereich zu erwarten. Für die Basislängenberechnung ist diese Fehlergröße unerheblich und wird nicht weiter betrachtet.

Wenn ein Sensorsystem auf eine bestimmte Trägerfrequenz ausgelegt ist, wird diese durch die Hardware abgebildet. Ein signifikanter frequenzverändernder Einfluss auf der Sensorebene ist nicht anzunehmen. So werden die Frequenzabhängigkeiten der Basislängenberechnung fest von dem Sensor vorgegeben und münden in dem bekannten Verlauf der kritischen orthogonalen Basislänge über den Einfallswinkel in Abb. 83.

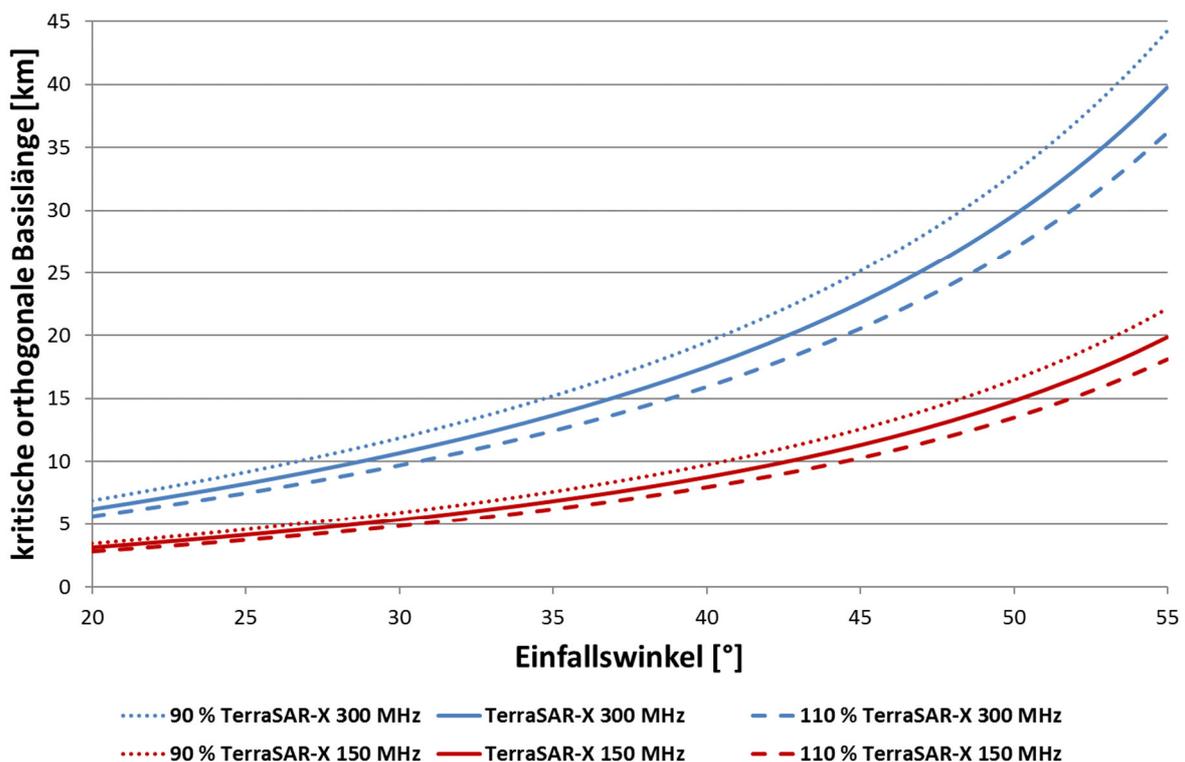


Abb. 83: Verlauf der Basislänge über den Einfallswinkel für den TerraSAR-X Satelliten mit einer Mittenfrequenz von 9.650 MHz und den Systembandbreiten von 150 beziehungsweise 300 MHz. Zusätzlich wurde in der Abbildung die Träg Mittenfrequenz, mit einer Variation von $\pm 10\%$ beaufschlagt.

Die spektrale Verschiebung aufgrund der Geländeneigung wird bei den Einflüssen auf die Basislänge durch die Aufnahmegeometrie betrachtet.

6.2 Einflüsse auf die Basislänge durch die Aufnahmegeometrie

Für die Betrachtung der Einflüsse auf die Basislänge durch die Aufnahmegeometrie zeigt die Abb. 84 zunächst einmal den Verlauf der Entfernung vom Satelliten zum Ziel unter verschiedenen Einfallswinkeln. Hierfür wurde ein Satellit mit einer Bahnhöhe von 514 km und einer Inklination von $97,44^\circ$ modelliert. Das Ziel befindet sich am Äquator.

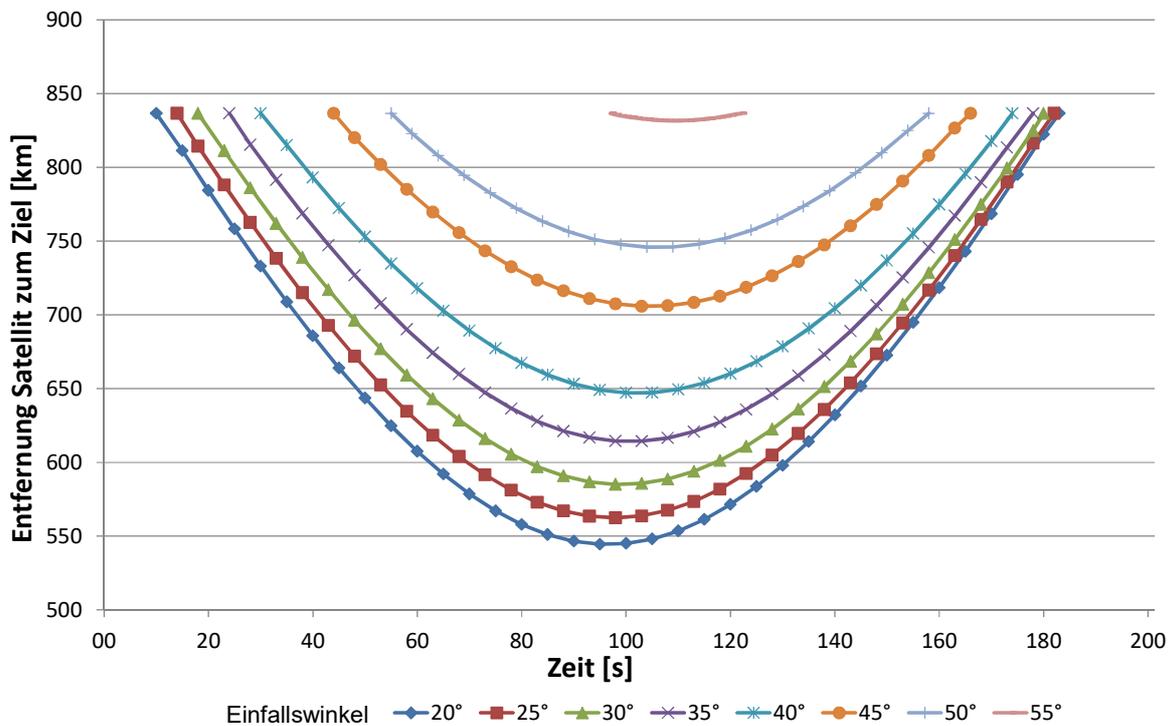


Abb. 84: Entfernung des Satelliten zum Ziel unter verschiedenen Einfallswinkeln

Für das Auffinden der Interferometrie-Bildpaare wird die Berechnung der orthogonalen Basislänge zum Zeitpunkt mit der geringsten Entfernung zum Ziel durchgeführt. Je nach Aufnahmedauer der Bilddaten ergibt sich ein Verlauf der Basislänge über die Bildszene nach Abb. 85 – Abb. 87. Es wurde der Orbit mit Wiederholzyklus von TerraSAR-X, eine Orbitvariation mit unterschiedlicher Bahnhöhe ($\Delta H = 1 \text{ km}$) und ein Orbit mit gleicher Bahnhöhe jedoch mit veränderter Länge des aufsteigenden Knotens, der Knotenlinie ($\Delta \text{RAAN} = 0,01^\circ$) für die Untersuchungen herangezogen. Die Zielkoordinate für dieses Szenario ist 0° N und 0° O . Die orthogonale Basislänge wurde berechnet indem zu jedem Azimutwinkel des Ziels der entsprechende Elevationswinkel und die Entfernung Ziel-Satellit bestimmt wurde. Hierbei wurde die Aufnahmezeit mit ca. 20 s angenommen und ist in den Graphen als horizontale rote Linie gekennzeichnet. Sie befindet sich in der Höhe der ermittelten orthogonalen Basislänge zum Zeitpunkt der geringsten Entfernung zum Ziel. Der Verlauf der Basislänge selber ist über einen Zeitraum von ± 90 Sekunden zum bestimmten Kontakt dargestellt.

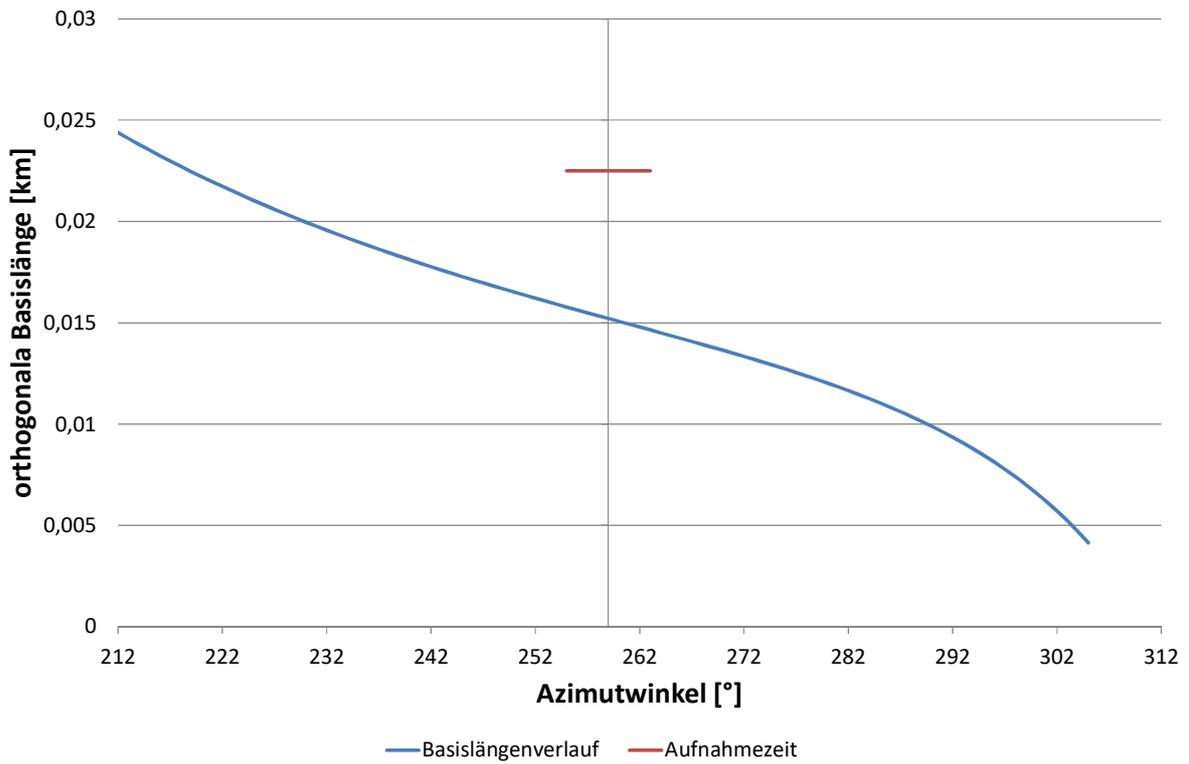


Abb. 85: Verlauf der orthogonalen Basislänge über den Azimutwinkel während der Aufnahme einer Zielszene mit dem TerraSAR-X System Anhand von TLE-Daten aus dem Jahr 01.2010.

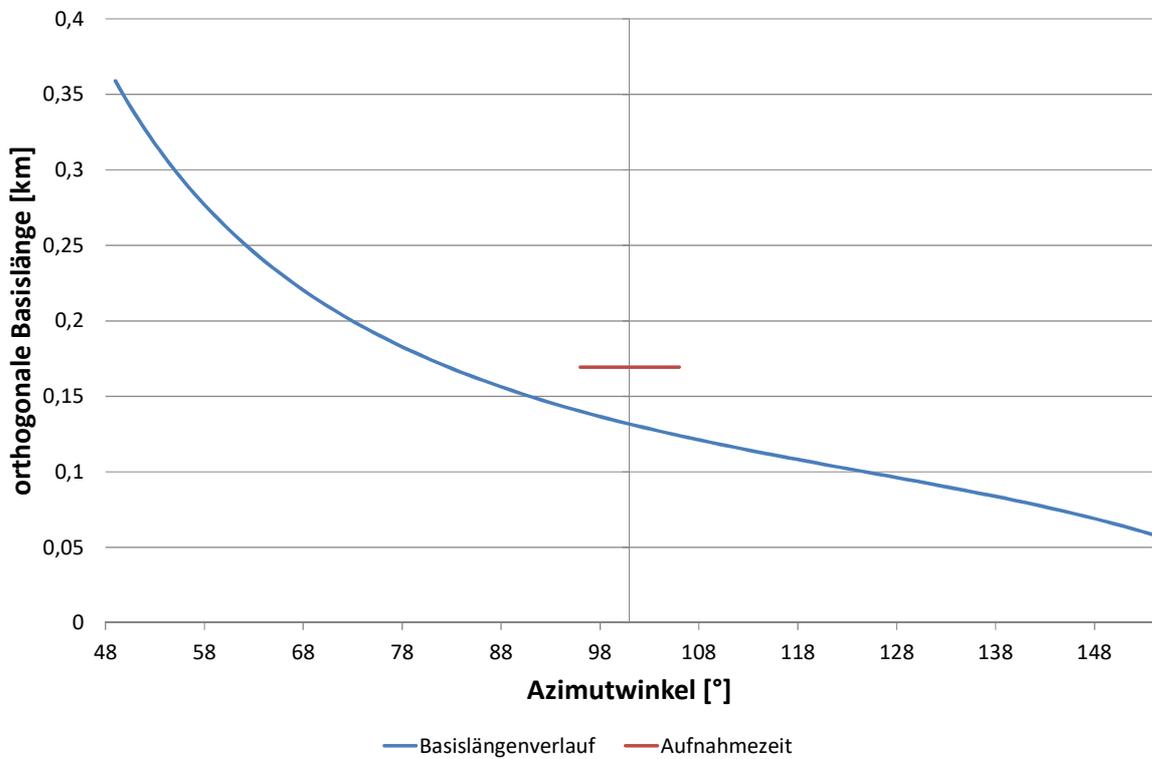


Abb. 86: Verlauf der orthogonalen Basislänge über den Azimutwinkel während der Aufnahme einer Zielszene mit den TerraSAR-X Bahnparametern und einer Ablage der großen Halbachse von einem Kilometer.

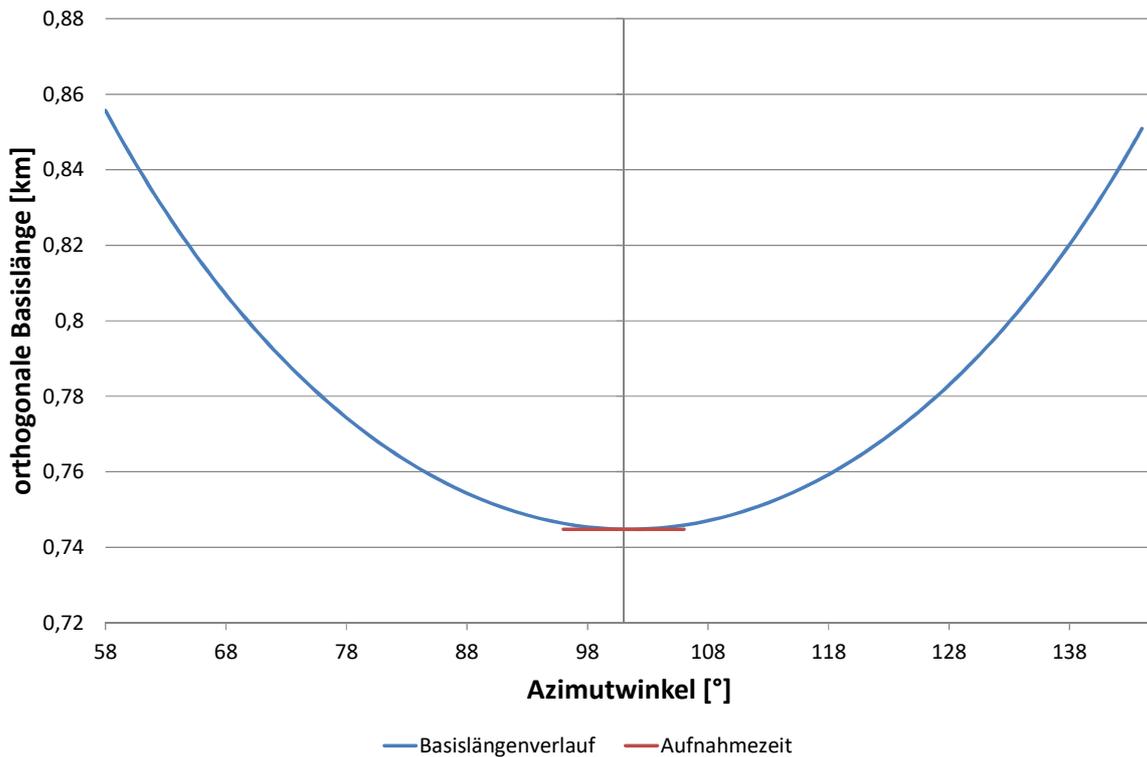


Abb. 87: Verlauf der orthogonalen Basislänge über den Azimutwinkel während der Aufnahme einer Zielszene mit den TerraSAR-X Bahnparametern und einer Ablage der Knotenlinie von 0,01 Grad.

Der Abstand von berechneter orthogonaler Basislänge zum Zeitpunkt der geringsten Entfernung zum Ziel, zu der in einer Azimutebene ermittelten Basislänge, wird durch die leicht unterschiedlichen Azimutwinkel zu den Zeitpunkten des geringsten Abstandes hervorgerufen. Über den betrachteten Zeitraum von ca. 180 Sekunden in den Abb. 85 - Abb. 87 ist der Verlauf der Basislänge nicht linear und nimmt bei unterschiedlichen Variationen der Bahnparameter einen anderen Verlauf an. Dies führt zu einer weiteren Untersuchung des Basislängenverlaufes in Abhängigkeit zum Breitengrad mit Variationen des RAAN, der Halbachse und der Inklination. Diese Untersuchung ist in der Abb. 88 dargestellt. Hierbei weisen die Bahnparameter zur Berechnung der Basislänge zwischen den Satelliten für das Δ der Knotenlinie $0,2^\circ$, für das Δ der Halbachse 1 km und für das Δ der Inklination $0,5^\circ$ aus. Diese Variationen der einzelnen Bahnparameter wird durch Überlagerung der Variationen kombiniert und in der Δ Summe abgebildet. Indem jeder Bahnparameter einmal mit negativem Vorzeichen betrachtet wird, ist jede Permutation der Variationen abgedeckt.

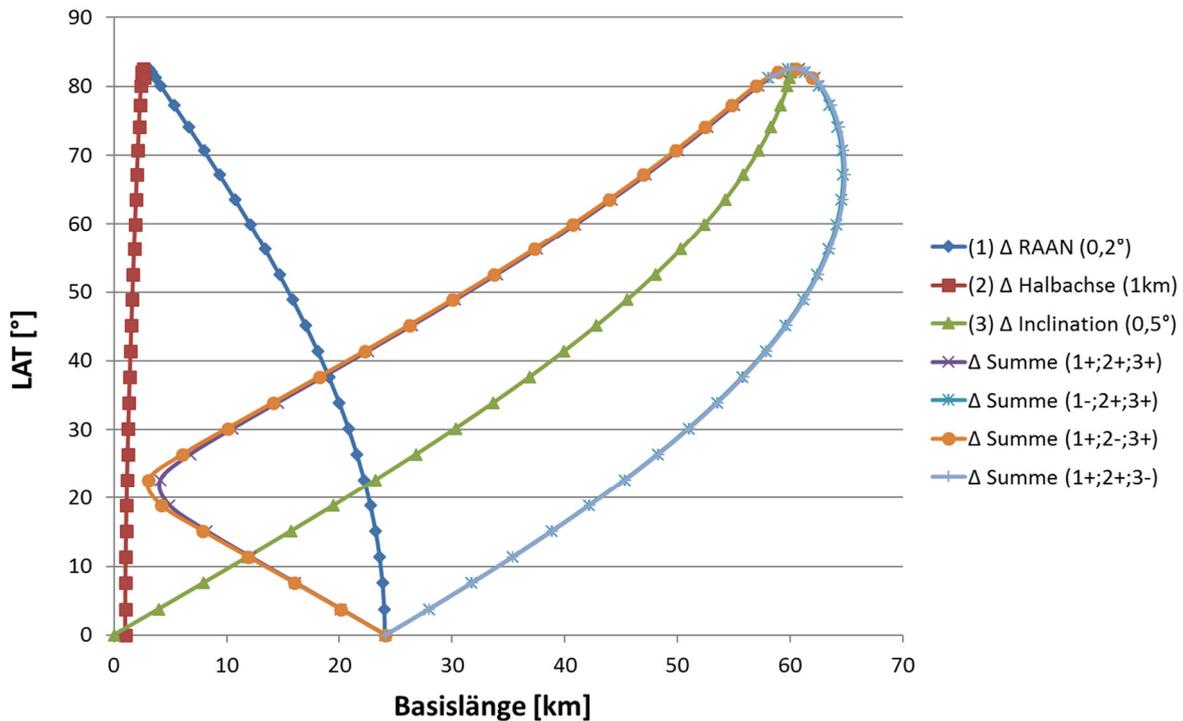


Abb. 88: Verlauf der Basislänge mit differierenden Bahnparametern über unterschiedliche Breitengrade

Die Untersuchung des Basislängenverlaufes in Abhängigkeit zum Breitengrad aus Abb. 88 zeigt eindeutig, dass eine geringe Abweichung der Inklination schnell die Basislänge auf höheren Breiten anwachsen lässt. Eine unterschiedliche Bahnhöhe, wie es bei Satellitenkonstellationen üblich ist, hat eine geringe Auswirkung auf die Basislänge speziell im äquatornahen Bereich. Sollte eine unterschiedliche Bahnhöhe in einer Satellitenkonstellation über einen längeren Zeitraum geflogen werden, entsteht eine Ablage in der Knotenlinie innerhalb der Konstellation. Der Unterschied der Knotenlinie wirkt sich am Äquator aufgrund der Geometrie besonders stark aus. Je nach Kombination und Größe der Abweichungen von den Bahnparametern der Satelliten, ist in Abhängigkeit der geografischen Lage des Ziels mit einer mehr oder weniger großen Abweichung der Basislänge zu rechnen. Ein-Satellitensysteme, welche einem Orbit mit Wiederholzyklus aufweisen, werden in der Regel nur geringe Abweichungen in den hier untersuchten Bahnparametern aufzeigen. Mehr-Satellitensysteme sind diesbezüglich anfälliger. So muss beim Betrieb dieser Systeme verstärktes Augenmerk auf die Einhaltung, der für die Interferometrie relevanten Grenzen gelegt werden. Missionsübergreifende Konstellationen können aus unterschiedlichen Satellitensystemen mit unterschiedlichen Bahnhöhen und Inklinationen bestehen. Die Eignung für interferometrische Aufnahmen dieser Systeme schwankt durch die Drift der Satelliten in der Konstellation zueinander.

Primär Verantwortung für die orthogonale Basislänge in einem Satellitensystem haben, nach Formel (2.25) beziehungsweise (6.1), die unterschiedlichen Einfallswinkel. Werden diese geometrischen Gegebenheiten mit der Systembedingten kritischen orthogonalen Basislänge überlagert (Abb. 89), erhält man einen Anhaltspunkt in welchem Rahmen die elevationsbedingte Ablage für das interferometrische Prozessieren liegen darf.

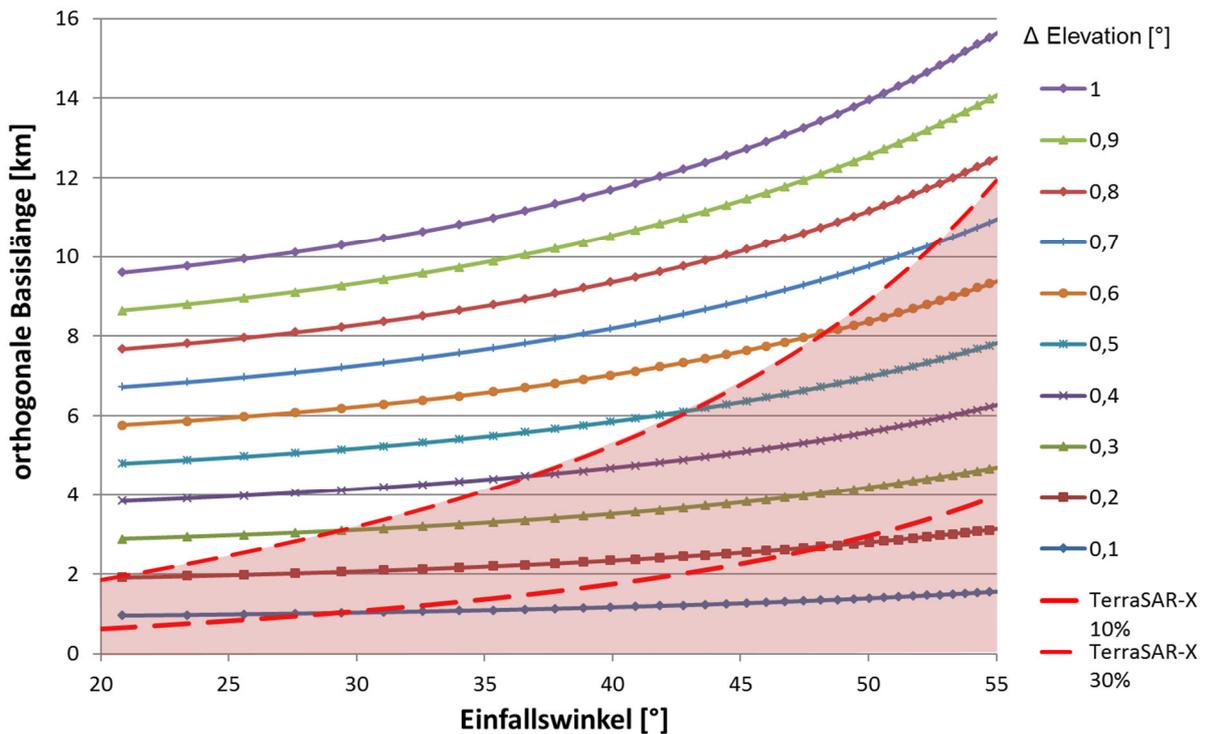


Abb. 89: Basislängenverlauf mit unterschiedlichen Elevationsabweichungen bei der Aufnahme zu verschiedenen Einfallswinkeln. Rot gekennzeichnet ist der Verlauf der 10 prozentigen und 30 prozentigen systembedingten kritischen orthogonalen Basislänge für TerraSAR-X mit einer Systembandbreite von 300 MHz.

Für TerraSAR-X sieht man aus der sensorseitigen Betrachtung der Fehlereinflüsse auf die Basislänge in der Abb. 83 die kritische orthogonale Basislänge in einem Einfallswinkelbereich von 20 – 55° mit einem Basislängenverlauf von 6 – 40 km. Durch den praxisüblichen Ansatz von 10 – 30 Prozent der kritischen orthogonalen Basislänge erhält man einen Basislängenverlauf von 0,6 – 4 km beziehungsweise 1,8 – 12 km, wie es in der Abb. 89 durch die rot gestrichelte Linie dargestellt ist. Für dieses System kann man für den 10 prozentigen Anteil der kritischen orthogonalen Basislänge abschätzen, dass im Nahbereich ein Elevationsunterschied von maximal $< 0,1^\circ$ ($< 0,2^\circ$ bei 30 %) zulässig ist und im Fernbereich ein Elevationsunterschied von $< 0,2^\circ$ ($< 0,4 - 0,7^\circ$ bei 30 %).

Ein weiterer Punkt, welcher in diesem Zusammenhang betrachtet wird, ist die Neigung des Geländes und dessen Einfluss auf die Basislänge nach Formel (2.25). Die Abb. 90 zeigt die spektrale Verschiebung als Funktion der Geländeneigung für den TerraSAR-X Satelliten.

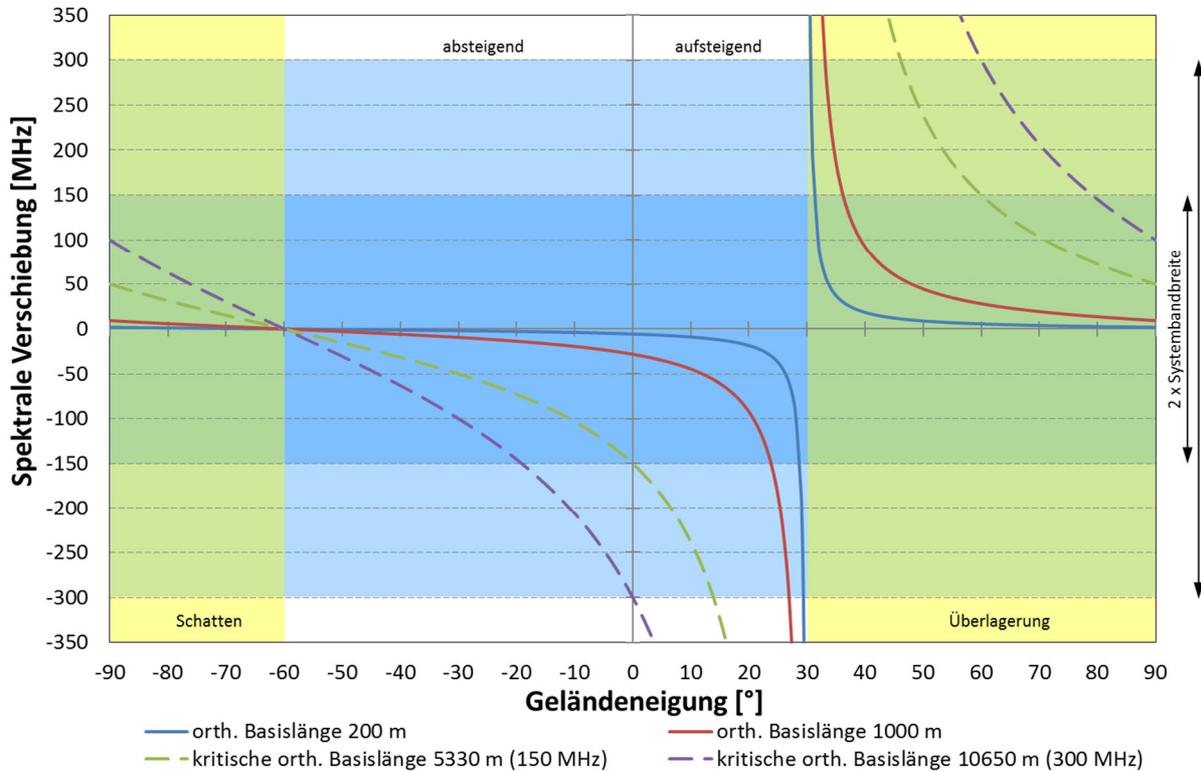


Abb. 90: Spektrale Verschiebung als Funktion der Geländeneigung nach Formel (2.25) für das TerraSAR-X System mit einem Einfallswinkel von 30°. Durch den gegebenen Einfallswinkel beginnt ab + 30 ° der Bereich der Überlagerung und korrespondierend hierzu ab - 60 ° der Bereich der Abschattung. Untersucht wurden die orthogonalen Basislängen von 200 m, 1000 m sowie die kritischen orthogonalen Basislängen von 5330 m und 10650 m bei den Systembandbreiten von 150 und 300 MHz. Abbildung nach [35]

Die Bereiche, an denen die spektrale Verschiebung die Systembandbreite überschreitet, liefern keine korrelierten Signale zurück und können nicht interferometrisch verarbeitet werden. Eine andere Darstellungsform des TerraSAR-X Systems mit einer Bandbreite von 300 MHz im Sinne der Basislängenuntersuchung ist in der Abb. 91 zu sehen. Diese Abbildung zeigt die kritische orthogonale Basislänge über die Geländeneigung und den Einfallswinkel in einem drei dimensionalen Graphen. Aufgrund der Tangensfunktion ist nur der Bereich mit positiver Geländeneigung dargestellt, um die auftretenden Singularitäten zu umgehen.

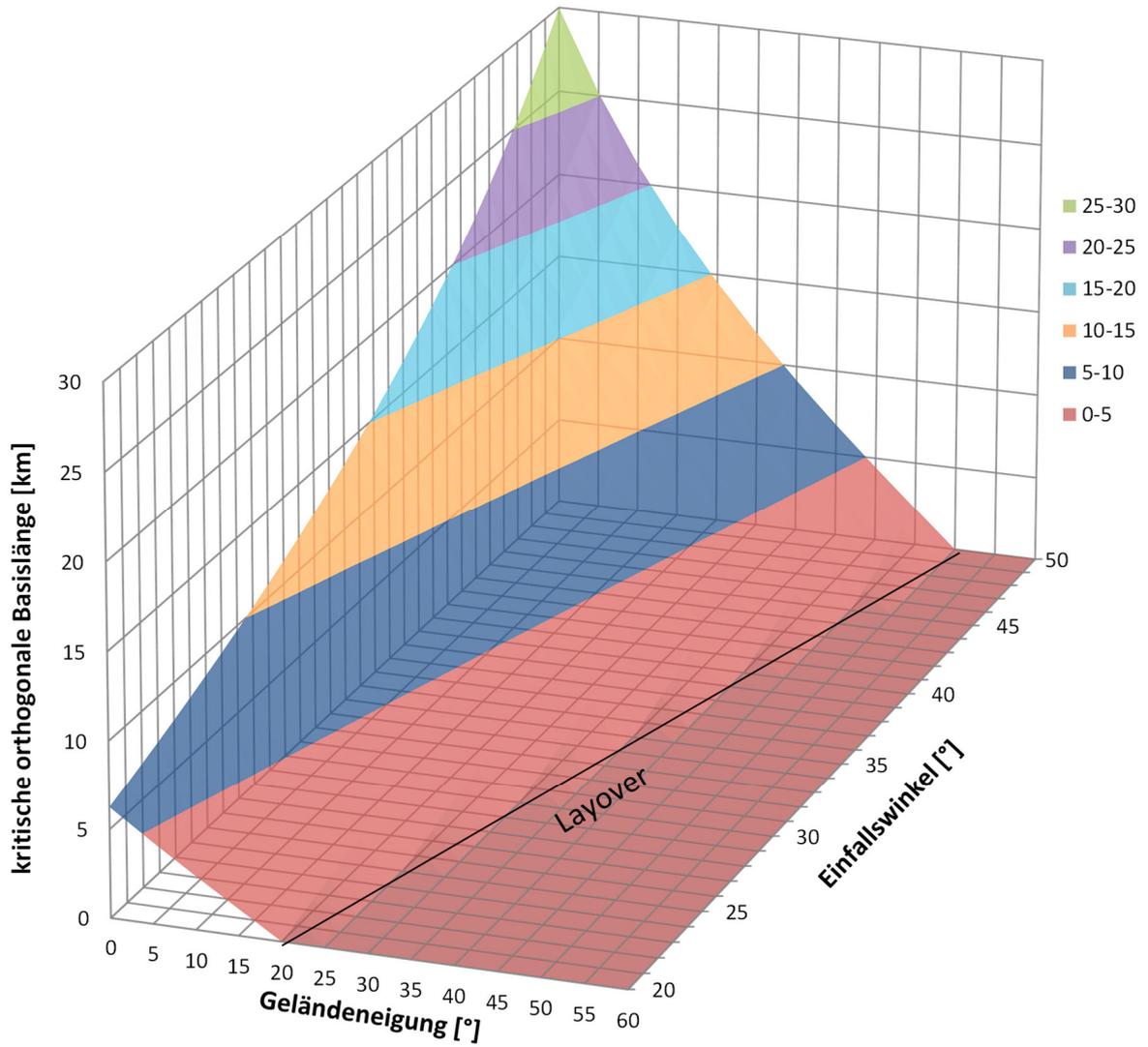


Abb. 91: Darstellung der kritischen orthogonalen Basislänge von TerraSAR-X mit einer Bandbreite von 300 MHz über die Geländeneigung und den Einfallswinkel.

6.3 Einflüsse der Propagationsungenauigkeit auf die Größe der Basislänge

Der Einfluss auf die Basislänge durch die Propagation ist im Prinzip geometrischer Natur, da die ermittelte Position der Satelliten durch die Propagation fehlerbehaftet ist. Mit diesem Wissen stellen sich zwei grundlegende Fragen:

- Welche Genauigkeitsanforderungen an die Satellitenpositionen der Aufnahmen gibt es, um Interferometrie-Bildpaare bilden zu können?
- In welchem Zeitbereich darf maximal simuliert werden:
Tage, Wochen oder Monate?

Die Abb. 92 stellt die Variation der Satellitenposition aufgrund von Propagationsfehlern in der Aufnahmegeometrie dar.

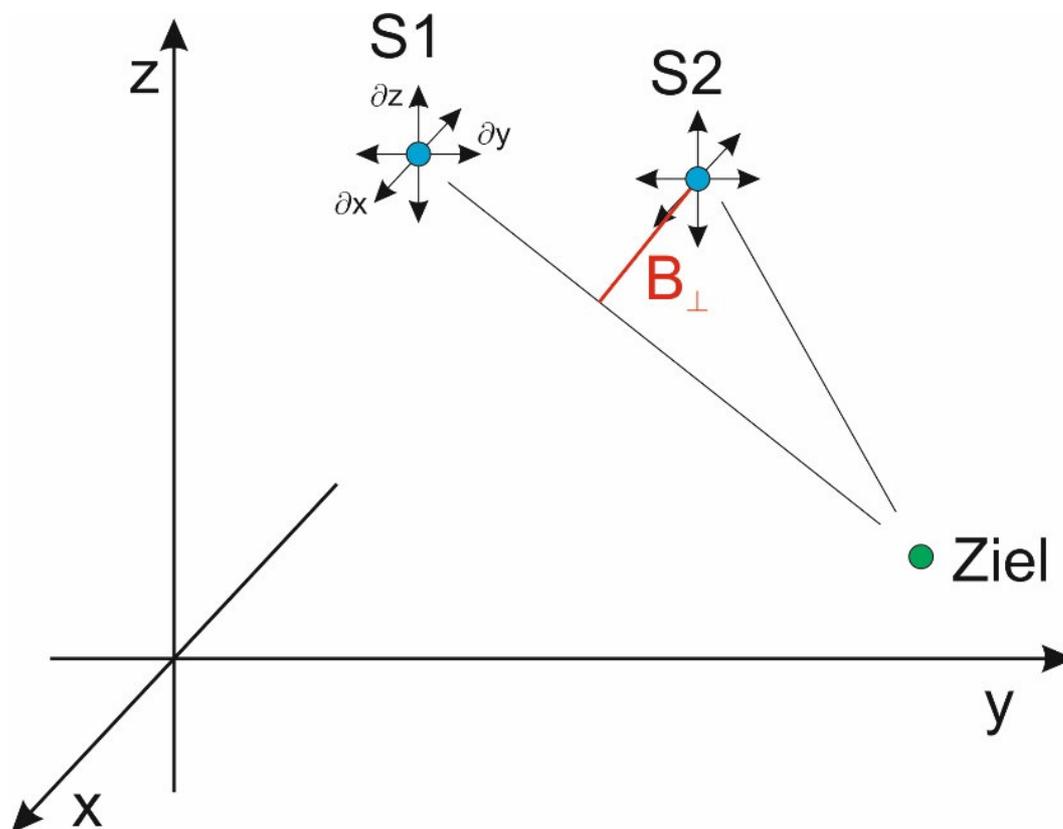


Abb. 92: Variation der Satellitenposition aufgrund von Propagationsfehlern in der interferometrischen Aufnahmegeometrie.

Die Analyse der unterschiedlichsten Propagatoren aus Kapitel 5 hat gezeigt, dass die Positionsbestimmung in Flugrichtung den größten Fehler aufweist. In der Tab. 12 Seite 97 wird für einen Satelliten mit einer Bahnhöhe von 500 km bei geringer Sonnenaktivität nach 7 Tagen eine Ablage von 8.795 Metern und bei starker Sonnenaktivität eine Ablage von 47.091 Metern in Flugrichtung aufgezeigt. Die reale Satellitenposition kann der propagierten Position voraus oder nacheilen. Mit ei-

ner Geschwindigkeit des Satelliten von ca. 7,6 km / s sind dies etwa 1 – 6 Sekunden. Die Erde dreht sich in dieser Zeit weiter. Durch die Erdrotation wandert das Ziel aus dem Sensorgesichtsfeld heraus siehe Abb. 93. Die Richtung in der das Ziel wandert und der Zeitpunkt ab wann das Ziel aus dem Blickfeld des Sensors verschwindet, sind abhängig von der Inklination, der Seite aus der das Ziel angefliegen wird, dem Einfallswinkel unter dem das Ziel in dem Sensorgesichtsfeld auftaucht, der Größe des Ausleuchtbereiches des Sensors und der geografischen Breite der Zielkoordinate. Die Umfangsgeschwindigkeit der Erde ist eine Funktion der geografischen Breite und ist in der Abb. 94 dargestellt.

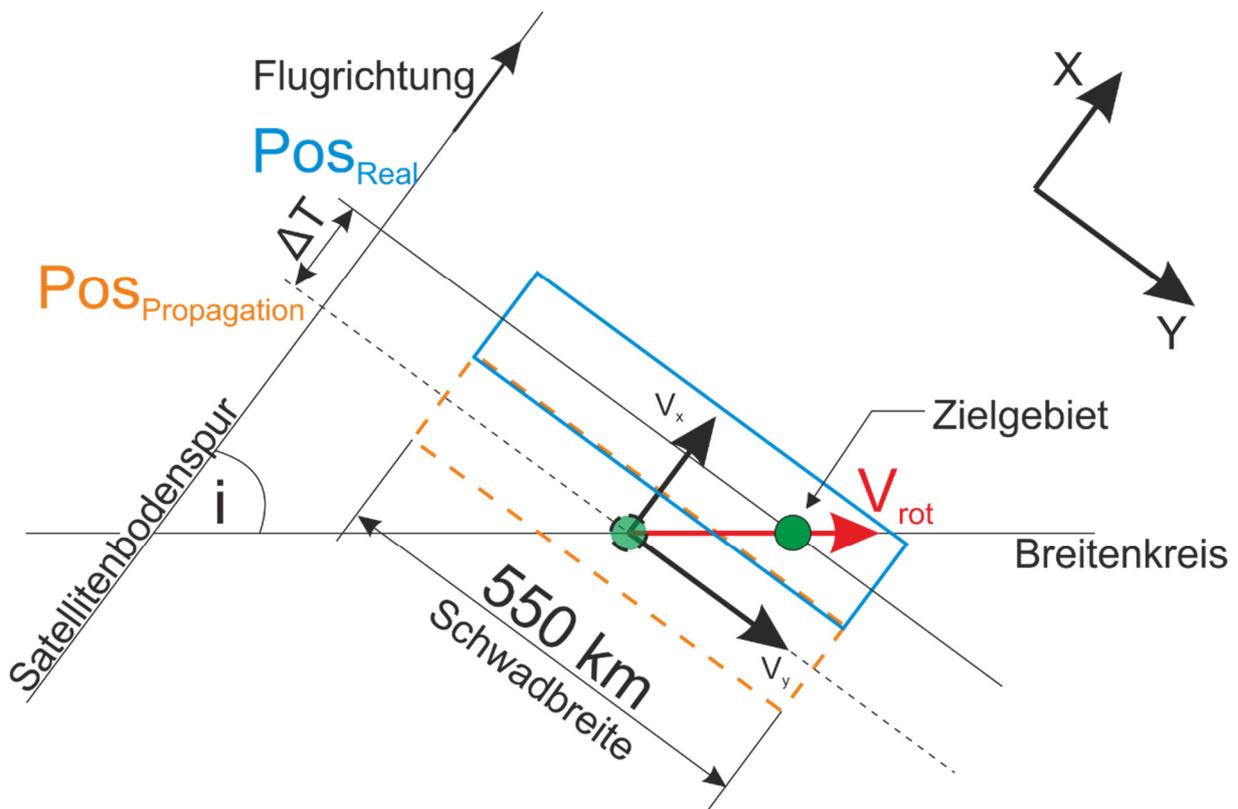


Abb. 93: Zielverschiebung quer zur Flugrichtung im Zugriffsbereich des Sensors durch den Propagationsfehler unter Berücksichtigung der Erdrotation.

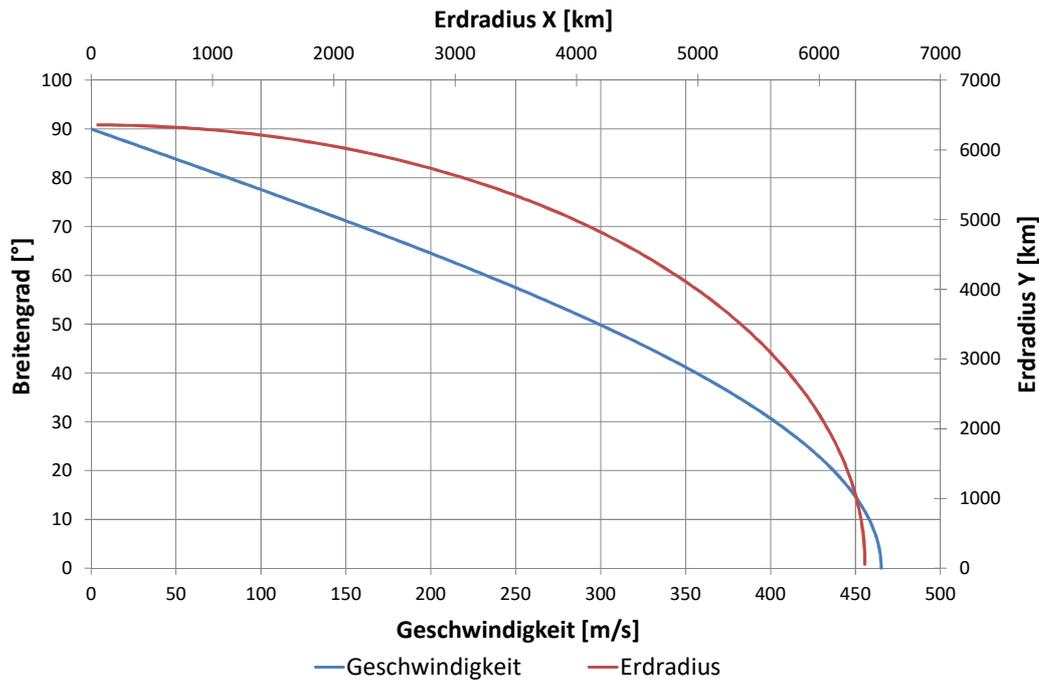


Abb. 94: Breitengradabhängiges Geschwindigkeitsprofil der Erdrotation projiziert auf den Erdradius

Angenommen die Schwadbreite hätte eine Breite von 550 km, ein Ziel am Äquator liegt im Zentrum des Sensorgesichtsfeldes und das Satellitensystem weist eine Inklination von $97,44^\circ$ auf so dürfte die Ablage der propagierten Satellitenposition in Flugrichtung ± 3.700 Kilometer betragen bevor das Ziel aus dem Zugriffsbereich des Sensors herausfällt. Anhand der Bahndatenanalyse von TerraSAR-X und dem Vergleich des propagierten TLE-Datensatzes mit den gemessenen Bahnelementen zeigt sich, dass die Abweichung, innerhalb eines Zeitbereiches von 15 Tagen querab zur Flugrichtung maximal 1 km betrug und in Flugrichtung gut 14 km. Dies entspricht einer Flugzeit eines Satelliten von ca. 2 Sekunden. Bei einer Rotationsgeschwindigkeit der Erde am Äquator von 465 m/s kommt dies einer Entfernung zum Satelliten von ca. einem Kilometer gleich. Aus der Tab. 12 lässt sich ein Szenario aufstellen, für einen Satelliten mit einer Bahnhöhe von 500 km, starker Sonnenaktivität und einem Propagationszeitraum von 7 Tagen. In der Regel weisen SAR-Satelliten einen höheren Orbit auf (TerraSAR-X $H = 514 \text{ km}$, COSMO-SkyMed $H = 620 \text{ km}$, RADARSAT 2 $H = 798 \text{ km}$). Inklinationen unter 80° ergeben für Erdbeobachtungsmissionen nur in den seltensten Fällen Sinn, so wird für dieses Szenario ebenfalls eine Inklination von $97,44^\circ$ gewählt. Mit der Tabellenangabe aus Tab. 12 von 47.091 Metern in Flugrichtung und einer Fluggeschwindigkeit von $7,6 \text{ km/s}$ ergibt sich somit eine maximale Zielverschiebung quer zur Flugrichtung durch die Erdrotation von 2.856 Metern. Diese Zielverschiebung ist kleiner als die bei der angenommenen Schwadbreite von 550 km

von ± 3.700 Kilometern und könnte sich je nach Aufnahmesituation noch im Zugriffsbereich des Sensors befinden.

Um die Auswirkungen des Propagationsfehlers auf die Größe der Basislänge zu betrachten, wird der Fehler in Flugrichtung mit der Zielverschiebung durch die Erdrotation berücksichtigt. Der Fehler aus der Positionsabweichung in Flugrichtung wird in einen Fehler quer zur Flugrichtung umgewandelt. Hieraus ergibt sich ein Positionsfehler aus den TerraSAR-X Daten aus Abb. 82 nach 15 Tagen für den kumulierten Beitrag quer zur Flugrichtung $\Delta Y = 2$ km [1 km quer zur Flugrichtung + 14 km in Flugrichtung] und für den Tabellenwert aus Tab. 12 ergibt sich ein kumulierter Fehler von etwa $\Delta Y = 4$ km. Der Höhenfehler (Radial) wird aus der Abb. 82 mit $\Delta Z = 2$ km abgeschätzt. Über den Einfallswinkelbereich von $20 - 60^\circ$ wird der Verlauf der Elevationsabweichung aus dem Positionsfehler in Abb. 95 dargestellt. Es werden die beiden Fehlerbeiträge der Richtungen Y und Z betrachtet sowie deren Summe. Korrespondierend hierzu wird der Verlauf der Basislänge über den Einfallswinkel dargelegt. Die orthogonale Basislänge ergibt sich aus dem Elevationswinkelunterschied κ der Einzelkontakte der oder des Satelliten und der Entfernung zum Ziel R_s aus Abb. 73.

Diese Analyse spiegelt den schlechtesten Verlauf der orthogonalen Basislänge zwischen den Positionen eines Satelliten aufgrund der Propagationsfehler wider. Aus der Analyse ergibt sich, dass neben der berechneten Basislänge aus der Propagation der Bildpaare, ist die Basislängenänderung aus den Propagationsfehlern als Unsicherheitsfaktor für jeden Satelliten mit zu berücksichtigen. Dieser Unsicherheitsfaktor wird für flache Einfallswinkel und Zielkoordinaten mit ansteigendem äquatorialen Abstand geringer.

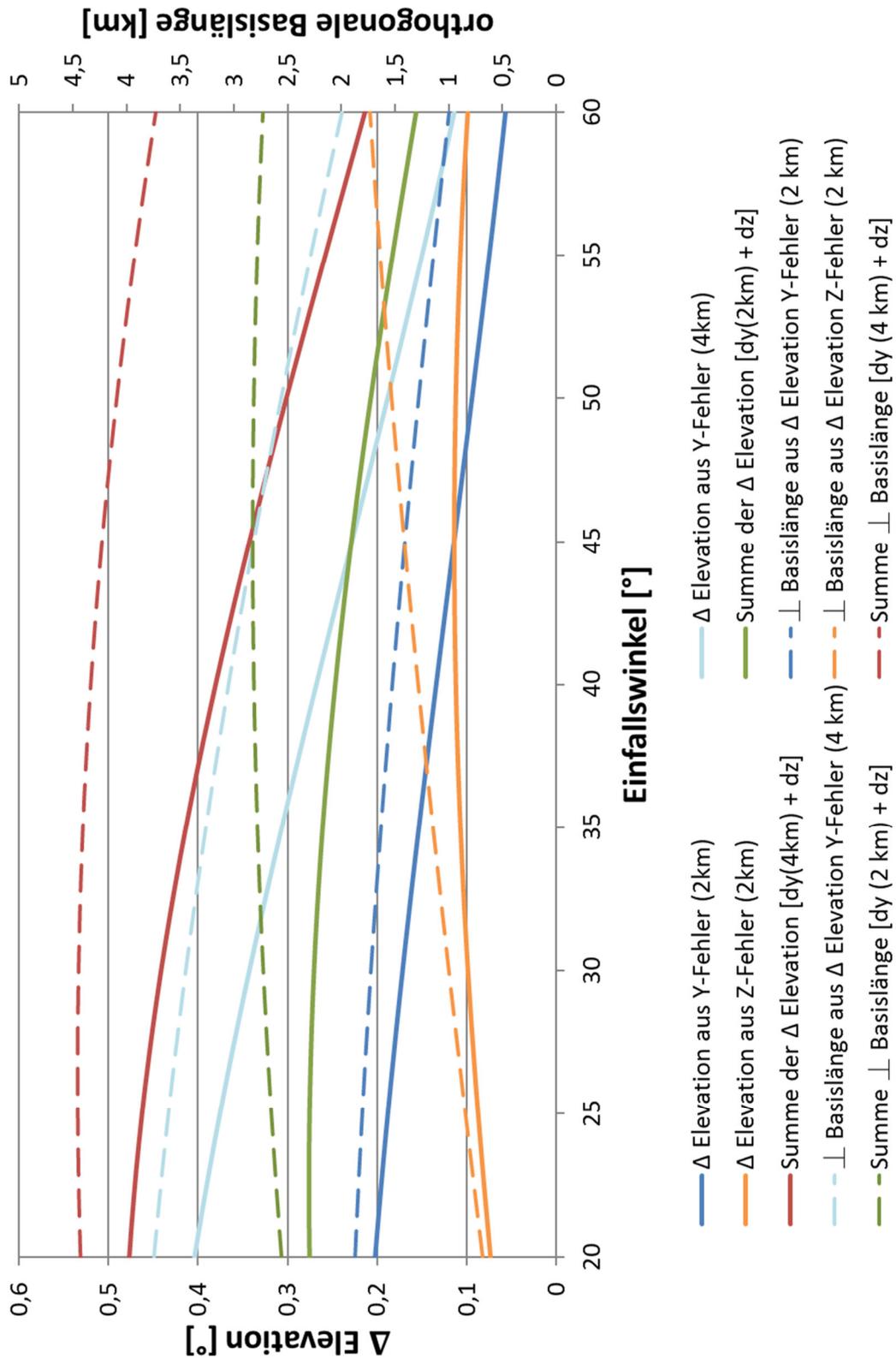


Abb. 95: Verlauf der Elevationsabweichung über den Einfallswinkel für einen Satelliten mit einer Bahnhöhe von 500 km, einem Versatz in Y-Richtung von 2 und 4 km und einem Höhenfehler von 2 km sowie der Summenbildung aus beiden Positionsfehlern. Diese Werte werden mit den korrespondierenden orthogonalen Basislängen dargestellt.

Abgeleitet aus der Abb. 83 im Abschnitt 6.1 Einflüsse auf die Basislänge durch den Sensor ergeben sich für die Einfallswinkel 20° und 55° die Werte der kritischen orthogonalen Basislänge in Tab. 13.

Tab. 13: Kritische orthogonale Basislänge $B_{\perp\text{krit}}$ nach Formel (2.25) aus Systemparametern für TerraSAR-X mit Systembandbreiten von 150 und 300 MHz in den Abstufungen 10 und 30 %.

Systembandbreite [MHz]	Einfallswinkel [°]	Kritische orthogonale Basislänge			Basislänge aus Propagationsfehler [dy 4 km + dz] [m]
		10 % $B_{\perp\text{krit}}$ [m]	30 % $B_{\perp\text{krit}}$ [m]	Kritische Basislänge [m]	
150	20	3.000	900	3700	
	55	20.000	6.000	2000	
300	20	6.000	1.800	3700	
	55	40.000	12.000	2000	

Die Tab. 13 verdeutlicht, dass die Basislänge aus den Propagationsfehlern bei flachen Einfallswinkeln [55°] die 10 prozentige systembedingte $B_{\perp\text{krit}}$ unterschreiten kann. Für steile Einfallswinkel [20°] wird die 30 prozentige $B_{\perp\text{krit}}$ überschritten. Diese Betrachtung spiegelt lediglich die Grenzbereiche der Einfallswinkel wieder und wird im Laufe der Analysen präzisiert.

7 Methode zum Auffinden von Bildpaaren für interferometrische SAR-Produkte

Für die Methode zum Auffinden von Bildpaaren in SAR-Satellitenkonstellationen zur Erzeugung interferometrischer Produkte wird die Verarbeitungskette für den interferometrischen Prozess aus dem Kapitel 2.2 in der Abb. 23 durch die Missionsplanung erweitert. In der Missionsplanung wird das zu betrachtende Szenario aufgesetzt. Das Szenario enthält eine Beschreibung des Satellitensystems inklusive der Sensormodellierung mit den minimalen und maximalen Einfallswinkelbereichen, die Zielkoordinate und den zu untersuchenden Simulationszeitraum, welcher in der Regel in der Zukunft liegt. Auf die Ergebnisse der Missionsplanung wird die Methode zum Auffinden der Bildpaare angewandt. Diese Vorgehensweise wird in der Abb. 96 illustriert. Die wichtigen Schritte auf Grundlage dieser Methodik sind:

- *Erstellung eines Kontaktberichtes anhand des Szenarios*
- *Ermittlung von Bahnast und Sensorblickrichtung*
- *Sortierung der Kontaktliste*
- *Berechnung der orthogonalen Basislänge*
- *Unterscheidung zwischen homogenen und heterogenen Systemen*
- *Lösungsraum der berechneten orthogonalen Basislängenergebnisse aufgrund von Systemparametern einschränken*
- *Generierung des Basislängenverlaufs mit unterschiedlichen TLE-Datensätzen zu unterschiedlichen Zeitpunkten t_1 bis t_n*
- *Auswahl geeigneter Bildpaare*

Die Auswahl der geeigneten Bildpaare wird an die Satellitensysteme als Bildauftrag weitergegeben, welche an den Bildpaaren beteiligt sind. Anschließend werden diese Bilddaten der interferometrischen Verarbeitungskette nach Abb. 23 zugeführt.

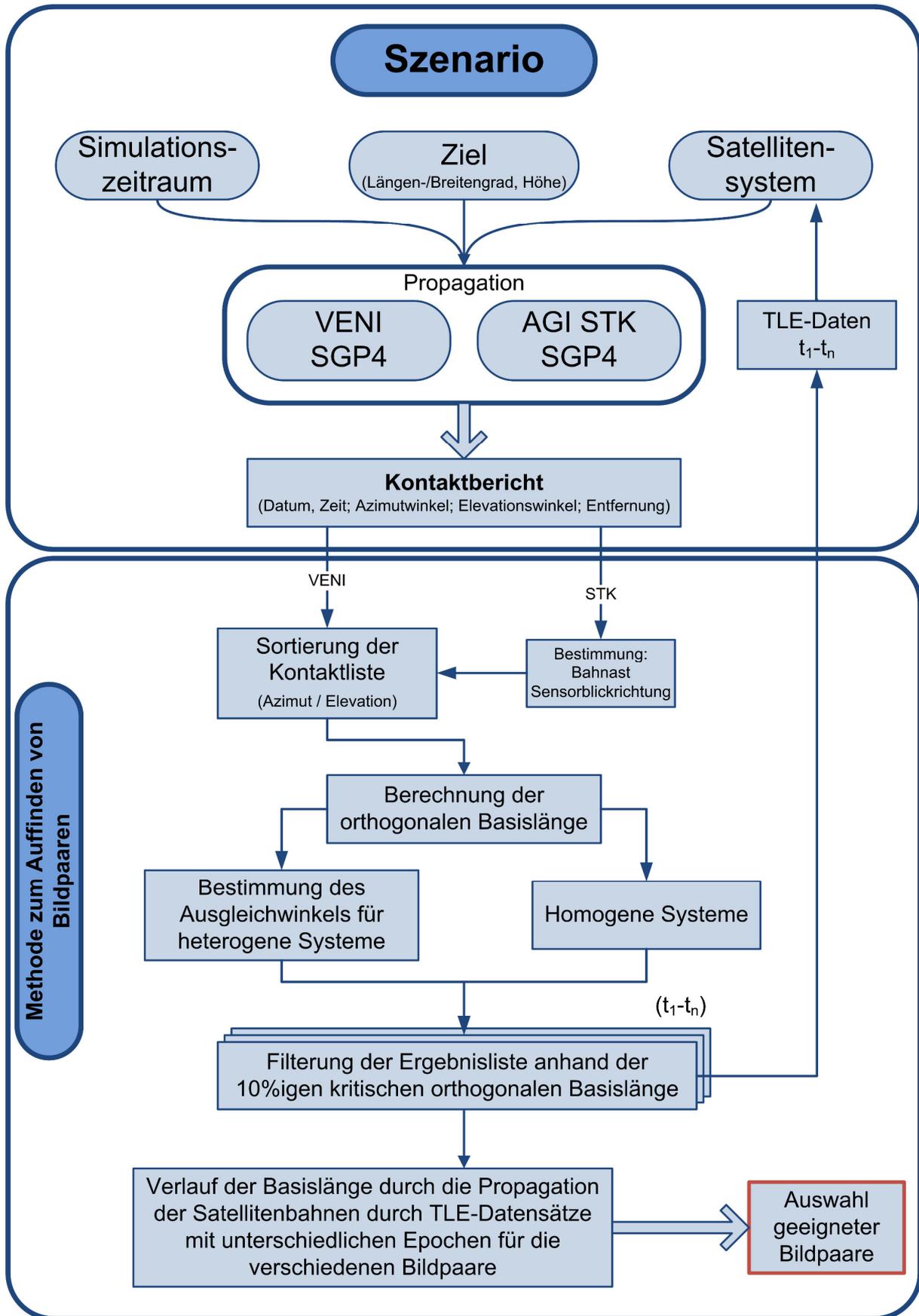


Abb. 96: Vorgehensweise zur Bestimmung geeigneter Bildpaare in einer SAR-Satellitenkonstellation zur Erzeugung interferometrischer Produkte

7.1 Erstellung des Kontaktberichtes

Bevor ein Kontaktbericht erstellt werden kann, muss ein Szenario in einer Simulationsumgebung erzeugt werden. In diesem Fall besteht die Simulationsumgebung aus dem Systemtechnik Simulations Framework, einer Softwareentwicklung des Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt. Dieses Framework hat Schnittstellen zu den Simulationswerkzeugen AGI STK [79] und VENI [84]. In der Simulationsumgebung wird das Szenario mit den Satelliten und deren Sensoreigenschaften beschrieben. Anhand der Analysen aus dem Kapitel 5.2 sollte der Simulationszeitraum zwischen 7 und 14 Tagen liegen. Mit der Definition eines Zieles durch Längen- und Breitengrad sowie der geodätischen Höhe des Szenenmittelpunktes kann ein Kontaktbericht erstellt werden. Dieser Bericht sieht exemplarisch auszugsweise wie folgt aus:

Tab. 14: Zielkontaktbericht von TerraSAR-X mit den Informationen zur den Winkeln Azimut und Elevation als auch der Entfernung. Zusätzlich enthält dieser Bericht den Zeitpunkt der geringsten Entfernung des Satelliten zum Ziel.

Target-Interferometrie-To-Satellite-TerraSAR_X-Sensor-Sat_Sensor1: Inview Azimuth, Elevation, & Range

Time (UTCG)	Azimuth (deg)	Elevation (deg)	Trg-To-Sensor1 - Range (km)
1 Jun 2011 06:19:53	292.12003111	38.47208734	785.33688284
1 Jun 2011 06:19:58	288.47330286	38.49505083	784.91264112
1 Jun 2011 06:20:01	286.62996062	38.45872521	785.38797114
Min Interferometrie-To-Sat_Sensor1 - Range			
1 Jun 2011 06:19:57	289.44297904	38.50123728	784.84862617
Time (UTCG)	Azimuth (deg)	Elevation (deg)	Trg-To-Sensor1 - Range (km)
1 Jun 2011 17:02:12	256.56598583	50.34803990	651.18828294
1 Jun 2011 17:02:16	260.65104222	50.40973330	650.74969942
1 Jun 2011 17:02:19	263.38677329	50.36780768	651.14717204
Min Interferometrie-To-Sat_Sensor1 - Range			
1 Jun 2011 17:02:16	260.05703615	50.41001465	650.73665360
Time (UTCG)	Azimuth (deg)	Elevation (deg)	Trg-To-Sensor1 - Range (km)
2 Jun 2011 06:02:42	290.41066907	60.98036507	583.29635350
2 Jun 2011 06:02:45	285.75063764	61.04130382	582.94149466
2 Jun 2011 06:02:48	281.53624114	60.95439651	583.34575721
Min Interferometrie-To-Sat_Sensor1 - Range			
2 Jun 2011 06:02:45	286.11528580	61.04247894	582.93892449

Hierbei wird im Simulationszeitraum eine Zielanalyse für die unterschiedlichen Satelliten durchgeführt, welche die Sensorbeschreibung als Restriktionen für die Zugriffszeiten benutzt. Für jeden Zielzugriff wird der geografische Azimutwinkel, die Elevation und die Entfernung zum Satelliten ermittelt. Bei den Werten gilt das Ziel auf der Erde als Bezugspunkt d.h. der Azimutwinkel 0° ist zum dem geografischen Nordpol ausgerichtet. Der, für die Basislängenberechnung, wichtige Zeitpunkt der geringsten Entfernung des Satelliten zum Ziel wird gesondert ausgewiesen. Die Kontakte vom Ziel zu den Satelliten lassen sich in einer Blickrose

nach Abb. 97 darstellen. Hierbei enthält die Darstellung Informationen über den Azimutwinkel und die Elevation. Je nach Inklination des Satelliten und geografischer Breite des Ziels können die Zielzugriffe in vier Gruppen unterteilt werden. Diese Gruppen unterscheiden sich nach Bahnast (**auf-** und **absteigend**) und Sensorblickrichtung (**links**, **rechts**).

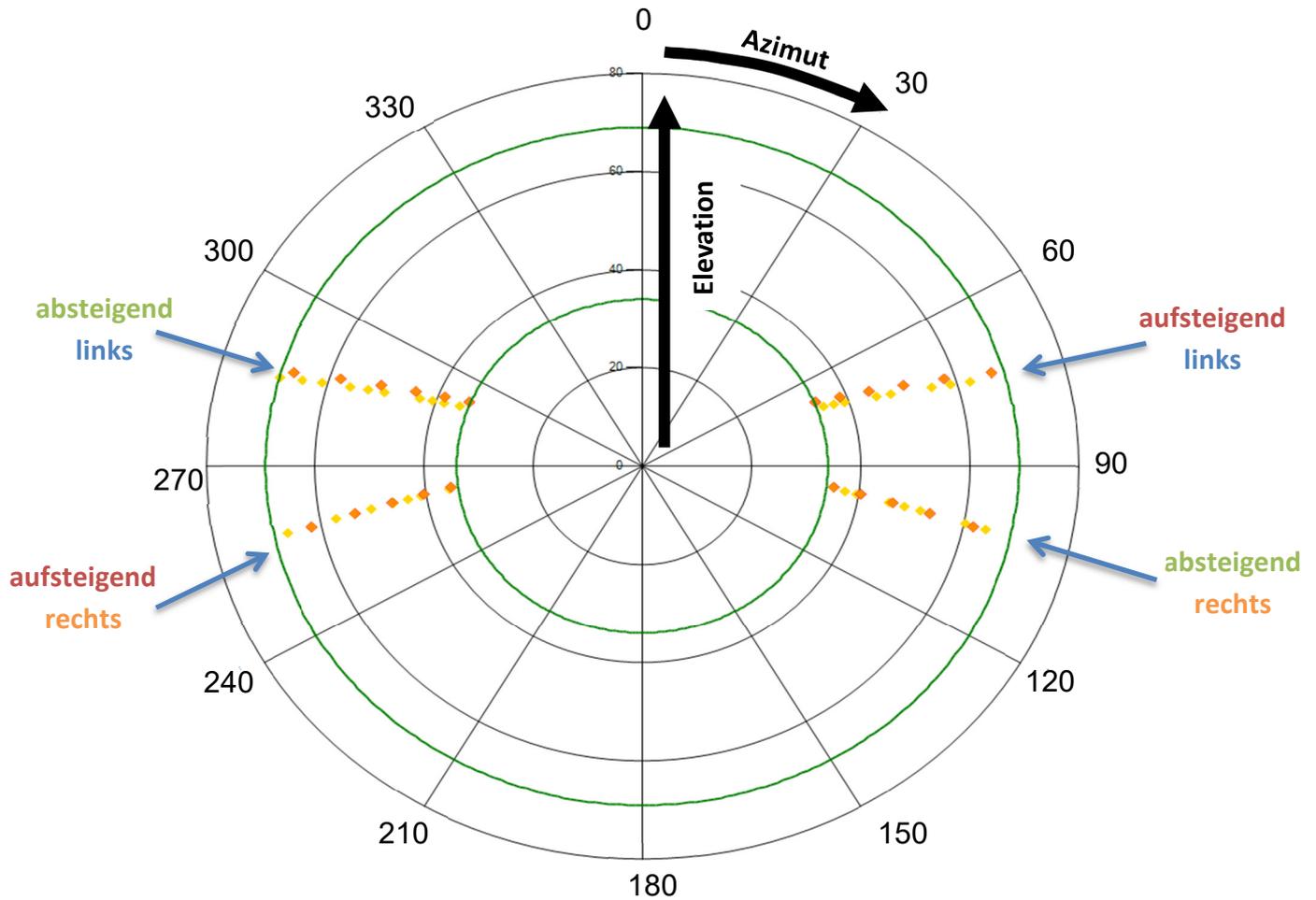


Abb. 97: Blickrose für ein Ziel mit Satellitenkontakten in Elevations- und Azimutrichtung.

7.2 Ermittlung von Bahnast und Sensorblickrichtung

Während die Propagationsroutine von VENI die Information des Bahnastes und die Sensorblickrichtung zu den einzelnen Kontakten im Bericht mit ausgibt, muss für STK diese Information aus dem Kontaktbericht über einen Algorithmus extrahiert werden. Für die Auswahl der Satelliten aus den Systemen TerraSAR-x und COSMO-SkyMed bilden sich vier Gruppen, die sich nach Sensorblickrichtung und Bahnast einteilen lassen. Diese eindeutige Gruppierung ist abhängig von der Inklination der Satellitenbahn und der geografischen Breite des Interessensgebietes. Die Kenntnis der Sensorblickrichtung und des Bahnastes ist für die interferometrische Weiterverarbeitung wichtig, da sich nur Bildpaare mit ähnlichen geometrischen Bedingungen aufgrund der Kohärenzeigenschaften miteinander verarbeiten lassen. Ebenso erleichtert die Kenntnis dieser Parameter die manuelle Kontrolle der Ergebnisse. Die Abb. 98 zeigt einen Zielüberflug mit unterschiedlichen Satellitenbodenspuren.

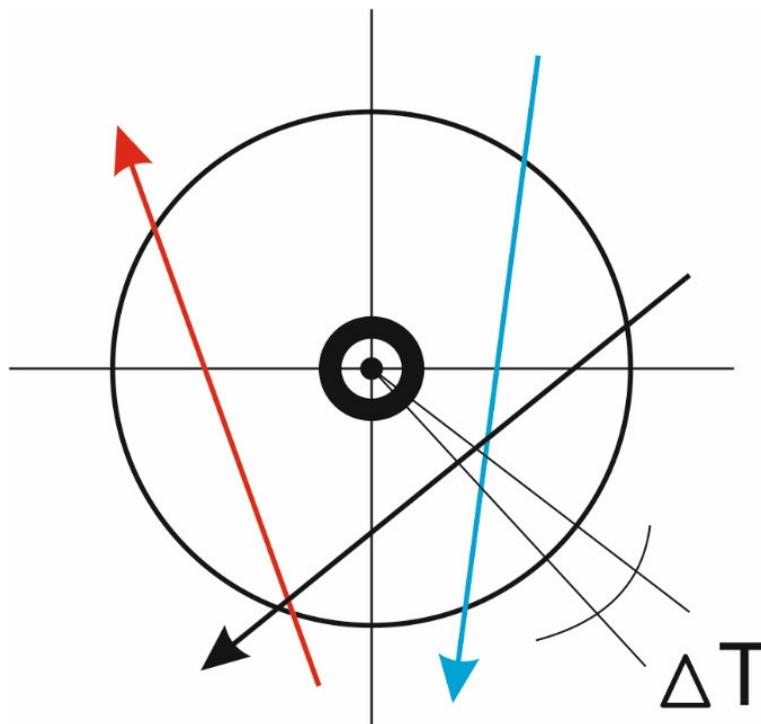


Abb. 98: Beispiel eines Zielüberfluges zur Bestimmung des Bahnastes und der Sensorblickrichtung

Nimmt man innerhalb eines kurzen Zeitintervalls ΔT eine Fallunterscheidung nach Tab. 15 vor, wird hierdurch die Sensorblickrichtung (**links**, **rechts**) sowie der Bahnast (**aufsteigend**, **absteigend**) gefunden. Für diese Fallunterscheidung enthält der STK-Kontaktbericht einen Verlauf des Azimutwinkels von ca. 10 Sekunden. Mit dem Wert des Azimutwinkels für die acquisition of signal (AOS) und loss of signal (LOS).

Tab. 15: Fallunterscheidung zur Bestimmung von Sensorblickrichtung und Bahnast

Fall	Sensorblickrichtung	Bahnast
AOS > LOS		
AOS-LOS > 180°	rechts	
AOS-LOS < 180°	links	
AOS < LOS		
AOS-LOS > 180°	links	
AOS-LOS < 180°	rechts	
Fall 1: AOS ≤ 180° & LOS ≤ 180°		
AOS < LOS	rechts	absteigend
AOS > LOS	links	aufsteigend
Fall 2: AOS ≥ 180° & LOS ≥ 180°		
AOS < LOS	rechts	aufsteigend
AOS > LOS	links	absteigend
Fall 3: AOS ≤ 180° & LOS ≥ 180°		
AOS < LOS-360°		absteigend
AOS > LOS-360°		aufsteigend
Fall 4: AOS ≥ 180° & LOS ≤ 180°		
LOS < AOS-360°		aufsteigend
LOS > AOS-360°		absteigend
Fall 5: AOS+LOS = 360	Scheitelpunkt	
Fall 6: AOS-LOS = 180	Überflug	

7.3 Sortierung der Kontaktliste

Die Sortierung der Kontaktliste erfolgt in zwei Schritten. Das hier angewandte Verfahren sortiert die Kontaktliste in einem ersten Schritt nach dem Azimutwinkel. Auf diese Weise ist eine Gruppierung nach Bahnast und Sensorblickrichtung vorgenommen worden, wie es die Abb. 97 demonstriert. Aus Gründen der Kohärenz werden kleine Basislängen bevorzugt. Die Betrachtung des geometrischen Zusammenhanges zeigt, dass ein großer Elevationsunterschied große Basislängen erzeugt. Aus diesem Grund werden die einzelnen Gruppen im zweiten Schritt **aufsteigend links** und **rechts** sowie **absteigend links** und **rechts** nach dem Elevationswinkel sortiert.

7.4 Berechnung der orthogonalen Basislänge

Mit dieser Sortierung werden die Berechnungen zur Basislänge durchgeführt. Hierbei wird die Liste sukzessive abgearbeitet. Die Basislänge wird paarweise aus dieser sortierten Liste mit den Zielkontakten ermittelt. Hierbei wird für jedes Paar die Kombination mit der kleinsten Basislänge ausgewählt und mit dem zeitlichen Abstand (Δ Zeit) zwischen den Kontakten in die Ergebnisliste Tab. 16 übertragen.

Tab. 16: Ergebnisliste der orthogonalen Basislänge für die Satellitensysteme TerraSAR-X und COSMO-SkyMed für die Zielkoordinate 0° N 0° E im Simulationszeitraum 1. Mai 2012 – 1. Juni 2012 unter Verwendung aller TLE-Datensätze im Simulationszeitraum

Nr.	Zugriff	Satellit	Datum Uhrzeit [UTC]	Azimutwinkel [°]	Einfallswinkel [°]	Entfernung [km]	Bahnast	Sensorblick- richtung	Orthogonale Basislänge [km]	Δ Zeit [h]
38	11	COSMO- 4	12.05.2012 17:29	101,67	52,37	957,67	↓	→	6,3884	11,83
38	9	TERRASAR-X	12.05.2012 05:39	101,13	52,175	787,26	↓	→		
39	1	TERRASAR-X	01.05.2012 05:39	101,14	52,129	787,4	↓	→	0,6290	264,00
39	9	TERRASAR-X	12.05.2012 05:39	101,13	52,175	787,26	↓	→		
40	1	TERRASAR-X	01.05.2012 05:39	101,14	52,129	787,4	↓	→	0,0665	528,00
40	17	TERRASAR-X	23.05.2012 05:39	101,14	52,124	787,15	↓	→		
41	21	COSMO- 4	23.05.2012 17:35	101,62	43,916	835,37	↓	→	0,0520	456,00
41	4	COSMO- 3	04.05.2012 17:35	101,62	43,912	835,26	↓	→		
42	4	COSMO- 3	04.05.2012 17:35	101,62	43,912	835,26	↓	→	0,2923	360,00
42	17	COSMO- 2	19.05.2012 17:35	101,62	43,892	834,96	↓	→		
43	17	COSMO- 2	19.05.2012 17:35	101,62	43,892	834,96	↓	→	0,1200	192,00
43	25	COSMO- 1	27.05.2012 17:35	101,62	43,884	834,89	↓	→		
44	25	COSMO- 1	27.05.2012 17:35	101,62	43,884	834,89	↓	→	0,1614	168,00
44	18	COSMO- 3	20.05.2012 17:35	101,62	43,873	834,79	↓	→		
45	18	COSMO- 3	20.05.2012 17:35	101,62	43,873	834,79	↓	→	0,2387	408,00
45	2	COSMO- 2	03.05.2012 17:35	101,62	43,856	834,68	↓	→		
46	2	COSMO- 2	03.05.2012 17:35	101,62	43,856	834,68	↓	→	0,3479	192,00
46	10	COSMO- 1	11.05.2012 17:35	101,62	43,833	834,38	↓	→		
47	10	COSMO- 1	11.05.2012 17:35	101,62	43,833	834,38	↓	→	0,1922	96,00
47	6	COSMO- 4	07.05.2012 17:35	101,62	43,819	834,27	↓	→		
48	4	TERRASAR-X	06.05.2012 05:48	101,07	36,284	621,9	↓	→	0,3872	264,00
48	12	TERRASAR-X	17.05.2012 05:48	101,06	36,319	621,7	↓	→		

↓: Absteigend

→: Rechts

Die Ergebnisliste in Tab. 16 enthält Informationen zur Nummer des Bildpaares, der Zugriffsnummer zum Ziel in der Simulation, dem Satellitennamen, der Zeitpunkt des Zielzugriffs, dem Azimutwinkel, dem Einfallswinkel respektive dem Elevationswinkel und der Entfernung des Satelliten zum Ziel.

Diese Methode findet im Simulationszeitraum die kleinste auftretende räumliche Basislänge zwischen den Zielkontakten. Sollen alle möglichen Basislängen zwischen den Kontakten in einer Gruppe bestimmt werden, kann dies durch eine Permutation erreicht werden. Hierbei wird die Basislänge von jedem Zielkontakt zu jedem Zielkontakt einer Gruppe ermittelt und in die Liste eingetragen. Gekennzeichnet wird diese Methode in der Nummer der Bildpaare. So hat beispielsweise die zweite Permutation des Bildpaares 38 die Nummer 38.02.

Das Bildpaar 38, welches rötlich in der Tab. 16 hervorgehoben ist, besteht aus einer Kombination der Satellitenkontakte zwischen TerraSAR-X und COSMO-SkyMed. Die orthogonale Basislänge ist in diesem Fall 6,38 km und die zeitliche Basislänge beträgt ~ 12 h also 50 % weniger als der geringste zeitliche Abstand im System COSMO-SkyMed. Mit den unterschiedlichen Mittenfrequenzen und Systembandbreiten zu den angegebenen Einfallswinkeln zeigt sich eine komplette Überdeckung der Systembandbreiten.

7.5 Unterscheidung zwischen homogenen und heterogenen Systemen

Für die Filterung der Basislängenergebnisse muss nach homogenen und heterogenen Systemen unterschieden werden. Homogene Systeme weisen in der Regel gleiche Mittenfrequenzen und Bandbreiten auf. Es kann die Formel (2.25) angewandt werden. Bei heterogenen Systemen muss untersucht werden, ob diese interferometrisch kombinierbar sind. Hierfür muss die spektrale Verschiebung, über den Einfallswinkel eingestellt werden. Bei der weiteren Vorgehensweise ist der Einfallswinkelunterschied κ und die daraus resultierende Basislängenvergrößerung zu berücksichtigen.

7.6 Lösungsraum der berechneten orthogonalen Basislängenergebnisse aufgrund von Systemparametern einschränken

In dem Kapitel 2.2 wurde herausgearbeitet, dass eine obere Grenze für die räumliche Basislänge existiert, bei der die Kohärenz nicht mehr gegeben ist. Diese kritische orthogonale Basislänge $B_{\perp_{krit}}$ lässt sich mit der Formel (2.25) berechnen und berücksichtigt die folgenden systemspezifischen Parameter:

- minimaler bis maximaler Einfallswinkel
- Bahnhöhe der Sensorplattform
- Trägerfrequenz
- Systembandbreite

Die Abb. 99 zeigt den Verlauf der praxisorientierten Zehn prozentigen kritischen orthogonalen Basislänge für das System TerraSAR-X.

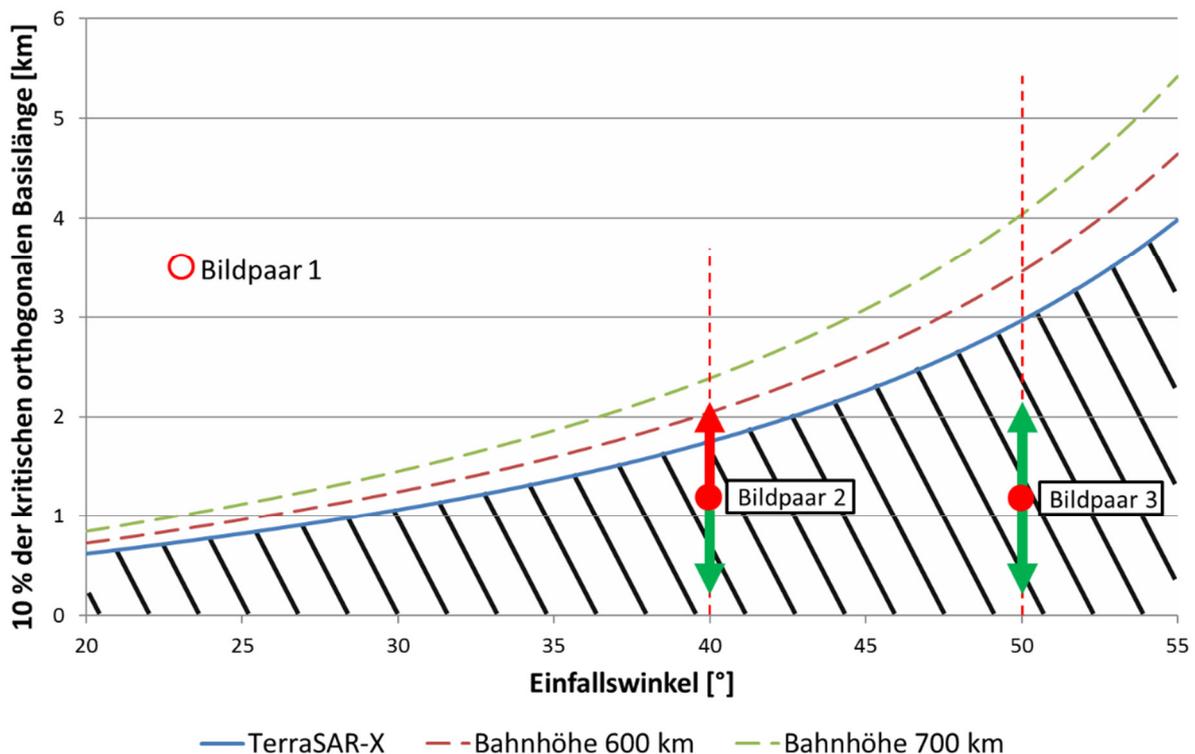


Abb. 99: Verlauf der 10%igen kritischen orthogonalen Basislänge über den Einfallswinkel für TerraSAR-X mit einer Systembandbreite von 300 MHz, TerraSAR-Sensor auf 600 km und 700 km Bahnhöhe

Die Ergebnisliste der berechneten orthogonalen Basislänge enthält alle, nach der Sortierung möglichen, Bildpaare. Der Lösungsraum für die systemspezifischen Basislängen der Ergebnisliste schränkt sich auf den schraffierten Bereich unter dem Graphen ein. Beispielsweise fällt Bildpaar 1 aus diesem Bereich heraus. Die

Bildpaare 2 und 3 liegen in diesem Gebiet. Durch den Propagationsfehler, welcher in Kapitel 6 beschrieben ist, kann die orthogonale Basislänge anwachsen und aus dem Lösungsraum herauswandern. Dies ist in der Abb. 99 durch den roten Pfeil an Bildpaar 2 dargestellt. Auch Bildpaar 3 unterliegt diesen Schwankungen der Basislänge. Da dieses Bildpaar bei einem flacheren Einfallswinkel aufgenommen wird, ist der Abstand zur Lösungsraumgrenze größer und wandert nicht aus dem Bereich heraus. Der Einfallswinkel bezieht sich in diesem Fall immer auf das Masterbild und kann, da die Aufnahme in der Zukunft liegt ebenfalls leicht variieren (siehe Abb. 95).

Heterogene Systeme

Bei einer heterogenen Satellitenkonstellation wird die nutzbare kritische orthogonale Basislänge in vier Fälle unterteilt, wie es die Abb. 102 zeigt. Der Verlauf der Basislänge über den Einfallswinkel durch diese Methode ist in der Abb. 100 ersichtlich, die im folgenden Abschnitt näher erläutert wird.

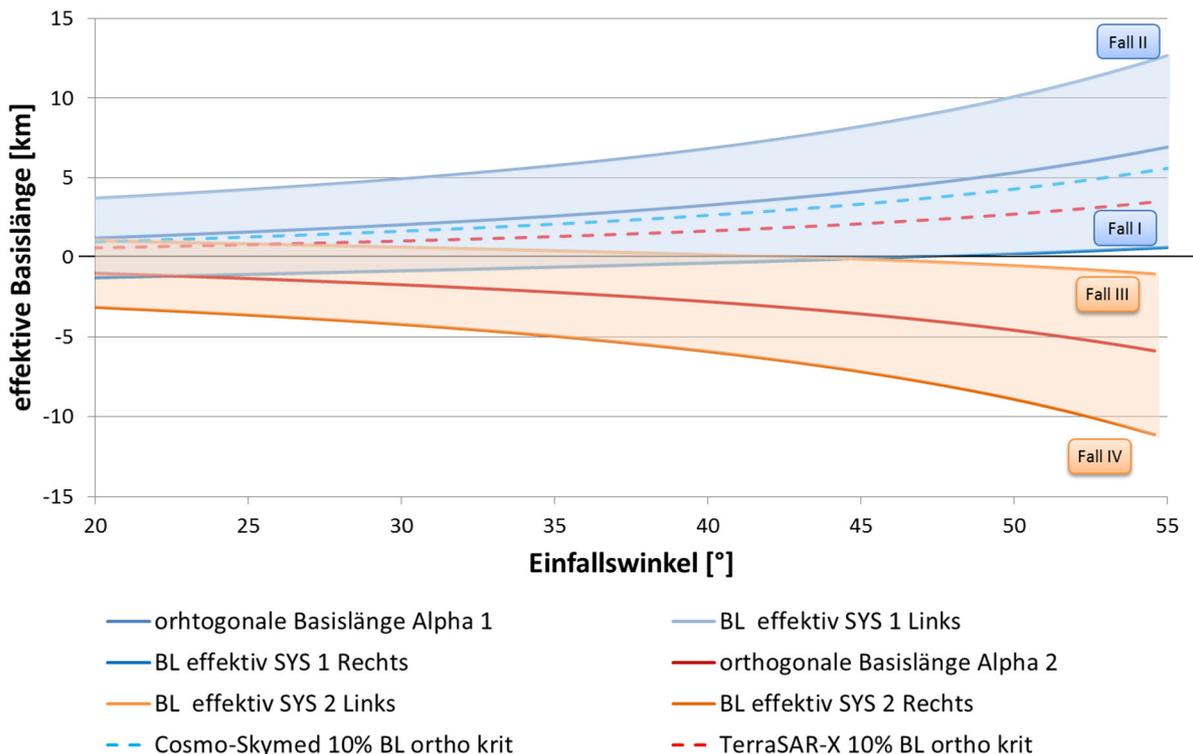


Abb. 100: Untersuchung des Basislängenverlaufes über den Einfallswinkel eines heterogenen Systems mithilfe der Fallunterscheidung im Vergleich zum Verlauf der Basislänge der homogenen Systeme mit System 1 = COSMO-SkyMed und System2 = TerraSAR-X

Dieser Basislängenverlauf gilt für die Satellitensystempaarung COSMO-SkyMed und TerraSAR-X. In der Abbildung ist weiterhin der Verlauf für die homogenen Systeme zu sehen. Die mit Alpha eins und zwei bezeichneten Verläufe beziehen sich auf die Basislänge, bei der die Kohärenz γ den Wert eins besitzt. Diese sind zueinander nicht symmetrisch aufgrund der unterschiedlichen Wertentwicklung bei der Einfallswinkelvariation. Der Verlauf mit negativer Steigung im Fall drei und vier kommt durch die Wahl des Bezugssystems und der Ausdehnung der Basislänge im Raum. Das zweite System weist immer den kleineren Einfallswinkel auf. So entsteht ein negativer Einfallswinkelunterschied und dem entsprechend eine negative Basislänge. Es zeigt sich im Vergleich zu den homogenen Systemen, dass die effektive orthogonale Basislänge teilweise vierfach größer sein kann. Jedoch sind die geometrischen Bedingungen in den heterogenen Systemen eingeschränkter.

Für die Berechnung der Frequenzabweichung ist es notwendig die Mittenfrequenz der beteiligten Systeme zu kennen. Mit dieser Information lässt sich eine orthogonale Basislänge finden damit die Frequenzverschiebung des einen Satellitensystems in einer Referenzebene, wie in der Abb. 21 auf Seite 34 zu einer Übereinstimmung der projizierten Mittenfrequenz des anderen Satellitensystems führt. Hier zeigt sich eine exakte Überlagerung der unterschiedlichen Systembandbreiten bei einem eingestellten Ausgleichswinkel wie in der Abb. 101. Dieser ergibt sich aus den unterschiedlichen Einfallswinkeln der Systeme.

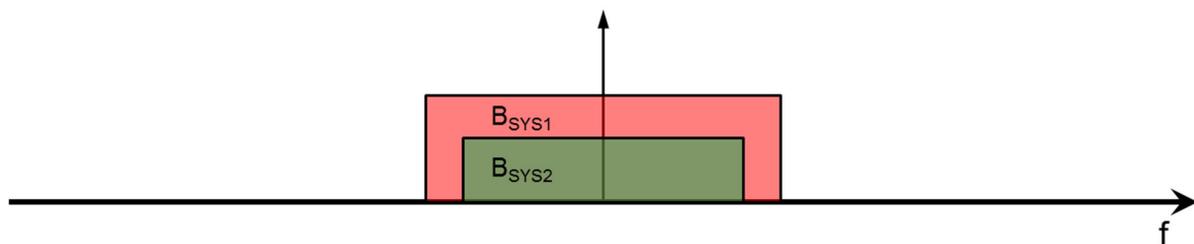


Abb. 101: Ausgangssituation für eine Fallunterscheidung mit völliger Überdeckung der Systembandbreiten bei unterschiedlichen Einfallswinkeln.

Für die Methode zum Auffinden von Bildpaaren zur Erzeugung interferometrischer Produkte ist es für heterogene Systeme notwendig die Grenzbereiche zu identifizieren, ab wann sich die Systembandbreiten nicht mehr überdecken und ein Kohärenzwert von $\gamma = 0$ vorherrscht.

Beispielsweise stellt die Abb. 102 eine Satellitenkonstellation dar, bei der das Satellitensystem 1 eine geringere Mittenfrequenz wie das Satellitensystem 2 aufweist. Die Ausgangssituation mit der orthogonalen Basislänge aus dem Ausgleichswinkel κ wird in der Abb. 101 dargestellt.

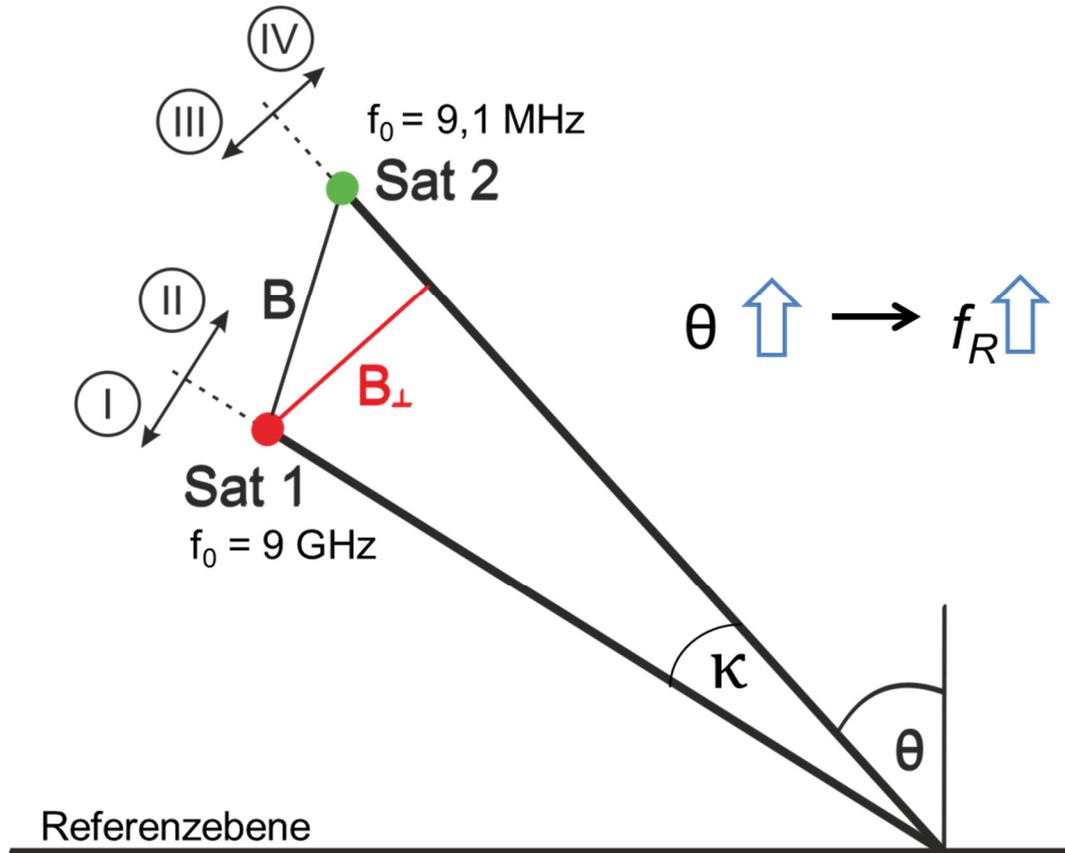


Abb. 102: Fallunterscheidung I – IV der Frequenzverschiebung zum Ausgleich der unterschiedlichen Mittenfrequenzen der beteiligten Systeme zur Erstellung von interferometrischen Produkten.

Mit der Kenntnis, dass mit steigendem Einfallswinkel die projizierte Bodenfrequenz steigt, kann eine Fallunterscheidung durchgeführt werden, welche eine Variation der Basislinie beinhaltet. Im Fall I und II wird die Position der Satellitensystems 1 verändert. In den Fällen III und IV wird die Position des zweiten Satellitensystems verändert. Diese Positionsveränderung führt zu den bekannten Frequenzverschiebungen in der Bodenentfernung Abb. 103.

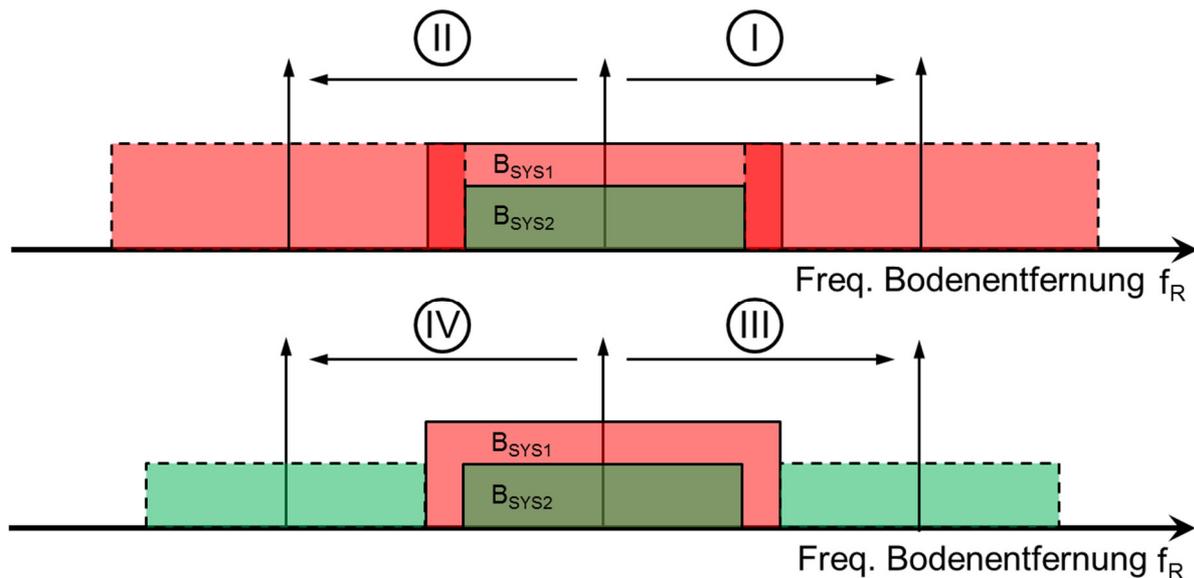


Abb. 103: Verschiebungen der Systembandbreiten in der Frequenz der Bodenentfernung aus der Positionsvariation des Systems 1 in der Fallunterscheidung I und II sowie des Systems 2 in der Fallunterscheidung III und IV.

Aus der Positionsverschiebung des zweiten Satellitensystems in der Abb. 103 wird ersichtlich, dass die begrenzenden Frequenzen auf halber Systembandbreite, im unteren sowie im oberen Bereich, gleich sind. Durch die unterschiedlichen Systemcharakteristiken (Mittenfrequenz, Systembandbreite) resultieren hieraus für jeden Fall unterschiedliche kritische orthogonale Basislängen. Des Weiteren ist ersichtlich, dass das System mit der geringeren Sendefrequenz immer den höheren Einfallswinkel bei vollständiger Bandbreitenüberdeckung aufweisen wird. Das heißt jede zu untersuchende Systemkombination lässt sich auf diese dargestellte Ausgangskonfiguration zurückführen. Somit lassen sich mit den nachfolgenden Berechnungen, die entsprechenden minimalen und maximalen Einfallswinkel beziehungsweise die anwendbaren effektiven orthogonalen Basislängen bestimmen. Für das Beispiel mit System 1 ($f_{01} = 9 \text{ GHz}$; $B_{\text{SYS1}} = 400 \text{ MHz}$) und System 2 ($f_{02} = 9,1 \text{ GHz}$; $B_{\text{SYS2}} = 300 \text{ MHz}$) ergibt sich für den Fall I eine Frequenz von

$$f_{\text{Fall I und Fall III}} = f_{R0} + \frac{B_{\text{Sys1}}}{2} + \frac{B_{\text{Sys2}}}{2} \quad (7.1)$$

$$f_{\text{Fall II und Fall IV}} = f_{R0} - \frac{B_{\text{Sys1}}}{2} - \frac{B_{\text{Sys2}}}{2} \quad (7.2)$$

Dabei ist f_{R0} vom Einfallswinkel abhängig.

Im ersten Schritt wird der Einfallswinkel für den Ausgleich des Frequenzunterschieds am Boden berechnet unter Vorgabe eines Anfang Einfallswinkels. Dabei wird für die folgenden Formelangaben $f_{0\text{SYS1}} < f_{0\text{SYS2}}$ angenommen. Der Index 1 repräsentiert das Satellitensystem 1 und der Index 2 entsprechend für das Satellitensystem 2. Die Reihenfolge der Indizes und Farben gehören zusammen.

$$\theta_{2/1} = \sin^{-1} \left(\frac{f_{0\text{SYS1}/2} * \sin \theta_{1/2}}{f_{0\text{SYS2}/1}} \right) \quad (7.3)$$

Im zweiten Schritt wird der minimale und maximale Einfallswinkel bestimmt bei dem keine spektrale Überdeckung mehr gegeben ist.

$$\theta_{\min 1/2} = \sin^{-1} \left(\frac{f_{RO} - \frac{B_{\text{SYS1}}}{2} - \frac{B_{\text{SYS2}}}{2}}{f_{0\text{SYS1}/2}} \right) \quad (7.4)$$

$$\theta_{\max 1/2} = \sin^{-1} \left(\frac{f_{RO} + \frac{B_{\text{SYS1}}}{2} + \frac{B_{\text{SYS2}}}{2}}{f_{0\text{SYS1}/2}} \right) \quad (7.5)$$

Mit f_{RO} = Bodenfrequenz der Ausgangssituation bei eingestelltem Ausgleichswinkel

Ein Einfallswinkel von 30° ergibt mit dem System 1 eine Frequenz in Bodenentfernung von 4,5 GHz. Der entsprechende Winkel des Systems 2 θ_2 beträgt mit Formel (7.3) ca. 29,637°. Die Frequenzen $f_{\text{Fall I}}$ und $f_{\text{Fall III}}$ betragen 4,85 GHz. Die Frequenzen $f_{\text{Fall II}}$ und $f_{\text{Fall IV}}$ betragen 4,15 GHz. Daraus ergeben sich die Einfallswinkel nach Tab. 17

Tab. 17: Fallunterscheidung für heterogene Systeme mit dem Beispielsystem bei einem Einfallswinkel von 30°

Fall	System	θ_{\min} [°]	θ_{\max} [°]	$B_{\perp \kappa}$ [km]	$B_{\text{krit} \perp}$ [km]	$B_{\text{eff} \perp}$ [km]
Fall I	SYS 1		32,608	4,378	31,45	7,52
Fall II	SYS 1	27,459			-30,65	1,31
Fall III	SYS 2		32,206	-3,679	-26,04	-1,07
Fall IV	SYS 2	27,132			25,39	-6,21

Auf ähnliche Weise werden die orthogonalen Basislängen für die einzelnen Systeme bestimmt. Der erste Schritt beginnt mit der Berechnung der orthogonalen Basislänge zum Ausgleich der Frequenzunterschiede am Boden. Mit $B_{\perp k}$ wird der Master Satellit bestimmt.

$$B_{\perp k SYS1} = R_1 \sin(\theta_1 - \theta_2) \quad (7.6)$$

$$B_{\perp k SYS2} = R_2 \sin(\theta_2 - \theta_1) \quad (7.7)$$

Diese orthogonale Basislänge ist die Ausgangsbasis für die weitere Berechnung. Darauf folgt die Berechnung der minimalen und maximalen orthogonalen kritischen Basislänge aus den minimalen beziehungsweise maximalen Einfallswinkeln. Hier greift die Fallunterscheidung bei der die Positionen der Satellitensysteme verändert werden.

$$\text{Fall I} \quad B_{max\ krit\ \perp\ SYS1} = R_1 \sin(\theta_{max1} - \theta_1) \quad (7.8)$$

$$\text{Fall II} \quad B_{min\ krit\ \perp\ SYS1} = R_1 \sin(\theta_{min1} - \theta_1) \quad (7.9)$$

$$\text{Fall III} \quad B_{max\ krit\ \perp\ SYS2} = R_2 \sin(\theta_2 - \theta_{max2}) \quad (7.10)$$

$$\text{Fall IV} \quad B_{min\ krit\ \perp\ SYS2} = R_2 \sin(\theta_2 - \theta_{min2}) \quad (7.11)$$

Fall I und Fall IV repräsentieren den Fall der Verlängerung der orthogonalen Basislänge. Fall II und Fall III stellen eine Verkürzung der orthogonalen Basislänge dar.

Anschließend werden die effektiven orthogonalen Basislängen der Bildpaare berechnet, bei sich jeweils eine 90%ige Bandbreitenüberdeckung einstellt.

$$\text{Fall I} \quad B_{max\ eff\ \perp\ SYS1} = B_{\perp k\ SYS1} + 0,1 B_{max\ krit\ \perp\ SYS1} \quad (7.12)$$

$$\text{Fall II} \quad B_{min\ eff\ \perp\ SYS1} = B_{\perp k\ SYS1} + 0,1 B_{min\ krit\ \perp\ SYS1} \quad (7.13)$$

$$\text{Fall III} \quad B_{max\ eff\ \perp\ SYS2} = B_{\perp k\ SYS2} - 0,1 B_{max\ krit\ \perp\ SYS2} \quad (7.14)$$

$$\text{Fall IV} \quad B_{min\ eff\ \perp\ SYS2} = B_{\perp k\ SYS2} - 0,1 B_{min\ krit\ \perp\ SYS2} \quad (7.15)$$

Negative orthogonale Basislängen dienen der Fallunterscheidung. Diese orthogonalen Basislängen bilden die Grenzbereiche für die Methode zum Auffinden von Bildpaaren für interferometrische Produkte.

7.7 Erzeugung des Basislängenverlaufs durch die Propagation mit unterschiedlichen TLE-Datensätzen

Prinzipiell könnte mit den so ermittelten Bildpaaren die Missionsplanung der Satellitensysteme beauftragt werden. Untersuchungen bei der praktischen Umsetzung der Methode zeigten zwei kritische Elemente auf, die einen Positionsfehler zwischen simulierter und realer Welt hervorrufen. Dieser Positionsfehler der Satelliten mündet in einer, zur Simulation, abweichenden Basislänge.

Das erste Element ist die Unkenntnis über etwaige Bahnmanöver, die nach dem Start der Simulation im Simulationszeitraum ausgeführt werden. Diese Komponente ist sehr schwer bei der Simulation zu berücksichtigen. Die Bahnerhaltungsmanöver werden durch den Satellitenbetreiber initiiert. Die Häufigkeit und Intensität der Manöver hängen von der Aktivität der Sonne und deren Einfluss auf die Atmosphäre ab. Ebenso spielen hier die Manöver zur Vermeidung einer Kollision mit Weltraummüll oder anderen Satelliten eine Rolle. Für eine Berücksichtigung in der Simulation muss eine enge Kooperation mit dem Satellitenbetreiber gewährleistet sein. Diese Kooperation genügt höchstens den geplanten Manövern zur Orbiterhaltung. Die Kollisionsuntersuchung mit anderen Objekten im Weltall liefert Annäherungswahrscheinlichkeiten auf Basis dessen, genauere Untersuchungen hinsichtlich Einschlagswahrscheinlichkeiten veranlasst werden. Diese präzisen Propagationen zur Kollisionsvermeidung liegen im Kurzzeitbereich von einigen Stunden vor dem Ereignis und erst dann wird ein Ausweichmanöver geflogen. Der Simulationszeitraum zur Bestimmung von Interferometrie-Bildpaaren liegt je nach System und Sonnenaktivität im Bereich von 7 bis 14 Tagen. Ob diese Manöver der Bahnerhaltung für eine längere Voraussage des Satellitenorbits angewandt werden können, ist zum gegenwertigen Zeitpunkt nicht bekannt.

Das zweite Element sind die Two-Line-Elemente, welche die Position eines Satelliten beschreiben und eine ungewisse Ungenauigkeit von bis zu 5 km beinhalten. Diese Ungenauigkeit, so zeigen es die Untersuchungen zur Basislänge, liegen noch in den Grenzen der durchführbaren Interferometrie.

Eine Verbesserung der Auswahl der Bildpaare soll erzielt werden indem die Größe der orthogonalen Basislänge über einen längeren Zeitraum betrachtet wird. Durch diesen Ansatz sollen räumlich stabile Bildpaare identifiziert werden. Zu diesem Zweck werden die Basislängen im Simulationszeitraum durch TLE-Datensätze mit unterschiedlichen Epochen errechnet, siehe Abb. 104. Es ist darauf zu achten, dass die TLE-Epochen der einzelnen Satellitensysteme zueinander einen möglichst kleinen, zeitlichen Unterschied aufweisen.

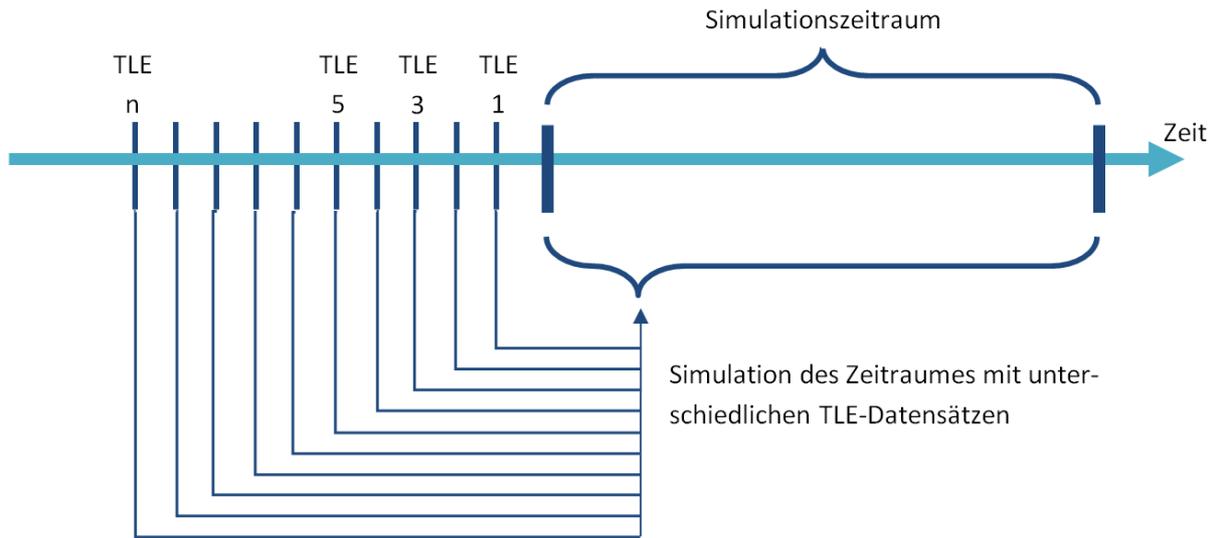


Abb. 104: Simulation des Betrachtungszeitraumes mit unterschiedlichen TLE-Datensätzen zur Bestimmung des Basislängenverlaufes.

Durch diesen Ansatz ergibt sich für jede Aufnahmemöglichkeit eines Ziels in einem Satellitensystem ein Basislängenverlauf für jeden Simulationszyklus mit den unterschiedlichen TLE-Datensätzen. In der Abb. 105 ist exemplarisch der Basislängenverlauf für Bildpaare des Systems COSMO-SkyMed für die Zielkoordinate des Sonderflughafens Oberpfaffenhofen aufgetragen. Für die Beauftragung der Bildpaare fallen die Bildpaare heraus, die starke Schwankungen im Verlauf der orthogonalen Basislängengröße aufweisen. Bei dieser Untersuchung aus Abb. 105 sind dies offensichtlich die Bildpaare 4,14 und 20, welche nicht für eine Beauftragung geeignet sind.

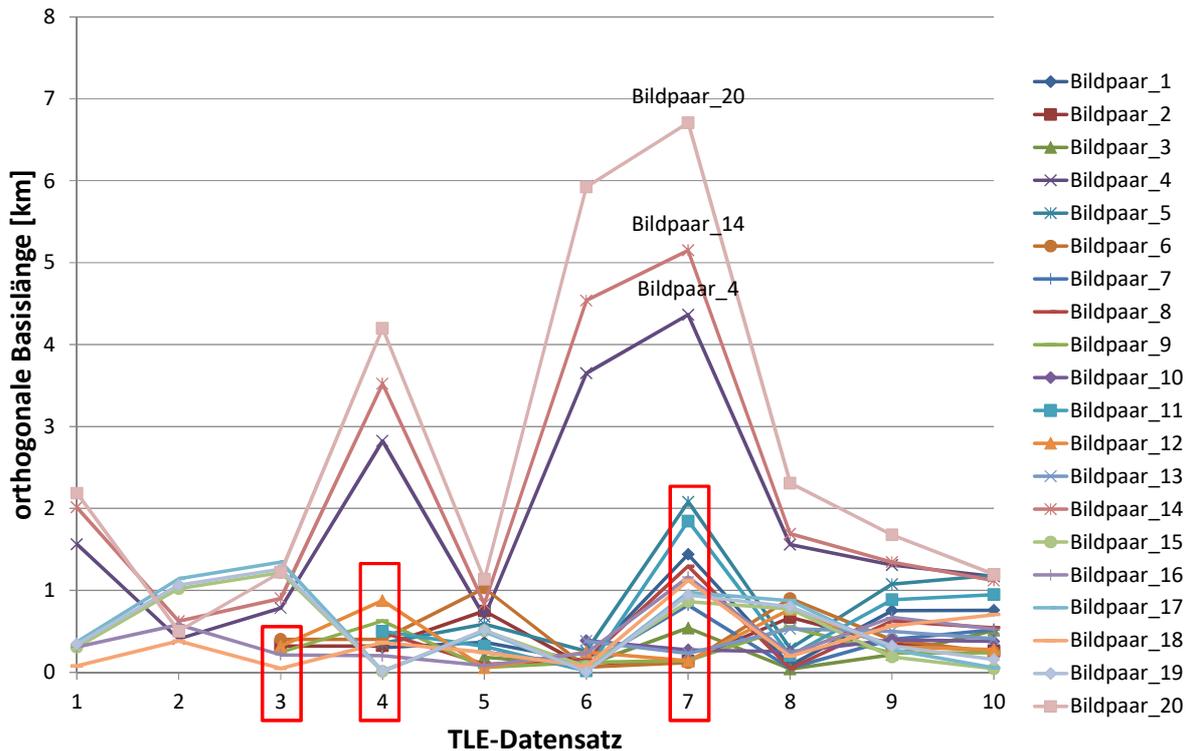


Abb. 105: Basislängenverlauf für den Simulationszeitraum vom 01.06.2011 – 8.06.2011 der Zielkoordinate des Sonderflughafen Oberpfaffenhofen mit der ICAO Bezeichnung EDMO anhand des Satellitensystems COSMO-SkyMed.

Weitere Auffälligkeiten sind zu den TLE-Datensätzen 3, 4 und 7 zu identifizieren. Bei den Datensätzen 3 und 4 entstehen neue Bildpaare die in den vorherigen TLE-Datensätzen nicht aufzufinden sind. Diese neuen Bildpaare können durch etwaige Bahnmanöver entstehen. Bahnmanöver können aber ebenso Bildpaare auslöschen. Der Datensatz 7 zeigt einen überproportionalen Anstieg der orthogonalen Basislänge, welcher sich auf die Bahnhöhe der Satelliten zum Zeitpunkt der TLE-Epoche zurückführen lässt. Detaillierte Analysen finden sich im anschließenden Kapitel zur Validierung des Werkzeuges „Interferometrieanalyse“.

Für die Methode lässt sich folgende Handlungsempfehlung ableiten, damit die erfolgten Bildpaare interferometrisch verarbeitet werden können:

Beauftragt werden sollten nur Bildpaare, die eine abnehmende orthogonale Basislänge und, oder geringe Schwankungen im Verlauf der orthogonalen Basislänge aufweisen.

7.8 Validierung des Werkzeuges „Interferometrieanalyse“ zum Auffinden von Bildpaaren

Die Validierung des Werkzeuges „Interferometrieanalyse“ wird anhand zweier Beispielszenarios durchgeführt. Ein Szenario beinhaltet die COSMO-SkyMed (CSK) Konstellation mit entsprechender Sensorconfiguration. Als Zielkoordinate für die Bildpaare dient der Sonderflughafen Oberpfaffenhofen. Der Simulationszeitraum deckt eine Woche ab und beginnt am 01.06.2011 00:00 UTC. Das Enddatum der Simulation ist der 08.06.2011 00:00 UTC. Die Epochen der TLE-Datensätze beginnen mit dem 20.05.2011 und enden mit 01.06.2011 00:00. Die Bahnrechnungen der Satelliten wurden mit dem SGP4-Propagator unter AGI STK in der Version 9.2.2 durchgeführt.

Der Verlauf der Bahnhöhe über den Zeitraum der Simulation und der TLE-Epochen findet sich in der Abb. 106. Der rote senkrechte Strich markiert den Start des Simulationszeitraumes. Geht man auf der Zeitachse in die Vergangenheit und propagiert mit dem gültigen TLE-Datensatz, gelten andere Bahnhöhen und andere pseudo Widerstandswerte für den SGP4-Propagator.

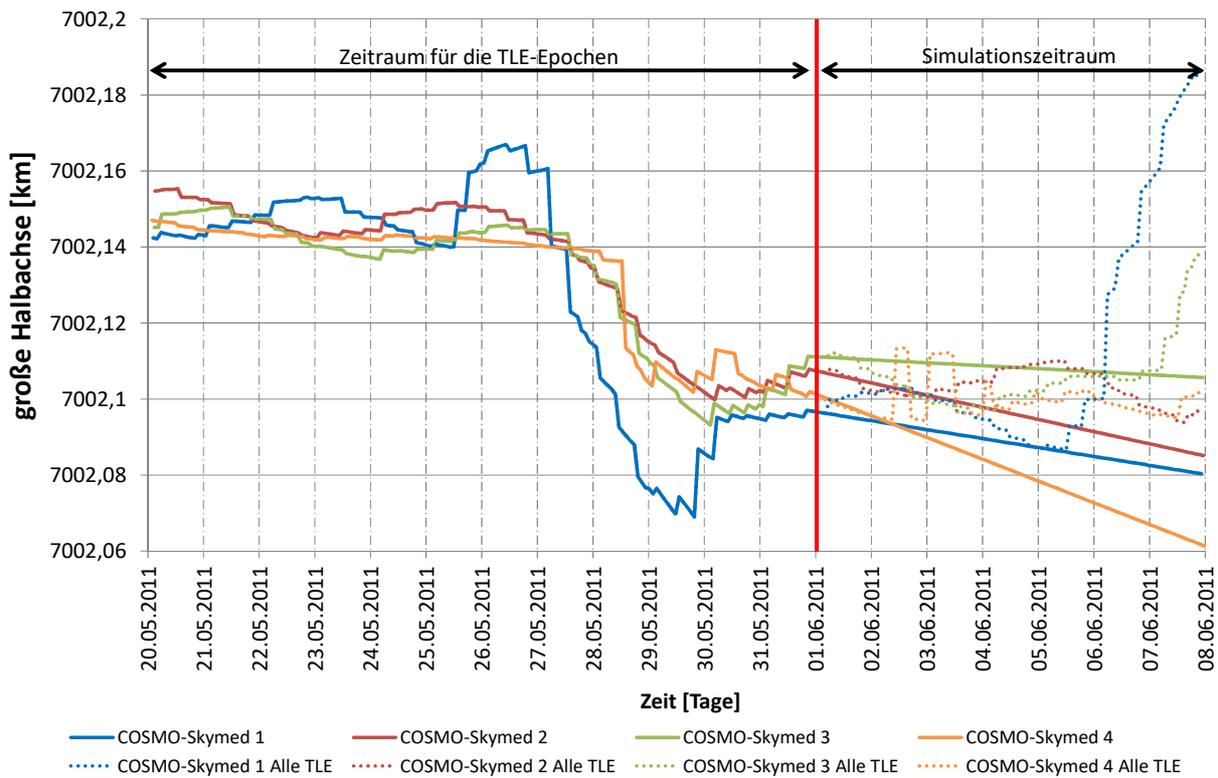


Abb. 106: Verlauf der Bahnhöhe über den Simulationszeitraum und für den Zeitraum der TLE-Epochen. Im Simulationszeitraum wird die Bahnhöhe in der durchgezogenen Linie durch den SPG4-Propagator fortgeschrieben. Die gepunktete Linie folgt dem Verlauf der Bahnhöhe auf Grundlage der TLE-Informationen in der Propagation mit dem SGP4 Propagator.

Die Tab. 18 zeigt einen Vergleich zwischen, der mit einem TLE-Datensatz pro Satellit propagierten Basislängenlösung und der Berechnung in dem alle TLEs für den Simulationszeitraum zu Verfügung stehen. Rot hinterlegt sind die Bildpaare 4, 14 und 20 entsprechend der Abb. 105. Die Differenzangaben in den Tabellen Tab. 18, Tab. 22 und Tab. 23 beziehen sich auf die Propagation der Zielkontaktdaten mit allen TLEs abzüglich der Propagation der Zielkontaktdaten mit einem TLE-Datensatz.

Entsprechend der Abb. 105 zeigt die Abb. 107 den Verlauf der Basislänge der Bildpaare mit dem Unterschied, dass für die Berechnung alle TLE-Datensätze aus dem Zeitbereich vor dem Simulationszeitraum herangezogen werden.

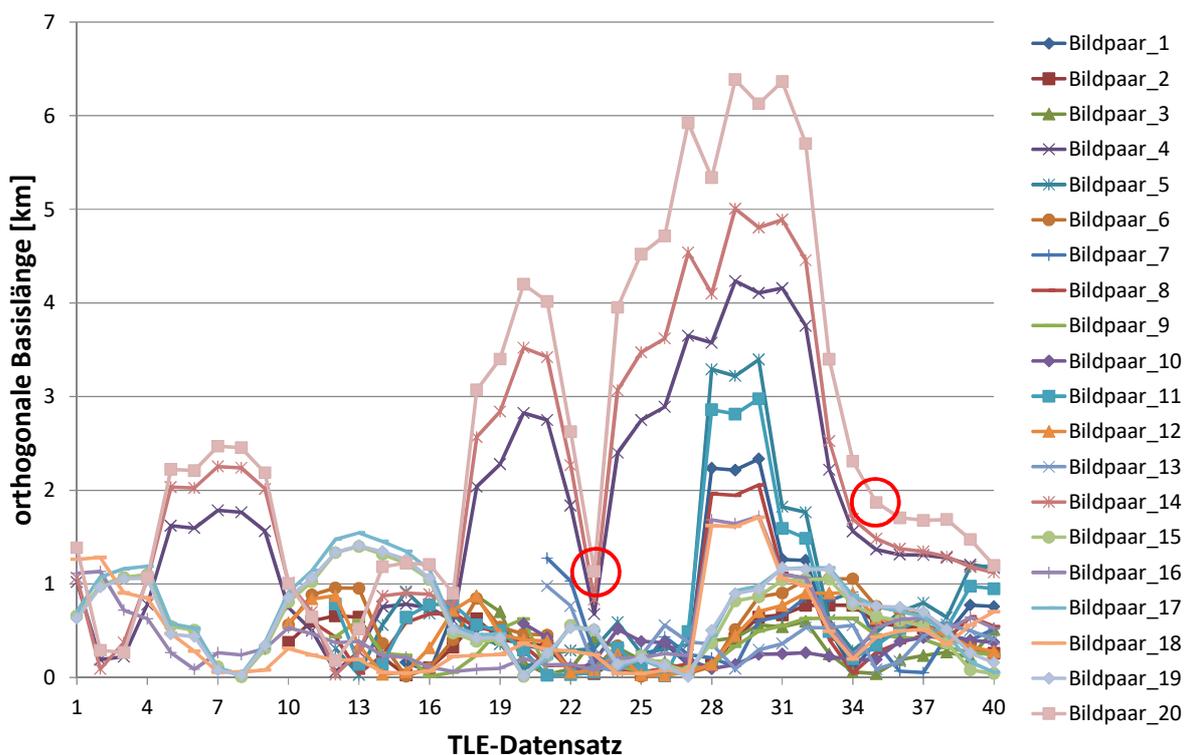


Abb. 107: Basislängenverlauf für den Simulationszeitraum vom 01.06.2011 – 8.06.2011 der Zielkoordinate des Sonderflughafen Oberpfaffenhofen mit der ICAO Bezeichnung EDMO anhand des Satellitensystems COSMO-SkyMed mit allen TLE-Datensätzen im Zeitraum der TLE-Epochen.

Die TLE-Datensätze 35 und 23 für Bildpaar_20, welche in der Abb. 107 rot markiert sind, weisen jeweils die folgenden Epochen auf:

COSMO-SkyMed 1: 27.5 04:28 – 30.5 10:14

COSMO-SkyMed 4: 26.5 21:45 – 30.5 13:04

In diesem Zeitraum weist der Bahnhöhenunterschied aus der Abb. 106 zwischen CSK1 und CSK 4 ein Maximum auf, welches wiederum mit dem Verlauf der orthogonalen Basislänge aus Abb. 107 korreliert.

Tab. 18: Ergebnisliste mit propagierten Bahndaten am ersten Tag des Simulationszeitraumes [Spalte 4-8] im Vergleich zu den propagierten Bahndaten mit allen verfügbaren TLE-Datensätzen im Simulationszeitraum

Nr.	Satellit	Datum Uhrzeit [UTC]	Azimutwinkel [°]	Einfallswinkel [°]	Entfernung [km]	orthogonale Basislänge [km]	Δ Zeit [h]	Differenz Azimutwinkel [°]	Differenz Einfallswinkel [°]	Entfernungsdifferenz [km]	Differenz orthogonale Basislänge [km]	Differenz Δ Zeit [h]
1	CSK_4	6.6.11 4:05	69,909	45,888	864,023	0,757	71,999	0	-0,033	-0,233	-0,498	0,001
1	CSK_3	3.6.11 4:05	69,917	45,838	863,342			-0,004	0	0,264		
2	CSK_3	3.6.11 4:05	69,917	45,838	863,342	0,259	24,000	-0,004	0	0,264	0,030	0,000
2	CSK_2	2.6.11 4:05	69,92	45,821	863,239			-0,001	-0,002	0,174		
4	CSK_1	5.6.11 4:11	71,06	39,538	791,924	1,170	95,998	-0,002	-0,008	0,079	-0,120	0,000
4	CSK_4	1.6.11 4:11	71,071	39,454	791,184			0	0,001	-0,01		
5	CSK_4	7.6.11 4:23	73,418	23,349	679,117	1,187	71,998	-0,003	-0,061	-0,085	-0,902	0,001
5	CSK_3	4.6.11 4:23	73,427	23,249	678,628			-0,008	0,015	0,286		
6	CSK_3	4.6.11 4:23	73,427	23,249	678,628	0,244	24,000	-0,008	0,015	0,286	0,163	0,000
6	CSK_2	3.6.11 4:23	73,429	23,229	678,626			-0,003	0,001	0,205		
8	CSK_4	5.6.11 17:07	96,952	54,721	1005,389	0,544	71,999	0,004	-0,012	-0,561	-0,389	0,001
8	CSK_3	2.6.11 17:07	96,96	54,69	1004,493			0	0,01	-0,04		
9	CSK_3	2.6.11 17:07	96,96	54,69	1004,493	0,239	23,999	0	0,01	-0,04	0,150	0,000
9	CSK_2	1.6.11 17:07	96,963	54,677	1004,18			0,001	0,001	-0,057		
11	CSK_4	6.6.11 17:25	100,327	36,546	764,507	0,948	71,998	0,008	-0,02	-0,65	-0,546	0,001
11	CSK_3	3.6.11 17:25	100,338	36,476	763,663			0	0,02	-0,104		
12	CSK_3	3.6.11 17:25	100,338	36,476	763,663	0,275	24,000	0	0,02	-0,104	0,186	0,000
12	CSK_2	2.6.11 17:25	100,341	36,455	763,435			0,001	0,006	-0,102		
14	CSK_1	5.6.11 17:31	101,485	28,244	704,874	1,120	95,998	0,003	0,005	-0,185	0,025	0,000
14	CSK_4	1.6.11 17:31	101,5	28,153	704,249			0	0,003	-0,037		
15	CSK_2	6.6.11 5:17	263,034	54,696	1004,035	0,042	24,000	0,003	-0,003	0,243	0,232	0,000
15	CSK_3	7.6.11 5:17	263,033	54,698	1003,972			0,001	-0,02	0,047		
16	CSK_3	1.6.11 5:05	260,797	43,612	835,184	0,526	71,999	0	-0,001	0,037	-0,119	0,000
16	CSK_4	4.6.11 5:05	260,788	43,577	834,763			0,004	0,006	0,233		
17	CSK_2	5.6.11 4:59	259,655	36,481	763,231	0,055	24,000	0,004	-0,004	0,237	0,291	0,000
17	CSK_3	6.6.11 4:59	259,652	36,477	763,108			0,003	-0,026	0,06		
18	CSK_3	1.6.11 18:25	291,238	51,214	942,905	0,703	71,999	-0,002	0,001	-0,065	-0,335	0,000
18	CSK_4	4.6.11 18:25	291,231	51,172	942,501			0,002	0,021	0,105		
19	CSK_2	5.6.11 18:19	290,085	45,811	863,637	0,158	24,000	-0,001	0,017	-0,075	0,197	0,000
19	CSK_3	6.6.11 18:19	290,085	45,8	863,586			-0,005	0,004	-0,402		
20	CSK_4	3.6.11 18:07	287,773	31,943	728,979	1,196	95,998	0	0,018	-0,038	-0,853	0,001
20	CSK_1	7.6.11 18:07	287,759	31,849	728,435			0,01	0,085	0,378		
21	CSK_2	4.6.11 18:01	286,581	23,232	679,058	0,238	24,000	-0,004	0,015	-0,156	0,240	0,000
21	CSK_3	5.6.11 18:01	286,582	23,212	679,028			-0,009	-0,006	-0,367		

Die erste Aufnahme aus dem Bildpaar_20 mit dem Satelliten CSK_4 wird auf den 3.6.2011 um 18:07 datiert. Die zweite Aufnahme für das Bildpaar ist am 7.6.2011 um 18:07 für den Satelliten CSK_1. Diese Zeitlichkeiten finden sich ebenfalls in der Abb. 108 wieder, in der sämtliche Bildpaare als Kontaktmuster eingetragen sind. Weiter sind in der Darstellung alle Epochen der TLE-Datensätze eingetragen. Im Mittel stehen pro Tag 3,8 TLE-Datensätze zu Verfügung für jeden einzelnen Satelliten des Systems. Bei der Propagation mit unterschiedlichen TLE-Datensätzen zur Erzeugung des Basislängenverlaufes und einer Schrittweite von einem Tag werden die TLEs benutzt, die den geringsten zeitlichen Abstand zur temporalen Stützstelle aufweisen.

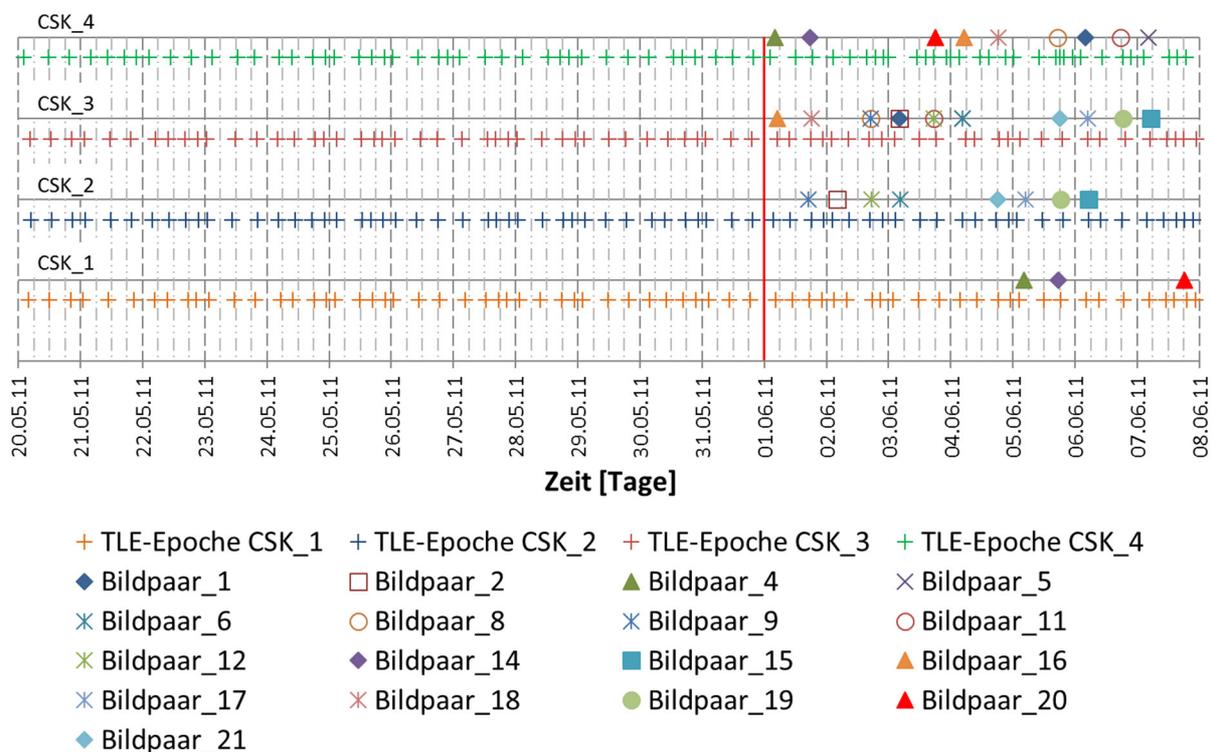


Abb. 108: Zeitliche Verteilung der Kontakte der einzelnen Satelliten der COSMO-SkyMed Konstellation für die Bildpaare und Darstellung der Epochen der TLE-Datensätze der einzelnen Satelliten.

Zur Untersuchung des Höhenfehlers aus der Simulation vergleicht die Tab. 19 auf der nächsten Seite die Bahnhöhenunterschiede aus Abb. 106 zu den Kontaktzeiten der Satelliten mit dem Ziel des Bildpaares 20. Aus dieser Tabelle kann ein Höhenfehler ΔZ , entsprechend dem Vorgehen aus Kapitel 6.3, von ca. 100 Metern entnommen werden.

Tab. 19: Bahnhöhenunterschied der Satelliten CSK_1 und CSK_4 für das Bildpaar_20 zum Simulationsstart und zu den entsprechenden Zeiten für die Propagation zum Simulationsstart 01.06.2011 und mit allen TLE

	Große Halbachse zum Simulationsstart [m]	Δ [m]	Große Halbachse nach Propagation [m]	Δ [m]	Große Halbachse mit allen TLE [m]
CSK_1	7.002.097	-14	7.002.081 ¹	102	7.002.184 ¹
CSK_4	7.002.101	-14	7.002.085 ²	10	7.002.096 ²
Δ [m]	4		4		88

¹ 07.06.2011 17:32 UTCG

² 03.06.2011 17:32 UTCG

Die Δ -Werte in Tab. 19 beziehen sich in der unteren Zeile auf den Unterschied in der Bahnhöhe zwischen den Satelliten CSK_1 und CSK_4. In der dritten Spalte bezieht sich die Δ -Werte auf die Veränderung der Halbachse zum Simulationsstart und zum Zeitpunkt der simulierten Datenaufnahme. In der fünften Spalte zeigt sich der Bahnhöhenunterschied zwischen der Simulation mit einem TLE-Datensatz und allen TLE-Datensätzen.

Die Ablage, auch Residuen genannt, für den Radialen-, In-Track-, Cross-Track- sowie dem Entfernungsanteil sind in der Tab. 20 dargestellt. Sie beziehen sich auf den Positionsunterschied zwischen der Propagation mit dem TLE-Datensatz zum Simulationsstartzeitpunkt bis zum Zeitpunkt des Satellitenkontaktes mit dem Ziel und den dann gültigen Bahnparametern aus dem TLE-Datensatz.

Tab. 20: Residuen für die TLE-Datensätze am Simulationsanfang bis zum Zeitpunkt des Satellitenkontaktes mit dem Ziel

Satellit	Entfernung [km]	In Flugrichtung [km]	Quer zur Flug- richtung [km]	Radial [km]
CSK_1	30,280	-30,280	0,155	0,426
CSK_4	4,343	-4,339	0,022	0,172

Mit diesen Werten aus der Tab. 20 lässt sich der Fehler quer zur Flugrichtung ΔY mit ca. 1500 Metern bestimmen. 30 km Abweichung in Flugrichtung entspricht ca. 4 Sekunden Flugzeit mit 300 m / s Umfangsgeschwindigkeit der Erde bei einem Breitengrad von 50° ergibt sich eine Transformation quer zur Flugrichtung von 1200 Metern addiert durch den Anteil quer zur Flugrichtung von 155 Metern ergibt ~1500 Meter. Ausgehend von diesen Werten unter Anwendung des Vorgehens entsprechend der Abb. 95 ergibt sich hieraus für den Einfallswinkel von 32° eine Δ Elevation von 0,35° und ein Δ der kritischen orthogonalen Basislänge von 0,9 km. In der Tab. 18 sind diese Werte am Bildpaar 20 wiederzufinden. D.h.

dieses Ergebnis aus der Simulation korreliert mit den Annahmen aus der Störgrößenbetrachtung. Die Residuen in Flugrichtung liegen nach 7 Tagen Propagation 10 km oberhalb den Annahmen aus der Tab. 12 mit einem solaren Fluss von $90 - 140 \times 10^{-22} \frac{W}{m^2 Hz}$. Der hierzu wichtige Verlauf der Sonnenaktivität im Simulationszeitraum ist in der Abb. 109 dargestellt.

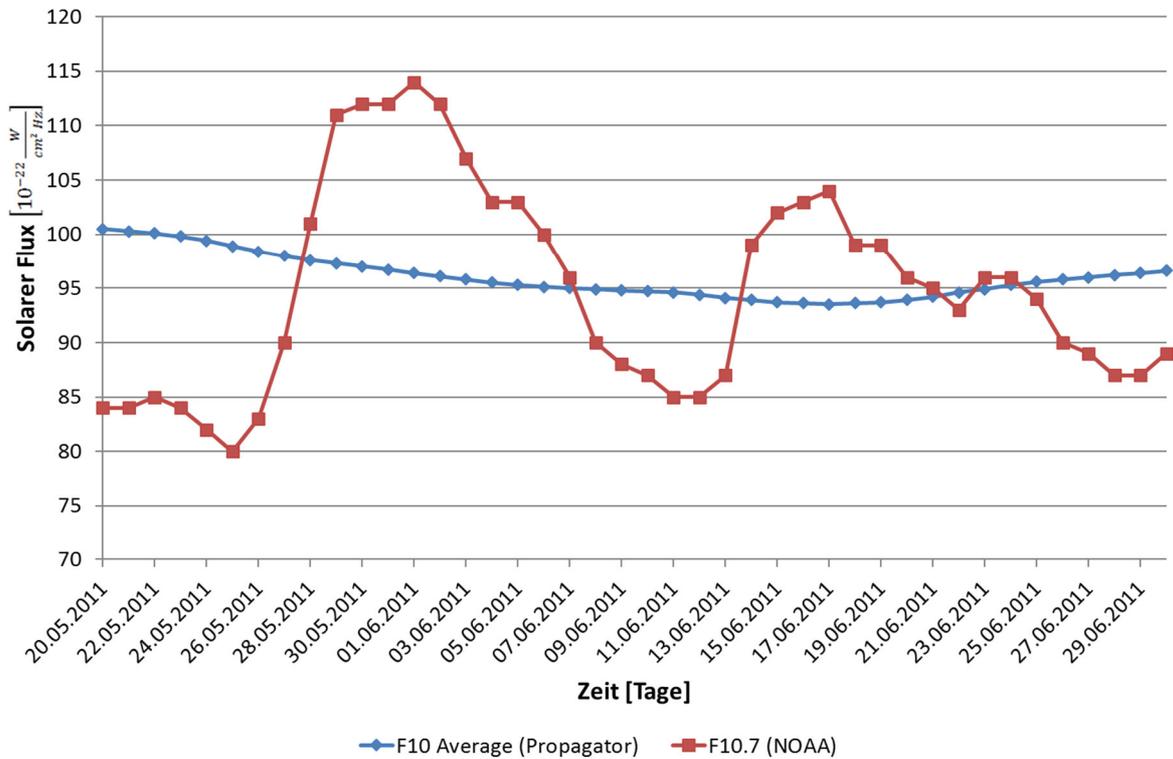


Abb. 109: Verlauf der Sonnenaktivität im Simulationszeitraum anhand der F10.7 Werte aus dem Simulationswerkzeug STK (Propagator) und den Messwerten der National Oceanic And Atmospheric Administration vom 20.05.2011 bis zum 30.06.2011

Die Satellitenkonstellation des Satellitensystems COSMO-SkyMed ist für die Paarbildung zur interferometrischen Produkterstellung aufgrund der Satellitenanzahl, der Abstände in der Konstellation und dem Orbit mit einem Wiederholzyklus von 16 Tagen gut geeignet. Innerhalb des Simulationszeitraumes von sieben Tagen könnten 17 Bildpaare erzeugt werden. Hierbei bilden die Satelliten COSMO-SkyMed 2 (NORAD_ID 32376) und COSMO-SkyMed 3 (NORAD_ID 33412) Bildpaare mit einem zeitlichen Abstand von 24 Stunden. Mit der Paaranzahl von 8 erzeugen sie ~50 % der erfliegbaren Bildpaare mit orthogonalen Basislängen von 200 – 400 Metern. Zusätzlich stehen pro Tag ca. 3-5 TLE-Sätze zur Verfügung. Dieses häufige Beobachtungsintervall ist eher ungewöhnlich, da eigentlich ein TLE erst aktualisiert wird, wenn eine Ungenauigkeit von 5 km erreicht wird. Die Abb. 110 zeigt in 2 Fällen eine Abweichung in der Entfernungsrichtung (Range) durch

die Propagation von einem TLE-Datensatz zum nächsten von maximal 4,5 beziehungsweise 3,5 km.

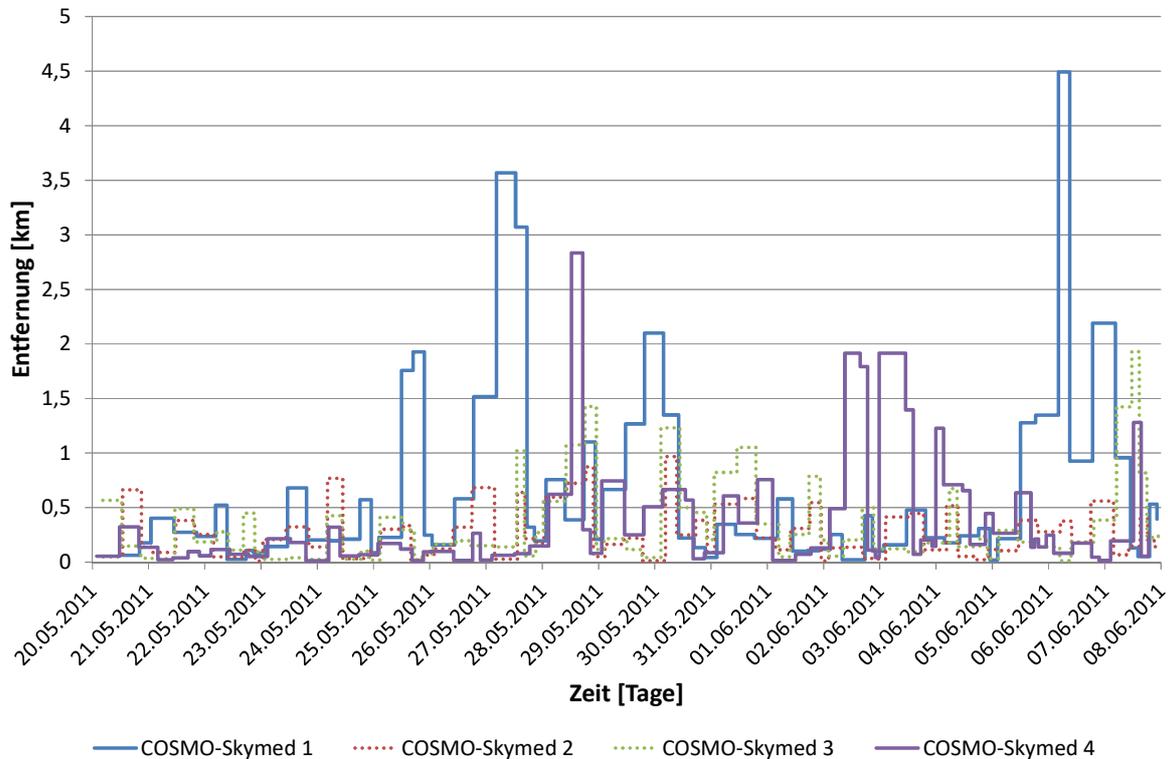


Abb. 110: Entfernungsermittlung (Range) aus den Residuen in der Simulation für unterschiedliche TLE-Datensätze der Satelliten COSMO-SkyMed 1 bis 4

Dieses Beobachtungsintervall ist sehr gut für Analysen von historischen Daten geeignet. Für Propagationen in die Zukunft ist diese Häufigkeit eher hinderlich. Der TLE-Datensatz beruht auf gemittelten Werten der wahren Bahn. Das heißt kurze intensive Bahnstörungen, wie das Bahnerhaltungsmanöver werden überproportional bei diesen kurzen Mittelungsphasen berücksichtigt. Längere Propagationen werden auf diese Weise stärker verfälscht. Liegt ein Satellitenorbit mit häufigen kleinen Bahnmanövern vor, ist es für die Propagation besser diese in die Mittelung einzubeziehen.

Das zweite Szenario beinhaltet den TerraSAR-X (TSX) Satelliten mit entsprechender Sensorkonfiguration. Als Zielkoordinate für die Bildpaare dient ebenfalls der Sonderflughafen Oberpfaffenhofen. Der Simulationszeitraum deckt einen Monat ab und beginnt am 01.06.2011 00:00 UTC. Das Enddatum der Simulation ist der 01.07.2011 00:00 UTC. Die Epochen der TLE-Datensätze beginnen mit dem 20.05.2011 und enden mit 01.07.2011 00:00. Die Bahnberechnungen der Satelliten wurden mit dem SGP4-Propagator unter AGI STK in der Version 9.2.2 durchgeführt.

In der Abb. 111 findet sich der Verlauf der großen Halbachse des Satelliten TerraSAR-X. An den Bahndaten mit hoher Genauigkeit (Science Orbit) spiegeln sich die Bahndaten aus den TLE-Informationen und der Propagation.

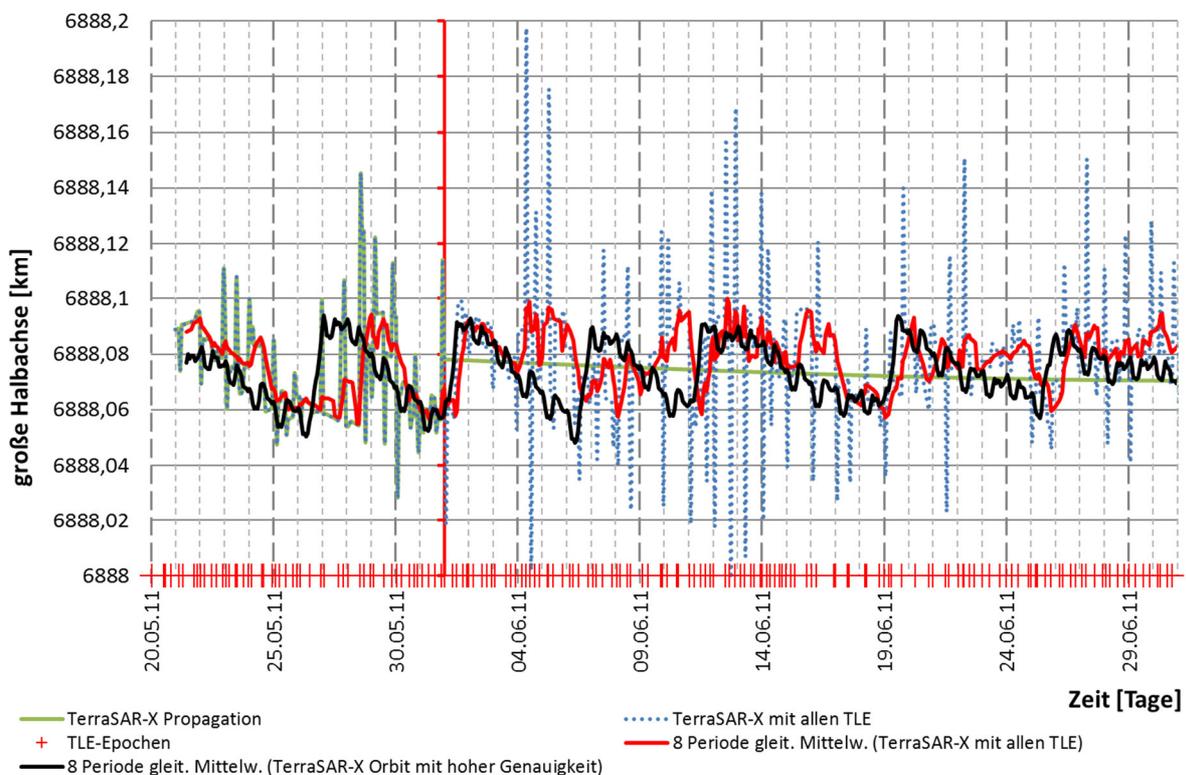


Abb. 111: Verlauf der TerraSAR-X Bahnhöhe über den Simulationszeitraum und für den Zeitraum der TLE-Epochen. Im Simulationszeitraum wird die Bahnhöhe in der durchgezogenen Linie durch den SPG4-Propagator fortgeschrieben. Die gepunktete Linie folgt dem Verlauf der Bahnhöhe auf Grundlage der TLE-Informationen in der Propagation mit dem SGP4 Propagator.

An der achten Periode des gleitenden Mittelwertes der Bahndaten mit hoher Genauigkeit kann man eindeutig die Bahnmanöver aus der Tab. 21 identifizieren. Anhand der Bahndaten der TLE-Information lässt sich diese Korrelation aus der Mittelung nicht ableiten.

Tab. 21: Manöverliste für TerraSAR-X über den Zeitraum vom 20.05.2011 - 01.07.2011 extrahiert aus der Datei der Bahndaten.

Nr.	Manöverliste
1	26.05.2011 12:32:55
2	01.06.2011 00:14:25
3	06.06.2011 11:13:55
4	11.06.2011 00:44:55
5	19.06.2011 00:54:25
6	25.06.2011 10:38:45

Mit der Abb. 112 wird der Verlauf der orthogonalen Basislänge der Bildpaare aus dem Simulationszeitraum aufgezeigt.

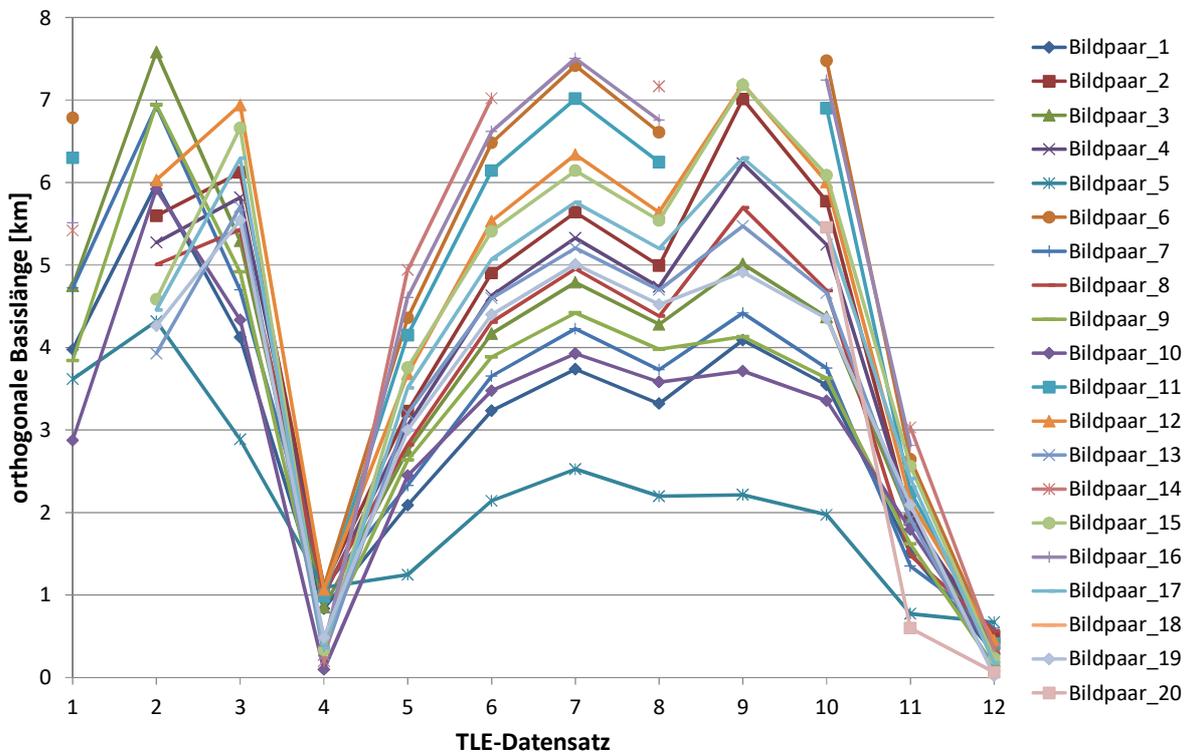


Abb. 112: Basislängenverlauf für den Simulationszeitraum vom 01.06.2011 – 01.07.2011 der Zielkoordinate des Sonderflughafen Oberpfaffenhofen mit der ICAO Bezeichnung EDMO anhand des Satellitensystems TerraSAR-X.

Auffällig sind die TLE-Datensätze 12 und 4 bei denen alle Bildpaare eine orthogonale Basislänge < 1 km aufweisen. Der zeitliche Abstand von 8 Tagen weist keinen eindeutigen Zusammenhang mit dem Verlauf der Bahnhöhe auf. Dennoch haben diese Bahnmanöver einen Einfluss auf die Propagation der Satellitenposition zum Aufnahmezeitpunkt. Die Tab. 22 und Tab. 23 auf den nächsten Seiten zeigen einen Vergleich der Ergebnislisten der propagierten Bahndaten mit einem TLE bezüglich der Propagation mit allen TLEs und den wissenschaftlichen Bahndaten.

-Diese Seite ist aus gutem Grund leer.-

Tab. 22: Ergebnisliste mit propagierten Bahndaten am ersten Tag des Simulationszeitraumes [Spalte 4-8] im Vergleich zu den propagierten Bahndaten mit allen verfügbaren TLE im Simulationszeitraum des Systems TerraSAR-X [Spalte 9-13].

Nr.	Satellit	Datum Uhrzeit [UTC]	Azimutwinkel [°]	Einfallswinkel [°]	Entfernung [km]	orthogonale Basislänge [km]	Δ Zeit [h]	Differenz Azimutwinkel [°]	Differenz Einfallswinkel [°]	Entfernungsdifferenz [km]	Differenz orthogonale Basislänge [km]	Differenz Δ Zeit [h]
1	TSX	17.6.11 16:09	70,374	52,5	798,24	0,2935	264	-0,015	-0,016	0,479	-0,172	0,00022
1	TSX	6.6.11 16:09	70,368	52,52	798,22			-0,005	-0,004	0,305		
2	TSX	28.6.11 16:09	70,378	52,47	798,55	0,4816	264	-0,017	-0,05	-0,168	-0,451	0,00025
2	TSX	17.6.11 16:09	70,374	52,5	798,24			-0,015	-0,016	0,479		
4	TSX	22.6.11 16:17	72,009	43,29	685,71	0,3645	264	-0,02	-0,029	-0,041	-0,175	0,00021
4	TSX	11.6.11 16:17	72,003	43,32	685,49			-0,01	-0,014	0,12		
3	TSX	16.6.11 16:26	73,666	31,02	592,77	0,2574	264	-0,017	-0,012	0,032	-0,223	0,00014
3	TSX	5.6.11 16:26	73,655	31,04	592,7			-0,004	0,009	0,2		
6	TSX	27.6.11 16:26	73,673	30,98	593,18	0,3509	264	-0,031	-0,052	-0,333	-0,278	0
6	TSX	16.6.11 16:26	73,666	31,02	592,77			-0,017	-0,012	0,032		
5	TSX	12.6.11 5:18	98,108	51,18	779,6	0,6717	264	-0,002	-0,076	-0,321	-0,592	0,00014
5	TSX	1.6.11 5:18	98,106	51,23	779,35			-0,001	-0,033	-0,046		
8	TSX	23.6.11 5:18	98,113	51,14	779,83	0,5607	264	-0,006	-0,117	-0,753	-0,545	0,00013
8	TSX	12.6.11 5:18	98,108	51,18	779,6			-0,002	-0,076	-0,321		
7	TSX	17.6.11 5:26	99,715	41,04	665,47	0,5978	264	-0,003	-0,107	-0,711	-0,124	0,00011
7	TSX	6.6.11 5:26	99,711	41,09	665,11			0,001	-0,015	-0,516		
11	TSX	28.6.11 5:26	99,723	41	665,71	0,4142	264	-0,011	-0,136	-1,107	-0,329	0,00013
11	TSX	17.6.11 5:26	99,715	41,04	665,47			-0,003	-0,107	-0,711		
12	TSX	22.6.11 5:35	101,37	27,59	576,45	0,4533	264	-0,005	-0,086	-1,205	0,087	0,00029
12	TSX	11.6.11 5:35	101,36	27,63	576,01			0	-0,095	-0,78		
13	TSX	19.6.11 17:08	261,22	47,42	729,47	0,0732	264	0,006	0,042	-0,351	0,162	0
13	TSX	8.6.11 17:08	261,22	47,42	729,15			0,002	0,029	0,079		
14	TSX	30.6.11 17:08	261,22	47,39	729,96	0,3354	264	0,014	-0,017	-0,739	0,097	0,00041
14	TSX	19.6.11 17:08	261,22	47,42	729,47			0,006	0,042	-0,351		
9	TSX	14.6.11 17:00	259,6	36,01	623,89	0,1388	264	0,011	0,042	0,02	0,093	0,00014
9	TSX	3.6.11 17:00	259,61	36	623,7			0,008	0,008	0,105		
18	TSX	25.6.11 17:00	259,59	36	624,35	0,0776	528	0,018	0,009	-0,573	-0,050	0,00014
18	TSX	3.6.11 17:00	259,61	36	623,7			0,008	0,008	0,105		
20	TSX	20.6.11 16:51	257,88	21,08	548,59	0,0629	264	0,031	0,028	-0,208	-0,046	0,00019
20	TSX	9.6.11 16:51	257,89	21,08	548,24			0,015	0,024	0,083		
10	TSX	14.6.11 6:17	288,97	48,98	750,8	0,2777	264	-0,005	-0,043	-0,814	-0,232	0
10	TSX	3.6.11 6:17	288,97	49	750,15			-0,003	-0,026	-0,449		
15	TSX	25.6.11 6:17	288,97	48,96	751,32	0,2354	264	-0,004	-0,061	-1,414	-0,231	0
15	TSX	14.6.11 6:17	288,97	48,98	750,8			-0,005	-0,043	-0,814		
17	TSX	20.6.11 6:09	287,33	38,6	645,57	0,1762	264	-0,006	-0,038	-1,615	-0,120	0
17	TSX	9.6.11 6:09	287,33	38,62	644,93			-0,006	-0,018	-0,97		
19	TSX	15.6.11 6:00	285,65	24,86	564,12	0,0223	264	X	X	X	X	X
19	TSX	4.6.11 6:00	285,65	24,86	563,41			X	X	X	X	X
21	TSX	26.6.11 6:00	285,65	24,86	564,66	0,0331	264	-0,001	-0,016	-1,692	0,051	-0
21	TSX	15.6.11 6:00	285,65	24,86	564,12			-0,013	-0,006	-1,299		

Tab. 23: Ergebnisliste mit propagierten Bahndaten am ersten Tag des Simulationszeitraumes [Spalte 4-8] im Vergleich zu den wissenschaftlichen Bahndaten im Simulationszeitraum des Systems TerraSAR-X [Spalte 9-13].

Nr.	Satellit	Datum Uhrzeit [UTC]	Azimutwinkel [°]	Einfallswinkel [°]	Entfernung [km]	orthogonale Basislänge [km]	Δ Zeit [h]	Differenz	Differenz	Differenz	Differenz orthogonale	Differenz Δ Zeit
								Azimutwinkel [°]	Einfallswinkel [°]	Entfernungsdifferenz [km]	Basislänge [km]	
1	TSX	17.6.11 16:09	70,374	52,5	798,24	0,2935	264	-0,013	-0,016	0,024	-0,26742	0,00022
1	TSX	6.6.11 16:09	70,368	52,52	798,22			-0,008	0,002	0,09		
2	TSX	28.6.11 16:09	70,378	52,47	798,55	0,4816	264	-0,016	-0,044	-0,363	-0,38372	0,00024
2	TSX	17.6.11 16:09	70,374	52,5	798,24			-0,013	-0,016	0,024		
4	TSX	22.6.11 16:17	72,009	43,29	685,71	0,3645	264	-0,019	-0,022	-0,271	-0,24048	0,00025
4	TSX	11.6.11 16:17	72,003	43,32	685,49			-0,014	-0,002	0,036		
3	TSX	16.6.11 16:26	73,666	31,02	592,77	0,2574	264	-0,023	-0,014	-0,098	-0,22044	0,0002
3	TSX	5.6.11 16:26	73,655	31,04	592,7			-0,014	0,007	-0,004		
6	TSX	27.6.11 16:26	73,673	30,98	593,18	0,3509	264	-0,03	-0,039	-0,546	-0,26251	0,00017
6	TSX	16.6.11 16:26	73,666	31,02	592,77			-0,023	-0,014	-0,098		
5	TSX	12.6.11 5:18	98,108	51,18	779,6	0,6717	264	-0,004	-0,079	-0,331	-0,65846	0
5	TSX	1.6.11 5:18	98,106	51,23	779,35			-0,003	-0,031	-0,046		
8	TSX	23.6.11 5:18	98,113	51,14	779,83	0,5607	264	-0,007	-0,119	-0,561	-0,5425	0,00015
8	TSX	12.6.11 5:18	98,108	51,18	779,6			-0,004	-0,079	-0,331		
7	TSX	17.6.11 5:26	99,715	41,04	665,47	0,5978	264	-0,006	-0,107	-0,719	-0,43781	0,00017
7	TSX	6.6.11 5:26	99,711	41,09	665,11			-0,003	-0,07	-0,232		
11	TSX	28.6.11 5:26	99,723	41	665,71	0,4142	264	-0,013	-0,142	-0,928	-0,39106	0,00015
11	TSX	17.6.11 5:26	99,715	41,04	665,47			-0,006	-0,107	-0,719		
12	TSX	22.6.11 5:35	101,37	27,59	576,45	0,4533	264	-0,01	-0,13	-1,079	-0,32631	0,00022
12	TSX	11.6.11 5:35	101,36	27,63	576,01			-0,004	-0,098	-0,598		
13	TSX	19.6.11 17:08	261,22	47,42	729,47	0,0732	264	0,009	0	-0,172	-0,00124	0,00012
13	TSX	8.6.11 17:08	261,22	47,42	729,15			0,005	-0,001	0,181		
14	TSX	30.6.11 17:08	261,22	47,39	729,96	0,3354	264	0,014	-0,031	-0,625	-0,27142	0,00028
14	TSX	19.6.11 17:08	261,22	47,42	729,47			0,009	0	-0,172		
9	TSX	14.6.11 17:00	259,6	36,01	623,89	0,1388	264	0,015	-0,004	0,037	-0,08355	0,00015
9	TSX	3.6.11 17:00	259,61	36	623,7			0,008	-0,011	0,198		
18	TSX	25.6.11 17:00	259,59	36	624,35	0,0776	528	0,018	-0,015	-0,437	-0,05562	0,00019
18	TSX	3.6.11 17:00	259,61	36	623,7			0,008	-0,011	0,198		
20	TSX	20.6.11 16:51	257,88	21,08	548,59	0,0629	264	0,033	-0,006	-0,217	-0,04301	0,0002
20	TSX	9.6.11 16:51	257,89	21,08	548,24			0,02	-0,008	0,102		
10	TSX	14.6.11 6:17	288,97	48,98	750,8	0,2777	264	-0,003	-0,036	-1,034	-0,22256	0
10	TSX	3.6.11 6:17	288,97	49	750,15			-0,001	-0,01	-0,41		
15	TSX	25.6.11 6:17	288,97	48,96	751,32	0,2354	264	-0,003	-0,04	-1,72	-0,05331	0
15	TSX	14.6.11 6:17	288,97	48,98	750,8			-0,003	-0,036	-1,034		
17	TSX	20.6.11 6:09	287,33	38,6	645,57	0,1762	264	-0,003	-0,02	-1,51	-0,13866	0,0001
17	TSX	9.6.11 6:09	287,33	38,62	644,93			-0,003	-0,002	-0,916		
19	TSX	15.6.11 6:00	285,65	24,86	564,12	0,0223	264	-0,004	-0,006	-1,235	0,07506	0,0001
19	TSX	4.6.11 6:00	285,65	24,86	563,41			-0,001	0,006	-0,553		
21	TSX	26.6.11 6:00	285,65	24,86	564,66	0,0331	264		X	X	X	X
21	TSX	15.6.11 6:00	285,65	24,86	564,12				X	X	X	X

Der Vergleich in den Tabellen für die einzelnen Werte (Azimut, Einfallswinkel, Entfernung, orthogonale Basislänge und dem zeitlichen Abstand zwischen den Aufnahmen) zeigt für die 20 Bildpaare eine gute Übereinstimmung zwischen den Berechnungen mit einem TLE-Datensatz und mit allen TLE-Datensätzen (Tab. 22) sowie den wissenschaftlichen Bahndaten (Tab. 23). Die orthogonalen Basislängen der Propagation weisen im arithmetischen Mittel als auch im Median 290 Meter auf. Im Vergleich zu den wissenschaftlichen Bahndaten ergibt sich im Mittel als auch im Median ein Δ von 240 Metern für die orthogonale Basislänge. Die wissenschaftlichen Bahndaten selber weisen für die Bildpaare eine orthogonale Basislänge im Mittel von 70 Metern und im Median von 55 Metern auf. In 95 % der Fälle wurde eine geringere orthogonale Basislänge erfolgen, wie sie propagiert wurde. Die Bildpaare die 19 in Tab. 22 respektive 21 in Tab. 23 sind aufgrund des Grenzbereiches des Einfallswinkels herausgefallen. Für das System COSMO-SkyMed konnte kein entsprechender Vergleich, wie in Tab. 23 mit wissenschaftlichen Bahndaten erfolgen, da diese Daten nicht bezogen werden konnten.

Die folgenden Ergebnisse stammen aus einer Untersuchung mit TerraSAR-X und COSMO-SkyMed als Satellitensysteme im Simulationszeitraum 01.06.2010 – 01.07.2010 und der Koordinate für Oberpfaffenhofen als Ziel. Die Abb. 113 und Abb. 114 zeigen anhand unterschiedlicher Berechnungsgrundlagen die orthogonalen Basislängen von 10 Bildpaaren. Der rote Balken stellt die orthogonale Basislänge dar, welche anhand aller im Simulationszeitraum verfügbaren TLE-Datensätze ermittelt wurde. Der mittlere grüne Balken repräsentiert die orthogonale Basislänge, welche mit dem TLE-Datensatz am Tag der ersten Aufnahme berechnet wurde. Die ermittelte orthogonale Basislänge anhand des ersten TLE-Datensatzes vom Anfang des Simulationszeitraumes wird in orange dargestellt. Bei den TerraSAR-X Bildpaaren der Abb. 113 zeigt sich eine starke Diskrepanz zwischen der Berechnung mit allen TLE-Datensätzen und den Berechnungen der Basislänge mit TLEs am selben Tag und vom Anfang des Monats. Dieses Ergebnis ist dem Umstand geschuldet, dass es sich in dem TerraSAR-X System, um einen intensiv erwarteten Orbit handelt. Um den eigentlichen Orbit verläuft ein virtueller Schlauch mit einem Radius von 250 Metern [81]. Dies heißt das relativ häufig kleine Bahnerhaltungsmanöver durchgeführt werden, die im normalen SGP-4 Propagator nicht erfasst werden. Diese Basislängen liegen noch im Bereich des systemseitig verwertbaren Bereiches. Jedoch werden die erfolgten Bildpaare eine wesentlich kleinere Basislänge aufweisen. Bei der systeminternen Verarbeitung zu Interferogrammen stört dies nicht weiter. Bei der Kooperation mit andern Systemen muss dieser Umstand berücksichtigt werden. Eine Möglichkeit

könnte darin bestehen über diese Bahnmanöver zu mitteln, um entsprechende Aussagen zur Interferometrie-Paarbildung zu erlangen.

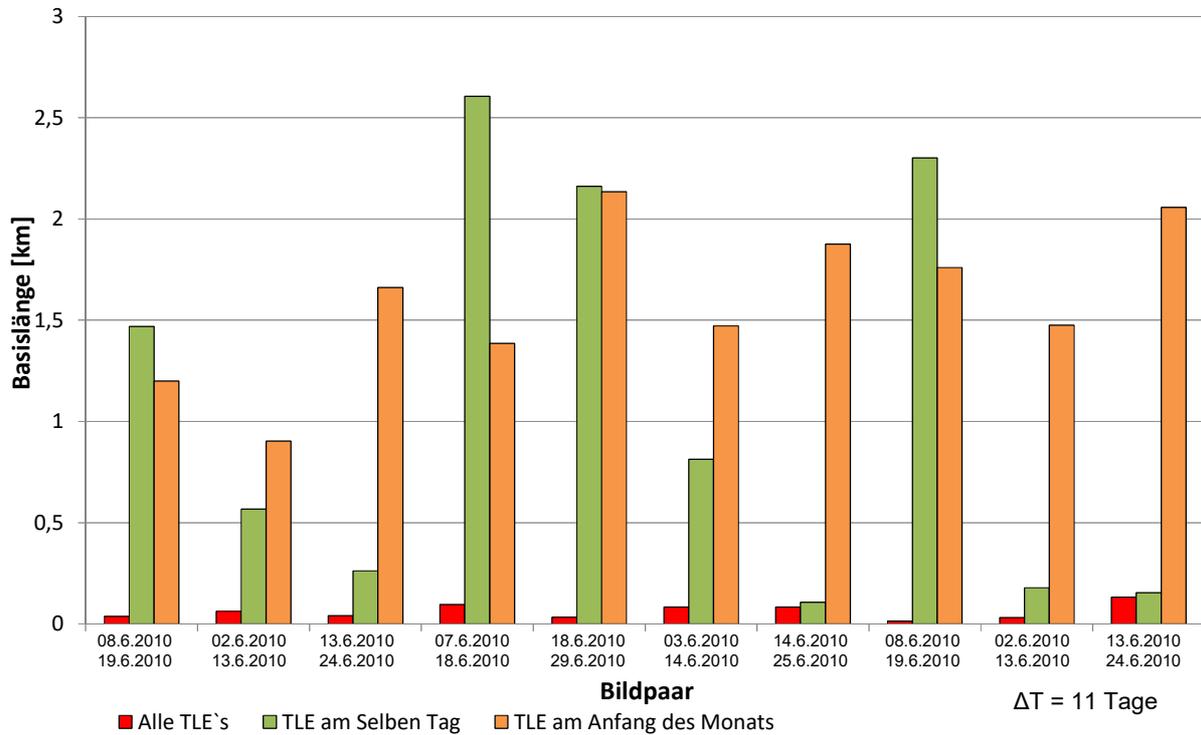


Abb. 113: Orthogonale Basislänge von TerraSAR-X Bildpaaren über einen Simulationszeitraum von einem Monat

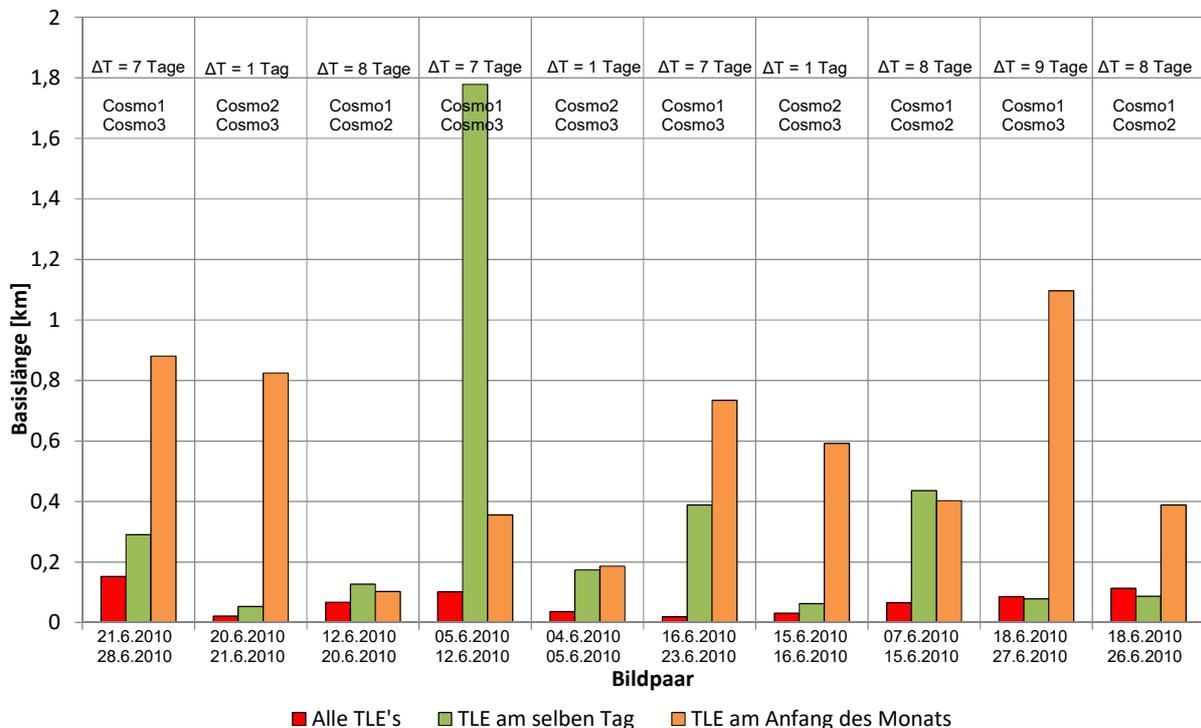


Abb. 114: Orthogonale Basislängen aus der COSMO-SkyMed Satellitenkonstellation aus Bildpaaren mit einem Simulationszeitraum von einem Monat

Wie aus der Abb. 115 ersichtlich ist, war die Sonnenaktivität in dem Simulationszeitraum auf einem sehr niedrigen Niveau. In dem 11-Jahreszyklus sind Maximalwerte des solaren Flusses von $250 \times 10^{-22} \frac{W}{cm^2 Hz}$ und Minimalwerte von $68 \times 10^{-22} \frac{W}{cm^2 Hz}$ zu erwarten.

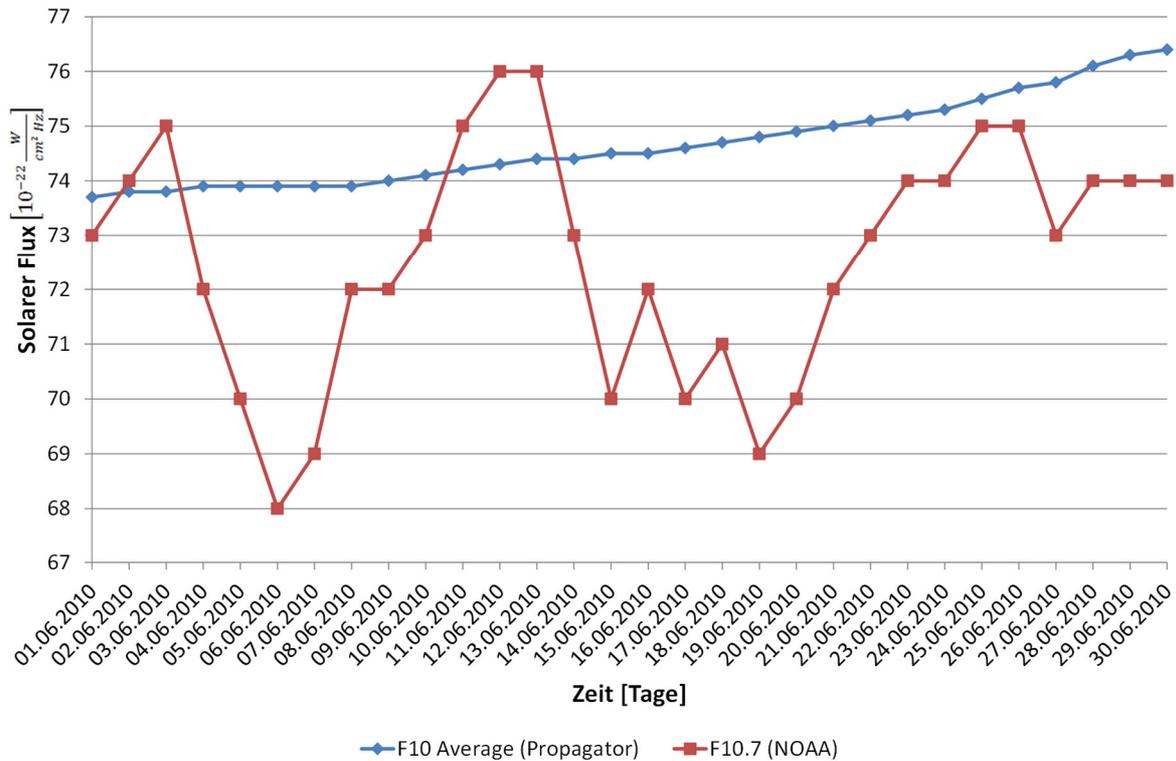


Abb. 115: Verlauf der Sonnenaktivität im Simulationszeitraum

7.9 Koordinatenabhängige Basislängenuntersuchung

Ein weiterer Aspekt im Zusammenhang mit der Basislängenberechnung ist die koordinatenabhängige Basislängenuntersuchung. In der Regel möchte man von einer bestimmten geografischen Koordinate beziehungsweise Gebiet ein Interferogramm erzeugen, beispielsweise von einem Vulkan. Im Rahmen einer Systemabnahme kann es jedoch vorkommen, dass nach einer bestimmten Basislänge gefragt wird oder nach entsprechenden Einfallswinkeln. Es kann sehr aufwendig sein, die Erfüllung dieser Bedingungen für eine bestimmte Koordinate im Zeitraum der Systemabnahme zu ermitteln. In diesem Fall kann mittels der koordinatenabhängigen Basislängenuntersuchung ein Bildpaar aus der Ergebnisliste analysiert werden. Anhand einer orthogonalen Verschiebung der Zielkoordinate ergibt sich eine neue Aufnahmegeometrie und somit eine andere orthogonale Basislänge. Diese Veränderung der Aufnahmegeometrie ist in der Abb. 116 exemplarisch dargestellt.

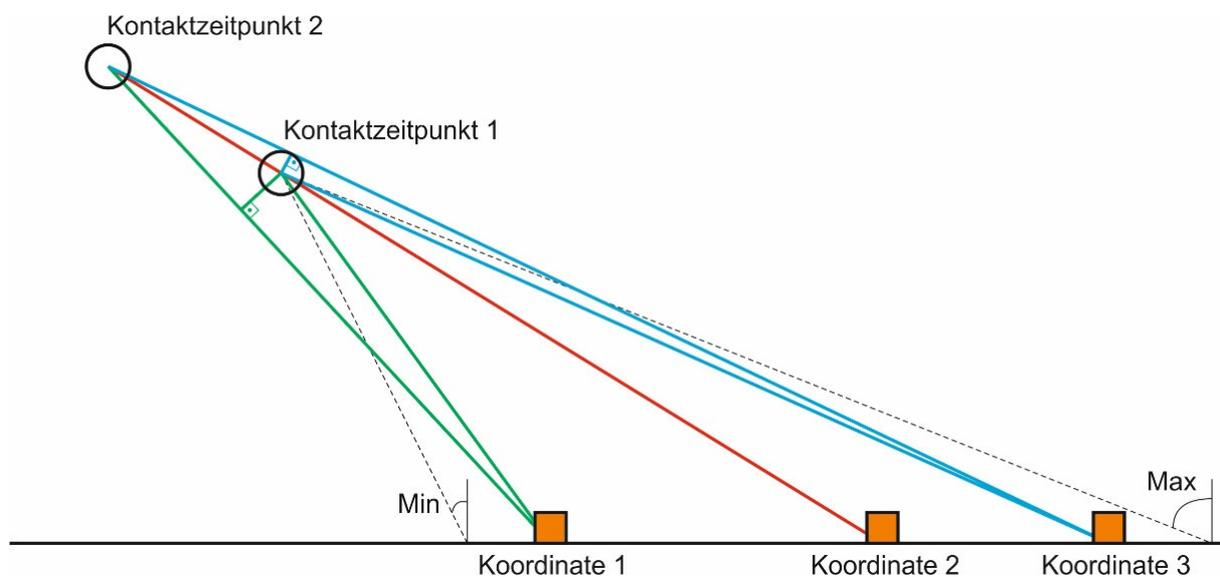


Abb. 116: Aufnahmegeometrie in der koordinatenabhängigen Basislängenuntersuchung zu den Kontaktzeitpunkten der oder des Satelliten zum Ziel im minimalen bis maximalen Einfallswinkelbereich

Die Koordinate 1 zeigt in der Abb. 116 mit der dargestellten Aufnahmegeometrie die größte orthogonale Basislänge. Die Koordinate 2 weist eine orthogonale Basislänge von 0 Kilometern auf und die Koordinate 3 mit dem flachen Einfallswinkel weist eine kleine orthogonale Basislänge auf. Die Bilder Abb. 117 und Abb. 118 auf der nächsten Seite zeigen eine koordinatenabhängige Basislängenuntersuchung. Durch eine Verschiebung der Koordinate kann im zweiten Bild die

unterschritten werden. Der Lösungsraum ist durch den roten Bereich hervorgehoben.

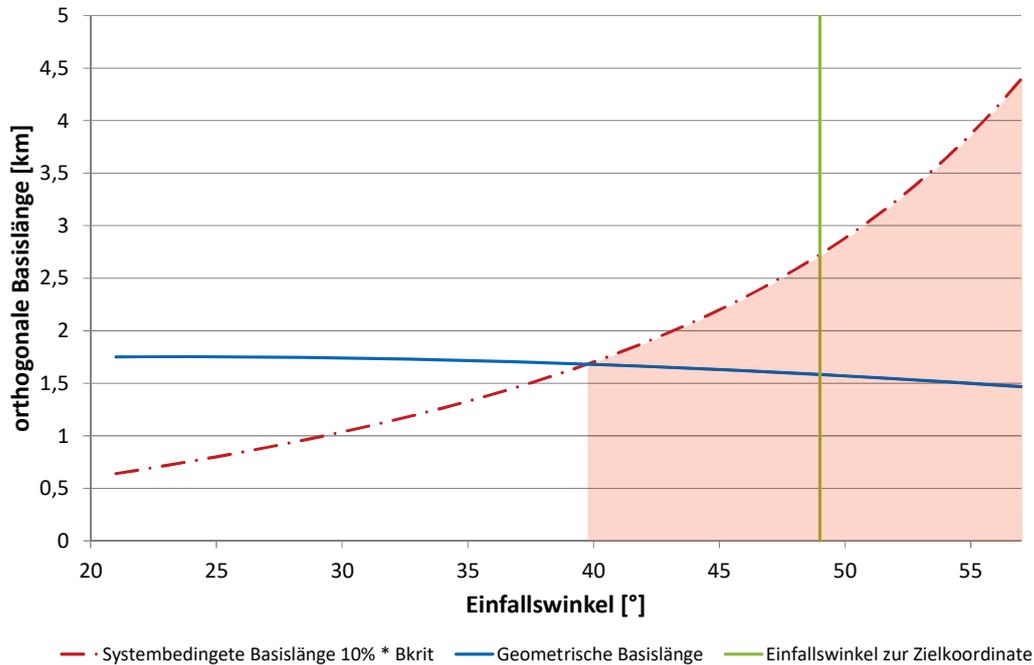


Abb. 117: Koordinatenabhängige Basislängenuntersuchung für TerraSAR-X mit einer orthogonalen Basislänge von 1580 Metern bei einem Einfallswinkel von $\sim 49^\circ$

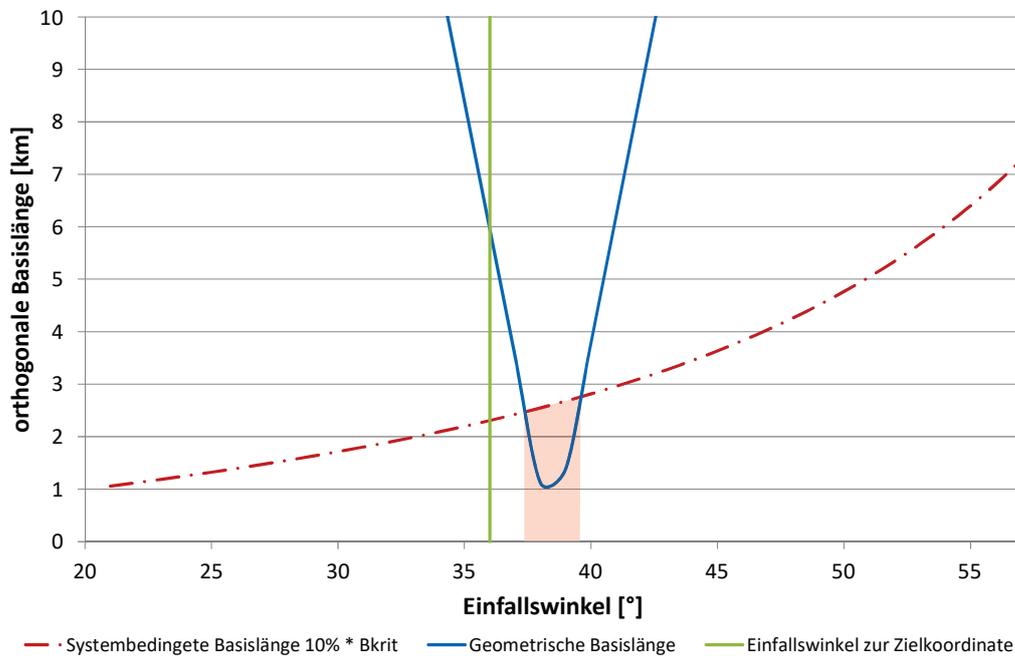


Abb. 118: Koordinatenabhängige Basislängenuntersuchung für ein Bildpaar zwischen einem Cosmo-Skymed Satelliten und TerraSAR-X mit einer errechneten Basislänge von ~ 6000 Metern bei einem Einfallswinkel von $\sim 36^\circ$

8 Zusammenfassung

Die in der Fernerkundung wissenschaftlich technische Fragestellung, ob es in einer heterogenen Satellitenkonstellation möglich ist Aufnahmemöglichkeiten zu finden, welche den Restriktionen der SAR-Interferometrie genügen, kann eindeutig positiv beantwortet werden (*Kap. 7 S. 113*). Die Arbeit zeigt jedoch, dass es hierbei verschiedene Randbedingungen zu beachten gibt. Es sind die unterschiedlichen Anforderungen (zeitliche, systembedingte und räumliche) zu berücksichtigen, die einen Einfluss auf die Kohärenz und somit auf die interferometrischen Produkte haben. Bildpaare mit einem flachen Einfallswinkel sind bezüglich ihrer interferometrischen Eignung bezogen auf die vorgestellte Methode robuster (*Kap. 6.2 S. 100*). Ebenso problematisch ist die Propagation der Satellitenbahnen. Hier muss gesondert auf die Satellitenumwelt geachtet werden (*Kap. 4.2 S. 66*). Als Beispiel ist hier die Aktivität der Sonne und ihr Einfluss auf die Erdatmosphäre zu nennen (*Kap. 4.2.4 S. 77*). Die Atmosphärendichte wiederum hat Auswirkungen auf die Intervalle der Bahnerhaltungsmanöver für Satelliten in niedrigen Umlaufbahnen (*Kap. 4.2.1 S. 69*). Dies schränkt die Dauer des gültigen Simulationszeitraumes ein. Zur Ermittlung eines geeigneten Simulationszeitraumes ist ein besonderer Grad an Erfahrung und Systemkenntnis notwendig. Satellitensysteme, die einen erhöhten Aufwand betreiben zur Erhaltung der Bahnparameter, müssen bei der Propagation gesondert behandelt werden (*Kap. 7.7 S. 128*). Als Beispiel ist hier TerraSAR-X zu nennen. Bei diesem Satellitensystem wird der Orbit sehr intensiv gewartet (*Kap. 7.8 S. 131*). Neben der Sensorik, muss auch die Prozessierung der Bilddaten an die speziellen Anforderungen des Abbildungsmodus angepasst werden. D. h. eventuelle systemspezifische Mittenfrequenzen der heterogenen Systeme sind zu berücksichtigen.

Die komplette Systemkette in einer Hand zu haben, erhöht die Erfüllungswahrscheinlichkeit mit der hier beschriebenen Methode zur Vorhersage von Aufnahmemöglichkeiten zur interferometrischen Datenverarbeitung (*Kap. 7.8 S. 131*). Komplette Systemkette heißt hier von der Erstellung der TLE-Daten, über das Auffinden der Aufnahmemöglichkeiten, zur Auftragerstellung für das Satellitensystem und der anschließenden Prozessierung der Daten am Boden zu einem Interferogramm (*Kap. 2.2.6 S. 36*). Es ist weiterhin zu berücksichtigen, dass die bei den Untersuchungen auftretenden Schwankungen der orthogonalen Basislänge unterhalb der 10 prozentigen Grenze der kritischen Orthogonalen Basislänge liegen.

Die Validierung des Werkzeuges zur Interferometrieanalyse hat aufgezeigt, dass die Abweichungen der propagierten orthogonalen Basislänge im Vergleich zu den orthogonalen Basislängen aus den wissenschaftlichen Bahndaten und der Bahninformation aus allen TLEs kleiner als ein Kilometer ist. Im Allgemeinen befindet man sich mit dieser Ungenauigkeit noch im Bereich der 10 prozentigen kritischen orthogonalen Basislänge. Im Speziellen ist dieser Wert für kleine Einfallswinkel kritisch zu betrachten im Besonderen auf die Aktivität der Sonne. (Kap. 6.3 S. 107)

In der Zukunft wird die Erstellung von hochaufgelösten digitalen Höhenmodellen in den Hintergrund treten und im Fokus wird die Änderungsdetektion stehen. D. h. es wird vermehrt Repeatpass Interferometrie durchgeführt werden. Der Trend der unterschiedlichen Nationen mehr Satelliten mit einem SAR-Sensor zu starten, könnte, durch eine kooperative Absprache und der Anwendung der beschriebenen Methode, die Leistungsfähigkeit der einzelnen Systeme hinsichtlich Repeatpass Interferometrie steigern. Die Möglichkeit unterschiedliche Sensordaten zu verarbeiten wurde mit den Experimenten zwischen ERS-2 und Envisat gezeigt.

A Anhang

A.1 Literaturverzeichnis

- [1] J. L. Reed, „The Commercial Space Launch Market and Bilateral Trade Agreements in Space Launch Service“, American University International Law Review 13,no. 1 1999: S. 157-217.
- [2] E. Renaudin, „Evaluation of DEMs from SAR interferometry and SPOT stereoscopy for Remote Sensing Applications“, Master's thesis Institute for Geodesy and Photogrammetry Swiss Federal Institute of Technology , Zürich, 2000.
- [3] M. A. Richards, „A Beginner´s Guide to Interferometric SAR Concepts and Signal Processing“, IEEE A&E SYSTEMS MAGAZINE, September 2007: S. 5-29.
- [4] B. Mercer, „DEMs created from airborne IFSAR–An update.“, *International Archives of Photogrammetry*, Juli 2004: S. 841-848.
- [5] M. Costantini, „High resolution ground deformations monitoring by COSMO-SkyMed PSP SAR-Interferometry“, in *"Remote Sensing The Synergy of High Technologies" 6th Sovzond International Conference*, Sovzond, 2012.
- [6] „Systems Engineering Guide for Systems of System“, Office of the Deputy Under Secretary of Defense for Acquisition and Technology, Washington, 2008.
- [7] Christopher T. Allen, „Interferometric Synthetic Aperture Radar“, University of Kansas, 1995. [Online]. Available: http://www.ittc.ku.edu/publications/documents/Allen1995_Allen1995GRSSNpp6.pdf
- [8] W. F. Daenzer und R. Habenfellner, „Systems Engineering - Methodik und Praxis“, Zürich: Verlag Industrielle Organisation, 1994.

- [9] A. Moreira, P. Prats-Iraola, M. Younis, G. Krieger, I. Hajnsek und K. P. Papathanassiou, „A Tutorial on Synthetic Aperture Radar“, *IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine*, 2013: S. 6-43.
- [10] C. Elachi, „Spaceborne RADAR Remote Sensing: Applications and Techniques“, New York: IEEE Press, 1987. -ISBN 978-0-879-42241-7
- [11] H. Klausing und W. Holpp, „Radar mit realer und synthetischer Apertur: Konzeption und Realisierung“, Berlin: Walter de Gruyter, 1999. -ISBN 978-3-486-59897-1.
- [12] A. Moreira, „Synthetic Aperture Radar (SAR): Basics, Theory and Future Developments“, in *CCG*, Wessling, 2007.
- [13] M. Schäfer, „Atmosphäre als Phasenbestandteil der differentiellen Radarinterferometrie und ihr Einfluss auf die Messung von Höhenänderungen“, Dissertation, TU Clausthal, 2012.
- [14] N. Ashby, „Relativistic Effects in the Global Positioning System“, Boulder: University of Colorado, 2006. [Online]. Available: <https://www.aapt.org/doorway/TGRU/articles/Ashbyarticle.pdf>
- [15] A. Hein, „Verarbeitung von SAR-Daten unter Berücksichtigung von interferometrischer Anwendung“ Dissertation, Universität-Gesamthochschule Siegen, 1998.
- [16] W. Steiner und M. Schagerl, „Raumflugmechanik Dynamik und Steuerung von Raumfahrzeugen“, Berlin Heidelberg New York: Springer-Verlag, 2006. -ISBN 978-3-540-35120-7.
- [17] A. Moreira, „Radar mit synthetischer Apertur Grundlagen und Signalverarbeitung“, Habilitationsschrift, Universität Fridericiana zu Karlsruhe 2000.
- [18] R. Lenz, „Hochpräzise, kalibrierte Transponder und Bodenempfänger für satellitengestützte SAR-Missionen“ Dissertation , Karlsruhe, 2007.
- [19] D. S. Oliver, „Correcting SAR Foreshortening Error with a Digital Elevation Model“, Utah State University, Utah. 1996 [Online]. Available:

<http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1324&context=spacegrant>

- [20] M. Gelautz, F. Leberl und W. Kellerer-Priklbauer, „Image Enhancement and Evaluation: SAR Layover and Shadows“ TU-Graz, Österreich, EUSAR 1996.
- [21] S. Axelsson, „Position correction of moving targets in SAR-imagery“, SPIE, Bellingham, 2004: S. 80-92.
- [22] C. Elachi und J. v. Zyl, „Introduction to the Physics and Techniques of Remote Sensing“, Wiley Interscience, 2006: S.616.
- [23] J. Mittermayer und H. Runge, „Conceptual Studies for Exploiting the TerraSAR-X Dual Receive Antenna“, in Proc. of IEEE IGARSS'03 Conference, 2003: S. 2140-2142
- [24] W. J. Larson und J. R. Wertz, „SMAD III: Space Mission Analysis and Design“, El Segundo, CA: Microcosm Press, 2006.
- [25] A. K. Gabriel und R. M. Goldstein, „Crossed orbit interferometry: theory and experimental results from SIR-B“, *International Journal of Remote Sensing*, S. 857 — 872, 1988.
- [26] R. Bamler, „Introduction to SAR Interferometry“ in CCG, Wessling, 2007.
- [27] V. Rizzo und A. Iodice, „Satellite differential SAR interferometry for the evaluation of effects of hydrogeological disasters: definition of a scale for damage evaluation“, *ANNALS of GEOPHYSICS. VOL. 49*, pp. 253-260, Feb 2006.
- [28] R. Brcic, M. Eineder und R. Bamler, „Absolute Phase Estimation from TerraSAR-X Acquisitions using Wideband Interferometry“, Conference: CEOS SAR, 2008. [Online]. Available: http://terrasar-x.dlr.de/papers_sci_meet_3/poster/MTH0366_brcic.pdf
- [29] P. Santitamont, „Interferometric SAR Processing for Topographic Mapping“, Dissertation, Universität Hannover, Hannover, Nr. 230, 1998, 111 S.

- [30] A. Ferretti, A. Monti-Guarnieri, C. Prati und F. Rocca, "InSAR Principles Guidelines for SAR Interferometry Processing and Interpretation", ESA TM-19, ESA Publications, February 2007.
- [31] F. J. Meyer, „Simultane Schätzung von Topographie und Dynamik polarer Gletscher aus multi-temporalen SAR-Interferogrammen“, Dissertation, Technische Universität München, 2003.
- [32] J. Freymueller, „Script lecture 7 InSAR“, [Online]. Available: http://gps.alaska.edu/jeff/Classes/GEOS655/Lecture07_InSAR.pdf.
- [33] M. Schwäbisch, „Die SAR-Interferometrie zur Erzeugung digitaler Geländemodelle“, Forschungsbericht 95-25, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Oberpfaffenhofen, Dissertation, Universität Stuttgart, 1995.
- [34] C. Magnard, E. Meier, M. Ruegg, T. Brehm and H. Essen, "High resolution millimeter wave SAR interferometry", 2007 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, Barcelona, 2007, S. 5061-5064.
- [35] Bamler, R. und P. Hartl, „Synthetic aperture radar interferometry“, in Inverse Problems, Vol.14, No.4, 1998, S. 1-54.
- [36] W. Keydel, „Normal & Differential SAR Interferometry“, Vorlesung, Erlangen, WS 2006/07.
- [37] Vogel, Helmut: „Gerthsen Physik.“ 19. Aufl.. Freiburg i.B.: , 1997. - ISBN 978-3-540-99589-0.
- [38] M. Kircher, „Analyse flächenhafter Senkungserscheinungen in sedimentären Gebieten mit den neuen Techniken der Radarfernerkundung - am Beispiel der Niederrheinischen Bucht“, Dissertation, Bonn: Rheinischen Friedrich-Wilhelms-Universität, 2004.
- [39] C. Baumgarth, „Erzeugung und Analyse von Interferometrieprodukten mit der Software SARscape 4.“, Diplomarbeit, Universität der Bundeswehr München, 2010.

- [40] C. Gisinger, U. Balss, M. Eineder und U. Hugentobler, „Atmosphärische Korrekturen für TerraSAR-X basierend auf GNSS Beobachtungen“, 34. *Wissenschaftlich-Technische Jahrestagung der DGPF*, S. 161-1-161-6, 26 März 2014.
- [41] A. M. Guarnieri und C. Prati, „ERS-ENVISAT combination for interferometry and super-resolution“, Milano: Dipartimento di Elettronica e Informazione, 2000.
- [42] A. Hagemester, „Informationsgehalt von ERS-1/-2 SAR-Daten zur Erfassung der Arteninventare und des Zustands landwirtschaftlich genutzter Böden und Vegetation“, Dissertation, Johannes Gutenberg Universität Mainz, 2001.
- [43] G. Franceschetti und R. Lanari, „Synthetic Aperture Radar Processing“, New York: CRC Press, 1999 -ISBN 9780849378997.
- [44] R. Bamler, „Phase Unwrapping“, in *CCG2007*, Wessling, 2007.
- [45] R. Bamler, „Digital Terrain Modells from Radar Interferometry“, in: *Photogrammetric Week*, S. 93-105, 1997.
- [46] E. Sansosti, P. Berardino, M. Bonano, F. Calò, R. Castaldo, F. Casu, M. Manunta, M. Manzo, A. Pepe, S. Pepe, G. Solaro, P. Tizzani, G. Zeni und R. Lanari, „How second generation SAR systems are impacting the analysis of ground deformation“, *International Journal of Applied Earth Observation and Geoinformation*, S. 1–11, Mai 2014.
- [47] H. Kramer, „Observation of the earth and its environment: survey of missions and sensors“, Berlin Heidelberg: Springer Science & Business Media, 2013. -ISBN 978-3-662-09038-1.
- [48] W. Czegka, K. Behrends und S. Braune, „Die Qualität der SRTM-90m Höhendaten und ihre Verwendbarkeit in GIS“ aus *Z. geol. Wiss.*, Berlin Band 33 (2005) 2–3: S.199 – 208.
- [49] „<http://www2.jpl.nasa.gov/srtm/>“, [Online].
- [50] „<http://www.cosmo-skymed.it/en/index.htm>“, [Online].

- [51] „eoPortal Directory“, [Online]. Available: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cosmo-skymed>.
- [52] „COSMO-SkyMed SAR Products Handbook“, Italian Space Agency, 2009.
- [53] „COSMO-SkyMed System Description & User Guide“, Agenzia Spaziale Italiana/Italian Space Agency, 2007.
- [54] G. Krebs, „Gunter's Space PAge“, [Online]. Available: http://space.skyrocket.de/doc_sdat/cosmo-skymed-1.htm.
- [55] „http://www.dlr.de/eo/desktopdefault.aspx/tabid-5725/9296_read-15979/“, [Online].
- [56] G. Krieger, A. Moreira, H. Fiedler, I. Hajnsek, M. Werner, M. Younis und M. Zink, „TanDEM-X: A Satellite Formation for High-Resolution SAR Interferometry“, in *IEEE TRANSACTIONS ON GEOSCIENCE AND REMOTE SENSING*, 2007: S. 3317-3341.
- [57] Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, „TanDEM-X Die Erde in drei Dimensionen“, [Online]. Available: http://www.dlr.de/dlr/Portaldata/1/Resources/documents/TanDEM-X_web.pdf.
- [58] „<http://imaging.geocomm.com/features/sensor/radarsat1/>“, [Online].
- [59] „<http://www.radarsat2.info/>“, [Online].
- [60] Canadian Space Agency, [Online]. Available: <http://www.asc-csa.gc.ca/eng/satellites/radarsat/>.
- [61] Canadian Space Agency, „Canadian Space Agency“, [Online]. Available: <http://www.asc-csa.gc.ca/eng/satellites/radarsat1/components.asp>.
- [62] OHB, „OHB“, [Online]. Available: <https://www.ohb-system.de/sar-lupe.html>.

- [63] „<http://www.ohb-system.de/sar-lupe.html>“, [Online].
- [64] „<http://earth.esa.int/ers/>“, [Online].
- [65] „<http://envisat.esa.int/support-docs/ers-missions/ers-missions.html>“, [Online].
- [66] B. Duesmann, D. Kuiper und I. Barat, „Optimising Envisat ASAR interferometry opportunities by Orbit Maintenance“ Proceedings of Envisat Symposium 2007, 23-27 April 2007, Montreux, Switzerland, 1, ESA Communication Production Office, Noordwijk, The Netherlands, 2007. - ISBN: 9789292912000 [9292912001].
- [67] „<http://envisat.esa.int/earth/www/area/index.cfm?fareaid=6>“, [Online].
- [68] Ellis, George F. R. und Williams, Ruth M., „Flat and curved space-times“, Oxford: Oxford Univ. Press, 1992. - ISBN 13: 9780198511694
- [69] O. Montenbruck und E. Gill, „Satellite Orbits - Models, Methods, Applications“, Springer Verlag, 2000. - ISBN 978-3-642-58351-3
- [70] E. Messerschmid und S. Fasoulas, „Raumfahrtsysteme“, Springer , 2000. - ISBN 978-3-662-09674-1
- [71] J. Kwonk, „The Long-Term Orbit Predictor (LOP) EM312/86-151“, Jet Propulsion Laboratory, 1986.
- [72] GFZ, Deutsches GeoForschungsZentrum, „Geoid: Die Potsdamer Schwerekartoffel“, Helmholtz-Zentrum Potsdam, [Online]. Available: <http://www.gfz-potsdam.de/medienkommunikation/mediathek/bildarchiv/geoid-die-potsdamer-schwerekartoffel/>.
- [73] F. G. Lemoine, S. C. Kenyon, J. K. Factor, R. Trimmer, N. K. Pavlis, D. S. Chinn, C. M. Cox, S. M. Klosko, S. B. Luthcke, M. H. Torrence, Y. M. Wang, R. G. Williamson, E. C. Pavlis, R. H. Rapp und T. R. Olson, „The Development of the Joint NASA GSFC and the National Imagery and Mapping Agency (NIMA) Geopotential Model EGM96“, NASA/TP-1998-206861, 1998.

- [74] NASA, „GRACE fact Sheet Gravity Anomaly Maps and The Geoid“, [Online]. Available: <http://earthobservatory.nasa.gov/Features/GRACE/page3.php>. [Zugriff am 14 03 2013].
- [75] B. Chao, „The Geoid and Earth Rotation, in Geophysical Interpretations of Geoid“, Boca Raton: CRC Press, 1994.
- [76] R. M. Ponte und P. Gaspar, „SEA LEVEL AND ATMOSPHERIC PRESSURE: FROM AN INVERTED BAROMETER TO A DYNAMIC RESPONSE“, Atmospheric and Environmental Research, Inc, USA; CLS Space Oceanography Division, France AVISO Newsletter 6 1998.
- [77] T. Phillips, „NASA Science“, NASA, 2006. [Online]. Available: http://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2006/10may_longrange/. [Zugriff am 15 03 2013].
- [78] U. Walter, „Raumfahrttechnik I Weltraum Umwelt“, Vorlesung, Technische Universität München .
- [79] STK, AGI, „STK 10 technical notes“, [Online]. Available: <https://www.agi.com/>.
- [80] D. T. Kelso, „Satellite Times Orbit Determination“, July 1995. [Online]. Available: <http://celestrak.com/columns/v01n06/>.
- [81] Y. T. Yoon, M. Eineder, N. Yague-Martinez und O. Montenbruck, „TerraSAR-X Precise Trajectory Estimation and Quality Assessment“, in *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, vol. 47, no. 6, S. 1859-1868, June 2009.
- [82] M. Wermuth, A. Hauschild, O. Montenbruck und A. Jäggi, „TERRASAR-X RAPID AND PRECISE ORBIT DETERMINATION“, in *21st International Symposium on Space Flight Dynamic*, Toulouse, France, 2009.
- [83] S. Aida, M. Kirschner, M. Wermuth und R. Kiehling, „Space OPS 2010 Collision Avoidance Operations for LEO Satellites Controlled by GSOC“, SpaceOps 2010 Conference, 2010.

- [84] „User's Manual for the VENI Visibility and Ephemeris Investigations Software FDS-SUM-2110“, DLR-GSOC.
- [85] K. A. C. d. Macedo, „New Processing Methodology for Airborne Repeat-Pass SAR Interferometry“, Dissertation Karlsruhe: Universität Fridericiana Karlsruhe, in Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Forschungsbericht 22 , 2007.

A.2 Abbildungsverzeichnis

Abb. 1:	Übersicht der SAR-Satellitenmissionen mit unterschiedlichen Trägerfrequenzen über einen Zeitraum von 35 Jahren	1
Abb. 2:	Relative Beschaffungskosten und Genauigkeit von Technologien zur DHM (Digitales Höhenmodell) Erzeugung. (nach [3] und [4])	2
Abb. 3:	Verteilung der COSMO-SkyMed Satelliten in der Bahnebene nach [5].....	3
Abb. 4:	Aufnahmemöglichkeiten eines Zielgebietes innerhalb eines Wiederholzyklus der COSMO-SkyMed (CSK) Konstellation. Die Aufnahmen weisen den gleichen Bahnast, die gleiche Sensorblickrichtung sowie einen nahezu gleichen Einfallswinkel auf. So entstehen zehn mögliche Interferometrische Datensätze mit unterschiedlichen zeitlichen Abständen nach [5].	3
Abb. 5:	Aufnahmegeometrie eines interferometrischen Bildproduktes mittels zwei SAR-Satelliten S_1 und S_2 zu unterschiedlichen Zeitpunkten. Der Orbit der Satellitenbahn ist in die Bildebene projiziert.	5
Abb. 6:	Beschreibung der Geometrie eines weltraumgestützten Radarsensors mit synthetischer Apertur.	8
Abb. 7:	Umwandlung von SAR-Rohdaten in Bilddaten durch einen SAR-Prozessor [12].....	11
Abb. 8:	Modell eines SAR-Systems mit der Verarbeitung zur Bildgenerierung (nach [17])	13
Abb. 9:	Beispielhafte Szenengeometrie mit SAR spezifischen Bildeigenschaften (Verkürzung, Überlagerung, Abschattung und Mehrdeutigkeit) und einer Approximation des Reflexionsechos.....	14
Abb. 10:	Vereinfachte Darstellung des Interferometrischen Prozesses mit zwei komplexwertigen SAR-Bildern (Master und Slave) und der Verarbeitung zum digitalen Höhenmodell über die Auswertung der Phaseninformation im Interferogramm.....	16
Abb. 11:	Aufnahmegeometrie einer interferometrischen Messung mit Darstellung der Basislänge B und unterschiedlichen Einfallswinkeln θ	17
Abb. 12:	Geometrie gekreuzter Orbits. X ist die Variable in Flugrichtung (Azimut), y ist die Variable querab zur Flugrichtung (Entfernung) und z ist die Variable für die Höhe. Die zwei Orbits weichen um den Winkel α von der Zentrallinie ab. Der Winkel θ ist der Einfallswinkel [25].	21
Abb. 13:	Aufnahmegeometrie einer interferometrischen SAR-Szene mit Darstellung der Basislänge mit dem orthogonalen und parallelen Anteil.	

Abb. 14:	Kombination der Phasen aus den zwei komplexen SAR-Bilddaten zur Berechnung der interferometrischen Phase [32]	26
Abb. 15:	Darstellung der Phasen über 2π durch den Farbkreis	27
Abb. 16:	Abwicklung der interferometrischen Phase anhand eines Testobjektes mit Darstellung der absoluten und relativen Phase. Im Sektor I ist das Höhenprofil mit einer Phasenauflösung von 60° dargestellt (nach [29]). ..	28
Abb. 17:	Beispiel für die Fringefrequenz mit unterschiedlichen Basislängen [36]....	29
Abb. 18:	Verschiedene Phasen der Kohärenz.....	30
Abb. 19:	Darstellung der Interferometrischen Phase für unterschiedliche Kohärenzwerte γ von 0,1 – 1 [31].	31
Abb. 20:	Einflussfaktoren der Kohärenz bei der Datenakquise eines weltraumgestützten SAR-Sensors für die Zielszene, dem Satelliten in Abhängigkeit der Orbitpropagation und der Auswertung.....	32
Abb. 21:	Projektion der Mittenfrequenz auf eine Referenzebene aus den unterschiedlichen Aufnahmepositionen nach [35].....	34
Abb. 22:	Verschiebung der Reflexionsspektren einer Auflösungszelle bezogen auf die Aufnahmeposition S1 und S2 durch die unterschiedliche Aufnahmegeometrie nach [35]. Blau hinterlegt ist die interferometrisch nutzbare Bandbreite.....	34
Abb. 23:	Interferometrische Verarbeitungskette zur Erzeugung eines DHM nach [42], [11] und [15].....	36
Abb. 24:	Darstellung eines Fehlers des Phase Unwrapping Prozesses Mt. Etna, ERS-1/2 data © ESA [44].	38
Abb. 25:	ERS SAR Amplitudenbild der Mojave Wüste, Mojave Wüste, CA, USA. Größe $\approx 40 \text{ km} \times 40 \text{ km}$ (data © ESA) [45]	39
Abb. 26:	Interferometrieringes der Ft. Irwin Szene [45]	39
Abb. 27:	Rekonstruiertes Ft. Irwin DTM (nicht geokodiert) [45].....	39
Abb. 28:	Verlauf der kritischen orthogonalen Basislänge in Abhängigkeit des Einfallswinkels von TerraSAR-X (Obere und untere Bandbreite) und ERS..	41
Abb. 29:	Orbiter des Space-Shuttles mit ausgefahrenem Masten der SRTM [49]....	45
Abb. 30:	Designte COSMOS-SkyMed Konstellation nach [5]	46
Abb. 31:	Gegenwärtige COSMOS-SkyMed Konstellation nach [5]	46
Abb. 32:	Satellit aus dem Aufklärungssystem COSMO-SkyMed [54]	47
Abb. 33:	Globale Verteilung der Interferometrie Bildpaaranzahl (COSMO-SkyMed 3 Satelliten).....	48
Abb. 34:	Globale Verteilung des mittleren zeitlichen Abstandes der Bildpaare (COSMO-SkyMed 3 Satelliten).....	49

Abb. 35:	Globale Verteilung der maximalen orthogonalen Basislänge (COSMO-SkyMed 3 Satelliten).....	50
Abb. 36:	Globale Verteilung der Interferometrie Bildpaaranzahl (COSMO-SkyMed 4 Satelliten).....	50
Abb. 37:	Globale Verteilung des mittleren zeitlichen Abstandes zwischen den Einzelaufnahmen der Bildpaare (COSMO-SkyMed 4 Satelliten).....	51
Abb. 38:	Globale Verteilung der maximalen orthogonalen Basislänge (COSMO-SkyMed 4 Satelliten).....	51
Abb. 39:	TerraSAR-X [55]	52
Abb. 40:	TerraSAR-X Aufnahmemoden [55]	52
Abb. 41:	Orbitkonstellation der Satelliten TerraSAR-X und TanDEM-X [57]	53
Abb. 42:	Vergleich unterschiedlicher Genauigkeiten des digitalen Höhenmodells In der Helix-Konstellation erreicht das System TerraSAR-X und TanDEM-X eine relative vertikale Genauigkeit von < 4 m, relative horizontale Genauigkeit von 3 m mit einer Kachelgröße von 12 m [57]	53
Abb. 43:	Globale Verteilung der Anzahl der Interferometrie-Bildpaare (TerraSAR-X).....	54
Abb. 44:	Globale Verteilung des mittleren zeitlichen Abstandes zwischen den Interferometrie-Bildpaaren (TerraSAR-X)	55
Abb. 45:	Globale Verteilung der maximalen orthogonalen Basislänge (TerraSAR-X).....	55
Abb. 46:	Komponentenbeschreibung des Satelliten RADARSAT-1 [61]	56
Abb. 47:	SAR-Lupe Konstellation auf unterschiedlichen Orbitbahnen [63]	57
Abb. 48:	SAR-Lupe im Orbit [63]	57
Abb. 49:	Explosionszeichnung des ERS-1 Satelliten [64]	58
Abb. 50:	Globale Verteilung der Anzahl von Interferometrie-Bildpaaren (ERS)	59
Abb. 51:	Globale Verteilung der minimalen orthogonalen Basislänge (ERS).....	60
Abb. 52:	Globale Verteilung der maximalen orthogonalen Basislänge (ERS)	60
Abb. 53:	Envisat mit Darstellung der einzelnen Experimente [67]	61
Abb. 54:	(a) Spektrale Verschiebung in MHz als Funktion der Geländeneigung in Entfernungsrichtung für Basislängen von 1 km bis 5 km. (b) Überlappung von ERS-2 und Envisat Wellenzahlspektrum bei unterschiedlichen Basislängen für ein flaches Gebiet [30]......	62
Abb. 55:	Korrelation der Raumzeit mit dem Gravitationspotenzial einer Zentralmasse M , die von einer kleineren Masse m umkreist wird,.....	64
Abb. 56:	Bewegung eines Trabanten um einen Zentralkörper auf einer Kepler-ellipse.....	65

Abb. 57:	Darstellung der Keplerelemente im geozentrischen äquatorialen Koordinatensystem nach [16 S. 85].....	66
Abb. 58:	Zeitliche Unterscheidung von Bahnstörungen nach [24 S. 141].....	66
Abb. 59:	Erdbezogene Bahnstörungen als Beschleunigung in km/s^2 in Abhängigkeit der Entfernung zum Erdmittelpunkt [69].	67
Abb. 60:	Tag und Nachtzyklus der atmosphärischen Dichte der Erde in verschiedenen Abständen zur Oberfläche [70 S. 461].....	69
Abb. 61:	Lebensdauer des Satelliten im Orbit über die Anfangsstarthöhe relativ zur Sonnenaktivität und den unterschiedlichen ballistischen Koeffizienten. Die Analysedaten wurden mit dem Programm SatLife erstellt [24 S. 210].	70
Abb. 62:	Bahnhöhenverlauf auf einen niedrigen Orbit von 350 km im Zeitraum von 400 Tagen unter Betrachtung unterschiedlicher Atmosphärenmodelle.....	71
Abb. 63:	Bahnhöhenverlauf des TerraSAR-X Orbits über einen Zeitraum von 7000 Tagen unter Betrachtung unterschiedlicher Atmosphärenmodelle.....	71
Abb. 64:	Überhöhte Darstellung des Erdgravitationsfeldes in Milligals. 1 Gal = $0,01 \text{ m/s}^2$ [74]	72
Abb. 65:	Darstellung der zonalen Harmonischen Jeffrey-Konstanten J_2 bis J_5 [70 S. 452].....	75
Abb. 66:	Geozentrisches Weltbild nach Ptolemäus mit dem Verlauf der Planetenbahnen in Epizykeln.	77
Abb. 67:	Abbildung der Sonnenfleckenanzahl und dem 11 Jahreszyklus der maximalen Aktivität der Sonne. In rot ist Hathaway Vorhersage für die nächsten zwei Sonnenzyklen zu sehen sowie in pink die Vorhersage von Dikpati für den 24. Zyklus [77].	78
Abb. 68:	Feldlinienbild in der Ebene des magnetischen Äquators mit Darstellung und Zusammensetzung des Sonnenwindes und des daraus resultierenden Strahlungsdruckes für die Erde nach [70 S. 455] und [78]	79
Abb. 69:	Albedostrahlung auf eine Satellitenfläche nach [70 S. 327]	80
Abb. 70:	Überflug eines Ziels mit einem Satelliten zu unterschiedlichen Zeiten und Aufnahmerichtungen.	81
Abb. 71:	Überflug eines Zieles mit der Aufnahme aus gleicher Richtung mit zwei Satelliten zur Bildung eines Bildpaares unter Einhaltung der interferometrischen Geometriebedingung.....	82
Abb. 72:	Darstellung der Satelliten-Ziel Geometrie mit Erdradius R_e , Bahnhöhe H , Entfernung vom Satelliten zum Ziel R_s . Rotgestrichelt ist die	

	Tangentialebene in der Zielkoordinate zum Erdradius dargestellt. Hierbei ist die Höhe von dieser Ebene zum Satelliten mit h dargestellt nach [24 S. 113].	83
Abb. 73:	Geometrie für die Interferometrie Aufnahme mit Darstellung der Referenzebene. Verkürzt dargestellt ist der Erdradius R_e zum Zentrum der Erde mit den Zwischenwinkeln λ vom Ziel zu den Aufnahmepositionen. Ebenso ist der Zwischenwinkel κ von den Aufnahmepositionen zum Ziel mit der dazugehörigen orthogonalen Basislänge dargestellt.	84
Abb. 74:	Darstellung der Abstände eines Referenzsatelliten zu einem Schattensatelliten mit den Komponenten Range (Entfernung), Radial, In-Track (Flugrichtung) und Cross-Track (quer zur Flugrichtung)	86
Abb. 75:	Abstand zwischen zwei Satelliten mit gleichen Bahnparametern nach 30 Tagen mit J2 und J4 Propagatoren	88
Abb. 76:	Two-Body Propagation gegen wissenschaftliche Bahndaten des Satelliten TerraSAR-X	92
Abb. 77:	J4 Propagation gegen wissenschaftliche Bahndaten des Satelliten TerraSAR-X	93
Abb. 78:	Propagation mit HPOP gegen wissenschaftliche Bahndaten des Satelliten TerraSAR-X	93
Abb. 79:	Propagation eines TerraSAR-X TLE-Datensatzes mit dem SGP4 Propagator gegen alle verfügbaren TLE-Datensätze im Simulationszeitraum	94
Abb. 80:	Propagation mit 2 TerraSAR-X TLE-Datensätzen mit dem SGP4 Propagator gegen alle verfügbaren TLE-Datensätze im Simulationszeitraum	95
Abb. 81:	SGP4 Propagation mit allen TLE-Datensätzen im Vergleich zu den wissenschaftlichen TerraSAR-X Bahndaten	95
Abb. 82:	SGP4 Propagation mit einem TLE-Datensatz im Vergleich zu den wissenschaftlichen TerraSAR-X Bahndaten	96
Abb. 83:	Verlauf der Basislänge über den Einfallswinkel für den TerraSAR-X Satelliten mit einer Mittenfrequenz von 9.650 MHz und den Systembandbreiten von 150 beziehungsweise 300 MHz. Zusätzlich wurde in der Abbildung die Träg Mittenfrequenz mit einer Variation von $\pm 10\%$ beaufschlagt.	99
Abb. 84:	Entfernung des Satelliten zum Ziel unter verschiedenen Einfallswinkeln	100

Abb. 85:	Verlauf der orthogonalen Basislänge über den Azimutwinkel während der Aufnahme einer Zielszene mit dem TerraSAR-X System Anhand von TLE-Daten aus dem Jahr 01.2010.	101
Abb. 86:	Verlauf der orthogonalen Basislänge über den Azimutwinkel während der Aufnahme einer Zielszene mit den TerraSAR-X Bahnparametern und einer Ablage der großen Halbachse von einem Kilometer.	101
Abb. 87:	Verlauf der orthogonalen Basislänge über den Azimutwinkel während der Aufnahme einer Zielszene mit den TerraSAR-X Bahnparametern und einer Ablage der Knotenlinie von 0,01 Grad.	102
Abb. 88:	Verlauf der Basislänge mit differierenden Bahnparametern über unterschiedliche Breitengrade	103
Abb. 89:	Basislängenverlauf mit unterschiedlichen Elevationsabweichungen bei der Aufnahme zu verschiedenen Einfallswinkeln. Rot gekennzeichnet ist der Verlauf der 10 prozentigen und 30 prozentigen systembedingten kritischen orthogonalen Basislänge für TerraSAR-X mit einer Systembandbreite von 300 MHz.	104
Abb. 90:	Spektrale Verschiebung als Funktion der Geländeneigung nach Formel (2.25) für das TerraSAR-X System mit einem Einfallswinkel von 30°. Durch den gegebenen Einfallswinkel beginnt ab + 30 ° der Bereich der Überlagerung und korrespondierend hierzu ab - 60 ° der Bereich der Abschattung. Untersucht wurden die orthogonalen Basislängen von 200 m, 1000 m sowie die kritischen orthogonalen Basislängen von 5330 m und 10650 m bei den Systembandbreiten von 150 und 300 MHz. Abbildung nach [35]	105
Abb. 91:	Darstellung der kritischen orthogonalen Basislänge von TerraSAR-X mit einer Bandbreite von 300 MHz über die Geländeneigung und den Einfallswinkel.	106
Abb. 92:	Variation der Satellitenposition aufgrund von Propagationsfehlern in der interferometrischen Aufnahmegeometrie.	107
Abb. 93:	Zielverschiebung quer zur Flugrichtung im Zugriffsbereich des Sensors durch den Propagationsfehler unter Berücksichtigung der Erdrotation. .	108
Abb. 94:	Breitengradabhängiges Geschwindigkeitsprofil der Erdrotation projiziert auf den Erdradius.....	109
Abb. 95:	Verlauf der Elevationsabweichung über den Einfallswinkel für einen Satelliten mit einer Bahnhöhe von 500 km, einem Versatz in Y-Richtung von 2 und 4 km und einem Höhenfehler von 2 km sowie der Summenbildung aus beiden Positionsfehlern. Diese Werte werden mit den korrespondierenden orthogonalen Basislängen dargestellt.	111

Abb. 96:	Vorgehensweise zur Bestimmung geeigneter Bildpaare in einer SAR-Satellitenkonstellation zur Erzeugung interferometrischer Produkte.....	114
Abb. 97:	Blickrose für ein Ziel mit Satellitenkontakten in Elevations- und Azimutrichtung.	116
Abb. 98:	Beispiel eines Zielüberfluges zur Bestimmung des Bahnastes und der Sensorblickrichtung.....	117
Abb. 99:	Verlauf der 10%igen kritischen orthogonalen Basislänge über den Einfallswinkel für TerraSAR-X mit einer Systembandbreite von 300 MHz, TerraSAR-Sensor auf 600 km und 700 km Bahnhöhe	121
Abb. 100:	Untersuchung des Basislängenverlaufes über den Einfallswinkel eines heterogenen Systems mithilfe der Fallunterscheidung im Vergleich zum Verlauf der Basislänge der homogenen Systeme mit System 1 = COSMO-SkyMed und System2 = TerraSAR-X	122
Abb. 101:	Ausgangssituation für eine Fallunterscheidung mit völliger Überdeckung der Systembandbreiten bei unterschiedlichen Einfallswinkeln.....	123
Abb. 102:	Fallunterscheidung I – IV der Frequenzverschiebung zum Ausgleich der unterschiedlichen Mittenfrequenzen der beteiligten Systeme zur Erstellung von interferometrischen Produkten.	124
Abb. 103:	Verschiebungen der Systembandbreiten in der Frequenz der Bodenentfernung aus der Positionsvariation des Systems 1 in der Fallunterscheidung I und II sowie des Systems 2 in der Fallunterscheidung III und IV.....	125
Abb. 104:	Simulation des Betrachtungszeitraumes mit unterschiedlichen TLE-Daten-sätzen zur Bestimmung des Basislängenverlaufes.....	129
Abb. 105:	Basislängenverlauf für den Simulationszeitraum vom 01.06.2011 – 8.06.2011 der Zielkoordinate des Sonderflughafen Oberpfaffenhofen mit der ICAO Bezeichnung EDMO anhand des Satellitensystems COSMO-SkyMed.	130
Abb. 106:	Verlauf der Bahnhöhe über den Simulationszeitraum und für den Zeitraum der TLE-Epochen. Im Simulationszeitraum wird die Bahnhöhe in der durchgezogenen Linie durch den SPG4-Propagator fortgeschrieben. Die gepunktete Linie folgt dem Verlauf der Bahnhöhe auf Grundlage der TLE-Informationen in der Propagation mit dem SGP4 Propagator.....	131
Abb. 107:	Basislängenverlauf für den Simulationszeitraum vom 01.06.2011 – 8.06.2011 der Zielkoordinate des Sonderflughafen Oberpfaffenhofen mit der ICAO Bezeichnung EDMO anhand des Satellitensystems	

COSMO-SkyMed mit allen TLE-Datensätzen im Zeitraum der TLE-Epochen.....	132
Abb. 108: Zeitliche Verteilung der Kontakte der einzelnen Satelliten der COSMO-SkyMed Konstellation für die Bildpaare und Darstellung der Epochen der TLE-Datensätze der einzelnen Satelliten.....	134
Abb. 109: Verlauf der Sonnenaktivität im Simulationszeitraum anhand der F10.7 Werte aus dem Simulationswerkzeug STK (Propagator) und den Messwerten der National Oceanic And Atmospheric Administration vom 20.05.2011 bis zum 30.06.2011	136
Abb. 110: Entfernungsermittlung (Range) aus den Residuen in der Simulation für unterschiedliche TLE-Datensätze der Satelliten COSMO-SkyMed 1 bis 4	137
Abb. 111: Verlauf der TerraSAR-X Bahnhöhe über den Simulationszeitraum und für den Zeitraum der TLE-Epochen. Im Simulationszeitraum wird die Bahnhöhe in der durchgezogenen Linie durch den SPG4-Propagator fortgeschrieben. Die gepunktete Linie folgt dem Verlauf der Bahnhöhe auf Grundlage der TLE-Informationen in der Propagation mit dem SGP4 Propagator.....	138
Abb. 112: Basislängenverlauf für den Simulationszeitraum vom 01.06.2011 – 01.07.2011 der Zielkoordinate des Sonderflughafen Oberpfaffenhofen mit der ICAO Bezeichnung EDMO anhand des Satellitensystems TerraSAR-X.....	139
Abb. 113: Orthogonale Basislänge von TerraSAR-X Bildpaaren über einen Simulationszeitraum von einem Monat.....	144
Abb. 114: Orthogonale Basislängen aus der COSMO-SkyMed Satellitenkonstellation aus Bildpaaren mit einem Simulationszeitraum von einem Monat	144
Abb. 115: Verlauf der Sonnenaktivität im Simulationszeitraum	145
Abb. 116: Aufnahmegeometrie in der koordinatenabhängigen Basislängenuntersuchung zu den Kontaktzeitpunkten der oder des Satelliten zum Ziel im minimalen bis maximalen Einfallswinkelbereich ..	146
Abb. 117: Koordinatenabhängige Basislängenuntersuchung für TerraSAR-X mit einer orthogonalen Basislänge von 1580 Metern bei einem Einfallswinkel von $\sim 49^\circ$	147
Abb. 118: Koordinatenabhängige Basislängenuntersuchung für ein Bildpaar zwischen einem COSMO-SkyMed Satelliten und TerraSAR-X mit einer errechneten Basislänge von ~ 6000 Metern bei einem Einfallswinkel von $\sim 36^\circ$	147

A.3 Tabellenverzeichnis

Tab. 1:	Liste spezieller SAR-Verfahren	10
Tab. 2:	Unterscheidung von verschiedenen Arten der Basislinie [26].....	22
Tab. 3:	Beispiel zur Höhengauflösung ERS / TerraSAR-X / TanDEM-X.....	28
Tab. 4:	Chronologische Auflistung von Radarsatelliten [47].....	42
Tab. 5:	Auflösung der einzelnen Aufnahmemoden von COSMO-SkyMed [53]	46
Tab. 6:	Startdatum und Satelliten-ID der COSMO-SkyMed Satelliten	47
Tab. 7:	Störbeschleunigung in m / s^2 für 4 Satellitensysteme mit unterschiedlich großen Halbachsen [16 S. 118].....	68
Tab. 8:	Maximale Störbeschleunigung in m / s^2 für GPS-Satelliten [70 S. 452].....	68
Tab. 9:	Propagierte Auswirkungen auf das Gravitationsfeld der Erde durch globale geophysikalische Massentransporte [75 S. 291].....	73
Tab. 10:	Dimensionslose zonale Harmonische Konstante J_n für die Erdgeometrie [16 S. 123].....	75
Tab. 11:	Berücksichtigung von Bahnstörungen von einzelnen Propagatoren.....	91
Tab. 12:	Abweichung der realen Position eines Satelliten bezüglich einer TLE- Propagation (Root mean square [m]) mit unterschiedlichen Bahnhöhen und Sonnenaktivitäten [83].....	97
Tab. 13:	Kritische orthogonale Basislänge $B_{\perp \text{krit}}$ nach Formel (2.25) aus Systemparametern für TerraSAR-X mit Systembandbreiten von 150 und 300 MHz in den Abstufungen 10 und 30 %.....	112
Tab. 14:	Zielkontaktbericht von TerraSAR-X mit den Informationen zur den Winkeln Azimut und Elevation als auch der Entfernung. Zusätzlich enthält dieser Bericht den Zeitpunkt der geringsten Entfernung des Satelliten zum Ziel.	115
Tab. 15:	Fallunterscheidung zur Bestimmung von Sensorblickrichtung und Bahnast	118
Tab. 16:	Ergebnisliste der orthogonalen Basislänge für die Satellitensysteme TerraSAR-X und COSMO-SkyMed für die Zielkoordinate 0° N 0° E im Simulationszeitraum 1. Mai 2012 – 1. Juni 2012 unter Verwendung aller TLE-Datensätze im Simulationszeitraum.....	119
Tab. 17:	Fallunterscheidung für heterogene Systeme mit dem Beispielsystem bei einem Einfallswinkel von 30°	126
Tab. 18:	Ergebnisliste mit propagierten Bahndaten am ersten Tag des Simulationszeitraumes [Spalte 4-8] im Vergleich zu den propagierten Bahndaten mit allen verfügbaren TLE-Datensätzen im Simulationszeitraum.....	133

Tab. 19: Bahnhöhenunterschied der Satelliten CSK_1 und CSK_4 für das Bildpaar_20 zum Simulationsstart und zu den entsprechenden Zeiten für die Propagation zum Simulationsstart 01.06.2011 und mit allen TLE 135

Tab. 20: Residuen für die TLE-Datensätze am Simulationsanfang bis zum Zeitpunkt des Satellitenkontaktes mit dem Ziel 135

Tab. 21: Manöverliste für TerraSAR-X über den Zeitraum vom 20.05.2011 - 01.07.2011 extrahiert aus der Datei der Bahndaten. 139

Tab. 22: Ergebnisliste mit propagierten Bahndaten am ersten Tag des Simulationszeitraumes [Spalte 4-8] im Vergleich zu den propagierten Bahndaten mit allen verfügbaren TLE im Simulationszeitraum des Systems TerraSAR-X [Spalte 9-13]..... 141

Tab. 23: Ergebnisliste mit propagierten Bahndaten am ersten Tag des Simulationszeitraumes [Spalte 4-8] im Vergleich zu den wissenschaftlichen Bahndaten im Simulationszeitraum des Systems TerraSAR-X [Spalte 9-13]. 142

A.4 Symbole und Formelzeichen

Symbol	SI-Einheit	Bedeutung
P_{\odot}	N / m^2	Strahlungsdruck der Sonne im Abstand von einer astronomischen Einheit AE
A	m^2	projizierte Fläche
a	M	große Halbachse
a_s	N / m^2	Beschleunigung durch die Strahlung der Sonne
B	m	Basislinie
\mathfrak{B}		beliebig geformten Körpers
B_{\parallel}	m	paralleler Anteil Basislänge
$B_{\perp\text{eff}}$	m	effektive orthogonale Basislänge
$B_{\perp\text{krit}}$	m	kritische orthogonale Basislänge
B_{\perp}	m	orthogonaler Anteil der Basislänge
B_C	kg / m^2	ballistischer Koeffizienten
B_{SYS}	Hz	Bandbreite des Systems
c	m / s	Lichtgeschwindigkeit
$C_A(x,r)$		Antennendiagramm
C_D		Strömungswiderstandskoeffizient
d		Verschiebung des Rückstreuers in Entfernungsrichtung
e		Exzentrizität
F	$\text{kg m} / \text{s}^2$	Kraft
f_0	Hz	Träger-/ Mittenfrequenz
F_D	$\text{kg m} / \text{s}^2$	aerodynamischer Strömungswiderstand
f_{Φ}	Hz	Fringefrequenz
g	m / s^2	Fallbeschleunigung
G	$\text{m}^3 / (\text{kg s}^2)$	Gravitationskonstante
h	m	Höhe über Bezugsebene
H	m	Bahnhöhe des Satelliten
$h(x,r)$		konjungiert komplexe Referenzfunktion
h_a	m	Höhenmehrdeutigkeit
h_{res}		Höhenauflösung
h_z	m	Höhe eines Ziels über Ellipsoid
i	°	Inklination
I_x	kg m^2	Trägheitsmoment um die X-Achse
I_z	kg m^2	Trägheitsmoment um die Z-Achse
J_n		Jeffrey-Konstanten mit Index $n = 2, 4, \dots$ für unterschiedliche Ordnungszahlen
$J_{n,m}$		Jeffrey-Konstanten mit Index $n = 2, 4, \dots$ $m = 2, 4, \dots$ zur Unterscheidung in zonale, tesserale und sektorische Anteile

Symbol	SI-Einheit	Bedeutung
k		Orbitumrundungen
K_j		Auflösungszelle mit Index j
L	m	Größe der realen Antenne
M	kg	Masse
m	d	Sternentage
n		Bildpixelgruppe
P	d	Periode für Wiederholzyklus
p	-	2 für Repeatpass Interferometrie respektive 1 für Einpass Interferometrie
P_n		Legendreschen Polynome
r	m	Entfernung
$R_{\text{äq}}$	m	Äquatorradius
R_e	m	Erdradius
R_s	m	Schrägentfernung zum Ziel
R_{SE}	m	Entfernung Satellit zum Schnittpunkt der Tangente mit dem Erdradius
S		Position des Satelliten
S_{Atm}	m	Weglängenfehler des atmosphärischen Einflusses
$s(x, r)$		SAR-Empfangssignal, Zeitbereich
t	s	Laufzeit
t	s	Zeitpunkt
u_1, u_2		Komplexwertiges SAR-Bild
$u(x, r)$		Impulsantwort
v	m / s	Geschwindigkeit des Satelliten
V	m^2 / s^2	Gravitationspotential
V_{rot}	m / s	Umfangsgeschwindigkeit
X_a	m	Auflösung in Flugrichtung
X_r	m	Entfernungsauflösung
\mathcal{L}	m	Länge der synthetischen Apertur

Symbol	SI-Einheit	Bedeutung
$\Delta\phi_{IF}$	°	Interferometrische Phase
α	°	Geländeneigung
$\acute{\alpha}$	°	Winkel zwischen Orbitbahnen
β	°	Erdinnenwinkel
γ		Kohärenz
γ_{Atm}		Kohärenz, Anteil Atmosphäre
γ_{Proz}		Kohärenz, Anteil Prozessierung
$\gamma_{S/R}$		Kohärenz, Anteil Signal-Rausch-Verhältnis
$\gamma_{Spektral}$		Kohärenz, Anteil Aufnahmegeometrie
γ_{Temp}		Kohärenz, Anteil Zeit
ΔH	m	Positionsdifferenz in der Höhe
ΔR	m	Entfernungsunterscheid
ΔS_{Atm}^{Kj}	m	Zeitliche Änderung des Weglängenfehlers durch den atmosphärischen Einfluss
ΔT	s	Zeitraum
ΔY	m	Positionsdifferenz in der Y-Achse
ΔZ	m	Positionsdifferenz in der Z-Achse
$\Delta\theta$	°	Einfallswinkeldifferenz
ε	°	Elevationswinkel
η	°	Depressionswinkel
Θ	°	Einfallswinkel
κ	°	Einfallswinkelunterschied
λ	m	Wellenlänge
Λ	°	Längengrad
ρ_{Albedo}		Reflexionsgrad
$\sigma(x, r)$		Radarrückstreuquerschnitt
ϕ	°	Phase
Φ	°	Breitengrad
ϕ_{res}	°	Phasenauflösung
χ	°	Mittlere Anomalie
ψ		Rückstreucharakteristika
Ω	°	Länge des aufsteigenden Knoten
ω	°	Argument des Perigäums
Γ		Reflexionseigenschaft der Oberfläche
δy	m	Bodenflächen Entfernungsauflösung
ξ	°	Neigungswinkel der Basislinie
π		Kreiszahl Pi
ρ	°	Erdradiuswinkel
$\rho(h, t)$	kg / m ³	Dichte in Abhängigkeit von Höhe und Tageszeit

A.5 Abkürzungen

Abkürzung:	Bedeutung:
A	
Abb.	Abbildung
A/D	Analog / Digital
AE	astronomische Einheit
AFSPACECOM	Air Force Space Commando
AGI	Analytical Graphics, Inc.
ALOS	Advanced Land Observing Satellite
AOS	Acquisition of Signal
ASAR	Advanced Synthetic Aperture Rada
ASI	Agenzia Spaziale Italiana
ATM	Atmosphäre
ATSR	Along-Track Scanning Radiometer
B	
BL	Basislänge
C	
CHAMP	CHALLENGING Minisatellite Payload
COSMO	Constellation of small Satellites for Mediterranean basin Observation
CSA	Canadian Space Agency
CSK	COSMO-SkyMed
CSSI	Center for Space Standards & Innovation
CT	Computertomographie
D	
DHM	Digitales Höhenmodell
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DP4	Deep Space Perturbation Propabator
E	
E	east
EGM96	Earth Gravitational Model 1996
Envisat	Environmental Satellite
ERS	European Remote Sensing
ESA	European Space Agency
F	
Freq.	Frequenz

Abkürzung:**Bedeutung:****G**

GEO	Geostationary Earth Orbit
GOCE	Gravity Recovery And Climate Experiment
GOME	Global Ozone Monitoring Experiment
GPS	Global Positioning System
GRACE	Gravity field and steady-state ocean circulation explorer

H

HPOP	High Precise Orbit Propagator
------	-------------------------------

I

IB	Inverted Barometric
ICAO	International Civil Aviation Organization
IFSAR	SAR-Interferometrie

J

JERS	Japanese Earth Resources Satellit
J2	J2 Propagator mit Berücksichtigung der Jeffrey-Konstanten J_2
J4	J4 Propagator mit Berücksichtigung der Jeffrey-Konstanten J_4

K

Kap.	Kapitel
krit.	kritisch

L

LAGEOS	Laser Geodynamics Satellit
LEO	Low Earth Orbit
LOP	Long Term Orbit Predictor
LOS	Loss of Signal
LRR	Laser Retro-reflector

M

Max	Maximum
Min	Minimum
MIT	Moving Target Indication
MRSE	Microwave Remote Sensing Experiment
MRT	Magnetresonanztomographie
MWS / MWR	Microwave Sounder & Radiometer

N

N	north
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NIB	Non Inverted Barometric
NORAD	North American Aerospace Defense Command

O

orth	orthogonal
------	------------

Abkürzung:	Bedeutung:
P	
POS	Position
PRARE	Precise Range Rate Equipment
Proz.	Prozessierung
R	
RAAN	right ascension of the ascending node
RADAR	Radio Detection and Ranging
RISAT	Radar Imaging Satellite
RMS	Root Mean Square
S	
S/R	Signal-Rausch-Verhältnis
SAR	Synthetische Apertur Radar
SGP	Simplified General Pertubations
SGP4	Simplified General Pertubations Propagator
SIR	Shuttle Imaging Radar
SPOT	Satellite Pour l'Observation de la Terre
SRTM	Shuttle Radar Topographie Mission
SSO	sun synchronous orbit
STK	Satellite / System Tool Kit
SYS	System
T	
Tab.	Tabelle
TecSAR	SAR Technology Demonstration Satellite
Temp	temporal
TDRS	Tracking and Data Relay Satellite
TLE	Two-Line-Element
TSX	TerraSAR-X
U	
UTC	Coordinated Universal Time
V	
VENI	Visibility, Ephemeris and Numerous other Investigations for satellite orbit analysis
vTEC	vertical Total Electron Count
W	
WGS 84	World Geodetic System 1984