

Modulare Simulation komplexer SAR-Szenarien: Signalgenerierung, Positionsschätzung und Missionsplanung

Dissertation

zur Erlangung des akademischen Grades
DOKTOR-INGENIEUR

vorgelegt von

Dipl.-Ing. Marc Kalkuhl
aus Gummersbach

eingereicht dem

Fachbereich Maschinenbau
der Universität Siegen

Referent: Univ.-Prof. Dr. rer. nat. Wolfgang Wiechert

Korreferent: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Otmar Loffeld

Tag der mündlichen Prüfung: 28.08.2009

Gedruckt auf alterungsbeständigem, holz- und säurefreiem Papier

Kurzfassung

Die vorliegende Arbeit entstand an der Universität Siegen im Rahmen des von der DFG unter dem Förderkennzeichen WI1705/9-1 geförderten Gemeinschaftsprojekts *Bistatic Exploration*, das in Zusammenarbeit des ZESS (Zentrum für Sensorsysteme), FOMAAS (Forschungszentrum für Multidisziplinäre Analysen und Angewandte Systemoptimierung) und der FGAN-FHR Wachtberg (Forschungsgesellschaft für Angewandte Naturwissenschaften - Forschungsinstitut für Hochfrequenzphysik und Radartechnik) durchgeführt wird. Dieses Projekt hat zum Ziel, neue grundlegende Verfahren und Methoden für die Radarfernerkundung mit bistatischen SAR-Techniken (Synthetic Aperture Radar – Radar mit synthetischer Apertur) zu entwickeln.

Der Fokus dieser Arbeit liegt auf der Entwicklung eines modularen, universell einsetzbaren SAR-Simulators zur Unterstützung der am Projekt beteiligten Forschergruppen, die sich u.a. mit der Entwicklung von neuen Algorithmen und Ansätzen zur Prozessierung bi- und multistatischer Rohdaten befassen. Dabei soll der Simulator synthetisch generierte SAR- und Sensordaten von komplexen mono-, bi- und multistatischen SAR-Konstellationen zum Test der neu entwickelten Ansätze und Algorithmen liefern sowie die für die Beurteilung dieser Konstellationen benötigten Daten bereitstellen. Im Vergleich zu bisher verfügbaren SAR-Simulatoren, bei denen oft nur ebene Geometrien und lineare Flugpfade berücksichtigt werden, soll er SAR-Konstellationen unter realitätsnahen Bedingungen simulieren, wobei reale, gekrümmte Bewegungstrajektorien sowie ein digitales Höhenmodell der Erde als Reflektionsoberfläche verwendet werden.

Das Grundkonzept des Simulators besteht in der Bereitstellung eines möglichst frei konfigurierbaren Werkzeugs, das dem Anwender größtmögliche Flexibilität zur Umsetzung und Simulation von komplexen SAR-Konstellationen bietet. Dazu wurde zunächst ein modulares Baukastenkonzept entwickelt, das die Basiselemente typischer SAR-Missionen bereitstellt. Durch entsprechende Kombination dieser Baukastenelemente kann eine Vielzahl von unterschiedlichen Konstellationen erzeugt werden.

Um den Simulator flexibel verwenden zu können, wurde ein Frameworkkonzept entwickelt, das modular aus verschiedenen Programmkomponenten aufgebaut ist und alle zur SAR-Simulation benötigten Funktionalitäten bereitstellt. Dabei sind die einzelnen Komponenten autark und können in unterschiedlichen Kombinationen für unterschiedliche Aufgaben genutzt werden. Das Framework selbst besitzt bewusst keine eigene Logik zur Steuerung der Simulation. Diese Aufgabe übernimmt ein eigenständiges Steuerwerk, das die einzelnen Funktionalitäten für unterschiedliche Aufgabenstellungen in logischer Weise verwendet. Neben der Nutzung exemplarisch implementierter Anwendungen hat der Benutzer die Möglichkeit, das Steuerwerk durch eigene Implementierungen um speziell benötigte Funktionalitäten selber zu erweitern. Im Rahmen dieser Arbeit wurden ein Modell zur Berechnung von hochgenauen Satellitentrajektorien sowie ein Positionsschätzer auf Basis eines Kalman-Filters zur Fusion von simulierten und gemessenen Positionsdaten im Rechen- und Steuerwerk implementiert. Zusätzlich konnte ein grundlegendes Modul zur Missionsplanung und -optimierung zum Design neuer SAR-Missionen entwickelt und umgesetzt werden.

Die Signalübertragung wird mittels eines phänomenologischen Modellierungsansatzes umgesetzt, bei dem sie als mechanisch-geometrisches System abgebildet wird. Hierdurch kann die Verwendung eines sehr komplexen mathematischen und physikalischen Modells zur Abbildung von elektromagnetischen Wellen vermieden werden. Der geometrische Ansatz eignet sich ebenfalls für die Modellierung aller weiteren benötigten Sensoren zur Bereitstellung der erforderlichen Sensordaten.

Aufgrund sehr langer Simulationszeiten wurde die sehr rechenzeitintensive Rohdatengenerierung auf einem Rechencluster parallelisiert. Dazu sind unterschiedliche Ansätze zur parallelen Generierung von Rohdaten entwickelt und implementiert worden, mit denen ein großer Speedup in der Simulation erreicht werden konnte.

Der neu entwickelte Simulator bildet die Basis für weiterführende Entwicklungen im Bereich der SAR-Simulation und bietet Potential für zusätzliche wissenschaftliche Untersuchungen.

Danksagung

Die vorliegende Dissertationsschrift entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Lehrstuhl für Simulationstechnik und Informatik im Fachbereich Maschinenbau der Universität Siegen.

Mein erster Dank gilt meinem Betreuer, Herrn Prof. Dr. Wolfgang Wiechert, für die Möglichkeit der Promotion und das mir entgegengebrachte Vertrauen. Ebenfalls danke ich ihm für seine fortwährende Unterstützung und Freizügigkeit während meiner mehrjährigen Tätigkeit an seinem Lehrstuhl.

Ebenso gilt Herrn Prof. Dr. Otmar Loffeld mein herzlicher Dank für die Übernahme des Korreferats, für die erfolgreiche Zusammenarbeit im Projekt *Bistatic Exploration* sowie für die inspirierenden Diskussionen und Erläuterungen zum Thema der Radarfernerkundung.

Weiterhin möchte ich mich bei Herrn Prof. Dr. Claus-Peter Fritzen und Herrn Prof. Dr. Rainer Lohe für ihren Einsatz in der Prüfungskommission herzlich bedanken.

Ein großer Dank gehört allen derzeitigen und ehemaligen Mitarbeitern und Kollegen des Lehrstuhls für Simulationstechnik für die gute Zusammenarbeit in den vergangenen Jahren. Über die freundschaftliche Zusammenarbeit am Lehrstuhl hinaus, konnten wichtige Freundschaften wachsen. In diesem Zusammenhang sind meine langjährige Büro-Kollegin Frau Dr. Katharina Nöh sowie mein langjähriger Kommilitone und Kollege Herr Dr. Thomas Haschke zu nennen. Ein freundschaftlicher Dank gilt außerdem Herrn Dipl.-Inf. Peter Droste, der durch seine Diplomarbeit und seine kurze Projektzugehörigkeit zum Erfolg dieser Arbeit wesentlich beigetragen hat.

Ebenfalls zu Dank verpflichtet bin ich allen Mitarbeitern des ZESS und des FGAN für ihre freundschaftliche und kooperative Zusammenarbeit. Alle Beteiligten des Projektes *Bistatic Exploration* standen mir immer geduldig bei Fragen mit Rat und Tat zur Seite. Besonders möchte ich mich bei Herrn Dr. Holger Nies für die geduldige Einführung in die SAR-Prozessierung sowie für viele weitere Hilfestellungen bedanken.

Meinen letzten und tiefsten Dank schulde ich meinen Eltern, meinem Bruder Jens und meiner Verlobten Nina. Ohne die bedingungslose Liebe, Aufopferung und Unterstützung dieser vier Personen hätte ich nie meinen eigenen Weg verwirklichen können. Danke!

Inhaltsverzeichnis

Liste der verwendeten Abkürzungen.....	VII
Liste der verwendeten Symbole.....	IX
Liste der verwendeten physikalischen Konstanten	XIX
1. Einleitung.....	1
1.1 Radartechnologie	1
1.1.1 Funktionsprinzip.....	1
1.1.2 Einteilung und Anwendung der Radargeräte	2
1.2 Radarfernerkundung	4
1.2.1 SAR - Synthetic Aperture Radar	4
1.2.2 Mono-, bi- und multistatisches SAR.....	5
1.2.3 Neue Anwendungsfelder des SAR	6
1.2.4 Aktuelle SAR-Projekte/Missionen	7
1.3 Forschungsbereich SAR	8
1.3.1 Allgemeine Herausforderungen	8
1.3.2 Entwicklung neuer Prozessierungsalgorithmen und -verfahren.....	9
1.3.3 Zielsetzung der Arbeit.....	10
1.4 Gliederung der Arbeit	11
2. Grundlagen SAR – Radar mit synthetischer Apertur	13
2.1 Allgemeine Betrachtungen	13
2.1.1 Historisches	13
2.1.2 Das SAR-Prinzip.....	14
2.1.3 Fachbegriffe.....	15
2.2 Spezielle Eigenschaften und Methoden	16
2.2.1 Das Dopplerkonzept des SAR.....	16
2.2.2 Geometrische Auflösung	17
2.2.3 Prozessierung.....	23
2.2.4 Besonderheiten der Abbildung mittels SAR.....	25
2.2.5 Antennentypen.....	27
2.2.6 Betriebsmodi von SAR-Systemen.....	29
3. Modellierung und Simulation von SAR-Konstellationen.....	31
3.1 SAR-Simulation	31
3.2 Konzepte der Simulationstechnik	32

3.2.1	Physikalische vs. phänomenologische Modellbildung.....	32
3.2.2	Ablaufsteuerung (Zeitachse).....	33
3.2.3	Modularität	34
3.2.4	Kinematik und Trajektorienberechnung	35
3.2.5	Koordinatensysteme und -transformationen	36
3.2.6	Multisensorsysteme	36
3.2.7	Visualisierung.....	37
3.3	Verfügbare SAR-Simulatoren	38
4.	Bedarfsanalyse für den modularen SAR-Simulator	41
4.1	SAR-spezifische Anforderungen.....	41
4.2	Simulatorarchitektur.....	42
4.3	Implementierung des Frameworks	43
4.4	Geometrischer Ansatz des SAR-Simulators.....	44
4.5	Benutzerspezifische Anwendungen.....	45
5.	Grundkonzepte des SAR-Simulators	47
5.1	Modularität des Simulators	47
5.1.1	Szenarien.....	47
5.1.2	Baukastensystem.....	49
5.2	Modellierung der Signalübertragung.....	51
5.2.1	Physikalischer Ansatz	51
5.2.2	Geometrischer Ansatz	51
5.3	Benötigte Koordinatensysteme.....	54
5.4	Schrittsteuerung des Simulators.....	57
5.5	Trennung von Simulation und Visualisierung	59
5.6	Implementierungsumgebung	59
6.	Simulatorarchitektur & Ablaufsteuerung.....	61
6.1	Architekturentwurf des Simulators	61
6.1.1	Rohentwurf der Simulatorarchitektur.....	61
6.2	Simulator-Komponenten.....	63
6.2.1	Rechen- und Steuerwerk	64
6.2.2	Geometrie-Komponente.....	66
6.2.3	Visualisierungskomponente	68
6.2.4	Simulationskontrolle.....	70
6.2.5	Interface mit Zugriff auf die Kontrollstruktur	70
6.3	Simulationsablauf	71

7.	Softwaretechnische Umsetzung	77
7.1	Objektabstraktion	77
7.2	Simulationsklassen und Vererbungsstrukturen	78
7.2.1	Szenario	78
7.2.2	Trägerplattformen	79
7.2.3	Sensor	80
7.2.4	Signale.....	81
7.3	Besonderheiten der Klassenstruktur	81
7.4	Koordinatensysteme.....	82
7.4.1	Koordinatenklassen	82
7.4.2	Transformationen.....	83
8.	Generierung synthetischer Sensordaten	85
8.1	Geometrischer Ansatz.....	85
8.2	GPS-Sensor	85
8.2.1	Reales Funktionsprinzip	85
8.2.2	Modellierung mittels des geometrischen Ansatzes	86
8.3	Laser Ranger	87
8.3.1	Reales Funktionsprinzip	87
8.3.2	Modellierung mittels des geometrischen Ansatzes	88
8.4	Star Tracker	90
8.4.1	Reales Funktionsprinzip	90
8.4.2	Modellierung mittels des geometrischen Ansatzes	91
9.	Generierung synthetischer SAR-Rohdaten.....	93
9.1	Abtastung und Diskretisierung der Erdoberfläche	93
9.1.1	Radaraabtastung einer komplexen Szene.....	93
9.1.2	Diskretisierung der Erdoberfläche.....	96
9.1.3	Erdoberflächen	100
9.2	Abtastkriterien	104
9.2.1	Abtastkriterium 1: <i>Footprint</i>	105
9.2.2	Abtastkriterium 2: <i>Reflexion</i>	107
9.2.3	Abtastkriterium 3: <i>Radarschatten</i>	109
9.2.4	Signalgenerierung.....	112
10.	Parallelisierung der synthetischen SAR-Rohdatengenerierung.....	115
10.1	Abtastungsaufwand der Erdoberfläche	115
10.2	SAR-Rohdatenmatrix	117

10.2.1	Aufbau einer Rohdatenmatrix.....	117
10.2.2	Berechnung der Dimension der Rohdatenmatrix.....	119
10.2.3	Rohdatengenerierung.....	120
10.3	Parallele Generierung von SAR- Rohdaten.....	122
10.3.1	Kontrollierte Parallelisierung: Brute Force – Ansatz	124
10.3.2	Verbesserte Rohdatengenerierung	126
10.3.3	Kontrollierte Parallelisierung: Optimierter Ansatz	132
10.3.4	Autonome Parallelisierung.....	133
10.3.5	Benchmark Test	135
11.	Modellierung von Bewegungstrajektorien	137
11.1	Satellitentrjektorien	137
11.1.1	Gravitation	139
11.1.2	Atmosphäre	142
11.1.3	Gravitationskräfte der Himmelskörper	144
11.1.4	Gravitation durch Gezeiten.....	144
11.1.5	Verifikation der Satellitentrjektorie	146
11.2	Flugzeugtrjektorien	149
11.2.1	Vereinfachter Modellansatz.....	149
12.	Positionsschätzung	155
12.1	Problemstellung.....	155
12.2	Kalman-Filter	156
12.2.1	Mathematische Formulierung.....	156
12.2.2	Ablauf einer Kalman-Filterung	158
12.3	Positionsschätzung mit einem Kalman-Filter.....	158
12.3.1	System- und Messgleichung	158
12.3.2	Initialisierung der Kovarianzmatrizen.....	159
12.4	Berechnung der Jacobi-Matrix mit automatischer Differentiation (AD)	161
12.4.1	Problemstellung.....	161
12.4.2	Ableitungsberechnung eines Programmcodes	163
12.4.3	Automatische Differentiation.....	165
12.5	Beispiel	167
13.	Missionsplanung und -optimierung	171
13.1	SAR-Parameter	171
13.1.1	Grundlagen.....	171
13.1.2	SAR-Parameter für mono-, bi- und multistatische Anordnungen.....	172

13.2	Automatisierte Antennensteuerung	177
13.2.1	Ziele der Antennensteuerung	177
13.2.2	Vorgabe eines Groundtracks.....	179
13.2.3	Antennensteuerungsstrategien	181
13.2.4	Beispielanwendung	188
14.	SAR-Testszenario	195
14.1	Testszenario.....	195
14.2	Testergebnisse.....	196
15.	Zusammenfassung und Diskussion.....	201
15.1	Zielsetzung.....	201
15.2	Zusammenfassung.....	201
15.2.1	Entwicklung des SAR-Simulators.....	201
15.2.2	Anwendungsorientierter Teil.....	205
15.3	Diskussion.....	207
15.3.1	Simulatorarchitektur	207
15.3.2	Entwicklungstechnischer und anwendungsorientierter Teil.....	208
15.3.3	Fazit	209
16.	Ausblick	211
16.1	Auszuführende Arbeiten.....	211
16.1.1	Anpassungen am Framework	211
16.1.2	Anpassungen am Rechen- und Steuerwerk.....	219
16.2	Forschungsbereich: Missionsplanung und -optimierung	220
16.2.1	Erweiterungen	220
16.2.2	Verbesserungen.....	222
17.	Literatur	225
	Anhang	233
A	Koordinatensysteme.....	233
A.1	IS - Initial System.....	233
A.2	ECS - Earthfixed Coordinate System.....	234
A.3	GCS - Geocentric Coordinate System	234
A.4	WGS84 - World Geodatic System 1984	235
A.5	TS - Trajectory System	237
A.6	PS - Platform System	238
A.7	SLS - SAR Lobe System	239

B	Koordinatentransformationen	241
B.1	Homogene Koordinaten	241
B.2	Transformation zwischen IS und ECS	243
B.3	Transformation zwischen ECS und GCS	244
B.4	Transformation zwischen ECS und WGS84	245
B.5	Transformation zwischen IS und WGS84	246
B.6	Transformation zwischen IS und TS	246
B.7	TS-Binnentransformation	247
B.8	Transformation zwischen TS und PS	248
B.9	PS-Binnentransformation	248
B.10	Transformation zwischen PS und SLS	248
B.11	SLS-Binnentransformation	249
B.12	Drehmatrizen	250
C	Positionsberechnung der Himmelskörper Sonne und Mond	251
C.1	Sonnenposition	251
C.2	Mondposition	252
D	Technische Daten der Trägerplattformen und der SAR-Systeme	255
D.1	Technische Daten der Satelliten	255
D.2	Technische Daten des PAMIR-Trägerflugzeugs	256
D.3	Technische Daten der SAR-Systeme	257

Liste der verwendeten Abkürzungen

3D	dreidimensional
AD	Automatische Differentiation
CPU	Hauptprozessor (Central Processing Unit)
DEM	Digital Elevation Model
DES	Diskrete Event Simulation
DFG	Deutsche Forschungsgemeinschaft
DHM	Digitales Höhenmodell
ECS	Earthfixed Coordinate System (Erdfestes Koordinatensystem)
ERS-1	European Remote Sensing Satellite
ESA	European Space Agency (Europäische Weltraum Organisation)
FEM	Finite-Elemente-Methode
FFT	Fast Fourier Transformation (schnelle Fourier Transformation)
FGAN	Forschungsgesellschaft für Angewandte Naturwissenschaften
FHR	Forschungsinstitut für Hochfrequenzphysik und Radartechnik
FOMAAS	Forschungszentrum für Multidisziplinäre Analysen und Angewandte Systemoptimierung
GCS	Geocentric Coordinate System (Geozentrisches Koordinatensystem)
GPS	Global Positioning System
GUI	Graphical User Interface (grafische Benutzerschnittstelle)
HPC	High Performance Cluster
HPW	High Performance Workstation
IRW	Impulse Response Width
IS	Inertialsystem
ISLR	Integrated Side Lobe Ratio
MSIS	Mass-Spectrometer-Incoherent-Scatter
MTI	Moving Target Indication
NASA	National Aeronautics and Space Administration (US-amerikanische Luft- und Raumfahrtbehörde)
ODE	Ordinary Differential Equation (gewöhnliche Differentialgleichung)

OOP	Objektorientierte Programmierung
PDE	Partial Differential Equation (Partielle Differentialgleichung)
PRF	Pulse Repetition Frequency (Pulswiederholrate)
PS	Platform System (Plattformsystem)
PSL	Peak Side Lobe
PSLR	Peak Side Lobe Ratio
RAR	Real Aperture Radar
SAR	Synthetic Aperture Radar
SIFT	Skalierte Inverse Fourier-Transformation
SLS	SAR Lobe System (Radarkeulensystem)
SRTM	Shuttle Radar Topography Mission (STS-99), geflogen im Februar 2000
TS	Trajectory System (Trajektoriensystem)
VHF	Very High Frequency (auch bekannt unter dem Name UKW – UltraKurz-Wellen)
vs.	versus
WGS84	World Geodetic System 1984 (Geodätisches Koordinatensystem)
XML	Extensible Markup Language
ZESS	Zentrum für Sensorsysteme

Liste der verwendeten Symbole

Lateinische Bezeichner

A	aerodynamisch wirksame Satellitenquerschnittsfläche
A_p	geomagnetische Aktivitätszahl
a	Winkelkomponente in Richtung der y-Achse des SLS
B	B-Funktion
B_r	Signalbandbreite
b	Winkelkomponente in Richtung der x-Achse des SLS
b^{BG}	Bogenmaß der Flugstrecke in Breitengradrichtung
b^{LG}	Bogenmaß der Flugstrecke in Längengradrichtung
c_D	Luftwiderstandsbeiwert des Satelliten
c_{nm}	harmonischer Koeffizient des CHAMP-Modells
D	Datum in der Form JJJJDDD (Abschnitt 11.1.2)
D	Hauptabstand des Mondes von der Sonne (Anhang C)
D_x	Länge der realen Apertur in Azimut-Richtung
d	Gitterweite des krummlinigen Gitters im Winkelmaß
d_{LR}	Entfernung zwischen zwei Satelliten, gemessen mit einem Laser Ranger
d_R	Distanz zwischen SAR-Receiver und Bodenreflektor
d_T	Distanz zwischen SAR-Transmitter und Bodenreflektor
d_{TR}	Geometrische Weglänge von Transmitter über einen Reflektor zum Receiver
\vec{d}_{ij}	Richtungsvektor der Gitterzellenkante zwischen \vec{p}_i und \vec{p}_j
$\vec{d}_{SLS}^{(a',b')}$	Richtungsvektor von der Position des SAR-Sensors (Ursprung des SLS-Systems) zum Punkt (a',b') im SLS-System
e	Exzentrizität
F	Hauptabstand des Mondes vom aufsteigenden Knoten seines Orbits
F_0	Mittelfrequenz

F_S	Abtastfrequenz
F_{107A}	Solarflussdichte (Mittelwert der letzten 3 Monate)
F_{107}	Solarflussdichte (Wert des vorangegangenen Tages)
$f_{Doppler}$	Doppler-Frequenz
h	Höhe über der Erdoberfläche
h_0	Höhenangabe des nord-westlichen Gitterzellenrandpunktes über NN
h_1	Höhenangabe des nord-östlichen Gitterzellenrandpunktes über NN
h_2	Höhenangabe des süd-westlichen Gitterzellenrandpunktes über NN
h_3	Höhenangabe des süd-östlichen Gitterzellenrandpunktes über NN
h_F	Flughöhe über Grund des WGS84-Ellipsoiden
h_{ij}	interpolierte Höhenangabe aus den Punkten h_i und h_j
JD	Julianisches Datum
j	imaginäre Einheit (Abschnitt 5.2.2)
K	Kalman-Verstärkungsmatrix
k_{az}	FM-Rate
k_n	Love'sche Zahl zur Charakterisierung der Elastizität des Erdkörpers
k_r	Frequenzrate des Signals
L_0	Hauptlängengrad des Mondes
l	Hauptanomalie des Mondes
l'	Hauptanomalie der Sonne
M	Mittlere Anomalie
M_H	Masse Himmelskörper
m	Anzahl der Gitterzellen in Breitengrad-Richtung des Simulationsgitters (Abschnitt 9.1.2)
m	Masse des Satelliten (Abschnitt 11.1.2)
n	Anzahl der Gitterzellen in Längengrad-Richtung des Simulationsgitters
n	Spaltenindex der Rohdatenmatrix / Range-Index

n_{Range}	Anzahl der Zellen/Spalten der Rohdatenmatrix in Range-Richtung
n_{Start}	Startindex der Rohdatenmatrix
$n_{GZ\ Footprint}$	Anzahl der insgesamt abzutastenden Gitterzellen in einem Footprint
$n_{GZ\ Szenario}$	Anzahl der insgesamt abzutastenden Gitterzellen im Szenario
n_{Range}^{Data}	vorgegebene Datenfeldbreite in Slant-Range
$n_{Start}^{Signal}(t_0)$	Spaltenindex der ersten Spalte eines Signals mit Laufzeit t_0
\bar{n}	Flächennormalenvektor einer Gitterzelle
\bar{n}_{SLS}	resultierender Flächennormalenvektor im SLS
\bar{n}_{ijk}	Flächennormalenvektor des Dreiecks $\bar{p}_i\bar{p}_j\bar{p}_k$
P bzw. P_t	Kovarianzmatrix des Zustandsschätzfehlers
P_{DOP}	Dilution of Precision (dt. Abweichung vom genauen Messergebnis)
$\bar{P}_{nm}(\sin(\delta))$	Vollständig normierte assoziierte Legendre-Funktion
p	Berechnungsfaktor zur bilinearen Interpolation
p_δ	Längengrad-Angabe des Gitterzellenmittelpunktes im WGS84
p_h	Höhenangabe des Gitterzellenmittelpunktes im WGS84
p_λ	Längengrad-Angabe des Gitterzellenmittelpunktes im WGS84
p_{SLS}^x	x-Komponente des Ortsvektors \bar{p}_{SLS}
\bar{p}	Ortsvektor des Gitterzellenmittelpunktes
\bar{p}_0	Ortsvektor des nord-westlichen Gitterzellenrandpunktes
\bar{p}_1	Ortsvektor des nord-östlichen Gitterzellenrandpunktes
\bar{p}_2	Ortsvektor des süd-westlichen Gitterzellenrandpunktes
\bar{p}_3	Ortsvektor des süd-östlichen Gitterzellenrandpunktes
\bar{p}_{SLS}	Ortsvektor vom Ursprung des SLS zum Gitterzellenmittelpunkt
Q	Kovarianzmatrix der Messwertvorhersage
q	Berechnungsfaktor zur bilinearen Interpolation
R	Kovarianzmatrix der Zustandsstörgrößen (Abschnitt 12.2.1)

R	Range (Abschnitt 13.1.2)
R_{Center}	Doppelte Entfernung vom Phasenzentrum der Radarkeule zum Mittelpunkt des Footprints
R_{Start}	Zurückgelegte Entfernung des Signals mit der kürzesten Signallaufzeit im Datenfeld
R_{bi}	bistatic Range
R_c	Abstand zwischen Antenne und reflektierendes Objekt
\dot{R}	Range Rate
\ddot{R}	Range Acceleration
\ddot{R}_{bi}	bistatic Range Acceleration
\bar{R}	Range Vektor
$\dot{\bar{R}}$	Range Rate Vektor
$\ddot{\bar{R}}$	Range Acceleration Vektor
r	Entfernung des Satelliten vom Koordinatenursprung
r_M	geozentrischer Abstand zum Mond
r_S	Abstand Erde-Sonne
r_T	Komplexe Signalantwort
$r^{WGS84}(\lambda_F^{Start}, \delta_F^{Start})$	Erdradius an der betrachteten geographischen Startposition des Flugzeugs
\bar{r}	Ortsvektor zum Satelliten
\bar{r}_M	Positionsvektor des Mondes im kartesischen Koordinatensystem IS
\bar{r}_H	Ortsvektor zum Himmelskörper
\bar{r}_S	Positionsvektor der Sonne im kartesischen Koordinatensystem IS
\bar{r}_{LR}^{IS}	Ortsvektor des Laser Ranglers im Inertial System
\bar{r}_{CC}^{IS}	Ortsvektor des Corner-Cube-Reflektors im Inertial System
$\ddot{\bar{r}}_{Sat}$	Wirkende Beschleunigung auf einen Satelliten
$\ddot{\bar{r}}_{H \rightarrow E}$	Beschleunigung auf die Erde, hervorgerufen durch einen Himmelskörper

$\ddot{\vec{r}}_{H \rightarrow \text{Sat}}$	Beschleunigung auf den Satelliten, hervorgerufen durch einen Himmelskörper
\vec{r}_F^{WGS84}	Flugzeugposition in WGS84-Koordinaten
$\ddot{\vec{r}}_{\text{cel}}^{\text{cart}}$	Gravitationsbeschleunigung aufgrund von anderen Himmelskörpern in kartesischen Koordinaten
$\ddot{\vec{r}}_{\text{fric}}^{\text{cart}}$	Beschleunigung (Abbremsung) aufgrund der Atmosphärenreibung in kartesischen Koordinaten
$\ddot{\vec{r}}_{\text{grav}}^{\text{sph}}$	Gravitationsbeschleunigung in sphärischen Koordinaten
$\ddot{\vec{r}}_{\text{ind}}^{\text{sph}}$	Gravitationsbeschleunigung aufgrund von Erdtiden in sphärischen Koordinaten
S	Kovarianzmatrix des Messfehlers
STL	lokale Sonnenzeit
s_F	Flugstrecke des Flugzeugs
s_{nm}	harmonischer Koeffizient des CHAMP-Modells
s_F^{BG}	Flugstrecke des Flugzeugs in Breitengradrichtung
s_F^{LG}	Flugstrecke des Flugzeugs in Längengradrichtung
T_S	Abtastzeit
T	Impulsdauer/Chirp-Pulsbreite (Abschnitt 2.2.2 und 5.2.2)
T	Zeitpunkt in Julianischen Jahrhunderten (Anhang C)
t	Signalzeitachse
t_0	Signallaufzeit
t_{min}	Minimale Signallaufzeit
t_{max}	Maximale Signallaufzeit
t_{Scenario}	Dauer des gesamten Szenarios
U	Erdgravitationspotential
UT	Universal Time
V_{rel}	Betrag der Bahngeschwindigkeit des Satelliten relativ zur Atmosphäre

\vec{V}_{rel}	Bahngeschwindigkeit des Satelliten relativ zur Atmosphäre
v	normalverteiltes Systemrauschen
v_F	Fluggeschwindigkeit des Flugzeugs
w	normalverteiltes Messrauschen
w_{Range}	abzutastende Swath-Breite in Slant-Range
x_{GPS}	wahre Position des GPS-Empfängers im Szenario
\bar{x}_{SC}	Ortsvektor zum Scenecenter im IS-Koordinatensystem
\bar{x}_{PF}	Ortsvektor zur Plattform im IS-Koordinatensystem
\tilde{x}_{GPS}	gestörte und „gemessene“ x -Koordinate der GPS-Messung
\hat{x} bzw. \hat{x}_t	Zustandsschätzung
\hat{y}	Schätzung des Messwerts

Griechische Bezeichner

α	Lagewinkel <i>Roll</i> (Rollwinkel) (Abschnitt 8.4.2)
α	Öffnungswinkel der Radarkeule in Azimut-Richtung (Abschnitt 9.2.1)
α^{BG}	Winkel zu Bogenmaß b^{BG}
α^{LG}	Winkel zu Bogenmaß b^{LG}
α_{ST}	wahrer Rollwinkel der Plattform im Szenario
$\tilde{\alpha}_{ST}$	gestörter und „gemessener“ Rollwinkel der Lagemessung
β	Lagewinkel <i>Pitch</i> (Nickwinkel) (Abschnitt 8.4.2)
β	Öffnungswinkel der Radarkeule in Range-Richtung (Abschnitt 9.2.1)
β_M	Ekliptischer Breitengrad der Mondposition
β_S	Ekliptischer Breitengrad der Sonnenposition
γ	Lagewinkel <i>Yaw</i> (Gierwinkel)
γ_F	Flugrichtung bzw. Flugkurs des Flugzeugs
ΔA_{real}	Auflösung in Azimut-Richtung der realen Apertur
ΔA_{syn}	Auflösung in Azimut-Richtung der synthetischen Apertur

ΔR	Auflösung in Range-Richtung
$\Delta R_{compression}$	Auflösung in Azimut-Richtung durch Anwendung einer Rangekompression
ΔR_{ground}	Auflösung in Ground Range-Richtung
Δt_{Sim}	Simulationszeitschrittweite
$\Delta \tau$	Zeitschrittweite der Azimut-Zeitachse
$\Delta \tau_{Frame}$	Zeitschrittweite der Framezeitachse
δ	geographische Breite (Abschnitt 9.1.2 und 11.1.2)
δ	geozentrische Breite in GCS-Koordinaten (Abschnitt 11.1.1)
δ_F^{Start}	Breitengrad der Flugzeugstartposition in WGS84-Koordinaten
ε	Inklinationswinkel zwischen Ekliptik und Erdäquator
ε_{LR}	Messfehler des Laser Rangers
ε_{GPS}^x	Messfehler des GPS-Geräts in x -Richtung
ε_{ST}^α	Messfehler des Rollwinkels (Star Tracker)
λ	geographische Länge (Abschnitt 9.1.2 und 11.1.2)
λ	Wellenlänge (Abschnitt 2.2.2)
λ	geozentrische Länge in GCS-Koordinaten (Abschnitt 11.1.1)
λ_M	Ekliptischer Längengrad der Mondposition
λ_S	Ekliptischer Längengrad der Sonnenposition
λ_F^{Start}	Längengrad der Flugzeugstartposition in WGS84-Koordinaten
μ	Mittelwert (Abschnitt 12.5)
ρ	Luftdichte der Erdatmosphäre
σ	Rückstreukoeffizient (Radarintensität) (Abschnitt 5.2.2)
σ	Standardabweichung (Abschnitt 12.5)
σ_{LR}	Standardabweichung des Laser Rangers
σ_{GPS}^x	Standardabweichung des GPS-Geräts in x -Richtung
σ_{ST}^α	Standardabweichung des Rollwinkel-Messfehlers (Star Tracker)
τ	Azimut-Zeit

$\tau_0 \dots \tau_{Ende}$	Azimut-Laufzeit
τ_F	Flugdauer des Flugzeugs
τ_{Frame}	Framezeitachse
τ_{Start}^{Signal}	Azimut-Zeitpunkt, an dem das erste Signal erfasst wird
τ_{Ende}^{Sim}	Azimut-Endzeit der Simulation
τ_{Ende}^{Signal}	Azimut-Zeitpunkt, an dem das letzte Signal erfasst wird
Ω	Rektaszension(-swinkel) des aufsteigenden Knotens (Argument der Rektaszension)
ω	Perigäum(-swinkel) (Argument des Perigäums)
Φ_{HB}	Halbwertsbreite der Antennenhauptkeule
Φ_{HW}	Halbwertswinkel der Antennenhauptkeule
φ	Off-Nadir Angle
ψ	Squit Angle
ϕ	Winkel zwischen \vec{n}_{SLS} und \vec{p}_{SLS}

Untere Indizes:

CC	Corner-Cube-Reflektor
E, e	Erde
F	Flugzeug
GPS	GPS-Gerät
LR	Laser Ranger
M	Mond
PF	Plattform
R	Receiver
S	Sonne
SC	Scenecenter
SLS	Beschreibung im SLS-Koordinatensystem
ST	Star Tracker

<i>T</i>	Transmitter
<i>az</i>	Azimut
<i>bi</i>	bistatisch
<i>i</i>	eindeutiger Spalten-Index einer Gitterzelle (Längengrad-Richtung) (Abschnitt 9.1.2)
<i>j</i>	eindeutiger Zeilen-Index einer Gitterzelle (Breitengrad-Richtung) (Abschnitt 9.1.2)
<i>m</i>	Ordnung des Potentialmodells (Abschnitt 11.1.1)
<i>m</i>	Index der Azimut-Zeitpunkte (Abschnitt 5.4)
<i>n</i>	Grad des Potentialmodells (Abschnitt 11.1.1)
<i>n</i>	Index der Range-Zeitpunkte (Abschnitt 10.2.1)

Obere Indizes:

<i>BG</i>	Breitengrad
<i>IS</i>	Beschreibung im Inertialsystem
<i>LG</i>	Längengrad
<i>WGS84</i>	Beschreibung im WGS84-Koordinatensystem
<i>cart</i>	Beschreibung im kartesischen Koordinatensystem
<i>sph</i>	Beschreibung im sphärischen Koordinatensystem
<i>x, y, z</i>	x,y,z-Koordinate

Liste der verwendeten physikalischen Konstanten

Formelzeichen	Bedeutung	Wert
μ	Schwellwert im Zusammenhang zur Bestimmung der Halbwertsbreite der Antennenrichtcharakteristik (Abschnitt 9.2.4)	$\mu = 1.895494$
M_M	Masse des Mondes	$M_M = 7.349 \cdot 10^{22} \text{ kg}$
M_E	Masse der Erde	$M_E = 5.98 \cdot 10^{24} \text{ kg}$
γ	Erdgravitationskonstante bezogen auf 1 kg Erdmasse (Abschnitt 13.1.2)	$\gamma = 6.67 \cdot 10^{-11} \frac{\text{m}^3}{\text{kg} \cdot \text{s}^2}$
μ	Erdgravitationskonstante (Abschnitt 11.1.1)	$\mu = \gamma \cdot M_E = 3.986005 \cdot 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2}$
a_e	Große Erdäquatorhalbachse	$a_e = 6378137 \text{ m}$
c	Physikalische Lichtgeschwindigkeit	$c = 299792458 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
ω_{earth}	Winkelgeschwindigkeit der Erde	$\omega_{\text{earth}} = 7.292115 \cdot 10^{-5} \frac{\text{rad}}{\text{s}}$

1. Einleitung

In den Kindertagen der Radartechnik zu Beginn des letzten Jahrhunderts konnte man kaum das Potential und die Möglichkeiten dieser Technologie erahnen. Zunächst wurden das *Radar mit realer Apertur* sowie entsprechende Anwendungen bis zu einem hohen technischen Reifegrad entwickelt. Viele Anwendungen des täglichen Lebens wären heute ohne diese grundlegende Radartechnologie undenkbar. Ein weiterer Durchbruch in der Radartechnik gelang mit der Formulierung des Grundprinzips des *Radars mit synthetischer Apertur* im Jahre 1951. Es bildete die Basis zur Lösung sehr anspruchsvoller Aufgaben, wie der Erzeugung hochaufgelöster Radarbilder von Planetenoberflächen, die nicht mit den bis dahin etablierten Radarsystemen zu lösen waren. Der Forschungsbereich des *Radars mit synthetischer Apertur* ist keineswegs abgeschlossen und erfährt in der heutigen Zeit immer wieder neue Impulse mit vielversprechenden Möglichkeiten. Auch heute noch lässt sich kaum erahnen, welche weiteren Chancen diese Technologie in Zukunft noch bietet.

Die vorliegende Arbeit fällt in den Forschungsbereich der Radartechnologie. Um einen kurzen Überblick über den Themenkomplex zu erhalten, wird deshalb im ersten Teil dieses Kapitels einleitend die allgemeine Radartechnologie und deren mögliche Anwendungen vorgestellt. Darauf aufbauend wird der Bereich der Radarfernerkundung, basierend auf dem *Radar mit synthetischer Apertur* (*Synthetic Aperture Radar - SAR*), eingeführt. Da diese Technologie ein großes Forschungs- und Entwicklungspotential bietet, werden anschließend neue Ansätze und die sich daraus ergebenden Herausforderungen dargelegt. In diesen Forschungskontext wird anschließend das Thema dieser Arbeit eingeordnet. Das Kapitel schließt mit der Formulierung der Zielsetzung und der Gliederung dieser Arbeit.

1.1 Radartechnologie

Mit der Entdeckung der elektromagnetischen Wellen im Jahre 1886 durch den deutschen Physiker Heinrich Rudolf Hertz und die damit erbrachte Bestätigung der Maxwell'schen Theorie, sind die benötigten Grundlagen für die Radartechnologie gelegt worden. Radar ist die Abkürzung für **Radio Detection and Ranging** (übersetzt: Funkerkennung und Abstandsmessung) und ist die Sammelbezeichnung für Erkennungs- und Ortungsverfahren auf der Basis von elektromagnetischen Wellen im Radiofrequenzbereich.

1.1.1 Funktionsprinzip

Ein Radar-Gerät sendet gebündelte elektromagnetische Wellen (das *Primärsignal*) aus und empfängt die von Objekten reflektierten Echos als Antwortsignal (das *Sekundärsignal*) [KLAUSING und HOLPP 2000] (Abbildung 1.1).

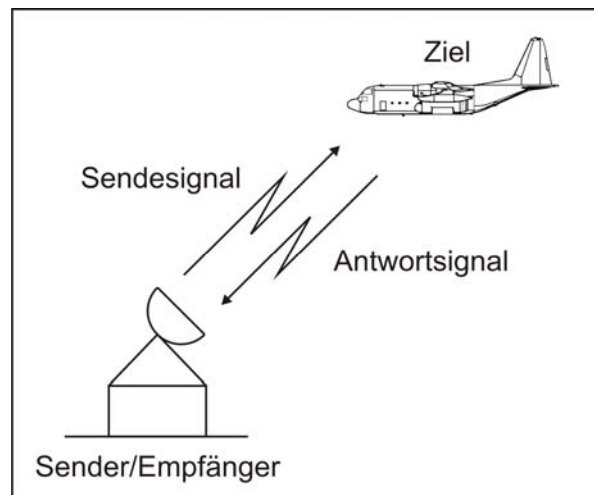


Abbildung 1.1: Funktionsprinzip des Radars

Dabei können u.a. folgende grundlegende geometrische Größen ermittelt werden:

- Winkel und Richtung zum Zielobjekt sowie
- Entfernung zum Zielobjekt.

Aus diesen Daten werden wiederum nachstehende Größen abgeleitet:

- Relativbewegung zwischen Sender und Objekt und
- Wegstrecke und Absolutgeschwindigkeit des Objektes durch nacheinander ausgeführte Messungen.

Diese Größen sind allerdings erst nach Auswertung des aufgenommenen Radarechos verfügbar. Dabei werden die drei grundlegenden physikalischen Gesetzmäßigkeiten der geradlinigen Ausbreitung, der konstanten Ausbreitungsgeschwindigkeit und der Reflexion elektromagnetischer Wellen aus der elektromagnetischen Wellen-Theorie verwendet [GEORG 1997].

Aus diesem grundlegenden Radarprinzip hat sich eine Vielzahl von unterschiedlichen Radarverfahren entwickelt. Beispielhaft wären hier zu nennen: Dauerstrich-Verfahren, Impulsverfahren, Puls-Doppler-Verfahren und Sekundärradar-Verfahren [KLAUSING und HOLPP 2000].

1.1.2 Einteilung und Anwendung der Radargeräte

Ausgehend vom allgemeinen Funktionsprinzip des Radars können Radargeräte je nach Art der gelieferten Informationen und der verwendeten Techniken in unterschiedliche Kategorien eingeteilt werden. Für diese Arbeit reicht die grobe Einteilung der Radargeräte in zwei Gattungen aus: bildgebende Radarverfahren (imaging radar) und nicht-bildgebende Radarverfahren (non-imaging radar). Bildgebende Radarverfahren erzeugen aus den empfangenen Informationen ein landkartenähnliches Bild. Klassische Anwendungen hierfür sind das Wetterradar oder die Luftraumaufklärung. Im Gegensatz zu den bildgebenden Verfahren stellen die nicht-bildgebenden Verfahren ihre Messergeb-

nisse als reinen Zahlenwert zur Verfügung. Als Beispiele hierfür können einige Radar-Altimeter (Höhenmesser) oder Geschwindigkeitsmesser genannt werden.

Aufgrund der unterschiedlichen Eigenschaften und eingesetzten Techniken bei Radargeräten und -verfahren gibt es eine Vielzahl von Anwendungen. Die Hauptanwendung lag in den Anfängen der Radartechnologie zunächst ausschließlich im militärischen Bereich zum Aufspüren von Schiffen und Flugzeugen (Abbildung 1.2).



Abbildung 1.2: Radargerät „Würzburg-Riese“ (Funkmeßgerät FuG 65). Es war wichtiger Bestandteil der deutschen Luftverteidigung im zweiten Weltkrieg. Nach dem Krieg wurden einige der Würzburg-Riesen zu Radioteleskopen umgebaut und lange zur Erforschung der Ausdehnung des Weltalls eingesetzt. Quelle: Wikipedia

Nachdem man die Möglichkeiten und Vorteile dieser Technologie erkannt hatte, wurde das Radar zunächst auch für die zivile Schiffsweg- oder Luftraumüberwachung eingesetzt. Darüber hinaus wird heutzutage die Radartechnologie in den verschiedensten technischen Anwendungsbereichen wie z.B. die Überwachung von Satellitenflugbahnen und Weltraumschrott, Werkstofftechnik (Bsp.: Aufsuchen von Materialfehlern), Kfz-Technik (Bsp.: radarbasierter Abstandshalter), Gebäudetechnik (Bsp.: Bewegungsmelder) und vielen weiteren Bereichen genutzt.

Neben den technischen Einsatzgebieten ist die Anwendung der Radartechnologie auch in wissenschaftlichen Bereichen wie z.B. der Meteorologie (z.B. Wetterradar), der Geologie (z.B. Rohstoffexploration) oder der Archäologie weit verbreitet. Mittels großer Radaranlagen oder satellitengestützter Radargeräte ist es in der Astronomie möglich, die Oberflächen von Planeten zu kartieren und zu erforschen. Ein sehr interessanter und weitgefächerter Forschungsbereich liegt in der Untersuchung der Erde durch satelliten- bzw. flugzeuggestütztes Radar.

Ein kleine Auswahl relevanter Bücher zur Radartechnik sind: [BAUR 1985], [BROOKNER 1983], [SKOLNIK 2007], [SKOLNIK 2008] oder [DETLEFSEN 1989].

1.2 Radarfernerkundung

1.2.1 SAR - Synthetic Aperture Radar

Die Erforschung der Erde bzw. der Planeten durch den Einsatz von satelliten- bzw. flugzeuggetragenem Radar kann unter dem Begriff der Radarfernerkundung zusammengefasst werden. Insbesondere gehört das SAR - *Synthetic Aperture Radar* (übersetzt: Radar mit synthetischer Apertur) zu den vielfach verwendeten Fernerkundungssystemen. Eine genauere Erklärung dieses Systems findet sich in Abschnitt 2.1.2. SAR gehört zu der Klasse der bildgebenden Radare und wird in Satelliten und Flugzeugen eingesetzt. Je nach verfügbaren Rohdaten liefert es nach einer entsprechenden Verarbeitungskette eine zwei- oder dreidimensionale Darstellung der Erdoberfläche. Aufgrund ihrer Ähnlichkeit mit photographischen Aufnahmen (Abbildung 1.3) sind die von einem SAR erzeugten Aufnahmen leicht und schnell interpretierbar. Insbesondere werden solche Aufnahmen für Erderkundungs-, Kartierungs- und Aufklärungszwecke [BRENNER 2006] benutzt, neuerdings auch zur Umweltüberwachung und zum Katastrophen-Management wie in Abbildung 1.3 illustriert ist.

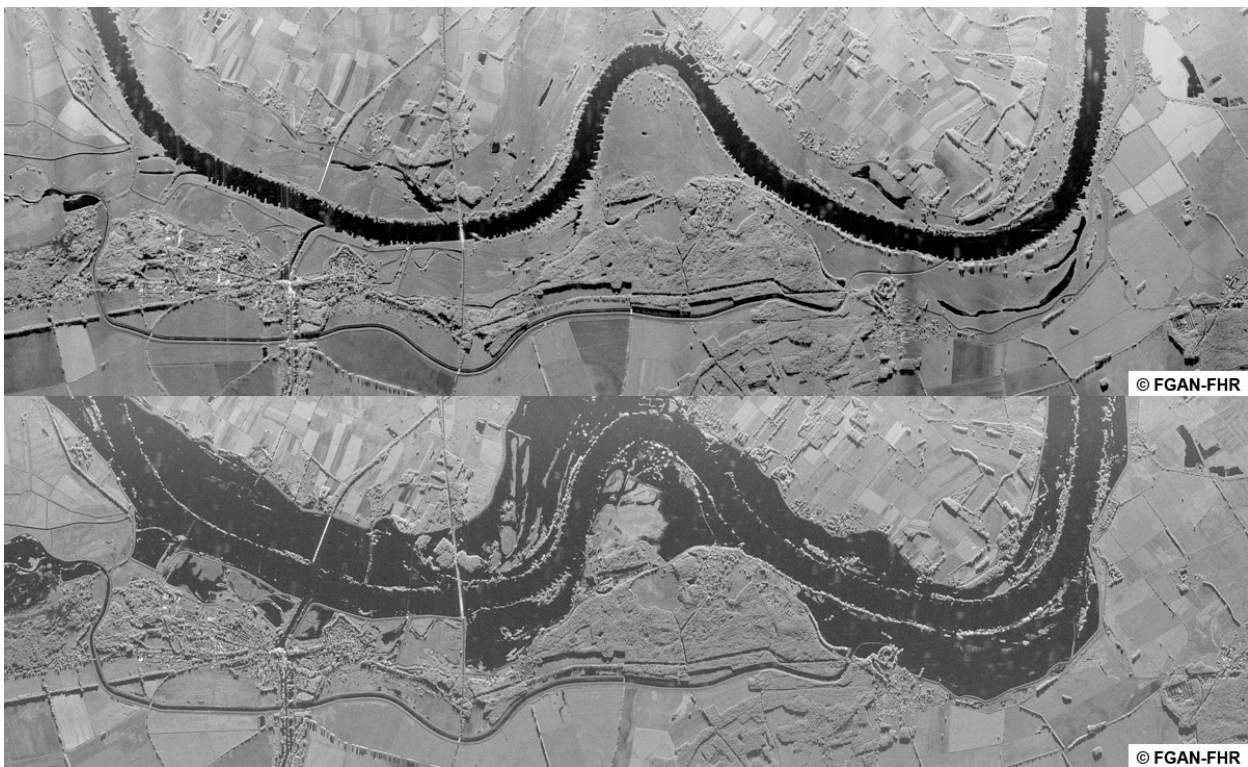


Abbildung 1.3: Oben: SAR-Bild der Elbe bei Normalstand. Unten: gleiche Aufnahme bei einem Elbehochwasser. Mit solchen Bildern ist es möglich, Rettungskräfte und Hilfsmaßnahmen gezielter zu koordinieren. Der Vorteil des verwendeten SAR-Verfahrens ist darin zu sehen, dass diese Aufnahmen auch bei Wolken, schlechtem Wetter oder sogar in der Nacht gewonnen werden können. Quelle: FGAN-FHR

Ein wesentlicher Vorteil von SAR-Verfahren ist im Gegensatz zu optischen Aufnahmeverfahren in einem witterungsunabhängigen Einsatz zu sehen. Einflüsse wie Wolken, Regen, Schnee oder Nebel wirken sich auf die Funktionsweise des SAR durch die ver-

wendeten elektromagnetischen Mikrowellen und somit auf die Aufnahmen kaum aus. Darüber hinaus kann ein solches SAR-Fernerkundungssystem auch bei Nacht eingesetzt werden, da es die Erdoberfläche selbst aktiv mit Radarwellen „beleuchtet“.

1.2.2 Mono-, bi- und multistatisches SAR

SAR-Systeme können in unterschiedlichen Anordnungen bzw. Konstellationen betrieben werden, um verschiedene Anwendungsfelder abdecken zu können. Gerade die Entwicklung von SAR-Systemen und Konstellationen für die Erschließung von neuen Anwendungsmöglichkeiten bietet ein weites Forschungsfeld. Die folgende Unterscheidung der verschiedenen Konstellationen ist für diese Arbeit von besonderer Wichtigkeit.

Das klassische SAR wird in der sogenannten *monostatischen* Anordnung verwendet. Hierbei sind die Sende- und Empfängerantennen auf ein und derselben Plattform montiert (Abbildung 1.4) und bewegen sich somit auf der gleichen Trajektorie. Dabei kann jeweils der Sender bzw. Empfänger als separate Antenne ausgeführt sein oder es wird mit nur einer einzelnen Antenne sowohl gesendet als auch empfangen.

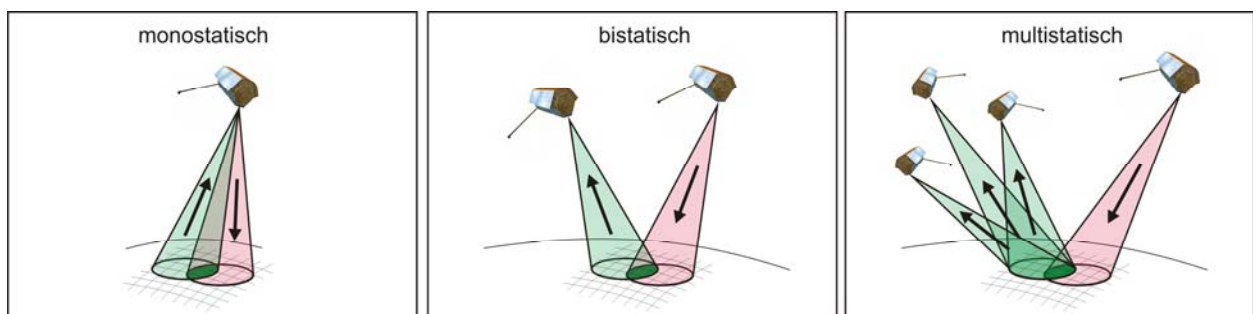


Abbildung 1.4: Unterschiedliche Sensoranordnungen: Links: monostatische Anordnung. Mitte: bistatische Formation. Rechts: multistatische Anordnung.

Bei der *bi-* bzw. *multistatischen* Anordnung sind Sender und Empfänger auf zwei bzw. mehreren Trägerplattformen montiert, die sich jeweils auf ihrer eigenen Trajektorie bewegen. Neben der Verwendung von mehreren Trägerplattformen und deren Koordination erfordert die Realisierung solcher Konstellationen die Mitführung zusätzlicher Sensoren zur hochgenauen Positions- und Lagebestimmung der Trägerplattformen. Dieser Umstand zieht allerdings eine kompliziertere Weiterverarbeitung (*Prozessierung*) der aufgenommenen Rohdaten nach sich, als es bei monostatischen Aufnahmen der Fall ist. Die benötigten Prozessierungsverfahren für bi- und multistatische Anordnungen befinden sich zurzeit noch in der Entwicklungsphase und viele spezifische Probleme sind noch nicht gelöst. Voruntersuchungen von bi- und multistatischen Anordnungen zeigen, dass sie verschiedene wichtige Vorteile im Vergleich zu den klassischen Methoden mit sich bringen. Hierzu gehören eine verbesserte Auflösung und ein weiteres Anwendungsspektrum (vgl. Abschnitt 1.2.3).

Die ersten Ansätze und Überlegungen zu multistatischen Anordnungen wurden mit einer Formation von drei Satelliten veröffentlicht, die unter dem Namen *Cartwheel* be-

kannt ist. Informationen zu dieser Formation finden sich z.B. in [AMIOT *et al.* 2002] und [MASSONET]. Weitere Überlegungen wurden mit einer ebenfalls multistatischen *Pendulum* Anordnung mit 3 Satelliten angestellt [FIEDLER *et al.* 2002], [MOREIRA *et al.* 2001]. Diese beiden Projekte sind bisher nicht über die Planungsphase hinaus gekommen. Aktuelle Planungen der TanDEM-X-Mission gehen von einer Kombination von Cartwheel und Pendulum aus, die den Namen *Helix*-Anordnung trägt [NIES *et al.* 2007], [FIEDLER *et al.* 2005], [ZINK *et al.* 2006]. Die ersten bistatischen SAR-Experimente mit flugzeuggetragenen SAR-Sensoren ausserhalb der USA wurden bisher von QinetiQ (Großbritannien), DLR/ONERA (Deutschland/Frankreich) und der FGAN (Deutschland) durchgeführt. Informationen zu den einzelnen Experimenten finden sich in [YATES *et al.* 2004], [WENDLER *et al.* 2003] und [WALTERSCHEID *et al.* 2004], [ENDER *et al.* 2004].

1.2.3 Neue Anwendungsfelder des SAR

Im Vergleich zu den eben erwähnten klassischen und schon längere Zeit etablierten monostatischen SAR-Systemen bieten neue komplexe bi- und multistatische Systeme eine Verbesserung der Genauigkeit und ein erweitertes Anwendungsfeld. Einige ausgewählte neue Anwendungen sind:

- **Bistatische Aufklärung**

Die Ähnlichkeit von SAR-Bildern zu photographischen Aufnahmen machen die SAR-Technologie gerade für Erderkundungs-, Kartierungs- und Aufklärungszwecke interessant. Zudem ist die Unabhängigkeit von Tageszeiten und der Wetterlage für solche Zwecke von Vorteil. Weiterhin ist eine große Flexibilität und schnelle Einsatzmöglichkeit eines Aufklärungssystems wünschenswert. Dieser Anforderung kann ein monostatisches Satellitensystem nicht nachkommen, da aktive SAR-Satelliten an ihre Orbits gebunden sind. So muss unter Umständen je nach Orbit 10-12 Tage gewartet werden, bis das entsprechende Zielgebiet überflogen werden kann. Ein reines flugzeuggetragenes SAR-System ist zwar schnell einsatzbereit, kann aber aufgrund der aktiven SAR-Antenne in Krisengebieten schnell als Abschussziel erfasst werden. Abhilfe kann hier ein bistatisches Aufklärungssystem zwischen Satellit und Flugzeug bieten. Dabei ist die Überlegung, geostationäre Satelliten - z.B. Fernseh- oder Telekommunikationssatelliten, die ohnehin schon große Teile der Erdoberfläche mit elektromagnetischen Wellen bestrahlen - in Kombination mit passiven flugzeuggetragenen Radarsystemen für solche Aufnahmen einzusetzen. Als ziviles Anwendungsbeispiel ist eine rasche Kartographie eines Katastrophengebietes zur Koordinierung von Hilfskräften denkbar (Abbildung 1.3, [BRENNER 2006]).

- **Look-Ahead-Imaging**

Weiterhin gibt es Zukunftsvisionen, wie z.B. ein neues Look-Ahead-Imaging für Flugzeuge. Ein solches System könnte zusätzlich zu herkömmlichen radarbasier-

ten Anfluginformationen eine dreidimensionale Abbildung der Erdoberfläche in Flugrichtung bereitstellen. Somit wäre es dem Piloten möglich, einen Schlechtwetteranflug unter eingeschränkter Sicht mit mehr Sicherheit durchzuführen.

- **MTI - Moving Target Indication**

Mit bi- und multistatischen SAR-Anordnungen ist es ebenfalls möglich, sich bewegende Objekte wie z.B. Autos oder Schiffe mit einer besseren Auflösung zu detektieren und zu verfolgen, als es mit einem normalen Radarsystem der Fall ist [CERUTTI-MAORI 2006]. Ein solch verbessertes System kann z.B. für die großräumige Verkehrsüberwachung in Ballungsräumen genutzt werden.

1.2.4 Aktuelle SAR-Projekte/Missionen

Um die Wichtigkeit dieses Forschungsfeldes im Bereich des bi- und multistatischen SARs zu unterstreichen, soll zum Überblick eine Auswahl der aktuell laufenden und zukunftsweisenden SAR-Projekte vorgestellt werden.

TerraSAR-X/TanDEM-X

Am 15.06.2007 wurde der erste in einer öffentlich-privaten Partnerschaft zwischen DLR (*Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt*) und EADS Astrium entwickelte Fernerkundungssatellit *TerraSAR-X* [BUCKREUSS *et al.* 2003] gestartet (Abbildung 1.5).

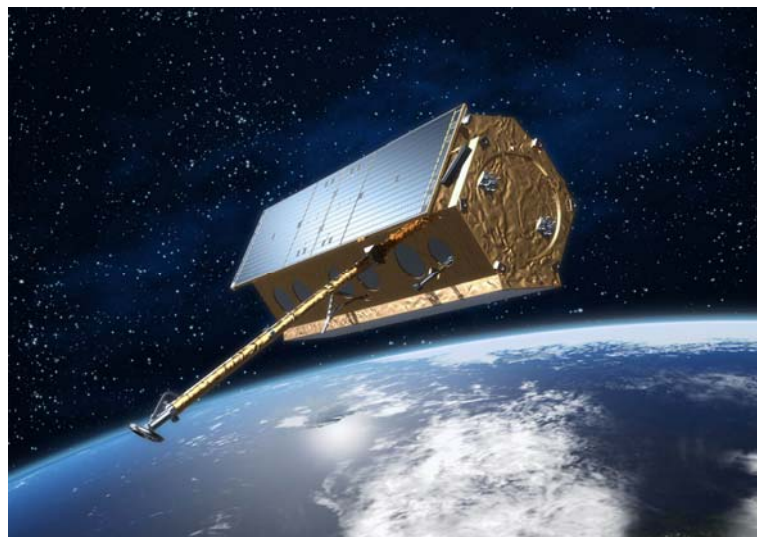


Abbildung 1.5: Der deutsche TerraSAR-X Satellit wird die Erde in einer Höhe von ca. 500 Kilometern umrunden und Radarbilder mit einer Auflösung von bis zu einem Meter liefern. Quelle: DLR

Neben der kommerziellen Nutzung im Bereich der monostatischen Daten-Akquisition mit sehr hoher Auflösung, steht dieser Satellit auch für wissenschaftliche bi- und multistatische Experimente zur Verfügung. Die operationelle Lebensdauer von TerraSAR-X soll mindestens 5 Jahre betragen. Gegen Ende der Mission soll er durch einen baugleichen Satelliten ergänzt werden, um in einer bistatischen Tandem-Konfiguration (*Tan-*

DEM-X, [FIEDLER *et al.* 2005] und [ZINK *et al.* 2006]) Daten zu bistatischen Missionen sammeln zu können.

SAR-Lupe

Neben dieser zivilen Anwendung befindet sich ebenfalls ein militärisches, multistatisch arbeitendes System im Aufbau, die sogenannte SAR-Lupe. Es dient der Bundeswehr als hochauflösendes Aufklärungssystem, bestehend aus fünf einzelnen Satelliten. Zurzeit ist allerdings der multistatische Betriebsmodus noch nicht einsatzfähig.

TerraPAMIR

Zuletzt darf an dieser Stelle das bistatische Experiment *TerraPAMIR* nicht fehlen, das im Rahmen des Gesamtprojekts *Bistatic Exploration* [ENDER *et al.* 2006] (vgl. Abschnitt 1.3) entwickelt und durchgeführt wird [WALTERSCHEID *et al.* 2006b], [WALTERSCHEID *et al.* 2006a]. Diese Mission ist die erste hybrid-bistatische Unterfliegung eines SAR-Satelliten mit einem Flugzeug in Europa und gilt als Schlüsselexperiment für die weitere Entwicklung von bi- und multistatischen Systemen. Als SAR-Sensorsystem arbeitet dabei der oben erwähnte TerraSAR-X-Satellit als Beleuchter mit dem flugzeuggetragenen SAR-Sensor *PAMIR* (*Phased Array Multifunctional Imaging Radar*) der FGAN-FHR als Empfängersystem zusammen. Das erste Experiment dieser Reihe soll im Sommer 2008 durchgeführt werden.

1.3 Forschungsbereich SAR

1.3.1 Allgemeine Herausforderungen

Neue bi- und multistatische Anordnungen bringen neue Herausforderungen, sowohl im Bereich der hardwaremäßigen Umsetzung, als auch im Bereich der Datenverarbeitung mit sich. Sie bieten damit der Forschung ein sehr breites Betätigungsfeld. Beispiele sind:

- **Synchronisation von Sender und Empfänger**

Die für die Erzeugung der Radarwellen notwendigen Oszillatoren müssen absolut synchron arbeiten, was eine Abstimmung zwischen den unterschiedlichen Plattformen erfordert.

- **Hochgenaue Positions-/Lagebestimmung**

Für die Prozessierung der aufgenommenen Rohdaten ist es von großer Wichtigkeit, die Positionen und die Lage der einzelnen Trägerplattformen sehr genau zu kennen. Das stellt entsprechende Anforderungen an die Systemhardware (Sensoren) und an die entsprechende Verarbeitung der aufgenommenen Positions- und Lagedaten.

- **Footprint-Überlappung**

Bei sich autonom bewegendem Trägerplattformen ist es wichtig, dass die Radarkeulen der beteiligten SAR-Sensoren entsprechend gesteuert werden können, sodass eine Überlappung der Footprints (Footprint - von Radarwellen momentan illuminierte Bodenfläche) sichergestellt werden kann.

- **Bistatische Bewegungskompensation**

Bei Abweichungen von einem idealen Flugpfad (z.B. Versetzen des Flugzeugs durch Windböen) während einer Aufnahme entstehen bei der Prozessierung Effekte, welche zu einer Verschlechterung des fokussierten Bildes führen. Beim bistatischen SAR überlagern sich die Effekte sogar noch, sodass Verfahren zur Kompensation gefunden werden müssen.

- **Missionsplanung**

Aufgrund von eventuellen Unterschieden in Fluggeschwindigkeit, Flugstabilität und Steuerbarkeit der eingesetzten Trägerplattformen (z.B. bistatische Satelliten-Flugzeug-Anordnung) müssen spezielle Missionsabläufe entwickelt und umgesetzt werden.

- **Kompatibilität der Sende- und Empfangsinstrumente**

Um Rohdaten aufnehmen zu können, müssen die kooperierenden SAR-Systeme (Antennen und die Steuerungselektronik) im Hinblick auf die Frequenzen und Parameter abgestimmt sein.

- **Entwicklung neuer Prozessierungsalgorithmen und -verfahren von bi- und multistatisch aufgenommenen SAR-Daten**

Das Kernproblem der Auswertung von bi- und multistatischen Daten liegt in den fehlenden oder nicht hinreichend gut arbeitenden Verarbeitungsalgorithmen.

Diese Herausforderungen führten zu einem derzeit von der DFG (*Deutschen Forschungsgemeinschaft*) geförderten Gemeinschaftsprojekt *Bistatic Exploration* [ENDER et al. 2006], das in Zusammenarbeit des ZESS (*Zentrum für Sensorsysteme*), FOMAAS (*Forschungszentrum für Multidisziplinäre Analysen und Angewandte Systemoptimierung*), beide an der Universität Siegen ansässig, und der FGAN-FHR Wachtberg (*Forschungsgesellschaft für Angewandte Naturwissenschaften - Forschungsinstitut für Hochfrequenzphysik und Radartechnik*) bearbeitet wird. Ziel ist es, neue grundlegende Verfahren und Methoden für die Radarfernerkundung mit bistatischen SAR zu entwickeln.

1.3.2 Entwicklung neuer Prozessierungsalgorithmen und -verfahren

Die herkömmlich eingesetzten Algorithmen und Ansätze zur Prozessierung monostatischer Rohdaten müssen an die Bedürfnisse der neuen bi- und multistatischen Systeme

angepasst oder neu entwickelt werden. Da die Entwicklung dieser Algorithmen datenbasiert abläuft, ist es während einer solchen Entwicklungsphase äußerst wichtig, SAR-Rohdaten für entsprechende Tests und Verifizierungen vorliegen zu haben. Allerdings sind diese Daten oft nicht verfügbar, da entsprechende reale SAR-Experimente oder Systeme noch nicht zur Verfügung stehen (vgl. Abschnitt 1.2.2). Aus diesem Grund ist der Einsatz eines Simulators zur Generierung von synthetischen SAR- und Sensordaten unerlässlich, um die Entwicklung auch ohne vorliegende Daten voranzutreiben.

Ohne einen leistungsstarken und vielseitig einsetzbaren Simulator ist es daher schwer möglich für neue Konstellationen und Anwendungen

- ... neue Algorithmen zur Bildprozessierung zu entwickeln und zu testen,
- ... neu entwickelte, hoch effektive Algorithmen für hochgenaue Positions- und Lageschätzung zu testen und
- ... Strategien zur Missionsplanung und Antennensteuerung zu entwickeln.

1.3.3 Zielsetzung der Arbeit

Die vorliegende Arbeit beschäftigt sich mit der Entwicklung eines modularen, universell einsetzbaren SAR-Simulators zur Unterstützung der beteiligten Forschergruppen des oben erwähnten Gemeinschaftsprojekts *Bistatic Exploration*. Ziel ist es dabei, beliebige komplexe mono-, bi- und multistatische SAR-Konstellationen (auch *Szenarien* genannt) im Hinblick auf Missionsplanung, Positions-/Lageschätzung und Signalprozessierung untersuchen zu können. Dabei liegt der Schwerpunkt auf der Generierung von synthetischen SAR-Rohdaten und synthetischen Sensordaten.

Zwar existieren verschiedene Simulatoren (Abschnitt 3.3), die speziell für bestimmte, meist monostatische Szenarien entwickelt wurden, aber noch ist kein universell für komplexe bi- und multistatische SAR-Missionen konzipierter Simulator verfügbar. So stellt der in dieser Arbeit entwickelte Simulator in diesem Bereich eine Neuerung dar.

Folgende allgemeine Anforderungen werden an den SAR-Simulator gestellt:

- Komplexe SAR-Szenarien unter Beteiligung mehrerer satelliten- oder flugzeuggestützter SAR-Sender und -Empfänger werden in modularer Weise nach einem Baukastenprinzip aufgebaut.
- Weitere, zur Bahnkalibrierung erforderliche Positionssensoren (GPS, Laser Ranging, etc.) lassen sich frei hinzugefügen.
- Reale und synthetische Landschaftsmodelle einschließlich deren Radar-Reflektionsverhalten können aus Datensätzen eingelesen werden.

- Alle dynamischen Vorgänge (Modelle zur Flugbahnberechnung, Algorithmen zur Positionsschätzung, etc.) sollen über eine externe Schnittstelle eingebunden werden.
- Zustandsabhängige Algorithmen (Antenna-Pointing-Strategien, Missionsplanung, Optimierungen, etc.) sind über externe Schnittstellen einzubinden.
- Die zeitliche Aufzeichnung gewünschter geometrischer Referenzfunktionen oder Parametern wird bereitgestellt.
- Synthetische SAR-Rohdatensätze und Sensordaten eines komplexen mono-, bi- oder multistatischen SAR-Szenarios werden erzeugt und bereitgestellt.
- Eine 3D-Visualisierungskomponente erlaubt die Betrachtung des jeweiligen untersuchten Szenarios, die Visualisierung wichtiger Parameter sowie die Verifikation der Programmimplementierung.

1.4 Gliederung der Arbeit

Zu Beginn der Arbeit werden in Kapitel „*Grundlagen SAR – Radar mit synthetischer Apertur*“ alle für die Arbeit benötigten Grundlagen zum Verständnis der SAR-Technologie vorgestellt. Anschließend werden mit dem Kapitel „*Modellierung und Simulation von SAR-Konstellationen*“ die Einsatzmöglichkeiten der Simulationstechnik im Bereich der Radarfernerkundung mittels SAR dargestellt. Zusätzlich gibt das Kapitel einen kurzen Überblick über die schon in diesem Bereich verfügbaren SAR-Simulatoren.

Die folgenden Kapitel beschäftigen sich mit der Entwicklung des neuartigen SAR-Simulators zur modularen Simulation von komplexen SAR-Szenarien. Mit dem Kapitel „*Bedarfsanalyse für den modularen SAR-Simulator*“ werden zunächst die an den Simulator gestellten SAR-spezifischen Anforderungen sowie Ansprüche an Softwarearchitektur und Implementierung festgelegt. Das Kapitel „*Grundkonzepte des SAR-Simulators*“ stellt dann die für die konkrete Umsetzung des SAR-Simulators gewählten Ansätze vor. Im Anschluss behandelt das Kapitel „*Simulatorarchitektur & Ablaufsteuerung*“ die Entwicklung einer geeigneten Softwarearchitektur, um die gestellten Forderungen aus der Bedarfsanalyse umsetzen zu können. Das Kapitel „*Softwaretechnische Umsetzung*“ knüpft direkt daran an und zeigt den grundlegenden Entwurf zur softwaretechnischen Umsetzung der gewählten Ansätze mit Hilfe des objektorientierten Programmierkonzeptes.

Die drei darauf folgenden Kapitel bilden, bezogen auf die Zielsetzung der Signalgenerierung, das eigentliche Herzstück dieser Arbeit. Zunächst wird mit dem Kapitel „*Generierung synthetischer Sensordaten*“ die Bereitstellung von synthetischen Sensordaten für eine beliebige SAR-Konstellation beschrieben. Das Kapitel „*Generierung synthetischer SAR-Rohdaten*“ behandelt anschließend alle zur Rohdatengenerierung not-

wendigen Ansätze und Algorithmen. Mit dem Kapitel „*Parallelisierung der synthetischen SAR-Rohdatengenerierung*“ werden dann auftretende Probleme in Form von sehr langen Berechnungszeiten bei der Signalgenerierung aufgezeigt und mögliche Ansätze zur Rechenzeiterparnis durch Parallelisierung der Berechnungen sowie die dazu benötigten Algorithmen vorgestellt.

Aufbauend auf den bereitgestellten Funktionalitäten befassen sich dann die folgenden vier Kapitel mit dem anwendungsorientierten Teil des SAR-Simulators und zeigen ausgewählte praktische Anwendungsmöglichkeiten des Simulators auf. Das Kapitel „*Modellierung von Bewegungstrajektorien*“ beschäftigt sich dabei mit der Modellierung von Satelliten und Flugzeugen. Einen weiteren wichtigen Aspekt untersucht das Kapitel „*Positionsschätzung*“, wobei es auf die Positionsschätzung eines SAR-Systems mit einem kontinuierlich-diskreten erweiterten Kalman-Filter eingeht. Das Kapitel „*Missionsplanung und -optimierung*“ zeigt die Möglichkeiten und Verfahren auf, wie mit Hilfe des SAR-Simulators eine mono-, bi- oder multistatische SAR-Konstellation hinsichtlich ihrer Güte beurteilt und optimiert werden kann. Zum Abschluss des anwendungsorientierten Teils der Arbeit beschreibt das Kapitel „*SAR-Testscenario*“ einen Test zur Verifizierung der SAR-Rohdatengenerierung und diskutiert die erhaltenen Testergebnisse.

Den Schluss der Arbeit bilden die Kapitel „*Zusammenfassung und Diskussion*“ und „*Ausblick*“. Die Zusammenfassung zieht ein Resümee über die gesamte Arbeit und diskutiert die vorgestellten Ergebnisse im Hinblick auf die Zielsetzung der Arbeit. Der Ausblick geht auf sich im Verlauf der Arbeit ergebende offene Fragestellungen ein und stellt noch auszuführende Arbeiten sowie weitere potentielle Forschungsbereiche vor.

2. Grundlagen SAR – Radar mit synthetischer Apertur

Im folgenden Kapitel werden die Grundlagen des SAR vorgestellt. Dabei werden lediglich die Zusammenhänge dargestellt, welche für das Verständnis dieser Arbeit unbedingt erforderlich sind. So werden nur die wichtigsten signaltechnischen Einzelheiten der Nachrichten- und Hochfrequenztechnik behandelt. Im ersten Teil werden allgemein das Funktionsprinzip des SAR und die dazu notwendigen Begrifflichkeiten erläutert. Der Hauptteil des Kapitels beschäftigt sich dann mit der erreichbaren Auflösung, der Prozessierung der Daten, den SAR-Systemen sowie einigen Besonderheiten von SAR-Aufnahmen.

2.1 Allgemeine Betrachtungen

2.1.1 Historisches

Die grundlegenden Prinzipien des SAR wurden von Carl A. Wiley im Jahre 1953 in einer Patentschrift mit dem Titel „*Pulsed Doppler Radar and Means*“ veröffentlicht. Der erste Satellit, der eine SAR-Antenne trug und zur Fernerkundung der Meere eingesetzt wurde, war *Seasat*, welcher im Jahre 1978 von der NASA gestartet wurde (Abbildung 2.1). Im Juli 1991 ist der erste europäische SAR-Satellit in den Orbit geschossen worden: ERS-1 (*European Remote Satellite*). Er war ein Erdbeobachtungssatellit der europäischen Weltraumbehörde ESA (*European Space Agency*) und lieferte wertvolle Bilder für die Radarfernerkundung der Erde.

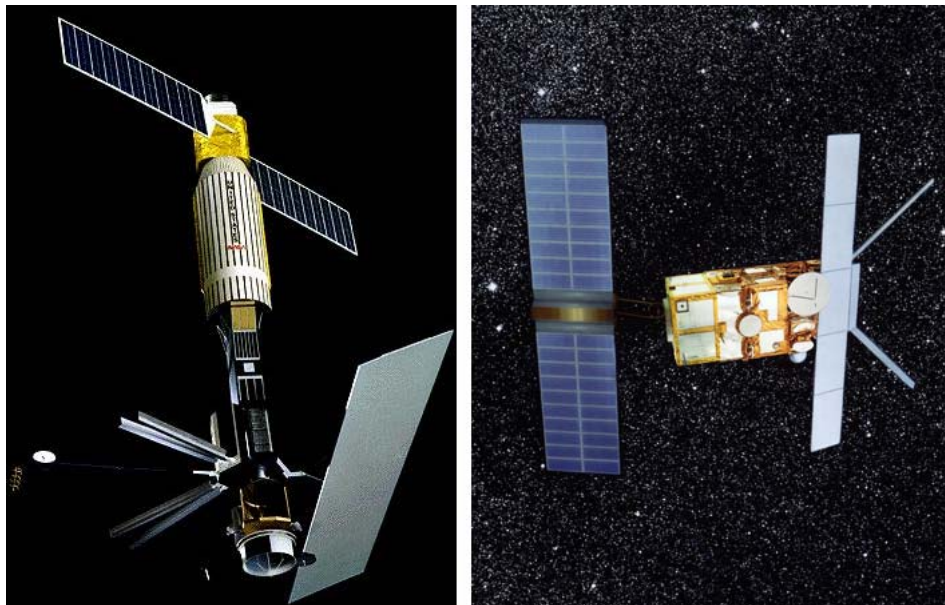


Abbildung 2.1: Links: Der erste SAR-Satellit *Seasat*. Rechts: Der erste europäische SAR-Satellit *ERS-1* zur Fernerkundung der Erde. Quelle: NASA, ESA

2.1.2 Das SAR-Prinzip

RAR - Real Aperture Radar

Das klassische Radarsystem wird als RAR - *Real Aperture Radar* (übersetzt: Radar mit realer Apertur) bezeichnet. Dabei stammt der Begriff der *Apertur* aus der Optik und bezeichnet eine Öffnung für den Durchtritt von Lichtstrahlen, also eine Blende. Das Auflösungsvermögen eines optischen Gerätes hängt im Wesentlichen von der Apertur und der verwendeten Wellenlänge ab. Unter dem Begriff der Auflösung versteht man wiederum die Fähigkeit eines Sensors, zwei benachbarte Objekte noch getrennt voneinander detektieren zu können. Anders als bei optischen Systemen hängt beim Radar das Auflösungsvermögen nicht von einer Durchtrittsöffnung ab, sondern von der Größe der Antenne. Deshalb steht der Begriff der Apertur beim Radar für die Ausdehnung der Antenne und ist nur als Begrifflichkeit der Optik entliehen.

Die Auflösung bei RAR-Systemen ist in *Azimut*-Richtung (Azimut = Flugrichtung) durch die Richtcharakteristik der Antenne bzw. durch die Halbwertsbreite der Antennenhauptkeule (siehe Abschnitt 2.2.1) begrenzt, welche wiederum maßgeblich durch die Antennengröße beeinflusst wird. Bei einer Verwendung des ERS-1 SAR-Systems als klassischem RAR und einer Entfernung von ca. 800 km zum abgebildeten Objekt, beträgt die Auflösung der realen Antenne in Azimut-Richtung 3 km, wenn eine Antennenlänge von 12 m und eine Wellenlänge von 5,65 cm angenommen werden. Eine Azimut-Auflösung von 5 m würde eine 8 km lange Antenne erfordern [HEIN 1998]. Aufgrund der limitierten Nutzlast und Größe bei Satelliten und Flugzeugen ist es jedoch nur möglich, Antennen begrenzten Ausmaßes zu nutzen.

SAR – Synthetic Aperture Radar

Um die Auflösung von Radarsystemen weiter zu verbessern, ohne die Ausmaße der Antennen drastisch zu vergrößern, kann das Prinzip der synthetischen Apertur angewendet werden. Dieses besteht darin, eine Momentaufnahme einer überdimensionalen großen Antenne durch viele, mit Hilfe einer kleinen, bewegten Antenne gewonnene Aufnahmen zu ersetzen (Abbildung 2.2). Man setzt sozusagen diese große Antenne aus vielen kleinen Antennen *synthetisch* in Azimut-Richtung zusammen. Im Verlauf der Antennenbewegung wird jedes beleuchtete Objekt unter veränderlichem Blickwinkel angestrahlt und aufgenommen. Sofern der Weg der realen, kleinen Antenne hinreichend genau bekannt ist, kann aus Intensität und Phasenlage der empfangenen Radarechos die Apertur der großen Antenne rekonstruiert werden. So wird eine im Vergleich zur realen Apertur höhere Ortsauflösung in Bewegungsrichtung der Antenne erzielt. Das Problem der Synthese bzw. Rekonstruktion ist allerdings nicht trivial. Es werden hochentwickelte Algorithmen für die Prozessierung der Daten benötigt.

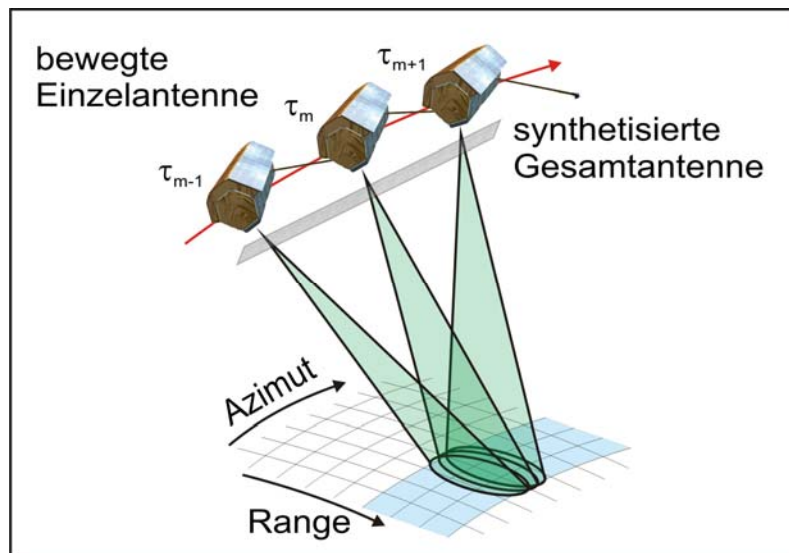


Abbildung 2.2: Funktionsprinzip der synthetischen Apertur: Durch viele hintereinander mit der realen Apertur aufgenommenen Einzelbildern kann eine längere synthetische Apertur erzeugt werden.

Eine zwingende Voraussetzung für die Umsetzung einer synthetischen Antenne und die Prozessierung der aufgenommenen Daten ist eine kohärente Arbeitsweise des Radarsystems. Hier muss die Phasenbeziehung zwischen ausgestrahltem Sende- und aufgenommenem Empfangssignal exakt bekannt sein. Nur so ist sichergestellt, dass die nacheinander aufgenommenen Signale ein und desselben Zieles so verarbeitet werden können, als ob alle diese Signale gleichzeitig von einer großen Antenne empfangen worden wären. Man kann die Voraussetzung der Kohärenz durch das Verwenden einer hochkonstanten Frequenzquelle realisieren, von der alle für die Radarsignalerzeugung und Abtastung benötigten Frequenzen abgeleitet werden.

2.1.3 Fachbegriffe

Mit Abbildung 2.3 sollen kurz die grundlegenden Begriffe verdeutlicht werden, die zum weiteren Verständnis dieser Arbeit notwendig sind.

Tabelle 2.1 stellt die Begriffsdefinitionen kurz zusammen.

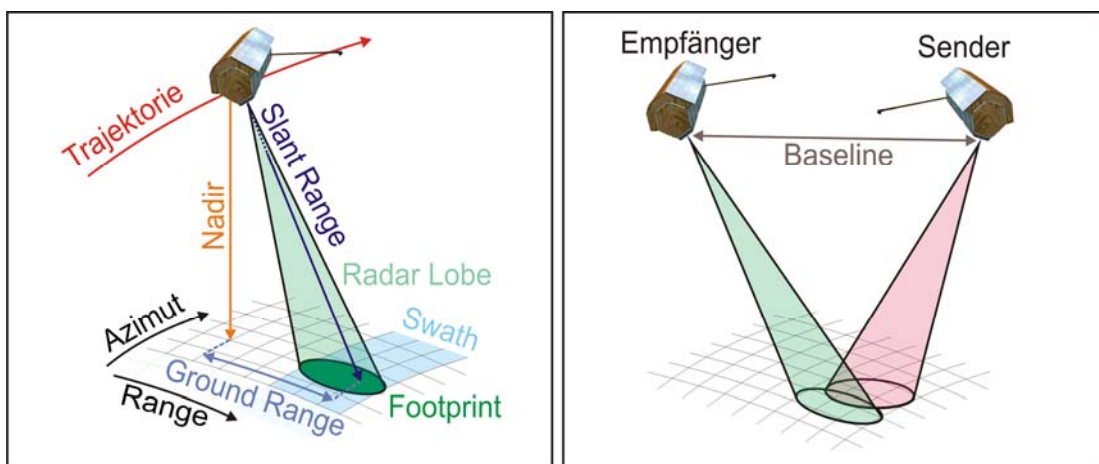


Abbildung 2.3: Grundlegende geometrische SAR-Fachbegriffe

<i>Trajektorie</i>	Flugbahn einer Trägerplattform
<i>Azimut</i> (Flugrichtung) oder <i>Along Track</i>	Bewegungsrichtung der Trägerplattform bzw. der Antenne in der Richtung der Flugbahn
<i>Range</i> (Entfernung) oder <i>Cross Track</i>	Querkoordinate zur Azimut-Richtung
<i>Footprint</i> (Fußabdruck)	Die von den Radarwellen momentan illuminierte Bodenfläche
<i>Swath</i> (Streifen)	Gesamte Geländefläche, die durch die Bewegung der Antenne überstrichen wird
<i>Radar Lobe</i>	Fachbegriff für die abgestrahlte Radarkeule der Antenne
<i>Slant Range</i> (Schrägabstand)	Entfernung von der Antenne zum betrachteten Ziel
<i>Ground Range</i> (Bodenabstand)	Projektion der Entfernung Antenne-Ziel auf die Erdoberfläche
<i>Nadir</i>	Lot auf die Erdoberfläche ausgehend von der aktuellen Position der Trägerplattform
<i>Baseline</i> (Grundlinie)	Abstand von örtlich getrennten Sender- und Empfangsantennen. Hierbei kann eine örtliche Trennung sowohl bedeuten, dass beide Antennen auf unterschiedlichen Plattformen, als auch mit deutlichem Abstand auf ein- und derselben Plattform angebracht sind (Abbildung 2.3, rechte Abbildung)

Tabelle 2.1: Begriffsdefinitionen der grundlegenden SAR-Begriffe

2.2 Spezielle Eigenschaften und Methoden

2.2.1 Das Dopplerkonzept des SAR

Das vorgestellte Prinzip des SAR zur Synthetisierung der Antenne macht es nötig, für jede unterschiedliche Plattformposition jeweils einen kompletten Satz von Radarsignalen abzuspeichern, um die Gleichzeitigkeit der Aufnahme aller Signale für die synthetische Apertur künstlich zu erzeugen. Dies stellt einen erheblichen Aufwand dar. Jedoch kann man sich die Bewegung der Trägerplattform zu Nutze machen, um die Speicherung aller einzelnen Sätze von Radarsignalen zu umgehen und eine gleichwertige Information zu nutzen. Durch die Bewegung der Trägerplattform relativ zu den stillstehenden reflektierenden Objekten tritt in den aufgenommen Signalen der Dopplereffekt

[MÖNTER 1978], [LUDLOFF 2002] auf. Das bedeutet, dass die reflektierten Signale aufgrund der abnehmenden Entfernung bei Annäherung der Trägerplattform an das Objekt in Richtung höherer Frequenzen verschoben werden. Umgekehrt vergrößert sich nach dem Passieren des Minimalabstandes der Abstand wieder und die empfangenen Signale werden zu tieferen Frequenzen hin verschoben (Abbildung 2.4).

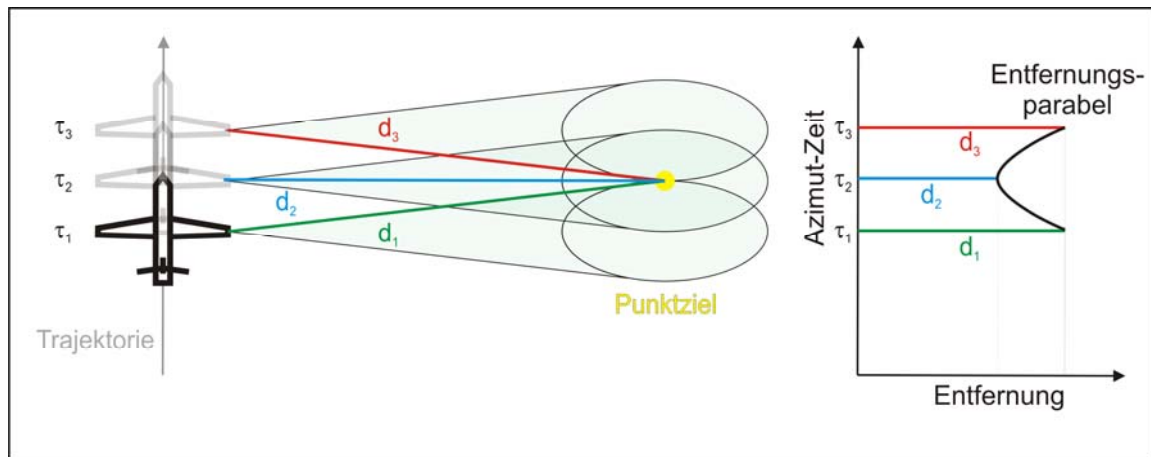


Abbildung 2.4: Draufsicht auf eine SAR-Fluggeometrie zur Verdeutlichung des auftretenden Dopplereffekts: Zum Zeitpunkt τ_1 wird das Punktziel zum ersten Mal erfasst und es bewegt sich auf die Antenne zu, da der Abstand verkürzt wird. Bei τ_2 tritt der minimale Abstand zwischen Punktziel und Antenne auf. Hier ist die Dopplerfrequenz „Null“, da keine Bewegung vom Punktziel auf die Antenne hin oder von ihr weg vorliegt. Zum Zeitpunkt τ_3 tritt wieder ein Doppler auf, da sich die Antenne nun in dieser Phase von der Antenne weg bewegt.

Wird vom aufgenommenen Echosignal die Mittenfrequenz des Sendesignals subtrahiert, so ergibt sich der entsprechende Dopplerverlauf, auch Dopplerhistorie genannt. Jedes Objekt mit derselben Entfernung zur Bewegungstrajektorie hat auch dieselbe Dopplerhistorie, allerdings zeitlich verschoben. Somit haben näher liegende Objekte eine zeitlich kürzere, entfernter liegende Objekte eine längere Dopplerhistorie bei gleichem Frequenzumfang, der als *Dopplerbandbreite* bezeichnet wird.

Durch die vorausgesetzte Kohärenz der Radarsignale wird es möglich, Frequenz und Zeit als völlig gleichwertige Informationsträger zu nutzen, um den Aufwand zur Speicherung der Radarsignale zu reduzieren. Weiterführende und detailliertere Erklärungen finden sich in [SCHANDA 1986].

2.2.2 Geometrische Auflösung

Im Abschnitt 2.1.2 wurde von der Verbesserung der Radar-Auflösung durch das Prinzip der synthetischen Apertur gesprochen. Genau genommen wird jedoch nur die Auflösung in Azimut-Richtung damit verbessert. Die Auflösung in Slant Range (oft auch nur kurz *Range* genannt, (Abbildung 2.3)) hängt hingegen im Wesentlichen von der verwendeten Signalbandbreite und von der Impulslänge ab und wird nicht durch die synthetische Apertur verbessert. Beide Auflösungen können nahezu unabhängig voneinan-

der durch entsprechende Maßnahmen beeinflusst werden. Aus diesem Grund wird bei einer zweidimensionalen SAR-Abbildung immer eine Unterscheidung in Range- und Azimut-Auflösung vorgenommen. Im Folgenden sollen die unterschiedlichen Auflösungen näher untersucht werden, wobei auf [HEIN 1998] zurückgegriffen wird.

Range-Auflösung

An dieser Stelle soll eine grundlegende Betrachtung der geometrischen Auflösung in Range-Richtung dargestellt werden. Bei einem SAR-System wird das Impulsverfahren angewendet. Dabei werden Impulse, sogenannte *Chirps*, einer bestimmten Dauer T mit einer Wiederholrate PRF (**P**ulse **R**epetition **F**requency) gesendet. Der Begriff *Chirp* bezeichnet dabei ein Signal, dessen Frequenz sich zeitlich ändert (Abbildung 2.5).

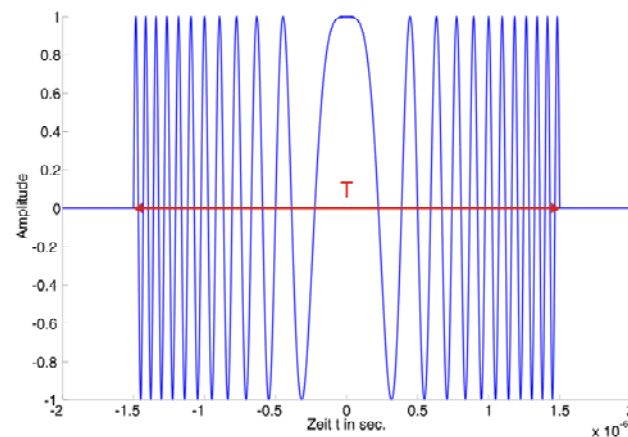


Abbildung 2.5: Chirp-Signal mit zeitlicher Änderung der Frequenz. T gibt die Pulsdauer des Chirps an.

Aus der gemessenen Signallaufzeit und der Lichtgeschwindigkeit c der Signale (vgl. Abschnitt 1.1.1) kann die Entfernung zum reflektierenden Objekt bestimmt werden. Wenn zwei örtlich voneinander in Range-Richtung getrennte Objekte detektiert werden sollen, so müssen die beiden empfangenen Antwortsignale sich in ihren Laufzeiten so unterscheiden, dass sie eindeutig getrennt voneinander aufgenommen werden können (Abbildung 2.6).

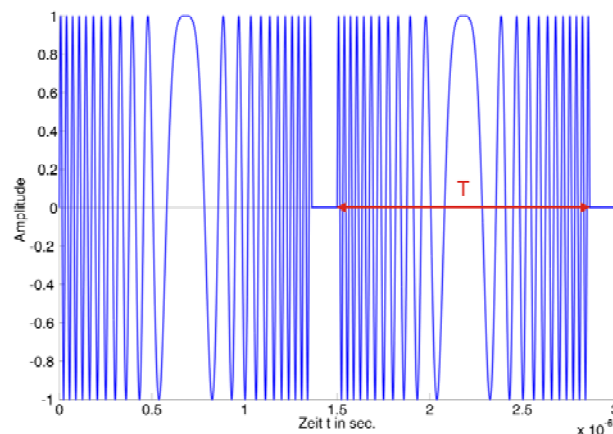


Abbildung 2.6: Zwei unkomprimierte Empfangssignale, die einzeln detektiert werden können, da sie sich nicht überlagern und ein zeitlicher Abstand zwischen ihnen vorliegt.

Damit ergibt sich für die zu erreichende Auflösung in Range-Richtung ΔR :

$$\Delta R = \frac{c \cdot T}{2} . \quad (2.1)$$

Hierbei ist T die Impulsdauer (oder *Chirp-Pulsbreite*) des Signals. Mit einer Verkürzung der Impulsdauer T kann die Range-Auflösung verkleinert und somit verbessert werden. Werden die Parameter des ERS-1-Satelliten aus Anhang D hier als Beispiel zu Grunde gelegt, so erhält man eine maximale Range-Auflösung von annähernd 5,5 km.

Diese einfache geometrische Range-Auflösung kann durch eine zusätzliche *Range-Kompression* der Chirp-Signale weiter verbessert werden. Dabei werden die aufgenommenen Daten mit dem zeitinvertierten, konjugiert-komplexen Sendepuls (Chirp) gefaltet. Hierdurch sind die Breite und die Charakteristik der Signale derart verändert, dass zwei benachbarte Signale deutlich besser detektiert werden können (Abbildung 2.7). Eine wichtige Annahme dabei ist, dass aus einem range-komprimierten Signal im Bereich seines Maximums näherungsweise eine *sinc-Funktion* entsteht [HEIN 1998]. Als *sinc-Funktion* bezeichnet man in der Analysis den *Sinus cardinalis* oder *Kardinalsinus*:

$$\text{sinc}(x) = \text{si}(x) = \begin{cases} \frac{\sin(x)}{x} & , \text{falls } x \neq 0 \\ 1 & , \text{falls } x = 0 \end{cases} \quad (2.2)$$

Die Abbildung 2.7 zeigt die range-komprimierten Chirps aus Abbildung 2.6. Diese beiden Chirps könnten auch dann noch für den Fall voneinander getrennt detektiert werden, wenn das Maximum der zweiten *sinc*-Funktion im Nulldurchgang nach dem Funktionsmaximum der ersten *sinc*-Funktion liegt (Abbildung 2.8), wodurch die verbesserte Auflösung erreicht wird. Dieser Fall zeigt den minimalen zeitlichen Abstand an, der zur getrennten Detektion benötigt wird. In der Realität wird allerdings versucht, den Abstand etwas zu vergrößern, um die Detektion in jedem Fall sicherzustellen.

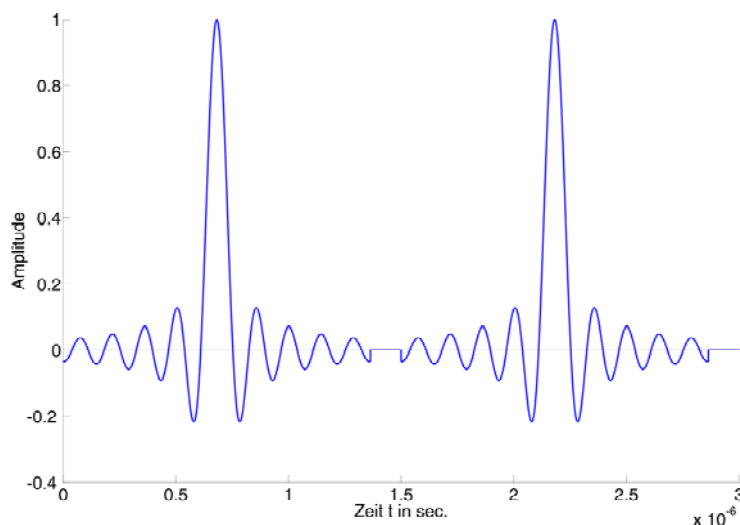


Abbildung 2.7: Range-komprimierte Empfangssignale aus Abbildung 2.6.

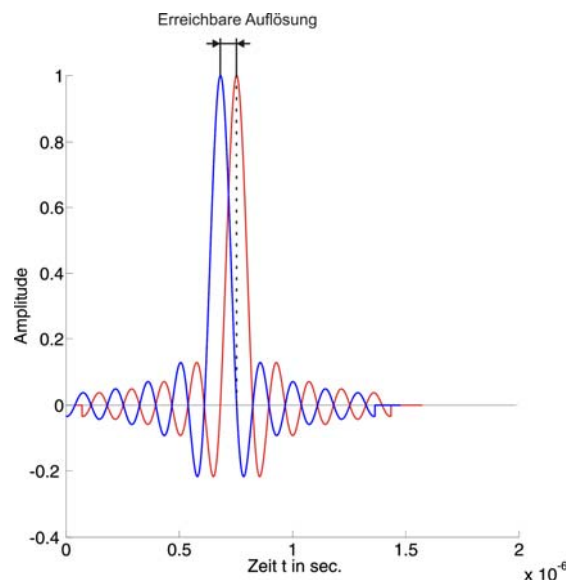


Abbildung 2.8: Noch getrennt voneinander detektierbare range-komprimierte Empfangssignale.

Nach signaltheoretischer Betrachtung ergibt sich die Range-Auflösung mit Range-Kompression zu:

$$\Delta R_{\text{compression}} = \frac{c}{2 \cdot B_r} = \frac{c}{2 \cdot k_r \cdot T} \quad (2.3)$$

wobei B_r die Bandbreite des Impulses ist. k_r gibt die Frequenzrate des Signals an (Sie charakterisiert die Häufigkeit der periodischen Wechsel oder auch die Phasenmodulationsschnelligkeit des Chirps). Man erkennt hier, dass durch eine Erhöhung von B_r bzw. der Impulsdauer T die Auflösung bei der Anwendung der Range-Kompression verbessert werden kann. Wählt man als Beispiel hier wieder die Parameter von ERS-1, so erhält man eine verbesserte Auflösung von ca. 9 m mit entsprechender Range-Kompression gegenüber von 5,5 km ohne Kompression.

Weiterhin ist bemerkenswert, dass die Range-Auflösung in keinsten Weise von der Entfernung der SAR-Antenne zum reflektierenden Objekt abhängig ist.

Bis jetzt wurde nur die Slant Range-Entfernung bestimmt. Nun soll noch die wahre Auflösung in Ground-Range auf der Erdoberfläche ermittelt werden. Dazu wird der *Off-Nadir Angle* φ (Erklärung siehe Abschnitt 2.2.5) mit herangezogen und eine Projektion auf die Erdoberfläche durchgeführt. Es ergibt sich:

$$\Delta R_{\text{ground}} = \frac{\Delta R_{\text{compression}}}{\sin(\varphi)} = \frac{c}{2 \cdot B_r \cdot \sin(\varphi)} \quad (2.4)$$

Als Konsequenz lässt sich daraus schließen, dass mit einem flacheren Beleuchtungswinkel eine bessere Auflösung erhalten werden kann. Je nach SAR-System gibt es hier allerdings untere Grenzen für einen sinnvollen Beleuchtungswinkel.

Azimet-Auflösung

Um zunächst die Auflösung der realen Apertur zu bestimmen, muss das Prinzip der Richtcharakteristik der Antenne eingeführt werden. Diese beschreibt die Winkelabhängigkeit der Stärke empfangener oder gesendeter Wellen. Die Radarkeule bzw. die ausgesendeten Radarwellen entstehen durch einen Strombelag auf der Antennenfläche. Die Charakteristik bzw. Form der Abstrahlung dieser Wellen kann annäherungsweise als eine Fourier-Transformation des Strombelags aufgefasst werden. Diese Näherung wird als Fraunhofer-Näherung bezeichnet. Für eine ebene, rechteckige Antenne ergibt sich nach Transformation eine *sinc*-Funktion als Charakteristik (Abbildung 2.9).

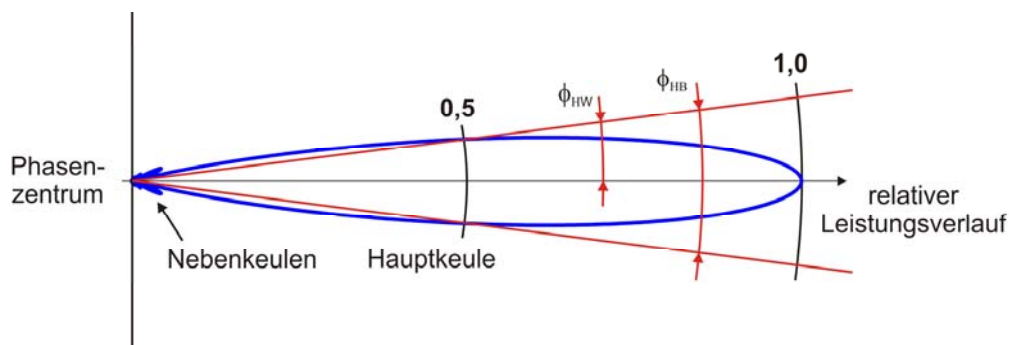


Abbildung 2.9: Ideale Richtcharakteristik in Form einer *sinc*-Funktion aufgetragen in Polarkoordinaten mit schematischer Darstellung der Halbwertsbreite ϕ_{HB} und dem Halbwertswinkel ϕ_{HW} .

Das typische Erscheinungsbild einer gemessenen realen Richtcharakteristik ist in Abbildung 2.10 zu sehen und beschreibt die winkelabhängige Antennenstärke.

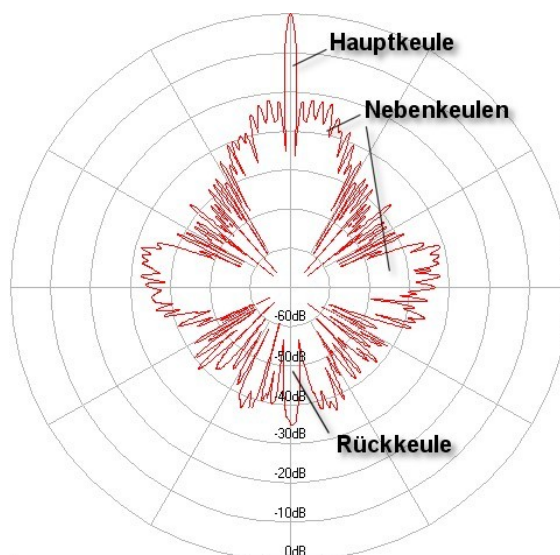


Abbildung 2.10: Polardiagramm einer gemessenen Richtcharakteristik

Es wird angenommen, dass die Auflösung durch die 3 dB-Halbwertsbreite ϕ_{HB} der Antennenhauptkeule definiert wird (Abbildung 2.9). Die Halbwertsbreite gibt denjenigen Bereich der Antennenkeule an, in dem die Strahlungsdichte nicht unter den halben Maximalwert absinkt. Diese Halbwertsbreite kann auch durch den sogenannten *Halbwertswinkel* ϕ_{HW} ausgedrückt werden.

Durch feldstärkemäßige Betrachtungen und der Berücksichtigung des Halbwerts winkels ϕ_{HW} bzw. Halbwertsbreite ϕ_{HB} mit der Näherung $\sin(\phi_{HW}) \approx \phi_{HW}$ für kleine Winkel ergibt sich nach [HEIN 1998] für die Azimutauflösung ΔA_{real} :

$$\Delta A_{real} \approx \phi_{HB} \cdot R_c = 0.88 \cdot \frac{\lambda}{D_x} \cdot R_c, \quad (2.5)$$

wobei D_x die Antennenlänge, λ die verwendete Wellenlänge und R_c der Abstand von Antenne zum reflektierenden Objekt ist. Unter Annahme der ERS-1-Parameter ergibt sich eine beispielhafte Auflösung der realen Apertur zu ca. 3 km.

Diese Auflösung kann drastisch durch das Prinzip der synthetischen Apertur verbessert werden. Die synthetische Apertur entsteht dadurch, dass sich während eines Vorbeiflugs an einem mit Radarstrahlen beleuchteten Objekt die Entfernung zwischen diesem und der Antenne kontinuierlich ändert. Hierdurch kommt es zu einer Dopplerverschiebung zwischen dem ausgesendeten Signal und dem empfangenen Signal. Somit ist jedes Objekt durch seinen eigenen charakteristischen Dopplerverlauf gekennzeichnet (vgl. Abschnitt 2.2.1). Dies gilt für jedes Objekt und somit können unterschiedliche Objekte voneinander unterschieden werden. Nun kann durch Betrachtung der Dopplereffekte, der Aufnahmegeometrie und der Halbwertsbreite der Antennenhauptkeule die Azimut-Auflösung bestimmt werden. An dieser Stelle wird auf eine detaillierte Herleitung verzichtet, da sie im Rahmen dieser Arbeit zu weit führen würde. Sie kann in [HEIN 1998] nachgeschlagen werden.

Als Ergebnis für die Azimut-Auflösung ΔA_{syn} eines Radars mit synthetischer Apertur ergibt sich folgende Bedingung:

$$\Delta A_{syn} = \frac{D_x}{2}. \quad (2.6)$$

Hier zeigt sich ein Kuriosum: Im Gegensatz zur Auflösung der realen Apertur, bei der die Entfernung R_c zwischen SAR-Antenne und reflektierendem Objekt sowie die Wellenlänge λ eine wichtige Rolle spielt, ist die bestmögliche theoretische Auflösung in Azimut-Richtung des SAR konstant gleich der halben realen Aperturlänge. Sie ist von keiner weiteren physikalischen Größe des Radarsystems mehr abhängig.

Eine kleine Antennenlänge D_x führt folglich zu einer besseren Azimut-Auflösung, da so die Halbwertsbreite der Antennenkeule und somit auch die Länge der synthetischen Apertur vergrößert wird. Die Auflösung kann aber nicht immer weiter durch eine Verkleinerung der Antenne verbessert werden. Die Antenne verliert durch die abnehmenden Abmessungen an Empfindlichkeit und somit gibt es eine technisch minimale Grenze, abhängig vom Einsatz des SAR-Systems, ab der eine Verringerung der Apertur nicht mehr sinnvoll ist.

2.2.3 Prozessierung

Die Prozessierung (auch Fokussierung genannt) von aufgenommenen SAR-Rohdaten ist notwendig, um das eigentliche SAR-Bild zu erhalten. Die Rohdaten bestehen aus der Überlagerung der Punktzielantworten aller beleuchteten und zurückstreuenden Punkte einer SAR-Szene (Der Begriff der *Szene* beschreibt dabei den mit der Radarkeule abgetasteten und aufgenommenen Oberflächenbereich während einer SAR-Aufnahme.). Die Prozessierung hat die Aufgabe, aus diesen Überlagerungen jedes einzelne beteiligte Ziel zu identifizieren und dessen Position im prozessierten Bild abzubilden. Beispielhaft sind in Abbildung 2.11 die visualisierten Rohdaten einer aufgenommenen Szene gezeigt.

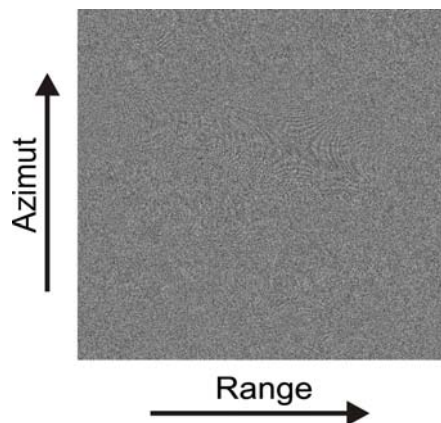


Abbildung 2.11: SAR-Rohdaten einer aufgenommenen Szene

Grundsätzlich ist für die Prozessierung der SAR-Rohdaten zu einem Bild eine zweidimensionale Verarbeitung notwendig. Üblicherweise wird diese Verarbeitung in zwei eindimensionale Bearbeitungsschritte zerlegt. Die beiden Schritte sind:

- **Verarbeitung in Range-Richtung (Range-Kompression)**

In diesem Schritt erfolgt die Verarbeitung nach der Theorie des Optimalfilters. Dabei wird das empfangene Signal mit der Referenzfunktion des konjugiert komplexen, zeitinvertierten Sendesignals gefaltet.

- **Verarbeitung in Azimut-Richtung (Azimut-Kompression)**

Die Bewegung der Trägerplattform verursacht, wie in Abschnitt 2.2.1 gezeigt, eine Dopplerverschiebung der Signalfrequenzen. Die so eindeutig unterscheidbaren Signale können ebenfalls über eine Impulskompression prozessiert werden. Die dazu benötigte Referenzfunktion wird aus der Konstellationsgeometrie, der Plattformbewegung und der Wellenlänge des Sendeimpulses gebildet. Somit ergeben sich unterschiedliche Referenzfunktionen in Abhängigkeit der Zielentfernung.

In Abbildung 2.12 ist die Bearbeitungskette der Prozessierung mit Zwischenergebnis vereinfacht dargestellt.

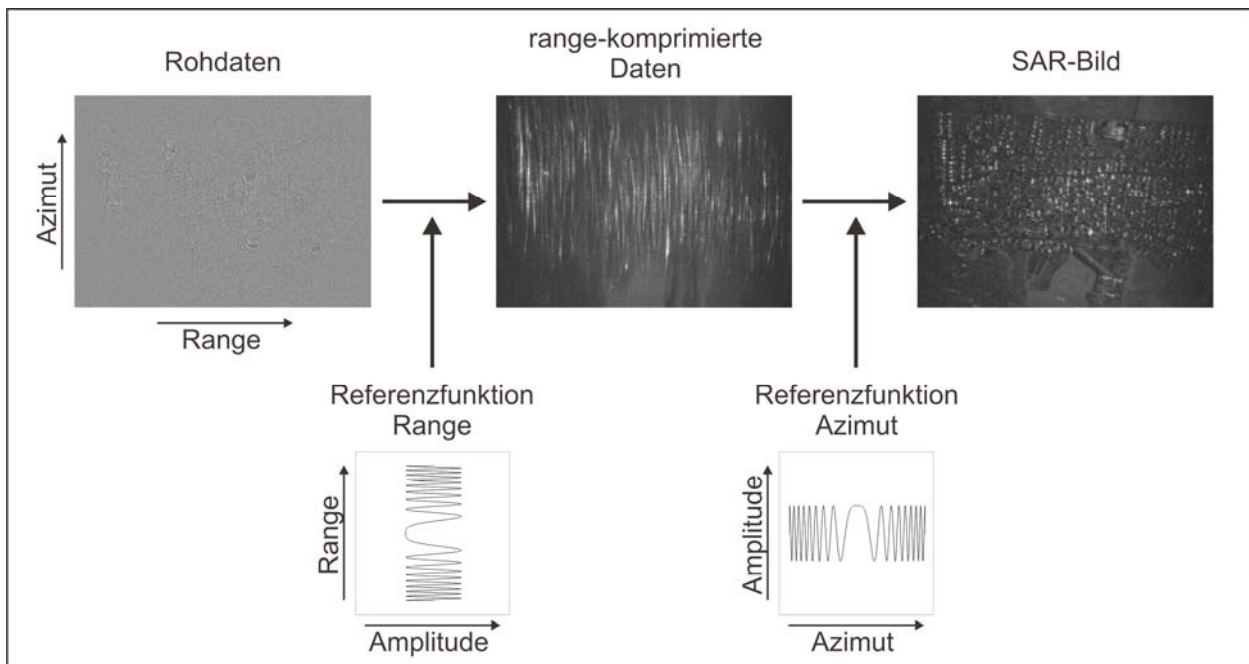


Abbildung 2.12: Bearbeitungskette der einzelnen Prozessierungsschritte. Die Referenzfunktion für die Azimut-Richtung ergibt sich in Abhängigkeit von der Zielentfernung immer wieder neu.

Im Anschluss daran können noch weitere benötigte Verarbeitungsschritte angeschlossen werden, um die Qualität der Bilder zu verbessern. Beispiele sind die Bestimmung der Dopplerrate, die Korrektur der Zielentfernungsänderung, etc. [KLAUSING und HOLPP 2000].

SAR-Datenverarbeitung

Da üblicherweise die SAR-Bilderzeugung durch eine digitale Verarbeitung vorgenommen wird, werden die Verfahren der SAR-Datenverarbeitung in zwei unterschiedliche Gruppen eingeteilt:

- **Optimale Verfahren**

Verfahren gemäß der Theorie des Optimalfilters [KLAUSING und HOLPP 2000].

- **Nichtoptimale Verfahren**

Angenommene Vereinfachungen im Verarbeitungsalgorithmus reduzieren den Berechnungsaufwand, wobei eine Verschlechterung der Bildqualität in Kauf genommen werden muss.

Die Verarbeitung kann sowohl im Zeitbereich als auch im Frequenzbereich der Signale durchgeführt werden. Allerdings wird oft der Frequenzbereich bevorzugt, da hier nur ein reduzierter Rechenaufwand betrieben werden muss. Im Frequenzbereich reduziert sich eine Faltung im Zeitbereich auf eine Multiplikation. Dazu muss das Signal und die Referenzfunktion mittels der schnellen Fourier-Transformationen (FFT – *Fast Fourier Transformation*) in den Frequenzbereich transformiert werden. Anschließend wird die benötigte Multiplikation durchgeführt. Um mit der Abbildung wieder in den Zeitbereich zu ge-

langen, wird die entsprechende inverse Fourier-Transformation angewendet. Diese sehr oft angewendete Vorgehensweise wird auch als Range-Doppler-Algorithmus bezeichnet. Neben ihm gibt es noch weitere Verfahren zur SAR-Datenverarbeitung wie z.B. das Chirp Scaling-Verfahren oder die Verarbeitung ohne Fokussierung.

Für gute Prozessierungsergebnisse ist es von großer Wichtigkeit, die Lage der Antenne während der Aufnahme nicht stark zu verändern. D.h. unerwünschtes Schwenken der Antenne durch die unkontrollierte Bewegung der Plattform ist zu vermeiden. Bei satellitengetragenen SAR sind abrupte Bewegungen nahezu auszuschließen. Problematisch dagegen ist ein flugzeuggetragenes SAR-System. Instabile Flugeigenschaften kleinerer Flugzeuge und Turbulenzen führen zu unkontrollierten Bewegungen der SAR-Antenne. Um den Einfluss von solchen ungewollten Bewegungen zu reduzieren, können während der Prozessierung auch unterschiedliche Algorithmen eingesetzt werden, die eine Bewegungskompensation der Plattform erlauben [KLAUSING und HOLPP 2000], [BUCKREUB 1994].

Weiterführende Details zur Prozessierung sind für die vorliegende Arbeit nicht erforderlich und würden zu weit in die nachrichtentechnische Theorie führen. Vgl. dazu [KLAUSING und HOLPP 2000], [HEIN 2004], [CUMMING und WONG 2005], [SOUMEKH 1999], [JAKOWATZ 1996], [CURLANDER und MACDONOUGH 1991] oder [SKOLNIK 2008].

2.2.4 Besonderheiten der Abbildung mittels SAR

Bei der Aufnahme und Prozessierung von SAR-Rohdaten können verschiedene unerwünschte Effekte auftreten, die es erschweren, die Bilder richtig zu generieren bzw. zu interpretieren [HEIN 1998]. Diese Effekte sollen im Folgenden kurz aufgezeigt werden:

- **Foreshortening**

Ein SAR-System bestimmt sehr genau die Slant Range-Entfernung zwischen einem reflektierenden Objekt und dem Radarsensor. Wenn der Sensor z.B. ein steiles Gebirge abtastet, können viele Objekte an den steigenden bzw. fallenden Hängen mit dem gleichen Abstand aufgenommen werden (Abbildung 2.13, Punkte **P1** und **P2**). Diese Objekte können sich hingegen in Ground Range-Richtung und Höhe alle voneinander unterscheiden. Allerdings kann das SAR-System diese Unterscheidung nicht treffen und alle aufgenommenen Echos so interpretieren, als ob sie alle von einem Objekt reflektiert wurden. Dadurch werden steigende Berghänge verkürzt und abfallende verlängert dargestellt. Dieser Effekt wird als *Foreshortening* bezeichnet.

- **Layover**

Der Layover-Effekt ist ein Sonderfall des *Foreshortening*. Es kann vorkommen, dass im Extremfall eine Bergspitze so im Bild positioniert wird, als ob es sich anscheinend um einen Überhang handelt. Dies ist damit zu erklären, dass aufgrund

einer kürzeren Signallaufzeit des Bergspitzen-Echos (Abbildung 2.13, Punkt **P1**) im Vergleich zum Bergfuß-Echo (Abbildung 2.13, Punkt **P3**) eine nähere Range-Entfernung im Bild angenommen wird als es in Wirklichkeit der Fall ist.

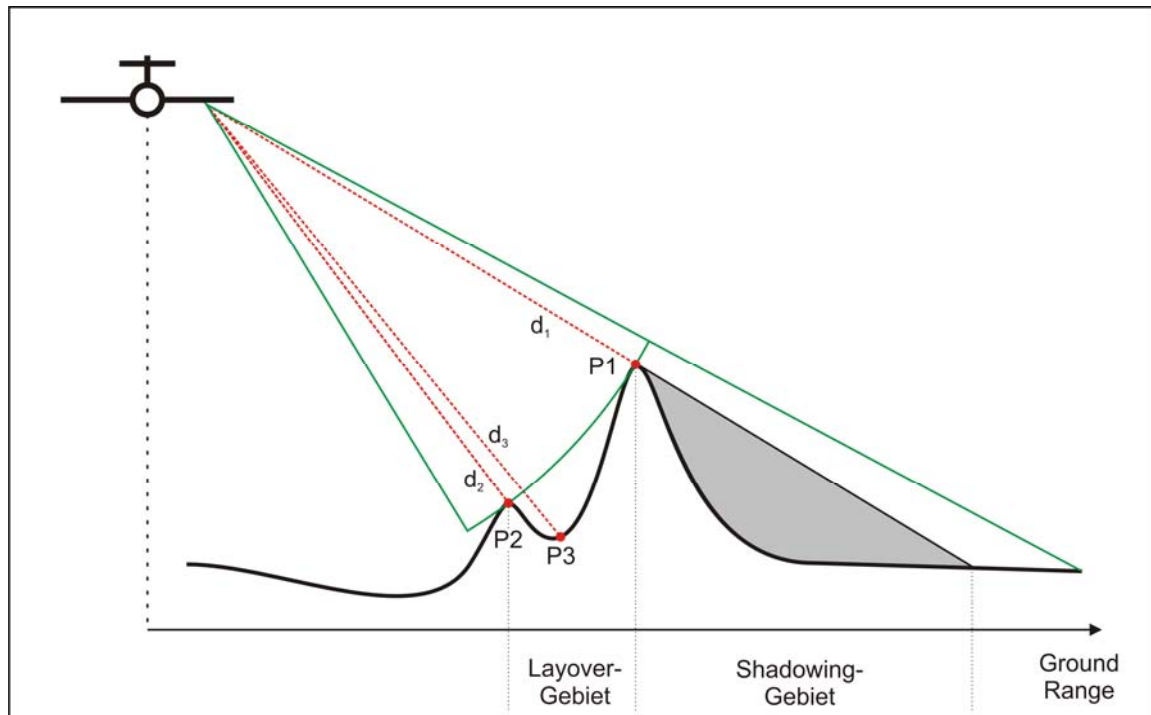


Abbildung 2.13: Prinzip des Layover- und Shadowing-Effekts

- **Shadowing**

Unter *Shadowing* versteht man die Abschattung bestimmter Bereiche im Bild, bei denen im SAR-Bild Bereiche ohne Echo auftreten (Abbildung 2.13). Solche Bereiche erscheinen im SAR-Bild als annähernd schwarze Fläche (siehe Abbildung 2.14, linkes Bild). Je steiler der Blickwinkel der Antenne ist, umso weniger Schattenwirkung tritt auf. Aufgrund der Ausdehnung und der Form des Schattenbereiches kann allerdings ein Rückschluss auf das abschattende Objekt gezogen werden.

- **Azimuthal Displacement Effect - Verschiebung von bewegten Zielen**

Ein weiterer, nicht zu vernachlässigender Effekt tritt durch die Bewegung reflektierender Objekte wie z.B. Autos oder Zügen auf, und ist unter dem Namen *Azimuthal Displacement Effect* bekannt. Durch die Entstehung eines zusätzlichen Doppleranteils zum ohnehin schon vorliegenden Doppler des ruhenden Objektes, wird die Position des Echos falsch im Bild interpretiert. So wird das sich bewegende Objekt neben dem eigentlichen Bewegungspfad abgebildet (Abbildung 2.14, rechtes Bild).



Abbildung 2.14: Links: Beispiel für Shadowing: Im rechten Teil des Bildes (rot eingekreist) erkennt man im prozessierten Bild einen deutlichen Schatten einer Abraumhalde, in dem gar keine bzw. nur sehr schwache Radarechos aufgenommen worden sind. Quelle: DLR.

Rechts: Beispiel für den Azimuthal Displacement Effect: Das Bild zeigt eine Eisenbahntrasse, die als durchgängige „S“-Linie im Bild von oben rechts nach unten links zu sehen ist. Im roten Kreis ist unten rechts eine helle Linie parallel zu den Gleisen zu sehen, die von einem fahrenden Zug herrührt. Quelle: DLR

2.2.5 Antennentypen

Es gibt unterschiedlichste Antennentypen und –bauformen von Radargeräten [KLAUSING und HOLPP 2000]. Nur zwei Typen eignen sich für den Bereich des SAR. Diese sollen nur kurz im Folgenden vorgestellt werden:

- **Reflektorantenne**

Ein typischer Vertreter einer klassischen Reflektorantenne ist in Abbildung 1.2 abgebildet. Entsprechende Eigenschaften einer solchen Antenne wie z.B. Bündelungsfähigkeit oder Seitenkeulen werden durch den Entwurf und die praktische Umsetzung festgelegt. Für eine Bewegung der Radarkeule im Raum muss eine solche Antenne in ihrer Gesamtheit durch eine Mechanik geschwenkt werden. Die Vorteile einer solchen Antenne sind in der kostengünstigen Herstellung und der Eignung für große Bandbreiten zu sehen. Grundlegende Literatur zum Thema der Reflektorantennen kann z.B. in [WOOD 1986] und [LOVE 1978] gefunden werden.

- **Array-Antenne**

Im Gegensatz zu Reflektorantennen zeichnet sich die Array-Antenne dadurch aus, dass sie aus einer Vielzahl von Einzelstrahlern zusammengesetzt ist. Dabei sind die Strahler in einem ebenen Raster angeordnet. Ein Beispiel ist die Antenne des PAMIR-Sensors der FGAN (Abbildung 2.15, [ENDER und BRENNER 2003], [BRENNER 2006]).

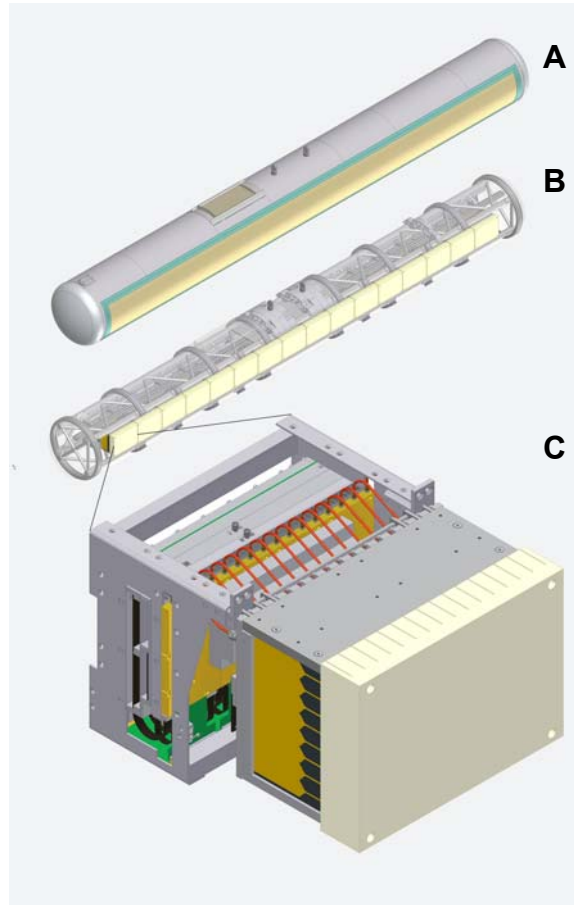


Abbildung 2.15: Schematischer Aufbau des PAMIR-Sensors: **A**: Tragflächenbehälter zur Montage unter der Tragfläche der C-160 Transall. **B**: Gesamtantenne bestehend aus 16 Einzelstrahlersegmenten (Gesamtlänge: 4,75m). **C**: Einzelstrahler. Quelle: FGAN-FHR

Der Vorteil einer solchen Antenne liegt in der Flexibilität, die durch eine schnelle elektronische Schwenkbarkeit der Radarkeule erreicht wird. Anders als beim mechanischen Bewegen der Reflektorantenne kann die Keule elektronisch in zwei Winkeln geschwenkt werden. Der Winkel quer zur Flugrichtung wird mit *Off-Nadir Angle* φ bezeichnet. In Azimut-Richtung wird der Schwenkwinkel mit dem Begriff *Squint Angle* β (squint – dt. schielen) beschrieben (Abbildung 2.16).

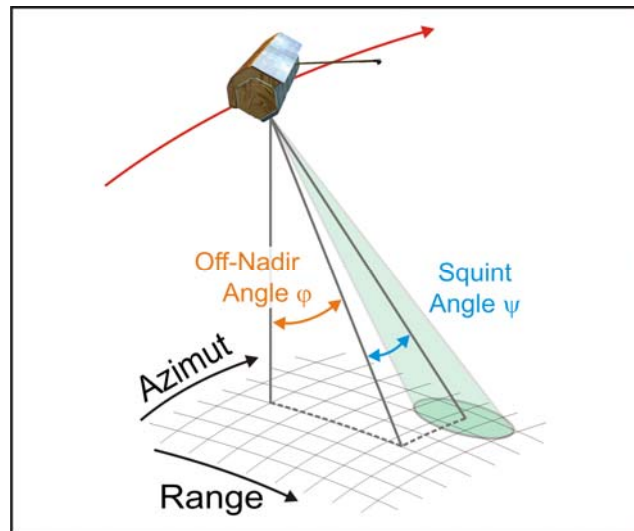


Abbildung 2.16: Schwenkwinkel bei einem SAR-System: Schwenkwinkel in Flugrichtung *Squint Angle* ψ und quer zur Flugrichtung der *Off-Nadir Angle* φ .

Damit ist es möglich, ein Schwenken nahezu verzögerungsfrei zwischen zwei Sendeimpulsen durchzuführen. Aufgrund dieser Möglichkeit können unterschiedliche Betriebsmodi (siehe Abschnitt 2.2.6) realisiert werden. Array-Antennen werden zudem weiter in *passive* und *aktive* Array-Antennen unterteilt. Die aktiven Antennen besitzen für jeden Einzelstrahler bzw. Gruppe von Einzelstrahlern einen eigenen Sendeverstärker und ein Empfangsteil. So können im Betrieb einzelne Bereiche der Antenne selektiv ein- bzw. ausgeschaltet werden. Bei Ausfall eines Strahlers bzw. einer Gruppe kann der Rest der Antenne dennoch benutzt werden. Weiterführende Informationen zu Array-Antennen können z.B. in [MAILLOUX 2005] und [HANSEN 1998] nachgelesen werden.

2.2.6 Betriebsmodi von SAR-Systemen

Der klassische Betriebsmodus (*Stripmap-Mode*) des SAR ist durch eine senkrecht zur Strahlrichtung ausgerichtete, unbewegte Antenne bestimmt. Allerdings haben sich darüber hinaus auch Modi entwickelt, die davon abweichend arbeiten (Abbildung 2.17), um z.B. den aufgenommenen Streifenbereich zu vergrößern oder die Azimut-Auflösung über das theoretische Maximum hinaus zu verbessern. Diese unterschiedlichen Modi [KLAUSING und HOLPP 2000] finden hier Erwähnung, da diese später wieder in Kapitel 13 aufgegriffen werden:

- **Squinted SAR-Mode**

Der Betriebsmodus des *squinted SAR* zeichnet sich dadurch aus, dass die Blickrichtung der Antenne nicht querab zur Flugrichtung, sondern schräg nach vorn oder hinten gerichtet ist.

- **Spotlight SAR-Mode**

Spezielle SAR-Konstellationen wie z.B. die TerraPAMIR-Mission (vgl. Abschnitt 1.2.4 , [WALTERSCHEID *et al.* 2006a], [WALTERSCHEID *et al.* 2006b]) oder die Forderungen nach einer hohen Auslösung machen es erforderlich, die Antenne für eine längere Zeit auf dasselbe Ziel gerichtet zu lassen, während die Trägerplattform sich weiterbewegt und dabei die Antenne aktiv geschwenkt wird. Ein Nachteil dieses Modus ist, dass durch das Verbleiben auf einem Punkt die insgesamt abbildbare Fläche stark verkleinert wird.

- **Scan SAR-Mode**

Das oben beschriebene, nahezu verzögerungsfreie und schnelle Schwenken der Array-Antennen macht es möglich, nacheinander mehrere Geländestreifen mit unterschiedlichen Squint- und Off-Nadir Angles (Abbildung 2.17) abzutasten. Ziel dieses Verfahrens ist es, eine möglichst große Fläche (allerdings mit verminderter Auflösung) in einem Vorbeiflug zu erfassen, als es mit dem eigentlichen Footprint möglich wäre.

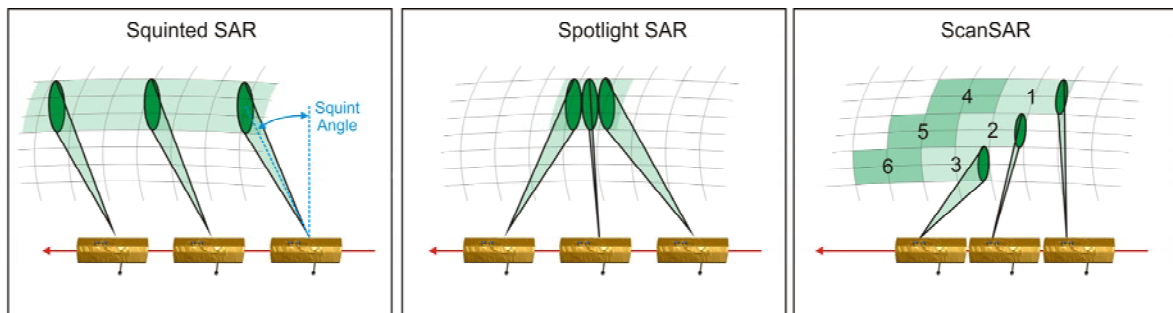


Abbildung 2.17: Unterschiedliche SAR-Betriebsmodi: Links: *Squinted SAR* - die klassische Betriebsweise des SAR. Mitte: *Spotlight SAR* - Abtastung eines kleinen Bereichs mit sehr hoher Auflösung. Rechts: *Scan SAR* – Erfassung eines sehr großen Bereichs mit niedriger Auflösung.

3. Modellierung und Simulation von SAR-Konstellationen

Das nun folgende Kapitel geht auf die Einsatzmöglichkeiten der Simulationstechnik im Bereich der Radarfernerkundung mittels SAR ein. Dabei wird zu Beginn aufgezeigt, wie die Simulationstechnik diesen Forschungsbereich unterstützen kann. Daran anschließend werden unterschiedliche Konzepte der Simulationstechnik vorgestellt, die sich für die SAR-Simulation nutzen lassen. Den Abschluss dieses Kapitels bilden der Überblick und der Vergleich von bereits existierenden SAR-Simulatoren.

3.1 SAR-Simulation

Wie schon in Abschnitt 1.2 festgestellt, erfährt die Radarfernerkundung neue Impulse aufgrund neuer Entwicklungen im Bereich komplexer bi- und multistatischer Systeme. Im Vergleich zu klassischen monostatischen SAR-Anordnungen bieten diese Anordnungen Vorteile, wie z.B. eine Erhöhung der Genauigkeit oder ein erweitertes Anwendungsfeld. Die herkömmlichen Algorithmen zur Bildprozessierung monostatischer Rohdaten müssen nun so an die Bedürfnisse der bi- und multistatischen Systeme angepasst oder sogar gänzlich neu für diese entwickelt werden, um die Daten solcher neuen Systeme im Hinblick auf die angestrebte Genauigkeit und der gewünschten Informationen prozessieren zu können. Hier kann die Simulationstechnik entscheidende Hilfestellung geben.

Bei der Anpassung und Neuentwicklung von Verarbeitungsalgorithmen ist es von besonderer Wichtigkeit, Datensätze zur Verifizierung zur Verfügung zu haben. Die Schwierigkeit liegt darin, dass solche bi- oder multistatischen Systeme zum Teil noch gar nicht existieren [AMIOT *et al.* 2002], nur rudimentäre bistatische Experimente umgesetzt wurden [DUQUE *et al.* 2007] oder nur eine begrenzte Anzahl an Datensätzen einer speziellen bistatischen Anordnung wie die der AER II/PAMIR-Kampagne des FGAN vorliegen [WALTERSCHEID *et al.* 2004], [ENDER *et al.* 2004]. Hiermit ist eine ausführliche und intensive Verifizierungs- und Testphase der neuen Verarbeitungsalgorithmen nicht möglich.

Über die Problematik zur Bildprozessierung hinaus, werden aus den gleichen Gründen neben den SAR-Rohdaten auch Datensätze für den Test neu entwickelter hocheffektiver Algorithmen für hochgenaue Positions- und Lageschätzung, sowie für die Entwicklung neuer Missionsplanung- und Antennensteuerungsstrategien benötigt. Zwar sind verschiedene Simulatoren (Abschnitt 3.3) entwickelt worden, um Daten monostatischer Szenarien zu liefern. Allerdings ist noch kein universell für komplexe bi- und multistatische SAR-Missionen konzipierter Simulator verfügbar, der die hier benötigten synthetischen Daten liefern kann. Ein Simulator, der solche Funktionalitäten bietet, kann in das Gebiet der Simulation komplexer Multisensorsysteme eingeordnet werden.

3.2 Konzepte der Simulationstechnik

Der nun folgende Abschnitt zeigt die unterschiedlichen Konzepte der Simulationstechnik auf, die für die SAR-Simulation eine wichtige Rolle spielen. Wie im Einzelnen diese Konzepte für den SAR-Simulator umgesetzt und genutzt werden können, wird erst später in den zugehörigen Kapiteln aufgezeigt.

3.2.1 Physikalische vs. phänomenologische Modellbildung

Generell bildet eine Simulation ein technisches und nicht-technisches System auf einem Computer nach, um Informationen zu gewinnen, mit denen Rückschlüsse auf das untersuchte System getroffen werden können.

Zur Nachbildung eines realen Systems mit dem Computer ist es notwendig, eine Problemspezifikation zu formulieren und diese dann mit einem geeigneten Modell umzusetzen. Für diese Systemmodellierung ist es von besonderer Wichtigkeit, dass das gewählte Modell so einfach wie möglich, jedoch so detailliert wie nötig aufgebaut wird, um den gewünschten Sachverhalt untersuchen zu können. Dieses Modell muss zudem mathematisch formuliert werden können, um das Verhalten mit dem Computer berechnen zu können.

Für die eigentliche Modellbildung bieten sich unterschiedliche Ansätze an. Es kann unterschieden werden zwischen:

- **Physikalischer Modellbildung**

Diese Art der Modellbildung basiert auf der exakten Berücksichtigung physikalischer Gesetzmäßigkeiten (first principles - Ansatz). Dafür wird das System dahingehend untersucht, welche bekannten physikalischen Gesetze und Effekte für das Verhalten des Systems verantwortlich sind. Durch entsprechende Kombination der Gesetze und Effekte kann das System dann sehr genau (je nachdem wie gut der physikalische Effekt verstanden ist), jedoch unter Umständen auch nur unter großem Aufwand nachgebildet werden. Beispiele für die physikalische Modellbildung können in [FOWLER 1998] gefunden werden.

- **Phänomenologischer Modellbildung**

Im Gegensatz zur physikalischen Modellierung versucht die phänomenologische Modellbildung (oder Verhaltensmodellierung), das Systemverhalten vereinfacht zu betrachten und abzubilden. Wichtig ist, das Verhalten des Systems richtig wiederzugeben. Dabei kommt es nicht darauf an, sämtliche physikalische Gesetzmäßigkeiten zu berücksichtigen und verstanden zu haben. Stattdessen wird mit einfachen bekannten Gesetzmäßigkeiten und Regeln das Verhalten approximiert.

Durch diesen Ansatz der vereinfachten Modellbildung ist oft erst die Möglichkeit gegeben, ein System mit vertretbarem Aufwand zu simulieren (vgl. Abschnitt 5.2). Auch bei fehlendem Wissen über ein entsprechendes physikalisches Modell und dessen mathematische Formulierung kann mit diesem Ansatz noch eine Modellbildung durchgeführt werden.

Das folgende Beispiel zur Ausbreitung elektromagnetischer Wellen soll kurz den Unterschied zwischen den beiden oben unterschiedenen Ansätzen klarstellen. Ziel einer möglichen Untersuchung von elektromagnetischen Wellen wäre es, die Phasenlage und Intensität einer ausgesendeten Welle an einem bestimmten Ort im Raum zu simulieren. Der physikalische Ansatz würde das Verhalten mit einer sehr komplexen elektromagnetischen Feldbetrachtung aufgrund der Maxwell'schen Gleichungen modellieren [DEMTRÖDER 2006], [LEUCHTMANN 2007], [SCHWAB und IMO 2002]. Hingegen würde der phänomenologische Ansatz nur die zurückgelegte Strecke der Welle vom Ausgangspunkt der Welle zum gewünschten Ort hin betrachten und die Phase aufgrund von geometrischen Beziehungen abbilden.

Beide hier vorgestellten Ansätze kommen im Prinzip für die SAR-Simulation in Frage. Welcher jedoch vorteilhafter ist, muss aufgrund weiterer Überlegungen entschieden werden. In Abschnitt 5.2 wird detailliert auf dieses Problem eingegangen.

3.2.2 Ablaufsteuerung (Zeitachse)

In der Simulationstechnik haben sich zwei unterschiedliche Ansätze zur Ablaufsteuerung entwickelt. Man unterscheidet zwischen *zeitkontinuierlicher* [CELLIER und KOFMAN 2006] und *zeitdiskreter* Simulation [BANKS *et al.* 1999], [FISHMAN 2001]:

- **Zeitdiskrete Simulation**

Die zeitdiskrete Simulation ist ein Simulationsansatz zur Nachbildung von Systemen, die nur zu diskret über die Zeitachse verteilten Zeitpunkten ihren Zustand ändern. Die Zeitpunktverteilung kann nochmals nach ihrer Art unterteilt werden in:

- Zeitorientiert
Dabei werden die Zeitpunkte meist (äquidistant) fest vorgegeben.
- Ereignisorientiert
Die Zeitpunkte werden durch bestimmte auftretende Ereignisse in der Simulation festgelegt. Eine andere Bezeichnung für diese sehr bekannte Art von Simulation ist daher auch die *ereignisdiskrete* Simulation (engl. Bezeichnung: DES – *Diskrete Event Simulation*).

Die zeitdiskrete Simulation selbst besteht also im Wesentlichen aus der Beschreibung von Zustandsänderungen durch Zustandsübergangsfunktionen. Zwischen zwei aufeinanderfolgenden Zeitpunkten und somit zwischen zwei Zu-

standsänderungen wird der Systemzustand als unveränderlich angenommen. Weitere Details in diesem Zeitraum werden so vernachlässigt [FISHMAN 2001].

Diese Art der Simulation wird zumeist für die Untersuchung von Produktions- und Verkehrssystemen genutzt. Typische Zielsetzungen sind dabei z.B. Rückschlüsse auf Kapazitätsauslegungen, Störanfälligkeit sowie Systemauslastungen ziehen zu können.

- **Zeitkontinuierliche Simulation**

Im Gegensatz zum zeitdiskreten Simulationsansatz wird bei einer zeitkontinuierlichen Simulation ein kontinuierliches System betrachtet. Ein solches System zeichnet sich durch seine stetigen Zustandsänderungen aus, die nicht an diskrete Zeitpunkte gebunden sind. Solche kontinuierlichen Systeme findet man in vielen unterschiedlichen Bereichen wie z.B. Elektrotechnik, Regelungstechnik, Mechanik, Chemie, Physik, Biologie und Wirtschaft [BOSSEL 2004].

Zeitkontinuierliche Systeme werden in der Regel mit Hilfe von gewöhnlichen Differentialgleichungen (ODE - *Ordinary Differential Equation*) modelliert, um zeitliche Änderungen im System zu erfassen. Sollen zusätzlich zu den zeitlichen Veränderungen auch noch örtliche berücksichtigt werden, so kommen partielle Differentialgleichungssysteme (PDE - *Partial Differential Equation*) zur Anwendung. Diese unterschiedlichen mathematischen Formulierungen durch Differentialgleichungen werden mittels numerischer Integration gelöst.

Beide vorgestellten Ansätze zur Ablaufsteuerung müssen für den hier vorgestellten SAR-Simulator in einer Art hybrider Kombination angewendet werden. Abschnitt 5.4 geht detailliert auf den verwendeten Ansatz ein.

3.2.3 Modularität

Allgemein versteht man unter einer Modularisierung die Zerlegung eines Gesamtsystems in disjunkte Teile (Module, Komponenten). Die einzelnen Komponenten lassen sich in flexibler Weise wieder zu einer Vielzahl von Systemen mit unterschiedlichen Eigenschaften kombinieren. In der Regel sind technische Systeme modular aufgebaut. Um das Gesamtsystem zu spezifizieren, muss im Wesentlichen angegeben werden, aus welchen Einzelteilen das System zusammengesetzt ist und wie diese miteinander verbunden sind.

Das Modularisierungskonzept findet sich auch in der Informatik wieder. Bestes Beispiel hierfür ist die Objektorientierte Programmierung (OOP) [BALZERT 2006], [BALZERT 2005b], [BOOCH 2007]. Die Idee der Objektorientierung begreift ebenfalls ein System als Zusammenspiel einzelner Elemente, den Objekten. Ein Objekt ist dabei eine Datenstruktur, die eine logisch abgeschlossene Einheit in der realen Welt repräsentiert. Objekte können Zustände (*Attribute*) besitzen und Operationen (*Methoden*) ausführen, die

den Funktionalitäten ihrer realen Pendants entsprechen. Komplexe Problemstellungen werden dabei nicht durch Aneinanderreihung von Gleichungen und Verarbeitungsschritten, also rein funktional gelöst, sondern durch flexible Zusammenarbeit verschiedener Objekte.

Das grundlegende Konzept der Modularisierung findet auch allgemein in der Simulationstechnik Verwendung. Moderne Simulationswerkzeuge bieten die Möglichkeit, komplexe Systeme mit Hilfe von Modulen aufzubauen. Oft kommen für die Erstellung komplexer modularer Systeme übersichtliche graphische Oberflächen und Werkzeuge zum Einsatz. Das modulare Konzept ist gerade im Bereich der ereignisdiskreten Simulation (Abschnitt 3.2.2) seit langem etabliert [ZEIGLER *et al.* 2000], während sich solche Methoden in der zeitkontinuierlichen Simulation zunächst als problematisch erwiesen haben [GÜNTHER 2003]. Jedoch zeigt die neuere Entwicklung von verschiedenen objektorientierten Modellierungssprachen (z.B. Modelica oder VHDL-AMS [TILLER 2004], [FRITZSON 2004], [ASHENDEN *et al.* 2003]), dass diese Probleme bewältigt werden können.

3.2.4 Kinematik und Trajektorienberechnung

Im Bereich der SAR-Simulation kommt es neben der signaltechnischen Abbildung des SAR-Systems darauf an, die Bewegung der Trägerplattformen nachzuempfinden. Die Mechanik stellt verschiedene Konzepte zur Beschreibung und Modellierung von Bewegungsabläufen (Kinematik) [GROSS *et al.* 2006] bereit, wie z.B.:

- **Die Newtonschen Gesetze**

Das zweite Newtonsche Gesetz beschreibt das Grundgesetz der Bewegung eines Körpers. Dabei wird davon ausgegangen, dass die Änderung der Bewegung auf der Einwirkung der bewegenden Kraft beruht. Diese wirkende Kraft kann von den unterschiedlichsten physikalischen Effekten herrühren und muss aus entsprechenden Gesetzmäßigkeiten bestimmt werden. Die Bewegungsgleichung des Körpers wird durch eine Kräftebilanz der auf den Körper wirkenden Kräfte ausgedrückt.

- **Der Lagrange-Formalismus**

Hierbei werden die gesuchten Bewegungsgleichungen aufgrund eines speziellen Formalismus auf Grundlage von energetischen Betrachtungen bestimmt. Diese Vorgehensweise vereinfacht die Formulierung der Gleichungen, denn im Vergleich zu den Newtonschen Gesetzen können mit dem Lagrange-Formalismus vorliegende Zwangsbedingungen relativ einfach durch explizites Berechnen der Zwangskräfte berücksichtigt werden. Alternativ kann dies auch durch eine geschickte Wahl sogenannter *generalisierter Koordinaten* geschehen.

Aufgrund weiter wachsender Anforderungen im Bereich der SAR-Weiterverarbeitung gewinnt die genaue Positionsbestimmung der Plattformen z.B. für die Bewegungskompensation oder die Ableitung der Prozessierungsparameter an Bedeutung [KNEDLIK *et al.* 2006]. Eine SAR-Simulation muss dies entsprechend in der Modellierung der Plattformbewegung berücksichtigen, um diesen Anforderungen an die Genauigkeiten gerecht zu werden. Wählt man beispielhaft den Ansatz der Newtonschen Gesetze zur Beschreibung einer Satellitentrajektorie, reicht es nicht mehr aus, ein vereinfachtes Modell für die Gravitationsbeschleunigung zu benutzen. Es ist vielmehr notwendig, eine Vielzahl von unterschiedlichen wirkenden Kräften auf den Satelliten zu berücksichtigen [MONTENBRUCK und GILL 2000].

3.2.5 Koordinatensysteme und -transformationen

Ein grundlegendes Konzept für die Umsetzung eines SAR-Systems mit Hilfe der Modellierungsansätze aus Abschnitt 3.2.1 erfordert eine geometrische Beschreibung, die auf entsprechenden Koordinatensystemen basiert. Je nach Anwendungsfall müssen geeignete Koordinatensysteme dafür gewählt werden. Ist es zur Beschreibung des Systems nötig, sogar mehrere, vielleicht ineinandergeschachtelte Koordinatensysteme zu verwenden, so müssen ebenfalls die zugehörigen Transformationen berücksichtigt werden. Um das Arbeiten mit Koordinatensystemen und Transformationen effizienter zu gestalten, stellen die Simulationstechnik bzw. artverwandte Fachrichtungen wie die Mechanik für diese Aufgabe entsprechende Methoden und Verfahren bereit.

Ein gutes Beispiel hierfür findet sich in der Robotik [WEBER 2007]. Zur Beschreibung der Roboterkinematik wird eine Vielzahl von Koordinatensystemen benötigt. Hierfür haben sich Standardverfahren etabliert. Z.B. die Denavit-Hartenberg-Transformation (DH-Transformation).

3.2.6 Multisensorsysteme

Multisensorsysteme erlangen im Bereich von technischen Anwendungen zunehmend an Bedeutung. Mit dem Begriff *Multisensorsystem* wird hier ein technisches System bezeichnet, das mit Hilfe von verschiedenartigen Sensoren und deren Zusammenwirken gezielt Informationen erfassen und verarbeiten kann. Es stellt ein weites Forschungs- und Entwicklungsfeld mit einer Vielzahl an Einsatzmöglichkeiten dar.

Multisensorsysteme wurden zunächst nur für militärische Aufgaben und die Aufklärung genutzt, bevor deren Vorzüge auch für zivile Anwendungen erkannt wurden. So werden sie z.B. in Fahrassistenzsystemen und der Robotik eingesetzt. Ein weiterer großer Anwendungsbereich ist mit der Umwelttechnik und der Erfassung von Umweltdaten zu nennen. Die Entwicklung und der Einsatz von multisensorischen Systemen im zivilen Bereich werden durch die Herstellung kostengünstiger Sensoren stark begünstigt.

In die Kategorie der Multisensorsysteme fallen auch neueste SAR-Systeme, denn für die Auswertung von aufgenommenen SAR-Daten werden immer mehr Informationen benötigt (z.B. Lage und Position der Trägerplattform oder die Entfernungen zwischen zwei kooperierenden Plattformen), die von verschiedenen Sensoren des SAR-Systems bereitgestellt werden.

Bei der Entwicklung dieser multisensorischen Systeme spielt die Simulationstechnik eine wichtige Rolle. Sie stellt erste Daten für Tests dieser Systeme bereit. Hierzu zeigt [MESOW und GAUGER 2004] ein Beispiel aus der Automobilindustrie auf.

3.2.7 Visualisierung

In der Simulationstechnik spielt die Visualisierung zur Darstellung der Simulationsergebnisse eine zentrale Rolle. Im Allgemeinen versteht man unter dem Begriff der Visualisierung die Darstellung abstrakter Daten oder Zusammenhänge in einer graphischen bzw. visuell erfassbaren Form, um z.B.

- ... einen großen Datenbestand (z.B. Messergebnisse) übersichtlich und schnell auffassen zu können, oder
- ... die räumliche Anordnung oder Ausdehnung von Objekten (z.B. dreidimensionale Darstellung eines Moleküls) deutlich zu machen.

Dazu werden unterschiedliche Methoden und Ansätze verwendet. Allerdings deckt die Visualisierung ein sehr weites Forschungsfeld ab, das hier nicht detailliert untersucht werden kann. Aufgrund der beiden zuvor genannten Beispiele soll hier nur eine grobe Unterscheidung in zwei Ansätzen vorgenommen werden.

- **Wissenschaftliche Visualisierung**

Unter dieser Art der Visualisierung versteht man die Darstellung von Daten, die mittelbar mit physikalischen Zuständen oder Vorgängen verknüpft sind (z.B. zeitlicher Verlauf von Geschwindigkeiten, zeitlicher Verlauf von sich ändernden Parametern). Hauptsächlich werden solche Daten mit entsprechenden mathematischen und statistischen Diagrammen der unterschiedlichsten Gattungen (z.B. Säulendiagramm, Liniendiagramm, etc.) visualisiert.

- **Realitätsnahe Visualisierung**

Um räumliche Anordnungen von Objekten zu veranschaulichen, bedient man sich der 3D-Visualisierungstechnik [SHREINER und BOARD 2008], [AKENINE-MÖLLER und HAINES 2006]. Dabei werden physikalische und nichtphysikalische Objekte (z.B. Flugzeug bzw. Koordinatensysteme, Geschwindigkeitsvektoren, etc.) mit geometrischen Formen in einer dreidimensionalen Szene dargestellt. Man versucht, einen möglichst realitätsgetreuen Eindruck zu erzeugen, um dem

Betrachter die Erfassung der Zusammenhänge schneller zu ermöglichen (vgl. Abbildung 6.4).

Für die SAR-Simulation kommen beide Ansätze zum Einsatz. Jedoch spielt die Visualisierung der SAR-Konstellation in der räumlichen Anordnung die wichtigste Rolle. Was sie dabei genau zu leisten hat, wird in Abschnitt 4.2 und Abschnitt 6.2.3 näher behandelt.

3.3 Verfügbare SAR-Simulatoren

Vor und während der Entstehung der hier vorliegenden Arbeit sind andere Simulatoren im Bereich der SAR-Anwendung entwickelt worden. Diese Arbeiten haben allerdings zum Teil andere Forschungsschwerpunkte als die hier untersuchten Fragestellungen oder nutzen andersartige Methoden und Ansätze, um SAR-Rohdaten zu generieren. Auch wenn hier für den Vergleich tiefer gehendes Wissen vorausgesetzt wird, so soll an dieser Stelle trotzdem ein kurzer Überblick über den allgemeinen Stand der Forschung gegeben und kurze Gegenüberstellungen vorgenommen werden.

So generiert der in [SANZ-MARCOS und MALLORQUI 2004] vorgestellte Simulator zwar bistatische Rohdaten, aber es liegt nur eine ebene Geometrie im Gegensatz zur Einbeziehung dreidimensionaler Höhenmodelle im hier entwickelten modularen Simulator vor. Diese 3D-Eigenschaft ist aber besonders für bistatische Konstellationen wünschenswert. Ebenso bewegt sich die Sendeantenne nur auf einer linearen Trajektorie und der Empfänger steht still. Damit ist dieser Ansatz nicht sehr flexibel auf unterschiedliche Konstellationen anzuwenden.

Der in [KHWAJA *et al.* 2006] aufgezeigte Ansatz erzeugt monostatische Rohdaten durch einen inversen SAR - Bildalgorithmus auf Basis von " ω -k" und "chirp scaling"-Algorithmen und nicht, wie in der vorliegenden Arbeit, mittels der geometrischen Modellierung. In [KHWAJA *et al.* 2006] wird ein gegebenes fokussiertes Bild, welches nicht notwendigerweise von einem SAR-Sensor stammen muss, "signaltheoretisch invertiert", um so wieder Rohdaten zu erhalten. [WANG *et al.* 2006] beschränkt sich auf einen Spezialfall und ist nicht generell zur Erzeugung von SAR-Rohdaten beliebiger Szenarien anwendbar. Ebenso, wie [SANZ-MARCOS und MALLORQUI 2004] und [WANG *et al.* 2006], bezieht sich der in [VANDEWAL *et al.* 2006] vorgestellte Simulator auf eine spezielle Konstellation, in diesem Fall auf eine monostatische, flugzeuggetragene Konfiguration. Die synthetischen SAR-Rohdaten werden ebenfalls mit einem " ω -k"-Algorithmus erzeugt.

Problematisch erscheint bei diesen Simulatoren, dass die der Signalverarbeitung zu Grunde liegenden Modellvorstellungen auch zur Generierung der Testdaten verwendet werden. Etwaige Modellierungsfehler sind so nicht aufdeckbar, so dass solche Simulatoren trotz aller Laufzeitvorteile nur in Bereichen angewendet werden können, in denen die Sensorfunktion wissenschaftlich vollkommen verstanden und als Stand der Technik

dokumentiert ist. Dies gilt allerdings (noch) nicht für den Bereich der bistatischen SAR-Bildgewinnung und -verarbeitung.

Lediglich das in [BRAND *et al.* 2006] vorgestellte Simulationswerkzeug zeigt gewisse Berührungspunkte mit dem in dieser vorliegenden Arbeit entwickelten Simulator. Es legt den Hauptfokus auf die Missionsplanung, insbesondere auf die Fragestellung der Oberflächenabdeckung und Downlink-Möglichkeiten bei einer satellitengestützten Mission unter Beteiligung mehrerer Satelliten. Dabei können unterschiedliche Missionskonstellationen untersucht werden. Jedoch ist dieses Werkzeug nicht in der Lage, synthetische SAR-Rohdaten oder Sensordaten für die untersuchte Konstellation zu erzeugen.

4. Bedarfsanalyse für den modularen SAR-Simulator

Das nachfolgende Kapitel beschäftigt sich mit der Bedarfsanalyse des in dieser Arbeit vorgestellten SAR-Simulators. Dabei werden die an den Simulator gestellten SAR-spezifischen Anforderungen sowie Anforderungen an Softwarearchitektur und Implementierung festgelegt. Darüber hinaus werden verschiedene benutzerspezifische Anwendungen formuliert, die nach der Implementierung des Simulators zur Verfügung stehen sollen.

4.1 SAR-spezifische Anforderungen

Aus dem Projekt *Bistatic Exploration* und den Überlegungen zur Bereitstellung von Daten für den Test neuer Prozessierungs- und Missionsplanungsalgorithmen erwachsen entsprechende Anforderungen hinsichtlich der SAR-Funktionalität des neuen Simulators:

- **Modularer Aufbau komplexer SAR-Szenarien**

Komplexe mono-, bi- und multistatische SAR-Konstellationen (*Szenarien* genannt) sollen in modularer Weise aus verschiedenen Elementen nach einem Baukastenprinzip komfortabel und flexibel aufgebaut werden können (Abbildung 4.1).

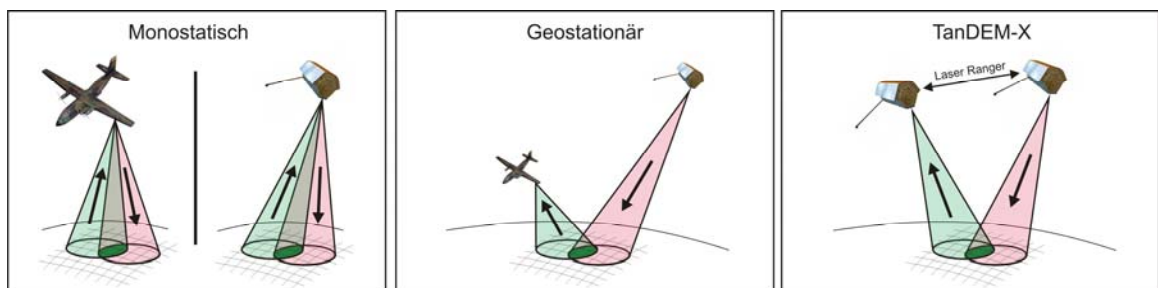


Abbildung 4.1: Auswahl von drei möglichen mono- und bistatischen SAR-Szenarien, die mit unterschiedlichen Elementen eines Baukastens zusammengesetzt werden können.

- **Generierung synthetischer SAR-Rohdatensätze**

Für jedes untersuchte SAR-Szenario sollen synthetische SAR-Rohdaten für eine komplette untersuchte Szene generiert und zur weiteren Verarbeitung zur Verfügung gestellt werden. Darüber hinaus sind alle weiteren für die SAR-Prozessierung wichtigen Daten aufzuarbeiten und bereitzustellen.

- **Multisensorik und Generierung synthetischer Sensor-Signale**

Für die Prozessierung von bi- und multistatischen SAR-Daten ist es zwingend notwendig, weitere Informationen aus Sensordaten zu erhalten. Aus diesem Grunde müssen Sensoren als Elemente im Baukasten verfügbar sein, um ein

multisensorisches System aufbauen zu können. Die Sensordaten sollen aus der Simulation für die weitere Verarbeitung zur Verfügung gestellt werden.

- **Bestimmung von SAR-Parametern für die Missionsbeurteilung**

Die Güte eines SAR-Szenarios bzw. der verwendeten Konstellation soll mit Hilfe bestimmter SAR-Parameter (siehe Abschnitt 13.1) beurteilt werden. Dazu müssen sie aus der geometrischen Anordnung des Szenarios berechnet werden. Darüber hinaus soll der zeitliche Verlauf der SAR-Parameter für eine gesamte SAR-Szene und nicht nur für die Startkonfiguration verfügbar sein. So können Änderungen der Parameter im Szenarioverlauf nachverfolgt werden.

- **Berücksichtigung von realen und synthetischen Landschaftsmodellen**

Die synthetische SAR-Signalgenerierung soll unter Verwendung verschiedener Landschaftsmodelle einschließlich deren Radar-Reflexionsverhalten durchgeführt werden. Hierbei soll zwischen einem synthetischen und einem realen Geländemodell unterschieden werden können. Synthetisch erstellte Oberflächen sollen helfen, die speziellen Probleme von Foreshortening, Layover und Shadow (vgl. Abschnitt 2.2.4) gezielt untersuchen zu können. Dafür können die Oberflächen für diese Untersuchungen gezielt aufgebaut werden. Reale Geländemodelle auf Basis eines *Digitalen HöhenModells* der Erde (DHM, englisch DEM - *Digital Elevation Model*) sollen dazu dienen, reale Szenen nachzubilden zu können (vgl. Abschnitt 9.1.3)

4.2 Simulatorarchitektur

Eine grundlegende Zielsetzung des SAR-Simulators ist, ein möglichst flexibles und frei konfigurierbares Simulationswerkzeug bereitzustellen. In der zu entwickelnden Softwarearchitektur sollen demnach die nachfolgenden Anforderungen berücksichtigt werden:

- **SAR-Framework**

Es soll ein Framework (vgl. Abschnitt 6.1, Begriffserklärung *Framework*) mit unterschiedlichen Komponenten verfügbar sein, die SAR-spezifische Aufgabenstellungen autonom in unterschiedlichen Zusammensetzungen bearbeiten können. Ziel ist es hierbei, diejenigen immer wiederkehrenden Aufgaben im Framework abzarbeiten, die für die SAR-Simulation notwendig sind.

Das Framework soll von einem eigenständigen Rechen- und Steuerwerk von außen kontrolliert werden (vgl. nächster Abschnitt). Dazu muss zusätzlich eine entsprechende Schnittstelle zur Kommunikation mit dem Rechen- und Steuerwerk bereitgestellt werden.

Neben der Abwicklung der simulationstechnischen Aufgaben soll das Framework die Struktur der untersuchten SAR-Konstellation abbilden und verwalten (vgl. Abschnitt 4.1, 5.1 und 7.2). Die Dynamik der Konstellation soll wiederum im autarken Rechen- und Steuerwerk abgewickelt werden.

- **Austauschbares Rechen- und Steuerwerk**

Zur Steuerung des eigentlichen SAR-Frameworks soll es eine autarke Rechen- und Steuerwerkkomponente geben. Die einzelnen Frameworkkomponenten bearbeiten autonom ihre jeweiligen Teilaufgaben. Zur sinnvollen Zusammenarbeit dieser Komponenten ist eine Steuerlogik im Rechen- und Steuerwerk notwendig. Der Grund für die Eigenständigkeit ist die Überlegung, dass die Logik individuell vom Nutzer des Simulators für seine eigenen speziellen Bedürfnisse entwickelt werden kann, um dem Anwender größtmögliche Flexibilität zu geben. Dabei kann er selber entscheiden, welche Funktionalitäten der einzelnen Frameworkkomponenten er benötigt und wie er sie sinnvoll zusammen einsetzt.

Darüber hinaus bietet die individuelle Anpassung des autarken Rechen- und Steuerwerks einen weiteren Vorteil. Alle zustandsabhängigen Algorithmen (z.B. Zustandsschätzung, Antenna-Pointing, Missionsplanungen und -optimierungen, etc.) und dynamischen Vorgänge (z.B. Berechnung der Flugbahnen, Positionsschätzungen, etc.) können vom Benutzer nach eigenen Vorstellungen und Bedürfnissen in dieser Komponente implementiert werden.

- **3D Visualisierung**

Eine Visualisierung soll zum Einen der Verifikation der Simulatorimplementierung und zum Anderen der Veranschaulichung der Szenariokonstellation und Simulationsparameter dienen. Darüber hinaus soll mittels einer GUI (engl. *Graphical User Interface*, übersetzt: *grafische Benutzerschnittstelle*) eine einfache Bedienbarkeit ermöglicht werden.

4.3 Implementierung des Frameworks

Unter Berücksichtigung der dargelegten Anforderungen ergeben sich für die Implementierung des zu entwickelnden Simulationswerkzeugs zwei weitere Forderungen:

- **Verwendung des objektorientierten Programmierkonzepts (OOP)**

Der modulare Aufbau von komplexen SAR-Szenarien nach einem modularen Baukastenprinzip legt die Verwendung des objektorientierten Programmierkonzepts nahe (vgl. Abschnitt 3.2.3). So können die einzelnen Elemente des Baukastens als Klassen bzw. Objekte im Softwaresystem auf adäquate Weise realitätsnah abgebildet werden.

- **Datenformate**

Bekannterweise werden diverse Konfigurations- und Definitionsdateien zur Handhabung eines Simulators benötigt. Um schon in einer frühen Phase der Implementierung darauf Rücksicht zu nehmen, wird ein entsprechendes einheitliches und flexibles Datenformat für diese Zwecke gesucht.

4.4 Geometrischer Ansatz des SAR-Simulators

Wie schon in Kapitel 3 aufgezeigt, stellt die Simulationstechnik verschiedene grundlegende Modellierungsansätze zur Verfügung. Unabhängig davon, ob ein physikalischer oder ein geometrischer Modellierungsansatz für einen Simulator gewählt wird, muss als Grundlage hier zunächst die Geometrie abgebildet werden. Es werden die folgenden Anforderungen bzgl. der Geometrieumsetzung des SAR-Simulators gestellt:

- **Geometrischer Modellierungsansatz**

Bei der Erzeugung von SAR-Signalen werden von einem SAR-Sender Signale in einer gerichteten, kegelförmigen Radarkeule auf die Erdoberfläche gesendet. Innerhalb des beleuchteten Footprints wird das Signal von der Erdoberfläche bzw. von einem Reflektor zurückgeworfen und von einem SAR-Empfänger aufgenommen, sofern derselbe Bereich der Erdoberfläche in dessen Empfangsbereich liegt (Abbildung 4.2). Die Simulation eines solchen Signalverlaufs kann mittels eines einfachen geometrischen Modellierungsansatzes erfolgen. Grundlegendes Ziel ist es, die ankommende Signalantwort am Empfänger abzubilden. Falls die zurückgelegte Strecke des Signals zwischen Senderantenne, Erdoberfläche und Empfänger bekannt ist, kann diese Signalantwort aufgrund von nachrichtentechnischen Grundbeziehungen berechnet werden.

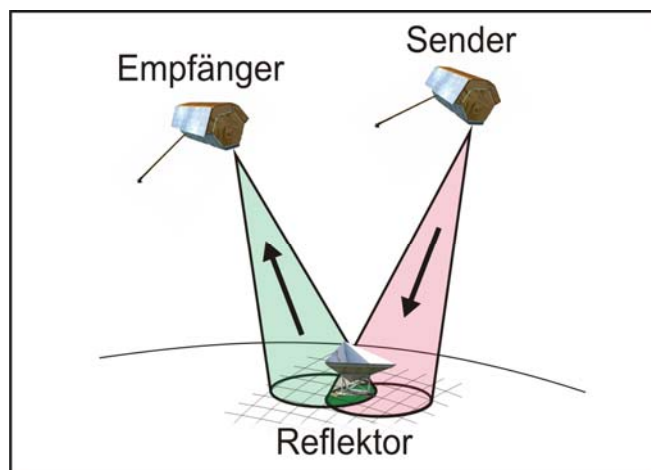


Abbildung 4.2: Grundprinzip eines SAR-Signalverlaufs: Im Bereich der Footprint-Überlappung können Signale vom Sender über den Reflektor zum Empfänger gelangen.

- **Koordinatensysteme**

Um verschiedene SAR-Konstellationen im Simulator geometrisch abbilden und definieren zu können, ist es notwendig, diverse Koordinatensysteme bereitzustellen. Zusätzlich werden die entsprechenden Transformationen zwischen den einzelnen Koordinatensystemen benötigt.

- **Abfragen geometrischer Größen**

Durch den geometrischen Modellierungsansatz ist es notwendig, eine Vielzahl von geometrischen Größen (z.B. Entfernungen, Positionen, Richtungen, Winkel, etc.) abzufragen und für den Simulationsprozess im Framework bereitzustellen. Eine derartige Funktionalität muss vom Simulator gewährleistet werden. Darüber hinaus ist es erforderlich, solche Abfragen auch dem Rechen- und Steuerwerk über Schnittstellen zum Framework von aussen her zu ermöglichen, um diese Daten für verschiedene Verarbeitungsschritte nutzen zu können.

4.5 Benutzerspezifische Anwendungen

Neben den SAR-spezifischen Anwendungen, wie synthetischer Signalerzeugung und Parameterberechnung, soll der Simulator noch weitere benutzerspezifische Anwendungsfelder abdecken können. Diese Möglichkeit besteht durch die individuelle Gestaltung des Rechen- und Steuerwerks durch den Benutzer. In dieser Arbeit werden die folgenden benutzerspezifischen Anwendungen exemplarisch implementiert und untersucht:

- **Missionsplanung und –optimierung**

Die experimentelle Untersuchung komplexer bi- und multistatischer SAR-Konstellationen ist oft entweder gar nicht oder nur mit sehr kostspieligen Versuchen möglich. Mit Hilfe des Simulators sollen spezielle Missionsabläufe entwickelt, auf ihre Machbarkeit geprüft und umgesetzt werden können. Z.B. die Untersuchung der Machbarkeit eines Look-Ahead-Imaging-Systems unter Verwendung von bereits im Orbit befindlichen Telekommunikationssatelliten.

Darüber hinaus ist es wünschenswert, diese neuen Konstellationen dahingehend zu untersuchen, wie eine optimale Informationsausbeute während einer Mission durch Einsatz von Antennensteuerungsstrategien realisiert werden kann (Abbildung 4.3). „Optimale Informationsausbeute“ bedeutet hier nicht eine möglichst große Menge an Daten zu akquirieren, sondern die optimale Qualität der Daten sicherzustellen, sodass eine unkomplizierte und schnelle Prozessierung durchgeführt werden kann. Die Frage nach der richtigen Antennensteuerung kann zusätzlich so erweitert werden, dass auch das Problem der optimalen Bewegungstrajektorie berücksichtigt wird.

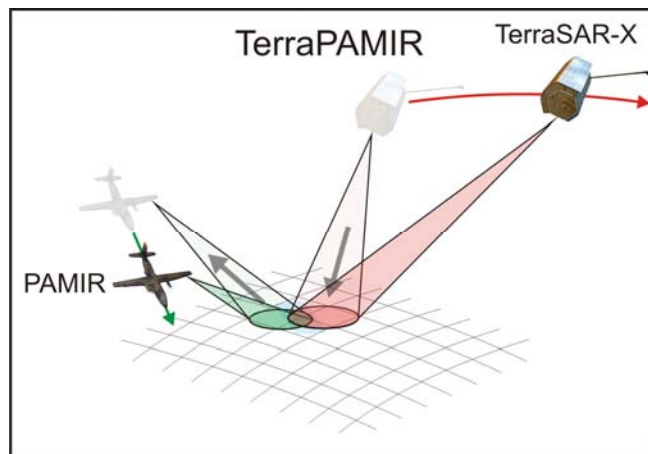


Abbildung 4.3: Neuartiges hybrid-bistatisches Experiment TerraPAMIR zur beispielhaften Entwicklung von neuen Antennensteuerungsstrategien: Die Möglichkeit, bi- und multistatische SAR-Konstellationen mit Hinblick auf Missionsplanung zu untersuchen, erweitert das Anwendungsfeld des Simulators.

- **Freie Trajektorienmodellierung / Positionsschätzung mittels Kalman-Filter**

Für die Untersuchungen und Bewertung von bi- und multistatischen Konstellationen ist es notwendig, die Positionen der Trägerplattformen sehr genau abzubilden. Gerade bei einer satellitenbasierten Konstellation kommt es darauf an, eine exakte Modellierung der Satellitentrajektorie sicherzustellen, damit die untersuchte Konstellation über einen längeren Zeitraum ihre Formation stabil beibehalten kann. Würde aufgrund von Modellierungsfehlern der Trajektorien die gewünschte Flugformation verzerrt werden, so könnte keine aussagekräftige Bewertung vorgenommen werden. Daher ist es notwendig, zur Vermeidung dieser Situation ein hochgenaues Modell zur Abbildung der Satellitentrajektorie zu nutzen. Als Erweiterung ist es weiterhin zweckmäßig, einen Positionsschätzer zur Fusion simulierter Bahndaten mit real gemessenen bzw. simulierten GPS-Positionen zur Nachbesserung der simulierten Positionen nutzen zu können.

Im Gegensatz dazu kommt es zunächst bei der Modellierung von Flugzeugtrajektorien nicht darauf an, möglichst viele realistische Effekte (z.B. Windböen, Luftlöcher und Turbulenzen) auf das Flugzeug abzubilden, die die Trajektorie sehr gestört abbilden würden. Vielmehr ist zur Untersuchung von bi- und multistatischen Prozessierungsalgorithmen eine möglichst gradlinige und ungestörte Trajektorie wünschenswert, um den Einsatz von aufwendigen, zum Teil noch nicht entwickelten Algorithmen zur Kompensation von ungewollten Bewegungen der Trägerplattform zu vermeiden. Dazu soll vorerst nur die reine Flugbewegung ohne Berücksichtigung störender realer Einflüsse abgebildet werden. Erst in einem späteren Ausbau des Simulators sollen realistische Flugbahnen verwendet werden, um Bewegungskompensationsverfahren für die SAR-Prozessierung zu untersuchen.

5. Grundkonzepte des SAR-Simulators

Nach der Formulierung des Anforderungskatalogs im vorherigen Kapitel werden nun die für die konkrete Umsetzung des SAR-Simulators gewählten Ansätze vorgestellt. Zu Beginn wird das Konzept für den modularen Aufbau der SAR-Szenarien entwickelt. Von grundlegender Wichtigkeit für die Simulatorentwicklung ist die Auswahl des verwendeten Ansatzes zur Modellierung der Signalausbreitung. Das folgende Kapitel vergleicht aus diesem Grund zwei Modellvarianten miteinander und trifft eine Auswahl. Weiterhin stellt das Kapitel die für die geometrische Beschreibung einer SAR-Konstellation notwendigen Koordinatensysteme vor. Abschließend werden die Themen der Ablaufsteuerung und der Softwareauswahl behandelt.

5.1 Modularität des Simulators

Um der Forderung nach einem flexiblen Einsatz des SAR-Simulators Rechnung zu tragen, bietet sich eine modulare Umsetzung an, wie sie schon in Abschnitt 3.2.3 allgemein beschrieben ist. Es ist ein Baukasten von wiederverwendbaren Elementen bereitzustellen, mit dem eine möglichst breite Palette an unterschiedlichen Szenarien aufgebaut und untersucht werden kann. Die ersten Ansätze und Umsetzungen zu diesem Konzept wurden mit [KALKUHL *et al.* 2006] veröffentlicht.

5.1.1 Szenarien

Im Projekt *Bistatic Exploration* [ENDER *et al.* 2006] sind eine Vielzahl von unterschiedlichen mono-, bi- und multistatischen SAR-Konstellationen (auch *Szenarien* genannt) von SAR-Systemen denkbar, die für Untersuchungen genutzt werden können. Abbildung 5.1 zeigt die verschiedenen Konstellationen als Prinzipskizzen. Das Hauptaugenmerk ist dabei nicht auf SAR-technische Details gerichtet, sondern es soll vielmehr eine Übersicht gegeben und die Kopplung der beteiligten SAR-Systeme herausgehoben werden. Im Detail sind daher die Darstellungen von radartechnischen Einzelheiten vereinfacht wiedergegeben.

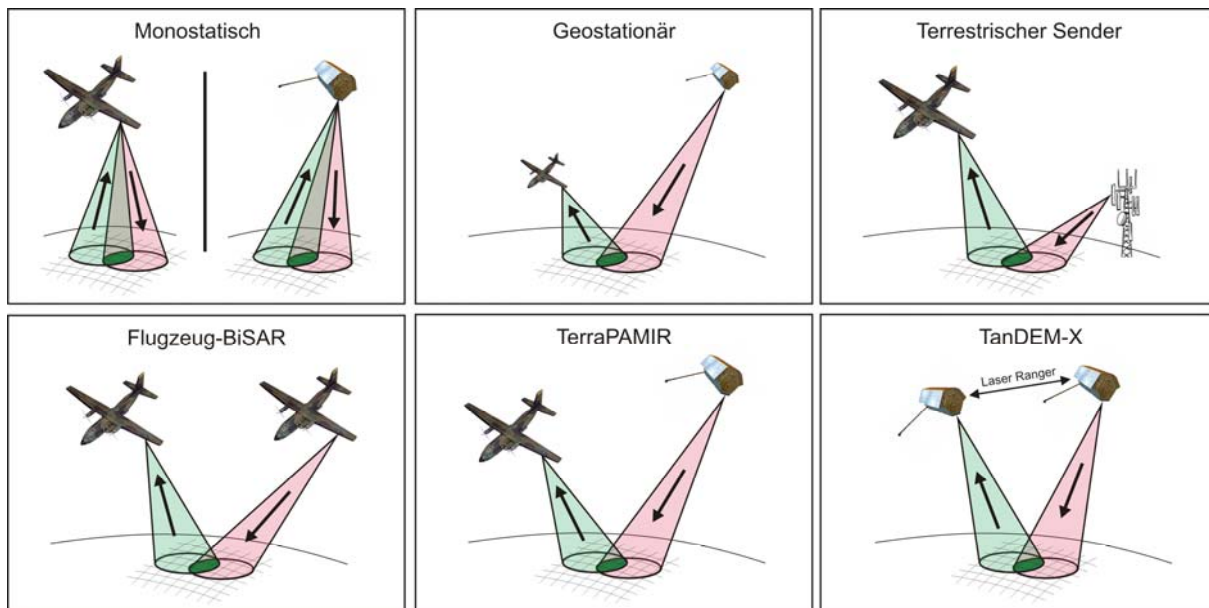


Abbildung 5.1: Auswahl der zu untersuchenden mono- und bistatischen Szenarien

Die einzelnen Szenarien sind (Abbildung 5.1):

- **Monostatisch**

"Klassisch" monostatisch arbeitender Satellit bzw. Flugzeug für die Untersuchung der korrekten Simulatorimplementierung.

- **Geostationär/Terrestrisch**

Geostationärer bzw. terrestrischer Beleuchter, kombiniert mit passivem flugzeuggetragenem SAR für die Untersuchung/Verifikation von neuentwickelten Prozessierungsalgorithmen.

- **TerraPAMIR**

TerraSAR-X-Satellit, kombiniert mit dem PAMIR-System der FGAN für die Untersuchung/Verifikation von neuentwickelten Prozessierungsalgorithmen und Entwicklung von Missionsplanungs- und -optimierungs-Algorithmen.

- **Flugzeug-BiSAR**

PAMIR-System, kombiniert mit AER-II-System der FGAN für die Untersuchung von Kalibrierungsalgorithmen für die Positions- und Lagebestimmung zwischen zwei Flugzeugen.

- **TanDEM-X**

Diese Multi-Satelliten-Konfiguration aus 2 TerraSAR-X-Satelliten ersetzt das inzwischen obsolet gewordene Interferometric Cartwheel (Abbildung 5.2) zur Untersuchung von Problemen der Sensordatenfusion (Positions- und Lagebestimmung).

Der Vollständigkeit halber soll an dieser Stelle darauf hingewiesen sein, dass in der Abbildung 5.1 kein multistatisches Szenario enthalten ist, da zunächst das Hauptaugenmerk der Untersuchungen auf bistatischen Formationen liegt. Die Ergebnisse von bistatischen Untersuchungen und Ansätzen können später auch auf multistatische Systeme übertragen werden. Als eines der bekanntesten Beispiele für eine multistatische Anordnung sei in Abbildung 5.2 die Cartwheel-Formation gezeigt.

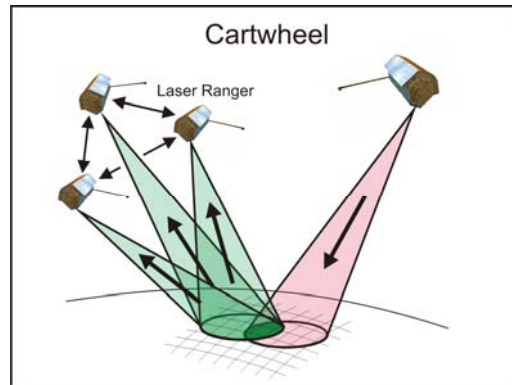


Abbildung 5.2: Die multistatische Anordnung des Cartwheels: Ein autarker Beleuchter und drei in Formation fliegende Empfänger-Satelliten.

5.1.2 Baukastensystem

Jedes der in Abbildung 5.1 und Abbildung 5.2 gezeigten Szenarien besteht aus denselben Elementen bzw. Modulen. So ist durchweg in jeder Anordnung eine Trägerplattform enthalten, wie z.B. ein Satellit, ein Flugzeug oder ein Sendemast. Jede dieser Plattformen kann SAR-Sendeantennen (auch *Transmitter* genannt) oder Empfangsantennen (auch *Receiver* genannt) führen. Zusätzlich benötigte Sensoren für diverse Aufgaben wie z.B. ein Laser Ranger zur Abstandsbestimmung (siehe unten) sind ebenfalls vorhanden. Darüber hinaus besitzt jedes Szenario noch eine reflektierende Erdoberfläche. Diese Basiselemente werden im Folgenden in einem Baukasten zusammengefasst (Abbildung 5.3) und für den Aufbau der in Abschnitt 5.1.1 aufgeführten Szenarien bereitgestellt.

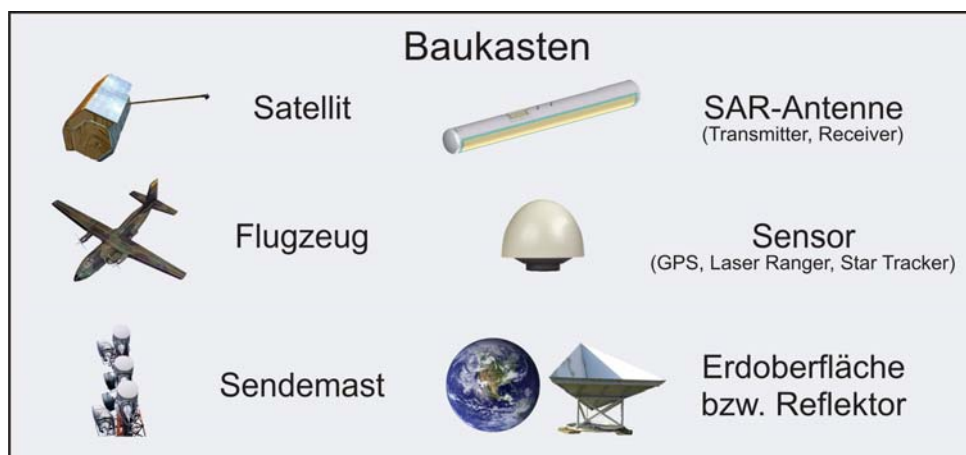


Abbildung 5.3: Zusammenstellung der ausgewählten Baukastenelemente, mit denen sich umfangreiche mono-, bi- oder multistatische SAR-Szenarien aufbauen lassen.

Im vorliegenden Baukasten sind drei Sensortypen verfügbar. Als Sensor für Flugzeuge und Satelliten ist ein GPS-Empfänger (*Global Positioning System* [ROTHACHER und ZEBHAUSER 2000]) bereitgestellt. Für den Einsatz in Satelliten sind zusätzlich noch Laser-Entfernungsmesser (sog. *Laser Ranger*) sowie eine Sternkamera (*Star Tracker*) vorgesehen und werden in Kapitel 8 näher beschrieben.

Aus diesen Modulen können nun weit mehr zu untersuchende Szenarien, als nur die in Abbildung 5.1 gezeigten aufgebaut werden. Die Anzahl der verwendeten Plattformen sowie deren individuelle Ausstattung ist in einem Szenario frei wählbar. Nachfolgend ist eine Übersicht aller verfügbaren Module sowie deren Funktionalität aufgelistet:

- **Trägerplattformen**

- **Satellit**

- Trägerplattform für alle verfügbaren Sensoren (SAR-Sensoren, GPS, Laser Ranger, Star Tracker).

- **Flugzeug**

- Trägerplattform für SAR- und GPS-Sensoren.

- **Sendemast**

- Statischer Mast zur Aufnahme eines SAR-Transmitters.

- **Sensoren/Antennen**

- **SAR-Transmitter**

- Sendende SAR-Antenne.

- **SAR-Receiver**

- Empfangende SAR-Antenne.

- **GPS-Receiver**

- Sensor zur Positionsmessung mit einer vorgegebenen Genauigkeit.

- **Laser Ranger**

- Sensor zur Entfernungsmessung zwischen zwei Satelliten mit einer vorgegebenen Genauigkeit.

- **Star Tracker**

- Sensor zur Messung der Orientierung des Satelliten im Raum mit einer vorgegebenen Genauigkeit.

- **Erdoberfläche**

- **Bodenreflektor**

- Reflektierende oder zurückstreuende Oberflächen auf der Erdoberfläche.

5.2 Modellierung der Signalübertragung

Die Kernaufgabe des Simulators ist die Nachbildung eines SAR-Radarsystems auf der Basis des in Abschnitt 1.1.1 aufgezeigten Radarfunktionsprinzips. Dabei müssen die ausgesendeten gebündelten elektromagnetische Wellen und die von Objekten reflektierten Radarechos inkl. der Signalantworten abgebildet werden. Von Interesse sind die benötigten Laufzeiten sowie die Intensität der aufgenommenen Radarsignale, da mit diesen Informationen die gesuchte komplexe Signalantwort des Radarechos bestimmt werden kann. Für die Modellierung eines solchen Signalübertragungswegs kommen zwei mögliche Ansätze (physikalisch und geometrisch) in Frage. Allerdings bietet der geometrische Ansatz einen großen Vorteil im Gegensatz zum physikalischen Ansatz. Ein Vergleich beider Ansätze soll dies verdeutlichen.

5.2.1 Physikalischer Ansatz

Ein physikalischer Ansatz zur Modellierung von elektromagnetischen Wellen beruht auf elektromagnetischen Feldebetrachtungen. So muss die Entstehung und Ausbreitung eines elektromagnetischen Feldes, die Reflexion an der Erdoberfläche und eventuelle Überlagerungen mit anderen elektromagnetischen Wellen modelliert werden. Aufgrund der komplexen mathematischen und physikalischen Modelle würde ein solcher Ansatz für den hier vorgestellten Simulator zu aufwendig sein. Selbst wenn alle zu berücksichtigenden Modelle eines solchen Ansatzes verstanden und kombiniert wären, wäre die Simulation der elektromagnetischen Felder aufgrund fehlender Rechenleistung nicht in einem angemessenen Zeitrahmen durchführbar, da eine Raumdiskretisierung nötig wäre [HENKE 2007], [ANWANE 2007]. Aus diesem Grunde kommt dieser Ansatz für die Entwicklung des neuen Simulators nicht in Frage.

5.2.2 Geometrischer Ansatz

Im Gegensatz zum physikalischen Ansatz, in dem die Modellierung der Signalübertragung als elektrisches System betrachtet wird, bildet der geometrische Modellierungsansatz es als geometrisches System ab. Das Grundprinzip eines Radarsystems basiert auf der Laufzeitmessung der Radarsignale. Aus der gemessenen Laufzeit wird die Distanz zwischen Radarantenne und reflektierendem Objekt bestimmt (Abbildung 5.4). Diesen einfachen Umrechnungsvorgang kann man zur Modellierung eines Radarsystems ausnutzen, wenn es darauf ankommt, die Signallaufzeiten durch die Simulation bereitzustellen. Dieser Ansatz erfordert die genaue Kenntnis der geometrischen Anordnung des Radarsystems im Raum, sowie eine wichtige Annahme: das Senden und Empfangen geschieht verzögerungsfrei und kann damit an derselben Position der Trägerplattform stattfinden. Dieser Annahme ist in [MCDONOUGH *et al.* 1985] als Start-Stop-Approximation beschrieben (vgl. Abschnitt 5.4). Hierdurch kann die Geschwindigkeit der Objekte bei Sende- und Empfangsvorgang vernachlässigt werden. Diese Art des geo-

metrischen Modellierungsansatzes für ein Radarsystem ist im Vergleich zum physikalischen Ansatz sehr einfach.

Für den geometrischen Ansatz sind die Annahmen der elektromagnetischen Wellentheorie aus Abschnitt 1.1.1 grundlegend. Denn nur unter der Voraussetzung einer konstanten Geschwindigkeit und geradlinigen Ausbreitung der Radarsignale können die entsprechenden Umrechnungen von Distanzen in Signallaufzeiten und umgekehrt durchgeführt werden.

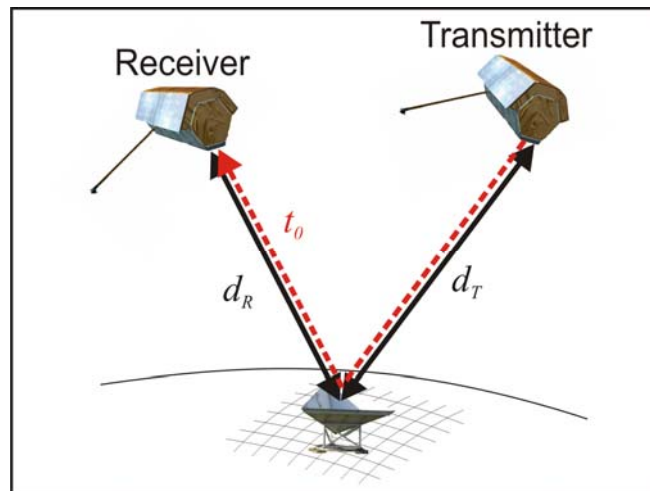


Abbildung 5.4: Zusammenhang der Gesamtdistanz von Transmitter über einen Bodenreflektor zum Receiver und der daraus resultierenden Signallaufzeit.

Aus den Distanzen des Transmitters d_T und des Receivers d_R zum Bodenreflektor ergibt sich die Gesamtlaufstrecke des Signals d_{TR} zu

$$d_{TR} = d_T + d_R . \quad (5.1)$$

Aufgrund dieser Gesamtlaufstrecke kann nun die Laufzeit t_0 eines jeden Signals vom Transmitter über den Reflektor bis hin zum Receiver mit

$$t_0 = \frac{d_{TR}}{c} \quad (5.2)$$

berechnet werden. Mit dieser Laufzeit kann dann die komplexe Signalantwort, die am Receiver aufgenommen wird, nach komplexer Demodulation (im äquivalenten Tiefpassbereich) [HEIN 2004] berechnet werden:

$$r_r(t, \tau) = \sigma \cdot \text{rect}\left(\frac{t - t_0(\tau)}{T}\right) \cdot \exp\left(j\pi k_r (t - t_0(\tau))^2\right) \cdot \exp(-j2\pi F_0 t_0(\tau)), \quad (5.3)$$

wobei r_r die komplexe Signalantwort, τ die Azimut-Zeit, $t_0(\tau)$ die Signallaufzeit zum entsprechenden Azimut-Zeitpunkt, T die Pulsdauer des Chirps, σ der Rückstreuoeffizient, t die Signalzeit, F_0 die Mittenfrequenz des Radarsystems und k_r die Frequenzrate des Signals ist.

Die Bestimmung der Signalstärke bzw. des Rückstreukoeffizient σ bedarf einer gesonderten Betrachtung. Jede Radarantenne besitzt ihre eigene Antennencharakteristik (vgl. Abschnitt 2.2.2) und damit ihre eigene Signalstärkeverteilung. Für den Simulator sollte allerdings eine einfache und allgemeingültige Verteilung angenommen werden. Ein ideales Radarsystem besitzt eine Signalstärkeverteilung gemäß einer Überlagerung von zwei *sinc*-Funktionen (vgl. Abschnitt 2.2.2) für Azimut- und Range-Richtung, wie sie in Abbildung 5.5 zu sehen ist.

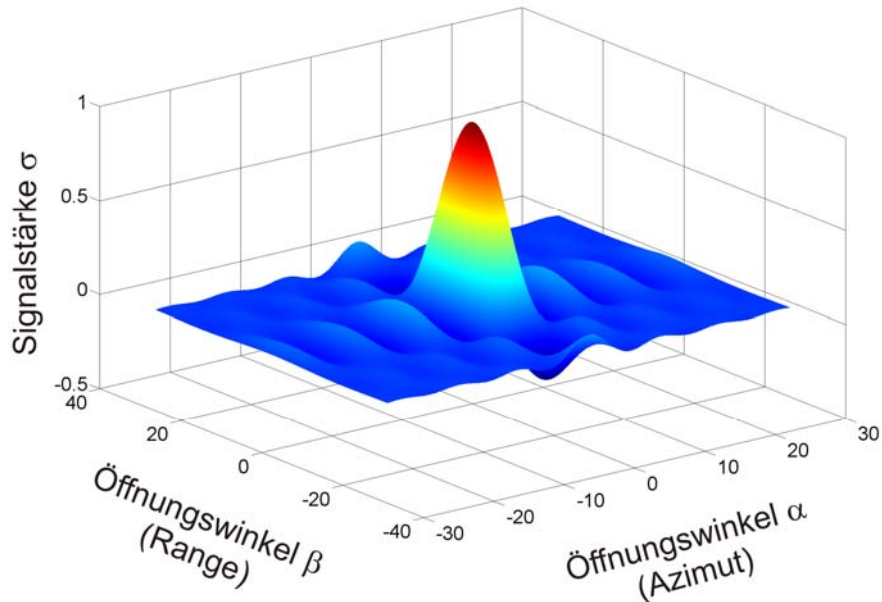


Abbildung 5.5: Amplitudenbezogene Signalstärkeverteilung eines idealen Radarsystems als eine zweidimensionale *sinc*-Funktion. Der in der Mitte zu sehende „Funktionsberg“ beschreibt die Antennenhauptkeule. Die übrigen Wellen sind die Nebenmaxima der Radarantenne.

Da eine Radarkeule aus elektromagnetischen Wellen besteht, kann sie im eigentlichen Sinne nicht als örtlich begrenzt angesehen werden. Um aber im Simulator für die Radarkeule eine eindeutige geometrische Form vorgeben zu können, wird von dieser idealen Signalstärkeverteilung als Radarkeule nur der Radarhauptkeulenbereich mit einer Signalstärke von mehr als 50% (-3dB-Grenze) gewählt und damit die Form der Radarkeule durch die damit sich ergebenden Öffnungswinkel beschrieben. Auf diese Weise werden zugleich alle Nebenmaxima abgeschnitten und vernachlässigt. Abbildung 5.6 zeigt dies für den eindimensionalen Fall.

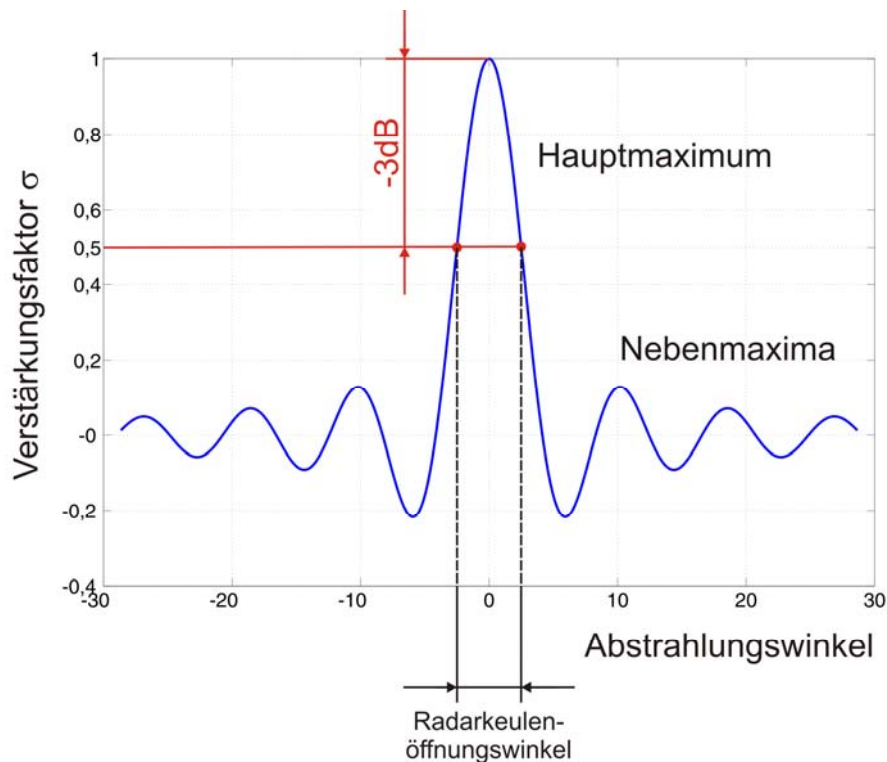


Abbildung 5.6: Bestimmung des Öffnungswinkels der Radarkeule. Er wird durch die -3dB-Grenze beschrieben.

Wie für einen Radarstrahl innerhalb der Radarkeule seine Signalstärke bestimmt wird, wird an dieser Stelle noch nicht beschrieben, sondern ist in Abschnitt 9.2.4 nachzulesen, da erst dort wichtige Details erklärt werden. Ausführliche und weiterführende Erklärungen bezüglich der Generierung von SAR-Daten finden sich in Kapitel 9. Schließlich bietet der hier aufgezeigte geometrische Ansatz neben der Modellierung von Radar-Signalen zudem auch die Möglichkeit, die oben erwähnten Sensoren wie GPS, Star Tracker und Laser Ranger zu modellieren, wie noch in Kapitel 8 gezeigt wird.

5.3 Benötigte Koordinatensysteme

Um die schon mehrfach erwähnte und zur Signalgenerierung benötigte geometrische Entfernung zwischen zwei Objekten bestimmen zu können, ist es wichtig, die Positionen eines jeden Szenarioelementes in einem gemeinsamen Koordinatensystem (globales *Inertialsystem IS*) genau zu kennen bzw. berechnen zu können.

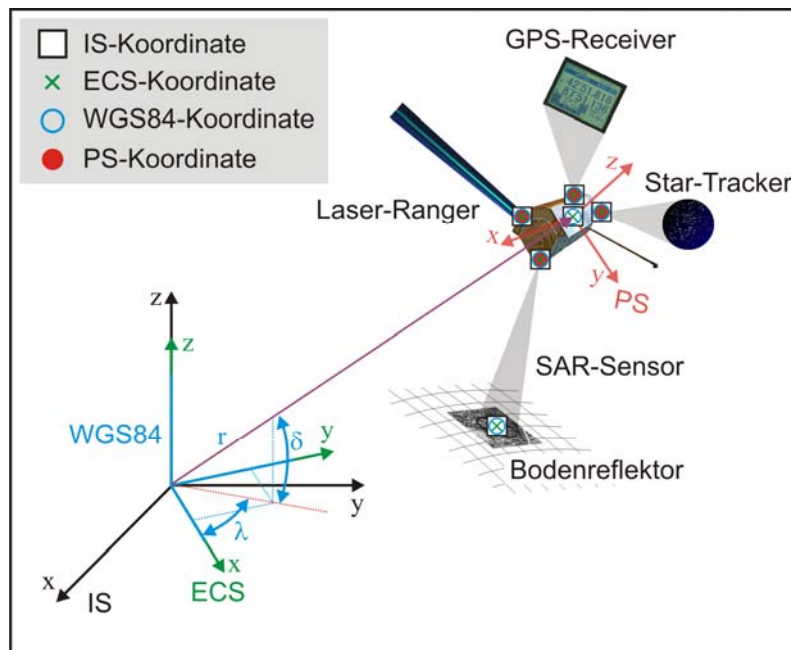


Abbildung 5.7: Geometrischer Modellierungsansatz: Alle Elemente eines Szenarios werden mit Hilfe unterschiedlicher Koordinatensysteme im Raum arrangiert. Durch Koordinatentransformationen zwischen den einzelnen Systemen kann jede Koordinate in jedes benötigte System überführt werden. In diesem Schema wurden der Übersicht halber nur ein Teil der benötigten Koordinatensysteme dargestellt.

Ein kleines Beispiel soll dies verdeutlichen. In Abbildung 5.7 ist ein einfaches Szenario dargestellt. Um sämtliche geometrische Weglängenbestimmungen durchführen zu können ist es nötig, alle Positionen der Elemente wie z.B. des Satelliten, des Bodenreflektors und der Sensoren im globalen *Inertialsystem* *IS* auszudrücken. Die Festlegung der Positionen eines jeden Sensors am Satellit geschieht allerdings mit Hilfe eines satellitenbezogenen *Plattformsystems* *PS*. Die Position des Satelliten wird üblicherweise wiederum in unterschiedlichen Koordinatensystemen wie dem *IS*, dem *Erdfesten Koordinatensystem* *ECS* (*Earthfixed Coordinate System*) oder dem *Geodätischen Koordinatensystem* *WGS84* (*World Geodetic System 1984*) definiert. Die Bodensensorposition wird ebenfalls in *WGS84* ausgedrückt. Durch die zugehörigen Transformationen zwischen den einzelnen Koordinatensystemen ist es möglich, alle in unterschiedlichen Systemen definierten Positionen in das einheitliche *IS* zu transformieren, um dort die gewünschten Rechnungen auszuführen.

Im Rahmen dieser Arbeit werden die folgenden Koordinatensysteme benötigt (vgl. Anhang A):

- **IS - Initial System** (*Inertialsystem*)

... ist das inertielle kartesische Koordinatensystem des Simulators, in dem die Satellitentrajektorien und die Entfernungsberechnungen durchgeführt werden.

- **ECS - Earthfixed Coordinate System** (*Erdfestes Koordinatensystem*)
...ist das erdfeste kartesische Koordinatensystem und dient in erster Linie als Zwischen-Koordinatensystem bei diversen Koordinatentransformationen.
- **WGS84 - World Geodatic System 1984** (*Geodätisches Koordinatensystem*)
... ist ein erdfestes verallgemeinertes Kugelkoordinatensystem, in dem üblicherweise alle geographischen Positionsangaben gemacht werden (Z.B. GPS-Messungen). Es beschreibt die Erde als rotationssymmetrischen und an den Polen abgeflachten Ellipsoiden.
- **GCS - Geocentric Coordinate System** (*Geozentrisches Koordinatensystem*)
... ist ein erdfestes Kugelkoordinatensystem, das die Erde im Gegensatz zum WGS84 als Kugel beschreibt. Dieses Koordinatensystem wird zur Berechnung der Gravitationsbeschleunigung der Erde benötigt (vgl. Abschnitt 11.1.1).
- **TS - Trajectory System** (*Trajektoriensystem*)
... ist ein kartesisches, auf den Satelliten bezogenes Koordinatensystem, in dem die Lagewinkel sowie Positions- und Geschwindigkeitsvektoren der Trägerplattform definiert werden.
- **PS - Platform System** (*Plattformsystem*)
... ist ein kartesisches plattformfestes Koordinatensystem, das verwendet wird, um Positionen und Richtungen von Sensorgeräten an einer Trägerplattform zu spezifizieren.
- **SLS - SAR Lobe System** (*Radarkeulensystem*)
... ist ein kartesisches Koordinatensystem, welches Koordinaten relativ zur Quelle einer Radarkeule beschreibt. Es wird benötigt, um die Radarkeule zu beschreiben (vgl. Kapitel 9).

Abbildung 5.8 zeigt den Zusammenhang zwischen diesen einzelnen Koordinatensystemen in Form von Koordinatentransformationen auf. Im Bezug darauf ist hinzuweisen, dass für den Sendemast eigentlich kein Trajektoriensystem definiert werden kann, da er im Vergleich zum Flugzeug keine Trajektorie beschreibt und er als statisch angesehen wird. Um jedoch die benötigten Systeme PS und SLS zur Beschreibung der Transmitter-Radarkeule auch für den Sendemast definieren und berechnen zu können, wird ein entsprechendes Trajektoriensystem über einen virtuellen Geschwindigkeitsvektor im ECS der Form $(0, 0, 1)$ eingeführt. So können alle Transformationen des Flugzeugs und des Satelliten für den Sendemast genutzt werden.

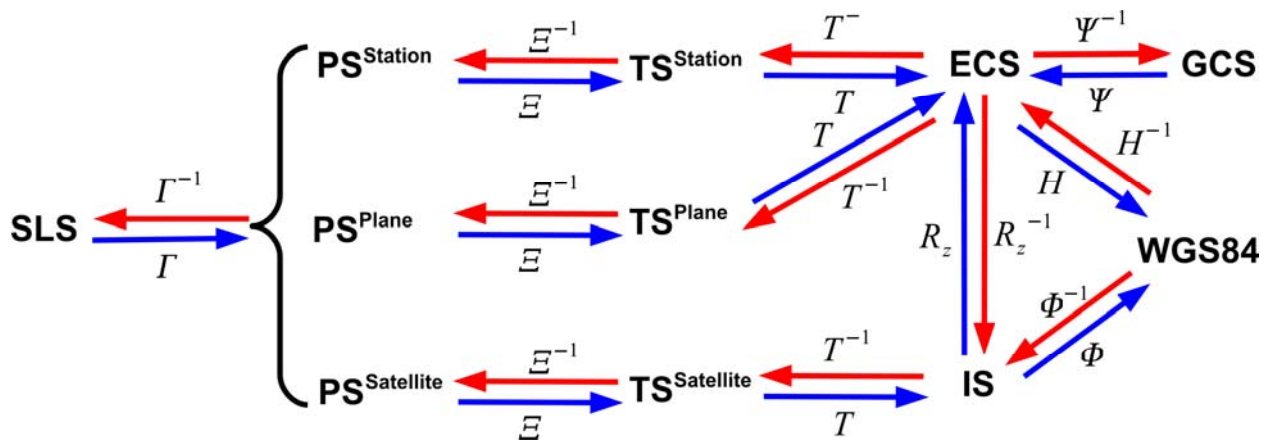


Abbildung 5.8: Transformationsgraph aller für den geometrischen Modellierungsansatz benötigten Koordinatensysteme: Zwei der sieben Koordinatensysteme (TS und PS) müssen aufgrund verschiedener Bezugssysteme nochmals für die einzelnen Arten von Trägerplattformen unterschieden werden.

Die einzelnen Koordinatensysteme und zugehörigen Transformationen werden in Anhang A und B ausführlich beschrieben und weiterführende Details können in [KALKUHL 2003] und [DROSTE 2006] nachgelesen werden.

5.4 Schrittsteuerung des Simulators

In Abschnitt 3.2.2 sind unterschiedliche Ansätze zur Ablaufsteuerung von Simulationen beschrieben. Untersucht man nun den Ablauf einer SAR-Mission, so stellt man fest, dass sowohl ein kontinuierlicher Prozess als auch ein diskreter Prozess vorliegt. Die Trägerplattform beschreibt eine kontinuierliche Bewegung, die mittels entsprechender Bewegungsgleichungen (vgl. Abschnitt 11.1) definiert ist. Das Senden und Empfangen der Radarsignale stellt dagegen einen diskreten Vorgang dar, da die einzelnen ausgesendeten Signale mit einer fest vorgegebenen Wiederholrate PRF - *Pulse Repetition Frequency* (dt. Pulswiederholrate) und damit zu festen Zeitpunkten ausgesendet werden. Aufgrund der endlichen Ausbreitungsgeschwindigkeit der Signale müsste streng genommen der Vorgang der Signalausbreitung wiederum kontinuierlich abgebildet werden. Hier wird zur Vereinfachung die Annahme getroffen, dass das Senden und Empfangen verzögerungsfrei geschieht und damit an derselben Position der Trägerplattform stattfindet. (Start-Stop-Approximation, [MCDONOUGH *et al.* 1985]).

Der kontinuierliche Ansatz für die Bewegung und der diskrete für den Sende- und Empfangsvorgang müssen für den Simulationsablauf in einem Ansatz zusammengeführt werden. Wie schon in Kapitel 2 beschrieben, wird die synthetische Apertur auf Grund von aufeinanderfolgenden Momentaufnahmen in Azimut-Richtung zusammengesetzt. Dabei ist die Azimut-Zeitachse von besonderer Wichtigkeit, da nur bei bekannten Positionen und Sendezeitpunkten der Antenne in Azimut-Richtung eine Synthetisierung der Antenne durchgeführt werden kann. Deshalb bietet es sich an, die Simulationszeit an die Azimut-Zeit anzulehnen (Abbildung 5.9).

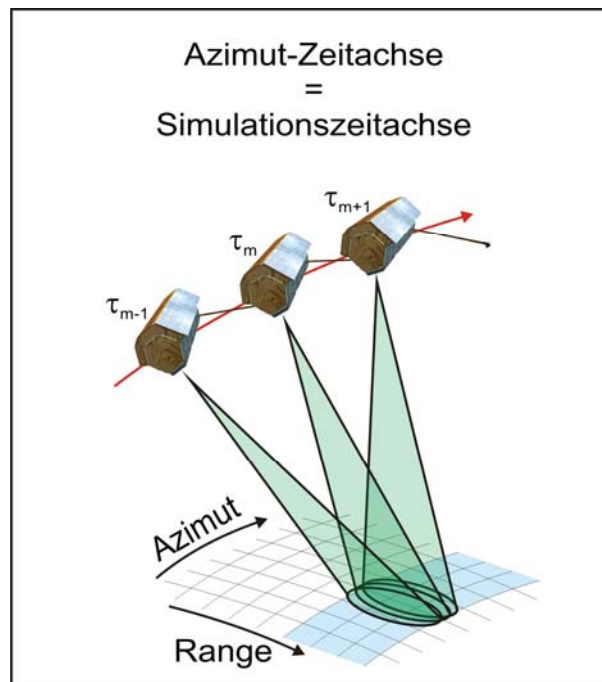


Abbildung 5.9: Die Simulationszeitachse des Simulators ist an die Azimut-Zeitachse einer SAR-Mission angelehnt. Damit wird in jedem Zeitschritt der Simulation eine Momentaufnahme des Szenarios betrachtet.

Für jeden Simulationszeitpunkt bzw. Azimut-Zeitpunkt τ_m benötigt man so immer die aus der Trajektorienberechnung bestimmte Position der Trägerplattform, die für den Sende- und Empfangsvorgang entscheidend ist. Der Ablauf einer Simulation lässt sich wie folgt darstellen, wobei die Schritte 2. bis 3. in einer Schleife über alle Sende- und Empfangspunkte läuft:

1. Trajektorienberechnung:

Alle Bewegungstrajektorien der beteiligten Trägerplattformen werden mit einer einheitlichen Zeitachse in Azimut-Richtung und einer Zeitschrittweite $\Delta\tau_{Sim}$ von

$$\Delta\tau_{Sim} = 1 / PRF \quad (5.4)$$

berechnet. Damit ist gewährleistet, dass für jeden durchzuführenden Sende- und Empfangsvorgang die Positionen der Trägerplattformen bekannt sind (Abbildung 5.9).

2. Nachführung der geometrischen Konstellation:

Für einen Azimut-Zeitpunkt werden die berechneten Positionen der Trägerplattformen in der geometrischen Konstellation umgesetzt.

3. Signalantworten: Durchführen des Sende- und Empfangsvorgangs

Mit der umgesetzten geometrischen Konstellation können die geometrischen Weglängen von Transmitter über jeden Reflektor bis hin zum Receiver berechnet werden (Gleichung (5.2)).

Die so gewählte Ablaufsteuerung stellt somit einen hybriden Ansatz aus zeitdiskreter und zeitkontinuierlicher Simulation dar.

5.5 Trennung von Simulation und Visualisierung

Wie noch in Kapitel 10 zu sehen sein wird, schöpft die Simulation eines Szenarios mit Erstellung der synthetischen Sensordaten je nach Art des SAR-Szenarios die Hardwareressourcen eines Rechners voll aus. Dies liegt an der sehr rechenzeitintensiven synthetischen Signalgenerierung. Neben den eigentlichen Rechnungen kommen dazu noch Dateizugriffe, um entsprechende Informationen aus Oberflächendateien zu lesen. Damit ist die Geschwindigkeit einer Simulation im hohen Maß hardwareabhängig.

Für die Visualisierung ist jedoch eine flüssige Filmdarstellung mit einer konstanten Bildrate wünschenswert. Bei der Verwendung des SAR-Simulators besteht allerdings nicht die Notwendigkeit einer Echtzeit-Visualisierung, da die Rohdatengenerierung und nicht die Visualisierung im Vordergrund steht. Somit ist eine Trennung von Simulation und Visualisierung sinnvoll, und sie werden deshalb voneinander getrennt durchgeführt.

5.6 Implementierungsumgebung

Eine grundlegende Entscheidung zu Beginn der Implementierung des Frameworks ist die Wahl einer geeigneten Programmierumgebung:

- **Verwendung der Programmiersprache Java**

Zur Implementierung des Frameworks wird als Programmiersprache Java gewählt [SUN-MIRCOSYSTEMS 2008], [BALZERT 2005b]. Damit kann der Anforderung nach der objektorientierten Programmierung und der Umsetzung des Baukastenprinzips nachgekommen werden. Darüber hinaus bietet diese Sprache weitere Vorteile: Zum Einen ist sie betriebssystemunabhängig. Zum Anderen existieren geeignete Schnittstellen zu anderen Programmiersprachen und -systemen, die es ermöglichen, ein in Java implementiertes Framework flexibel anzusprechen und zu nutzen. Diese Möglichkeit ist grundlegend für die Anforderung des externen und austauschbaren Rechen- und Steuerwerks (vgl. Abschnitt 6.2.1).

- **3D-Visualisierung mit Java3D**

Durch die Verwendung von Java als Programmiersprache bietet es sich an, die gewünschte dreidimensionale Visualisierung der Szenarien und der Simulationsergebnisse mit *Java3D* [CHEN und WEGMAN 2006], [J3D.ORG 2008], [JAVA.NET 2008] umzusetzen. Java3D ist eine etablierte Java-Bibliothek zur Erzeugung, Manipulation und Darstellung von dreidimensionalen Grafiken und Objekten.

- **MATLAB®**

Für die Umsetzung des Rechen- und Steuerwerks wird in dieser Arbeit das im Ingenieurbereich weit verbreitete Softwarepaket MATLAB verwendet. Es wird im Allgemeinen vor allem für numerische Simulation sowie Datenerfassung, Datenanalyse und -auswertung eingesetzt und mit den umfangreichen Funktionsbibliotheken (z.B. für Statistik) stehen viele Funktionalitäten zur Verfügung. Ebenso gilt MATLAB im Bereich der Steuer- und Regelungstechnik als Standardwerkzeug. MATLAB ist skriptbasiert und bietet eine komfortable Arbeitsumgebung sowie diverse Visualisierungsmöglichkeiten. Zudem stellt es eine Schnittstelle zu Java bereit, sodass eine Kommunikation zwischen Framework und Rechen- und Steuerwerk (vgl. Abschnitt 6.2.1) leicht realisiert werden kann.

- **Dateikonvention XML**

Im Hinblick auf eine passende Dateikonvention zur Beschreibung der benötigten Konfigurations- und Definitionsdateien des Simulators wird die weit verbreitete XML-Notation (*Extensible Markup Language*) [VONHOEGEN 2007], [RAY und BRODACKI 2002] gewählt. Sie nutzt eine hierarchische Struktur zur Darstellung strukturierter Daten in Form von Textdateien aus. Wie in Abschnitt 7.2.1 gezeigt, wird ein Szenario ebenfalls in einem hierarchischen Aufbau angelegt. So ist es möglich, die Szenariostruktur übersichtlich mit der XML-Notation in den benötigten Konfigurationsdateien zu spezifizieren.

6. Simulatorarchitektur & Ablaufsteuerung

Gegenstand dieses Kapitels ist die Entwicklung einer Softwarearchitektur, um die gestellten Vorgaben aus Kapitel 4 umzusetzen. Es wird zunächst ein Rohentwurf aufgrund der in Kapitel 5 ausgewählten Ansätze vorgestellt. Anschließend wird die Detailstruktur des gesamten Frameworks aufgezeigt. Im Hauptteil des Kapitels werden die unterschiedlichen Komponenten mit ihren Aufgaben und Funktionen ausführlich behandelt. Um einen Eindruck von der Vorgehensweise zur Simulation eines SAR-Szenarios zu erhalten, wird zum Schluss konzeptionell der Simulationsablauf dargestellt.

6.1 Architekturentwurf des Simulators

Die Softwarearchitektur beschreibt die grundlegenden Komponenten des Simulators und deren Zusammenspiel. Sie bezieht sich auf die globalen Eigenschaften des gesamten Softwaresystems und ist die Basis für alle folgenden Ausführungen. Eine einmal festgelegte Architektur kann nur mit sehr hohem Aufwand später noch geändert werden.

Im weiteren Verlauf der Arbeit wird zwischen den Begriffen *Simulator* und *Framework* unterschieden. Unter dem Begriff Framework (übersetzt: Fachwerk/Gerüst, Rahmenstruktur) versteht man ein Programmgerüst, das modular aus verschiedenen Programmkomponenten aufgebaut ist, die jeweils eine spezifizierte Funktionalität bereitstellen. Dabei sind die einzelnen Komponenten autark und können in unterschiedlichen Kombinationen für unterschiedliche Aufgaben genutzt werden. Die bereitgestellten Komponenten besitzen selbst keine Steuerlogik, d.h. erst durch eine Steuerkomponente (im vorliegenden Fall das Rechen- und Steuerwerk) können die bereitgestellten Funktionalitäten in logischer Art und Weise zusammen genutzt werden. Erst eine solche Kombination aus Steuerkomponente und Framework bildet in dieser Arbeit den eigentlichen Simulator (vgl. Abbildung 6.1). Genau genommen gibt es eigentlich somit mehrere Simulatoren.

6.1.1 Rohentwurf der Simulatorarchitektur

Anhand der beschriebenen Anforderungen aus der Bedarfsanalyse in Kapitel 4 kann die Simulatorarchitektur entwickelt werden. Abbildung 6.1 zeigt diesen Entwurf. Der gesamte SAR-Simulator besteht grob aus zwei Teilen. Zum einen aus einem autarken *Rechen- und Steuerwerk* und zum anderen aus dem in sich abgeschlossenen *SAR-Framework*.

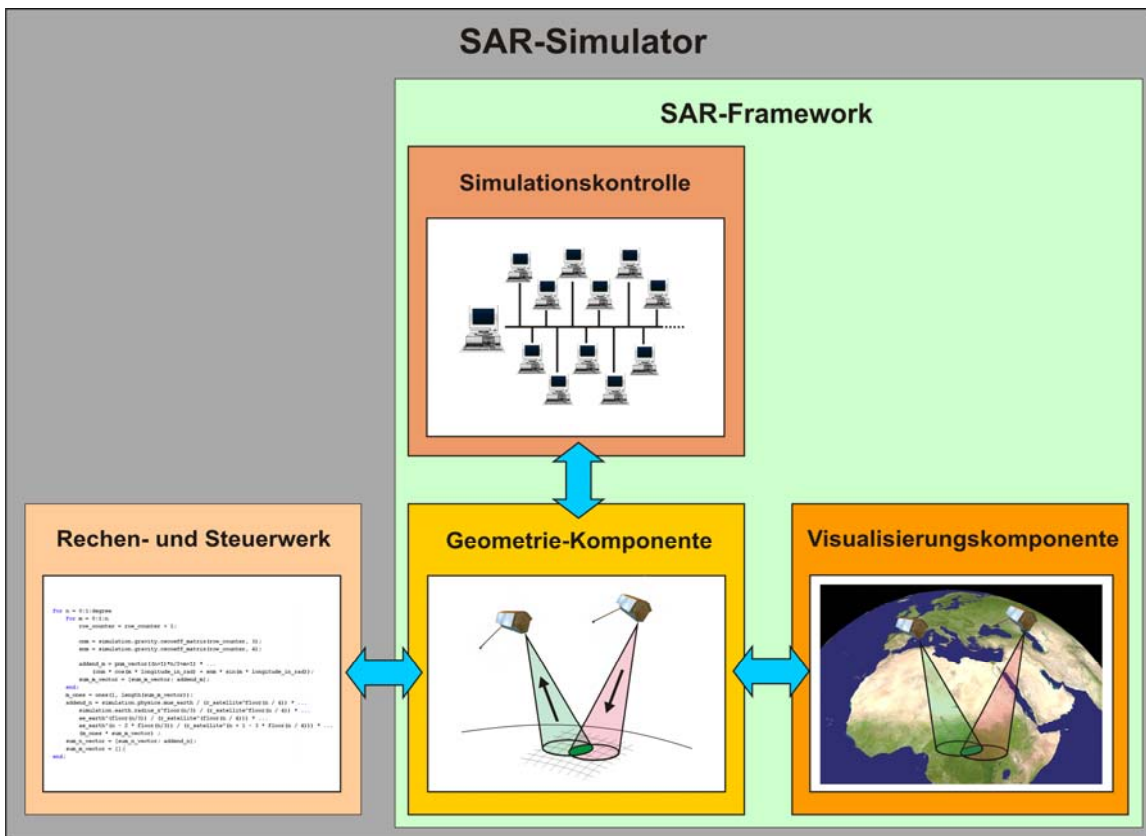


Abbildung 6.1: Grundentwurf des Simulators, bestehend aus Steuerkomponente und Framework

Die Steuerung des Frameworks obliegt dem

- **Rechen- und Steuerwerk**

Es beinhaltet die szenarioabhängige Implementierung der benötigten Algorithmen (z.B. zur Trajektorienberechnung, Positionsschätzung, Optimierung der Missionsplanung) und der Steuer-„Logik“ zur Nutzung des Frameworks.

Das SAR-Framework stellt sämtliche Funktionalitäten zur Simulation zur Verfügung und besteht wiederum aus drei selbstständigen Komponenten:

- **Geometrie-Komponente**

Sie ist die wichtigste Komponente des SAR-Frameworks und bildet die Basis für die Umsetzung des geometrischen Modellierungsansatzes. Diese Komponente repräsentiert und verwaltet die objektbasierte Umsetzung des geometrisch aufgebauten Szenarios und stellt entsprechende Objektdaten für Berechnungen bereit. Zudem liefert sie alle notwendigen geometrischen Beziehungen der Szenarioelemente.

- **Visualisierungskomponente**

Sie liefert die dreidimensionale Darstellung der Szenarien sowie von Simulationsergebnissen. Dabei greift sie auf alle Objektdaten der Geometrie-Komponente zu, die für die Anzeige notwendig sind.

- **Simulationskontrolle**

Diese Komponente wickelt spezielle Schritte im Simulationsablauf ab, was in Abschnitt 6.2.4 näher beschrieben wird. Dafür greift sie ebenfalls auf die Objektdaten der Geometrie-Komponente zu.

Weitere Erklärungen zu den einzelnen Komponenten sollen hier nicht mehr ausgeführt werden, da sie in Abschnitt 6.2 detailliert beschrieben werden. Der grundlegende Entwurf dieser Simulatorarchitektur wurde in [KALKUHL *et al.* 2006] veröffentlicht.

6.2 Simulator-Komponenten

Die detaillierte Darstellung der Architektur in Abbildung 6.2 ist das Ergebnis des stattgefundenen Entwicklungsprozesses des Simulators. Sie zeigt alle Komponenten des Frameworks und das autarke Rechen- und Steuerwerk, sowie ihre Verknüpfung. Darüber hinaus sind zusätzlich die Datenflüsse zwischen den Hauptkomponenten und die Dateneingabe und -ausgabe mittels Datenfiles illustriert.

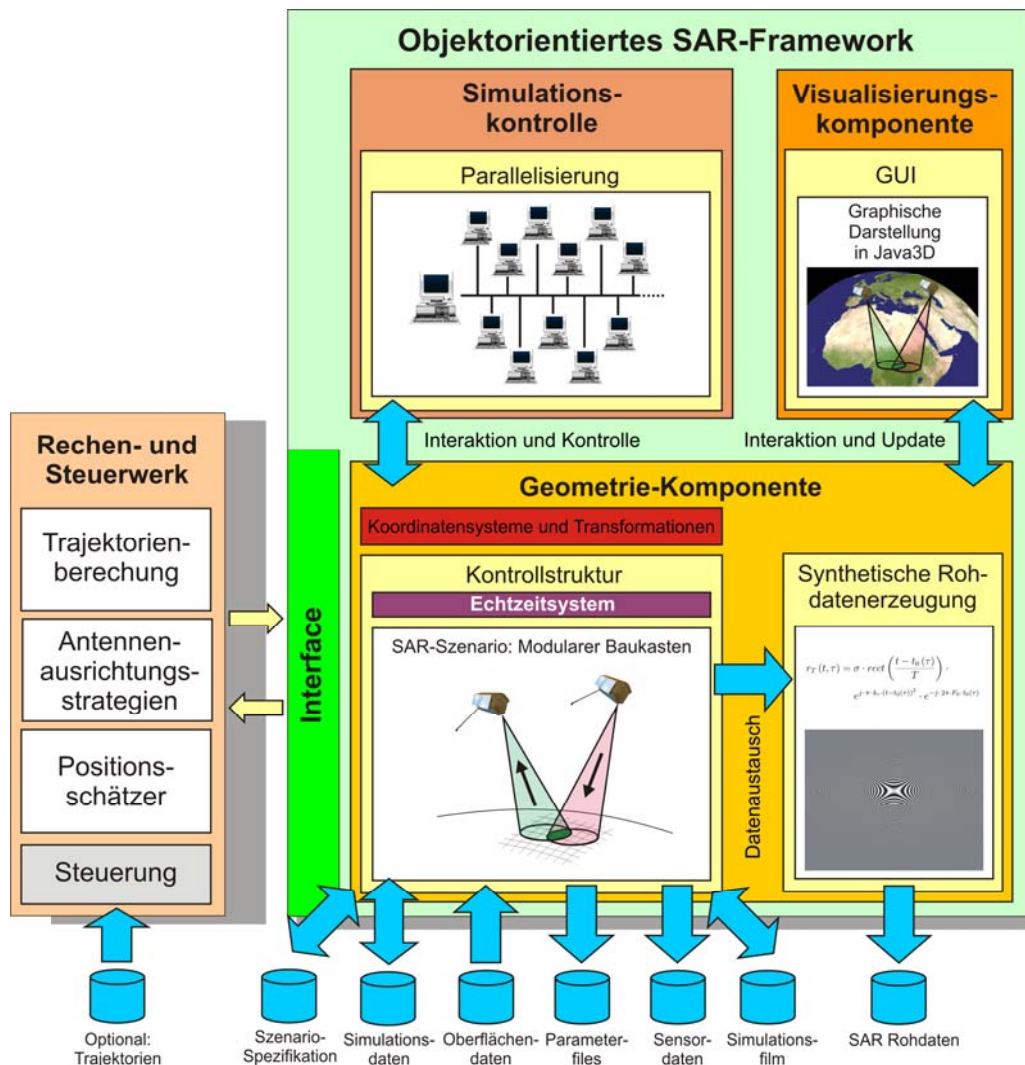


Abbildung 6.2: Detaillierte Simulator-Architektur für die Simulation komplexer SAR-Szenarien und die Generierung synthetischer SAR-Daten.

Im Folgenden sollen nun die Grundfunktionalitäten der einzelnen Komponenten allgemein vorgestellt werden (vgl. Abbildung 6.2). Damit geben die nachfolgenden Abschnitte dieses Kapitels zugleich einen detaillierten Überblick über den Rest der Arbeit.

6.2.1 Rechen- und Steuerwerk

Das Rechen- und Steuerwerk übernimmt im gesamten Simulator die Berechnung der Simulations- und Steuermodelle. Im Rahmen dieser Arbeit wurden exemplarisch wichtige benutzerspezifische Anwendungen umgesetzt. Dazu gehören sämtliche Trajektorienberechnungen von Satelliten und Flugzeugen (vgl. Kapitel 9), die zur Missionsplanung und -optimierung (siehe Kapitel 13) gehörenden Antennenausrichtungsstrategien sowie Positionsschätzer auf Basis von realen Messwerten und simulierten Daten zur Verbesserung der Trajektorien-Simulation (Kapitel 12). Darüber hinaus werden alle Entscheidungen über den Ablauf der Simulation während der Phase der Dynamik-Simulation (vgl. Abschnitt 6.3) getroffen. Dazu kommuniziert das Rechen- und Steuerwerk mit der im Nachfolgenden beschriebenen Geometrie-Komponente und nutzt deren Funktionalitäten.

Die oben genannten Simulations- und Steuermodelle sollen nun zur besseren Vorstellung kurz beschrieben werden. Die Modelle der Trajektorienberechnung, Missionsplanung und -optimierung sowie der Positionsschätzer werden zusätzlich in einem jeweils eigenen Kapitel ausführlich behandelt.

Das Rechen- und Steuerwerk ist im Rahmen dieser Arbeit in MATLAB implementiert. Es kommt aber auch jegliche andere Programmiersprache für die Implementierung dieser Komponente in Frage, die eine Schnittstelle zu Java unterstützt.

- **Trajektorienberechnung**

Eine wichtige Eigenschaft des SAR-Simulators im Vergleich zu den in Abschnitt 3.3 aufgeführten Simulatoren ist es, nichtlineare Trajektorien für Satelliten und Flugzeuge anstelle von einfachen gradlinigen Flugpfaden zu verwenden und somit die Simulation realitätsgetreuer zu gestalten. Dazu müssen entsprechende Flugbahnmodelle hinterlegt werden. Modelle für eine realistische Satelliten-Trajektorie können sehr komplex sein, wenn das reale, nicht homogene Gravitationsfeld der Erde anstelle des vereinfachten homogenen Feldes zugrunde gelegt werden soll. Weitere komplexe Modelle, wie der Gravitationseinfluss anderer Himmelskörper oder der Einfluss der Erdatmosphäre auf niedrig fliegende Satelliten können das Modell noch weiter verbessern. Analog erfordert die Bestimmung einer nichtlinearen Flugzeug-Trajektorie komplexe Modelle.

Alle diese Simulationsmodelle werden im Rechen- und Steuerwerk vom Anwender hinterlegt. So hat er die Möglichkeit, den Detaillierungsgrad seiner Modelle selbst zu bestimmen. Zudem können die Modelle selbst wieder in Bibliotheken

gesammelt und so wiederverwendet werden. Weitere Ausführungen zum Thema der Simulationsmodelle zur Trajektorienberechnung sind in Kapitel 9 zu finden.

- **Antennenausrichtungsstrategien für die Missionsplanung und -optimierung**

Eine sehr wichtige Fragestellung bei der Untersuchung von bi- und multistatischen SAR-Missionen ist es, wie die beteiligten Antennenkeulen zur Überlappung gebracht werden können. Da die Trägerplattformen auf unterschiedlichen Flugpfaden fliegen und sich somit die Footprints nicht unbedingt überschneiden, ist eine sinnvolle Datengenerierung nicht immer sichergestellt. Bei monostatischen Missionen entfällt diese Überlegung, da hier die Antennenkonstellation fix ist. So ist es bei der Untersuchung neuer bi- und multistatischer Konstellationen sehr wichtig, über Antennenausrichtungsstrategien (auch Antenna-Pointing-Strategien genannt) nachzudenken. Zielsetzung ist dabei die Berechnung einer entsprechenden Strategie zur Ausrichtung der Antennen unter Vorgabe unterschiedlicher Zielkriterien (vgl. Abschnitt 13.2.3). Erweiterungen dieser Zielkriterien ergeben sich durch Einbeziehung der Bewegungstrajektorie des Flugzeugs, so z.B. welcher Flugpfad optimal ist, um einen entsprechenden Geländestreifen abdecken zu können.

Diese Strategien und Optimierungsansätze werden ebenso wie die Trajektorienberechnung im Rechen- und Steuerwerk hinterlegt und in der Phase der Dynamik-Simulation (vgl. Abschnitt 6.3) durchgeführt. Kapitel 13 geht genauer auf die Einzelheiten der Antennensteuerungsstrategien ein.

- **Positionsschätzer**

Für die Verarbeitung von SAR-Daten (z.B. für Bewegungskompensation oder Ableitung von Prozessierungsparameter) sind genaue Positionsangaben der Trägerplattform erforderlich. Bei einer Aufnahme von SAR-Rohdaten mit einem satellitengetragenen System kommt es vor, dass die Positionsbestimmung mittels GPS mit einer im Vergleich zur SAR-Daten-Erfassung niedrigeren Datenrate durchgeführt wird. So stehen nicht alle benötigten Positionen für die Verarbeitung zur Verfügung. Die fehlenden Positionsangaben können jedoch durch eine Simulation bereitgestellt werden. Um verbesserte simulierte Daten zu erreichen ist es sinnvoll, sie mit den gemessenen Positionen mit Hilfe eines Kalman-Filters [CHUI und CHEN 1999] zu fusionieren. Weiterführende Erklärungen finden sich in Kapitel 12.

- **Steuerung**

Während der Dynamik-Simulation (vgl. Abschnitt 6.3) muss das Rechen- und Steuerwerk auf die Geometrie-Komponente zugreifen, um Aktionen im Framework anstoßen zu können. Als Beispiel ist hier ein Schreibvorgang zu nennen, der Daten zu festgelegten Zeitpunkten in eine Datei schreibt. Um die Funkionali-

täten des Frameworks nutzen zu können, ist ein bestimmter Satz von Befehlen im Rechen- und Steuerwerk verfügbar (vgl. auch Abschnitt 6.2.5). Der Anwender kann mit diesen Befehlen somit seine eigenen Steuermodelle im Rechen- und Steuerwerk hinterlegen.

6.2.2 Geometrie-Komponente

Die Geometriekomponente stellt das Herzstück des Simulators dar. Diese Komponente repräsentiert in modularer Weise alle physikalischen Elemente des Baukastens (Abschnitt 5.1.2) in Form einer objektorientierten Struktur. Sie stellt sämtliche Grundfunktionen für die geometrischen Berechnungen bereit, die während einer Simulation eines Szenarios und der Erzeugung synthetischer Rohdaten benötigt werden (Details finden sich in Kapitel 9). Auf diese Weise kann das gesamte Simulationsszenario zentral verwaltet werden. Die wesentlichen eingebetteten Komponenten der Geometrie-Komponente sind:

- **Koordinatensysteme und Transformationen**

Eine wesentliche Funktionalität der Geometriekomponente besteht darin, die benötigten Koordinatensysteme und die zugehörigen Transformationen zur Umsetzung des geometrischen Modellierungsansatzes bereitzustellen, die zur Berechnung aller geometrischen Größen gebraucht werden. Aus diesem Grunde wird diese Funktionalität in einer eigenen Teilkomponente zusammengefasst (vgl. Abschnitt 7.1, Berechnungsmodul *Computation*). Obwohl diese Funktionalität vorwiegend von der Geometrie-Komponente selbst genutzt wird und sie ein sehr mächtiges Werkzeug für die SAR-Simulation ist, steht sie auch dem Rechen- und Steuerwerk über die Schnittstelle zur Verfügung. So kann ein Anwender diese Funktionalität zur Umsetzung seiner Simulations- und Steuermodelle auf Wunsch nutzen. Weitere Einzelheiten zu den Koordinatensystemen und den Transformationen können in Anhang A und B nachgelesen werden.

- **Synthetische SAR-Rohdatenerzeugung**

Um einen zeitintensiven Datenaustausch zwischen separaten Komponenten zu vermeiden, ist es sinnvoll, die Teil-Komponente der synthetischen SAR-Rohdatenerzeugung sehr „nah“ an den benötigten Daten zu platzieren. Daher ist die Komponente zur Erzeugung synthetischer SAR-Rohdaten mit in der Geometrie-Komponente integriert, da sie die dort berechneten Daten für die Rohdatengenerierung benötigt. Für die Erzeugung der SAR-Rohdaten werden in der Geometrie-Komponente alle geometrischen Beziehungen verwaltet und die aufwendige Abtastung der Erdoberfläche (vgl. Abschnitt 9.1.3) durchgeführt. Diese liefert die für die Rohdatengenerierung benötigten geometrischen Abstände zwischen Transmitter, Reflektor und Receiver. Die Teil-Komponente zur Erzeugung der SAR-Rohdaten greift auf diese berechneten Abstände des Abtastvorgangs zu

und verwaltet die gesamte Rohdatenerzeugung. Dazu bestimmt sie aus den Abständen die zugehörigen Signallaufzeiten bzw. die komplexe Signalantwort und sortiert diese in entsprechender Weise in die Rohdatenmatrix ein. Weitere Details zur SAR-Rohdatenerzeugung können in Kapitel 9 nachgelesen werden.

- **Echtzeitsystem**

Eine weitere Teilkomponente der Geometrie-Komponente ist das *Echtzeitsystem*. Es ist eingebettet in der Kontrollstruktur der Geometrie-Komponente (vgl. Abschnitt 6.2.5) und wird für das Abspielen von Simulationsfilmen benötigt. Diese Filme dienen zur Visualisierung der SAR-Konstellation und deren Bewegungsverhalten im Verlauf der Simulation in einer Animation (vgl. Abschnitt 6.2.3). So können Rückschlüsse über den Missionsverlauf gezogen werden.

Um die Bedeutung und den Nutzen des Echtzeitsystems zu verstehen, ist eine Erklärung zur Erstellung und zum Aufbau des Simulationsfilms bereits an dieser Stelle sinnvoll:

Zur Visualisierung der SAR-Konstellation und deren Bewegungsverhalten wird während der Simulation mit einem festen Zeitintervall $\Delta\tau_{Frame}$ der momentane Zustand des Szenarios, im Folgenden als Frame bezeichnet, in den Simulationsfilm geschrieben. Die Framezeitachse τ_{Frame} lehnt sich an die Azimut-Zeit τ (vgl. Abschnitt 5.4) an und die Zeitschrittweite $\Delta\tau_{Frame}$ zwischen den einzelnen Frames ist so gewählt, dass eine ruckfreie Animation zu erwarten ist (typischerweise 25Hz).

Ein Frame umfasst alle änderbaren Eigenschaften der einzelnen Bestandteile des Szenarios, die für die Visualisierung eine Rolle spielen. Dazu zählen:

- Laufzeit der Simulation,
- Position, Geschwindigkeit und Lageinformationen aller Sender- und Empfängereinheiten,
- Richtungsvektor aller im Szenario verwendeten SAR-Geräte und Laser Ranger und
- Footprints der letzten Signalgenerierung.

Durch die sich jedoch zeitlich verändernde geometrische Konstellation der Positionen und Antennenwinkel im Szenario ändert sich die Größe und Form des Footprints (vgl. Abschnitt 9.1.3, Abtastkriterium *Footprint*) von Zeitschritt zu Zeitschritt. Damit variiert auch die Anzahl der benötigten Bodenzellen zur Visualisierung der Footprints die im Frame abgespeichert werden muss. Daher kann von keiner einheitlichen Framegröße ausgegangen werden und somit variiert auch der Zeitaufwand, um einen Frame einzulesen und zu verarbeiten. Für den Anzei-

gevorgang ist es jedoch wünschenswert, dass die einzelnen Frames in Echtzeit, d.h. mit der festgelegten Zeitschrittweite $\Delta\tau_{Frame}$, angezeigt werden sollen, um eine möglichst ruckfreie Darstellung zu erreichen.

Diese Funktionalität ist im Echtzeitsystem implementiert. Für die Umsetzung der Echtzeit wird ein Thread-Ansatz gewählt [OAKS und WONG 2004], [ZIESCHE 2005]. Dabei werden zwei nebenläufige Prozesse (genannt *Threads*) genutzt, wobei einer eine Art Uhrwerk ist und die Framezeitachse kontinuierlich fortschreiten lässt, um die Visualisierung selbst in Echtzeit ablaufen zu lassen. Der zweite Prozess regelt das Laden und Anzeigen des aktuellen Frames. In Abbildung 6.3 ist schematisch der Ablauf im Echtzeitsystem abgebildet.

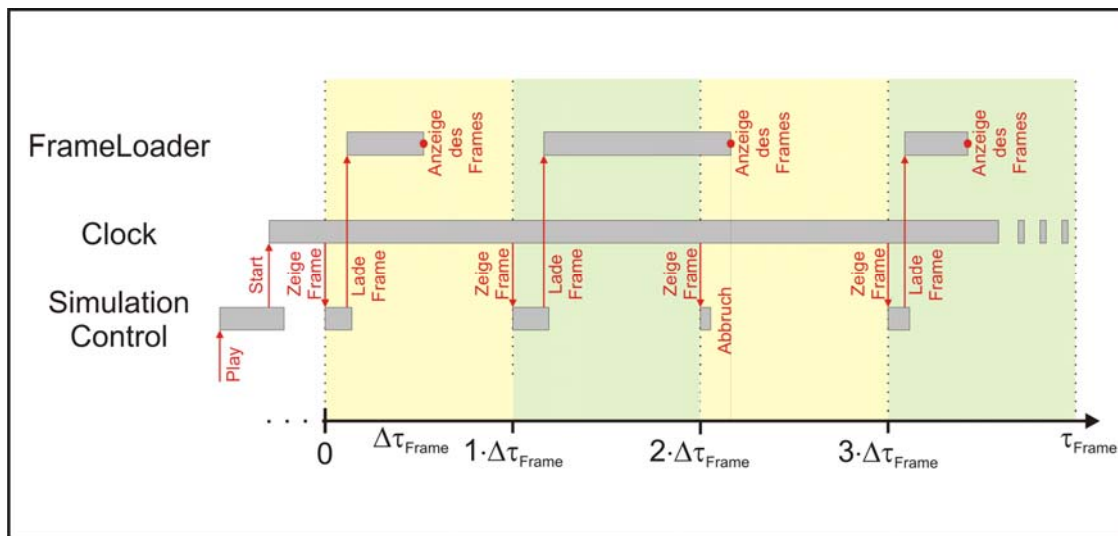


Abbildung 6.3: Sequenzbild des Echtzeitsystems. In der vorgegebenen Zeit zwischen $t = 1 \cdot \Delta\tau_{Frame}$ und $t = 2 \cdot \Delta\tau_{Frame}$ kann der Frame nicht komplett geladen werden. Er wird somit zwischen den Zeitpunkten $t = 2 \cdot \Delta\tau_{Frame}$ und $t = 3 \cdot \Delta\tau_{Frame}$ angezeigt und der eigentlich dort anzuzeigende Frame wird verworfen.

Sollte es aufgrund der unterschiedlichen Größe der einzelnen Frames nicht möglich sein, den Frame in dem vorgegebenen Zeitschritt $\Delta\tau_{Frame}$ komplett zu laden, so erkennt das Echtzeitsystem dieses und zeigt nach fertiggestelltem Ladevorgang den Frame an. Gleichzeitig verwirft es den folgenden Frame. Das Auslassen eines einzelnen Frames macht sich durch ein nahezu nichtbemerkbares Ruckeln im Simulationsfilm bemerkbar. Dennoch kann die Animation weiterhin in Echtzeit ablaufen („weiche Echtzeitanforderung“). Die genaue Umsetzung und weitere Informationen sind in [DROSTE 2006] zu finden.

6.2.3 Visualisierungskomponente

Visualisierungen spielen im Gesamtframework eine große Rolle, um die Implementierung eines Szenarios zu überprüfen und Abläufe intuitiv erfassbar zu machen. Ohne eine solche Komponente wäre es nicht möglich, eine visuelle Plausibilitätsprüfung der

Szenarien durchzuführen und das Auffinden von Fehlern in der Simulatorimplementierung zu ermöglichen.

Um dem Anwender die komfortable Möglichkeit zu geben, die zu untersuchenden SAR-Szenarien und Konstellationen auf einfache Art und Weise zu erstellen, zu visualisieren und zu verwalten, stellt die Visualisierungskomponente eine GUI zur Verfügung (Abbildung 6.4). Dabei werden alle Elemente des Szenarios in einer dreidimensionalen interaktiv steuerbaren Szene dargestellt. Neben den physikalischen Objekten bzw. Baukastenelementen (z.B. Satellit, Erde, etc.) werden zusätzlich auch nicht-physikalische Objekte (z.B. Radarkeulen und Footprints) und Hilfs-Objekte (z.B. Koordinatensysteme und Geschwindigkeitsvektoren) zum besseren Verständnis visualisiert. Darüber hinaus bietet diese Szene die Möglichkeit vielfältiger Interaktionen (z.B. Ein- und Ausschalten der unterschiedlichen Koordinatensysteme) zur besseren Bedienbarkeit und Übersichtlichkeit.

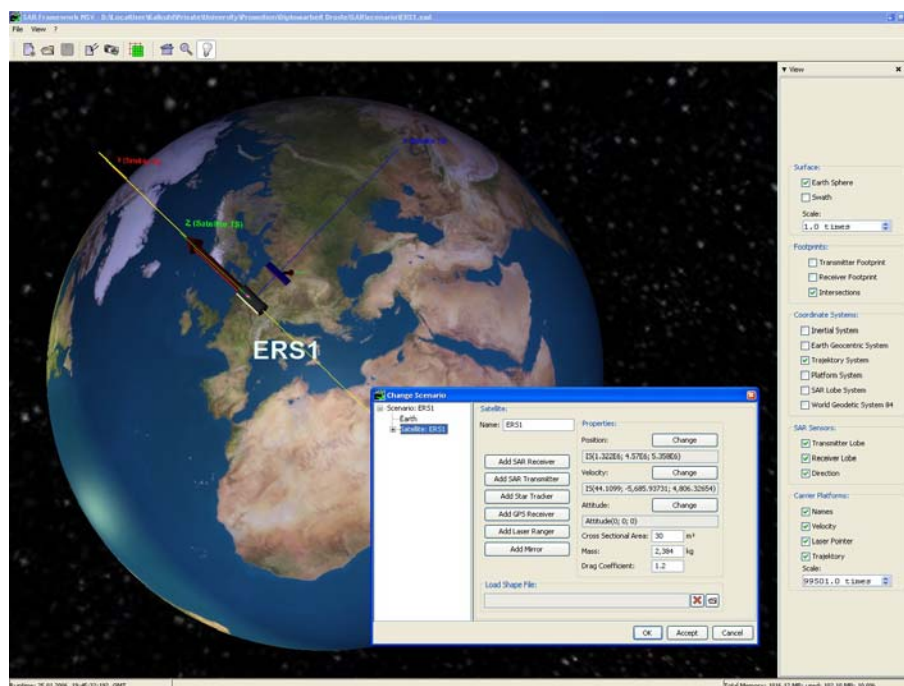


Abbildung 6.4: GUI der Visualisierungskomponente zur Erstellung und Verwaltung der Szenarien. Zu sehen ist die 3D-Szene eines Beispielszenarios mit geöffnetem Dialogfenster zur Verwaltung und Änderung des Szenarios.

Die Visualisierungskomponente bietet zusätzlich noch weitere Funktionen, wie z.B. die Erstellung von Screenshots des untersuchten Szenarios, um Einzelheiten der Untersuchung dokumentieren zu können.

Neben der graphischen Erstellung und Verwaltung der unterschiedlichen Szenarien kommt der Visualisierungskomponente noch eine weitere wichtige Aufgabe zu: Sie wird dazu genutzt, den während der Simulation erstellten Simulationsfilm in der interaktiv steuerbaren Szene wiederzugeben. Dieser Film dient, wie schon in Abschnitt 6.2.2 - Echtzeitsystem bemerkt, zur Veranschaulichung der SAR-Konstellation und deren Bewegungsverhalten im Simulationsverlauf. Mit Hilfe dieser Animation kann der Anwender

z.B. Rückschlüsse über den Ablauf von Antennensteuerungssequenzen (vgl. Abschnitt 13.2) ziehen und diese visuell bewerten.

Die Visualisierungskomponente nutzt die Funktionalität der Geometrie-Komponente, um die Verwaltung aller beteiligten Objekte und der Szenario-Zustände durchzuführen.

6.2.4 Simulationskontrolle

Die Hauptaufgabe der Simulationskontrolle liegt in der Abwicklung sämtlicher Aufgaben der Phase des Geometrie-Updates (vgl. Abschnitt 6.3). Damit initialisiert und überwacht die Simulationskontrolle den gesamten Simulationsablauf. Aufgrund der in Kapitel 10 dargelegten Problematik kann diese Phase auf Wunsch parallelisiert werden. Die Simulationskontrolle übernimmt hierbei ebenfalls die gesamte Verwaltung und führt am Ende sämtliche Teilergebnisse wieder zusammen. Die detaillierten Vorgehensweisen und Algorithmen hierzu sind in Kapitel 10 zu finden.

6.2.5 Interface mit Zugriff auf die Kontrollstruktur

Das Rechen- und Steuerwerk muss mit dem Framework über eine Schnittstelle kommunizieren. Zwar ist sie im eigentlichen Sinne keine Frameworkkomponente, soll aber an dieser Stelle doch vorgestellt werden, da sie eine sehr wichtige Aufgabe im Simulator übernimmt.

Zum Einen liest die Schnittstelle vom Rechen- und Steuerwerk benötigte Daten aus dem Framework aus und gibt sie anschließend an das Rechen- und Steuerwerk zurück. Zum Anderen leitet sie vom Rechen- und Steuerwerk gewünschte Änderungen von Szenariodaten (z.B. Positionen und Geschwindigkeiten von Trägerplattformen) an die verwaltende Geometrie-Komponente weiter.

Aus dieser Konstellation der Kommunikation ergibt sich ein nicht triviales Problem. Das Prinzip des *Information Hiding* (deutsch: Geheimnisprinzip, [BALZERT 2005b]) verbietet es, direkten Zugriff vom Rechen- und Steuerwerk auf die Objekte des Frameworks bzw. des Szenarios zu ermöglichen. Dies ist auch nötig, da das Framework selber die Kontrolle über sämtliche Änderungen haben muss, da es sonst unter Umständen zu inkonsistenten Zuständen des Szenarios kommen kann.

Eigenschaften und Funktionalitäten des inneren Kerns des Frameworks bzw. des Szenarios müssen also nach Außen hin unzugänglich sein. Das macht eine umfangreiche Kontrollstruktur innerhalb des Frameworks nötig. Die Schnittstelle nimmt die gewünschten Änderungen am Szenario vom Rechen- und Steuerwerk entgegen und leitet sie an die Kontrollstruktur weiter (Abbildung 6.5). Erst hier werden die eigentlichen Veränderungen der Daten vorgenommen, um so das Szenario in einem konsistenten Zustand zu halten.

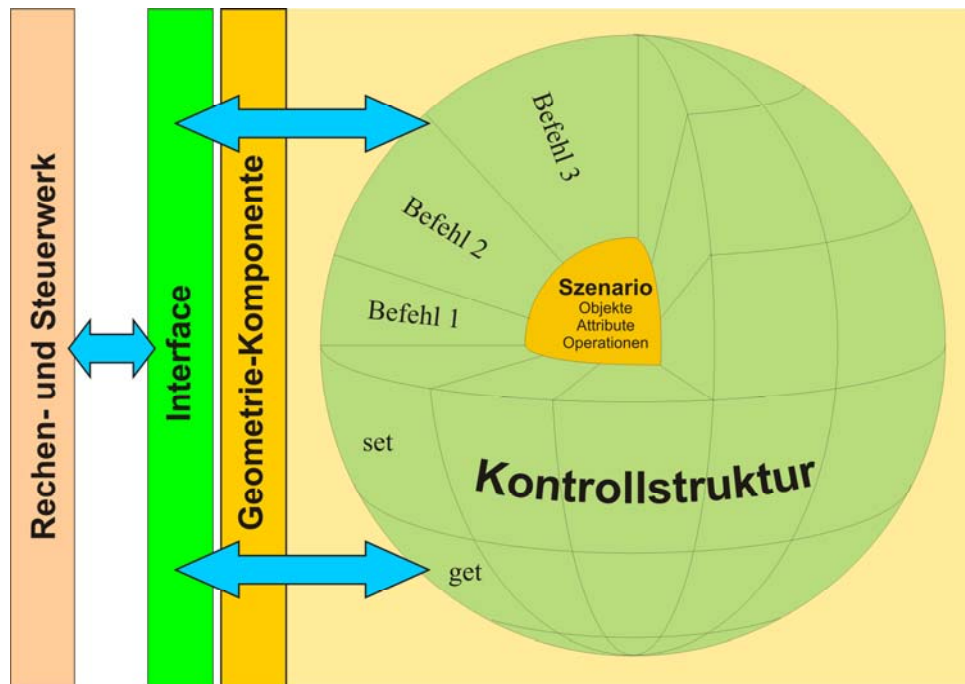


Abbildung 6.5: Prinzip des Information Hiding im SAR-Simulator

6.3 Simulationsablauf

Um einen Eindruck des Ablaufs einer Simulation zur Untersuchung eines SAR-Szenarios zu erhalten, werden nun die vom Anwender durchzuführenden Schritte kurz dargestellt. Darüber hinaus wird auf den Daten- und Kontrollfluss während der Simulation eingegangen. Abbildung 6.6 illustriert die Abfolge der einzelnen Schritte.

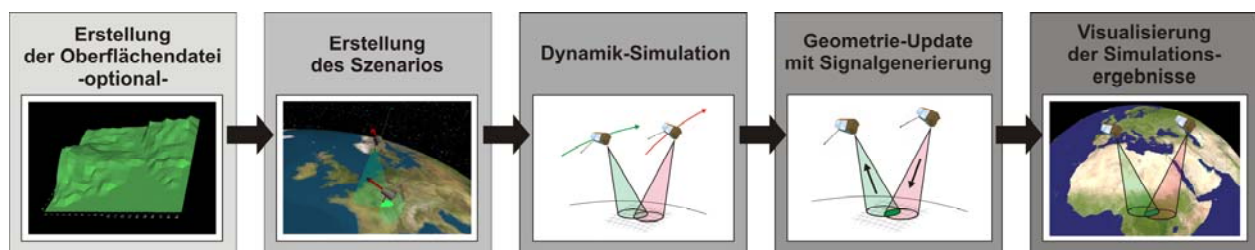


Abbildung 6.6: Ablauf einer Simulation und die damit verbundenen Arbeitsschritte.

1. Erstellung einer Oberflächendatei

Für die Durchführung einer Simulation ist es nötig, ein entsprechendes Landschaftsmodell zur Abtastung der Erdoberfläche dem Szenario zu hinterlegen (vgl. Abschnitt 9.1.3). Soll für die Untersuchung eine synthetische Erdoberfläche benutzt werden, so muss diese zunächst mit dem *Oberflächengenerator für synthetische Testoberflächen* erstellt werden (siehe Abschnitt 9.1.3, Synthetische Erdoberfläche). Diese wird dann in der Phase des Geometrie-Updates zur Generierung der SAR-Rohdaten geladen. Soll hingegen das *realistische Höhenmodell der Erde* Verwendung finden, so entfällt die Erstellung und das Framework greift während des Geometrie-Updates auf die Dateien des hinterlegten Höhenmodells zu (siehe Abschnitt 9.1.3, Reales Höhenmodell).

2. Erstellung des Szenarios

Zur Erstellung eines Szenarios mit allen entsprechenden Komponenten zur Durchführung einer Simulationsstudie bietet sich die Benutzung der GUI der Visualisierungskomponente an. Eine Menüführung lässt den Benutzer komfortabel das Szenario aufbauen und alle wichtigen und relevanten Einstellungen durchführen. Dabei nutzt die Visualisierungskomponente die Funktionalitäten der Geometrie-Komponente, um das Szenario in objektorientierter Weise zu verwalten. Bei Veränderungen des Szenarios durch den Benutzer mittels der GUI veranlasst die Visualisierungskomponente instantan die Aktualisierung der visuellen Repräsentation in der dreidimensionalen Szene. Zusätzlich werden während der Szenarioerstellung Plausibilitätsüberprüfungen durchgeführt, um mögliche Fehler in der Szenariostruktur schon frühzeitig zu erkennen und vermeiden zu können. In Abbildung 6.7 ist das Zusammenwirken von Geometrie- und Visualisierungskomponente veranschaulicht.

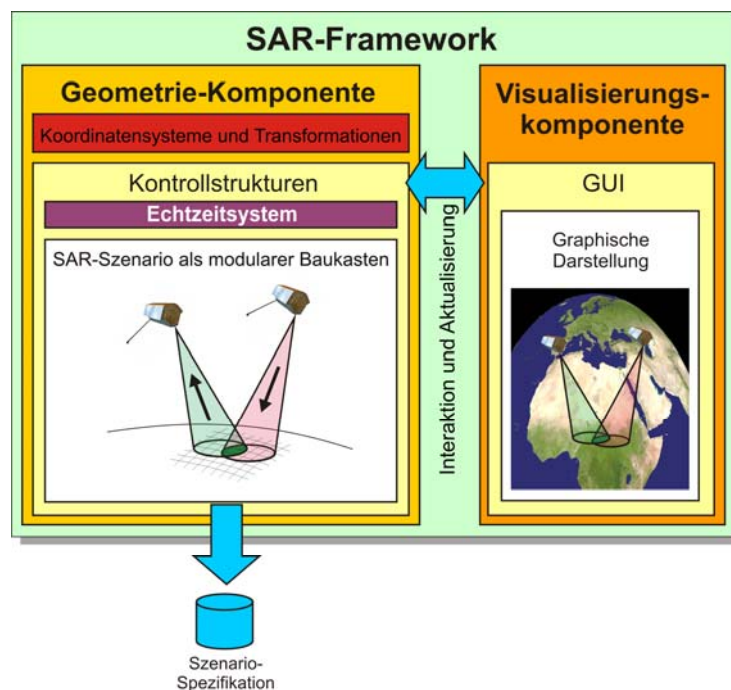


Abbildung 6.7: Die Detailansicht von Abbildung 6.2 illustriert die Zusammenarbeit von Visualisierungs- und Geometrie-Komponente bei der Erstellung eines Szenarios.

Nach Fertigstellung des Szenarios bewirkt die Visualisierungskomponente das Erzeugen der Szenario-Spezifikation durch die Geometrie-Komponente, da diese alle nötigen Import- und Exportfilter für die entsprechende XML-Datei besitzt. Alternativ ist es möglich, die Szenario-Spezifikation im geforderten XML-Format in einer Datei anzulegen, ohne dabei die Visualisierungskomponente zu nutzen. Hierbei kann allerdings keine Plausibilitäts- und Syntaxprüfung durchgeführt werden.

3. Dynamik-Simulation (Erzeugung der Simulationsdatei)

Nachdem die Szenario-Spezifikation erstellt worden ist, wird der erste Teil der Simulation vom Rechen- und Steuerwerk durchgeführt. Dabei wird zunächst das Framework mit

der Geometrie-Komponente initialisiert und dazu veranlasst, das gewünschte Szenario zu laden und alle dazugehörigen Informationen dem Rechen- und Steuerwerk zur Verfügung zu stellen.

Mit diesen Informationen werden zunächst alle Trajektorien der beteiligten Trägerplattformen mit einer einheitlichen Zeitachse berechnet (vgl. Kapitel 11). Daran anschließend werden alle weiteren Berechnungsmodelle wie Positionsschätzer und Antennenstrategien für die Missionsplanung in Kooperation zwischen Rechen- und Steuerwerk sowie Geometrie-Komponente ausgeführt. Dabei werden ständig neue Momentaufnahmen des Szenarios an die Geometrie-Komponente gesendet und neue Zustände abgefragt. Zudem greift das Rechen- und Steuerwerk auf die vom Framework bereitgestellten Funktionalitäten wie Koordinatentransformationen etc. zu.

Nach Beendigung der Berechnungen liegen für jeden Zeitpunkt der Simulationszeitachse entsprechende Daten für Positionen, Lagewinkel etc. der beteiligten Trägerplattformen sowie sämtliche Informationen aus der Szenario-Spezifikation vor. Die Geometrie-Komponente wird vom Rechen- und Steuerwerk dazu veranlasst, mit diesen Daten für jeden Simulationszeitpunkt eine Momentaufnahme des Szenarios in einer Simulationsdatei zu protokollieren, die die genaue geometrische Konstellation enthält. Mit dieser Simulationsdatei kann in der nächsten Simulationsphase die Simulation und die Erzeugung der synthetischen Sensordaten durchgeführt werden. Abbildung 6.8 veranschaulicht das Zusammenwirken von Geometrie-Komponenten mit dem Rechen- und Steuerwerk.

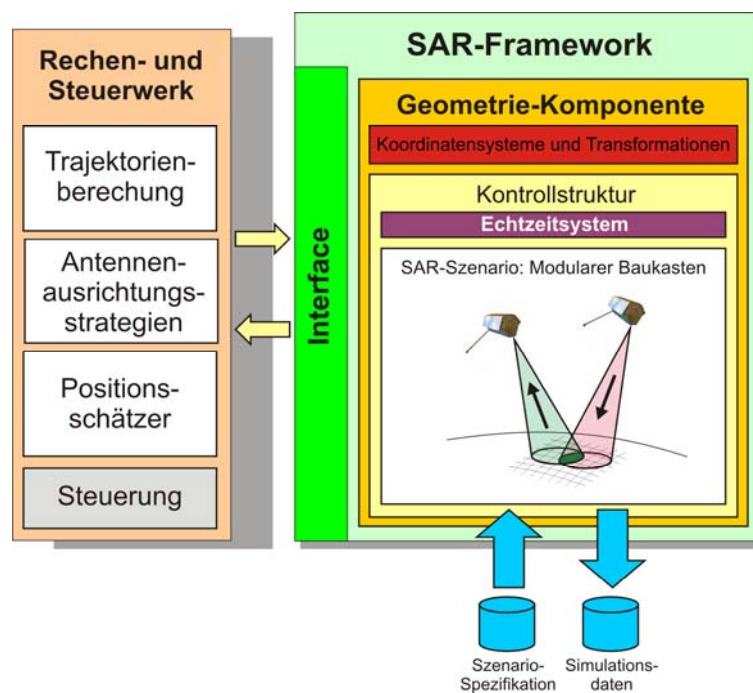


Abbildung 6.8: Diese Detailansicht von Abbildung 6.2 zeigt, wie das Rechen- und Steuerwerk in der Phase der Dynamik-Simulation mit der Geometrie-Komponente zusammenarbeitet und deren Funktionalität nutzt.

4. Geometrie-Update mit Signalgenerierung

Die zweite Simulationsphase findet anschließend nur unter Beteiligung der Simulationskontrolle und der Geometrie-Komponente statt und wird somit Framework intern abgewickelt. Sie ist damit völlig losgelöst von der Phase der Dynamik-Simulation. Die Simulationskontrolle veranlasst die Geometriekomponente, die Simulations- sowie die Oberflächendaten aus den entsprechenden Dateien zu laden. Für jede in der Simulationsdatei abgelegte Momentaufnahme des Szenarios wird nacheinander die geometrische Anordnung in der Geometrie-Komponente nachgeführt und der Signalsendeprozess (vgl. Abschnitt 5.1.2 und Abschnitt 9.1.3) eingeleitet. Dabei werden alle vom Transmitter und Receiver gleichzeitig illuminierten Bodenzellen bestimmt und für jeden einzelnen Reflektor die geometrische Weglänge von Transmitter über Reflektor zum Receiver bzw. die Signallaufzeit t_0 berechnet. Anschließend wird aus dieser Signallaufzeit die komplexe Signalantwort des korrespondierenden Radarsignals bestimmt und in der SAR-Rohdaten-Datei abgespeichert. Zusätzlich findet die Erzeugung aller übrigen benötigten Datensätze wie des Simulationsfilms, der Parameterfiles und den synthetischen Sensordaten statt. Abbildung 6.9 zeigt die Zusammenarbeit von Simulationskontrolle und Geometrie-Komponente in der Phase des Geometrie-Updates.

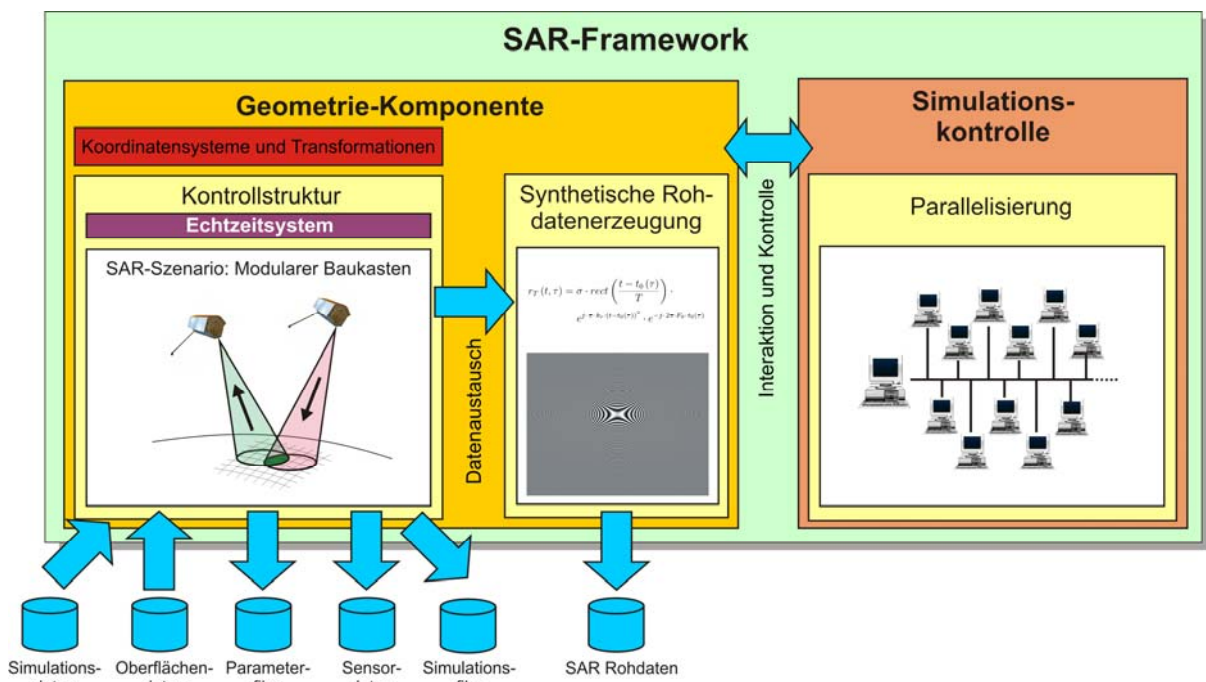


Abbildung 6.9: Die Detailansicht von Abbildung 6.2 zeigt den Zusammenhang von Simulationskontrolle und Geometrie-Komponente während des Geometrie-Updates.

Bei komplexen Szenarien kann die Simulationsphase zu langen Rechenzeiten führen (vgl. Abschnitt 10.1). Deshalb ist die Simulationskontrolle in der Lage, diesen Teil automatisch auf mehreren Rechenknoten parallel ausführen zu lassen (vgl. Abschnitt 10.3).

5. Visualisierung

Nach Beendigung der gesamten Simulation kann der erstellte Simulationsfilm mit der Geometrie-Komponente geladen und in Verbindung mit der Visualisierungskomponente angezeigt werden (Abbildung 6.10). Damit bietet sich die Möglichkeit, das Bewegungsverhalten der untersuchten SAR-Konstellation zu überprüfen und somit Rückschlüsse auf den Missionsverlauf ziehen zu können. Dies ist z.B. nötig, um die Arbeitsweise unterschiedlicher Antennenausrichtungsstrategien (vgl. Abschnitt 13.2) bewerten zu können. Zusätzlich hilft die Visualisierung beim Debugging von implementierten Modellen und Funktionalitäten.

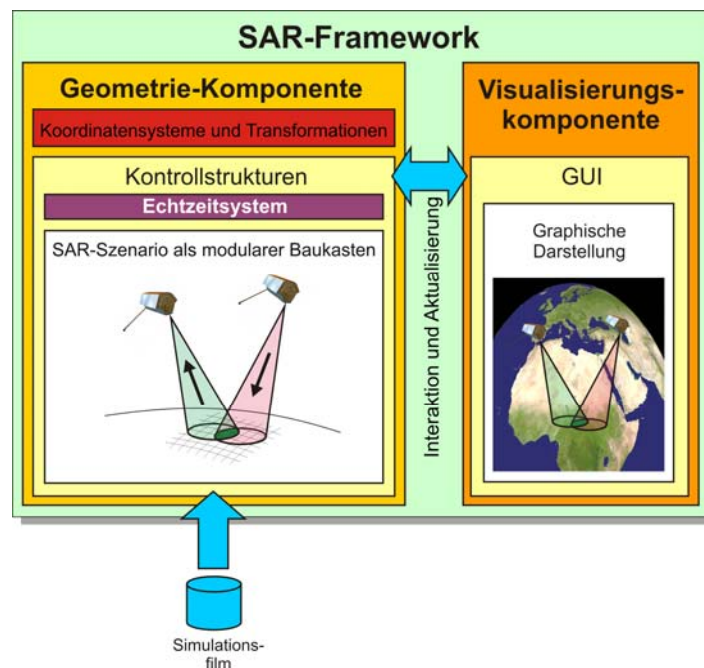


Abbildung 6.10: Zusammenwirken der Visualisierungskomponente mit der Geometrie-Komponente mit dem Fokus der Visualisierung von Simulationsergebnissen (vgl. Abbildung 6.7).

7. Softwaretechnische Umsetzung

Im nachfolgenden Kapitel wird nun der grundlegende Entwurf zur softwaretechnischen Umsetzung des in Kapitel 5 dargestellten Baukastens und der benötigten Koordinatensysteme mit Hilfe des objektorientierten Programmierkonzeptes entwickelt. Dazu wird die Implementierung der Baukastenelemente in entsprechenden Klassen mit geeigneten Vererbungsstrukturen vorgestellt. Der Mechanismus zur Abbildung der unterschiedlichen Koordinatensysteme und der zugehörigen Koordinatentransformation mit dem objektorientierten Programmieransatz wird am Ende des Kapitels erläutert.

7.1 Objektabstraktion

Da das Konzept der objektorientierten Programmierung mittlerweile auch in den Ingenieurwissenschaften zu den etablierten Programmiermethoden gehört, wird es an dieser Stelle als bekanntes Prinzip vorausgesetzt. Eine detaillierte Beschreibung der Implementierung des gesamten Frameworks mit allen Klassen soll an dieser Stelle nicht erfolgen, da dies zu weit führen würde. Weiterführende und speziellere Details zur Implementierung des Framework sind in [DROSTE 2006] nachzulesen.

Der SAR-Simulator besteht aus einer Vielzahl von Klassen, so dass es zur besseren Übersicht sinnvoll ist, diese hinsichtlich ihrer Funktionalität in unterschiedliche Klassen-Module einzuteilen:

- **Simulationsmodul *Simulation***
... enthält alle für die SAR-Simulation und für die Umsetzung des geometrischen Modellierungsansatzes notwendigen Klassen.
- **Berechnungsmodul *Computation***
... beinhaltet sämtliche Koordinatensysteme und Transformationen sowie benötigte mathematische Klassen (z.B. Vektorrechnung und komplexe Zahlen).
- **GUI-Modul *GUI***
... stellt die entsprechenden Klassen für die GUI des Simulators (vgl. Abschnitt 6.2.3) und des Oberflächengenerators bereit.
- **Ein- und Ausgabemodul *IO***
... erfasst alle Funktionalitäten zum Schreiben und Lesen von Dateien.

- **Kontrollmodul *Control***

... beinhaltet sämtliche Klassen für die Frameworkkomponente *Simulationskontrolle* (vgl. Abschnitt 6.2.4), welche die Funktionalitäten zur kontrollierten Parallelisierung der Rohdatengenerierung (vgl. Abschnitt 10.3.1 und 10.3.3) bereitstellen.

- **Verarbeitungsmodul *Batch***

... fasst in Anlehnung an das Klassen-Modul *Control* die Funktionalitäten für die autonome Parallelisierung (vgl. Abschnitt 10.3.4) zusammen.

In den nun folgenden Abschnitten sollen diejenigen Klassen vorgestellt werden, die für das Simulationskonzept des SAR-Simulators von besonderer Wichtigkeit sind.

7.2 Simulationsklassen und Vererbungsstrukturen

Wie schon kurz in Abschnitt 4.3 aufgezeigt, eignet sich das objektorientierte Programmierkonzept sehr gut für die Umsetzung des Simulator-Baukastenprinzips. Jedes Element des Baukastens kann als Klasse aufgefasst werden. So kann ein gesamtes Szenario als Zusammenspiel von diesen unterschiedlichen Objekten realisiert werden. Im Folgenden werden die wichtigsten, zu unterschiedlichen Gruppen zusammengefassten Klassen vorgestellt, die dazu benötigt werden, um den geometrischen Modellierungsansatz umzusetzen. Hierfür sind die einzelnen Klassen im Klassen-Modul *Simulation* (siehe Abschnitt 7.1) integriert. Zu den Gruppen gehören das Szenario selbst, die Gruppe der Trägerplattformen und die der Sensoren sowie die Gruppe der Signale. Zur Illustration der Klassen-Strukturen sind entsprechende UML-Diagramme gezeigt, wobei allerdings zur besseren Übersicht nicht sämtliche Details der einzelnen Klassen dargestellt sind. Die Kenntnis der UML-Notation wird vorausgesetzt und kann in [BALZERT 2005b], [BALZERT 2005a] nachgelesen werden.

7.2.1 Szenario

Geht man von einem SAR-Szenario aus, so ist dies in einer hierarchischen Struktur aufgebaut, in der die unterschiedlichen Baukastenelemente verwendet werden. Diese hierarchische Anordnung wird bei der Implementierung nachempfunden. Für das Szenario existiert somit eine Klasse, die sämtliche Einstellungen wie Zeit- und Simulationsparameter sowie SAR-spezifische Parameter beinhaltet und der sämtliche anderen Elemente wie Trägerplattformen, Erde und Oberflächenelemente bzw. deren Klassen unterstellt sind (Abbildung 7.1).

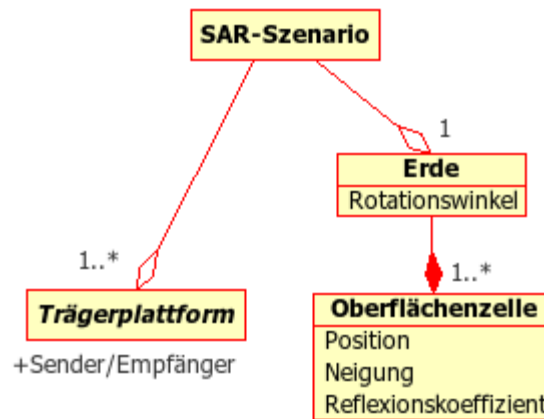


Abbildung 7.1: UML-Diagramm der hierarchischen Struktur des SAR-Szenarios in Verbindung mit den Trägerplattformen und der Erde.

Auf diese Art fasst diese Klasse des Szenarios sämtlich benötigte Elemente und Informationen für den geometrischen Modellierungsansatz zusammen.

7.2.2 Trägerplattformen

Aufgrund der Vorgaben aus Abschnitt 5.1.2 sind unterschiedliche Trägerplattformen zu berücksichtigen. Jede dieser Plattformen zeichnet sich durch eine individuelle Ausstattungsmoglichkeit mit den ebenfalls in Abschnitt 5.1.2 vorgegebenen Sensoren aus. Die Abbildung 7.2 und Abbildung 7.3 zeigen die Beziehungen der Plattformen zu den wählbaren Sensorausstattungen.

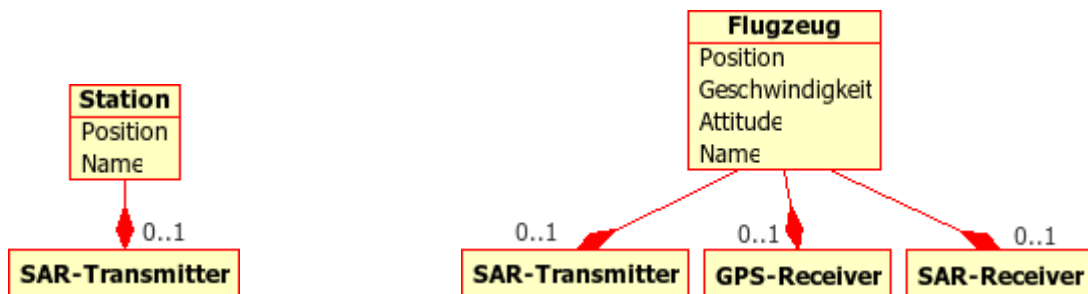


Abbildung 7.2: Links: UML-Diagramm der Station mit der Beziehung zum SAR-Transmitter. Rechts: UML-Diagramm des Flugzeugs mit den Beziehungen zu den möglichen Sensoren.

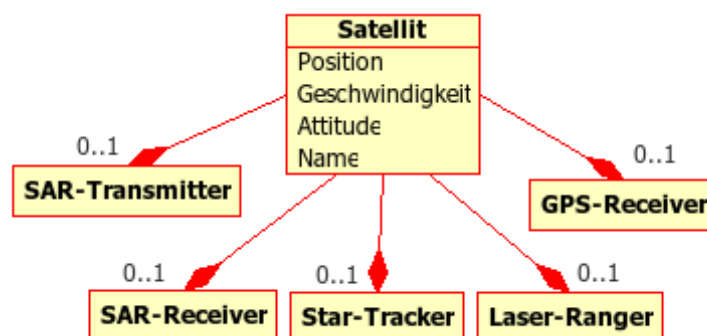


Abbildung 7.3: UML-Diagramm des Satelliten mit den Beziehungen zu allen verfügbaren Sensoren

Einige Baukastenelemente (Sensoren) und gewisse Attribute (z.B. Position, Geschwindigkeit und Name der Plattform) treten mehrfach in dieser Struktur auf. Diese wird üblicherweise durch eine Vererbung ausgenutzt. So ergibt sich für die Trägerplattformen der in Abbildung 7.4 gezeigte Aufbau. In dieser Struktur erkennt man eine zusätzliche Klasse der *Flugkörper*, die die gemeinsamen Attribute von Flugzeug und Satellit zusammenfasst.

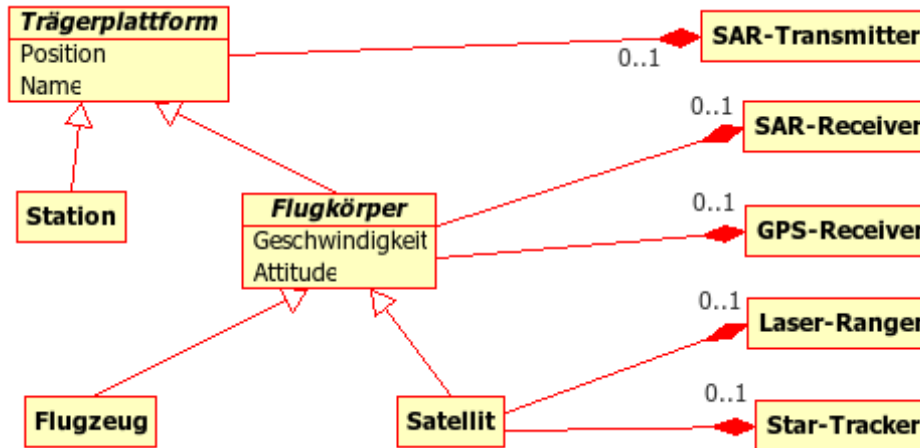


Abbildung 7.4: Vererbungsstruktur der Trägerplattformen. Die Klasse der Flugkörper fasst die gemeinsamen Attribute von Flugzeug und Satellit zusammen.

7.2.3 Sensor

Analog zu den Trägerplattformen existieren die unterschiedlichsten Sensoren, die gewisse Attribute gemeinsam haben (z.B. Position und Richtung des Sensors). Es bietet sich daher auch hier die Ausnutzung einer Vererbungsstruktur an. Abbildung 7.5 illustriert diese Struktur für die unterschiedlichen Sensoren mit ihren unterschiedlichen Attributen.

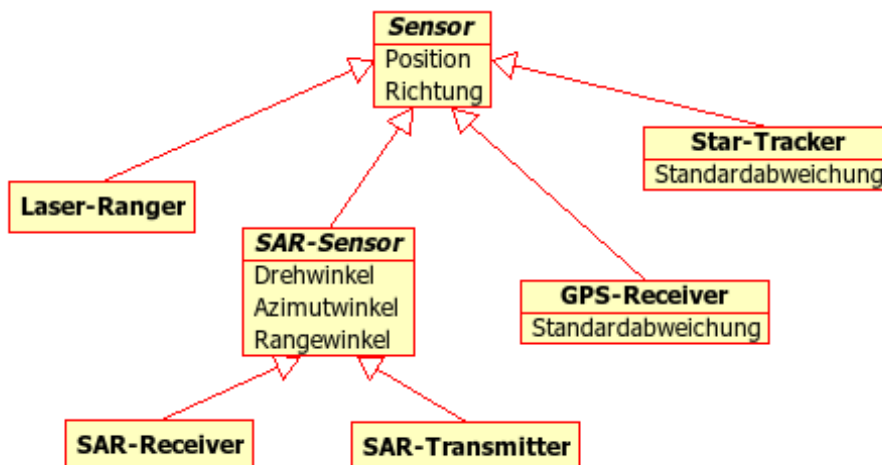


Abbildung 7.5: Vererbungsstruktur der Sensoren

7.2.4 Signale

Neben den Baukastenelementen ist es aufgrund der konsequenten objektorientierten Umsetzung des gesamten Frameworks sinnvoll, auch die SAR-Signale als eigenständige Klasse zu implementieren. Ein Signal-Objekt wird zwischen Transmitter, Bodenzelle und Receiver eingesetzt, um die sich ändernden Attribute wie z.B. Signalstärke und benötigte Laufzeit zu verwalten. Abbildung 7.6 zeigt das Zusammenspiel der Objekte SAR-Transmitter, Oberflächenzelle und SAR-Receiver.

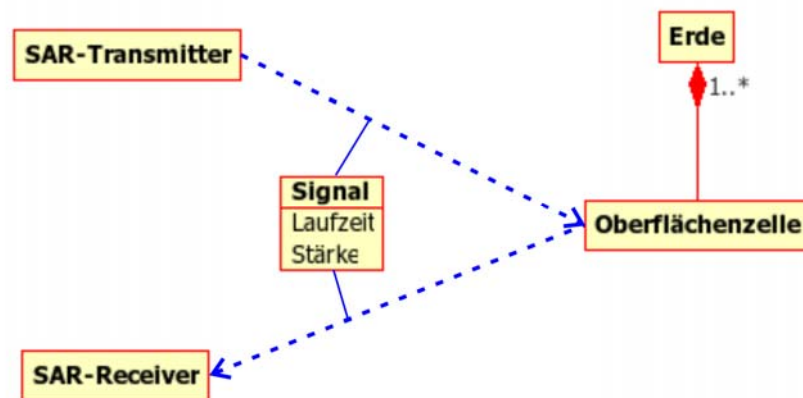


Abbildung 7.6: Die Klasse *Signal* dient zur Abwicklung des Sende- und Empfangsprozesses zur Erzeugung der SAR-Rohdaten.

7.3 Besonderheiten der Klassenstruktur

Auch die Baukastenelemente werden mit den oben beschriebenen Klassen abgebildet. Da aufgrund der Frameworkarchitektur eine Trennung der Arbeitsschritte „Szenario-Erstellung mittels GUI“, „Simulation“ und „Visualisierung“ vorgenommen wurde, muss jede Klasse für diese unterschiedlichen Schritte jedoch auch verschiedene Funktionalitäten bereitstellen. Aus diesem Grund existieren für jedes Baukastenelement auch drei unterschiedliche Arten von Klassen:

- **Simulationsklassen**

... bilden das Herzstück des Frameworks und beinhalten alle notwendigen Funktionalitäten zur SAR-Simulation (z.B. Rohdatengenerierung, Sensor-Funktionalitäten und Abtastalgorithmen (vgl. Abschnitt 9.1.3)). Die Klassennamen dieser Gruppe beginnen zur Unterscheidung von den anderen zwei Gruppen mit "Sn" für *simulation node*.

- **Visualisierungsklassen**

... beinhalten sämtliche Funktionen für die Darstellung der Elemente und des Szenarios in der dreidimensionalen Visualisierungsszene. Die Namen dieser Klassen werden mit "Vn" für *visualization node* ergänzt.

- **Adjustmentklassen**

Die Attribute der Simulationsklassen sind nach Außen hin nicht zugänglich gestaltet, um unbeabsichtigtes und inkonsistentes Verändern zu unterbinden. Um aber dennoch Änderungen der Szenariokonfiguration oder von Attributen einzelner Objekte über die GUI zu ermöglichen, stellen die Adjustmentklassen umfangreiche Zugriffsmethoden bereit. In Anlehnung an die Benennung der beiden anderen Klassenarten erhält diese das Präfix "An" für *adjustment node*.

Ebenso wie Simulationsklassen schon in dem Simulationsmodul *Simulation* zusammengefasst wurden (vgl. Abschnitt 7.1), werden analog die Visualisierungsklassen und Adjustmentklassen der einzelnen Elemente in den zusätzlichen Klassen-Modulen *Visualisation* und *Adjustment* zusammengefasst.

7.4 Koordinatensysteme

Eine Vielzahl von Koordinatensystemen muss bereitgestellt und verwaltet werden (vgl. Abschnitt 5.3). Aufgrund von Gemeinsamkeiten all dieser unterschiedlichen Systeme kann auch hier wieder das objektorientierte Programmierkonzept unter Ausnutzung von Vererbungsprinzipien Anwendung finden. Eine weitere wesentliche Funktionalität des Frameworks besteht in der Bereitstellung von automatischen Koordinatentransformationen.

Darüber hinaus werden Transformationsfunktionen zwischen den einzelnen Systemen benötigt, die auf geeignete Art und Weise softwaretechnisch bereitgestellt werden müssen. Auch dies wird mit einer entsprechenden Klasse umgesetzt.

7.4.1 Koordinatenklassen

Aufgrund der zehn unterschiedlichen in Abschnitt 5.3 und in Abbildung 5.8 erwähnten und gezeigten Koordinatensysteme ist ein Automatismus zur einheitlichen Behandlung der Koordinatensysteme wünschenswert. Jedes dieser einzelnen Koordinatensysteme wird als eigenständige Klasse repräsentiert (Abbildung 7.7) und kann als eigenständiger Datentyp genutzt werden. Dies ermöglicht die einfache Umsetzung von mathematischen Formulierungen mit entsprechend implementierten Operationen für diese Klassen. Zu beachten ist dabei nur, dass diese Operationen nicht die Werte der Operanden (sprich die eigentliche Koordinate) verändern, sondern stets als Ergebnis eine neue Koordinate liefern.

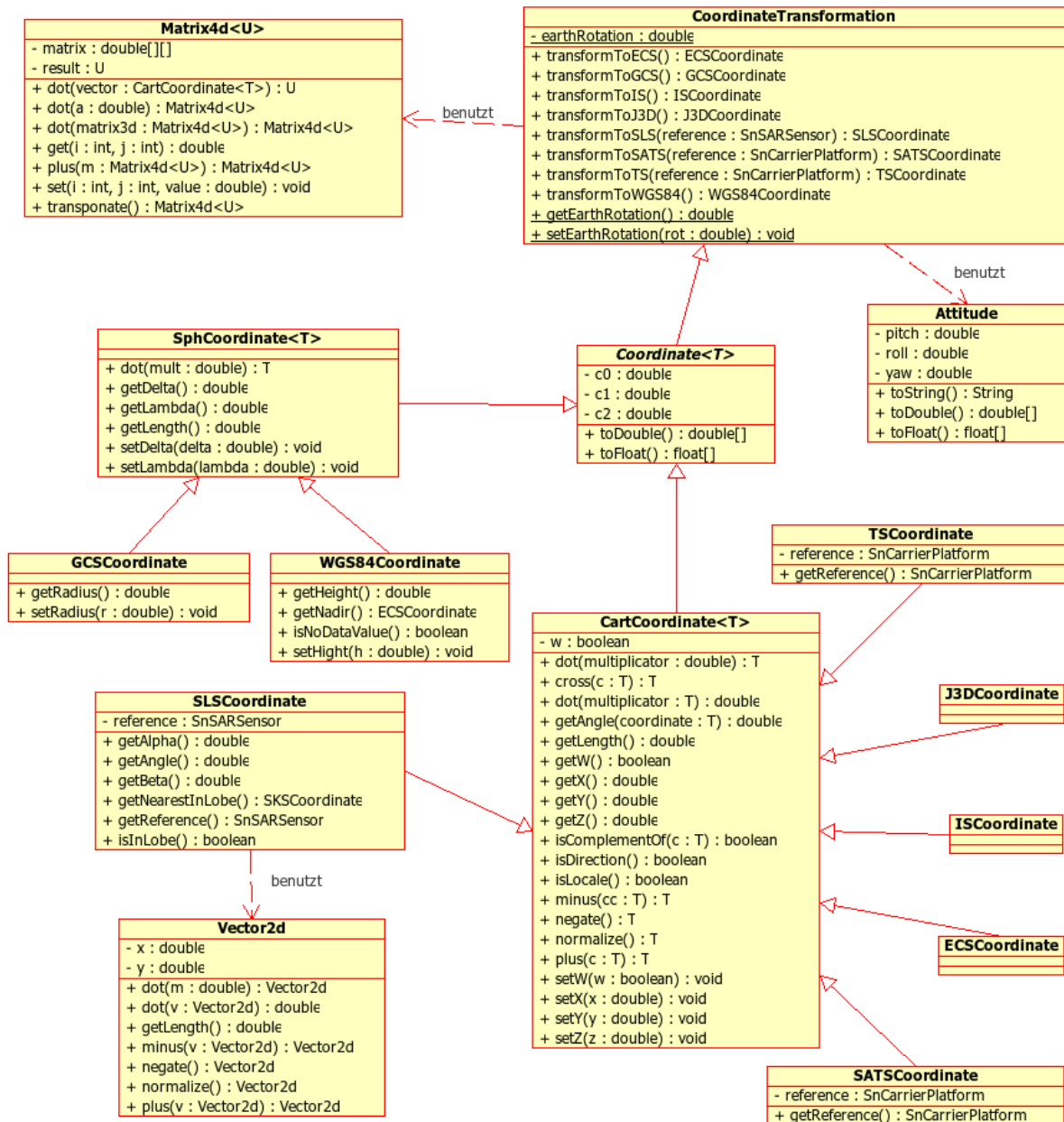


Abbildung 7.7: Diese Abbildung zeigt den Zusammenhang der einzelnen Koordinatensystem-Klassen in einem UML-Diagramm. Zusätzlich sind noch die Klasse der Koordinatentransformationen sowie einige Hilfsklassen integriert.

Wie schon bei den Trägerplattformen und bei den Sensoren gesehen, ist es auch hier sinnvoll, entsprechende Vererbungsprinzipien anzuwenden, da sich viele Eigenschaften der einzelnen Systeme abstrahieren lassen. Abbildung 7.7 zeigt die entsprechende Umsetzung.

7.4.2 Transformationen

Im Rahmen der vorgestellten Koordinatensystem-Struktur soll auch die Funktionalität der Transformationsklasse Erwähnung finden. Neben den einzelnen Koordinatenklassen vereint die Transformationsklasse eine wesentliche Funktionalität des Frameworks (Abbildung 7.7). Diese abstrakte Klasse ist in der Lage, aufgrund von dem in Abbildung 5.8 gezeigten Transformationsgraphen, alle gewünschten Transformationen selbständig

auszuführen. Dabei sind die einzelnen Transformationen zwischen den Koordinatensystemen als private, statische Methoden nach Außen hin nicht sichtbar implementiert und dem Anwender stehen entsprechende Methoden der Form `TransformToXXX` zur Verfügung. Diese Methoden bestimmen selbständig aufgrund des Ausgangskordinatensystems und des Zielsystems mittels des Graphen die richtige Reihenfolge der benötigten Einzeltransformationen und führen diese aus.

8. Generierung synthetischer Sensordaten

Eine Voraussetzung für die Verarbeitung von bi- und multistatischen SAR-Daten ist die Verfügbarkeit von Positions- und Lagedaten aller beteiligten Trägerplattformen eines Szenarios. Darüber hinaus sind weitere Daten wie z.B. von Entfernungsmessungen zwischen zwei Satelliten hilfreich, um Positionsschätzungen verbessern zu können. In diesem Kapitel wird die Funktionalität des Simulators behandelt, verschiedene synthetische Sensordaten für eine beliebige SAR-Konstellation bereitzustellen. Hierzu werden die Funktionsweisen der realen Sensortypen aufgezeigt und deren Umsetzung mit dem geometrischen Modellierungsansatz aus Abschnitt 4.4 vorgestellt.

8.1 Geometrischer Ansatz

Die reale Arbeitsweise der im Simulator zur Verfügung gestellten Sensoren (GPS-Empfänger, Laser Ranger und Star Tracker, vgl. Abschnitt 5.1.2) basiert zum Teil auf sehr komplexen Funktionsprinzipien. Ziel der Generierung von synthetischen Sensordaten im SAR-Simulator ist es, diese Funktionsprinzipien stark vereinfacht nachzubilden, um die Implementierung sehr komplexer Simulationsmodelle für die Sensoren zu vermeiden. Bei dieser Vereinfachung sollen allerdings die produzierten Sensordaten nicht ihre Genauigkeit einbüßen.

Die im Simulator verfügbaren Sensoren haben die angenehme Eigenschaft, dass ihre Funktionsweise jeweils mit einem phänomenologischen Modellierungsansatz nachgebildet werden kann, der auf dem geometrischen Modellierungsansatz beruht. So kann auf die gesamte Funktionalität des Frameworks zurückgegriffen werden.

Im Folgenden werden die in Abschnitt 5.1.2 eingeführten Sensoren in ihrer Funktionsweise vorgestellt sowie ihre phänomenologische Modellierung mittels des geometrischen Modellierungsansatzes beschrieben.

8.2 GPS-Sensor

8.2.1 Reales Funktionsprinzip

Das globale Navigationssatellitensystem GPS dient zur weltweiten Positionsbestimmung und Navigation und besteht aus 24 Satelliten (Abbildung 8.1). Das Funktionsprinzip eines GPS-Systems beruht grundlegend auf der Laufzeitauswertung von Satellitensignalen. Um eine Bestimmung der Position durchführen zu können, sind die Signale von vier Satelliten (drei zur Laufzeitmessung, einer zur Ableitung der korrekten Zeit) notwendig. Aus den gemessenen Signallaufzeiten ergeben sich die entsprechenden Entfernungen zu den GPS-Satelliten. Aufgrund der Kenntnis der Satellitenpositionen (Bestandteil des empfangenen Signals) und der berechneten Entfernungen kann so die Position des GPS-Empfängers durch Triangulierung bestimmt werden. Neben der Posi-

tionsbestimmung ist es auch möglich, die Geschwindigkeit des GPS-Empfängers zu berechnen. Dies erfolgt im Allgemeinen über Messung des Dopplereffektes oder die numerische Differenzierung des Ortes nach der Zeit.



Abbildung 8.1: Satellit des globalen GPS-Navigationssystems. Quelle: Wikipedia

Mit einem handelsüblichen GPS-System kann die Positionsbestimmung mit einer Genauigkeit von weniger als 10 m durchgeführt werden. Mittels spezieller Systeme (z.B. DGPS - Differential Global Positioning System) sind sogar Genauigkeiten unter einem Meter möglich. Weiterführende und detailliertere Informationen können in [KAPLAN und HEGARTY 2006], [HOFMANN-WELLENHOF *et al.* 2001], [ROTHACHER und ZEBHAUSER 2000] nachgelesen werden.

8.2.2 Modellierung mittels des geometrischen Ansatzes

Der im SAR-Framework bereitgestellte GPS-Sensor soll in Anlehnung an einen realen GPS-Empfänger Positionsdaten mit einer festgelegten Rate und Genauigkeit liefern. Für die realitätsnahe Modellierung eines GPS-Sensors müsste das im vorherigen Abschnitt aufgezeigte Funktionsprinzip der Zeit- und Entfernungsmessung zu GPS-Satelliten nachgebildet werden. Dazu wäre es nötig, das gesamte Netz der 24 GPS-Satelliten abzubilden, was einen sehr großen Aufwand bedeuten würde. Die gewünschten verrauschten Positionsdaten können mit dem geometrischen Ansatz jedoch auf einfachere Art generiert werden.

Wie schon in Abschnitt 5.3 gezeigt, sind während einer Simulation sämtliche Positionsdaten der verwendeten Elemente im Szenario bekannt. Für die Erzeugung einer synthetischen Positionsangabe mit Hilfe eines GPS-Empfängers kann seine eigene bekannte Position benutzt werden. Diese im Sinne der Simulation „genaue“ Position (meist in IS oder ECS vorliegend) innerhalb der Szenario-Geometrie wird mit einer entsprechenden Abweichung in allen drei Raumrichtungen verrauscht. Anschließend kann diese „unge-naue“ Position in das gewünschte Ausgabekoordinatensystem des GPS-Empfängers transformiert werden.

Dabei wird für alle drei Raumrichtungen jeweils eine unabhängige normalverteilte Zufallszahl mit gleicher Standardabweichung generiert. Es gilt für das Stören einer Richtung:

$$\begin{aligned} \tilde{x}_{GPS} &= x_{GPS} + \varepsilon_{GPS}^x & \varepsilon_{GPS}^x &\sim N(0, \sigma_{GPS}^x) \\ \tilde{y}_{GPS} &= y_{GPS} + \varepsilon_{GPS}^y & \varepsilon_{GPS}^y &\sim N(0, \sigma_{GPS}^y) \\ \tilde{z}_{GPS} &= z_{GPS} + \varepsilon_{GPS}^z & \varepsilon_{GPS}^z &\sim N(0, \sigma_{GPS}^z) \end{aligned} \quad \text{mit} \quad (8.1)$$

unter der Voraussetzung der Unabhängigkeit von ε_{GPS}^x , ε_{GPS}^y und ε_{GPS}^z . Hier bei ist \tilde{x}_{GPS} die gestörte bzw. „gemessene“ x -Koordinate der GPS-Messung, x_{GPS} die wahre x -Position des GPS-Empfängers im Szenario und ε_{GPS}^x der Messfehler in x -Richtung. σ_{GPS}^x beschreibt die Standardabweichung des GPS-Geräts in x -Richtung. Analog gilt dies für die y - und z -Koordinate.

Mit dieser Vereinfachung des GPS-Funktionsprinzips wird vorausgesetzt, dass der GPS-Empfänger immer Kontakt zu mindestens 4 GPS-Satelliten hat, so dass eine Messung der Position durchgeführt werden kann. Beim Einsatz eines GPS-Empfängers in einem Flugzeug oder Satelliten ist dies schon aus prinzipiellen Gründen gegeben, da durch die Flughöhe beider Plattformen eine bessere Horizontsicht gegeben ist als auf der Erdoberfläche und damit mehr als 4 Satelliten erfasst werden. Ein weiterer GPS-typischer Effekt wird allerdings durch die Modellvereinfachung unterbunden: Aufgrund von Satellitenwechseln (d.h. welcher sichtbare Satellit für die Auswertung der Position benutzt wird) kann es zu einem Sprung in der Genauigkeit der Positionsdaten kommen. Das verwendete vereinfachte Funktionsprinzip vernachlässigt diesen Effekt und liefert eine über die gesamte Szenariodauer gleichbleibende Genauigkeit. Jedoch wäre eine Erweiterung des GPS-Modells im Bezug auf die Genauigkeitssprünge bei Bedarf durchaus umsetzbar.

8.3 Laser Ranger

8.3.1 Reales Funktionsprinzip

Ein Laser Ranger ist ein Gerät, das mit Hilfe eines Laserstrahls die Entfernung zu einem reflektierenden Objekt misst (Abbildung 8.2, linkes Bild). Das Prinzip basiert auf der Messung der benötigten Laufzeit eines Laserpulses. Aufgrund der verstrichenen Zeit kann die Entfernung bestimmt werden. Diese Technik ist allerdings nicht geeignet, um im Sub-Millimeter-Bereich zu messen, da schon für eine Genauigkeit im Millimeterbereich eine Zeitmessung in der Größenordnung von Nanosekunden realisiert werden muss.

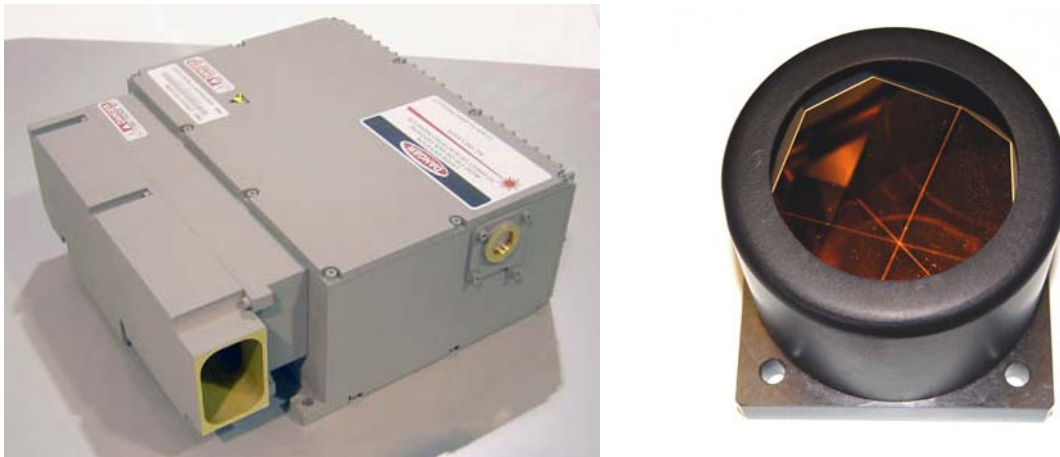


Abbildung 8.2: Links: Laser Ranger zur Entfernungsmessung zwischen zwei Satelliten. Quelle: Selex Gallileo [GALILEO 2008]. Rechts: Corner-Cube-Reflektor, wie er an Satelliten zur Laser-messung eingesetzt wird. Quelle: Wikipedia

Bei der Anwendung eines Laser Rangers muss darauf geachtet werden, dass mit steigender Entfernung zum Messobjekt der Laserstrahl sich aufweitet und an Intensität verliert. Aus diesem Grund ist es sinnvoll, für eine gute Reflektion am Zielobjekt zu sorgen. Für eine Messung zwischen zwei Satelliten wird üblicherweise der passive, den Laserstrahl reflektierende Satellit mit einem sogenannten *Corner-Cube*-Reflektor (Abbildung 8.2, rechts Bild) ausgestattet. Die Besonderheit dieses Reflektors liegt darin, dass er den einfallenden Strahl genau in dieselbe Richtung wieder zurückwirft, aus der er eingefallen ist. Damit kann auch aus einem spitzen Winkel noch eine Rückreflektion ermöglicht werden. Dabei ist anzumerken, dass diese Funktionsweise des Reflektors aufgrund bautechnischer Einschränkungen auch nur für einen begrenzten Öffnungskegel gewährleistet werden kann.

8.3.2 Modellierung mittels des geometrischen Ansatzes

Die Modellierung des Laser Rangers wird an die reale Funktionsweise angelehnt. Es stehen der eigentliche aktive Laser Ranger und ein passiver Corner-Cube-Reflektor als Baukastenelemente zur Verfügung. Um der Realität Rechnung zu tragen, muss berücksichtigt werden, dass eine Messung nur dann durchgeführt werden kann, wenn beide Elemente zueinander richtig ausgerichtet sind (d.h. der Laser trifft den Corner-Cube-Reflektor).

Um die aufwendige Modellierung der Arbeitsweise eines Corner-Cube-Reflektors zu umgehen, wird erneut eine Vereinfachung vorgenommen. Dabei wird der Corner-Cube-Reflektor als eine Art ebener Spiegel modelliert, der aber unter bestimmten Einfallswinkeln eine Reflektion zum Ursprung des einfallenden Strahls zulässt. Für den Spiegel wird dazu um seinen Richtungsvektor ein Öffnungskegel definiert, der noch zulässige Einfallswinkel des Corner-Cube-Reflektors beschreibt. Ebenso wird für den Laser Ranger auf gleiche Art ein Öffnungskegel definiert, der ein Aufweiten des Laserstrahls abbildet. Mit den Richtungsvektoren und Öffnungskegeln beider Elemente wird nicht nur

die Realität des sich aufweitenden Lasers und des möglichen Einfallswinkels des Reflektors nachgebildet, sondern auch eine Überprüfung der richtigen Ausrichtung beider Elemente für eine Messung ermöglicht.

Bei einer Messung wird zunächst geprüft, ob der Reflektor innerhalb des Öffnungswinkels des Laser Ranglers liegt. Ist dies der Fall, so wird der entgegengesetzte Fall abgeprüft, ob der Laser Ranger innerhalb des Öffnungswinkels des Reflektors liegt (Abbildung 8.3). Damit wird sichergestellt, dass der Laserstrahl in einem Winkel den Reflektor trifft, in dem eine Reflektion möglich ist. Wenn beide Überprüfungen positiv ausfallen, wird die eigentliche Entfernungsmessung durchgeführt. Ansonsten kann keine Messung durchgeführt werden.

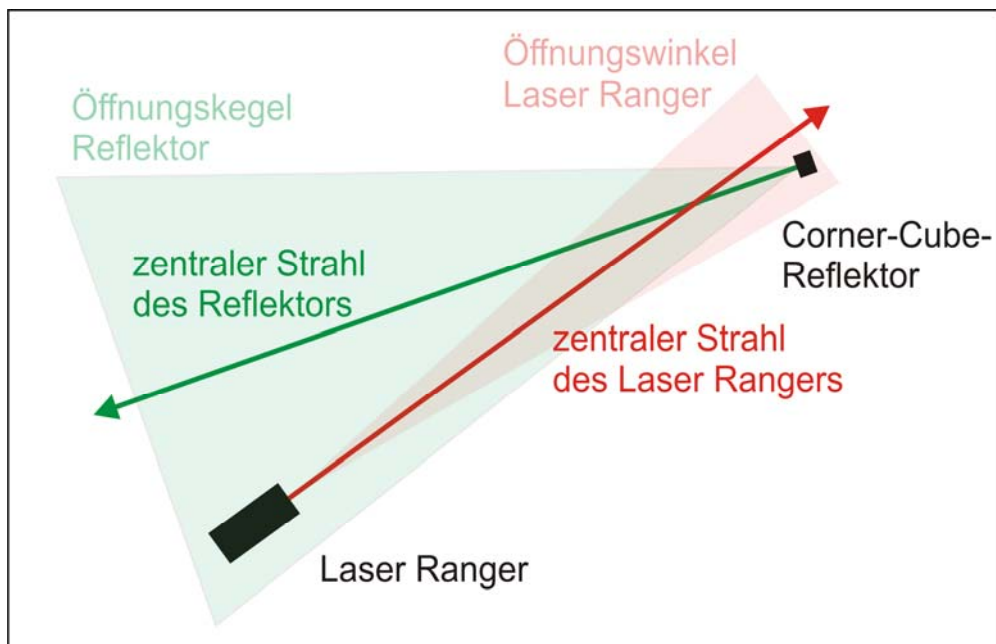


Abbildung 8.3: Anordnung von Laser Ranger und Corner-Cube-Reflektor. In diesem Fall liegen die beiden Sensoren jeweils in den Öffnungswinkeln des jeweilig anderen Sensors. Damit ist in der gezeigten Anordnung eine Entfernungsmessung möglich.

Für die eigentliche Entfernungsmessung zwischen Laser Ranger und Corner-Cube-Reflektor werden wieder nach dem geometrischen Ansatz ihre bekannten Positionen in der Szenario-Geometrie genutzt und in ein gemeinsames Koordinatensystem transformiert. Anschließend wird vektoriell die Entfernung zwischen den beiden Elementen bestimmt (Abbildung 8.4) und mit einem Messfehler gegebener Standardabweichung verwechselt.

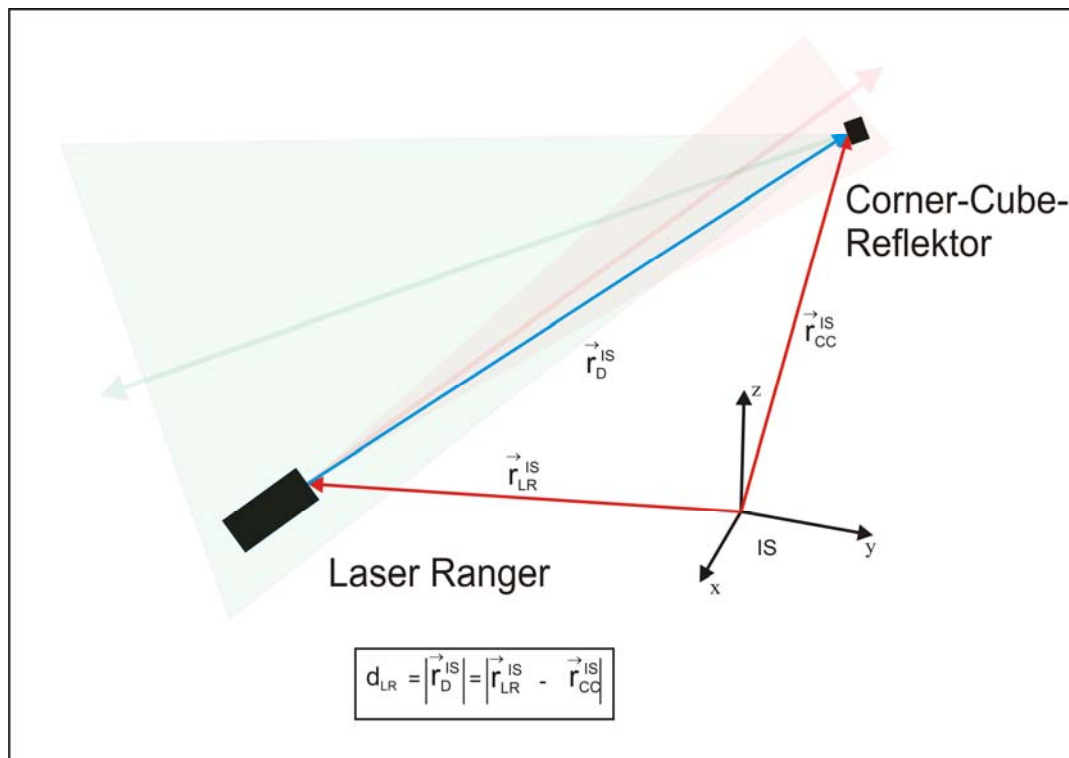


Abbildung 8.4: Aufgrund des geometrischen Modellierungsansatzes kann die Entfernung zwischen den beiden Sensoren (Laser Ranger und Corner-Cube-Reflektor) vektoriell berechnet werden.

Es ergibt sich somit für die gemessene Entfernung d_{LR} (Abbildung 8.4):

$$d_{LR} = \left| \vec{r}_{LR}^{IS} - \vec{r}_{CC}^{IS} \right| + \varepsilon_{LR} \quad \text{mit} \quad \varepsilon_{LR} \sim N(0, \sigma_{LR}) . \quad (8.2)$$

Dabei sind \vec{r}_{LR}^{IS} und \vec{r}_{CC}^{IS} die Ortsvektoren der beiden Elemente des Laser Ranglers und des Reflektors im Inertialsystem IS. ε_{LR} gibt den Messfehler des Laser Ranglers an, wobei σ_{LR} die Standardabweichung des Laser Ranglers bezeichnet.

Eine derartige Modellierung des Laser Ranglers setzt zudem noch voraus, dass die Intensität des Lasers über der Entfernung nicht abnimmt.

8.4 Star Tracker

8.4.1 Reales Funktionsprinzip

Der Star Tracker ist ein optisch arbeitendes Gerät zur Bestimmung der Lage eines Satelliten im Raum (Abbildung 8.5). Das Funktionsprinzip basiert auf der Richtungsmessung eines oder mehrerer Sterne. Hierbei kommen im Regelfall 57 helle Navigationssterne zum Einsatz, von denen der bekannteste Stern Sirius ist. Für komplexere Missionen können sogar ganze Sternkarten herangezogen werden, um die Orientierung des Star Tracker bzw. des Satelliten im Raum zu bestimmen zu können.

Star Tracker arbeiten mit Hilfe einer Photozelle, die die entsprechenden Sterne aufnimmt. Da diese sehr empfindlich sein muss, ist ein Star Tracker anfällig gegenüber Reflexionen des Sonnenlichts. Diese treten unter anderem dann auf, wenn das Sonnenlicht an den Partikeln des Abgasstrahls einer Steurdüse reflektiert wird. In einem solchen Fall kann keine Lagemessung durchgeführt werden.



Abbildung 8.5: Star Tracker zur Lagemessung eines Satelliten im Raum. Quelle: Finmeccanica [FINMECCANICA 2008].

8.4.2 Modellierung mittels des geometrischen Ansatzes

Ziel bei der Modellierung der Lagemessung mittels Star Tracker ist es, wie beim GPS-Empfänger eine starke Vereinfachung des realen Funktionsprinzips zu erreichen. Es sollen keine Datenbanken von Sternenkarten und aufwendige Berechnungsalgorithmen im Simulator implementiert werden, um die Funktionsweise des Star Trackers zu modellieren. Zweck eines Star Trackers ist es, die Lagewinkel im Raum bezüglich eines Koordinatensystems zur Verfügung zu stellen. Dabei sollen die drei Lagewinkel *Roll* (Rollwinkel) α , *Pitch* (Nickwinkel) β und *Yaw* (Gierwinkel) γ bestimmt werden, die zwischen den beiden Koordinatensystemen TS und PS vorliegen (vgl. Abschnitt 5.3).

Wie schon bei den beiden anderen Sensoren gesehen, kann man auch hier zur Modellierung die geometrische Umsetzung des Frameworks ausnutzen. Jede Trägerplattform protokolliert zu jedem Zeitpunkt der Simulation ihre genaue Position, Geschwindigkeit und Lagewinkel mit. Analog zum GPS-Empfänger werden für eine Lagemessung die entsprechenden in der Simulation vorliegenden Lagewinkel ausgelesen und mit einem Fehler beaufschlagt, da auch bei diesem Sensor mit entsprechenden Abweichungen im Messergebnis gerechnet werden muss. Auch hier wird jeder bestimmte Winkel separat mit einer normalverteilten Zufallszahl gleicher Standardabweichung verrauscht. Es gilt analog zu Gleichung (8.1) des GPS für die Lagewinkel:

$$\begin{aligned}
 \tilde{\alpha}_{ST} &= \alpha_{ST} + \varepsilon_{ST}^{\alpha} & \varepsilon_{ST}^{\alpha} &\sim N(0, \sigma_{ST}^{\alpha}) \\
 \tilde{\beta}_{ST} &= \beta_{ST} + \varepsilon_{ST}^{\beta} & \text{mit } \varepsilon_{ST}^{\beta} &\sim N(0, \sigma_{ST}^{\beta}) \\
 \tilde{\gamma}_{ST} &= \gamma_{ST} + \varepsilon_{ST}^{\gamma} & \varepsilon_{ST}^{\gamma} &\sim N(0, \sigma_{ST}^{\gamma})
 \end{aligned}
 \quad , \quad (8.3)$$

unter der Voraussetzung der Unabhängigkeit von $\varepsilon_{ST}^{\alpha}$, ε_{ST}^{β} und $\varepsilon_{ST}^{\gamma}$. Hierbei sind $\tilde{\alpha}_{ST}$ der gestörte „gemessene“ Rollwinkel der Lagemessung, α_{ST} der wahre Rollwinkel der Plattform im Szenario und $\varepsilon_{ST}^{\alpha}$ der Messfehler des Rollwinkels. σ_{ST}^{α} bezeichnet die Standardabweichung des Rollwinkel-Messfehlers. Analog gilt dies für die Lagewinkel β und γ .

In der jetzigen Implementierung führt dieses vereinfachte Star Tracker-Modell keine Überprüfung durch, ob der Star Tracker zur Erde oder zur Sonne hin orientiert ist und damit keine Messung möglich wäre. Das verwendete Modell liefert also in jedem Fall immer ein Meßergebnis.

9. Generierung synthetischer SAR-Rohdaten

Synthetische SAR-Rohdaten sind für den Test und die Verifizierung von neu entwickelten und implementierten Prozessierungsalgorithmen von bi- und multistatischen SAR-Daten unverzichtbar. Die Erzeugung derartiger SAR-Rohdaten stellt eine Kernfunktionalität des hier vorgestellten SAR-Simulators dar. Dieses Kapitel behandelt alle zur Rohdatengenerierung notwendigen Ansätze und Algorithmen. Dazu wird der in Abschnitt 5.2.2 vorgestellte geometrische Ansatz und seine grundlegende Funktionsweise im Hinblick auf die Signalerzeugung präzisiert. Zu Beginn werden unterschiedliche Ansätze zur Abtastung und Diskretisierung der Erdoberfläche vorgestellt. Den Hauptteil des Kapitels bildet die Beschreibung der drei Abtastkriterien, die erst die Signalerzeugung ermöglichen. Mit ihnen wird überprüft, ob ein Bodenreflektor zur Signalgenerierung berücksichtigt oder verworfen werden muss.

9.1 *Abtastung und Diskretisierung der Erdoberfläche*

9.1.1 **Radarabtastung einer komplexen Szene**

In Abschnitt 5.2.2 ist schematisch gezeigt, wie die Signalantwort für ein einzelnes Punktziel bestimmt wird. Aufgrund der Anforderungsanalyse (vgl. Kapitel 4) soll der im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Simulator komplexe SAR-Szenen (vgl. Abschnitt 2.2.3) auf Basis einer synthetischen bzw. realen Erdoberfläche nachbilden können. Somit muss die Vorgehensweise zur Verarbeitung eines einzelnen Punktziels auf eine ganze Szene erweitert werden. Dies ist sehr einfach möglich, da eine komplexe Szene als Anhäufung von Punktzielen betrachtet werden kann. Durch eine sequentielle Abtastung der einzelnen Punktziele der Szene und die Überlagerung der entsprechenden Signale nach der Maxwell'schen Theorie können die gewünschte Szene und somit die SAR-Rohdaten abgebildet werden.

Für die sequentielle Abtastung der Punktziele einer Szene ist die Unterscheidung wichtig, welche Ziele von den Radarkeulen illuminiert werden und welche sich außerhalb des Footprints befinden. Nur diejenigen Punktziele, die von den Radarwellen bestrahlt werden, tragen zur Signalgenerierung bei und werden berücksichtigt. Hierbei spielt die Form des Footprints eine wesentliche Rolle. Allerdings ergibt sich aufgrund der gekrümmten Erdoberfläche eine von der idealen elliptischen Form eines Footprints abweichende unregelmäßige Form. Für die Bestimmung der realistischen Footprintform bzw. der im Footprint befindlichen Punktziele bieten sich grundsätzlich zwei Möglichkeiten an:

1. Abtasten der Radarkeule

Der Footprint bzw. die illuminierten Punktziele einer Radarkeule können durch die Verfolgung einzelner Strahlen mit diskreten Winkelabständen innerhalb der Keulenöffnung bestimmt werden. Die Punkte, an denen die Strahlen die Erdoberfläche schneiden, bilden illuminierte Punktziele. Nachteilig an diesem Verfahren ist, dass mit einer festen Winkelschrittweite eine unterschiedliche Auflösung erreicht wird. Damit ist die Auflösung von der Entfernung zwischen Punktziel und Phasenzentrum der Antenne (Ursprung der Antennenkeule) abhängig. Je weiter das Ziel von diesem Zentrum entfernt ist, desto schlechter die Auflösung des Footprints. Damit nehmen indirekt auch die Flughöhe sowie die Ausrichtungswinkel der Antenne Einfluß auf die Auflösung (Abbildung 9.1).

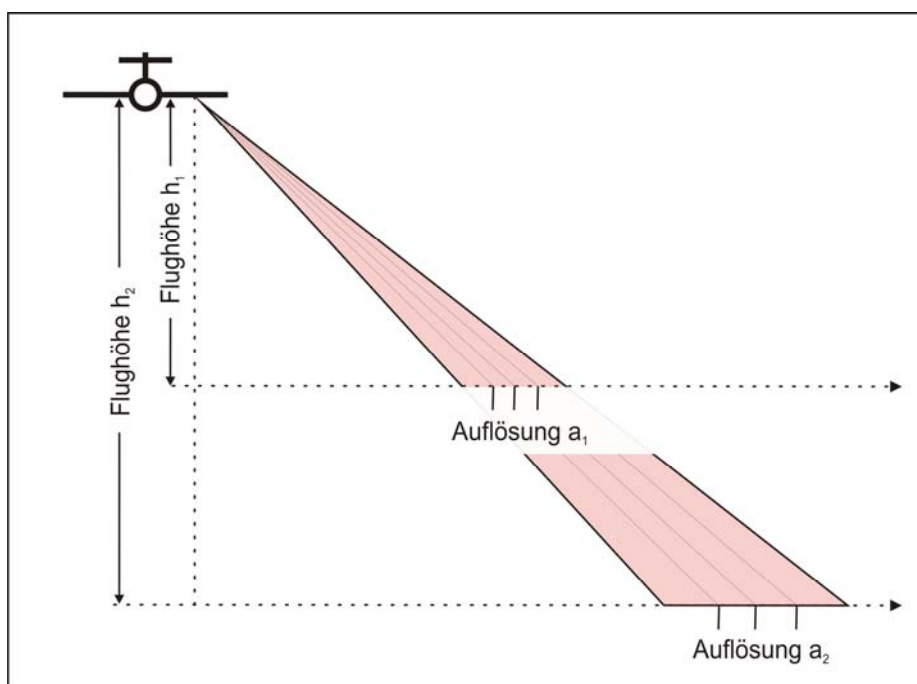


Abbildung 9.1: Bei der Diskretisierung der Radarkeule durch feste „Strahlen“ werden unterschiedliche Auflösungen erreicht. Durch verschiedene Flughöhen ergeben sich unterschiedliche Entfernungen von Erdoberfläche zum Phasenzentrum der Antenne. So ist die Auflösung a_2 schlechter als die Auflösung a_1 .

Würde dieser Ansatz zur Abtastung einer bistatischen Konstellation benutzt, so würde der Transmitter die beleuchteten Punktziele festlegen und der Receiver prüft, ob sich die so ergebenden Ziele in seiner Radarkeule befinden (Abbildung 9.2).

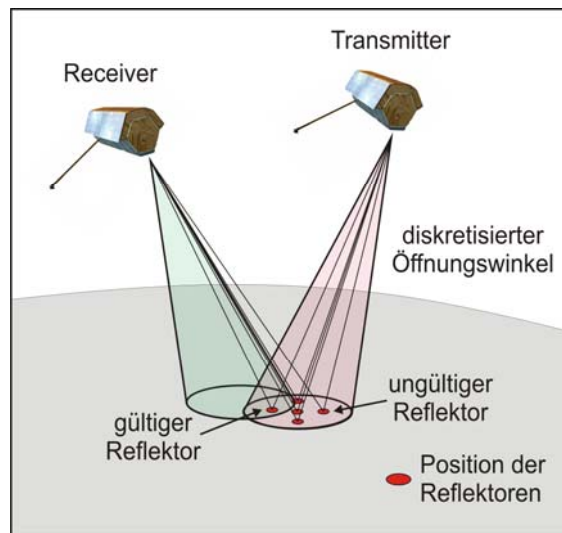


Abbildung 9.2: Beim Ansatz zur Abtastung der Radarkeule legt der Transmitter die Punktziele (Reflektoren) fest und der Receiver überprüft, welches dieser Ziele sich ebenfalls in seiner Radarkeule befindet. Nur diese sind für eine weitere Signalverarbeitung zu berücksichtigen.

Dieser Ansatz liefert, wie oben schon angedeutet, leider eine von der Flughöhe und Antennenausrichtung abhängige Auflösung. Damit ist dieser Ansatz ohne weitere Maßnahmen nicht praktikabel zur Umsetzung der Signalgenerierung im hier vorgestellten Simulator.

2. Abtasten der Erdoberfläche

Um die Auflösung definiert wählen zu können, kann ein anderer Ansatz genutzt werden. Dabei wird die Erdoberfläche in ein äquidistantes, krummliniges und rechteckiges Gitter eingeteilt, für das eine einheitliche Gitterweite d gewählt wird (Abbildung 9.3). Der Mittelpunkt einer Gitterzelle bildet jeweils ein Punktziel.

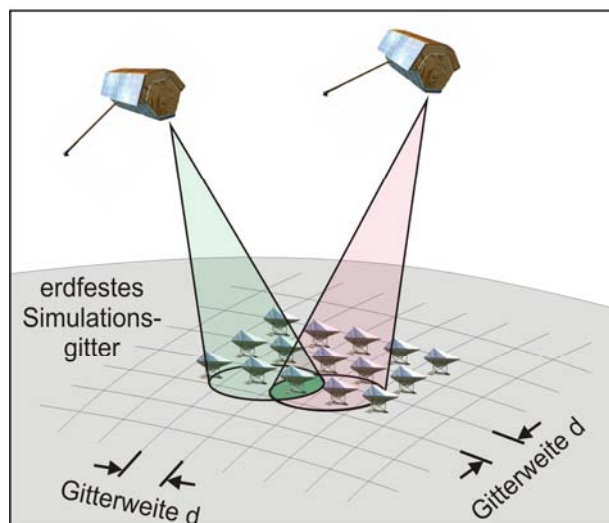


Abbildung 9.3: In Falle der Abtastung der Erdoberfläche wird ein äquidistantes Gitter mit Gitterweite d verwendet. Transmitter und Receiver operieren jeweils auf diesem Gitter und bestimmen gemeinsame Ziele, die in beiden Footprints liegen (grün eingefärbter Bereich).

Sowohl der Transmitter als auch der Receiver operieren so auf einem gemeinsamen Gitter. Für die Radarabtastung werden nun bei diesem Ansatz die einzelnen Zellen des Gitters jeweils von Transmitter und Receiver daraufhin untersucht, ob sich der Mittelpunkt der Zelle innerhalb oder außerhalb der Radarkeule befindet. Nur diejenigen Zellen, die gleichzeitig innerhalb beider Footprints liegen, werden zur Signalgenerierung berücksichtigt.

Zur Diskretisierung der Erdoberfläche wird ein rechteckiges Gitter gewählt. Für diese Wahl gibt es im Gegensatz z.B. zu einer Triangulierung verschiedene Gründe:

- **Anlehnung an die realen geographischen Koordinaten**

Die realen geographischen Koordinaten (Länge und Breite) implizieren die Verwendung eines rechteckigen Gitters als die Verwendung eines aus Dreiecken bestehenden Gitters (vgl. auch nächsten Punkt). Somit können durch die Verwendung eines ähnlichen rechteckigen Gitters zur Simulation aufwendige Verrechnungen zwischen zwei unterschiedlichen definierten Gittern vermieden werden.

- **SRTM-Datensatz**

Aufgrund der Forderung nach einer realistischen Modellierung der Erdoberfläche wird der SRTM-Datensatz (vgl. Abschnitt 9.1.3, reales Höhenmodell) verwendet. Dieser bezieht sich ebenfalls auf ein rechteckiges Oberflächengitter zur Beschreibung der Höhenwerte. Wie oben schon angedeutet, können auch in diesem Fall mit der Verwendung eines rechteckigen Simulationsgitters aufwendige Verrechnungen zwischen verschiedenartigen Koordinatensystemen vermieden werden.

- **Einfaches Handling der Gitterpunktpositionen**

Mit der Wahl eines rechteckigen Gitters ergibt sich zudem der Vorteil eines einfachen Handlings der einzelnen Zellen. Jede der Gitterzellen ist über eine einfache Indizierung identifizierbar (vgl. Abschnitt 9.1.2). So kann auf eine aufwendige Speicherhaltung der Gitterpunktpositionen verzichtet werden, denn mit einer einfachen Berechnung ist es möglich, aus dem Zellenindex direkt die Gitterpunktpositionen zu bestimmen.

9.1.2 Diskretisierung der Erdoberfläche

Im Folgenden wird das feste rechteckige Gitter als *Simulationsgitter* bezeichnet. In Anlehnung an die Diskretisierung des SRTM-Datensatzes wird die Gitterweite d des Simulationsgitters im Winkelmaß festgelegt und im WGS84-Koordinatensystem beschrieben (Abbildung 9.3). Sie kann in Abhängigkeit der gewünschten Bodenauflösung angepasst werden. Allerdings ist darauf zu achten, dass sich mit steigendem Breitengrad δ

die Zellengröße aufgrund des geringeren Erdradius verkleinert und somit automatisch eine bessere Auslösung erreicht wird. Aus diesem Grunde wird die Gitterweite d immer am Äquator angegeben, da dort die größte Auflösung vorgefunden wird. Aufgrund der Einteilung erhält man so ein $n \times m$ -Gitter mit

$$n = \frac{360^\circ}{d} \quad \text{und} \quad m = \frac{180^\circ}{d} \quad (9.1)$$

für die Längengrad- bzw. Breitengrad-Richtung.

Der Ursprung dieses Gitters liegt im Schnittpunkt des Äquators mit dem nullten Längengrad. Somit ergibt sich prinzipiell ein Gitter, das Abbildung 9.4 entspricht.

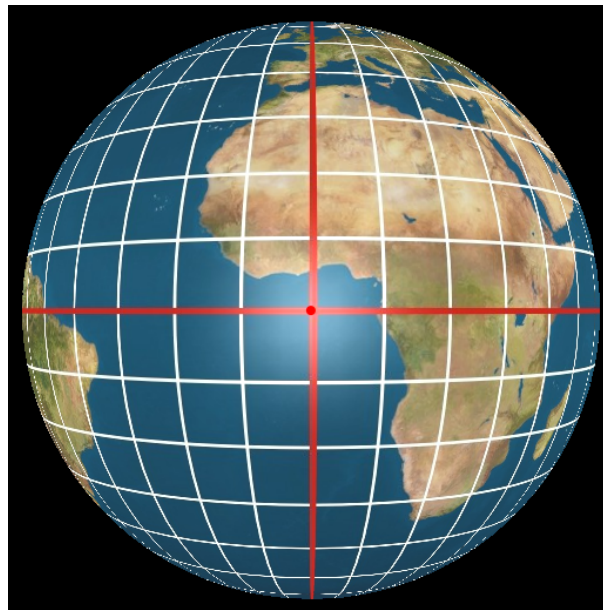


Abbildung 9.4: Simulationsgitter mit sehr grober Gitterweite. Äquator ca. 1100 km x 1100 km.

Bisher wurde die Erde als ideales Ellipsoid betrachtet. Eine reale Nachbildung von Radar-Szenen verlangt darüber hinaus, dass die Gitterzellen mit einer Höhenangabe versehen werden. Hierbei wird die Realität nur bis zu einem gewissen sinnvollen Grad nachempfunden. Eine Gitterzelle wird mit ihren vier Randpunkten \vec{p}_0 , \vec{p}_1 , \vec{p}_2 und \vec{p}_3 beschrieben (Abbildung 9.5). Aus diesen Randpunkten kann der Mittelpunkt \vec{p} und die Flächennormale \vec{n} der Zelle (vgl. Abschnitt 9.1.3 – Abtastkriterium *Reflexion*) berechnet werden. Der für die Radarsignalgenerierung benötigte Reflektor wird an der Stelle des Mittelpunktes platziert. Somit wird die Oberfläche der Gitterzelle auf einen äquivalenten Flächenstrahler reduziert, dessen Normalenvektor die Richtung der resultierenden Flächennormalen aus den zwei beteiligten Dreiecken der Gitterzellenoberfläche erhält (siehe Abbildung 9.6, Abbildung 9.7 und Abschnitt unten: Berechnung des Normalenvektors). So kann zwar keine Stetigkeit im Hinblick auf die angrenzenden Flächen zwischen den Flächenstrahlern gewährleistet werden, was allerdings für das verwendete Simulationskonzept keine Voraussetzung ist.

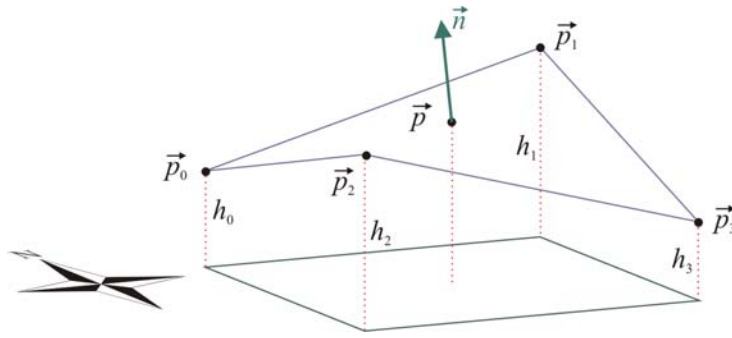


Abbildung 9.5: Gitterzelle mit ihren entsprechenden Randpunkten \vec{p}_0 , \vec{p}_1 , \vec{p}_2 und \vec{p}_3 . Der Mittelpunkt \vec{p} gibt die Position und der Normalenvektor \vec{n} die Orientierung des Reflektors dieser Bodenzelle an.

Über einen eindeutigen Index (i, j) ist jede Zelle des gesamten Gitters identifizierbar. Dieser Index errechnet sich aus der geographischen Länge und Breite des Randpunktes \vec{p}_0 :

$$(i, j) = \left(\left\lfloor \frac{\lambda}{d} \right\rfloor, \left\lfloor \frac{\delta}{d} \right\rfloor \right) \quad \text{mit } \vec{p}_0 = (\lambda \quad \delta \quad h)^T, \quad (9.2)$$

wobei die untere Gauß-Klammer das Abrunden auf die nächst kleinere, ganze Zahl meint.

Der Speicheraufwand pro Zelle kann auf die Höhen der vier Randpunkte reduziert werden, da anstelle der kompletten WGS84-Koordinaten lediglich die Indizierung mit den dazugehörigen Höhenwerten h_0 , h_1 , h_2 und h_3 abgespeichert werden muss. Die Punkte können dann aus den Indizes und der Gitterweite d rekonstruiert werden:

$$\begin{aligned} \vec{p}_{i,j,0} &= (i \cdot d, \quad j \cdot d, \quad h_0)^T & \vec{p}_{i,j,1} &= ((i+1) \cdot d, \quad j \cdot d, \quad h_1)^T \\ \vec{p}_{i,j,2} &= (i \cdot d, \quad (j+1) \cdot d, \quad h_2)^T & \vec{p}_{i,j,3} &= ((i+1) \cdot d, \quad (j+1) \cdot d, \quad h_3)^T \end{aligned} \quad (9.3)$$

Für den Mittelpunkt \vec{p} der Zelle gilt:

$$\vec{p}_{i,j} = \left(\left(i + \frac{1}{2} \right) \cdot d, \quad \left(j + \frac{1}{2} \right) \cdot d, \quad \frac{h_0 + h_1 + h_2 + h_3}{4} \right)^T. \quad (9.4)$$

Berechnung des Normalenvektors \vec{n}

Um den Normalenvektor der Gitterzelle zu berechnen, werden die Randpunkte $\vec{p}_0, \dots, \vec{p}_3$ in kartesischen Koordinaten der betrachteten Simulationszelle benötigt. Die Punkte ergeben sich aus den geographischen Koordinaten und deren Höhenangaben und liegen im WGS84-System vor (vgl. Abschnitt 9.1.3). Sie müssen in ein kartesisches Koordinatensystem (ECS oder IS) transformiert werden.

Mit den in kartesische Koordinaten transformierten Randpunkten gilt nun für die vier Kanten der betrachteten Gitterzelle (Abbildung 9.6):

$$\begin{aligned} \vec{d}_{01} &= \vec{p}_1 - \vec{p}_0 & \vec{d}_{02} &= \vec{p}_2 - \vec{p}_0 \\ \vec{d}_{31} &= \vec{p}_1 - \vec{p}_3 & \vec{d}_{32} &= \vec{p}_2 - \vec{p}_3 \end{aligned} \quad (9.5)$$

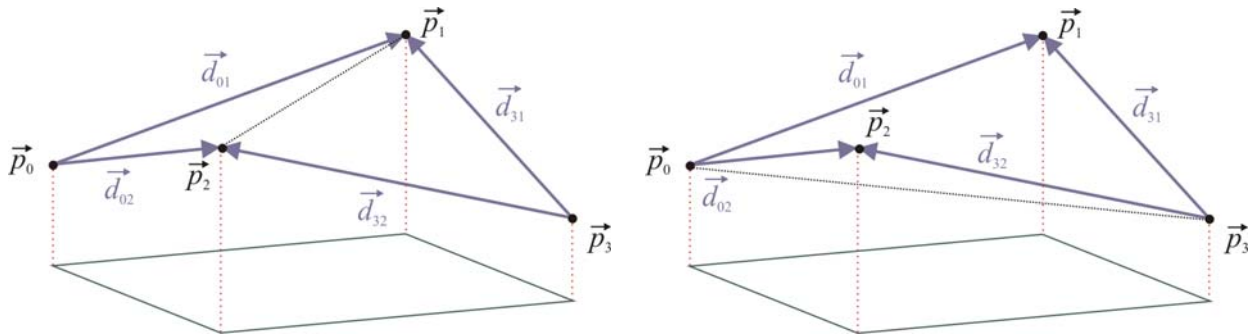


Abbildung 9.6: Kanten und Teildreiecke einer Gitterzelle. Zwei unterschiedliche Variationsmöglichkeiten sind für die Dreiecksanordnung einer Gitterzelle möglich.

Jeweils zwei dieser Kanten spannen ein Teildreieck der eigentlichen Gitterzelle auf, wobei sich zwei mögliche Dreiecksanordnungen ergeben (Abbildung 9.6). Für die weiteren Betrachtungen wird exemplarisch die linke Variante mit den Teildreiecken $\Delta \vec{p}_0 \vec{p}_1 \vec{p}_2$ und $\Delta \vec{p}_1 \vec{p}_2 \vec{p}_3$ (Abbildung 9.6: links) gewählt, denn für die Berechnung der globalen Flächennormalen der Gitterzelle ist es unerheblich, welche Dreiecksanordnung benutzt wird. Es ergeben sich somit zunächst zwei Normalenvektoren (Abbildung 9.7).

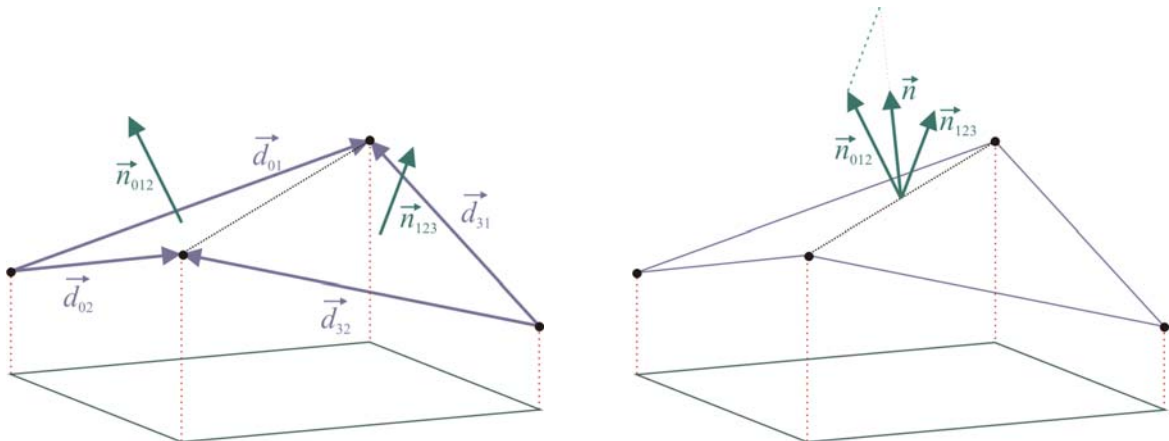


Abbildung 9.7: Links: Bestimmung der Flächennormalen der Teildreiecke der Gitterzelle. Rechts: Bestimmung der Flächennormalen der gesamten Gitterzelle.

Für die Flächennormalen der beiden Teilflächen ergibt sich nun (Abbildung 9.7 - links):

$$\vec{n}_{012} = \frac{\vec{d}_{02} \times \vec{d}_{01}}{|\vec{d}_{02} \times \vec{d}_{01}|} \quad \text{und} \quad \vec{n}_{123} = \frac{\vec{d}_{31} \times \vec{d}_{32}}{|\vec{d}_{31} \times \vec{d}_{32}|} \quad (9.6)$$

Damit wird der normierte Normalenvektor der gesamten Gitterzelle definiert als normierter Mittelwert:

$$\bar{n} = \frac{\frac{1}{2} \cdot (\bar{n}_{012} + \bar{n}_{123})}{\left| \frac{1}{2} \cdot (\bar{n}_{012} + \bar{n}_{123}) \right|} = \frac{\bar{n}_{012} + \bar{n}_{123}}{|\bar{n}_{012} + \bar{n}_{123}|} \quad (9.7)$$

Weitere Details können der Diplomarbeit [DROSTE 2006] entnommen werden.

9.1.3 Erdoberflächen

Reales Höhenmodell

Wie in der Bedarfsanalyse (vgl. Abschnitt 4.1) aufgezeigt, soll für die Generierung der synthetischen SAR-Rohdaten optional ein reales Höhenmodell der Erdoberfläche genutzt werden, um die zu entwickelnden Prozessierungsalgorithmen mit realen Geländeformationen zu testen. Die SRTM-Mission (Shuttle Radar Topography Mission (STS-99)) [RABUS *et al.* 2003] aus dem Jahre 2000 hat ein großflächiges Höhenmodell der Erdoberfläche bereitgestellt, wobei die Erde zwischen 60° nördlicher und 56° südlicher Breite erfasst wurde. Dieses Modell soll im SAR-Simulator Verwendung finden.

Dazu kann auf die bereitgestellten *SRTM-Daten (Void-filled seamless SRTM data V1, 2004)* des *International Centre for Tropical Agriculture (CIAT)* zugegriffen werden, die zu Forschungszwecken frei verfügbar sind [CGIAR-CSI 2004]. Dieser SRTM-Datensatz besteht aus etwa 200 GB Höheninformationen der Erdoberfläche, eingeteilt in 900 Dateien, welche jeweils eine 5 Quadratgrad große Fläche abbilden. Die erfasste Erdoberfläche ist dabei in 72 x 24 Kacheln aufgeteilt. Abbildung 9.8 gibt einen Überblick über die Einteilung und die verfügbaren Flächen dieses Datensatzes. Die Gitterauflösung innerhalb einer Kachel beträgt 90 m x 90 m am Äquator, wobei der vertikale Fehler mit weniger als 16 m angegeben ist. Genauere Datensätze sind nur kostenpflichtig erhältlich. Allerdings ist die verfügbare Genauigkeit im Rahmen der vorzunehmenden Untersuchungen als ausreichend anzusehen.

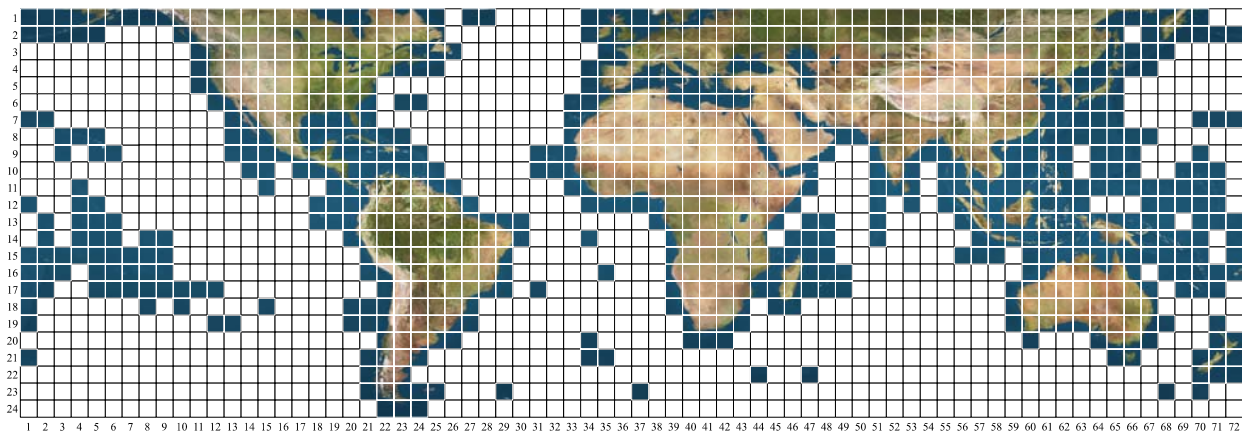


Abbildung 9.8: Einteilung der Erdoberfläche im frei verfügbaren SRTM-Datensatz [CGIAR-CSI 2004]. Nur die colorierten Flächen sind im Datensatz verfügbar. Im Bereich der Ozeane wurden nur diejenigen Flächen berücksichtigt, wo größere Inseln sich im Meer befinden.

Abbildung 9.9 zeigt eine mit dem SRTM-Datensatz generierte überhöhte Darstellung des Siegtals. Im Mittelpunkt des Bildes ist der Haardter Berg in Siegen (geographische Position des Mittelpunktes dieser Darstellung: $50^{\circ} 54' 39''$ N, $08^{\circ} 01' 35''$ O) zu sehen.



Abbildung 9.9: Gerenderte und überhöht gezeichnete perspektivische Darstellung des Siegtals generiert aus den Höhenangaben des SRTM-Datensatzes. Der rote Punkt markiert den Universitätsstandort in Siegen.

Der Abschnitt 9.1.2 zeigt, dass für die Simulation und Auswertung der Signallaufzeiten das Simulationsgitter verwendet wird. Im Gegensatz zu diesem Simulationsgitter benutzt der SRTM-Datensatz sein eigenes Oberflächengitter. Die geographische Position \bar{p} eines Reflektors wird in dem in Gleichung (9.3) beschriebenen Simulationsgitter bestimmt. Die reale Höhe des Reflektors bzw. die Höhen der Gitterpunkte zur Berechnung der zugehörigen Flächennormale (vgl. Abschnitt 9.1.3 – Abtastkriterium *Reflexion*) müssen nun aus dem SRTM-Oberflächengitter entnommen werden.

Da sich das variable Simulationsgitter von dem fest vorgegebenen Oberflächengitter der SRTM-Oberflächendateien unterscheidet, kann die gesuchte Höheninformation der Randpunkte einer Simulationsgitterzelle nicht direkt aus den Höhendateien ausgelesen werden (Abbildung 9.10), sondern muss vielmehr interpoliert werden.

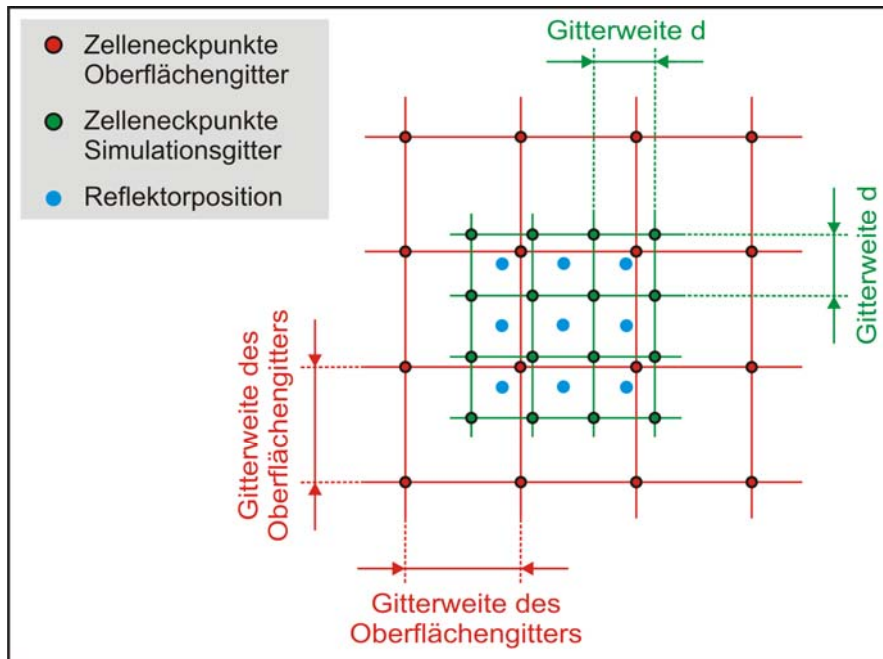


Abbildung 9.10: Unterschiedliche Gitter: Simulationsgitter (grün) und Oberflächengitter (rot).

Die Bestimmung der gesuchten Höhen h_i der einzelnen Ecken einer Simulationszelle geschieht mit Hilfe einer bilinearen Interpolation unter Zuhilfenahme der umliegenden Punkte (Abbildung 9.11) des fest vorgegebenen Oberflächengitters.

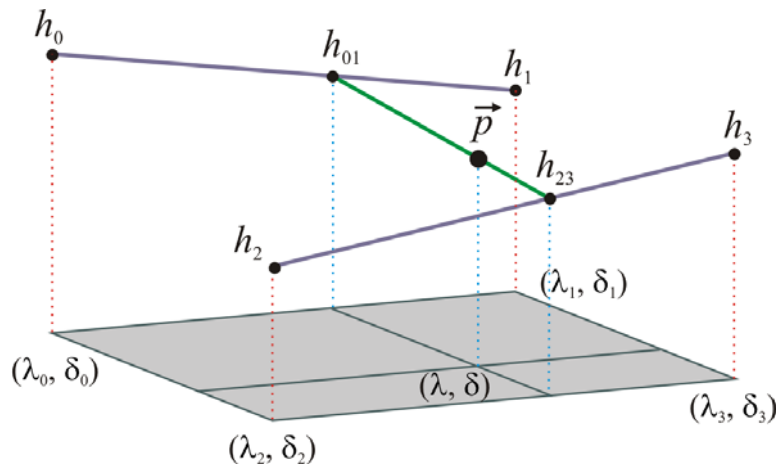


Abbildung 9.11: Bilineare Interpolation aus den umliegenden Gitterpunkten zur Bestimmung der Geländehöhe an einer beliebigen geographischen Koordinate (λ, δ) .

Es ergibt sich für die Höhe h des Punktes \vec{p} an der Position (λ, δ) :

$$h(\lambda, \delta) = q \cdot h_{01} + (1-q) \cdot h_{23} \quad (9.8)$$

wobei

$$h_{01} = p \cdot h_1 + (1-p) \cdot h_0 \quad \text{mit} \quad p = \frac{\lambda - \lambda_0}{\lambda_1 - \lambda_0} = \frac{\lambda - \lambda_0}{d} \quad (9.9)$$

und

$$h_{23} = p \cdot h_3 + (1-p) \cdot h_2 \quad \text{mit} \quad q = \frac{\delta - \delta_0}{\delta_1 - \delta_0} = \frac{\delta - \delta_0}{d} \quad (9.10)$$

ist.

Die Höhe h des gesuchten Punktes \bar{p} wird bei dieser Vorgehensweise durch die zweimalige Interpolation verlustbehaftet bestimmt. Diese Abweichung zur realen Geländeform wird allerdings in Kauf genommen, da ohne sie die beste erreichbare Auflösung auch nur durch die vorliegende Genauigkeit des SRTM-Datensatzes gegeben wäre. Auf diese Weise können nun die 4 einzelnen Eckpunkte der Simulationszelle bestimmt werden.

Neben der verlustbehafteten Interpolation ergibt sich eine weitere Schwierigkeit. Das Vorgehen zur Bestimmung der Höhe erfordert bei der Abtastung jeder einzelnen Gitterzelle viele Zugriffe auf den SRTM-Datensatz (vgl. auch dazu Abschnitt 10.1). Aus der vorliegenden Datenmenge des SRTM-Datensatzes ergeben sich dabei folgende Probleme während einer Simulation:

- **Lesezugriff auf die Festplatte**

Um die benötigten Höhenangaben der Eckpunkte zu erhalten, ist es notwendig, auf den persistent gespeicherten Daten des SRTM-Datensatzes zu operieren. Häufige Zugriffe und vergleichbare langsame Leseoperationen auf der Festplatte sind hierbei die limitierenden Faktoren. Aus diesem Grunde wurde anstelle des ursprünglichen textuellen Dateiformats des SRTM-Datensatzes ein binäres Format zur Reduzierung der Datenmenge unter Beibehaltung der Genauigkeit genutzt, um schnellere Dateizugriffe zu gewährleisten.

- **Bestimmung der auszulesenden Oberflächendateien**

Wie oben gesehen, besteht der SRTM-Datensatz aus einer Vielzahl von Dateien. Zum Auslesen einer gesuchten Höhenangabe eines Punktes muss automatisch aufgrund der Längen- und Breitengradangabe die zugehörige Datei ausgewählt werden.

- **Ungültige Höhenwerte**

Der SRTM-Datensatz weist fehlerhafte Stellen auf, für die keine Höhenangaben vorliegen (z.B. größere Seen oder Ozeane). Liefert eine der Höheninformationen h_i einer Gitterzelle beim Auslesen einen ungültigen Wert, so kann die Höhe h des Reflektors nicht berechnet werden. Aus diesem Grund wird diese Gitterzelle verworfen und als nicht reflektierend interpretiert.

Weiterführende Details zu diesen Problemen und deren Lösung können in [DROSTE 2006] nachgelesen werden.

Synthetische Erdoberflächen

Neben der Möglichkeit, eine reale Erdoberfläche für die Generierung der SAR-Rohdaten zu nutzen, ist es ebenfalls sinnvoll, synthetische Oberflächen für spezielle Untersuchungen zur Verfügung zu haben. Mit selbst erstellten Oberflächen können insbesondere Fragestellungen im Bezug auf Prozessierung oder Auswirkung einzelner Effekte (vgl. Abschnitt 2.2.4) gezielt untersucht werden. Aus diesem Grunde steht ein Oberflächengenerator zur Verfügung, der es erlaubt, synthetische Oberflächen zu erzeugen (Abbildung 9.12).

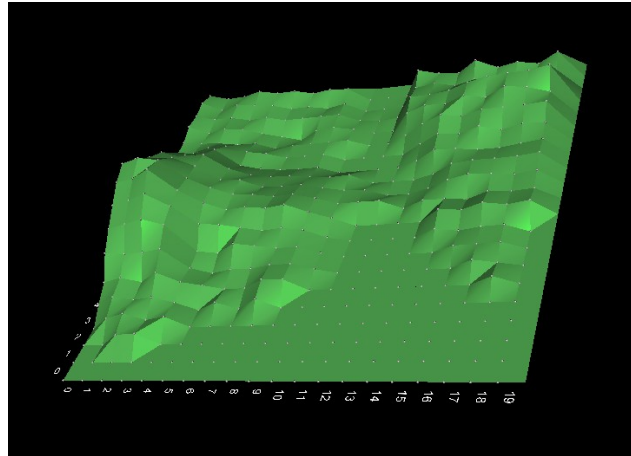


Abbildung 9.12: Synthetische Erdoberfläche, erzeugt mit dem Oberflächengenerator des SAR-Simulators. Mit künstlich erzeugten Oberflächen können gezielt besondere Fragestellungen bei einer SAR-Konstellation untersucht werden.

Der Oberflächengenerator liefert von der erstellten Oberflächengeometrie eine Oberflächendatei im SRTM-Datenformat. So kann mit der gleichen Vorgehensweise und den gleichen Algorithmen gearbeitet werden, die für die realen SRTM-Daten implementiert wurden.

9.2 Abtastkriterien

Jede Zelle des krummlinigen Simulationsgitters auf der Erdoberfläche muss für die Rohdatengenerierung daraufhin überprüft werden, ob sie für den Sende- und Empfangsvorgang und damit auch für die Signalgenerierung berücksichtigt werden muss. Der folgende Abschnitt der Arbeit stellt die dafür notwendigen Funktionalitäten vor.

Damit eine Zelle für die Signalgenerierung berücksichtigt werden kann, muss sie drei unterschiedliche Kriterien in vorgegebener Reihenfolge erfüllen. Wird eines dieser Kriterien nicht erfüllt, so braucht diese Zelle nicht weiter getestet zu werden und kann aus dem Signalgenerierungsvorgang ausgeschlossen werden. Die Gitterzellen müssen auf die folgenden Kriterien hin untersucht werden (vgl. auch [DROSTE 2006]):

9.2.1 Abtastkriterium 1: *Footprint*

„Wann wird ein Reflektor von einem Footprint illuminiert?“

Dieses Kriterium entscheidet darüber, ob sich eine Zelle innerhalb oder außerhalb der Radarkeule befindet. Die Schwierigkeit dieses Kriteriums liegt in der abzutastenden Form des Footprints. Die gekrümmte Erdoberfläche, die elliptische Form der Radarkeule und schiefe Einfallswinkel ergeben krummlinige Footprintgebilde auf der Erdoberfläche. Die Abtastroutine muss sämtliche Zellen liefern, deren Mittelpunkte (Reflektorposition) in diesem Footprintgebilde liegen. Dabei muss nicht nur die Form des Footprints an sich berücksichtigt werden, sondern zudem auch eine durch das Höhenmodell der Erdoberfläche vorgegebene Höhe der Reflektoren.

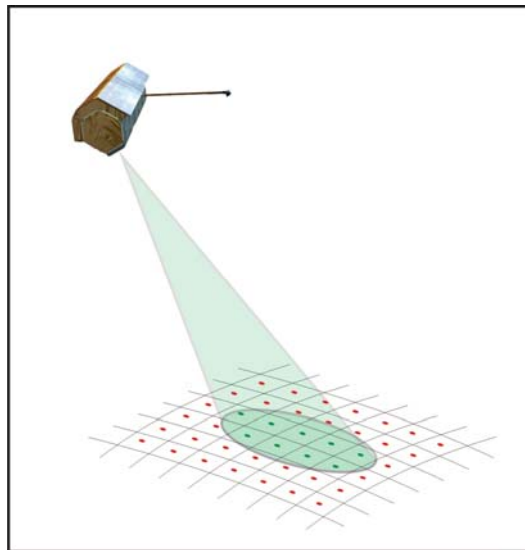


Abbildung 9.13: Fragestellung zum ersten Abtastkriterium: „Welche Gitterzellen befinden sich im elliptischen Footprint der Radarkeule?“.

Um das Abtastkriterium für eine Zelle abzufragen, wird ein weiteres Koordinatensystem eingeführt (vgl. Abschnitt 5.3 und Abbildung 9.14, linkes Bild): das SLS - SAR-Lobe-System (vgl. Anhang A). Es ist ein kartesisches Koordinatensystem, welches Koordinaten relativ zur Quelle einer Radar-Keule beschreibt. Sein Ursprung liegt also im Emitter- bzw. Empfangspunkt eines SAR-Sensors. Mit Hilfe dieses Koordinatensystems werden unterschiedliche Fragestellungen behandelt. Zum Einen kann damit entschieden werden, ob eine Zelle inner- oder ausserhalb der Radarkeule liegt. Zum Anderen dient es der Überprüfung, ob eine Zelle ein Signal reflektieren kann (vgl. Abschnitt 9.2.2, Abtastkriterium 2: *Reflexion*). Weiterhin kann mit diesem Koordinatensystem auf einfache Weise die zur Bestimmung der Signallaufzeit benötigte Entfernung zwischen Antenne und Ziel berechnet werden. Bis auf die erste Fragestellung werden dazu kartesische Koordinaten benötigt. Aus diesem Grunde wurde es als kartesisches System definiert.

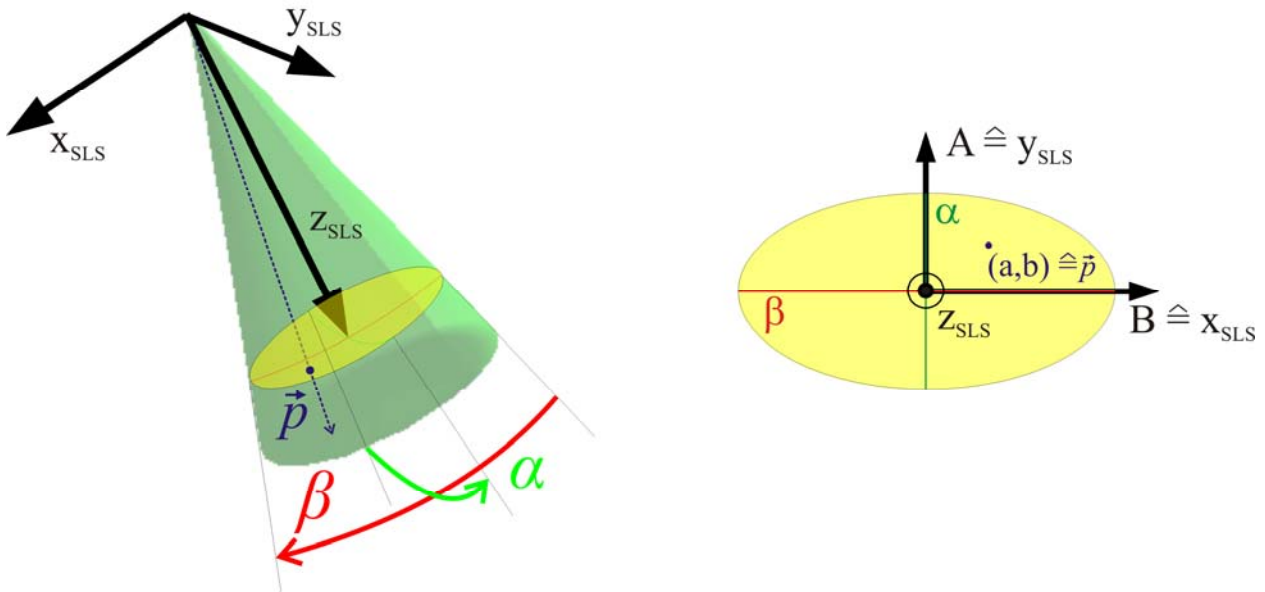


Abbildung 9.14: Links: Zur Bestimmung der illuminierten Bodenzellen wird das neu eingeführte SLS - SAR-Lobe-System verwendet. Der Mittelpunkt \bar{p} einer Gitterzelle wird in dieses Koordinatensystem überführt und anschließend überprüft, ob sich dieser Punkt in der Radarkeule befindet. α und β geben den Öffnungswinkel der Radarkeule in Azimut- bzw. Range-Richtung an. Rechts: Zweidimensionale Betrachtung des SLS-Systems mit gültigem Ellipsenbereich (gelb), in dem sich ein Ziel innerhalb der Radarkeule befindet. a und b geben die zwei Winkelkomponenten des Punktes \bar{p} bzgl. der y- bzw. x-Achse an.

Der im WGS84-Koordinatensystem vorliegende Mittelpunkt \bar{p} der zu überprüfenden Zelle wird mittels Koordinatentransformationen in das entsprechende SLS überführt. Die Komponenten des Mittelpunktes sind somit:

$$\bar{p}_{SLS} = \begin{pmatrix} p_{SLS}^x \\ p_{SLS}^y \\ p_{SLS}^z \end{pmatrix}. \quad (9.11)$$

Der Winkel zwischen einer so gegebenen kartesischen SLS-Koordinate und der z-Achse des SLS-Koordinatensystems kann nun leicht in zwei Winkelkomponenten a und b in Richtung der y- bzw. x-Achse umgerechnet werden (Abbildung 9.14, rechtes Bild). Es gilt:

$$a = \arctan\left(\frac{p_{SLS}^y}{p_{SLS}^z}\right) \quad \text{und} \quad b = \arctan\left(\frac{p_{SLS}^x}{p_{SLS}^z}\right). \quad (9.12)$$

Nun muss geprüft werden, ob diese Winkel innerhalb der Winkelbereiche liegen, die die Radarkeule begrenzen. Damit ein Zellenmittelpunkt \bar{p} innerhalb der Radarkeule liegt, müssen seine korrespondierenden Winkelgrößen a und b die folgende Ellipsenungleichung erfüllen:

$$\frac{a^2}{\left(\frac{\alpha}{2}\right)^2} + \frac{b^2}{\left(\frac{\beta}{2}\right)^2} \leq 1, \quad (9.13)$$

wobei der Öffnungswinkel der Radarkeule in Azimut-Richtung des SLS durch α und in Range-Richtung mit β bezeichnet ist (Abbildung 9.14, linkes Bild).

9.2.2 Abtastkriterium 2: *Reflexion*

„Wann ist ein Reflektor dem Sender so zugewandt, sodass ein ankommendes Signal aufgenommen und reflektiert werden kann?“

Liegt eine Zelle innerhalb der Radarkeule, muss nun im zweiten Schritt überprüft werden, ob die Zelle so orientiert ist, dass sie einen einfallenden Radarstrahl reflektieren kann (Abbildung 9.15). Dabei wird angenommen, dass die Zelle nicht wie ein Spiegel reflektiert, sondern als diffuser Punktstrahler agiert und das Signal in alle Richtungen wieder aussendet. Dieses Kriterium gilt nicht nur für den Transmitter, sondern muss auch für den Receiver überprüft werden. Im Falle des Receivers wird mit diesem Kriterium überprüft, ob die Gitterzelle in einem solchen Winkel zur Receiver-Keule orientiert ist, sodass ein diffus reflektiertes Signal von dem Receiver aufgenommen werden kann. Die Vorgehensweise zur Überprüfung ist für Transmitter und Receiver jeweils die gleiche.

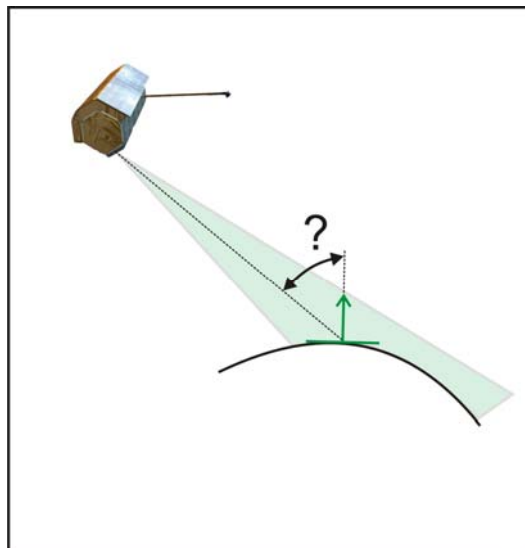


Abbildung 9.15: Fragestellung zum zweiten Abtastkriterium: „Wann wird eine Zelle so illuminiert, sodass sie die Radarstrahlen als Punktstrahler wieder reflektieren kann“

Eine Gitterzelle, die als Punktstrahler angenommen wird, kann nur reflektieren, wenn der einfallende Strahl unter einem Winkel von unter 90° zur Gitterzellennormale \vec{n} (vgl. Abschnitt 9.1.2) einfällt (Abbildung 9.16). Der zu überprüfende Winkel liegt nun zwischen dieser Normalen und dem einfallenden Radarstrahl bzw. dem Richtungsvektor zwischen SAR-Sensor und Gitterzelle.

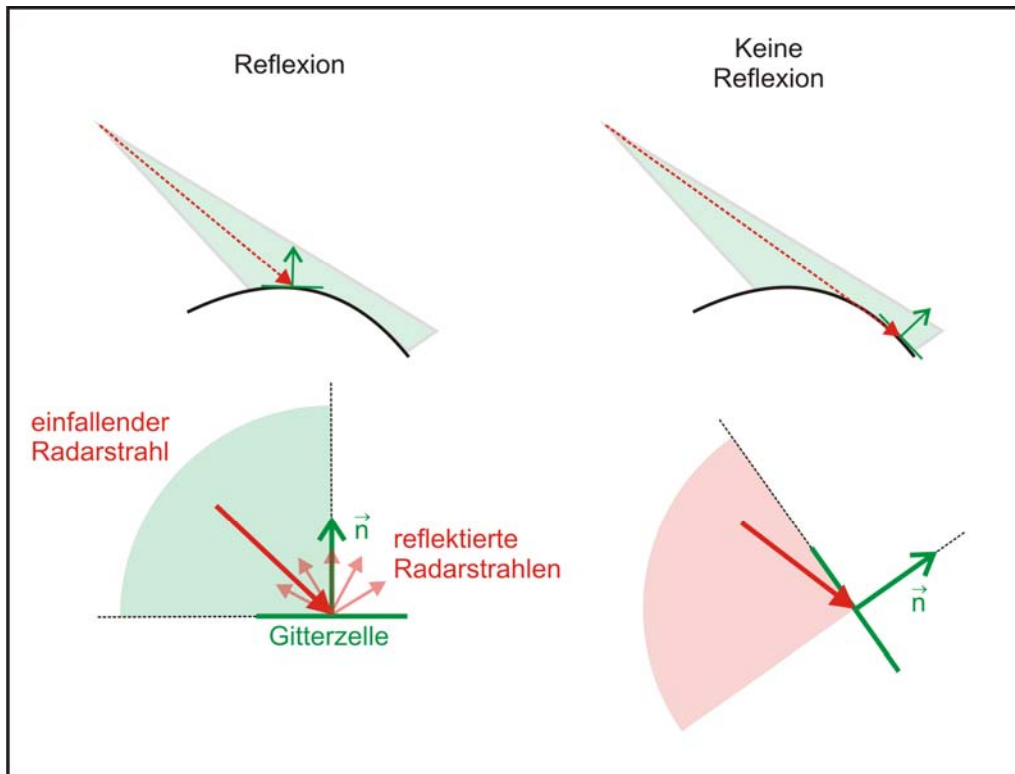


Abbildung 9.16: Gültiger und ungültiger Einfallsbereich eines Radarstrahls zur diffusen Reflexion an einer Gitterzelle.

Die Berechnung des Winkels ϕ zwischen der Normalen \vec{n} und dem Strahl zwischen SAR-Sensor und Gitterzelle \vec{p} (Abbildung 9.17) wird im SLS-Koordinatensystem durchgeführt, da der Mittelpunkt der Zelle bereits in diesem System aus dem Test des *Footprint*-Abtastkriteriums vorliegt. Dazu wird der Normalenvektor \vec{n} in das SLS-Koordinatensystem transformiert.

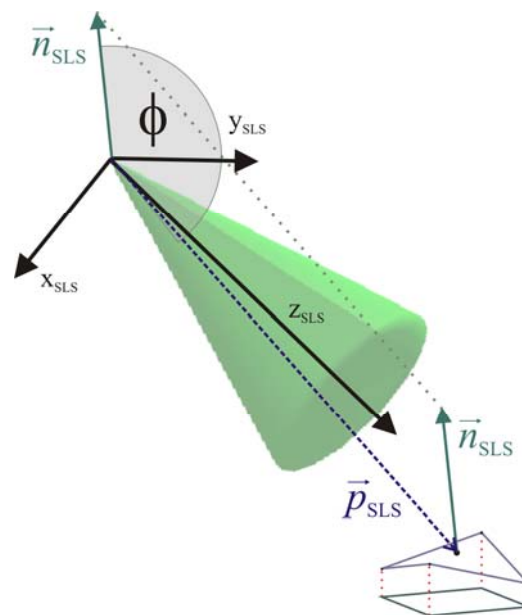


Abbildung 9.17: Abtastkriterium *Reflexion*, das eine Aussage über eine der Radarkeule zugewendete oder abgewendete Gitterzelle zulässt.

Für den Winkel ϕ zwischen den beiden Vektoren \vec{p}_{SLS} und \vec{n}_{SLS} gilt die Beziehung:

$$\phi = \arccos\left(\frac{\vec{p}_{SLS} \cdot \vec{n}_{SLS}}{|\vec{p}_{SLS}| \cdot |\vec{n}_{SLS}|}\right). \quad (9.14)$$

Um das Merkmal einer zugewandten Zelle zu erfüllen, muss der Winkel ϕ der folgenden Bedingung genügen:

$$90^\circ \leq \phi \leq 180^\circ .$$

9.2.3 Abtastkriterium 3: *Radarschatten*

„Wann liegt ein Reflektor in einem Radarschatten?“

Mit den beiden zuvor vorgestellten Kriterien sind diejenigen Zellen des Simulationsgitters ausgewählt worden, die von der Radarkeule illuminiert werden und zudem im richtigen Einfallswinkel beleuchtet werden, um reflektieren zu können. Das dritte Kriterium stellt fest, ob eine Zelle von anderen Zellen verdeckt wird, sodass eine Beleuchtung ausgeschlossen ist. Bei diesem Kriterium ist nicht nur die Lage der betrachteten Bodenzelle von Bedeutung, sondern es muss auch die Lage aller anderen Zellen innerhalb der Radarkeule berücksichtigt werden (Abbildung 9.18).

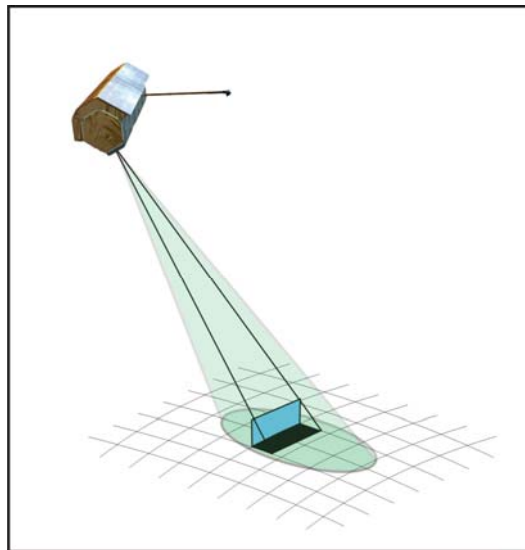


Abbildung 9.18: Fragestellung zum dritten Abtastkriterium: „Wann wird eine Gitterzelle so abgeschattet, sodass sie kein Radarsignal mehr reflektieren kann?“

Aus Performanzgründen ist es nicht sinnvoll, jede betrachtete Bodenzelle innerhalb der Radarkeule mittels einer Strahlverfolgung auf Verdeckungen durch andere Zellen zu überprüfen. Das Problem der Schattenwirkung kann mit Hilfe einer geometrischen Größe beschrieben werden: dem Winkel zwischen Lotfußpunkt des SAR-Sensors und betrachteter Gitterzelle (Abbildung 9.19).

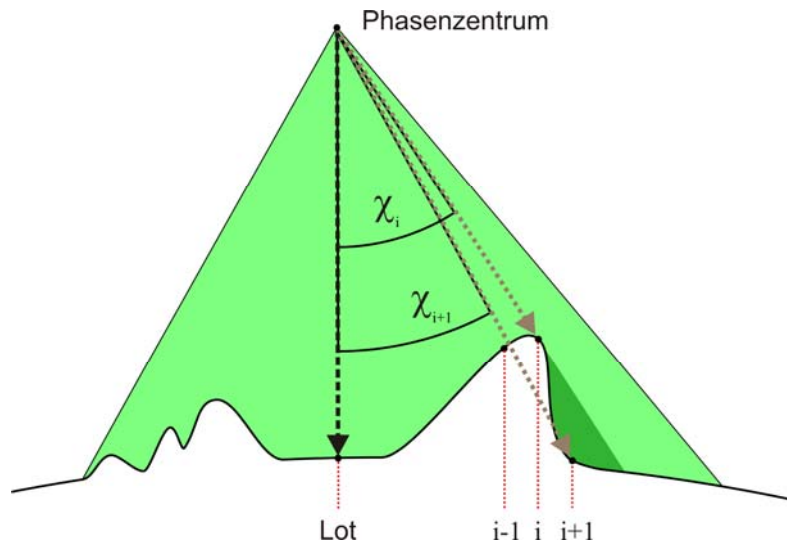


Abbildung 9.19: Auffinden einer Abschattung. Durch Vergleich der Winkel χ_i (i bezeichnet den Index der betrachteten Zelle) zwischen dem Lotfußpunkt des SAR-Sensors und der betrachteten Gitterzelle können abgeschattete Zellen erkannt werden.

Der Lotfußpunkt eines SAR-Sensors besitzt die Eigenschaft, dass er senkrecht von oben beleuchtet wird und sich somit nicht im Schatten anderer Zellen befinden kann (Abbildung 9.19). Es werden nun sequentiell alle Zellen innerhalb der Radarkeule vom Lotfußpunkt aus nach außen betrachtet und damit der Winkel zwischen Lotfußpunkt und der gerade betrachteten Zelle bestimmt. Nur im Falle einer nicht sich im Schatten befindlichen Zelle steigt der Winkel zwischen Lotfußpunkt des SAR-Sensors und der betrachteten Gitterzelle stetig an. Abbildung 9.19 zeigt, dass die Zelle mit Index $i+1$ im Schatten der Zelle i liegt, sodass der überprüfte Winkel χ_{i+1} kleiner als χ_i ist.

Auf das zweidimensionale krummlinige Gitter der Erdoberfläche angewandt, erfordert diese Vorgehensweise ein spiralförmiges Abtasten der Zellen rund um den Startpunkt, wie es die roten Pfeile in Abbildung 9.20 verdeutlichen.

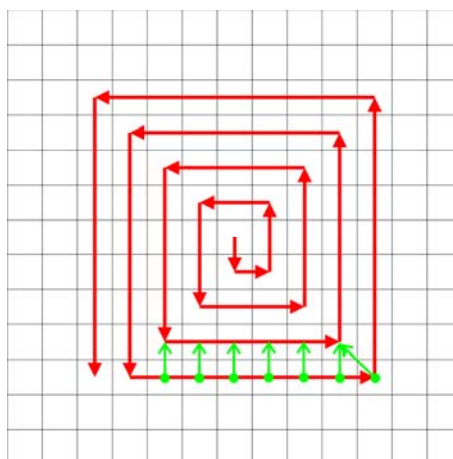


Abbildung 9.20: Für die Bestimmung der im Schatten liegenden Zellen muss eine festgelegte spiralförmige Scansequenz (rote Pfeile) eingehalten werden. Für jede Gitterzelle wird dabei der Winkel zum Lotfußpunkt ermittelt und mit der zugehörigen Referenzzelle verglichen (grüne Pfeile).

Für jede einzelne Gitterzelle wird der Winkel zum Lotfußpunkt ermittelt und mit dem der entsprechenden Referenzzelle verglichen (Abbildung 9.20, grüne Pfeile). Aus Performanzgründen werden für die Prüfung stets alle Winkel des letzten kompletten Umlaufs im Speicher behalten. Die spiralförmige Abtastung der Gitterzellen endet, sobald sich bei einem kompletten Scanumlauf keine Bodenzelle innerhalb der Radarkeule mehr finden läßt.

Abbildung 9.19 zeigt eine unübliche Anordnung, da der Antennenlotfußpunkt im eigenen Footprint liegt. Für SAR-Aufnahmen werden eher flachere Anordnungen verwendet, bei denen der Antennenfußpunkt ausserhalb des Footprints ist. Aus diesem Grunde muss die hier beschriebene Vorgehensweise zum Auffinden von Radarschatten modifiziert werden. Wenn sich der Lotfußpunkt nicht im Footprint befindet, wird derjenige Punkt der elliptischen Radarkeule mit dem geringsten Abstand zum Lotfußpunkt bestimmt (Abbildung 9.21) und dort der Abtastvorgang begonnen (Punkt (a',b')).

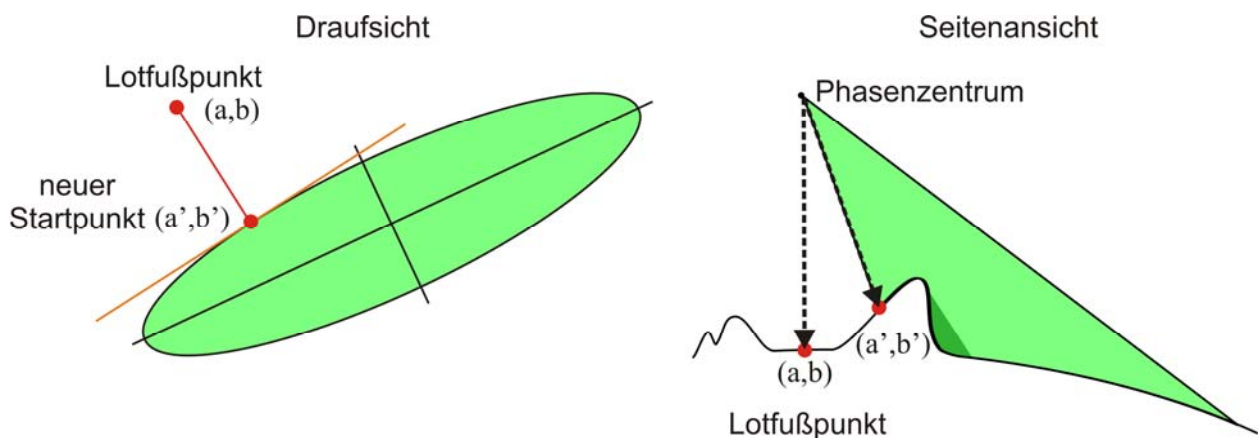


Abbildung 9.21: Bestimmung eines neuen Startpunktes (a',b') für die Scansequenz für den Fall, dass der Lotfußpunkt der Radarantenne nicht im Footprint liegt.

Analog zur Vorgehensweise beim Abtastkriterium *Footprint* lässt sich auch dieses Problem wieder auf zwei Dimensionen reduzieren: Gegeben ist der Lotfußpunkt (a,b) außerhalb einer Ellipse (entspricht der Form der elliptischen Radarkeule) und gesucht ist der Punkt (a',b') auf der Ellipse, dessen Abstand zu Punkt (a,b) am geringsten ist. Zum Auffinden des Startpunktes (a',b') wird die Randlinie der Ellipse diskretisiert und der Abstand von jedem der so erhaltenen Diskretisierungspunkte zum Lotfußpunkt berechnet. Ist der Punkt kleinsten Abstandes gefunden, so werden von diesem Punkt die SLS-Koordinaten (a',b') bestimmt. Der erste Schnittpunkt einer Geraden durch die Punkte *Phasenzentrum* und *Startpunkt* (a',b') mit der Erdoberfläche legt dann die entsprechende Oberflächenzelle fest, mit der der Abtastvorgang begonnen wird. Die so gefundene Zelle ist dann auf keinen Fall abgeschattet.

9.2.4 Signalgenerierung

Mit den zuvor aufgezeigten Verfahren zur Abtastung der Erdoberfläche können nun alle von den Footprints illuminierten Bodenzellen bestimmt werden. Dies bildet die Grundlage für die Berechnung der genauen Positionen der Reflektoren und somit auch für die Distanzberechnung bzw. Laufzeitbestimmung der Signale zwischen Transmitter, Reflektor und Receiver (vgl. Abschnitt 5.2). Abbildung 9.22 illustriert die vollständige Anordnung zur Bestimmung der Signallaufzeit.

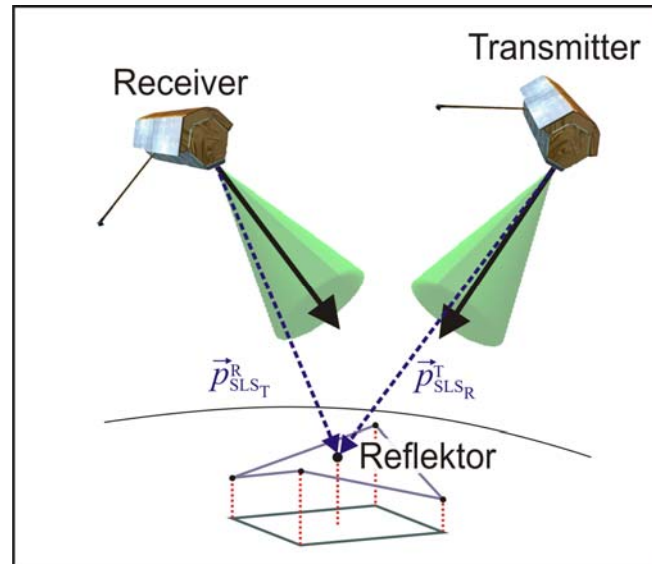


Abbildung 9.22: Vollständige Anordnung von Transmitter, Receiver und Bodenreflektor, die für die Laufzeitbestimmung notwendig ist.

Mit Hilfe des Abtastkriteriums *Reflexion* kann nun direkt die für die Signalantwort benötigte Signallaufzeit t_0 aus den Teillaufzeiten t_T und t_R für den entsprechenden SAR-Sensor (Transmitter bzw. Receiver) bestimmt werden. Es gilt nach Gleichung (5.2) mit der jeweiligen Reflektorposition \vec{p}_{SLS} (vgl. auch Abbildung 9.17):

$$t_T = \frac{|\vec{p}_{SLS_T}^T|}{c} \quad \text{und} \quad t_R = \frac{|\vec{p}_{SLS_R}^R|}{c} . \quad (9.15)$$

In Abschnitt 5.2.2 wurde mit Gleichung (5.3) allgemein gezeigt, wie die komplexe Signalantwort des empfangenen Radarsignals berechnet wird. An dieser Stelle wurde noch nicht darauf eingegangen, wie der Rückstreuoeffizient σ bestimmt wird. Er gibt an, wie groß die Signalstärke in Abhängigkeit von der Lage des betrachteten Radarstrahls innerhalb der Radarkeule ist. Die Signalstärke ist nicht in der gesamten Radarkeule als homogen (Abbildung 2.10) anzunehmen. Mit Hilfe des Abtastkriteriums *Reflexion* und der berechneten Winkelkomponenten a und b ist es möglich, den Rückstreuoeffizient σ (vgl. Gleichung (5.3)) am Reflektor auf einfache Weise zu bestimmen. Es ergibt sich für die Gesamtsignalstärke:

$$\sigma = \left| \operatorname{sinc} \left(\frac{a}{2\mu \cdot \alpha} \right) \right| \cdot \left| \operatorname{sinc} \left(\frac{b}{2\mu \cdot \beta} \right) \right| \quad (9.16)$$

mit den Öffnungswinkeln der Radarkeule α und β in Azimut- bzw. Range-Richtung. μ bezeichnet dabei den Schwellwert im Zusammenhang der Bestimmung der Halbwertsbreite der Antennenrichtcharakteristik, die üblicherweise leistungsmäßig beschrieben wird. Die mit Gleichung (9.16) gezeigte Abhängigkeit bezieht sich auf die in Abschnitt 5.2.2 benutzte Antennen-Richtcharakteristik. Würde davon abweichend eine andere Charakteristik verwendet werden, so müssten in Abhängigkeit der Richtcharakteristik entsprechend andere Wichtungsfaktoren als die sinc-Funktion Berücksichtigung finden.

10. Parallelisierung der synthetischen SAR-Rohdatengenerierung

Mit den aus dem geometrischen Ansatz hervorgehenden Algorithmen zur Bestimmung der für die Signalgenerierung zu berücksichtigenden Gitterzellen (vgl. Kapitel 9) kann die synthetische SAR-Rohdatengenerierung im Simulator realisiert werden. Allerdings ergeben sich in der praktischen Anwendung dieses Ansatzes große Nachteile durch sehr lange Berechnungszeiten der Rohdaten. Das folgende Kapitel zeigt zunächst die auftretenden Probleme bei der Abtastung der Erdoberfläche auf. Anschließend wird der Aufbau einer Rohdatenmatrix beschrieben. Der Hauptteil des Kapitels beschäftigt sich mit Ansätzen zur Rechenzeitersparnis durch Parallelisierung der Rohdatengenerierung und stellt entsprechende Algorithmen vor. Ein Benchmarktest zur Beurteilung des Speedup der unterschiedlichen Implementierungen bildet den Schluss des Kapitels.

10.1 Abtastungsaufwand der Erdoberfläche

Wie im Rahmen der Ablaufsteuerung in Abschnitt 5.4 schon diskutiert, wird für jeden Simulationszeitpunkt der Sende- und Empfangvorgang durchgeführt, wobei zunächst die beteiligten Footprints abgetastet werden müssen. Je feiner die Auflösung des Simulationsgitters gewählt ist, umso mehr Zellen müssen pro Footprint auf die drei unterschiedlichen Abtastkriterien hin untersucht und verwaltet werden (Abschnitt 9.2). Das Problem der wachsenden Zellenanzahl mit feinerer Auflösung soll anhand eines realistischen Anwendungsfalls, dem TerraSAR-X – Footprint, verdeutlicht werden. Die typische Footprint-Größe beträgt annähernd 3 km x 30 km. Werden die Anzahl der zu scannenden Zellen über die gewünschte Auflösung aufgetragen (Abbildung 10.1), zeigt sich ein quadratischer Anstieg der benötigten Zellen. Die gezeigten Ergebnisse wurden im Rahmen eines Experiments zu [KALKUHL *et al.* 2007] bestimmt. Bei einer Auflösung von 1100 m x 1100 m müssen z.B. ca. 300 Zellen abgetastet werden. Ist dagegen z.B. eine Auflösung der Gitterzellen von 11 m x 11 m gewünscht, so müssen nahezu 1,6 Millionen Zellen pro Footprint und Signalvorgang überprüft werden. Für eine sehr feine Auflösung von 1 m x 1 m müssen dann schon ca. 160 Millionen Zellen pro Footprint gescannt werden. Dabei ist zu beachten, dass die Anzahl der zu scannenden Zellen und damit die benötigte Rechenzeit je nach Orientierung und Lage der Footprints auf dem Simulationsgitter variieren kann (Abbildung 10.2).

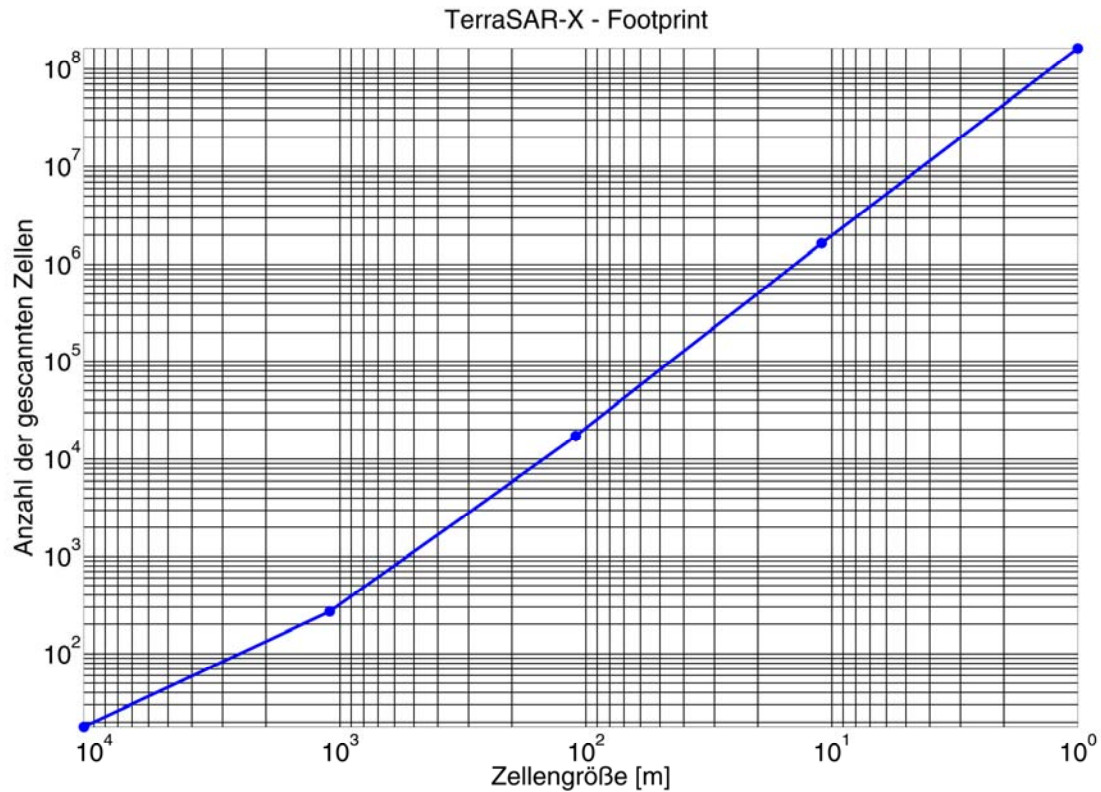


Abbildung 10.1: Dieser Plot zeigt die Abhängigkeit von der Zellengröße bzw. Auflösung zu der Anzahl zu scannender Zellen für einen typischen TerraSAR-X – Footprint.

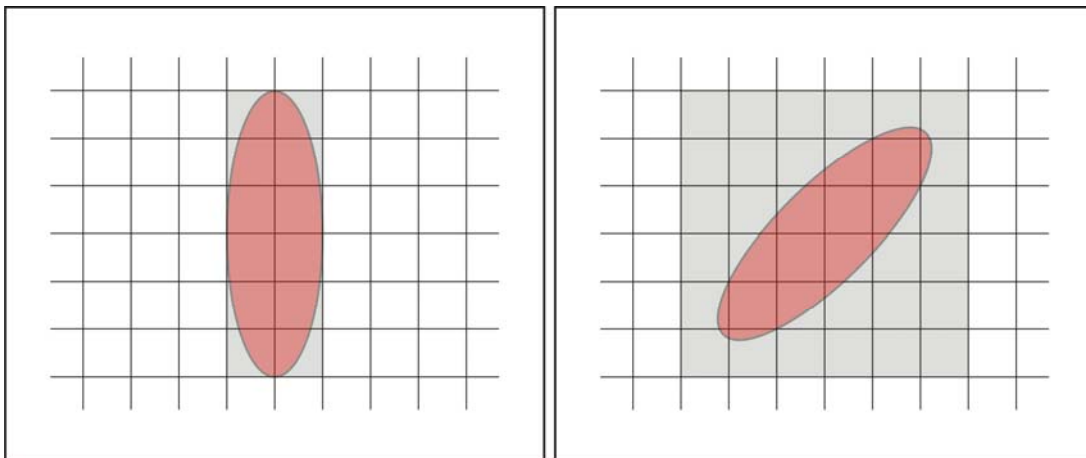


Abbildung 10.2: Abhängigkeit der abzutastenden Zellenanzahl von der Footprint-Lage auf dem Simulationsgitter. Grau hinterlegt sind diejenigen Zellen, die für den entsprechenden Fall abzutasten sind. Links: *best case* - 12 Zellen. Rechts: *worst case* - 36 Zellen.

Die Gesamtanzahl $n_{GZ\ Szenario}$ der zu überprüfenden Zellen in einem Szenario mit mehreren SAR-Antennen lässt sich allgemein mit

$$n_{GZ\ Szenario} \leq \tau_{Ende}^{Sim} \cdot PRF \cdot \sum_{i=1}^{Anzahl\ SAR-Antennen} n_{GZ\ Footprint\ i} \quad (10.1)$$

abschätzen. Hierbei bezeichnet τ_{Ende}^{Sim} die Dauer des Szenarios und $n_{GZ\ Footprint}$ die Anzahl der zu überprüfenden Gitterzellen eines Footprints. Gleichung (10.1) ist eine Abschät-

zung, da im Verlauf der Simulation die Anzahl der zu überprüfenden Gitterzellen eines Footprints durch Veränderung der SAR-Konstellation variieren kann.

Aufgrund der großen Gesamtanzahl der zu überprüfenden Zellen beansprucht der Abtastvorgang in der Simulation den größten Teil der Zeit. So würde sich für ein realistisches Szenario (5 Sekunden Flugzeit, PRF 3000Hz und je ein Sender- und Empfänger-Footprint (typische TerraSAR-X-Größe)) eine Abtastdauer von min. 5 Min. bei einer Verwendung eines groben Gitters von 11 km x 11 km bei Verwendung eines AMD Opteron Prozessor mit 2 GHz Taktrate ergeben. Für eine feine Auflösung von 11 m x 11 m würde die Simulation schon mindestens annähernd 30 Tage benötigen [KALKUHL *et al.* 2007]. Für die praktische Anwendung des Simulators ist dies nicht vertretbar. Aus diesem Grund muss eine Möglichkeit gefunden werden, die benötigte Zeit für eine Simulation drastisch zu reduzieren.

10.2 SAR-Rohdatenmatrix

Bevor Ansätze zur Reduzierung der Simulationszeit vorgestellt werden können, ist es notwendig, den Aufbau einer Rohdatenmatrix zu verstehen. Ziel der SAR-Rohdatengenerierung ist es, alle am Receiver aufgenommenen Signalantworten der reflektierten Radarsignale zu berechnen und in eine Datenmatrix abzulegen, sodass die Daten zur weiteren Verarbeitung zur Verfügung stehen.

10.2.1 Aufbau einer Rohdatenmatrix

Die einzelnen Zeilen und Spalten einer Rohdatenmatrix (Abbildung 10.3, linkes Bild) beschreiben die unterschiedlichen Aufnahmezeitpunkte eines Signals. Die Zeilen unterscheiden dabei die diskreten Azimut-Zeitpunkte $\tau_0, \dots, \tau_{\text{Ende}}^{\text{Sim}}$ zum Aussenden und Aufnehmen der Signale. Diese sind durch die PRF (vgl. Abschnitt 5.4 und Gleichung (5.4)) vorgegeben. Die Spalten der Datenmatrix beschreiben hingegen die Abtastzeitpunkte des Empfangssignals nach der Zeitdiskretisierung des heruntergemischten Signals des SAR-Systems. Die Abtastung geschieht mit der sogenannten *Sampling Frequency* (dt. Abtastfrequenz) f_s . Aus dieser lässt sich nach

$$T_s = \frac{1}{f_s} \quad (10.2)$$

die *Sampling Time* (dt. Abtastzeit) T_s bestimmen, die zwischen zwei Abtastungen verstreicht.

Jede Zelle der Rohdatenmatrix nimmt somit zum entsprechenden Azimut- und Abtastzeitpunkt einen zeit- und ortsdiskreten Wert der gesamten Oberflächenantwort auf. Abbildung 10.3 veranschaulicht links eine reale Rohdatenmatrix eines Punktzieles. Rechts daneben ist schematisch der Aufbau einer Rohdatenmatrix dargestellt.

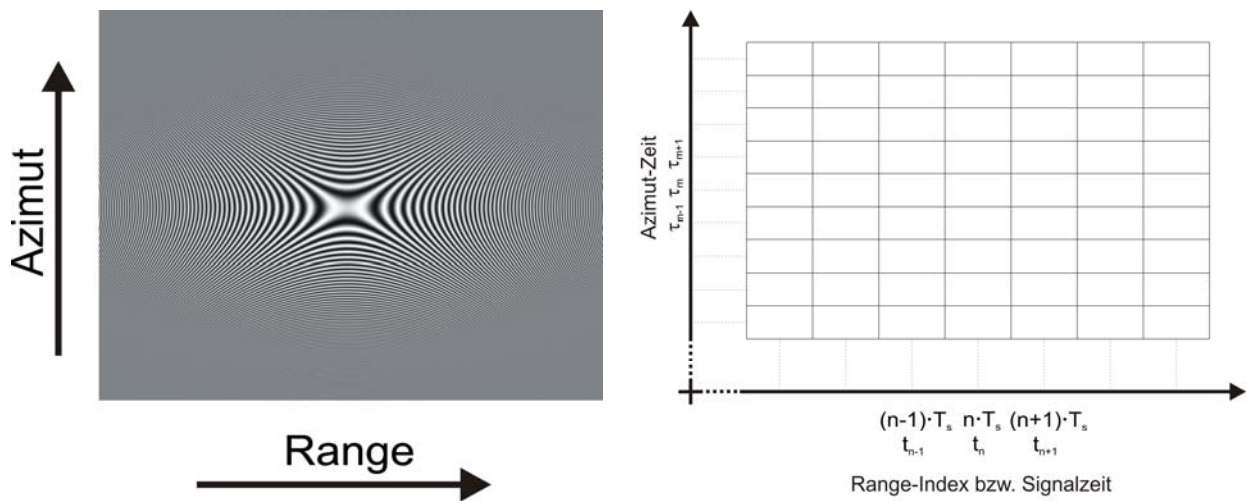


Abbildung 10.3: Links: Rohdatenbild einer realen Datenmatrix eines erfassten Punktziels. Rechts: schematischer Aufbau einer Rohdatenmatrix.

Die durch jede Spalte der Datenmatrix beschriebenen Abtastzeitpunkte t_n können durch den Index n des ausgesendeten Signals zusammen mit der Abtastzeit T_s bestimmt werden. Es gilt

$$t_n = n \cdot T_s \quad (10.3)$$

Der Index n und die Abtastzeitpunkte t_n werden im Folgenden mit Range-Index und Range-Zeit bezeichnet.

Mit der Signallaufzeit t_0 eines Signals wird die Signalantwort berechnet. Anschließend müssen die so zu den entsprechenden Range-Zeiten vorliegenden komplexen Amplitudenwerte dieser Antwort in die korrespondierenden Zellen der Rohdatenmatrix einsortiert werden. Dazu ist es nötig zu bestimmen, in welcher korrespondierenden Spalte das Signal als erstes auftritt. Der Index der Spalte kann nach:

$$n_{Start}^{Signal}(t_0) = \text{round}\left(\frac{t_0}{T_s}\right) + 1 \quad (10.4)$$

berechnet werden. Abbildung 10.4 illustriert den Zusammenhang zwischen Signallaufzeit und Spaltenindex. Dargestellt ist ein Signal der Länge $T = 3 \text{ sec}$, das zum Zeitpunkt $t_0 = 2,3 \text{ sec}$ an der Antenne eintrifft. Die Abtastzeit ist mit $T_s = 1 \text{ sec}$ gewählt. So wird der entsprechende Anteil des Antwortsignals zu den Zeitpunkten $3 \cdot T_s$, $4 \cdot T_s$ und $5 \cdot T_s$ in der dritten, vierten und fünften Spalte der Matrix abgespeichert. Hier ist anzumerken, dass die Dauer T eines Signals generell größer ist, als die Abtastzeit. So erstreckt sich ein eintreffendes Signal immer über mehrere Spalten der Rohdatenmatrix. Es ist auch anzumerken, dass zur Veranschaulichung des Prinzips das Abtastkriterium nicht erfüllt ist, was eine deutlich höhere Dichte an Abtastwerten bedingen würde, sodass die höchste

Augenblicksfrequenz des Chirps noch mit mindestens 2 Abtastwerten pro Periodendauer versehen wäre.

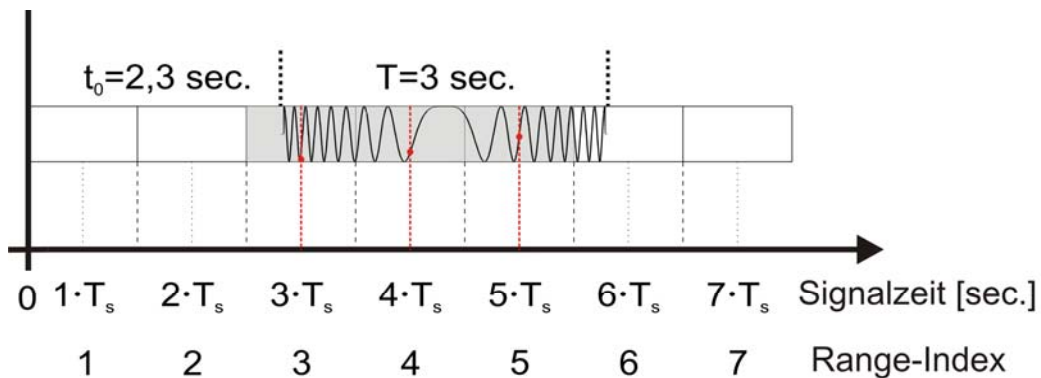


Abbildung 10.4: Prinzipskizze: Einsortierung eines empfangenen Signals in die entsprechenden Spalten der Datenmatrix. Grau hinterlegt sind diejenigen Zellen der Rohdatenmatrix, in die der entsprechende Anteil der Signalantwort (roter Punkt) gespeichert wird. In der Realität erstreckt sich ein Chirp über wesentlich mehr Zellen: so wird z.B. ein einziger Chirp von ERS-1 mit ca. 700 Zellen abgetastet.

Abbildung 10.5 zeigt für den Fall eines aufgenommenen Punktziels, wie die Daten in der Rohdatenmatrix positioniert sind.

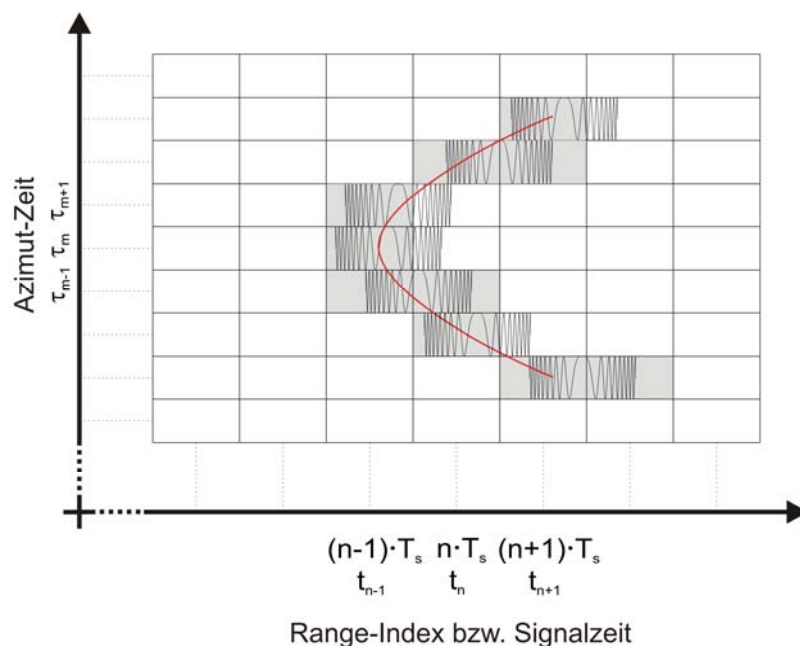


Abbildung 10.5: Prinzipskizze: Ausschnitt einer Rohdatenmatrix für ein Punktziel. Die Signale (Chirps) kommen zu unterschiedlichen Zeiten am Receiver an. Die grau hinterlegten Zellen zeigen diejenigen Matrixzellen an, in denen eine Signalantwort gespeichert werden muss. Die rote Linie zeigt schematisch die in den Daten zu sehende typische Entfernungsparebel („Range Banana“).

10.2.2 Berechnung der Dimension der Rohdatenmatrix

Für die Implementierung der Rohdatengenerierung in einem Simulator müssen nun noch weitere Betrachtungen angestellt werden. Für die Einsortierung der einzelnen Sig-

nalantworten ist es nötig, die gesamte Datenmatrix im Speicher des Rechners zu behalten. Dabei kann über die genaue Größe der Datenmatrix zunächst keine Aussage getroffen werden. Da bei sehr hohen Abtastfrequenzen die Rohdatenmatrix entsprechend große Dimensionen annehmen kann, führt dies zu Speicherplatzproblemen. Ziel ist es nun, die Dimension der Datenmatrix für die Simulation stark zu reduzieren. In einer Rohdatenmatrix gibt es große Bereiche, in denen keine Signale gespeichert sind (Abbildung 10.6).

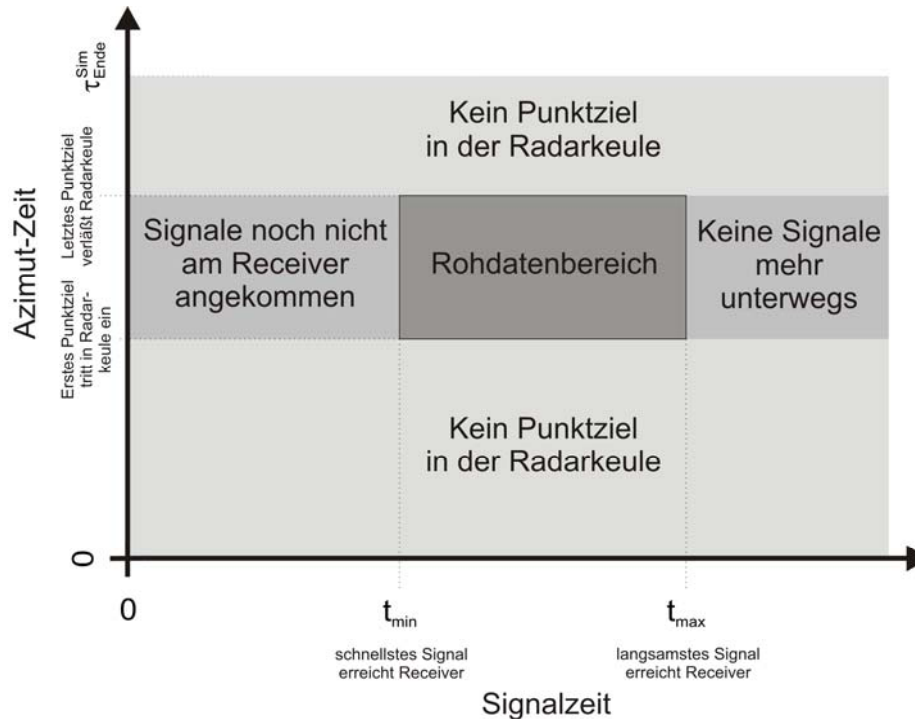


Abbildung 10.6: Leere Bereiche einer Rohdatenmatrix. Nur der dunkelgrau hinterlegte Bereich beinhaltet Signalabtastwerte. Die Darstellung bezieht sich auf eine Szene mit einer begrenzten Anzahl von Punktzielen. Für den Fall einer realen Szene würden die Bereiche entfallen, in denen sich keine Punktziele in der Radarkeule befinden.

Es gibt Bereiche, in denen keine Signale vorliegen, da sich entweder noch kein Punktziel in den Radarkeulen befindet oder schon alle Punktziele aus den Radarkeulen herausgewandert sind. Werden im Gegensatz dazu Punktziele von den Radarkeulen erfasst, so verstreicht eine gewisse Totzeit, bis die Signale am Receiver ankommen. Auch in diesem Bereich werden keine Daten gespeichert. Analog werden ebenfalls keine Daten mehr erfasst, sobald das langsamste Signal (gleichbedeutend mit dem längsten Signalweg) erfasst wurde.

10.2.3 Rohdatengenerierung

Mit diesen Betrachtungen kann der Datenbereich gezielt eingegrenzt und somit die Dimension der Rohdatenmatrix reduziert werden. Damit bedarf es bei der Rohdatengenerierung einer besonderen Reihenfolge der Bearbeitungsschritte:

1. Berechnung der Signallaufzeiten für jedes einzelne vorhandene und illuminierte Punktziel im Szenario für jeweils jeden Simulationszeitpunkt. Hierdurch wird der benötigte Azimut-Bereich der Matrix eingegrenzt, da so die Azimut-Zeitpunkte bekannt sind, zu denen Ziele erfasst werden.
2. Bestimmung der minimalen und maximalen Laufzeiten t_{\min} und t_{\max} aus allen berechneten Signallaufzeiten.
3. Bestimmung der Dimension der Datenmatrix in Range-Richtung:

Der Startindex n_{Start} und Anzahl der Zellen in Range-Richtung der Rohdatenmatrix n_{Range} können nach:

$$n_{Start} = \left\lfloor \frac{t_{\min}}{T_s} - \frac{T}{2T_s} \right\rfloor \quad \text{und} \quad n_{Range} = \left\lceil \frac{(t_{\max} - t_{\min})}{T_s} + \frac{T}{T_s} \right\rceil \quad (10.5)$$

berechnet werden, wobei T_s die Abtastzeit und T die Chirp-Puls-Breite ist. Dabei ist die Rohdatenmatrix vorsorglich etwas größer gewählt, als sie durch das schnellste und langsamste Signal eigentlich sein müsste. Der Startindex wird um $\frac{T}{2T_s}$ Zellen weiter nach links verschoben und die Anzahl der Zellen in Range-Richtung um $\frac{T}{T_s}$ Zellen nach rechts hin erweitert. Damit wird ein Reservebereich von mindestens einer ganzen Chirplänge sichergestellt. Die Begründung für die Vergrößerung des eigentlich benötigten Bereichs liegt in einer besseren Prozessierbarkeit der Daten.

4. Berechnung und Einsortierung der komplexen Signalantwort in die Rohdatenmatrix:

Für jede Signallaufzeit (Gleichung (5.2)) wird geprüft, in welche Zeile und Spalte der Datenmatrix die zugehörige Signalantwort einsortiert werden muss (vgl. Gleichung (10.4)). Dies geschieht nach folgendem Algorithmus:

Voraussetzung:

Initialisierung einer Rohdatenmatrix R der Größe:

$$((\text{Azimut-Zeit letztes Signal} - \text{Azimut-Zeit erstes Signal}) * \text{PRF} \times n_{Range})$$

Pseudo-Code:

```

for  $\tau : \tau_{Start}^{Signal}$  to  $\tau_{Ende}^{Signal}$  step (1/PRF) do
  begin
    for  $n : n_{Start}$  to  $n_{Start} + n_{Range}$  do
      begin
        if  $n \cdot T_s \geq t_0$  &&  $n \cdot T_s - T < t_0$ 
          begin

$$r_T(t_0, n) = \sigma \cdot e^{j\pi k_r \left( n T_s \frac{T}{2} - t_0 \right)^2} \cdot e^{-j2\pi F_0 t_0}$$


$$R(\tau, n - n_{Start} - 1) = R(\tau, n - n_{Start} - 1) + r_T(t_0, n)$$

          end
        end
      end
    end
  end

```

Vor- und Nachteil des Algorithmus zur Generierung der Rohdaten

Der entscheidende Vorteil dieses Ansatzes liegt in seiner einfachen Umsetzung. Alle benötigten Angaben zur Berechnung der Dimension der Rohdatenmatrix (siehe oben) können aus der Simulation bestimmt werden. Jedoch verbirgt sich an dieser Stelle auch ein entscheidender Nachteil dieses Ansatzes. Zur Berechnung der Rohmatrixdimension müssen alle Signallaufzeiten vorgehalten werden, um daraus die minimale und maximale Signallaufzeit t_{min} und t_{max} bestimmen zu können. Die eigentliche Rohdatengenerierung erfolgt erst in einem separaten zweiten Berechnungslauf auf Basis der vorgehaltenen Signallaufzeiten.

Mit diesem grundlegenden Wissen über den Aufbau einer SAR-Rohdatenmatrix kann im Folgenden ein Ansatz zur Reduzierung der benötigten Zeit zur Generierung der synthetischen SAR-Rohdaten vorgestellt werden.

10.3 Parallele Generierung von SAR- Rohdaten

Ein generelles Konzept der Rechenzeiterparnis liegt in der Parallelisierung, d.h. der parallelen Ausführung von Rechenaufgaben auf mehreren CPUs. Hierzu bietet die synthetische Rohdatengenerierung ideale Voraussetzungen. Sie erlaubt es, einzelne Teile der SAR-Rohdatenmatrix auf unterschiedlichen Knoten eines Rechner-Clusters zu berechnen. Dabei muss garantiert werden, dass sämtliche Teile der Matrix ohne Verschiebungen bzw. Zeitverzögerungen in den Signalen nach der Berechnung wieder zusammengesetzt werden können.

Im Speziellen basiert die Parallelisierung der synthetischen Rohdatengenerierung auf der Ablaufsteuerung des Simulators (vgl. Abschnitt 5.4) und zerlegt die Simulationszeit-

achse in einzelne Teile, die auf unterschiedliche Rechner-Knoten verteilt werden (Abbildung 10.7). Mit dieser Vorgehensweise berechnet jeder Knoten eine entsprechende Anzahl von Zeilen der Rohdatenmatrix (Abbildung 10.7, rechtes Bild) und muss dafür auch nur für diesen Teil die zeitintensive Abtastung der Erdoberfläche durchführen.

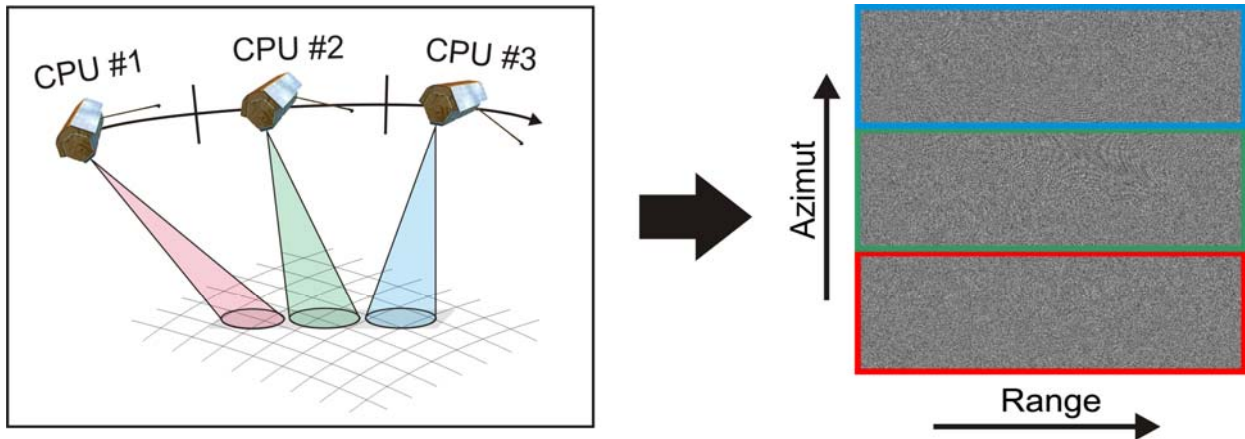


Abbildung 10.7: Für die Parallelisierung der Rohdatengenerierung wird die Simulationszeitachse zerlegt und jeder Teil auf einem einzelnen Cluster-Knoten abgearbeitet (linkes Bild). Jeder dieser Knoten berechnet jeweils einen Teil der gesamten SAR-Rohdatenmatrix (rechtes Bild).

Im Hinblick auf die praktische Umsetzung dieses Ansatzes ist es wichtig, die Funktionsweise und Architektur des verwendeten Rechner-Clusters zu berücksichtigen. Für die im Rahmen dieser Arbeit durchzuführenden Untersuchungen stand der HPC - High Performance Cluster *Rubens* der Universität Siegen (Abbildung 10.8) zur Verfügung.



Abbildung 10.8: Rubenscluster der Universität Siegen mit 296 AMD-Opteron-Prozessoren

Im Cluster übernimmt ein ausgezeichneter Knoten die gesamte Verwaltung des Systems und wird als *Master* bezeichnet. Einige wenige speziell konfigurierte Knoten, sogenannte *Storage Nodes*, verwalten das zentrale Laden und Speichern von Daten. Alle

darüber hinaus verfügbaren Knoten des Clusters werden für die eigentlichen Berechnungen genutzt und werden *Worker* genannt.

Die allgemeine Kommunikationsarchitektur des Rubens-Clusters (Abbildung 10.9) lässt nur eine direkte Kommunikation zwischen Master und Workern über das Netzwerk zu. Eine unmittelbare Kommunikation oder Austausch von Daten zwischen den einzelnen Workern ist nicht möglich und kann nur über den Master abgewickelt werden. Allerdings haben die Worker direkten Zugriff auf die Storage Nodes des Clusters, um dort ihre Daten zu speichern oder zu laden. Dies muss bei der Umsetzung der unterschiedlichen Parallelisierungsansätze zur Rohdatengenerierung berücksichtigt werden.

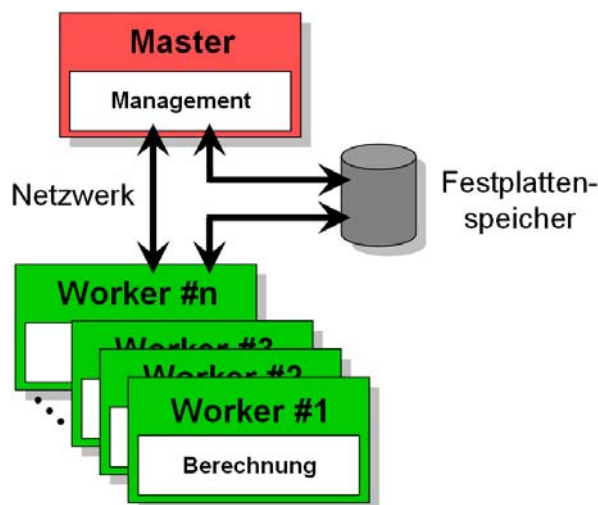


Abbildung 10.9: Kommunikationsarchitektur des *Rubens*-Clusters

10.3.1 Kontrollierte Parallelisierung: Brute Force – Ansatz

Aufgrund der in Abschnitt 10.2 gezeigten Vorgehensweise zur Rohdatengenerierung kann wie folgt ein grundlegender Parallelisierungsansatz entwickelt werden. Dabei wird die zuvor beschriebene spezielle Kommunikationsarchitektur des Rubens-Clusters berücksichtigt. Neben einem Management-Prozess auf dem Master werden ein Controller-Prozess und die gewünschte Anzahl von Worker-Prozessen auf den Knoten des Clusters gestartet. Der Master hat hierbei die Aufgabe, die gesamte Netzwerkkommunikation abzuwickeln, während der Controller die Verteilung der Simulation auf die Worker verwaltet (Abbildung 10.10). Diese konzeptionelle Verlagerung der Simulationsverwaltung vom Master auf einen Worker ist notwendig, weil rechenaufwendige Programme (wie in diesem Fall die Verwaltung der Simulation) nicht auf dem Master ausgeführt werden dürfen, da sonst der Master überlastet wird und die allgemeine Administration des Clusters nicht mehr gewährleistet werden kann.

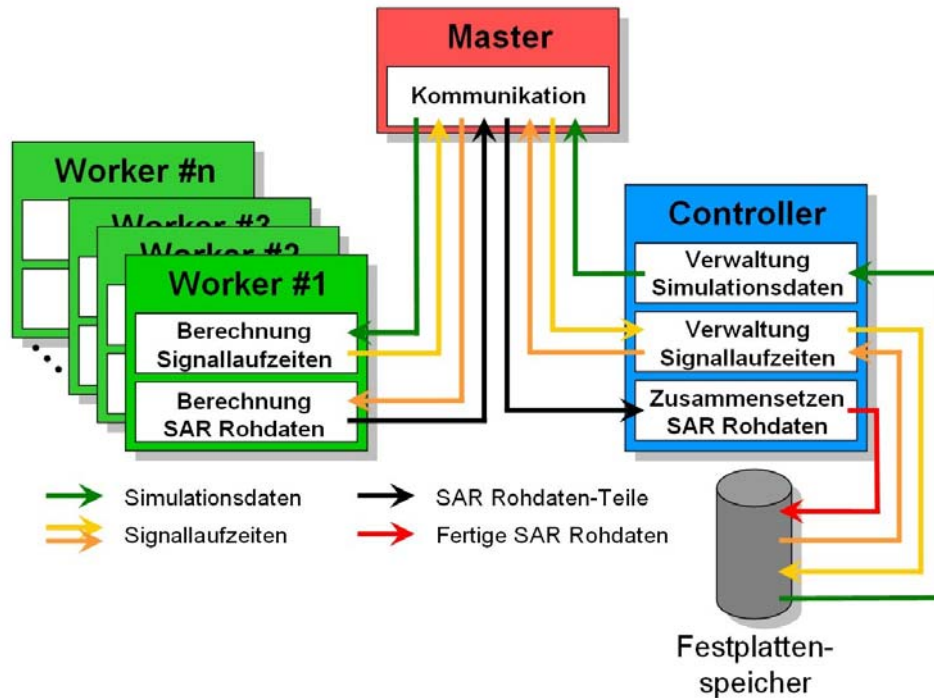


Abbildung 10.10: Brute Force-Ansatz zur Parallelisierung der Zellenabtastung und Generierung der SAR-Rohdaten.

Die Parallelisierung der Abtastung und der Rohdatengenerierung läuft bei diesem Ansatz in den folgenden Schritten ab:

1. Verteilung der Simulationspakete

Ist die Initialisierung der benötigten Knoten durchgeführt, lädt zunächst der Controller die Simulationsdatei (vgl. Abschnitt 6.3, Dynamik-Simulation), die sämtliche Zustände der Simulation beinhaltet. Anschließend wird die Simulationszeitachse in eine vorgegebene Anzahl von Teilpaketen zerlegt und auf die verschiedenen Worker verteilt. Sind mehr Teilpakete vorhanden, als Worker zur Verfügung stehen, so werden die überzähligen Pakete erst nach Berechnung eines Paketes an den frei gewordenen Worker versandt.

2. Berechnung der Signallaufzeiten

Die Worker berechnen zunächst nur die aufgrund der Geometrie benötigten Signallaufzeiten für jede Zelle, welche die drei Abtastkriterien (vgl. Abschnitt 9.1.3) erfüllt und somit an der Signalgenerierung beteiligt ist. Ist ein Teilpaket abgearbeitet, werden sämtliche berechnete Laufzeiten zurück an den Controller geschickt, der diese bis zur weiteren Verarbeitung abspeichert.

3. Generierung der Rohdaten-Teile

Nach der Verarbeitung aller Teilpakete wird aus den vorliegenden Signallaufzeiten die minimale und maximale Signallaufzeit t_{\min} und t_{\max} bestimmt und die Dimension der Rohdatenmatrix berechnet (Abschnitt 10.2). Mit dieser Information wird jedes abgespeicherte Signallaufzeitpaket wieder an die Worker versendet, die dann die eigentlichen Teile der Rohdatenmatrix berechnen. Jeder der so berechneten Abschnitte der Rohdatenmatrix wird schließlich wieder dem Controller übergeben.

4. Erzeugung der Rohdatenmatrix

Alle gesammelten Rohdaten-Teile werden durch den Controller zur Rohdatenmatrix zusammengesetzt und abgespeichert. Anschließend generiert er sämtliche zusätzlich benötigten Parameter- und Datenfiles (z.B. Positionen und Geschwindigkeiten der Trägerplattformen und Antennen) aus der Simulationsdatei.

Vor- und Nachteile des Brute Force-Ansatzes

Der Vorteil dieses Brute Force-Ansatzes liegt in der einfachen Implementierung. Der Nachteil dieses Ansatzes ist eine hohe Netzwerklast. Eine Vielzahl von großen Datenpaketen muss ständig zwischen dem Controller und den Workern ausgetauscht werden. Ausschlaggebend hierfür ist der Algorithmus zur Bestimmung der Dimension der Rohdatenmatrix. Da dieser Ansatz sich folglich als wenig zufriedenstellend erwiesen hat, dient er im Weiteren als Grundlage für verschiedene verbesserte Ansätze.

10.3.2 Verbesserte Rohdatengenerierung

Die Verbesserung der Performanz des Brute Force-Ansatzes besteht darin, die Bestimmung der Signallaufzeiten und die Generierung der komplexen Signalantwort sowie deren Einsortierung in die Datenmatrix in einem einzigen Schritt von den einzelnen Workern ohne weiteren Datenaustausch ausführen zu lassen. Dazu muss eine einheitliche Dimension der Datenmatrix von den einzelnen Workern verwendet werden (gleicher Startindex n_{Start} und Zellenanzahl in Range-Richtung n_{Range} , Abbildung 10.11). Diese Größen müssen vor der Verteilung auf die einzelnen Knoten entweder bereits bekannt sein oder von den Workern selbst berechnet werden können.

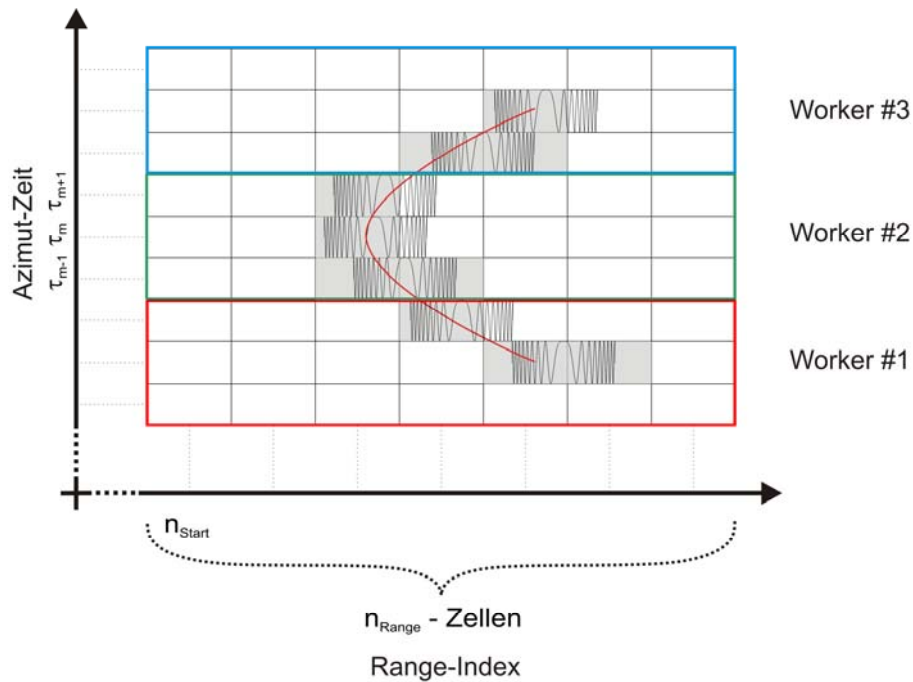


Abbildung 10.11: Aufteilung der Rohdatenmatrix auf drei unterschiedliche Worker für ein Punktziel (Bereiche eingefasst in: rot, grün, blau, vgl. Abbildung 10.7). Jeder Knoten bestimmt unabhängig den Startindex n_{Start} und die Anzahl der Spalten der Rohdatenmatrix n_{Range} .

Um die Generierung und Einsortierung der Rohdaten in einem Schritt ausführen zu können, ist die Dimensionierung der Datenmatrix aus Abschnitt 10.2 anzupassen. Der dort verwendete Ansatz ist sehr pragmatisch und speziell auf die synthetische Erzeugung der Rohdaten ausgelegt. Er stellt sicher, dass sämtliche in der Simulation erzeugten Signale auch in der Datenmatrix aufgenommen werden können und stellt damit eine nicht realitätsnahe Vorgehensweise dar.

Wählt man hingegen eine der Realität angelehnte Vorgehensweise, so wird eine fest vorgegebene Datenfeldbreite (entspricht n_{Range}) und der erste Zeitpunkt zur Aufnahme eines Signals (entspricht der Größe n_{Start}) vorgegeben. Damit ist die Kenntnis der Signallaufzeiten zur Dimensionierung nicht mehr nötig. Die Vorgabe der Datenfeldbreite und des ersten Zeitpunktes erfolgt aus den Betriebsparametern des SAR-Systems und der Geometrie der aufzunehmenden Szene. Um die richtige Wahl der Größen für n_{Start} und n_{Range} zu verstehen, wird kurz die Vorgehensweise bei der Aufnahme einer SAR-Szene beschrieben:

1. Voraussetzung

Die Aufnahmekonstellation des SAR-Szenarios (Off-Nadir- und Squint Angle der Antenne, Flughöhe, etc.) ist bekannt.

2. Bedienung der Antenne

Bei der Aufnahme einer SAR-Szene wird zur Vermeidung großer Datenmengen nicht die gesamte Zeit über die Antenne auf Empfang geschaltet, sondern nur zu bestimmten Zeiten. Beim Sendevorgang eines Radar-Pulses ist das Empfangsfenster der Antenne noch geschlossen und erst kurz vor Eintreffen der reflektierten Signale wird es für eine bestimmte Dauer geöffnet („*Range Gating*“).

Bei einer SAR-Szene ist es wünschenswert, das interessierende Ziel eher mittig in der Radarkeule zu positionieren, um eine gute Signalausbeute realisieren zu können. Man öffnet also das Empfangsfenster kurz bevor die Signale des zentralen Strahls der Radarkeule die Antenne erreichen. Allerdings sollen nicht nur diese Signale erfasst werden, sondern auch noch in einem weiteren Umfeld, was durch einen früheren Öffnungszeitpunkt und eine längere Öffnungsdauer gesteuert werden kann.

In der Regel wird bei bistatischen Konstellationen sogar das Empfangsfenster größer als die Radarkeulenbreite gewählt, um so mindestens die Aufnahme eines Signals sicherstellen zu können.

Bei einer solchen Steuerung des Empfangsfensters nimmt man unter Umständen allerdings in Kauf, dass eventuell einige Signale durch die Größe der Matrix „abgeschnitten“ werden. Signale können zu früh am Receiver wieder ankommen, sodass das Empfangsfenster noch nicht geöffnet ist bzw. einige Signale zu lange brauchen und somit das Fenster schon wieder geschlossen ist und sie so nicht aufgenommen werden können.

Die Wahl des richtigen Zeitpunktes zum Öffnen des Empfangsfensters ist gleichbedeutend mit der Bestimmung des Startindex n_{Start} der Rohdatenmatrix. Das Schließen des Fensters wird durch die Anzahl der verwendeten Spalten n_{Range} der Rohdatenmatrix zusammen mit dem durch den Startindex n_{Start} vorgegebenen Offset bestimmt. Durch Vorgaben des Anwenders und Informationen aus der Geometrie der SAR-Konstellation (Abbildung 10.12) können die zur Berechnung der Matrixdimension benötigten Größen n_{Start} und n_{Range} bestimmt werden.

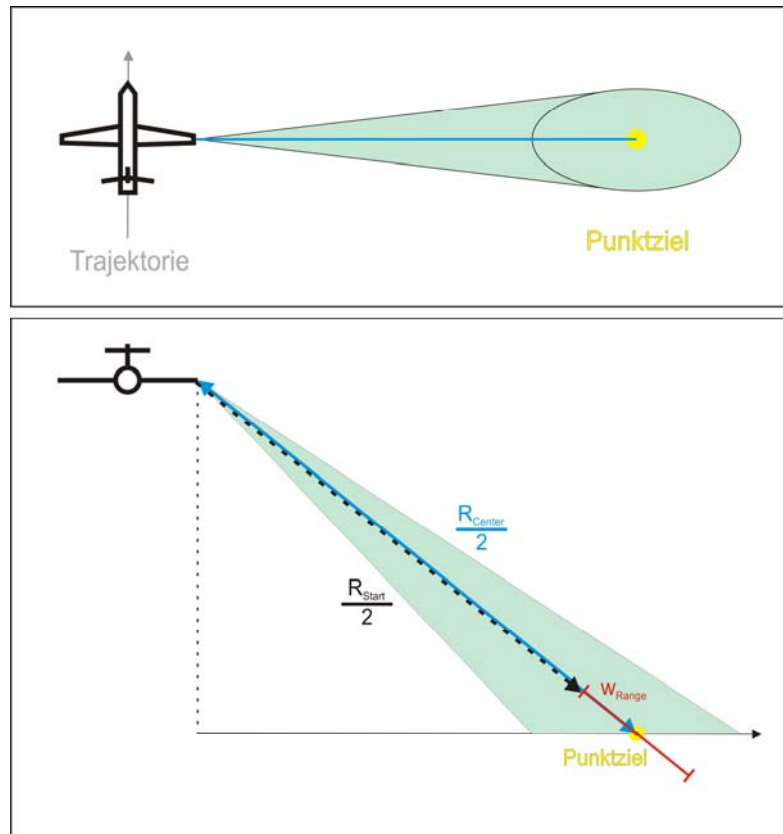


Abbildung 10.12: Drauf- und Seitenansicht der Aufnahmegeometrie. Aus der Geometrie können die wichtigen Informationen für die Bestimmung der Matrixdimensionen einer monostatischen Aufnahmekonstellation entnommen werden: die Vorgabe der abzutastenden Swath-Breite w_{Range} respektive die gewünschte Datenfeldbreite n_{Range}^{Data} oder die aus der Geometrie zu berechnende wichtige Entfernungs- bzw. Zeitangabe R_{Center} .

Es sind dazu die folgenden Informationen notwendig:

- **Vorgaben durch den Anwender**

- Gewünschte abzutastende Swath-Breite in Slant-Range-Richtung w_{Range} oder alternativ die direkte Vorgabe der gewünschten Datenfeldbreite in Slant-Range-Richtung n_{Range}^{Data} . Hierbei gilt für den Zusammenhang von n_{Range}^{Data} und w_{Range} :

$$w_{Range} = \left(n_{Range}^{Data} - \frac{T}{T_s} \right) \cdot \frac{1}{f_s} \cdot c \quad (10.6)$$

bzw. es ergibt sich für n_{Range}^{Data} mit Gleichung (10.2) und w_{Range} :

$$n_{Range}^{Data} = \frac{w_r}{\frac{1}{f_s} \cdot c} + \frac{T}{T_s} = \frac{w_r}{T_s \cdot c} + \frac{T}{T_s} \quad (10.7)$$

In den Gleichungen (10.6) und (10.7) tritt jeweils der Term $\frac{T}{T_s}$ auf. Im Falle

der Bestimmung von n_{Range}^{Data} stellt dieser additive Term sicher, dass bei einer Vorgabe der Swath-Breite zusätzliche Datenspalten zur Verfügung stehen, um noch einen gesamten Chirp aufnehmen zu können (Abbildung 10.14, Reservebereich). Dies ist notwendig, falls ein Signal von einem Ziel an der äußersten Swath-Kante noch aufgenommen werden soll. Bei der direkten Wahl von w_{Range} wird sich oft an der -3dB-Keulenbreite orientiert.

- **Benötigte Daten aus der Geometrie der SAR-Konstellation**

- Bestimmung des Abstandes R_{Center} :

Die Größe R_{Center} bezeichnet den doppelten Abstand von Phasenzentrum der Radarkeule zum Mittelpunkt des Footprints oder synonym die Weglänge, die ein Signal vom Transmitter bis zum Empfang am Receiver zurücklegt. An dieser Stelle sollte das interessierende Ziel in der Radarkeule im Idealfall positioniert sein. Diese Entfernung kann aus der reinen Aufnahmegeometrie bestimmt werden und wird zur Berechnung des Öffnungszeitpunktes des Empfangsfensters benötigt.

Für einen monostatischen Fall sind diese Zusammenhänge in Abbildung 10.12 dargestellt. Wird ein bi- bzw. multistatisches Szenario untersucht, muss dieser Abstand für die Paarung Transmitter/Receiver bestimmt werden (Abbildung 10.13).

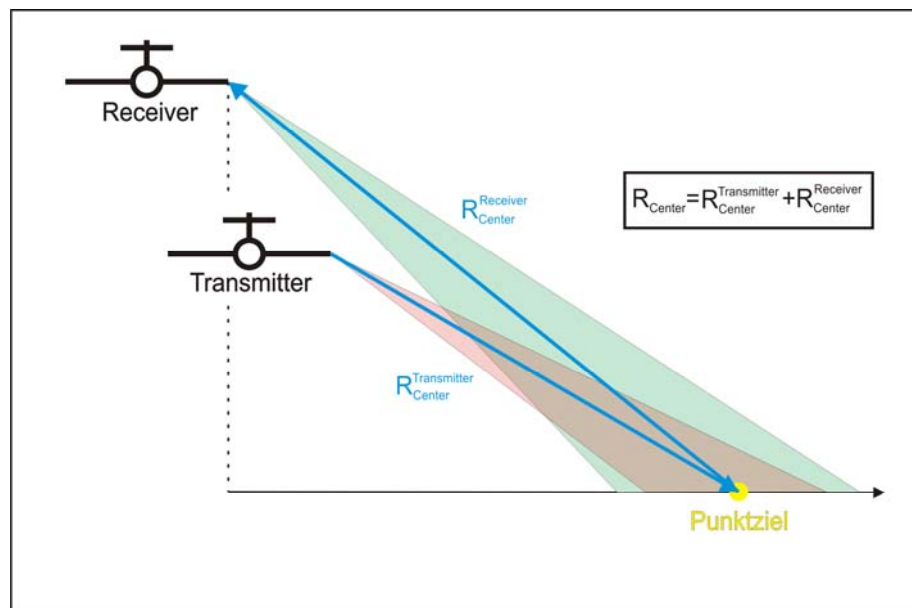


Abbildung 10.13: Berechnung der Entfernung R_{center} in einer bistatischen Aufnahme-Konstellation.

Aus den oben genannten Informationen wird die Dimension der Datenmatrix bestimmt. Der Startindex n_{Start} ist durch

$$n_{Start} = \left\lceil \frac{R_{Start}}{T_s \cdot c} \right\rceil \quad \text{mit} \quad R_{Start} = R_{Center} - \frac{W_{Range}}{2} \quad (10.8)$$

gegeben (vgl. auch Abbildung 10.12 für R_{Start}). Dabei ist die Größe R_{Start} bzw. der Startindex n_{Start} für die Prozessierung von großer Wichtigkeit, da mit ihr der korrekte Öffnungszeitpunkt des Empfangsfensters definiert wird und damit die richtige Phasenlage der empfangenen Signale sichergestellt ist. Die Anzahl der Spalten der Rohdatenmatrix n_{Range} wird entsprechend mit der vorgegebenen bzw. berechneten Datenfeldgröße n_{Range}^{Data} gewählt:

$$n_{Range} = n_{Range}^{Data} \quad (10.9)$$

Abbildung 10.14 illustriert die unterschiedlichen Abhängigkeiten zur Bestimmung des Rohdatenbereichs.

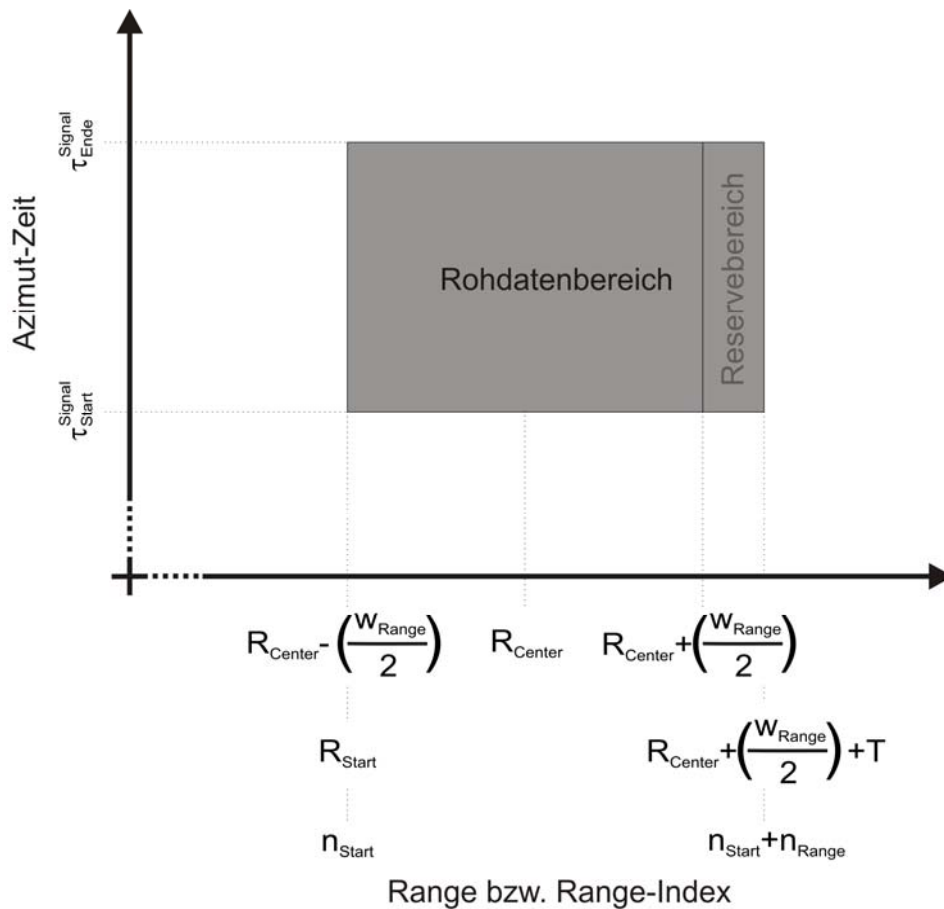


Abbildung 10.14: Bestimmung des benötigten Rohdatenbereichs und der charakteristischen Grenzen aus den Informationen der Aufnahmegeometrie. Angegeben sind die dazugehörigen Berechnungsformeln und Indizes.

Rohdatengenerierung mit Vorabdimensionierung der Datenmatrix

Der Ablauf der optimierten Rohdatengenerierung ist nun wie folgt:

1. Bestimmung des Startindex n_{Start} und der Dimension der Datenmatrix in Range-Richtung n_{Range} gemäß Gleichung (10.8) und (10.9) unter Einbeziehung der Größe R_{Center} .
2. Berechnung der Signallaufzeit und daran anschließend die direkte Berechnung der Signalantwort für jedes illuminierte Punktziel im Szenario für jeden einzelnen Simulationszeitpunkt.
3. Einsortierung der Signalantwort in die Rohdatenmatrix unter Verwendung des in Abschnitt 10.2 vorgestellten Algorithmus.

Vor- und Nachteile der verbesserten Rohdatengenerierung

Als Vorteil dieses Ansatzes ist zu nennen, dass jeder Worker unabhängig die Dimension der Rohdatenmatrix aus Angaben des Benutzers und der geometrischen Anordnung bestimmen kann. Damit kann der in Abschnitt 10.3.1 vorgestellte Parallelisierungsansatz deutlich verbessert werden.

Ein Nachteil des neuen Ansatzes zur Bestimmung der Rohdatenmatrixgröße liegt in der Berücksichtigung der zurzeit statischen Ausgangsgeometrie des SAR-Szenarios für die Berechnung der Dimension. Dynamische Manöver wie etwa das Schwenken von Antennen (vgl. Kapitel 13) werden noch nicht berücksichtigt (vgl. Abschnitt 16.1.1). Die Aufnahmegeometrie kann sich durch die gezielte Bewegung der Antennen während des Fluges noch so stark verändern, dass einige Signale durch die zuvor fest bestimmte Größe der Matrix und die veränderte Geometrie nicht aufgenommen werden können.

10.3.3 Kontrollierte Parallelisierung: Optimierter Ansatz

Der in Abschnitt 10.3.1 diskutierte Ansatz zur parallelen SAR-Rohdatengenerierung kann zusammen mit der Vorab-Dimensionierung der Datenmatrix zu Beginn der Simulation (Abschnitt 10.3.2) wesentlich verbessert werden.

Der generelle Ablauf der Simulation ist derselbe wie in Abschnitt 10.3.1, jedoch kann der Austausch von großen Signallaufzeitdateien vermieden werden. Der Worker berechnet zunächst, wie zuvor in Abschnitt 10.3.2 gezeigt, die einheitliche Dimension der Rohdatenmatrix. Anschließend bestimmt er von jedem erzeugten Signal die Laufzeit, generiert die Signalantwort und sortiert sie an der richtigen Stelle der Rohdatenmatrix ein. Damit muss nur noch nach Beendigung der Berechnung einmalig der Teil der Datenmatrix über das Netzwerk an den Controller gesendet werden. Dieser setzt die Teile der Rohdatenmatrix zur gesamten Matrix zusammen und generiert die endgültigen Parameter- und Datenfiles. Abbildung 10.15 zeigt das Schema des verbesserten Parallelisierungsansatzes.

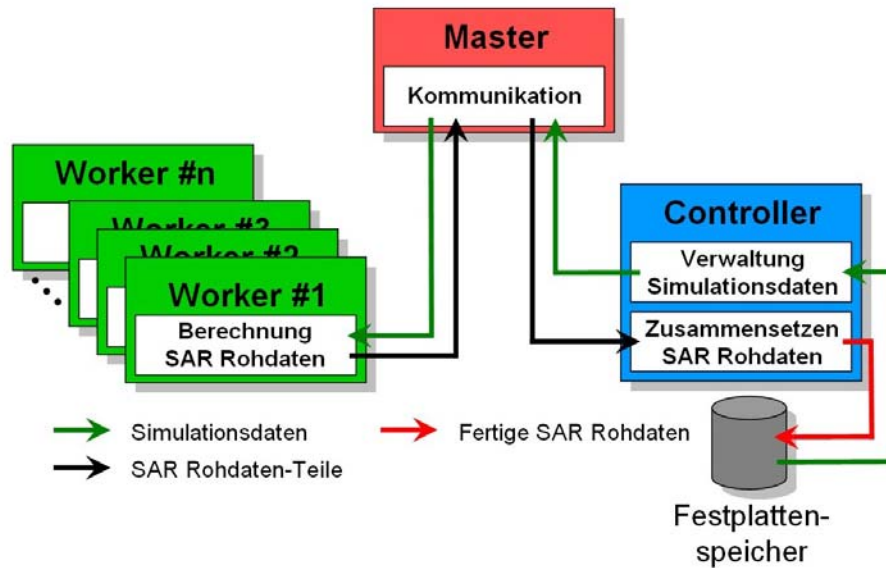


Abbildung 10.15: Schema des optimierten Parallelisierungsansatzes. Jeder Worker berechnet unabhängig die Größe der Datenmatrix. So wird unnötige Netzwerklast durch Austausch der Signallaufzeiten-Dateien vermieden.

Vor- und Nachteile des optimierten Parallelisierungsansatzes

Dieser Ansatz stellt eine deutliche Verbesserung dar, da das Datenvolumen und die benötigte Netzwerkkommunikation drastisch reduziert worden sind. Nur noch die Simulationsdateien und die Teile der Rohdatenmatrix werden über das Netzwerk ausgetauscht. Damit werden zusätzliche Lese- und Schreiboperationen auf der Festplatte zum Laden und Speichern der Signallaufzeitdateien eingespart.

Ein genereller Nachteil der beiden oben vorgestellten kontrollierten Parallelisierungsansätze ist darin zu sehen, dass die Ausführung einer Simulation nur dann sichergestellt ist, wenn genügend freie Knoten zur Verfügung stehen. Stehen nicht ausreichend Knoten für die Reservierung zur Verfügung, wartet die Simulation, bis die entsprechenden fehlenden Knoten verfügbar sind. Bei einer hohen Auslastung des Clusters können so unerwünschte Wartezeiten entstehen.

10.3.4 Autonome Parallelisierung

Zur Vermeidung langer Wartezeiten bei der Zuteilung von Clusterknoten wird auf Basis der „optimierten kontrollierten Parallelisierung“ (Abschnitt 10.3.3) ein weiterer Ansatz zur parallelen Berechnung der SAR-Rohdaten umgesetzt. Im eigentlichen Sinne stellt er eine Batchverarbeitung der in Abschnitt 10.3.3 dargestellten Vorgehensweise dar, bei der die Netzwerkkommunikation und die Steuerung der Simulation durch den Controller vernachlässigt werden. Damit können selbst bei einer hohen Auslastung des gesamten Clusters noch die übrigen frei verfügbaren Knoten genutzt werden und es wird in jedem Fall eine Simulation ermöglicht.

Grundvoraussetzung für das Funktionieren dieses Ansatzes ist ebenfalls die unabhängige Dimensionsbestimmung der Rohdatenmatrix durch jeden Knoten selbst (vgl. hierzu Abschnitt 10.3.2). Zu Beginn der Simulation wird auf dem Master-Knoten ein Shell-Skript manuell gestartet, das aufgrund von entsprechenden Konfigurationsdateien, zwei eigenständige Skripte erzeugt: Das erste Skript initiiert die Simulation und das zweite ist für die anschließende Nachbearbeitung (Post-Processing) zuständig. Das Simulationsskript enthält sämtliche Jobaufrufe für die einzelnen Simulationsteilpakete. Diese Pakete können autonom ohne weiteres Eingreifen einer Kontrollinstanz auf einem einzelnen Worker abgearbeitet werden. Durch Ausführen dieses Skriptes werden sämtliche Simulationsjobs an das Managementsystem des Clusters übergeben, das autark alle Jobs an freie Cluster-Knoten verteilt (Abbildung 10.16).

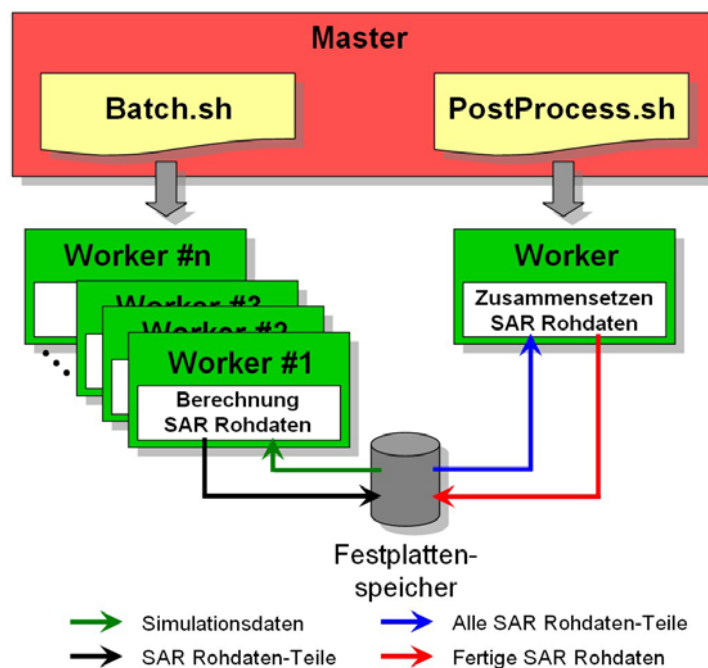


Abbildung 10.16: Schema des autonomen Parallelisierungsansatzes. Zwei eigenständige Skripte initiieren die unterschiedlichen Schritte der Simulation.

Jeder einzelne Knoten lädt die benötigten Simulationsdateien von dem zentralen Speicherknoten und führt die Simulation aus. Die Ergebnisse werden anschließend auch auf diesem Speicher-Knoten abgelegt. Nachdem alle einzelnen Teilpakete abgearbeitet worden sind, kann manuell das Post-Processing-Skript gestartet werden. Es setzt alle abgespeicherten Rohdaten-Teile zur gewünschten Rohdatenmatrix zusammen und generiert die gewünschten Parameter- und Datenfiles.

Vor- und Nachteile der autonomen Parallelisierung

Der Vorteil dieses Ansatzes liegt in der minimalen Netzwerkkommunikation. Nur die benötigten Simulationsdateien und die Ergebnisse werden von Festplatte über das Netzwerk geladen bzw. abgespeichert. Ebenfalls bringt dieser Ansatz den Vorzug mit sich, dass eine Simulation auch bei hoher Auslastung des Clusters ermöglicht wird, da

das Job-Managementsystem des Clusters ausstehende Jobs auf frei werdende Knoten verteilt.

Nachteilig bei diesem Ansatz anzumerken ist, dass manuelle Schritte für die Simulation notwendig sind. Weiterhin benötigt dieser Ansatz bei der Ausführung einen erhöhten Speicherplatzbedarf. Alle Rohdaten-Teile der einzelnen Jobs werden bis zum endgültigen Zusammensetzen durch das Post-Processing auf dem zentralen Speicherknoten abgelegt.

10.3.5 Benchmark Test

Um die Verkürzung der Simulationszeit durch den Parallelisierungsansatz festzustellen, wird ein Benchmark Test durchgeführt. Als Beispiel wird dazu das bistatische Szenario *TerraPAMIR* gewählt (Abbildung 10.17) [ENDER *et al.* 2006], [WALTERSCHEID *et al.* 2006a].

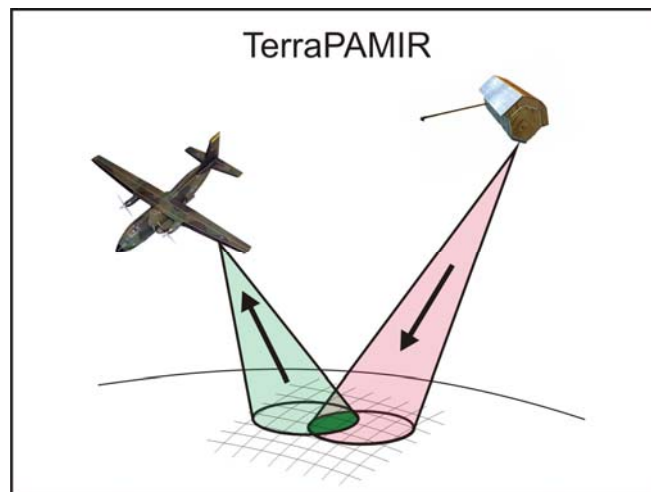


Abbildung 10.17: Testszenario TerraPAMIR

Die folgenden Größen werden für die Simulation zugrunde gelegt:

- Zellengröße : 550 m x 550 m
- Flugzeit : 3 sec mit PRF 2000Hz
- Footprint-Größe:
 - TerraSAR-X : $\approx 3 \text{ km} \times 30 \text{ km}$ (≈ 3500 Zellen)
 - PAMIR : $\approx 0.15 \text{ km} \times 1.6 \text{ km}$ (≈ 12 Zellen)

Als Parallelisierungsmethode wird die „Kontrollierte Parallelisierung – optimierter Ansatz“ (Abschnitt 10.3.2) gewählt und drei unterschiedliche Rechnerplattformen benutzt (Tabelle 10.1).

Rechnerplattform	Prozessortyp	Taktrate	Wortbreite	Verwendete Anzahl CPUs
Workstation (W)	AMD Athlon XP 2500+	1,8 GHz	32 bit	1
High Performance Workstation (HPW)	Intel Core2 Extreme QX6700 Quadcore	2,6 GHz	64 bit	4
High Performance Cluster <i>Rubens</i> (HPC)	AMD Opteron	2-2,8 GHz	64 bit	100

Tabelle 10.1: Technische Daten der zum Benchmark Test verwendeten Rechnerplattformen.

Für die Berechnungen auf den drei Plattformen werden jeweils dieselben Konfigurationsdateien (verwendeter Speicher, Jobgröße, etc.) des Simulators verwendet. Es ergeben sich die in Tabelle 10.2 dargestellten Rechenzeiten.

Rechnerplattform	Benötigte Rechenzeit	Speedup
W	18 h 42 min	1 (Referenz)
HPW	47 min	23
HPC	7 min	160

Tabelle 10.2 Vergleich der benötigten Rechenzeiten auf den unterschiedlichen Rechnerplattformen

Die hier dargestellten Rechenzeiten beziehen sich nur auf den reinen Abtastvorgang der Footprints und die Generierung der SAR-Rohdaten. Weitere benötigte Zeiten zum Erzeugen und Speichern von Dateien wie Simulationsfilm, Parameterfiles, synthetische Sensordaten wurden vernachlässigt, da sie auf allen drei Computerplattformen annähernd gleich waren (ca. 10 Minuten) und die eigentliche Untersuchung des Abtastvorgangs und der Rohdatenerzeugung verzerrt hätten.

Es ergibt sich ein Speedup-Faktor von 23 zwischen der Workstation und der HPW. Diese überproportionale Steigerung zwischen diesen beiden Plattformen kann aufgrund der höheren Taktrate und der moderneren Systemarchitektur (32-Bit zu 64-Bit-System) erklärt werden. Durch die Nutzung von 100 Prozessoren des HPC *Rubens* kann ein Speedup-Faktor von 160 im Vergleich zu der einfachen Workstation erreicht werden. Allerdings ist die Verbesserung zwischen HPC und HPW nicht proportional zu der Anzahl der verwendeten Knoten des Clusters. Das schlechtere Abschneiden des HPC im Vergleich zur HPW lässt sich mit der benötigten Netzwerkkommunikation, der Clusterverwaltung sowie der moderneren Systemausstattung der HPW begründen.

11. Modellierung von Bewegungstrajektorien

Nachdem in den vorangegangenen Kapiteln das Framework und dessen Funktionsprinzipien vorgestellt wurde, folgen im Weiteren die anwendungsorientierten Teile des SAR-Simulators. Die vorgestellte Simulatorarchitektur erlaubt es dem Anwender, im Rechen- und Steuerwerk (vgl. Abschnitt 6.2.1) eigene Implementierungen für spezielle Funktionalitäten umzusetzen. Im vorliegenden Kapitel wird zunächst der Bereich der Modellierung von Bewegungstrajektorien untersucht. Für die Generierung der synthetischen SAR-Rohdaten ist es von besonderer Wichtigkeit, die Trajektorien der Trägerplattformen mit einer entsprechenden Genauigkeit berechnen zu können. Im ersten Teil wird das im Rahmen dieser Arbeit implementierte hochgenaue Trajektorienmodell für Satelliten vorgestellt, daran anschließend das Modell zur Berechnung der Flugzeugtrajektorie.

11.1 Satellitentrajektorien

Bei der Erstellung von synthetischen SAR-Rohdaten werden wie schon in Abschnitt 3.3 erwähnt, in der Regel Simulatoren für spezielle SAR-Konstellationen eingesetzt (z.B. [SANZ-MARCOS und MALLORQUI 2004], [VANDEWAL *et al.* 2006]). Solche Simulatoren vereinfachen oft die Aufnahmegeometrien und den Missionsablauf, indem sie z.B. nur ebene Flugpfade annehmen, um so den Simulationsaufwand gering zu halten. Für die Untersuchung von bi- und multistatischen SAR-Szenarien ist es allerdings empfehlenswert, realitätsnahe Flugpfade zu berücksichtigen, um möglichst genau den realen Missionsablauf abzubilden. So können fundiertere Erkenntnisse über eine untersuchte Konstellation gewonnen werden.

Gerade für die Analyse von bi- und multistatischen SAR-Szenarien mit Beteiligung von Satelliten ist es wichtig, ein hochgenaues und realitätsnahes Modell für die Satellitentrajektorie zu verwenden wie z.B. in [NIES *et al.* 2007]. Der Grund hierfür liegt in der sehr hohen Bewegungsgeschwindigkeit der Satelliten. Durch ein unzureichend genaues Modell würde die Flugbahn des Satelliten schon nach kurzen Flugzeiten mit großen Fehlern behaftet sein und eine untersuchte Konstellation (z.B. TanDEM-X, [FIEDLER *et al.* 2005], [ZINK *et al.* 2006]) sehr schnell ihre Flugformation ändern. So kann die ursprüngliche Formation nicht mehr über einen längeren Zeitraum untersucht werden. Falsche Schlussfolgerungen wären die Folge.

Satellitentrajektorien werden durch eine Vielzahl von unterschiedlichen Effekten beeinflusst [MONTENBRUCK und GILL 2000]. Nachfolgend werden nun nur die Effekte genannt und berücksichtigt, die in einer für erdnahe Fernerkundungssatelliten typischen Höhe von 400-800 km noch einen Beschleunigungsanteil von mehr als $10^{-10} \text{ km} / \text{s}^2$ haben (Abbildung 11.1):

- Gravitation der Erde
- Abbremsung durch die Erdatmosphäre
- Gravitation anderer Himmelskörper und
- Gravitation der Gezeiten.

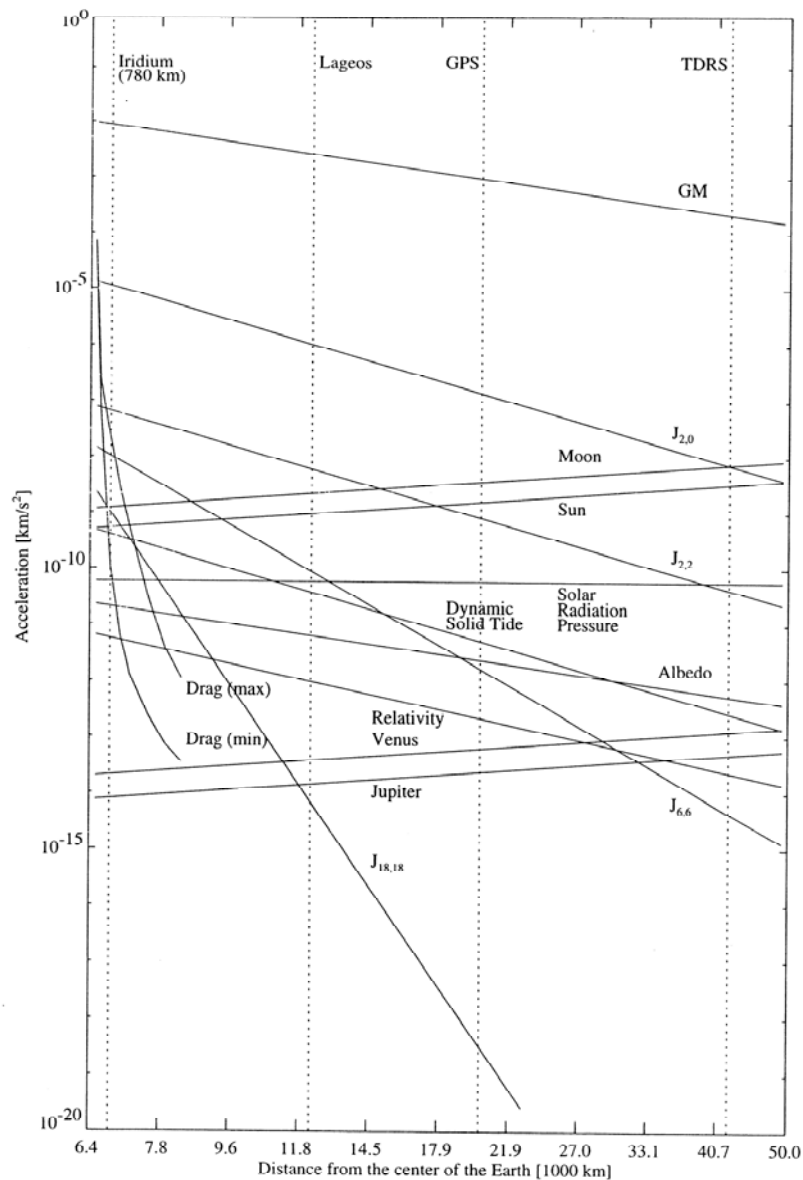


Abbildung 11.1: Größenordnungen der unterschiedlichen Störeinflüsse auf den Satelliten in Abhängigkeit der Entfernung von dem Erdmittelpunkt. Gezeigt sind die folgenden Effekte: Gravitation der Erde (GM), zusätzliche zonale Potentiale zur Erdgravitation (J_n), Himmelskörper mit großem gravitativen Einfluss (Sonne, Mond, Jupiter, Venus), Atmosphärenabbremsung (Drag) sowie besondere Effekte (Relativitäts-Effekt, Solardruck, Erdtiden). Quelle: [MONTENBRUCK und GILL 2000]

Die oben genannten Effekte bzw. die daraus resultierenden Kräfte auf den Satelliten können additiv in der entsprechenden Bewegungsgleichung zusammengefasst werden. Es ergibt sich:

$$m \cdot \ddot{\vec{r}}_{Sat} = \sum_{\text{Effekt}} \vec{F}_{\text{Effekt}} = m \cdot \sum_{\text{Effekt}} \ddot{\vec{r}}_{\text{Effekt}} = m \cdot \left(\ddot{\vec{r}}_{grav} + \ddot{\vec{r}}_{fric} + \ddot{\vec{r}}_{cel} + \ddot{\vec{r}}_{ind} \right). \quad (11.1)$$

Hierbei bezeichnet $\ddot{\vec{r}}_{Sat}$ die auf den Satelliten wirkende Beschleunigung und m die Satellitenmasse. $\ddot{\vec{r}}_{grav}$ charakterisiert die Beschleunigung aufgrund der Gravitation, $\ddot{\vec{r}}_{fric}$ durch die atmosphärische Abbremsung, $\ddot{\vec{r}}_{cel}$ die gravitativen Beschleunigungen durch andere Himmelskörper und $\ddot{\vec{r}}_{ind}$ die Beschleunigungen durch Erdzeiten.

Hinweis: Jeweils zwei der vier berücksichtigten Effekte werden mathematisch in sphärischen bzw. in kartesischen Koordinaten formuliert. Entsprechende Transformationen ermöglichen die Überführung in das einheitliche kartesische Koordinatensystem IS, indem sämtliche Berechnungen zur Satellitenbewegung ausgeführt werden.

Im Folgenden werden die unterschiedlichen Effekte in ihren jeweiligen Koordinatensystemen für das hochgenaue Modell der Satellitentrajektorie genauer erklärt.

11.1.1 Gravitation

Die Gravitation hat einen dominanten Einfluss auf die Untersuchung von Satellitenflugbahnen. Es existieren unterschiedliche Ansätze, die Gravitation der Erde zu beschreiben. Das einfachste Modell geht zunächst von einer kugelförmigen Erde aus. Demzufolge herrscht an jeder Stelle der Oberfläche die gleiche Gravitationsbeschleunigung und ist nur von der Höhe über Grund abhängig. Das nächst komplexere Modell löst das kugelförmige durch ein ellipsoides Modell ab. Hier ist die Gravitation auch von der geographischen Breite abhängig. Dies bedeutet, dass an den Polen eine höhere Gravitation zu erwarten ist, als am Äquator. Neueste Untersuchungen des Erdgravitationsfeldes (Z.B. CHAMP-Mission, siehe unten) zeigen aber, dass das Gravitationsfeld der Erde weder kugelförmig noch elliptisch ist, sondern eher ein unregelmäßig geformtes Gebilde („Kartoffel“).

Während das Gravitationsfeld bei einem kugelförmigen Körper homogen bzgl. der Längen- und Breitengrade ist, ist das elliptische Modell nur noch bzgl. der Längengrade homogen, allerdings noch rotationssymmetrisch zur Drehachse der Erde. Nimmt man nun das "Kartoffel"-Modell der Erde an, so verliert es seine gesamte Homogenität und Symmetrie. Abbildung 11.2 zeigt die ausgebeulte reale Form des Erdgravitationspotentials. Um die Abweichungen des Potentials besser zu verdeutlichen, ist zur Darstellung ein Vergrößerungsfaktor von 15000 gewählt worden.

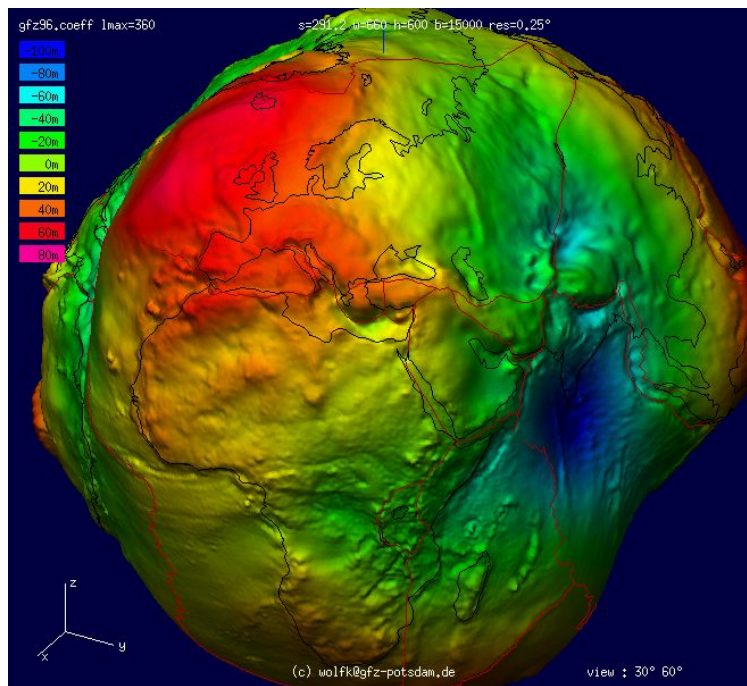


Abbildung 11.2: Das Potentialfeld der Erde in übertriebener Darstellung ("Kartoffel"). Quelle: GFZ- Potsdam [GFZ-POTSDAM 2008c]

Die CHAMP-Mission

Grundlage für das oben angeführte „Kartoffel“-Modell des Erdgravitationsfeldes ist die noch bis zum Ende des Jahres 2008 andauernde CHAMP-Mission (CHAMP (CHALLENGING Minisatellite Payload) [GFZ-POTSDAM 2000] des GFZ-Potsdam (GFZ - Geo Forschungszentrum) [GFZ-POTSDAM 2008b]. Diese Mission dient der hochgenauen Vermessung des Magnet- und Schwerefeldes der Erde [REIGBER *et al.* 2003]. Der Start des CHAMP-Satelliten (Abbildung 11.3) erfolgte im Jahre 2000 und die planmäßige Dauer war mit 5 Jahren angegeben. Der Satellit nutzt eine polarnaher Umlaufbahn mit einer Inklination von 87° und einer Exzentrizität von 0. Diese Bahn hat zum Vorteil, dass sie eine gleichmäßige und vollständige Abdeckung der Erde erlaubt.

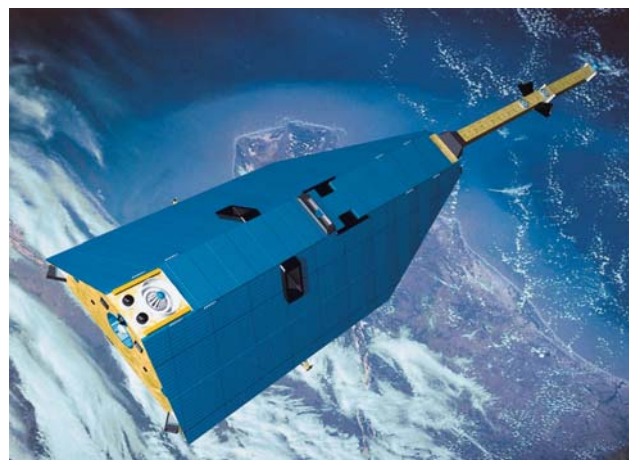


Abbildung 11.3: Der CHAMP-Satellit Quelle: GFZ-Potsdam

Für die Erstellung des inhomogenen Gravitationsmodells werden die Bahnkoordinaten des Satelliten mit GPS und zusätzlich durch ein „Ground-Based-Laser-Tracking“ ver-

messen. Aus diesen Bahnkoordinaten ist es dann möglich, Rückschlüsse auf die wirkenden Beschleunigungen auf den Satelliten zu ziehen.

Das Modell

Das aus den CHAMP-Messdaten erstellte Modell des Erdgravitationsfeldes bzw. -potentials U beruht auf einer harmonischen Entwicklung der Form:

$$U = \sum_{n=0}^{\infty} \frac{\mu \cdot a_e^n}{r^{n+1}} \cdot \sum_{m=0}^n \bar{P}_{nm}(\sin(\delta)) \cdot (c_{nm} \cdot \cos(m \cdot \lambda) + s_{nm} \cdot \sin(m \cdot \lambda)) . \quad (11.2)$$

Dabei sind c_{nm} und s_{nm} die entsprechenden harmonischen Koeffizienten des Modells. n steht hier für den Grad des Potentialmodells und m für die Ordnung. λ und δ sind die geozentrische Länge bzw. Breite in GCS-Koordinaten. Als physikalische Konstanten steht μ für die Erdgravitationskonstante und a_e für die große Erdäquatorhalbachse. r bezeichnet die Entfernung des Satelliten vom Koordinatenursprung. $\bar{P}_{nm}(\sin(\delta))$ ist die vollständig normierte assoziierte Legendre-Funktion, die ausführlich in [KALKUHL 2003] beschrieben ist. Allgemeine Informationen zu Legendre-Funktionen finden sich in [SCHEINERT 1996]. Mit den vom GFZ-Potsdam publizierten harmonischen Koeffizienten c_{nm} und s_{nm} [GFZ-POTSDAM 2008a] ist man nun in der Lage, das Gravitationspotentialfeld der Erde nachzubilden.

Gravitationsbeschleunigung

Für die Beschreibung der Satellitentrajektorie ist die entsprechende Gravitationsbeschleunigung $\ddot{\vec{r}}_{grav}^{sph}$ gesucht. Dazu muss der Gradient des Potentials gebildet werden:

$$\ddot{\vec{r}}_{grav}^{sph} = \nabla U = \begin{pmatrix} \frac{\partial U}{\partial \lambda} \\ \frac{\partial U}{\partial \delta} \\ \frac{\partial U}{\partial r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{n=0}^{\infty} \frac{\mu \cdot a_e^n}{r^{n+1}} \cdot \sum_{m=0}^n \bar{P}_{nm}(\sin(\delta)) \cdot (-m \cdot c_{nm} \cdot \sin(m\lambda) + m \cdot s_{nm} \cdot \cos(m\lambda)) \\ \sum_{n=0}^{\infty} \frac{\mu \cdot a_e^n}{r^{n+1}} \cdot \sum_{m=0}^n \bar{P}'_{nm}(\sin(\delta)) \cdot (c_{nm} \cdot \cos(m\lambda) + s_{nm} \cdot \sin(m\lambda)) \\ -\sum_{n=0}^{\infty} \frac{(n+1) \cdot \mu \cdot a_e^n}{r^{n+2}} \cdot \sum_{m=0}^n \bar{P}_{nm}(\sin(\delta)) \cdot (c_{nm} \cdot \cos(m\lambda) + s_{nm} \cdot \sin(m\lambda)) \end{pmatrix} \quad (11.3)$$

mit \bar{P}'_{nm} als Ableitung der normierten assoziierten Legendre-Funktion. Damit ist allerdings die Gravitationsbeschleunigung noch in sphärischen Koordinaten gegeben. Erst nach der entsprechenden Transformation (vgl. [KALKUHL 2003]) liegen die Beschleunigungen im kartesischen IS vor.

Die Genauigkeit dieses Modells zur Berechnung der Gravitationsbeschleunigung kann durch eine entsprechende Wahl des Grades der harmonischen Entwicklung verändert werden. Allerdings müssen mit wachsendem Grad n auch umso mehr Koeffizienten

berücksichtigt werden. Für eine niedrige Flugbahn in ca. 400-500 km Höhe wäre ein Grad von $n=120\dots140$ angebracht. Damit müssen z.B. für einen Grad von $n=120$ 12762 harmonische Koeffizienten c_{nm} und s_{nm} berücksichtigt werden. Für mittlere Höhe von ca. 800 km ist es angebracht, einen Grad von ca. $n=40$ zu nutzen. Hier sind es nur noch 1722 Koeffizienten, die in das Modell einfließen.

Weitere Informationen und Untersuchungen und Ergebnisse wie z.B. Sensitivitätsanalysen zu diesem Modell sind in [KALKUHL 2003], [KALKUHL *et al.* 2004] nachzulesen. Neben der Verwendung dieses Gravitationsmodells im Rahmen des SAR-Simulators fand es in [GEBHARDT *et al.* 2004a], [GEBHARDT *et al.* 2004b] Verwendung.

11.1.2 Atmosphäre

Neben der Gravitationsbeschleunigung wirken, wie oben schon angesprochen, noch andere Kräfte auf den Satelliten. Insbesondere bei niedrigen Satellitenflugbahnen macht sich ein Effekt deutlich bemerkbar: die Abbremsung durch die Erdatmosphäre. Die Erdatmosphäre besteht aus unterschiedlichen Schichten, die aufgrund ihrer Temperaturverteilung eingeteilt werden können. Zudem herrschen in jeder Schicht bzw. Höhe unterschiedliche Luftdichten. Die Schichten der Erdatmosphäre werden eingeteilt in:

1. **Troposphäre** (bis ca. 20 km Höhe)
2. **Stratosphäre** (bis ca. 50 km Höhe)
3. **Mesosphäre** (bis ca. 80 km Höhe)
4. **Thermosphäre** (bis ca. 200 km Höhe)
5. **Exosphäre** (bis ca. 2000 km Höhe, Übergangsbereich zum Weltall)

Die Umlaufbahn eines erdnahen Satelliten liegt nach Definition im Höhenbereich der Thermosphäre und der Exosphäre, also in einem Bereich von ca. 80 km bis 2000 km Höhe. In diesen Schichten bewirkt der Luftwiderstand eine kontinuierliche aerodynamische Abbremsung des Satelliten und muss bei der Modellierung einer Satellitentrjektorie berücksichtigt werden. Die durch die Abbremsung hervorgerufene Beschleunigung $\ddot{\vec{r}}_{fric}^{cart}$ auf den Satelliten kann mit folgendem Modell beschrieben werden [KLINKRAD 1983], [KALKUHL 2003]:

$$\ddot{\vec{r}}_{fric}^{cart} = -\frac{1}{2} \cdot c_D \cdot \frac{A}{m} \cdot \rho \cdot V_{rel} \cdot \vec{V}_{rel} \quad (11.4)$$

Hierbei bezeichnet A die aerodynamisch wirksame Satellitenquerschnittsfläche (Einzelheiten zur Bestimmung der Fläche A können in [COOK 1965] gefunden werden) und c_D den Luftwiderstandsbeiwert des Satelliten (siehe [COOK 1965] für die Bestimmung von c_D). Die Luftdichte wird mit ρ ausgedrückt. \vec{V}_{rel} bzw. V_{rel} charakterisiert die Bahngeschwindigkeit des Satelliten relativ zur Atmosphäre bzw. deren Betrag.

Atmosphärendichte ρ

Einige der oben genannten Parameter können als bekannt vorausgesetzt bzw. auf einfache Art berechnet werden. Die Bestimmung der Atmosphärendichte durch ein mathematisches Modell ist aufgrund der sehr komplexen Abläufe in der Atmosphäre allerdings schwierig. Hierzu hat sich eine Modellfamilie etabliert [HEDIN 1987], die unter dem Begriff MSIS - *Mass-Spectrometer-Incoherent-Scatter* zusammengefasst wird und auf empirischen Erhebungen beruht. Speziell wird in dieser Arbeit das Modell *MSIS86* verwendet, das die Dichte- und Temperaturverteilung in der höheren Atmosphäre von ca. 80 km bis 1000 km Höhe beschreibt.

Die Datengrundlage für dieses empirische Modell wurde aus den Messdaten von sieben verschiedenen Satelliten und vielen Raketenstarts gesammelt. Zudem wurden sie durch Messungen von fünf erdgebundenen Radarstationen ergänzt. Das MSIS-Modell selbst beruht auf einem komplizierten Berechnungsalgorithmus. Für die höhere Thermosphäre wird ein sogenanntes Bates-Walker-Temperatur-Profil als Funktion der Höhe angenommen, für die niedrigere Thermosphäre hingegen ein inverses Polynom in Abhängigkeit von der Höhe. Weitere atmosphärische Größen und die exosphärische Temperatur werden als Funktion des geographischen Ortes und weiteren Parametern der Sonne und des Magnetfeldes ausgedrückt. Dieses gesamte Temperaturprofil lässt dann eine exakte Integration der hydrostatischen Gleichung für konstante Massen zu, um das entsprechende Dichteprofil der Atmosphäre zu bestimmen. Dabei wird eine Dichteverteilung in 120 km Höhe zugrunde gelegt, die ebenfalls als Funktion der genannten Parameter ausgedrückt wird.

Beim MSIS86-Modell müssen daher sehr viele Einflussfaktoren berücksichtigt werden. Die Atmosphärendichte ergibt sich als Funktion:

$$\rho = \rho (D, UT, h, \delta, \lambda, STL, F107A, F107, A_p) . \quad (11.5)$$

Dabei bezeichnet D das Datum, UT die Jahreszeit, h die Höhe über der Erdoberfläche, δ die geographische Breite, λ die geographische Länge, STL die lokale Sonnenzeit, $F107A$ die Solarflussdichte (Mittelwert der letzten 3 Monate), $F107$ die Solarflussdichte (Wert des vorangegangenen Tages) und A_p die geomagnetische Aktivitätszahl.

Das MSIS86-Modell ist als Fortran-Code öffentlich verfügbar [NAVAL-RESEARCH-LABORATORY 2008]. Eine detaillierte Beschreibung der einzelnen Parameter und Besonderheiten dieses Modells würden an dieser Stelle den Rahmen sprengen. Weiterführende Einzelheiten zum Modell und zur Abbremsung durch die Erdatmosphäre finden sich in [KALKUHL 2003].

11.1.3 Gravitationskräfte der Himmelskörper

Wie in Abbildung 11.1 zu erkennen ist, bewirken die Planeten des Sonnensystems weitere nicht vernachlässigbare Störbeschleunigungen auf einen Satelliten. Für die meisten Anwendungen reicht eine Berücksichtigung von Sonne und Mond aus.

Unter der Annahme, dass ein Himmelskörper (der Index H steht für einen beliebigen Himmelskörper) ebenso wie der Satellit in dieser Betrachtung als Punktmassen betrachtet werden darf, kann mit Hilfe des Newtonschen Gravitationsgesetzes

$$\ddot{\vec{r}}_{H \rightarrow \text{Sat}} = \frac{\gamma \cdot M_H}{|\vec{r}_H - \vec{r}|^3} \cdot (\vec{r}_H - \vec{r}) \quad (11.6)$$

die entsprechende Störbeschleunigung $\ddot{\vec{r}}_{H \rightarrow \text{Sat}}$ des Satelliten berechnet werden (Abbildung 11.4). Hierbei sind γ die Gravitationskonstante und M_H die Masse des Himmelskörpers. Die Vektoren \vec{r}_H bzw. \vec{r} geben die Position des Himmelskörpers bzw. des Satelliten im geozentrischen Koordinatensystem GCS.

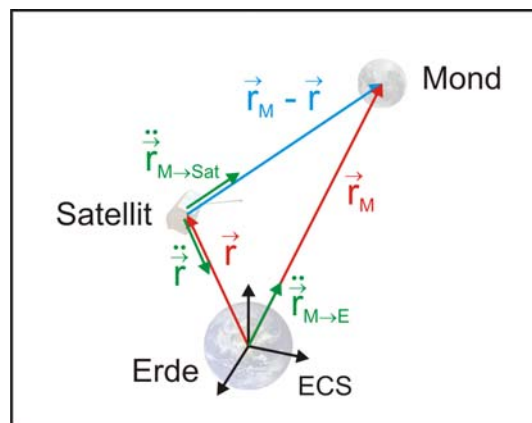


Abbildung 11.4: Resultierende Gravitationsbeschleunigung durch den Mond auf den Satelliten im Bezug auf die Erde.

Aus Gleichung (11.6) kann nun die auf den Satelliten wirkende Beschleunigung, hervorgerufen vom betrachteten Himmelskörper, relativ zur Erde berechnet werden [MONTENBRUCK und GILL 2000]. Er ergibt sich:

$$\ddot{\vec{r}}_H = \ddot{\vec{r}}_{H \rightarrow \text{Sat}} - \ddot{\vec{r}}_{H \rightarrow E} = \gamma \cdot M_H \cdot \left(\frac{\vec{r}_H - \vec{r}}{|\vec{r}_H - \vec{r}|^3} - \frac{\vec{r}_H}{|\vec{r}_H|^3} \right) = \ddot{\vec{r}}_{\text{cel}}^{\text{cart}} \quad (11.7)$$

Für die Bestimmung der entsprechenden Beschleunigungen sind jetzt nur noch die Positionen der gewünschten Himmelskörper \vec{r}_H zu berechnen (siehe Anhang C).

11.1.4 Gravitation durch Gezeiten

Der letzte einbezogene Effekt auf die Satellitenflugbahn ist die Gravitation durch Gezeiten. Hierbei sind die Gezeiten der Meere auf der Erdoberfläche sowie die Gezeiten der festen Erde gemeint, die sich als Massenverlagerung aufgrund von Anziehungskräften

des Mondes bemerkbar machen. Die Erde erfährt eine Abplattung (Abbildung 11.5). Die Gezeiten verändern das Gravitationspotential der Erde und so spricht man bei diesem Effekt von der *indirekten Gravitation*.

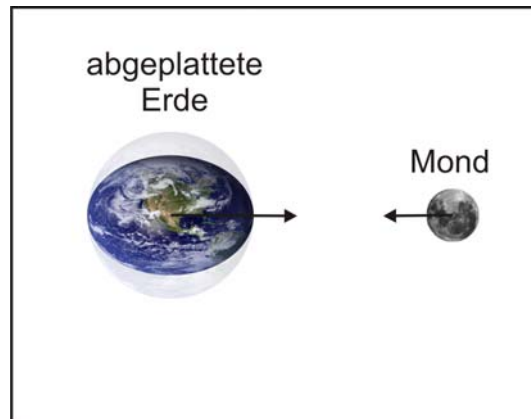


Abbildung 11.5: Übertriebene Darstellung der Erdabplattung durch Verschiebung von Wasser- und Erdmassen aufgrund der Gravitationskräfte des Mondes.

Die Veränderung des Gravitationspotentials wird als Deformationspotential bezeichnet und kann nach [WENZEL 1997] mit

$$U_{ind} = \frac{\gamma \cdot M_M}{r_M} \sum_{n=2}^{\infty} k_n \cdot \left(\frac{a_e}{r_M}\right)^n \cdot \left(\frac{a_e}{r}\right)^{n+1} \cdot P_n(\cos \psi) \quad (11.8)$$

berechnet werden. M_M bezeichnet die Masse des Mondes, r_M den geozentrischen Abstand zum Mond und k_n die Love'sche Zahl zur Charakterisierung der Elastizität des Erdkörpers. r steht für den geozentrischen Abstand des betrachteten Punktes und zu letzt $P_n(\cos \psi)$ für die Legendre Funktion vom Grad n . Auch hier muss für die Bestimmung der entsprechenden Beschleunigung der Gradient des Potentials gebildet werden. Es ergibt sich:

$$\ddot{\vec{r}}_{ind}^{sph} = \nabla U_{ind} = \frac{\gamma \cdot M_M}{r_M} \sum_{n=2}^{\infty} \frac{k_n \cdot a_e^{2n+1}}{r_M^n \cdot r^{n+1}} \cdot \begin{pmatrix} \frac{\partial P_n(\cos(\psi))}{\partial \cos(\psi)} \cdot \frac{\partial \cos(\psi)}{\partial \lambda} \\ \frac{\partial P_n(\cos(\psi))}{\partial \cos(\psi)} \cdot \frac{\partial \cos(\psi)}{\partial \delta} \\ -\frac{n+1}{r} \cdot P_n(\cos(\psi)) \end{pmatrix}, \quad (11.9)$$

wobei für $\cos \psi$ gilt:

$$\cos \psi = \cos(\delta) \cdot \cos(\delta_H) \cdot \cos(\lambda - \lambda_H) + \sin(\lambda) \cdot \sin(\lambda_H) . \quad (11.10)$$

Um das Modell für die indirekte Gravitation nicht zu komplex werden zu lassen, wird es hier nur bis zu einem Grad 4 für die Entwicklung des Deformationspotentials betrachtet. Damit werden aber schon ca. 98% des Potentials berücksichtigt. Nähere Informationen

zu den Legendre-Funktionen finden sich in [SCHEINERT 1996], [KALKUHL 2003]. Nach [WANG 1997] ergibt sich für die Love'sche Zahlen:

$$k_2 = 0,2980$$

$$k_3 = 0,0920$$

$$k_4 = 0,0414$$

11.1.5 Verifikation der Satellitentrjektorie

Alle zuvor gezeigten und berücksichtigten Effekte auf einen Satelliten sind in einem entsprechenden Modell zur Berechnung der Satellitentrjektorien zusammengefasst worden. Bei der Anwendung dieses Modells besteht die Möglichkeit, eine Auswahl zu treffen, welches der einzelnen Teilmodelle mit berücksichtigt werden soll. Hierdurch können die unterschiedlichsten Komplexitäten und Genauigkeiten realisiert bzw. erreicht werden.

Um das Modell zur Beschreibung der Satellitentrjektorie zu testen, wird ein Vergleich zwischen einem Original-Orbit und einem simulierten Orbit angestellt. Als Referenz dient ein bis auf wenige Zentimeter genau vermessener CHAMP-Orbit von 90 Min. Flugdauer. Zum Vergleich wird je eine Simulation der Trajektorie für jede mögliche Kombination der einzelnen Effekte durchgeführt. Dabei wird als Grundmodell die Erdgravitation verwendet. Als Bewertungskriterium für den Vergleich von Referenz-Orbit und Simulation dient der absolute Abstand zwischen den beiden Satelliten. Abbildung 11.6 zeigt die entsprechenden Testergebnisse.

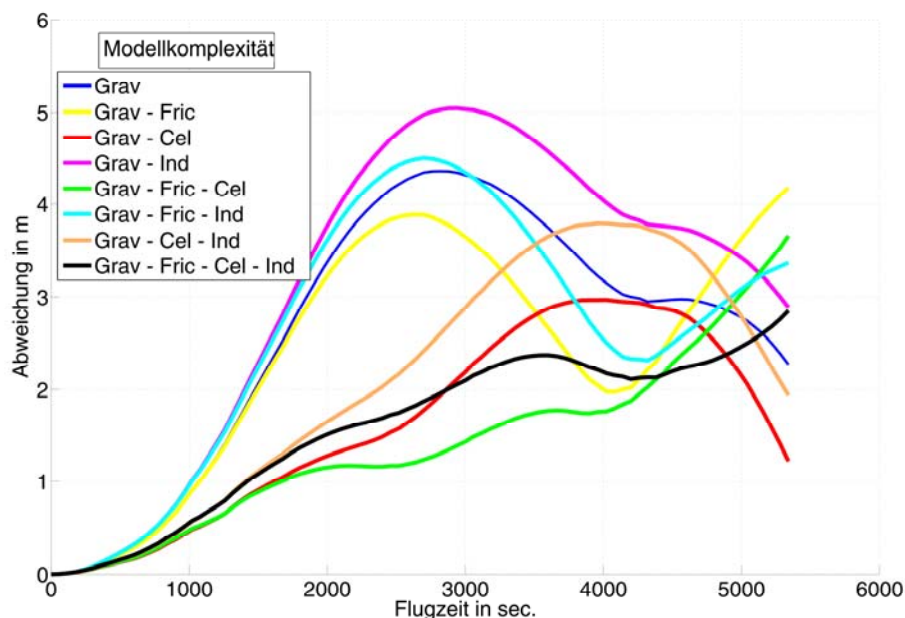


Abbildung 11.6: Ergebnisse des Vergleichs zwischen gemessenem Referenzorbit und Simulation für einen kompletten Orbit von 90 Min. für verschiedene Modellkomplexitäten. (Modellmodule: **Grav** – Gravitationsmodell, **Fric** – Wirkung der Atmosphäre, **Cel** – Gravitation durch Himmelskörper, **Ind** – Gravitation durch Gezeiten)

Obwohl nach Abschnitt 11.1.1 für eine Flughöhe von 400-500 km ein Grad von $n=140\dots120$ für das Gravitationspotential verwendet werden sollte, stellte sich bei umfangreichen Tests heraus, dass schon ein wesentlich geringerer Grad von $n=40$ die besten Ergebnisse für die Simulation liefert (maximale Abweichung: bei $n=40$: 4,5m, bei $n=120$: 9,5 m). So wird für den gesamten Test dieser reduzierte Grad des Gravitationspotentials gewählt.

Es liegt die Vermutung nahe, dass mit höherem Modellgrad die Parameterbestimmtheit des Gravitationsmodells schlechter wird, was sich sehr deutlich in der Genauigkeit des verwendeten Simulationsmodells auswirkt. Um jedoch einen Eindruck von der Leistungsfähigkeit des implementierten Modells zu vermitteln, wurde im Vergleich zum verwendeten Grad $n=40$ derselbe Test mit einem Grad von $n=1$ berechnet ($n=1$ entspricht dem homogenen Gravitationsfeld, Abschnitt 11.1.1). In diesem Fall beträgt die maximale Abweichung zwischen Referenzorbit und Simulation knapp 12 km (!) nach 90 Minuten Flugzeit.

In Abbildung 11.6 ist zu erkennen, dass zunächst sämtliche Simulationen der unterschiedlichen Modellkombinationen annähernd die gleichen Abweichungen ergeben. Allerdings lassen sich im Vergleich zu den anderen Modellen bei den Kombinationen mit Atmosphärenmodell auch ein stetiger Aufwärtstrend der Kurven und damit eine Verschlechterung im dargestellten Zeitraum feststellen. Es liegt hier die Vermutung nahe, dass dieses Verhalten von fehlerhaften Atmosphärenparametern herrühren könnte. Wie schon in [KALKUHL 2003] mit einer Sensitivitätsanalyse gezeigt, wirken sich einige Parameter des Atmosphärenmodells stark auf die Genauigkeit des Modells aus (insbesondere die Solarflusssdichte F_{107A} und F_{107}). Für den Erfassungszeitpunkt des Referenz-Orbits liegen allerdings keine Messungen der benötigten Atmosphärenparameter vor. So konnte die Simulation nur mit entsprechend angenommenen Werten durchgeführt werden.

Das beste Ergebnis liefert die Kombination Gravitation - Atmosphäre – Gravitation durch Himmelskörper (grüne Kurve in Abbildung 11.6). Über einen langen Zeitraum von ca. 70 Min. liegt die Abweichung zwischen den beiden betrachteten Trajektorien bei nur 2 m. Gegen Ende des Orbits steigt die Abweichung dieser Modellkombination leicht an. Ebenfalls ein sehr gutes Ergebnis ohne Berücksichtigung der Erdatmosphäre erhält man für das Modell der Erdgravitation in Kombination mit der Gravitation durch die Himmelskörper (rote Kurve in Abbildung 11.6). Hier liegt die maximale Abweichung zwischen simuliertem und gemessenem Orbit knapp unter 3 m für einen kompletten Orbit. Aufgrund dieser Ergebnisse kann von einem gut validierten Modell ausgegangen werden.

Weitere in dieser Arbeit nicht dokumentierte Untersuchungen des Satellitentrajektorienmodells haben zusätzlich gezeigt, dass für längere Simulationszeiten im Bereich von mehreren Orbits sich sämtliche Modellkombinationen divergent verhalten. Dabei

wiesen sogar die Modelle unter Beteiligung des Atmosphärenmodells trotz geschätzter Parameter noch das beste Langzeitverhalten auf. Die Modelle ohne Berücksichtigung des Atmosphärenmodells zeigten ein deutlich schnelleres Anwachsen der Abweichung auf, als die mit Atmosphärenmodell. Diese Tatsachen verdeutlichen, dass die hier implementierten Modelle noch nicht über genügend Genauigkeit verfügen, um ein Langzeitverhalten einer Satellitentrjektorie abzubilden.

Für die Simulation der Satellitentrjektorie zur Verwendung im SAR-Simulator reicht die oben angegebene Genauigkeit allerdings vollkommen aus. Geht man davon aus, dass eine aufgenommene SAR-Szene nur maximal 1-2 Minuten dauert, können, wie in Abbildung 11.7 zu sehen, bereits Genauigkeiten von einem Zentimeter mit den implementierten Modellen erreicht werden. Dabei liegen annähernd alle unterschiedlichen Modellkombinationen in der gleichen Fehlergrößenordnung.

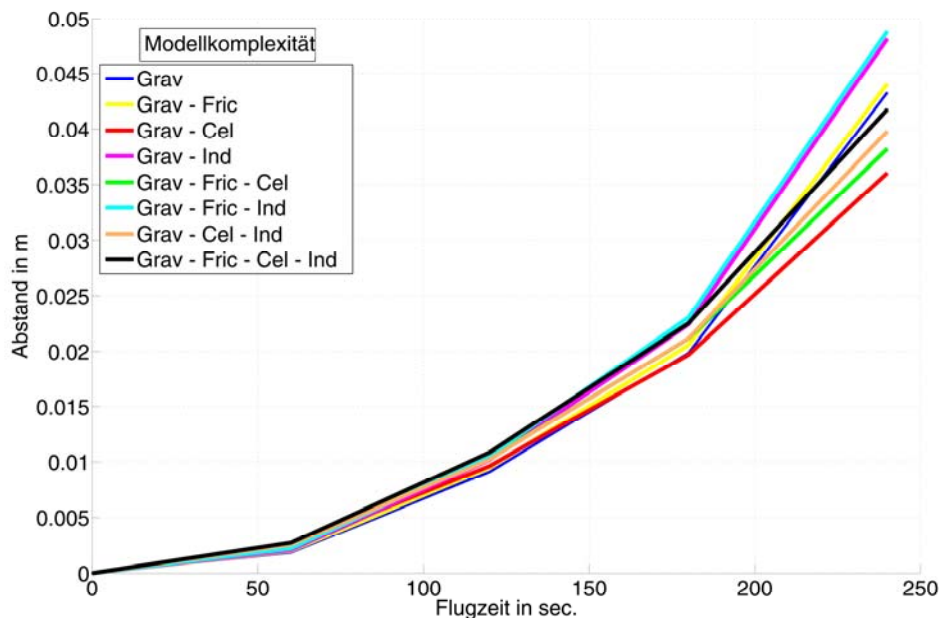


Abbildung 11.7: Ausschnitt aus den Ergebnissen der Abbildung 11.6: Hierbei werden nur die ersten 4 Min. des Tests gezeigt. Man erkennt, dass alle Modellvariationen in dieser Zeit eine maximale Abweichung von nur ca. 5 cm vom Referenzorbit aufweisen.

Die zur Verfügung stehende Modellvielfalt kann aber für die unterschiedlichsten Untersuchungen genutzt werden. So muss man z.B. bei längeren Flugzeiten des Satelliten eine entsprechende Kombination wählen, die die gewünschte Genauigkeit liefert. Auch andere Flughöhen erfordern eine angemessene Zusammenstellung der berücksichtigten Modelle.

11.2 Flugzeugtrajektorien

Ähnlich wie bei dem Modell der Satellitentrajektorie soll auch für ein Flugzeug eine realitätsnahe, nichtgerade Trajektorie angenommen werden. Auf ein Flugzeug wirken, ähnlich wie beim Satelliten, sehr viele unterschiedliche Effekte, welche die Trajektorie und die Lage des Flugzeugs beeinflussen können. Die wichtigsten sind:

- Steuermanöver des Piloten,
- Beschleunigungen/Abbremsungen durch die Triebwerke,
- Windböen/Luftlöcher und Turbulenzen.

All diese Effekte treten jedoch mehr oder weniger stochastisch auf und sind damit kaum vorhersehbar. Eine Modellierung ist damit nur mit sehr komplexen und zufallsbehafteten Modellen möglich [SCHUMACHER 1979], [HAMPTON und COOKE 1973], [THORP 1973]. Allerdings ist es für eine grundlegende Untersuchung von SAR-Szenarien mit Flugzeugbeteiligung sinnvoll, zunächst eine ungestörte und „glatte“ Bewegungstrajektorie zu verwenden. Der Grund dafür liegt darin, dass bei der Untersuchung und Beurteilung von neuen Prozessierungsalgorithmen keine zusätzlichen aufwendigen Verfahren zur Bewegungskompensation [BUCKREUß 1994], [MEDRANO-ORTIZ *et al.* 2007], [NIES *et al.* 2006] eingesetzt werden sollen, damit der eigentliche Verarbeitungsalgorithmus zunächst unter idealen Bedingungen beurteilt werden kann.

Aus diesem Grunde muss man nun einen Kompromiss für das verwendete Modell finden, der sogleich realitätsnah und einfach wie möglich ist.

11.2.1 Vereinfachter Modellansatz

Geht man von der Realität aus, so läuft eine flugzeuggetragene SAR-Mission flugtechnisch zumeist so ab, dass der Pilot von einer bestimmten geographischen Position mit einer vorgegebenen Geschwindigkeit und Höhe über Grund für eine bestimmte Zeit einen vorgegebenen Kurs zu fliegen hat. Dabei sollen nur die notwendigsten Flugmanöver zur Beibehaltung einer möglichst „geraden“ Flugbahn vorgenommen werden, um die SAR-Daten anschließend ohne großen Aufwand (z.B. zusätzliche Bewegungskompensation) prozessieren zu können. In der Realität ist es allerdings kaum möglich, einen solch ungestörten und „glatten“ Flugpfad abzufliegen, da immer wieder die oben genannten Einflüsse auftreten. Dies unterstreicht nochmals die Wichtigkeit von simulierten SAR-Rohdaten zum Test von Prozessierungsalgorithmen.

Für die Rohdatengenerierung im Simulator ist es notwendig, die Positionen des Flugzeugs mit der vorgegebenen PRF des SAR-Systems zu erhalten (vgl. Abschnitt 5.4). Wie in diesem Abschnitt schon beschrieben, kann man sich auch für das Flugzeug die Annahme der Start-Stop-Approximation (Mc Donough) zunutze machen. Die Trajektorie muss somit nur an den benötigten Positionen der Rohdatengenerierung bekannt sein und die genaue Bewegung des Flugzeugs zwischen den Punkten spielt eine unterge-

ordnete Rolle. Für die Beschreibung des Flugpfades unter Annahme der oben beschriebenen realen Vorgehensweise eines Piloten sind zur Berechnung der benötigten Flugzeugpositionen die folgenden Informationen nötig (Abbildung 11.8):

- Startposition des Fluges in WGS84-Koordinaten: λ_F^{Start} , δ_F^{Start}
- Gewünschte Flughöhe über Grund des WGS84-Ellipsoiden: h_F
- Gewünschte Flugrichtung bzw. Flugkurs (0° -Kurs: Norden, 90° -Kurs: Osten, usw.): γ_F
- Gewünschte Fluggeschwindigkeit: v_F
- Gewünschte Flugdauer: τ_F .

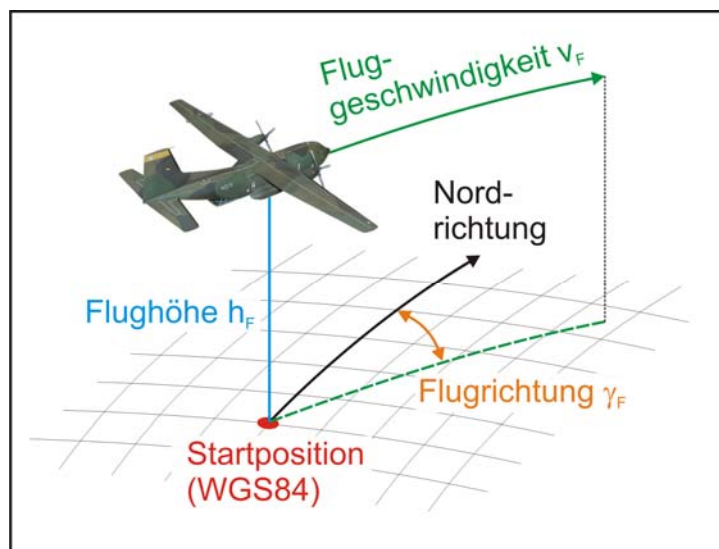


Abbildung 11.8: Geometrie der benötigten Informationen für die Flugzeugtrajektorie. (Nicht dargestellt ist die Flugdauer τ_F !)

Ziel ist es nun, die benötigten Flugzeugpositionen zu den vorgegebenen Sende- und Empfangszeitpunkten in einem gewünschten Koordinatensystem zu bestimmen. Da hier die Fluginformationen in WGS84 angegeben sind, bietet es sich an, dieses Koordinatensystem beizubehalten. So sind die geographischen Längen- und Breitengradangaben zu bestimmen. Dazu wird die Länge des durch Flugrichtung, -höhe und -geschwindigkeit vorgegebenen Flugpfades in die beiden Richtungen der Längen- und Breitengrade zerlegt. Aus den beiden jeweiligen Pfadlängen und unter Berücksichtigung der Simulationsschrittweite $\Delta\tau$ kann mittels einer unten beschriebenen Umrechnung das zugehörige Winkelinkrement der Längen- und Breitengrade berechnet werden, das in einem Simulationszeitschritt von dem Flugzeug zurückgelegt wird. Mit Hilfe der Winkelinkremente und der Startposition lassen sich die gesuchten Flugzeugpositionen bestimmen. Dieser Ansatz wird wie folgt umgesetzt:

Grundlegende Annahmen

Da die Flugzeugpositionen in WGS84-Koordinaten vorliegen sollen, wird in den folgenden Berechnungen eine elliptische Erde zugrunde gelegt und dementsprechend vom Breitengrad abhängige Erdradius an der Startposition benutzt. Zusätzlich wird von der Annahme ausgegangen, dass für die Aufnahmedauer einer Szene der Erdradius als konstant betrachtet wird. Die typische Dauer einer Szene liegt beim PAMIR-System im Spotlight Mode bei 15-20 Sekunden. Im Stripmap Mode werden Szenenlängen von 1-3 Minuten erreicht, was einer Flugstrecke von ca. 18 km bei einer Fluggeschwindigkeit von 100 m/s entspricht. Für eine solche Strecke ist die Erdradiusänderung zu vernachlässigen.

Mit Hilfe der vorliegenden Fluginformationen kann zunächst nach

$$s_F = v_F \cdot \tau_F \quad (11.11)$$

die entsprechend gekrümmte und abzufliegende Strecke s_F über der Erdoberfläche bestimmt werden. Diese Strecke wird anschließend in die Längen- und Breitengrad-Komponente s_F^{LG} und s_F^{BG} zerlegt (Abbildung 11.9).

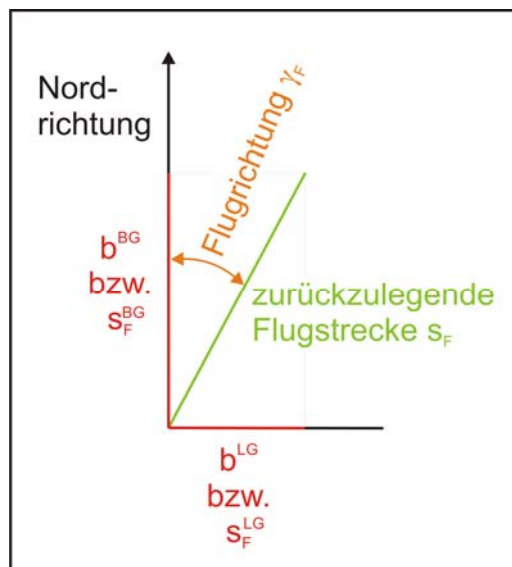


Abbildung 11.9: Zerlegung der zurückzulegenden Strecke s_F in die entsprechenden Komponenten s_F^{LG} und s_F^{BG} .

Damit gilt:

$$\begin{pmatrix} s_F^{LG} \\ s_F^{BG} \end{pmatrix} = s_F \cdot \begin{pmatrix} \sin(\gamma_F) \\ \cos(\gamma_F) \end{pmatrix}. \quad (11.12)$$

γ_F gibt dabei den vorgegebenen Flugkurs an. Die Strecken s_F^{LG} und s_F^{BG} werden anschließend in den Winkel α^{LG} und α^{BG} des korrespondierenden Bogenmaßes b^{LG} bzw. b^{BG} unter der Berücksichtigung des entsprechenden Radius umgerechnet (Abbildung

11.10). Für die jeweiligen Berechnungen in Längen- und Breitengradrichtung werden dabei die an der Startposition entsprechend vorliegenden Radien benutzt. Damit wird allerdings für die Breitengradrichtung die vereinfachende Annahme getroffen, dass der Erdradius sich in dieser Richtung über die Flugzeit nicht ändert. In Realität ist dies durch die abgeplattete Erde jedoch der Fall. Diese Größenänderung kann indes in diesem vereinfachten Modell vernachlässigt werden.

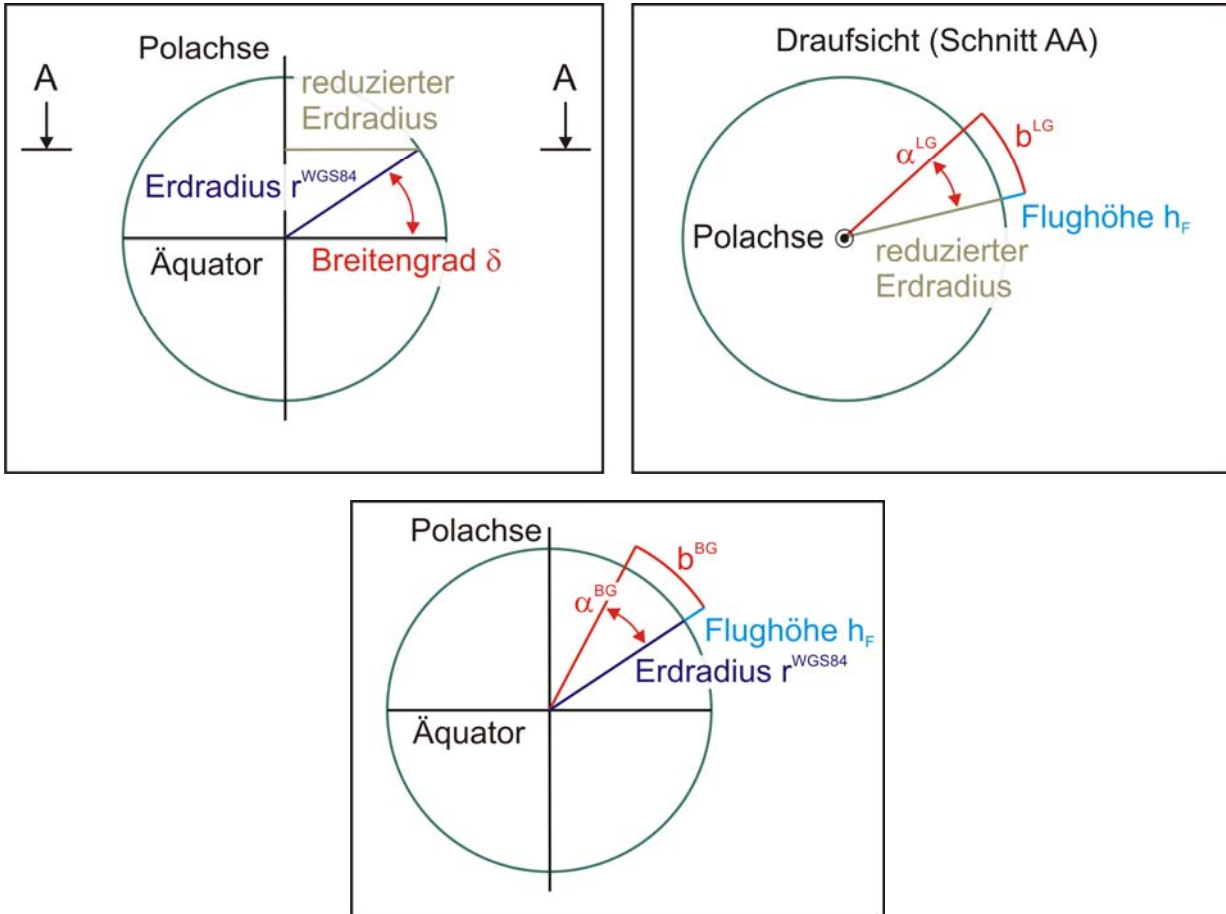


Abbildung 11.10:Oben: Umrechnung des Bogenmaßes b^{LG} in Längengradrichtung in den korrespondierenden Winkel α^{LG} . Zur einfacheren Darstellung ist die Erde hier als Kreis und nicht als Ellipse abgebildet. Unten: Umrechnung des Bogenmaßes b^{BG} in Breitengradrichtung in den korrespondierenden Winkel α^{BG} .

Es folgt somit:

$$\begin{pmatrix} \alpha^{LG} \\ \alpha^{BG} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{b^{LG}}{r^{WGS84}(\lambda_F^{Start}, \delta_F^{Start}) \cdot \cos(\delta_F^{Start}) + h_F} \\ \frac{b^{BG}}{r^{WGS84}(\lambda_F^{Start}, \delta_F^{Start}) + h_F} \end{pmatrix} \cdot \frac{180^\circ}{\pi} \tag{11.13}$$

wobei $b^{LG} = s_F^{LG}$ und $b^{BG} = s_F^{BG}$ gesetzt wird.

Der Faktor $\cos(\delta_F^{Start})$ berücksichtigt bei der Berechnung von α^{LG} den durch den Breitengrad reduzierten Erdradius an der geographischen Startposition des Flugzeugs (vgl. Abbildung 11.10, oben). Die beiden Winkel α^{LG} und α^{BG} charakterisieren somit denjenigen Winkelbereich im WGS84-System, der für die entsprechende Richtung der Trajektorie vom Startpunkt aus durchlaufen werden muss. Jeder dieser Winkel wird nun aufgrund der vorgegebenen PRF in entsprechende Winkelschritte zerlegt. So kann für jeden neuen Zeitschritt der Simulation die neue Position des Flugzeugs bestimmt werden. Es gilt:

$$\begin{pmatrix} \Delta\alpha^{LG} \\ \Delta\alpha^{BG} \end{pmatrix} = \frac{1}{\tau_F \cdot PRF} \cdot \begin{pmatrix} \alpha^{LG} \\ \alpha^{BG} \end{pmatrix}. \quad (11.14)$$

Damit ergibt sich für die Flugzeugposition nun folgende Abhängigkeit:

$$\vec{r}_F^{WGS84}(\tau_n) = \begin{pmatrix} \lambda_F^{Start} + \tau_n \cdot PRF \cdot \Delta\alpha^{LG} \\ \delta_F^{Start} + \tau_n \cdot PRF \cdot \Delta\alpha^{BG} \\ h_F \end{pmatrix}. \quad (11.15)$$

Testrechnungen mit diesem Modell haben gezeigt, dass der Fehler zwischen zurückgelegter Soll- und Iststrecke für verschiedene Breitengrade unter 1% liegt. Damit steht ein vereinfachtes Modell zur Berechnung einer „realitätsnahen glatten“ Flugzeugtrajektorie zur Verfügung, das im Rahmen der Simulatoranforderungen die benötigte Genauigkeit liefert.

12. Positionsschätzung

Das nun folgende Kapitel stellt eine weitere Anwendung auf Basis des Simulators vor. Bei der Aufnahme von SAR-Rohdaten ist die Positionserfassungsrate durch das GPS (in der Größenordnung von einigen 10 Hz) immer niedriger als die PRF des SAR-Systems. Damit stehen nicht für sämtliche SAR-Aufnahmepunkte die für die Verarbeitung benötigten Positionen der Plattform zur Verfügung. Mittels eines Positionsschätzers können die fehlenden Positionen unter Berücksichtigung von gemessenen GPS-Daten und simulierten Positionen bestimmt werden. Zu Beginn des Kapitels wird diese Problematik weiter erläutert und die allgemeine Arbeitsweise eines Kalman-Filters beschrieben. Der Hauptteil des Kapitels widmet sich der verbesserten Positionsschätzung eines SAR-Systems mit einem kontinuierlich-diskreten erweiterten Kalman-Filter.

12.1 Problemstellung

Bei satellitengetragenen SAR-Missionen werden die Rohdaten und die zugehörigen Positionen der Trägerplattform mit unterschiedlichen Frequenzen aufgenommen. Typische Datenraten zur Erfassung der SAR-Rohdaten können in einem Bereich von 2-6 KHz liegen, wohingegen eine typische GPS-Aufnahmefrequenz bei nur ca. 1-20 Hz liegt. Neben der unzureichenden Datenrate des GPS-Signals kommt noch die Ungenauigkeit der GPS-Messung (üblicherweise ca. 4-6 m Standardabweichung) erschwerend hinzu. Um die aufgenommenen SAR-Daten zu verarbeiten, müssen die fehlenden Positionen zu den entsprechenden SAR-Rohdaten anders bereitgestellt werden. Z.B. sind Plattformpositionen für die SAR-Interferometrie von großer Wichtigkeit.

Die Rekonstruktion der fehlenden Positionen kann mittels einer simulierten Trajektorie geschehen. Dabei ist es wünschenswert, die gemessenen GPS-Daten mit in diese Simulation einfließen zu lassen, um damit eine Verbesserung der Positionsangaben zu erreichen. Da für den SAR-Simulator ein hochgenaues Satelliten-Trajektorienmodell implementiert wurde (vgl. Abschnitt 11.1), ist es sinnvoll, dieses Modell für diese Aufgabe zu nutzen. Um die GPS-Daten in der Trajektorien-Simulation zu berücksichtigen, wird ein diskretes, erweitertes Kalman-Filter benutzt.

Das Funktionsprinzip der Positionsschätzung wird mit Abbildung 12.1 verdeutlicht. Ausgehend von der ersten GPS-Messung wird bis zum Eintreffen der nächsten GPS-Messung die Trajektorie mittels des Trajektorienmodells aus Abschnitt 11.1 mit gewünschter Genauigkeit berechnet. Liegt dann eine entsprechende Messung vor, so schätzt der Kalman-Filter aus der GPS-Messung und der simulierten Endposition eine neue Position. Diese sollte näher an der realen Trajektorie liegen als jeweils die gemessene und simulierte Position. Diese Schätzung ist der neue Startpunkt für die Simulation, bis eine erneute Messung vorliegt.

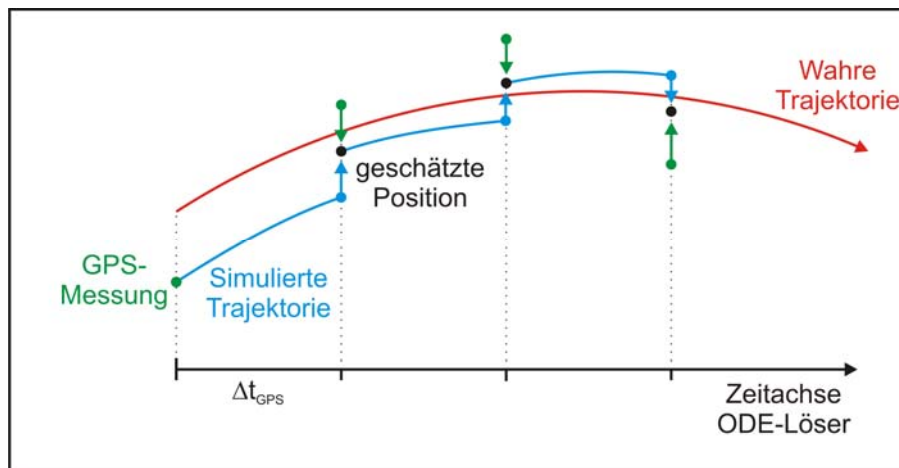


Abbildung 12.1: Funktionsweise der Positionsschätzung aufgrund von gemessenen GPS- (grün) und simulierten Positionen (blau). Die geschätzte Position (schwarz) dient als neuer Startpunkt für die weitere Simulation.

12.2 Kalman-Filter

Ein Kalman-Filter ist ein effizientes rekursives Filter zur Zustandsschätzung eines dynamischen Systems, welches auf Basis von unvollständigen und verrauschten Messungen arbeiten kann. Es besteht aus einem Satz Gleichungen für einen Prediktor-Korrektor-Schätzer. Dieser ist unter gewissen Linearitätsannahmen *optimal* im Sinne, dass er die geschätzte Fehler-Kovarianz minimiert [KREBS 1980], [LOFFELD 1990], [CHUI und CHEN 1999].

Diese Art von rekursivem Schätzer benötigt zur Berechnung des aktuellen Systemzustandes nur den Zustand zum vorherigen Zeitpunkt und eine aktuelle Messung. Eine Historie von zurückliegenden Beobachtungen und/oder Schätzungen wird hierbei nicht benötigt. Nur zwei Variable charakterisieren den Filterzustand:

\hat{x}_t als Schätzung des Zustandes zum Zeitpunkt t und

P_t als Zustandskovarianzmatrix. Sie gibt Auskunft darüber, wie genau der neu geschätzte Systemzustand angesehen werden kann.

Ein Kalman-Filter arbeitet alternierend in zwei unterschiedlichen Phasen: Prädiktion und Korrektur. In der Prädiktionsphase wird mit Hilfe einer Schätzung ausgehend vom vorherigen Zeitschritt der Systemzustand vorhergesagt. Dieser geschätzte Zustand wird in der darauffolgenden Korrektur-Phase durch Einbeziehung von Messdaten verbessert.

12.2.1 Mathematische Formulierung

Ein untersuchtes System lässt sich allgemein wie folgt mathematisch formulieren (nach [WIECHERT 1990]):

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(t, x) + v(t) \\ y &= g(t, x) + w(t) \end{aligned} \quad (12.1)$$

Die erste Gleichung beschreibt das eigentliche System und die zweite drückt die zugehörige Messgleichung aus. Hierbei ist t die Zeit und x der Zustandsvektor. v und w bezeichnen das normalverteilte System- bzw. Messrauschen, wobei die unterschiedlichen v_i, v_j sowie w_i, w_j für $i \neq j$ als unabhängig angenommen werden. Die zugehörigen Kovarianzmatrizen sind:

$$\begin{aligned} P &= \text{Cov}[\hat{x}(t)] & \text{und} & & Q &= \text{Cov}[y(t)] \\ R &= \text{Cov}[v(t)] & & & S &= \text{Cov}[w(t)] \end{aligned} \quad (12.2)$$

wobei P die Kovarianzmatrix des Zustandsschätzfehlers und R die Kovarianzmatrix der Zustandsstörgrößen bezeichnet. Q charakterisiert die Kovarianzmatrix der Messwertvorhersage und S steht für die Kovarianzmatrix des Messfehlers. Das zugehörige erweiterte Kalman-Filter für dieses System mit \hat{x} als geschätzte Zustandsgröße und \hat{y} als geschätzte Messung ist gegeben durch folgende Gleichung:

A priori-Schätzung:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= f(t, \hat{x}, u) \\ \hat{y} &= g(t, \hat{x}) \end{aligned} \quad \text{für } t_i \leq t \leq t_{i+1} \quad (12.3)$$

Zugehörige Matrix-Riccati-Gleichung für die Fehlerkovarianz:

$$\begin{aligned} \dot{P} &= f_x(\hat{x}) \cdot P + P^T \cdot f_x(\hat{x}) + R \\ Q &= g_x(\hat{x}) \cdot P + P^T \cdot g_x(\hat{x}) + S \end{aligned} \quad \text{für } t_i \leq t \leq t_{i+1} \quad (12.4)$$

Die zugehörigen Jacobi-Matrizen f_x und g_x sind wie folgt definiert:

$$f_x = \frac{\partial f}{\partial x} \quad (12.5) \quad \text{und} \quad g_x = \frac{\partial g}{\partial x} \quad (12.6)$$

Es ergibt sich als Kalman-Verstärkungsmatrix zum Zeitpunkt t_{i+1} :

$$K = P \cdot g_x(\hat{x}) \cdot \left(g_x(\hat{x}) \cdot P \cdot g_x(\hat{x})^T + S \right)^{-1} \quad (12.7)$$

mit der nun die *a posteriori*-Schätzung bestimmt werden kann:

$$\begin{aligned} P &:= P - K \cdot g_x(\hat{x}) \cdot P \\ \hat{x} &:= \hat{x} + K \cdot (y - \hat{y}) \quad , \quad t = t_{i+1} \\ \hat{y} &:= g(\hat{x}) \end{aligned} \quad (12.8)$$

Dabei zeigt die in der Gleichung (12.8) verwendete Notation „:=“ an, dass es sich um eine Zuweisung in Sinne der Programmierung handelt. Im Falle von \hat{x} und P ist dabei zu beachten, dass in der Zuweisung der entsprechende Wert aus dem vorherigen Zeitschritt wieder Verwendung findet.

Das hier dargestellte Konzept ist die Grundlage für die Umsetzung der Positionsschätzung im Simulator. Weiterführende Details zu Kalman-Filtern finden sich in [CHUI und CHEN 1999] und [KREBS 1980].

12.2.2 Ablauf einer Kalman-Filterung

Der Ablauf eines erweiterten diskreten Kalman-Filters ist in Abbildung 12.2 noch einmal schematisch gezeigt:

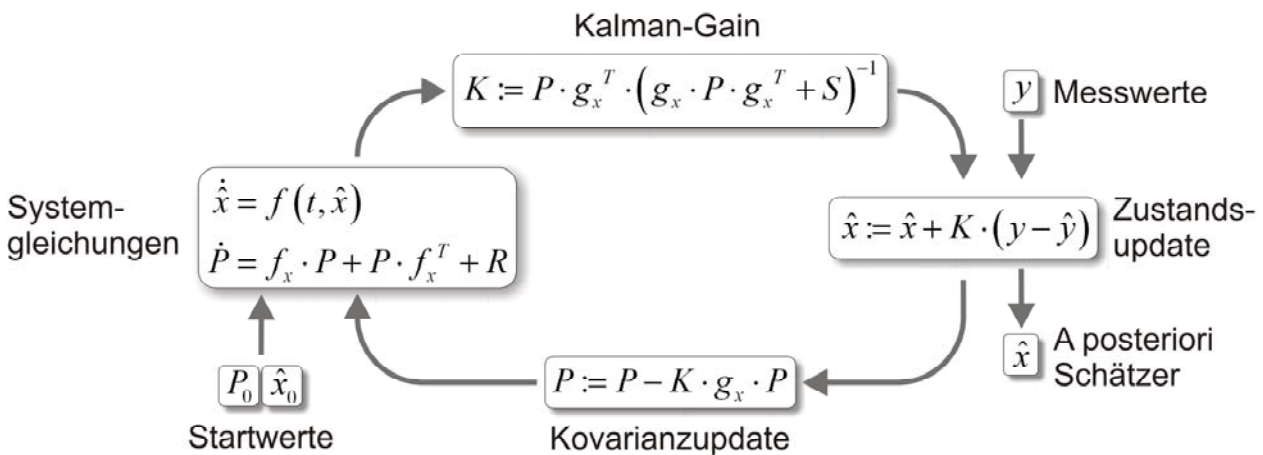


Abbildung 12.2: Ablaufschema des erweiterten diskreten Kalman-Filters

Der Ablauf eines gesamten Kalman-Filter-Schritts beginnt mit der Lösung der System-ODE und der Matrix-Riccati-Gleichung (linker Schritt in Abbildung 12.2) und liefert die Schätzung \hat{x} und dessen Kovarianzmatrix P zu dem Zeitpunkt, an dem ein Messwert vorliegt. Da jedoch im ersten Kalman-Schritt diese Gleichungen noch nicht gelöst werden können, werden eine erste Schätzung \hat{x}_0 und eine erste Fehlerabschätzung P_0 als Initialwerte zu Beginn des Ablaufs einmalig vorgegeben. Als nächstes wird die neue Kalman-Verstärkungsmatrix K bestimmt. Daran anschließend wird mit der vorliegenden Messung y und mit $\hat{y} = g(\hat{x})$ die neue Schätzung für \hat{x} durchgeführt. Im nächsten Schritt wird zu dieser Schätzung die zugehörige Kovarianzmatrix P gemäß Vorgabe berechnet. Damit ist ein gesamter Kalman-Schritt abgeschlossen. Mit der neuen Schätzung und deren Schätzfehler kann nun wieder von vorn der nächste Kalman-Schritt mit Lösen der System-ODE und der Matrix-Riccati-Gleichung begonnen werden.

12.3 Positionsschätzung mit einem Kalman-Filter

12.3.1 System- und Messgleichung

Das allgemeine Prinzip des erweiterten diskreten Kalman-Filters muss nun auf das Satellitentrjektorienmodell angewendet werden. Gleichung (12.9) beschreibt allgemein die Bewegung des Satelliten als Differentialgleichung (ODE) erster Ordnung (vgl. Abschnitt 11.1):

$$\begin{aligned}\dot{\vec{r}}_{Sat} &= \vec{v}_{Sat} \\ \dot{\vec{v}}_{Sat} &= \ddot{\vec{r}}_{grav} + \ddot{\vec{r}}_{fric} + \ddot{\vec{r}}_{cel} + \ddot{\vec{r}}_{ind}\end{aligned}\quad (12.9)$$

und ist somit als Systemgleichung $f(t, x)$ anzusehen.

Die Messgleichung besteht aus den vorliegenden GPS-Positionsmessungen des Satelliten:

$$g(t) = \begin{pmatrix} \tilde{x}_{GPS}(t) \\ \tilde{y}_{GPS}(t) \\ \tilde{z}_{GPS}(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \\ v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix}. \quad (12.10)$$

12.3.2 Initialisierung der Kovarianzmatrizen

Für den Start und das Ausführen des Kalman-Filters zur Fusion von Simulation und Positionsmessung muss eine Initialisierung der einzelnen benötigten Kovarianzmatrizen P_0 , R und S durchgeführt werden. Die Kovarianzmatrix P_0 gibt den Schätzfehler (Varianz) der Position und der dazugehörigen Geschwindigkeit zum Zeitpunkt $t=0$ an. Allerdings liegt nur die Varianz der Positionsmessung vor. Aus der Veränderung zweier aufeinanderfolgender Positionen und der dazwischenliegenden Zeit kann eine Näherung für die Geschwindigkeit v bestimmt werden. Es gilt unter Verwendung zweier bekannter Positionen s_{-1} und s_0 :

$$v = \frac{\Delta s}{\Delta t} = \frac{1}{\Delta t} \cdot (s_0 - s_{-1}). \quad (12.11)$$

Daraus muss eine Abschätzung der Varianz der Geschwindigkeit vorgenommen werden. Mit der Kenntnis von $Var(s_0)$ und $Var(s_{-1})$ und mit der Annahme $Var(s_0) = Var(s_{-1})$ wird die initiale Varianz der Geschwindigkeit berechnet:

$$Var(v) = \frac{2}{\Delta t^2} \cdot Var(s). \quad (12.12)$$

Da die Geschwindigkeit nach Gleichung (12.11) auch von der Position abhängig ist, muss noch die zugehörige Kovarianz zwischen Position und Geschwindigkeit in der Kovarianzmatrix P_0 berücksichtigt werden. Es gilt:

$$\begin{aligned}Cov(\bar{s}, \bar{v}) &= Cov\left(\bar{s}_0, \frac{1}{\Delta t} \cdot (\bar{s}_0 - \bar{s}_{-1})\right) \\ &= \frac{1}{\Delta t} \cdot Cov(\bar{s}_0, \bar{s}_0) - \frac{1}{\Delta t} \cdot \underbrace{Cov(\bar{s}_0, \bar{s}_{-1})}_{=0}\end{aligned}\quad (12.13)$$

Für die Kovarianz der Geschwindigkeit gilt:

$$\begin{aligned}
 Cov(\bar{v}, \bar{v}) &= Cov\left(\frac{1}{\Delta t} \cdot (\bar{s}_0 - \bar{s}_{-1}), \frac{1}{\Delta t} \cdot (\bar{s}_0 - \bar{s}_{-1})\right) \\
 &= \frac{1}{\Delta t^2} \cdot Cov((\bar{s}_0 - \bar{s}_{-1}), (\bar{s}_0 - \bar{s}_{-1})) \quad . \quad (12.14) \\
 &= \frac{1}{\Delta t^2} \cdot \underbrace{(Cov(\bar{s}_0, \bar{s}_0) + Cov(\bar{s}_{-1}, \bar{s}_{-1}))}_{=2\sigma^2}
 \end{aligned}$$

Für P_0 ergibt sich somit aus den Varianzen der Position und der Geschwindigkeit sowie der Kovarianz zwischen Position und Geschwindigkeit:

$$P_0 = \begin{pmatrix} \text{diag}(1,1,1) & \text{diag}\left(\frac{1}{\Delta t^{GPS}}, \frac{1}{\Delta t^{GPS}}, \frac{1}{\Delta t^{GPS}}\right) \\ \text{diag}\left(\frac{1}{\Delta t^{GPS}}, \frac{1}{\Delta t^{GPS}}, \frac{1}{\Delta t^{GPS}}\right) & \text{diag}\left(\frac{2}{(\Delta t^{GPS})^2}, \frac{2}{(\Delta t^{GPS})^2}, \frac{2}{(\Delta t^{GPS})^2}\right) \end{pmatrix} \cdot D^{GPS}, \quad (12.15)$$

wobei $D^{GPS} = \text{diag}(\text{var}_x^{GPS}, \text{var}_y^{GPS}, \text{var}_z^{GPS}, \text{var}_x^{GPS}, \text{var}_y^{GPS}, \text{var}_z^{GPS})$ ist. Dabei gibt Δt^{GPS} die Zeit zwischen zwei eintreffenden GPS-Messungen an und var^{GPS} bezeichnet die Varianz der GPS-Messung in den entsprechenden Richtungen.

Im Gegensatz zur der sich im Verlauf ändernden Kovarianzmatrix P bleibt die Kovarianzmatrix der Störgrößen R über die gesamte Zeit konstant. Sie wird für den vorliegenden Fall wie folgt gewählt:

In der Kovarianzmatrix der Störgrößen des Systems wird die Modellunschärfe des Systems pro Zeiteinheit zusammengefasst. Im Falle des vorliegenden Systems müssen dabei sowohl die Ungenauigkeit in der Position als auch in der Geschwindigkeit Berücksichtigung finden. Diese Wahl kann in der Praxis nur aufgrund von heuristischen Annahmen erfolgen. Es wird hier angenommen, dass

$$R = \text{diag}(\sigma_x^2, \sigma_y^2, \sigma_z^2, \sigma_{v_x}^2, \sigma_{v_y}^2, \sigma_{v_z}^2), \quad (12.16)$$

ist, wobei σ die jeweilige Modellunschärfe in den Richtungen bzw. Geschwindigkeiten angibt. Die einzelnen Größen sind nicht ohne weiteres vom System direkt her abzuleiten. Für das vorliegende System wird deshalb eine grobe Abschätzung der zu erwartenden Unschärfe aus dem Trajektorienmodell des Satelliten vorgenommen (z.B. für Position: x Meter pro Orbitumlaufzeit). Mit einer anschließenden Optimierung werden diese verbessert, um somit die Genauigkeit des Kalman-Filters noch weiter zu erhöhen.

Hinweis: Zum Testen der Implementierung und der richtigen Funktion des Kalman-Filters werden die Einträge dieser Matrix mit sehr kleinen Werten (z.B. $<10^{-9}$) besetzt.

In diesem Fall nähern sich die Ergebnisse des Kalman-Filters bei langen Laufzeiten immer näher an die Originalfunktion an.

Die Kovarianzmatrix des Messfehlers S beschreibt die angenommene Ungenauigkeit des GPS-Systems. In der Realität hängt sie von den zeitvarianten Sichtbarkeitsverhältnissen und der sich daraus ergebenden geometrischen Satellitenkonstellation ab, die durch den sogenannten P_{DOP} -Wert (Dilution of Precision – dt. Abweichung vom genauen Messergebnis) modelliert wird. Da allerdings im Simulator, wie schon in Abschnitt 8.2.2 beschrieben, dieser Effekt vernachlässigt wird, wird auch die Kovarianzmatrix des Messfehlers über die gesamte Zeit als konstant angenommen. Die Matrix hat dabei den folgenden Aufbau:

$$S = \text{diag} \left(\text{var}_x^{GPS}, \text{var}_y^{GPS}, \text{var}_z^{GPS} \right). \quad (12.17)$$

Bestimmung der Jacobi-Matrizen

Sind die einzelnen Kovarianzmatrizen des Systems bestimmt, so müssen noch die benötigten Jacobi-Matrizen des Systems f_x und g_x des Messmodells berechnet werden. Während das Messmodell nach Gleichung (12.10) bereits linear ist, bedarf die Bestimmung der Jacobimatrix f_x allerdings einer gesonderten und ausführlicheren Betrachtung. Der folgende Abschnitt zeigt die dabei auftretenden Probleme detailliert auf.

12.4 Berechnung der Jacobi-Matrix mit automatischer Differentiation (AD)

12.4.1 Problemstellung

Für das erweiterte Kalman-Filter wird die entsprechende Jacobi-Matrix f_x des untersuchten Systems benötigt (vgl. Abschnitt 12.2 und 12.3). Vom Gleichungssystem (12.9) muss also die Jacobi-Matrix bestimmt werden. Es gilt mit für die Jacobi-Matrix

$$f_x = \begin{pmatrix} \frac{\partial \dot{\vec{r}}_{Sat}}{\partial \vec{r}} & \frac{\partial \dot{\vec{r}}_{Sat}}{\partial \dot{\vec{r}}} \\ \frac{\partial \dot{\vec{v}}_{Sat}}{\partial \vec{r}} & \frac{\partial \dot{\vec{v}}_{Sat}}{\partial \dot{\vec{r}}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial \dot{\vec{r}}_{Sat}}{\partial [x, y, z]} & \frac{\partial \dot{\vec{r}}_{Sat}}{\partial [v_x, v_y, v_z]} \\ \frac{\partial \dot{\vec{v}}_{Sat}}{\partial [x, y, z]} & \frac{\partial \dot{\vec{v}}_{Sat}}{\partial [v_x, v_y, v_z]} \end{pmatrix}. \quad (12.18)$$

Für die beiden Beschleunigungen der unterschiedlichen Effekte $\ddot{\vec{r}}_{grav}$ und $\ddot{\vec{r}}_{ind}$ ist zu beachten, dass sie im GCS gegeben sind (vgl. Abschnitt 11.1). Nach Einsetzen und Vereinfachen ergibt sich:

$$f_x = \begin{pmatrix} 0 & & & & 1 \\ & & & & 1 \\ & & & & 1 \\ \frac{\partial \ddot{\vec{r}}_{grav}^{sph}}{\partial [x, y, z]} + \frac{\partial \ddot{\vec{r}}_{fric}^{cart}}{\partial [x, y, z]} + \frac{\partial \ddot{\vec{r}}_{cel}^{cart}}{\partial [x, y, z]} + \frac{\partial \ddot{\vec{r}}_{ind}^{sph}}{\partial [x, y, z]} & & & & \frac{\partial \ddot{\vec{r}}_{fric}^{cart}}{\partial [v_x, v_y, v_z]} \end{pmatrix}, \quad (12.19)$$

wobei

$$\frac{\partial \ddot{\vec{r}}_{grav}^{sph}}{\partial [x, y, z]} = \frac{\partial \ddot{\vec{r}}_{grav}^{sph}}{\partial [\lambda, \delta, r]} \cdot \frac{\partial [\lambda, \delta, r]}{\partial [x, y, z]} \quad (12.20)$$

und

$$\frac{\partial \ddot{\vec{r}}_{ind}^{sph}}{\partial [x, y, z]} = \frac{\partial \ddot{\vec{r}}_{ind}^{sph}}{\partial [\lambda, \delta, r]} \cdot \frac{\partial [\lambda, \delta, r]}{\partial [x, y, z]} \quad (12.21)$$

gilt.

Hier bezeichnet $\partial[\lambda, \delta, r] / \partial [x, y, z]$ die entsprechende Ableitung der Transformation GCS \Rightarrow ECS nach den kartesischen Koordinaten x , y und z , da die beiden genannten Effekte im Gegensatz zu den anderen in sphärischen Koordinaten (GCS) formuliert sind und die Transformation in der Formulierung berücksichtigt werden muss. Mit Ausnahme der Atmosphärenabbremung können die Ableitungen aller Effekte hier analytisch bestimmt werden.

Die Ableitung des Atmosphärenmodells $\partial \ddot{\vec{r}}_{fric}^{cart} / \partial [x, y, z]$ erfordert eine gesonderte Betrachtung. Wie schon aus den Gleichungen (11.4) und (11.5) zu ersehen ist, hängt die Abbremsung des Satelliten nicht nur von dessen Geschwindigkeit ab, sondern die Ortsabhängigkeit der Atmosphärendichte macht sie auch von der Satellitenposition abhängig. Für die Ortsableitung $\partial \ddot{\vec{r}}_{fric}^{cart} / \partial [x, y, z]$ muss also berücksichtigt werden, dass

$$\ddot{\vec{r}}_{fric}^{cart} = -\frac{1}{2} \cdot c_D \cdot \frac{A}{m} \cdot \rho(\lambda, \delta, h) \cdot \vec{V}_{rel} \cdot \vec{V}_{rel} \quad (12.22)$$

gilt. Ebenso gilt für die relative Geschwindigkeit eine Abhängigkeit von der Position

$$\vec{V}_{rel} = \begin{pmatrix} v_{rel,x} \\ v_{rel,y} \\ v_{rel,z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} v_{Atmos,x} \\ v_{Atmos,y} \\ v_{Atmos,z} \end{pmatrix}, \quad (12.23)$$

wobei diese durch

$$\begin{pmatrix} v_{Atmos,x} \\ v_{Atmos,y} \\ v_{Atmos,z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -y \\ x \\ 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x \\ y \\ 0 \end{pmatrix} \cdot \omega_e = \begin{pmatrix} -y \\ x \\ 0 \end{pmatrix} \cdot \omega_e \quad (12.24)$$

gegeben ist. Eingesetzt ergibt sich nun für $\ddot{\vec{r}}_{fric}^{cart}$:

$$\ddot{\vec{r}}_{fric}^{cart} = -\frac{1}{2} \cdot c_D \cdot \frac{A}{m} \cdot \rho(\lambda, \delta, h) \cdot \begin{pmatrix} V_{rel} \cdot v_x - V_{rel} \cdot (-y) \cdot \omega_e \\ V_{rel} \cdot v_y - V_{rel} \cdot x \cdot \omega_e \\ V_{rel} \cdot v_z \end{pmatrix}. \quad (12.25)$$

Für die gesuchte Ableitung $\partial \ddot{\vec{r}}_{fric}^{cart} / \partial [x, y, z]$ erhält man dann:

$$\frac{\partial \ddot{\vec{r}}_{fric}^{cart}}{\partial [x, y, z]} = \left(-\frac{1}{2} \cdot c_D \cdot \frac{A}{m} \right) \cdot \left[\frac{\partial \rho(\lambda, \delta, h)}{\partial [\lambda, \delta, h]} \cdot \frac{\partial [\lambda, \delta, h]}{\partial [x, y, z]} \cdot (V_{rel} \cdot \vec{V}_{rel}) + \rho(\lambda, \delta, h) \cdot \frac{\partial [V_{rel} \cdot \vec{V}_{rel}]}{\partial [x, y, z]} \right], \quad (12.26)$$

wobei $\partial [\lambda, \delta, h] / \partial [x, y, z]$ die entsprechende Ableitung der Transformation WGS84 \Rightarrow ECS nach den kartesischen Koordinaten x , y und z bezeichnet.

Die benötigten Ableitungen $\partial [\lambda, \delta, h] / \partial [x, y, z]$ und $\partial [V_{rel} \cdot \vec{V}_{rel}] / \partial [x, y, z]$ können analytisch mit einigem Aufwand noch bestimmt werden. Nur für die Ableitung $\partial \rho(\lambda, \delta, h) / \partial [\lambda, \delta, h]$ der Atmosphärendichte ist dies analytisch nicht möglich. Wie schon in Abschnitt 11.1.2 beschrieben, ist das MSIS-Modell zur Bestimmung der Atmosphärendichte sehr komplex und kann nicht analytisch geschlossen formuliert werden. Es liegt nur die programmmäßige Implementierung dieses Modells vor. Ziel ist es nun, die gesuchte Ableitung mittels des vorliegenden Programmcodes zu bestimmen.

12.4.2 Ableitungsberechnung eines Programmcodes

Wird eine mathematische Funktion $f: x \mapsto y$ durch einen Programmcode implementiert, so kann für diesen gegebenen Programmcode bzw. für die damit formulierte mathematische Beziehung deren Ableitung $\partial f / \partial x$ durch unterschiedliche Methoden bestimmt werden. Ziel dieser unterschiedlichen Methoden ist es, einen neuen Programmcode zu erhalten, der die entsprechende Ableitung nach seiner Ausführung liefert. Je nach Einordnung in die folgenden Kategorien kommen unterschiedliche Vorgehensweisen in Frage:

- **Mathematisch geschlossene Formulierung liegt vor**

- **Analytische Ableitung**

Die durch den Programmcode implementierte mathematische Formulierung kann auf herkömmliche Art und Weise („von Hand“) analytisch abgeleitet werden. Die erhaltene Ableitung wird in einem neuen Programmcode implementiert. Aus dieser Vorgehensweise ergeben sich allerdings einige Nachteile wie Fehleranfälligkeit bei der Neuimplementierung und der damit anfallende Zeitaufwand.

- **Computeralgebra**

Ist eine analytische Ableitung „von Hand“ aufgrund einer zu komplizierten mathematischen Formulierung nicht möglich, so kann sie mittels eines Computeralgebrasystems bestimmt werden. Dabei werden die algebraischen Formulierungen durch symbolische Manipulation rechnerisch exakt umgeformt. Die erhaltene mathematische formulierte Lösung muss ebenfalls in einem neuen Programm implementiert werden.

- **Mathematisch geschlossene Formulierung liegt nicht vor**

- **Numerische Ableitung (Differenzenquotient)**

Mit Hilfe des Differenzenquotienten kann nach

$$\frac{\partial f}{\partial x} = \lim_{h \rightarrow 0} \frac{f(x+h) - f(x)}{h} \quad (12.27)$$

die gewünschte Ableitung mit dem gegebenen Programmcode ohne weitere Veränderung bestimmt werden. Allerdings bringt dieses Verfahren zwei Nachteile mit sich. Zum einen muss die optimale Schrittweite h bestimmt werden und zum anderen ergeben sich aufgrund der Rechenvorschrift des Verfahrens entsprechende Abbruchfehler.

- **Automatische Differentiation (AD)**

Neben der Vermeidung der Schrittweitenbestimmung und der numerischen Fehler des Differenzenquotienten-Verfahrens bietet die automatische Differentiation die Möglichkeit, die Ableitung eines gegebenen Programmcodes fehlerfrei zu bestimmen. Im Gegensatz zur Computeralgebra, in der eine mathematische Formulierung umgeformt wird, wird bei Anwendung der automatischen Differentiation ein vorhandener Programmcode automatisiert verändert, sodass er anschließend sowohl die ursprüngliche mathematische Beziehung als auch die Ableitung davon berechnen kann. Dieses Verfahren der automatischen Differentiation wird in Abschnitt 12.4.3 näher erläutert.

Im Falle des MSIS-Modells kann nur mit Hilfe des AD-Verfahrens die gesuchte Ableitung $\partial\rho(\lambda, \delta, h)/\partial[\lambda, \delta, h]$ bestimmt werden, da nur der entsprechende Programmcode vorliegt und zudem keine geschlossene analytische Formulierung existiert. Der folgende Abschnitt 12.4.3 zeigt die grundlegenden Methoden der automatischen Differentiation.

12.4.3 Automatische Differentiation

Unter automatischer Differentiation versteht man ein algorithmisches Verfahren, das zu einer in einem Programmcode implementierten mathematischen Funktion einen neuen Programmcode erstellt, der eine entsprechende Ableitung der Funktion beinhaltet [GRIEWANK 2000], [BÜCKER 2006]. In der Regel kann dieser neue Programmcode in einem Aufruf sowohl die Originalfunktion als auch deren Ableitung nach den gewünschten Variablen bis hin zur vollständigen Jacobi-Matrix berechnen.

Sämtliche verfügbaren AD-Werkzeuge zur Differenzierung von Programmcode in den unterschiedlichen Programmiersprachen (wie z.B. ADIC und ADOLC für C/C++, ADIFOR für Fortran und ADiMat für Matlab [BISCHOF *et al.* 2002], siehe auch [AUTODIFF.ORG 2008]) basieren auf folgenden Grundlagen:

- Jede Programmausführung ist letztlich eine Komposition von wenigen elementaren mathematischen Operationen und Funktionen wie z.B. +, -, *, sin, log,
- Die analytischen Ableitungen der elementaren mathematischen Funktionen sind bekannt.
- Die Komposition basiert auf der Kettenregel.
- Die Zusammenführung aller Teile führt zur Ableitung ohne Abbruchfehler.
- Das AD-Werkzeug muss in der Lage sein, Schleifen (z.B. `for`-Schleife), bedingten Anweisungen (z.B. `If-Else`-Abfragen) und Aufrufen von Unterroutinen im Programmablauf zur Erstellung der Ableitung verfolgen zu können.

Zur Bestimmung der gewünschten Ableitungen gibt es zwei grundlegende Methoden, die dies ermöglichen:

- **Code Transformation**

Bei der Code Transformation wird der gegebene Code durch entsprechende Algorithmen zerlegt und ein darauf basierender neuer Programmcode erstellt. Hier wird zusätzlich zwischen verschiedenen Modi unterschieden:

- **Vorwärtsmodus**

Im Vorwärtsmodus folgt der Berechnungsvorgang der Ableitungen genau dem Berechnungsablauf der Originalberechnung.

- **Rückwärtsmodus**

Der Rückwärtsmodus gliedert sich in zwei separate Phasen:

1. Das Originalprogramm wird ausgeführt und bestimmte Daten werden protokolliert und zur weiteren Verwendung zwischengespeichert.
2. Das Originalprogramm wird in rückwärtiger Richtung ausgeführt und dabei werden die entsprechenden Ableitungen bestimmt. Hierzu werden die Daten aus der ersten Phase verwendet.

- **Operator-Überladung**

Einige Programmiersprachen wie z.B. C++ oder Java bieten die Möglichkeit der Operator-Überladung (engl. operator overload). Der Begriff „Überladung“ bezeichnet damit den Umstand, dass ein Operator (z.B. der „+“-Operator) bzw. eine Funktion der Programmiersprache in unterschiedlichen Kontexten unterschiedliche Bedeutungen erhält. Welche Bedeutung richtig ist, entscheidet sich anhand der deklarierten Datentypen des Operators aus dem Programmkontext. Diese Methode der Operator-Überladung kann ebenfalls für die automatische Differentiation verwendet werden [COLEMAN und VERMA 2000], [RUMP 1999], [BISCHOF *et al.* 2002].

Vor- und Nachteile

Im Vergleich zu den oben genannten alternativen Methoden zur Bestimmung der Ableitung eines Programmcodes bringt auch die AD-Methode gewisse Vor- und Nachteile mit sich. Als Vorteil lässt sich anmerken, dass AD es ermöglicht, Programmcode abzuleiten, für den keine geschlossene mathematische Formulierung existiert. Weiterhin kann die automatische Differentiation Ableitungen effizient und im Rahmen der Maschinengenauigkeit exakt berechnen. Als nachteilig anzusehen ist, dass die automatische Differentiation aufgrund der Vorgehensweise sehr oft zu sehr langen Programmausdrücken führt, die den neuen Programmcode stark verlangsamen. Deshalb ist auch ein Ziel der AD-Forschung, Methoden zur Generierung effizienteren Codes zu finden.

ADiMat

Im Rahmen dieser Arbeit wurde neben dem AD-Tool AdiFOR zur Ableitung des MSIS-Modells auch das in der Entwicklung befindliche ADiMat genutzt [BISCHOF *et al.* 2002]. Es basiert auf der Methode der Code Transformation und ist das erste AD-Tool für Matlab, das explizit Matlab-Programme neu generiert.

Das nachfolgende Beispiel zeigt die Transformation eines einfachen Programms (Syntax entspricht der Matlab-Konvention). In rot sind diejenigen Teile des neuen Codes markiert, die durch die Transformation hinzugefügt werden und die entsprechenden Teile der Ableitungen bezeichnen. ADiMat beachtet dabei verschiedene Besonderheiten von Matlab („.“-Operationen, globale Variablen, ...).

Original-Code

```
function [res] = test(x)
u = sin(x)

res = u*x
```

Transformierter Code

```
function [res,g_res] = g_Test(x,g_x)
u = sin(x)
g_u = cos(x) .* g_x
res = u*x
g_res = g_u .* x + u .* g_x
```

Die vorliegende Arbeit diene nicht zuletzt auch als Testfeld für ADiMat [KALKUHL *et al.* 2005]. Aus diesem Grunde wird die Ableitung des Gravitationspotentials (Gleichung (11.2)) mittels AD bestimmt sowie die einzelnen Teile der Jacobi-Matrix (Gleichung (12.19)). Im Vergleich mit den analytisch berechneten und implementierten Ableitungen dieses Modells und der einzelnen Teile konnten sowohl Fehler in ADiMat und den Implementierungen des Kalman-Filters gefunden und berichtigt werden [KALKUHL *et al.* 2005]. Die für diese Arbeit mit AD erstellten Ableitungen liefern im Vergleich zu den analytischen Ableitungen nahezu die gleichen Ergebnisse. Der absolute Fehler $\|Lösung_{AD} - Lösung_{Analytisch}\|$ liegt in einem Bereich von $10^{-15} \dots 10^{-13}$.

12.5 Beispiel

Um die Funktionsweise des implementierten Kalman-Filters zur Positionsschätzung zu überprüfen, wird ein entsprechender Test durchgeführt. Da kein Testorbit mit vorliegenden GPS-Messungen zur Verfügung steht, wird ein synthetischer Referenzorbit erzeugt. Dazu wird ein Teilstück eines Orbits (Flugzeit 1000 Sek.) mit Berücksichtigung der unterschiedlichen Modelle berechnet. Hierbei wird folgende Modellkomplexität gewählt:

- Gravitationsmodell
(Für den Test wurden die Parameter für die Kovarianzmatrix der Systemstörgrößen R durch eine Optimierung bestimmt (vgl. Abschnitt 12.3.2). Um den Zeitaufwand der Optimierung einzugrenzen, wurde ein reduzierter Grad von $n=10$ für das rechenaufwendige Gravitationsmodell gewählt.)
- Atmosphärenmodell,
- Gravitation der Himmelskörper und
- indirekte Gravitation.

Der erzeugte Referenzorbit wird anschließend mit GPS-typischen Abweichungen in den drei Raumrichtungen gestört. Dabei wird für die GPS-Fehler eine Standardabweichung von 6 m je Raumrichtung angenommen. Die GPS-Abtastfrequenz wird mit 4 Hz vorgegeben. Mit dem vorliegenden Referenzorbit und den entsprechenden synthetischen GPS-Messungen wird die Positionsschätzung durchgeführt.

Nach dem Durchlauf des Kalman-Filters erhält man die in Abbildung 12.3 gezeigten Ergebnisse. In der linken Spalte sind jeweils für die drei unterschiedlichen Raumrichtungen die Abweichungen der GPS-Daten vom Referenzorbit in rot aufgetragen. In blau sind die Abweichungen zwischen den geschätzten Positionen und dem Referenzorbit angegeben. Die rechte Seite zeigt die zugehörigen Geschwindigkeitsabweichungen. Zur besseren Veranschaulichung illustriert Abbildung 12.4 zusätzlich die resultierende (betragliche) Abweichung zwischen Referenzorbit und geschätztem Orbit.

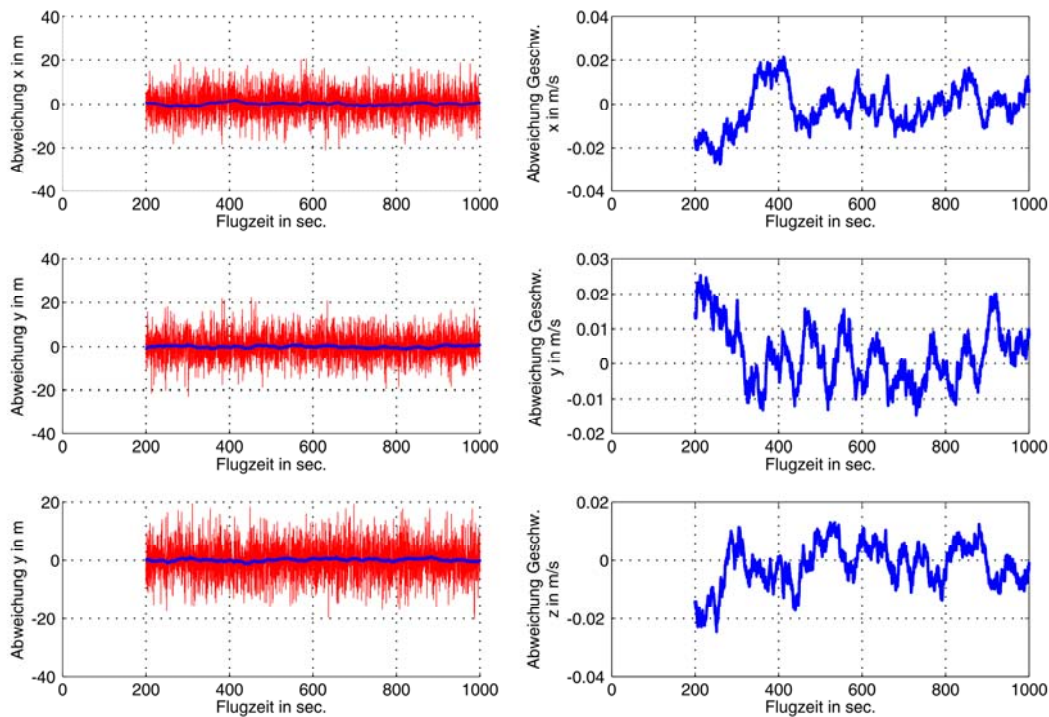


Abbildung 12.3: Abweichungen von Position (links) und Geschwindigkeit (rechts) zwischen Referenzorbit und geschätztem Orbit nach Raumrichtungen aufgliedert

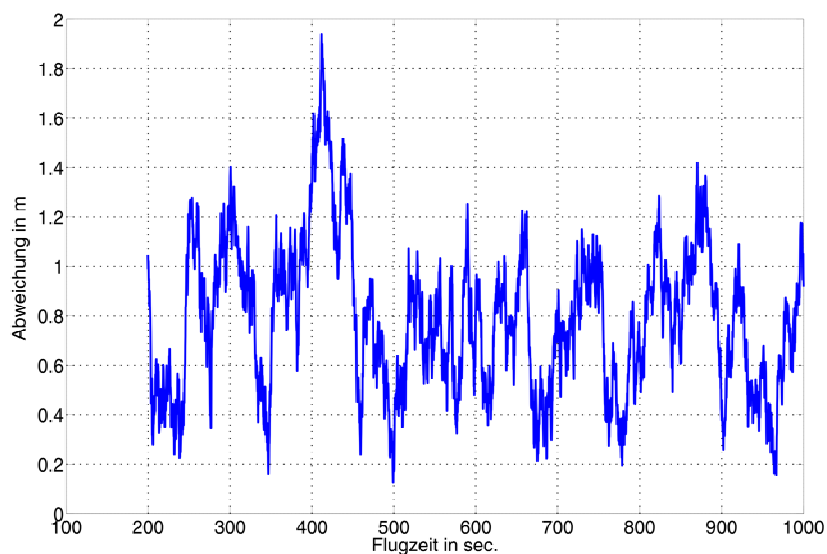


Abbildung 12.4: Resultierende (betragliche) Positionsabweichung zwischen Referenzorbit und geschätztem Orbit

In den beiden Abbildungen sind jeweils nur die Positionen gezeigt, die beim Eintreffen der GPS-Signale geschätzt wurden. An dieser Stelle sei noch darauf hingewiesen, dass in Abbildung 12.3 und Abbildung 12.4 die Messungen erst ab 200 Sek. gezeigt und verwendet werden. Dies hat den Grund, dass das Kalman-Filter in diesem Beispiel knapp 150 Sek. Anpassungsphase benötigt, um akzeptable Werte liefern zu können. Abbildung 12.5 zeigt das Histogramm aus den in Abbildung 12.3 verwendeten Werten. Hieraus ergibt sich ein Mittelwert μ für die auftretenden betraglichen Abweichungen von 78 cm mit einer Standardabweichung σ von 30 cm.

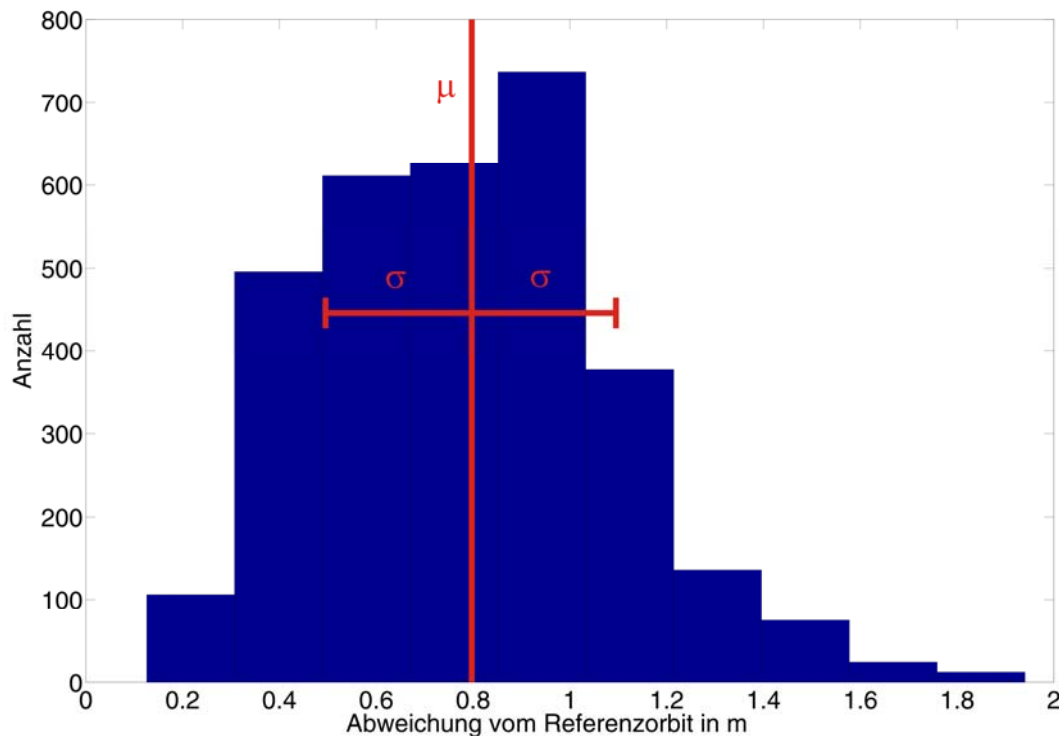


Abbildung 12.5: Histogramm aller berechneten Abweichungen

Die Ergebnisse zeigen eine deutliche Verbesserung der Positionsangaben durch die Positionsschätzung auf Basis der simulierten Trajektorie und der verwendeten GPS-Messungen. Allerdings ist negativ festzustellen, dass die in Abbildung 12.4 zu sehenden Positionsangaben sehr sprunghaft sind. Wie schon in Abschnitt 11.2.1 erwähnt, ist es jedoch wünschenswert, eine möglichst „glatte“ Trajektorie für die Prozessierung von SAR-Daten zu verwenden. Hier ist es sinnvoll, eine anschließende Glättung der Daten vorzunehmen (vgl. Abschnitt 16.1.2).

13. Missionsplanung und -optimierung

Die Untersuchung und Beurteilung neuer komplexer bi- und multistatischer SAR-Konstellationen bzgl. ihrer Güte ist in der Realität oft gar nicht oder nur mit aufwendigen Versuchen möglich. Das Kapitel zeigt die Möglichkeiten und Verfahren auf, wie mit Hilfe des SAR-Simulators und einer im Rechen- und Steuerwerk umgesetzten Funktionalität eine mono-, bi- oder multistatische SAR-Konstellation hinsichtlich ihrer Güte beurteilt und optimiert werden kann. Dazu wird im ersten Teil des Kapitels die Bestimmung entsprechender aus der Konstellationsgeometrie abgeleiteter SAR-Parameter aufgezeigt, die zur Beurteilung einer Mission herangezogen werden können. Der zweite Teil des Kapitels widmet sich der Optimierung von Missionsabläufen. Durch den Einsatz von Antennenausrichtungsstrategien und bestimmten Optimierungskriterien kann schließlich die Informationsausbeute einer Mission verbessert werden [KALKUHL *et al.* 2008].

13.1 SAR-Parameter

13.1.1 Grundlagen

Um SAR-Konstellationen bzgl. ihrer Güte beurteilen zu können, werden sogenannte SAR-Parameter genutzt. Diese können aufgrund von geometrischen Größen der SAR-Konstellation und den Parametern des SAR-Systems berechnet werden [LOFFELD und NIES 2000]. Damit ist es insbesondere möglich, auf sehr einfache Weise die SAR-Parameter aus dem geometrischen Modellierungsansatz zu bestimmen. Sämtliche geometrischen Informationen und Daten zur Berechnung werden zu jedem Zeitpunkt aus dem in Kapitel 6 beschriebenen Framework abgerufen.

Die Definition von SAR-Parametern beschränkt sich nach [LOFFELD und NIES 2000] bisher auf ein einziges Punktziel und ist nur für monostatische Konstellationen formuliert. Die Definition ist so zu erweitern, dass auch komplexe Szenen, die üblicherweise aus einer Vielzahl von Punktzielen bestehen, ebenfalls mit Hilfe der SAR-Parameter bewertet werden können. Zudem sollen neben monostatischen auch bi- und multistatische Anordnungen untersucht werden können. Aufgrund dieser Anforderungen werden zur Definition von verallgemeinerten SAR-Parametern entsprechende Änderungen an den in [LOFFELD und NIES 2000] vorgestellten Methoden wie folgt vorgenommen:

1. Bezugspunkt

Um die SAR-Parameter für eine komplexe Szene, bestehend aus vielen Punktzielen, berechnen zu können, wird ein allgemeiner Bezugspunkt gewählt: der sogenannte Szenenmittelpunkt (*SceneCenter*). Er wird an der Stelle der Szene platziert, die für die Auswertung und Prozessierung von wichtigem Interesse ist. Alle SAR-Parameter werden mit Hinblick auf diesen Punkt definiert.

2. SAR-Parameterbestimmung für mono-, bi- und multistatische Anordnungen

Die Definitionen der SAR-Parameter müssen an bi- und multistatische Szenarien angepasst werden. Alle der in Abschnitt 13.1.2 aufgeführten Parameter, bis auf drei Ausnahmen (B-Parameter, Dopplerfrequenz und FM-Rate), werden ausschließlich für jede beteiligte Trägerplattform separat bestimmt und beziehen sich nur auf die Geometrie zwischen Antenne und Szenenmittelpunkt (Abbildung 13.1, rot und grün). Damit stellen sie kein Problem bei bi- und multistatischen Anordnungen dar. Die drei oben genannten Parameter charakterisieren jedoch Beziehungen, die sich auf die gesamte Sende- und Empfangsgeometrie beziehen (Abbildung 13.1, Blau).

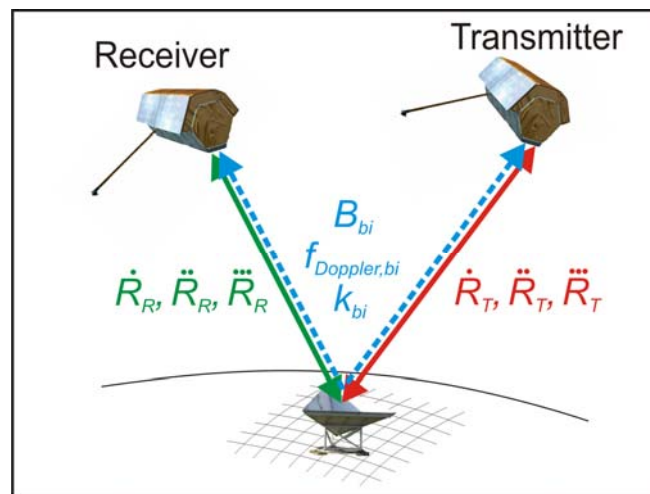


Abbildung 13.1: Bestimmung der SAR-Parameter bei einer bistatischen Anordnung (vgl. Abschnitt 13.1.2). Rot bzw. grün: Auswertung der reinen Transmitter- bzw. Receiver-Szenenmittelpunkt-Geometrie. Blau: Auswertung der bistatischen Parameter (B-Parameter, Dopplerfrequenz und FM-Rate) aus der gesamten Sende- und Empfangsgeometrie.

Aus diesem Grund müssen für diese Parameter die jeweiligen Teilgeometrien (Sendeantenne – Szenenmittelpunkt und Szenenmittelpunkt – Empfangsantenne) von den beteiligten Trägerplattformen separat bestimmt und anschließend zu den entsprechenden bistatischen SAR-Parametern verrechnet werden.

13.1.2 SAR-Parameter für mono-, bi- und multistatische Anordnungen

Basisfunktionen

Für die Beurteilung einer SAR-Konstellation werden die nun nachfolgend beschriebenen grundlegenden Funktionen herangezogen [LOFFELD und NIES 2000], die aus der Geometrie der SAR-Konstellation bestimmt werden können. Dabei wird der Abstandsvektor \bar{R} und dessen Ableitungen $\dot{\bar{R}}$ und $\ddot{\bar{R}}$ benutzt, die sich aufgrund der entsprechenden Szenenmittelpunkts- und Plattformpositionen \bar{x}_{SC} und \bar{x}_{PF} berechnen lassen. Auf deren Bedeutung und Bestimmung wird am Ende dieses Abschnittes detailliert eingegangen. Die berücksichtigten Positionen und die davon abgeleiteten Größen sind als

zeitabhängig (Azimut-Zeitachse τ) zu betrachten. Aus Gründen der Übersichtlichkeit wird allerdings diese Zeitabhängigkeit nicht explizit in den nachfolgenden Formeln dargestellt.

- **Range**

... gibt die Entfernung zwischen Antenne und Szenenmittelpunkt an. Sie wird bestimmt durch

$$R(\tau) = |\bar{R}| = |\bar{x}_{SC} - \bar{x}_{PF}| \quad (13.1)$$

und das Minimum dieses Verlaufs ist ein wichtiger Parameter zur Fokussierung der SAR-Rohdaten.

- **Range Rate**

... bezeichnet die zeitliche Änderung der Entfernung *Range* über der Flugzeit (Entfernungsgeschichte) und wird berechnet mit:

$$\dot{R}(\tau) = \frac{d}{d\tau} \sqrt{\bar{R}^T \cdot \bar{R}} = \frac{\bar{R} \cdot \dot{\bar{R}}}{R} . \quad (13.2)$$

Die Geschwindigkeit, mit der sich die Entfernung zwischen Antenne und Szenenmittelpunkt verändert, wird zur Bestimmung der Doppler-Frequenz $f_{Doppler}$ benötigt.

- **Range Acceleration**

... charakterisiert in Analogie zur zeitlichen Veränderung von *Range* die zeitliche Veränderung der Geschwindigkeit *Range Rate*. Die Beschleunigung berechnet sich somit durch:

$$\ddot{R}(\tau) = \frac{d^2}{d\tau^2} \sqrt{\bar{R}^T \cdot \bar{R}} = \frac{\dot{\bar{R}} \cdot \dot{\bar{R}} + \bar{R} \cdot \ddot{\bar{R}}}{R} - \frac{\dot{R}^2}{R} = \frac{B}{R} , \quad (13.3)$$

wobei B die sogenannte B-Funktion ist (vgl. nächste Kenngröße). Die *Range Acceleration* wird aufgrund der gezeigten Beziehung aus Gleichung (13.3) zur Bestimmung des B-Parameters benutzt.

- **B-Function**

... dient zur Bestimmung der relativen Satellitengeschwindigkeit beim satellitengetragenen SAR und ist damit ein sehr wichtiger Parameter für die Prozessierung der Rohdaten. Monostatisch wird diese Funktion mit Hilfe von *Range Acceleration* und *Range* bestimmt:

$$B(\tau) = \ddot{R} \cdot R . \quad (13.4)$$

Mit

$$R_{bi}(\tau) = R_T + R_R \text{ und } \ddot{R}_{bi}(\tau) = \ddot{R}_T + \ddot{R}_R \quad (13.5)$$

gilt für eine bistatische Konfiguration eines Szenarios die folgende Beziehung:

$$\begin{aligned} B_{bi}(\tau) &= R_{bi} \cdot \ddot{R}_{bi} \\ &= (R_T + R_R) \cdot (\ddot{R}_T + \ddot{R}_R) \\ &= R_T \cdot \ddot{R}_T + R_T \cdot \ddot{R}_R + R_R \cdot \ddot{R}_T + R_R \cdot \ddot{R}_R \end{aligned} \quad (13.6)$$

In dieser bistatischen Formulierung finden sich sowohl die beiden monostatischen Bestandteile für Transmitter und Receiver:

$$R_T \cdot \ddot{R}_T = B_T \quad (13.7)$$

und

$$R_R \cdot \ddot{R}_R = B_R \quad (13.8)$$

als auch ein gemischter Koppelterm:

$$\begin{aligned} &R_T \cdot \ddot{R}_R + R_R \cdot \ddot{R}_T \\ &= R_T \cdot \frac{B_R}{R_R} + \frac{R_R}{R_T} \cdot B_T \end{aligned} \quad (13.9)$$

- **Doppler-Frequenz**

... wird aus der Range Rate bestimmt und es liegt eine proportionale Beziehung vor. Wie beim B-Parameter kann auch hier zwischen einer monostatischen und bistatischen Formulierung unterschieden werden. Es gilt für die monostatische Anordnung:

$$f_{Doppler}(\tau) = -\frac{2}{\lambda} \cdot \dot{R} \quad (13.10)$$

Daraus kann die bistatische Beziehung entsprechend hergeleitet werden. Es gilt:

$$f_{bi, Doppler}(\tau) = -\frac{1}{\lambda} \cdot (\dot{R}_T + \dot{R}_R) \quad (13.11)$$

- **FM-Rate**

... steht für den englischen Begriff der **Frequency Modulation-Rate** (deutsch: Rate der Frequenz Modulation) und bezeichnet die Modulationsrate des Azimut-Chirps. Sie entspricht dabei der Steigung der Doppler-Frequenz. Ebenso wie schon bei der Funktion der Doppler-Frequenz gilt hier die Unterscheidung zwischen einer mono- und bistatischen Konstellation. Es gilt:

$$k_{az}(\tau) = -\frac{2}{\lambda} \cdot \ddot{R} = -\frac{2}{\lambda} \cdot \frac{B}{R} . \quad (13.12)$$

Bistatisch lässt sich der Parameter wie folgt berechnen:

$$k_{bi,az}(\tau) = -\frac{1}{\lambda} \cdot \frac{B_{bi}}{(R_T + R_R)} . \quad (13.13)$$

Diese SAR-Parameter werden als Zeitverläufe während der Simulation in der Geometrie-Komponente berechnet. Dabei protokolliert jede im Szenario vorhandene Antenne selbst die zur Bestimmung der Parameter benötigten Größen mit. Für die bistatischen Parameter werden jeweils die Daten aus den beteiligten Antennenpaarungen der jeweiligen Sende- und Empfangsgeometrie abgefragt und berücksichtigt. Zum Abschluss erfolgt die Abspeicherung der Parameter-Zeitverläufe in entsprechenden Datenfiles, womit sie dem Anwender zur Auswertung zur Verfügung gestellt werden können.

Abstandsvektor

Für die Berechnung der zuvor beschriebenen Parameter ist es notwendig, den dazu benutzten Abstandsvektor \vec{R} und dessen Ableitungen $\dot{\vec{R}}$ und $\ddot{\vec{R}}$ zu berechnen. Sie werden mit Hilfe der Szenenmittelpunkts- und Plattformpositionen \vec{x}_{SC} und \vec{x}_{PF} bzw. deren Ableitungen folgendermaßen bestimmt:

- **Range Vector**

... bezeichnet den Abstandsvektor zwischen Antenne und Szenenmittelpunkt und wird berechnet nach:

$$\vec{R} = \vec{x}_{SC} - \vec{x}_{PF} . \quad (13.14)$$

- **Range Rate Vector**

... bezeichnet die Differenz zwischen den Geschwindigkeitsvektoren von Antenne und Szenenmittelpunkt:

$$\dot{\vec{R}} = \dot{\vec{x}}_{SC} - \dot{\vec{x}}_{PF} . \quad (13.15)$$

- **Range Acceleration Vector**

... ist analog zum Range Rate Vector die Differenz zwischen den Beschleunigungsvektoren der Antenne und dem Szenenmittelpunkt. Er wird bestimmt durch:

$$\ddot{\vec{R}} = \ddot{\vec{x}}_{SC} - \ddot{\vec{x}}_{PF} . \quad (13.16)$$

Szenenmittelpunkts- und Positionsvektoren

Die Berechnungsbasis für die Vektoren aus den Gleichungen (13.14) bis (13.16) bilden die Szenenmittelpunkts- und Plattformpositionen \vec{x}_{SC} und \vec{x}_{PF} und deren Ableitungen.

Um den Aufwand von Koordinatentransformationen und Berechnungen während einer Simulation möglichst gering zu halten, wird die Bestimmung der Positionen respektive der zugehörigen Ableitungen und damit auch die Auswertung der SAR-Parameter analog zu der Laufstrecke des Radarsignals im IS durchgeführt. Nachfolgend sind die einzelnen Größen allgemein für die Trägerplattform und den Szenenmittelpunkt zusammengestellt.

Da sich der Szenenmittelpunkt auf der Erdoberfläche befindet, führt er dementsprechend die Drehung der Erde aus. Es gilt für die Drehung der Erde um die z-Achse des ECS mit $\vec{\omega}$:

$$\vec{\omega} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{Earth} \end{pmatrix}. \tag{13.17}$$

Es ergeben sich damit die folgenden Beziehungen für Geschwindigkeit und Beschleunigung (Tabelle 13.1) für Trägerplattform und Szenenmittelpunkt.

	Plattform	Szenenmittelpunkt
Position	\vec{x}_{PF}	\vec{x}_{SC}
Geschwindigkeit	$\dot{\vec{x}}_{PF} = \vec{v}_{PF}$	$\dot{\vec{x}}_{SC} = \vec{\omega} \times \vec{x}_{SC}$
Beschleunigung	$\ddot{\vec{x}}_{PF} = \dot{\vec{v}}_{PF}$	$\ddot{\vec{x}}_{SC} = \vec{\omega} \times \vec{\omega} \times \vec{x}_{SC}$

Tabelle 13.1: Benötigte Daten zur Berechnung der SAR-Parameter (Index PF – Plattform, SC - SceneCenter)

Auch in diesen Formulierungen wird wie schon in den Gleichungen (13.1) bis (13.16) auf Grund der besseren Übersichtlichkeit auf die Darstellung der Zeitabhängigkeiten der Positionen und davon abgeleiteten Größen verzichtet.

Da der SAR-Simulator neben Satelliten auch Flugzeuge und terrestrische Sendemasten als Trägerplattformen zulässt, müssen weitere Betrachtungen und Unterscheidungen zu den Trägerplattformen angestellt werden. Zunächst eine Betrachtung zu den fliegenden Plattformen im Simulator: auf Satellit und Flugzeug wirken unterschiedliche Beschleunigungen (Tabelle 13.2).

	Plattform	
	Satellit	Flugzeug
Beschleunigung	$\ddot{\vec{x}}_{PF} = -\gamma M_E \cdot \frac{\vec{x}_{PF}}{ \vec{x}_{PF} ^3}$	$\ddot{\vec{x}}_{PF} = \sum \text{aller Beschleunigungen}$

Tabelle 13.2: Unterscheidung: Beschleunigung von Satellit und Flugzeug

Für den Satelliten wird an dieser Stelle anders als bei der Trajektorienberechnung nur ein einfaches homogenes Gravitationsfeld angenommen, da für die Berechnung der SAR-Parameter kein hochgenaues Modell der Erdgravitation benötigt wird. Dabei wird unterstellt, dass der Satellit eine ungestörte Trajektorie beschreibt. Das Flugzeug erfährt im einfachsten Fall keine Beschleunigung, da angenommen wird, dass das Flugzeug eine gleichförmige unbeschleunigte Bewegung ausführt.

Der SAR-Simulator bietet für gezielte Untersuchungen die Möglichkeit, die Rotation der Erde „auszuschalten“. Aufgrund dieser Tatsache müssen für den Szenenmittelpunkt und Sendemast geänderte „Bewegungsgleichungen“ je nach vorliegendem Fall benutzt werden (vgl. Tabelle 13.3). Analog zum Szenenmittelpunkt gelten dieselben Gleichungen auch für den Sendemast. Für die stillstehende Erde wird $\vec{\omega} = \vec{0}$ gewählt.

	Szenenmittelpunkt	
	Drehende Erde	Stillstehende Erde
Position	\vec{x}_{SC}	\vec{x}_{SC}
Geschwindigkeit	$\dot{\vec{x}}_{SC} = \vec{\omega} \times \vec{x}_{SC}$	$\dot{\vec{x}}_{SC} = 0$
Beschleunigung	$\ddot{\vec{x}}_{SC} = \vec{\omega} \times \vec{\omega} \times \vec{x}_{SC}$	$\ddot{\vec{x}}_{SC} = 0$

Tabelle 13.3: Bewegungsgleichungen des Szenenmittelpunktes für rotierende und stillstehende Erde

Die unterschiedlichen Definitionen von Position, Geschwindigkeit und Beschleunigung der verschiedenen Plattformen sind im Framework entsprechend implementiert.

13.2 Automatisierte Antennensteuerung

13.2.1 Ziele der Antennensteuerung

Die Hauptaufgabe des SAR-Simulators ist, wie in Abschnitt 1.3.3 aufgezeigt, die Bereitstellung von synthetischen SAR-Rohdaten und Sensordaten für die Untersuchung beliebiger komplexer mono-, bi- und multistatischer SAR-Konstellationen. Dabei spielt die automatisierte Antennensteuerung in zweierlei Hinsicht eine wichtige Rolle:

1. Ermöglichung der Rohdaten-Aufnahme

Die Antennensteuerung ist eine wichtige Vorgabe bei der Generierung synthetischer SAR-Rohdaten. Während Simulatoren für monostatische Szenarien oder spezielle Konstellationen zumeist mit festen Antennenkonfigurationen arbeiten, die eine Überlappung von Transmitter- und Receiver-Footprint garantieren, ist dies bei beliebigen komplexen bi- und multistatischen Szenarien nicht zwingend gegeben. Ohne aktive Steuerung der Antennen geschieht die Überlappung der Transmitter- und Receiver-Footprints meist nur aufgrund heuristischer Annahmen

und beruht auf der Geometrie der SAR-Konstellation. Aus diesem Grund ist es wichtig, eine entsprechende Funktionalität zur Bewegung und Steuerung der Antennen im Simulator bereitzustellen, womit gezielt eine Überlappung der Footprints erreicht werden kann, dass SAR-Rohdaten überhaupt generiert werden können.

In diesem Anwendungsfall bleibt der generelle Missionsablauf (z.B. gewählte Flugpfade) unverändert und nur die Antennen werden rein nach geometrischen Vorgaben des Anwenders bewegt (vgl. z.B. Abschnitt 13.2.3 – analytische Strategie), um die Überlappung sicherzustellen.

2. Optimierung von Missionsabläufen

Der SAR-Simulator soll u.a. dabei helfen, neue komplexe bi- und multistatische Missionsabläufe dahingehend zu untersuchen, wie eine optimale Informationsausbeute (vgl. Abschnitt 4.5) durch die Mission sichergestellt werden kann. Dabei versteht man unter einer „optimalen Informationsausbeute“ nicht eine möglichst große Menge an Daten zu akquirieren, sondern die optimale Qualität der Daten zu gewährleisten, sodass z.B. eine einfache und schnelle Prozessierung durchgeführt werden kann. Neben der optimalen Informationsausbeute gibt es noch weitere Optimierungskriterien, auf die eine Mission hin ausgelegt werden kann (vgl. Abschnitt 16.2).

Komplexe Missionsabläufe mit optimaler Informationsausbeute werden erst durch schnell schwenkbare Radarantennen möglich, da sie die nötige Flexibilität in die Missionsauslegung bringen und die benötigten Freiheitsgrade bereitstellen. Neben den technischen Möglichkeiten der Schwenkbarkeit von Antennen sind darüber hinaus auch entsprechende Antennensteuerungsstrategien (vgl. Abschnitt 13.2.3) für die unterschiedlichen Fragestellungen von grundlegender Bedeutung.

Im Anwendungsfall der Optimierung von Missionsabläufen werden, ähnlich wie in Fall 1, in einem ersten Ansatz nur die Antennen - aber aufgrund spezieller Kriterien (vgl. z.B. Abschnitt 13.2.3 – optimierende Strategie) - in optimaler Weise bewegt, um die gewünschten Resultate zu erhalten. Der Unterschied zu Fall 1 liegt in der autarken Bewegung der Antennen durch den Simulator selbst. Der Simulatoranwender kann nur noch indirekt über seine Vorgaben der Optimierungskriterien Einfluss auf die Bewegung der Antennen nehmen. Werden zusätzlich weitere Optimierungskriterien zur Antennenbewegung hinzugenommen (vgl. z.B. Abschnitt 16.2.1 - Optimierung des Flugzeugflugpfades), wird unter Umständen aufgrund dieser Kriterien durch den Optimierungsvorgang neben der Antennenbewegung sogar der gesamte Missionsablauf verändert.

Die beiden in Abbildung 13.2 gezeigten einfachen bistatischen Konstellationen verdeutlichen exemplarisch die Zielsetzung der Missionsplanung. Fragestellung dabei ist, wie die Antennen unter Vorgabe von Optimierungskriterien geschwenkt werden müssen, um den Spot (linkes Bild) oder den in blau gezeigten Track (rechtes Bild) sinnvoll beleuchten zu können.

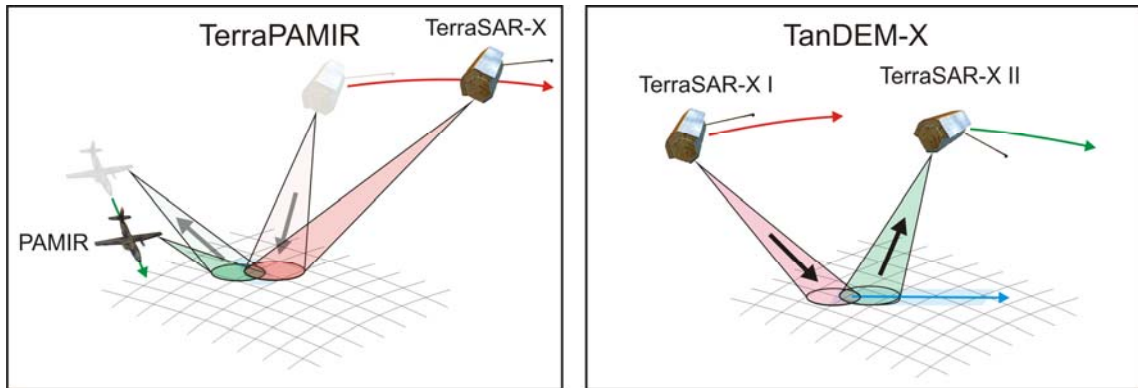


Abbildung 13.2: Die Missionen TerraPAMIR und TanDEM-X sind typische Fälle für die Missionsplanung und -optimierung.

13.2.2 Vorgabe eines Groundtracks

Grundlegende Aufgabe für eine Antennensteuerungsstrategie ist es, unter bestimmten Voraussetzungen den Receiver-Footprint mit dem Transmitter-Footprint zur Deckung zu bringen. Dabei vollzieht der Transmitter-Footprint eine entsprechend vorgegebene Bewegung, die aufgrund des untersuchten Szenarios von Interesse ist. Diese Bewegung beleuchtet einen bestimmten vorgegebenen Punkt oder Geländestreifen (*Groundtrack*) auf der Erde zur Aufnahme von entsprechenden Daten. Während einer Simulation kann auf zwei unterschiedliche Arten die Transmitterbewegung bzw. der abgeleuchtete Groundtrack vorgegeben werden:

- **Die Sendeantenne legt selbst den Groundtrack fest**
 - Die Sendeantenne wird als starr angenommen und behält ihre Richtung aus der Szenario-Anfangskonfiguration bei. Der Groundtrack wird so nur durch die Bewegung der Trägerplattform festgelegt. Dabei ist immer ein paralleler Groundtrack zur Trajektorie der Trägerplattform gegeben. Richtung und Geschwindigkeit des Tracks sind ebenfalls gleich der der Trägerplattform (Abbildung 13.3).

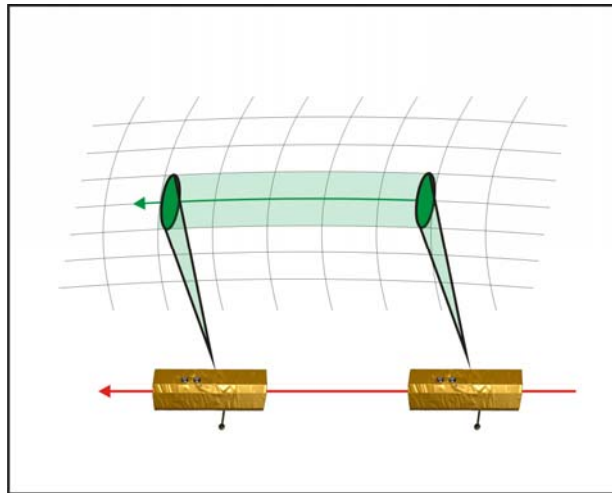


Abbildung 13.3: Eine starre Sendeantenne legt den Groundtrack aufgrund der Plattformbewegung fest.

- Die Sendeantenne schwenkt mit einer vorgegebenen Antennensteuerungssequenz. Dabei können z.B. gewünschte Winkelgeschwindigkeiten der Antenne vorgegeben werden. Ebenfalls ist es möglich, entsprechende zeitliche Funktionen zu realisieren, um z.B. den Modus Scan-SAR (Abbildung 13.4) auszuführen. Solche Sequenzen müssen dann im Rechen- und Steuerwerk des Simulators implementiert werden. Bei dieser Art von Steuerung ergibt sich ein nicht unbedingt vorhersagbarer Groundtrack, dem es mit dem Receiver zu folgen gilt.

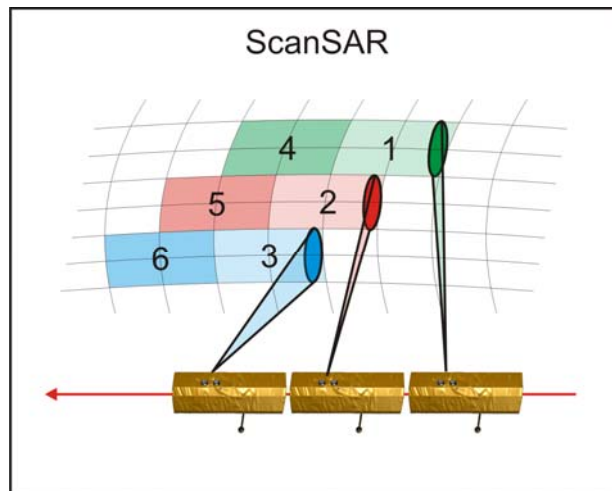


Abbildung 13.4: Betriebsmodus *Scan-SAR*. Für die Umsetzung ist eine vorgegebene Steuerungssequenz für die Antennen notwendig.

- **Vorgabe eines Groundtracks durch den Anwender**

Es ist möglich, über entsprechende Konfigurationsfiles im Simulator benutzerdefinierte Groundtracks festzulegen, so wie in Abbildung 13.5 dargestellt. Dabei werden sowohl Startkoordinaten als auch Richtung, Höhe und Geschwindigkeit des Tracks definiert. Die angegebene Höhe des Tracks ist dabei nicht variabel über die Zeit und berücksichtigt nicht eventuelle reale Höhenschwankungen aus

dem DHM (vgl. Abschnitt 9.1.3, Reales Höhenmodell). Ein Algorithmus berechnet aufgrund dieser Daten zu jedem Simulationszeitpunkt die entsprechenden Steuerwinkel der Antenne, um den Transmitter auf dem gewünschten Groundtrack folgen zu lassen. Mit dieser beschriebenen Funktionalität kann auch der sogenannte Spotlight-Mode realisiert werden. Bei Wahl der Geschwindigkeit „Null“ wird nur der Startpunkt des Tracks beleuchtet.

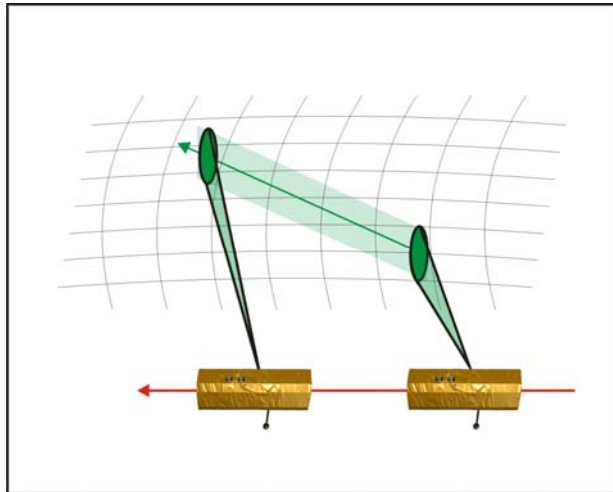


Abbildung 13.5: Vorgabe eines beliebigen Groundtracks. Startposition, Geschwindigkeit und Richtung sind frei wählbar.

Diese verschiedenen Möglichkeiten zur Vorgabe eines Groundtracks geben eine große Freiheit zur Gestaltung der unterschiedlichen Konstellation und Untersuchungsziele.

13.2.3 Antennensteuerungsstrategien

Nach der Vorgabe der Transmitterbewegung ist es das Ziel einer Antennensteuerungsstrategie, aufgrund von verschiedenen Kriterien, den Receiver-Footprint auf den Transmitter-Footprint hin auszurichten, um die Generierung von SAR-Rohdaten zu ermöglichen. Die im Folgenden vorgestellten Strategien können grundsätzlich in zwei Kategorien unterteilt werden:

- **Keine Steuerung der Antennen**

In diesem Fall behalten die Antennen ihre Richtung bei, die aufgrund der Szenario-Konfiguration vorgegeben wurde. Eine Überlappung der Footprints ist so nur durch Zufall bzw. aufgrund der richtigen Konstellationswahl gegeben.

- **Analytische Strategien**

... beruhen auf der Ausnutzung von analytischen Beziehungen und garantieren eine Überlappung der Footprints, um die SAR-Datengenerierung grundsätzlich zu ermöglichen.

- **Optimierende Strategien**

... fassen diejenigen Ansätze zusammen, die den Receiver aufgrund eines zu optimierenden Kriteriums deckend mit dem Transmitter positionieren.

Im Folgenden werden nun jeweils ein möglicher Vertreter der beiden nicht trivialen Strategiekategorien vorgestellt. Weitere können in Abschnitt 16.2.1 gefunden werden.

Analytische Strategie

Eine mögliche Strategie ist es, die Mittelpunkte (Abbildung 13.6) der beiden beteiligten Footprints zur Deckung zu bringen. Eine solche Strategie gewährleistet immer eine Schnittfläche zwischen Transmitter- und Receiver-Footprint.

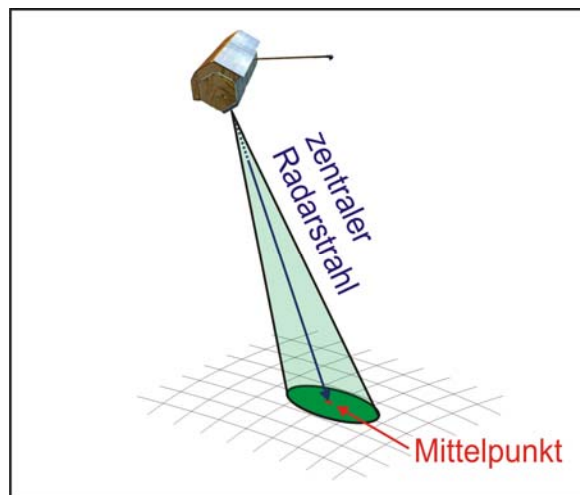


Abbildung 13.6: Footprint-Mittelpunkt

Dieser Ansatz wird im SAR-Simulator für die grundlegende Sicherstellung einer Überlappung der Footprints bei bi- und multistatischen Anordnungen benutzt und ist wie folgt umgesetzt: Durch die geometrische Definition des SAR-Szenarios ist die Position und Richtung des Receivers zu jedem Simulationszeitpunkt bekannt. Zusätzlich können durch die vorgegebene Transmitter-Bewegung bzw. durch den vorgegebenen Groundtrack sämtliche Koordinaten des Transmitter-Mittelpunktes während einer Simulation berechnet werden. Liegt die Koordinate von Transmitter-Mittelpunkt und Position vor, so kann die Antennenrichtung für den Receiver bestimmt werden, welche den Transmitter- und Receiver-Footprint mit ihren Mittelpunkten zur Deckung bringt (Abbildung 13.7). Es gilt für die zeitabhängige Richtung des Receivers:

$$\vec{r}_{ECS}^{RMP} = \vec{r}_{ECS}^{MP} - \vec{r}_{ECS}^R \quad (13.18)$$

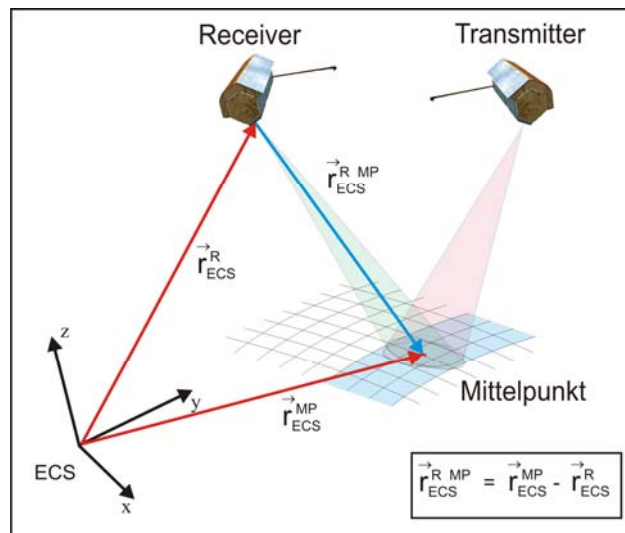


Abbildung 13.7: Berechnung der Antennenrichtung des Receivers aus bekannten Ortsvektoren von Receiver und Mittelpunkt.

Mittels der bereitgestellten Funktionalitäten des SAR-Frameworks wird diese neue Antennenrichtung in das gewünschte Koordinatensystem bzw. in Off-Nadir- und Squint Angle umgerechnet.

Ein Vorteil dieser analytischen Strategie ist darin zu sehen, dass immer die Mittelpunkte und damit die signaltechnisch intensivsten Keulenbereiche zur Überlappung gebracht werden und damit eine sehr gute Signalstärke für die simulierten Daten gewährleistet ist.

Optimierende Strategie

Als Beispiel für eine optimierende Strategie soll nun das Kriterium der Schnittflächenmaximierung zwischen Transmitter- und Receiver-Footprint dienen. Dabei soll der Receiver-Footprint so mit dem Transmitter-Footprint zur Deckung gebracht werden, dass eine möglichst große gemeinsame Fläche beleuchtet wird. Ein maximaler Momentanfootprint bietet eine größere Swath-Breite und dadurch eine größere Doppler-Bandbreite, was eine höhere erreichbare Auflösung zur Folge hat. Im Folgenden werden alle zur Umsetzung dieses Optimierungskriteriums benötigten Ansätze entwickelt und vorgestellt.

Für das oben genannte Kriterium muss der Flächeninhalt der Schnittfläche zwischen Receiver- und Transmitter-Footprint bestimmt werden. Ausgehend von einer gekrümmten Erdoberfläche, die mit zwei Radarkeulen beleuchtet wird, schneiden sich im Allgemeinen die zugehörigen Footprints in einer unregelmäßigen Schnittfläche (Abbildung 13.8).

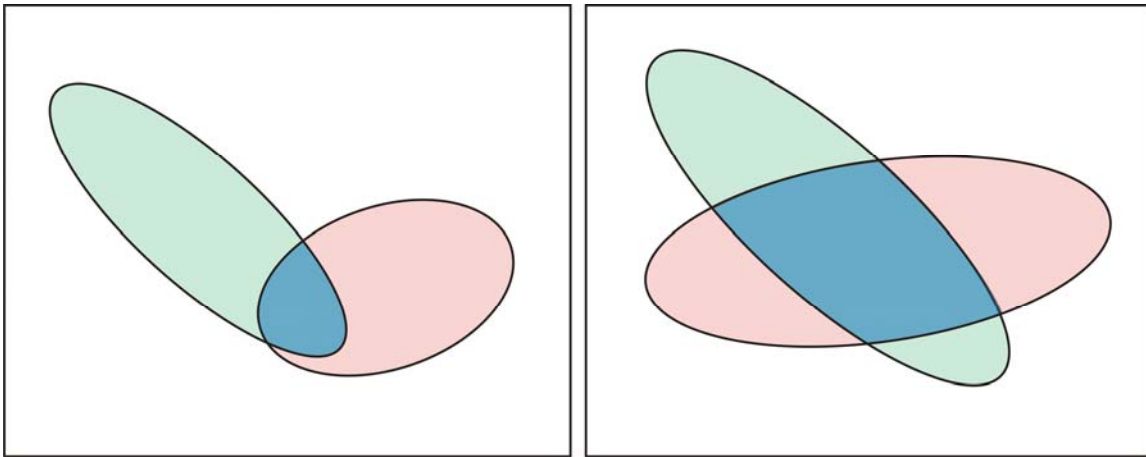


Abbildung 13.8: Unregelmäßige Geometrie von zwei möglichen Footprint-Überlappungsflächen (blau) zwischen Transmitter und Receiver.

Um die unregelmäßige Schnittfläche berechnen zu können, bietet sich eine Approximation der Flächenberechnung an. Ein möglicher allgemeiner Ansatz ist, den Umriss einer beliebigen Fläche mittels diskreter Stützstellen zu beschreiben. Mit Hilfe eines in der Fläche liegenden Mittelpunktes kann eine Triangulierung mit den Stützstellen der Fläche vorgenommen und so der Flächeninhalt annähernd berechnet werden (Abbildung 13.9). Je mehr Stützstellen für den Umriss benutzt werden, umso genauer wird die Berechnung.

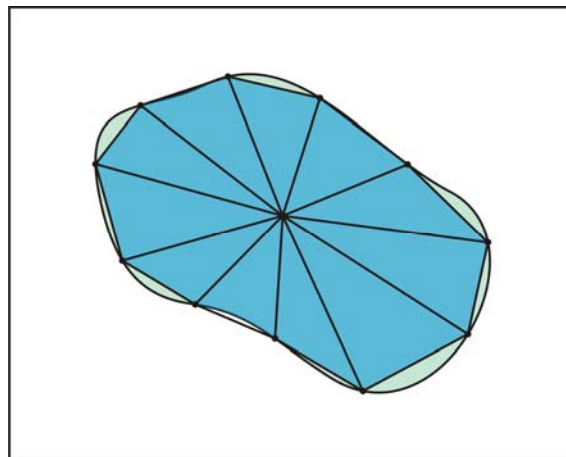


Abbildung 13.9: Approximation des Flächeninhalts einer beliebig geformten Fläche mittels Triangulierung.

Um diesen Ansatz im SAR-Simulator umzusetzen, muss für die Bestimmung der Stützstellen auf dem Umriss der Fläche jeweils der Schnittpunkt zwischen einem Radarstrahl auf der Mantelfläche der Radarkeule mit der Erdoberfläche berechnet werden. Dies stellt ein Problem dar, da die unterschiedlichen Höhen der Erdoberfläche berücksichtigt werden müssen, wenn eine synthetische oder reale Oberfläche angenommen wird. Dies erfordert aufwendige Dateioperationen auf dem Digitalen Höhen Modell bzw. der synthetischen Oberfläche (vgl. Abschnitt 9.1.3), die es in einer Optimierungsaufgabe mit einer großen Anzahl von Iterationsschritten zu vermeiden gilt.

Um diese aufwendige Dateioperationen in einer prototypischen Implementierung zu umgehen, wird in einer ersten Umsetzung dieser Strategie eine Vereinfachung angenommen: Es wird für die Schnittflächenberechnung von einer flachen Erde ausgegangen, während alle anderen Betrachtungen im Simulator sich weiterhin auf eine gekrümmte Erdoberfläche beziehen. Somit kann die Schnittpunktberechnung eines Radarstrahls auf der Mantelfläche der Radarkeule mit dem Erdellipsoiden unter Berücksichtigung der Höhenangaben entfallen und es werden stattdessen die Schnittpunkte mit einer Ebene bestimmt. Diese Vereinfachung einer ebenen Erde ist in Abbildung 13.10 dargestellt. Dabei wird die ebene Fläche so angeordnet, dass sie zur gekrümmten Erdoberfläche tangential ist. Der Berührungspunkt ist durch den Schnitt des Nadir-Vektors der Transmitter-Plattform mit der Erdoberfläche gegeben.

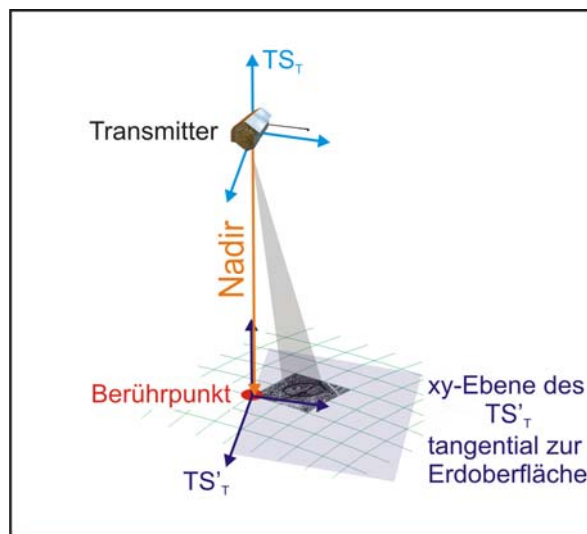


Abbildung 13.10: Tangentialebene im Schnittpunkt des Nadirs mit der Erdoberfläche. In der xy-Ebene des TS'_T -Systems wird die Schnittflächenberechnung der Footprints durchgeführt.

Mit der Verwendung einer Ebene werden aus den eigentlich unregelmäßig geformten Footprints auf einer gekrümmten Erdoberfläche zwar wieder Ellipsen, aber das Konzept zur Approximation des Flächeninhaltes mittels diskreter Stützstellen und Triangulierung wird beibehalten, da in eventuellen späteren Ausbaustufen dieser Strategie wieder eine ellipsoide Erde angenommen werden soll (vgl. Abschnitt 16.2.1).

Für die Berechnung der Stützstellen bzw. der Schnittfläche zwischen den zwei Footprints ist es notwendig, dass die Positionen und Richtungen der beteiligten Antennen in ein und demselben Koordinatensystem bekannt sind. Dazu wird ein temporäres Koordinatensystem TS'_T im Berührungspunkt der tangentialen Ebene mit der Erde eingeführt. Als Referenz dient der Transmitter, da er den Groundtrack und die Bewegung der Antenne vorgibt (Abbildung 13.10). Die Positionen und Richtungen der Transmitter- und Receiver-Antennen müssen in dieses Koordinatensystem transformiert werden.

Die richtige Abfolge der Transformationen von Position und Richtung der Receiver-Antenne ist von sehr großer Bedeutung. Abbildung 13.11 zeigt die geometrische Anordnung des Sachverhalts. Die Transformationssequenz ergibt sich zu:

- **Hintransformation**

- **Transmitter**

$$PS_T^{\text{Position, Richtung } T} \rightarrow TS_T^{\text{Position, Richtung } T} \rightarrow TS_T'^{\text{Position, Richtung } T}$$

- **Receiver**

$$PS_R^{\text{Position, Richtung } R} \rightarrow TS_R^{\text{Position, Richtung } R} \rightarrow ECS$$

$$\rightarrow TS_T^{\text{Position, Richtung } R} \rightarrow TS_T'^{\text{Position, Richtung } R}$$

wobei PS das Plattformkoordinatensystem und TS das Trajektoriensystem der jeweiligen Plattform beschreibt.

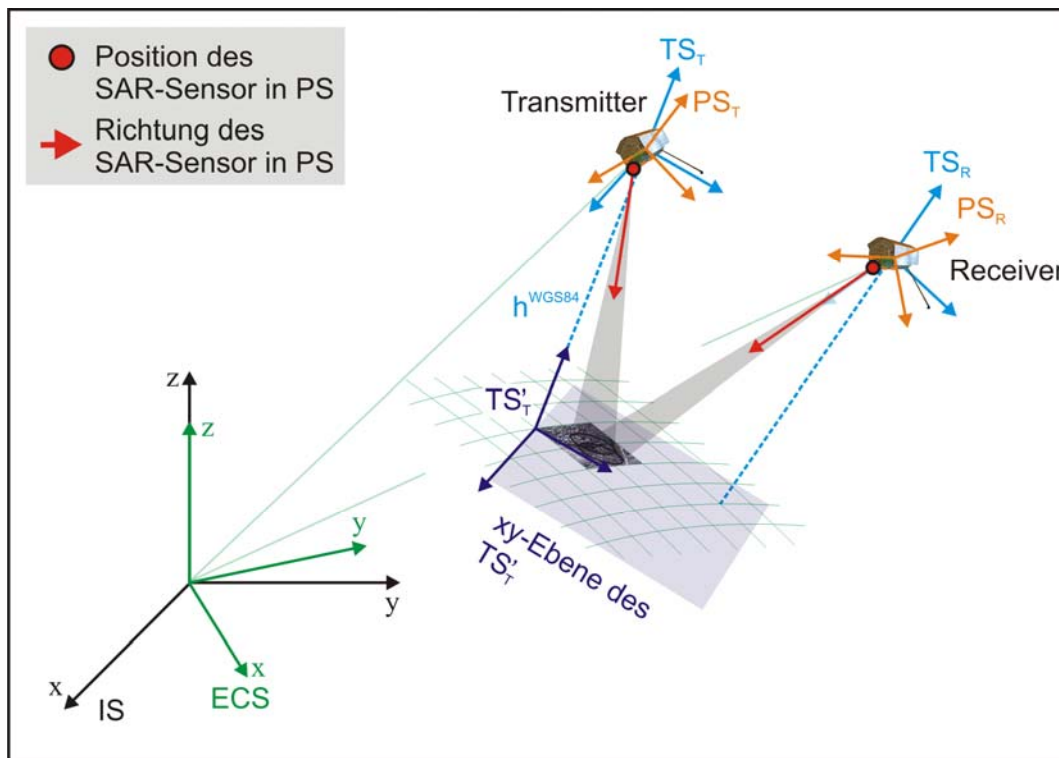


Abbildung 13.11: SAR-Konstellation mit dazugehörigen Koordinatensystemen zur Bestimmung der Schnittfläche zwischen Transmitter- und Receiver-Footprint. Zur Bestimmung der Schnittfläche werden die Positionen und Richtungen der beiden SAR-Antennen in das TS_T' -Koordinatensystem transformiert. Die xy-Ebene dieses Koordinatensystems ist tangential im Lotfußpunkt des TS_T -Koordinatensystems (Abbildung 13.10) zur Erdoberfläche angeordnet.

Nun liegen sowohl für den Transmitter- als auch den Receiver-Footprint die entsprechenden Stützstellen in ein und demselben Koordinatensystem vor. Aus allen diesen Stützstellen müssen nur noch diejenigen bestimmt werden, welche die Schnittfläche ergeben (Abbildung 13.12).

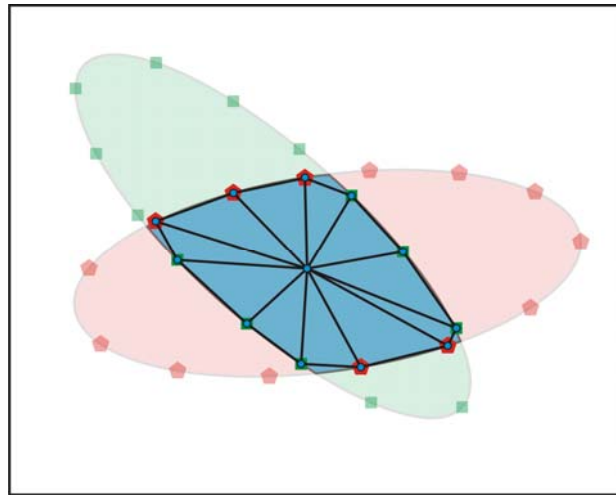


Abbildung 13.12: Auswahl derjenigen Stützstellen der beiden sich überlappenden Footprints, die dazu benutzt werden, um den Flächeninhalt der Schnittfläche berechnen zu können.

Da die gesamte Missionsplanung und -optimierung mit sämtlichen Antennensteuerungsstrategien im Rechen- und Steuerwerk mit Matlab implementiert ist, kann auf entsprechende Algorithmen zurückgegriffen werden, um genau diese Punkte zu bestimmen. So stellt Matlab Algorithmen bereit, die es erlauben, aus einer Punktmenge diejenigen Punkte zu bestimmen, die von einem Polygon umschlossen werden (Befehl: *inpolygon*). Bestimmt man einmal diejenigen Punkte des Transmitter-Footprints, die im Receiver-Footprint liegen und in einer zweiten Berechnung den umgekehrten Fall, so hat man alle Stützpunkte der Schnittfläche und kann auf die oben beschriebene Art den Flächeninhalt der Schnittfläche zwischen Transmitter- und Receiver-Footprint $A_{\text{Schnittfläche}}$ bestimmen. Da auch unter Matlab die Optimierung selbst durchgeführt wird (vgl. unten), muss die mathematische Formulierung des Zielkriteriums zur Maximierung der Fläche als Minimierungsaufgabe geschrieben werden. Es ergibt sich damit:

$$\max_{\varphi_R, \psi_R} (A_{\text{Schnittfläche}}) = \min_{\varphi_R, \psi_R} (-1 \cdot A_{\text{Schnittfläche}}) . \quad (13.19)$$

Diese Minimierung muss für jeden Simulationszeitpunkt durchgeführt werden und als Freiheitsgrad zur Beschreibung der Receiver-Antennenrichtung wird der Off-Nadir Angle φ_R und Squint Angle ψ_R gewählt. Als Ergebnis erhält man die optimale Richtung der Antenne, die die größtmögliche Schnittfläche von Transmitter- und Receiver-Footprint ermöglicht. Die so bestimmte optimale Antennenrichtung liegt im Hilfskoordinatensystem TS'_T vor. Sie muss anschließend wieder in das ursprüngliche Plattformsystem transformiert werden. Dabei muß nur noch die Richtung selbst transformiert werden, da die Antennenposition selbst nicht verändert wurde. Es ergibt sich somit für die Rücktransformation:

- **Rücktransformation Receiver**

$$\begin{aligned}
 TS_T^{\text{optimierte Richtung } R} &\rightarrow TS_T^{\text{optimierte Richtung } R} \rightarrow ECS \\
 &\rightarrow TS_R^{\text{optimierte Richtung } R} \rightarrow PS_R^{\text{optimierte Richtung } R}
 \end{aligned}$$

Für die Optimierung des Zielkriteriums können je nach Anforderung entsprechend unterschiedliche Optimierungsalgorithmen eingesetzt werden. Im Falle des SAR-Simulators wird unter MATLAB *fminsearch* (Minimumsuche) eingesetzt, der auf der Simplex-Methode (Algorithmus nach Nelder und Mead) basiert und keine Nebenbedingungen berücksichtigt [WALTERS 1991] [PRESS 2007]. Zur Berücksichtigung von entsprechenden Randbedingungen (z.B. maximale Schwenkwinkel) wird *fmincon* eingesetzt, der verschiedene Optimierungsverfahren vereint (Trust-region-reflective Method [COLEMAN und LI 1996], [COLEMAN und LI 1994], Active-set Methode: SQP (sequential quadratic programming) Methode mit Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno (BFGS)-Update der Hesse-Matrix oder die Interior-point Methode [ANTONIOU und LU 2007]). Ihre Gemeinsamkeit liegt in den gradienten-basierten Methoden für restringierte Optimierungsprobleme mit stetig differentierbarer Objektfunktion und Nebenbedingungen. Alternativ kann zur Minimierung auch ein genetischer Algorithmus [GOLDBERG 2006], [STENDER 1994] gewählt werden.

Ein allgemeiner Nachteil der optimierenden Strategien liegt in der für die Optimierung benötigten längeren Berechnungszeit (vgl. Abschnitt 13.2.4). Auch die Formulierung der Optimierungskriterien und die damit benötigten Zielfunktionen sind nicht als trivial anzusehen. Es können dafür nur geometrische Daten und Parameter verwendet werden, die auch im Simulator vorliegen. Im Gegensatz zu diesen Nachteilen bietet diese Strategie einen großen Vorteil: Mit diesem Ansatz lässt sich eine optimale Informationsausbeute realisieren, um eine problemlose und einfache Prozessierung der synthetisch erzeugten Rohdaten zu gewährleisten.

13.2.4 Beispielanwendung

Das nachfolgende Beispiel eines bistatischen Flugzeugszenarios soll verdeutlichen, welche Verbesserungen im Missionsverlauf mit den unterschiedlichen Strategien erreicht werden können. Abbildung 13.13 illustriert die verwendete geometrische Konstellation des gewählten Test-Szenarios. Beide Flugzeuge bewegen sich auf unterschiedlichen Bewegungstrajektorien. Dabei sind sowohl Flughöhe, Flugrichtung und -geschwindigkeit beider Plattformen verschieden. Vorgabe ist es, Daten entlang eines vorgegebenen Groundtracks aufzunehmen.

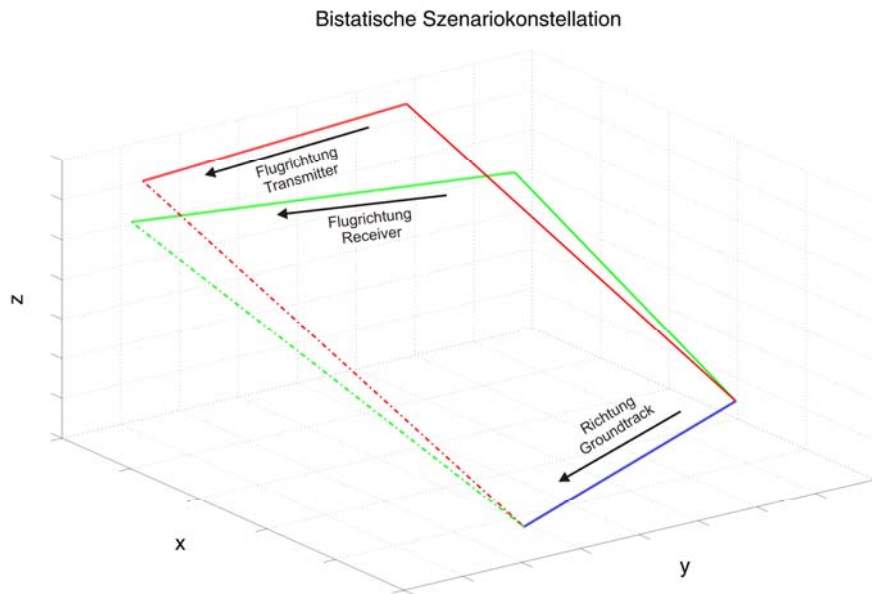


Abbildung 13.13: Diese Abbildung zeigt die Geometrie der untersuchten bistatischen Flugzeugkonstellation. Startposition, Flugrichtung, -höhe und -geschwindigkeit sind bei beiden Trägerplattformen (rot – Transmitter, grün - Receiver) verschieden. Der Groundtrack selbst (blau) ist durch Startposition, Richtung und Geschwindigkeit vorgegeben.

Die Untersuchung dieser SAR-Konstellation wird mit drei unterschiedlichen Antennensteuerungsstrategien durchgeführt. Zuerst wird die Konstellation ohne aktive Steuerung der Antennen untersucht. Dabei behalten die Antennen ihre Richtung bei, die ihnen aufgrund der Szenario-Konfiguration gegeben wurde. Als zweite Strategie wird die Mittelpunktmethode angewendet. Die letzte Untersuchung findet unter Anwendung der Strategie zur Maximierung der Schnittfläche statt. Um die drei unterschiedlichen Ergebnisse der Strategien vergleichen zu können, muss ein einheitliches Bewertungskriterium gefunden werden. In diesem Beispiel wird als Kriterium die Größe der Schnittfläche von Transmitter- und Receiver-Footprint gewählt.

Nach den drei Simulationen ergeben sich die in Abbildung 13.14 gezeigten Verläufe der Schnittfläche. Allgemein lässt sich zunächst anmerken, dass die Sprünge in den Verläufen auf die oben beschriebene diskrete Approximation der Fläche zurückzuführen sind. Im Falle eines Sprunges wurden ein oder mehrere Punkte des Polygons zur Beschreibung der Fläche entweder zusätzlich berücksichtigt oder verworfen, je nachdem, ob sie sich neu im Transmitter-Footprint befanden oder diesen verlassen hatten.

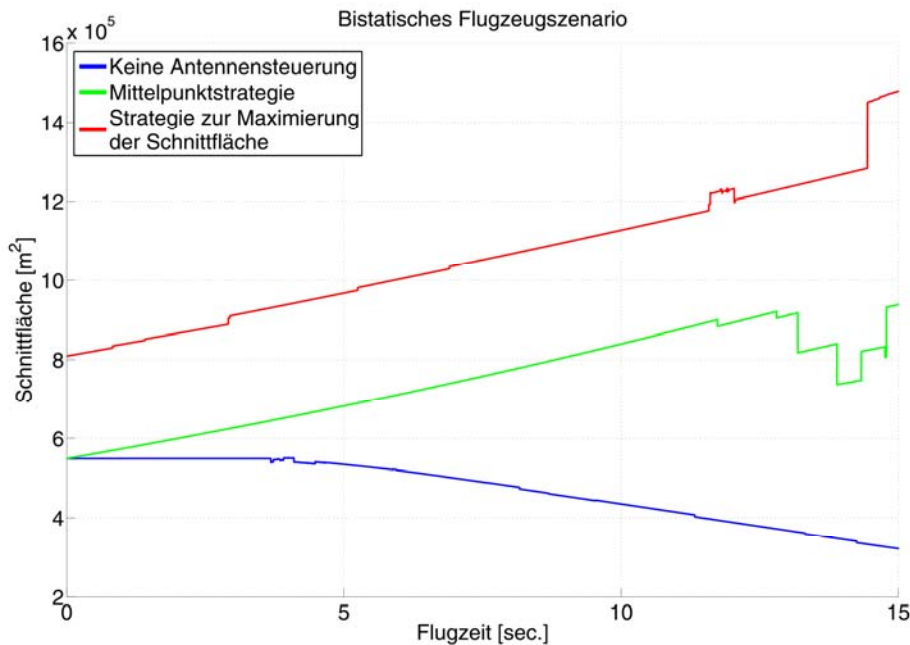


Abbildung 13.14: Dieser Plot zeigt das Bewertungskriterium, die Größe der Schnittfläche zwischen Transmitter- und Receiver-Footprint, für die drei unterschiedlichen Strategien.

Im Bezug auf die Untersuchung der Konstellation lassen sich die Ergebnisse folgendermaßen für die unterschiedlichen Strategien zusammenfassen:

- **Keine Antennensteuerung und Optimierung**

Die Schnittfläche von Transmitter- und Receiver-Footprint wird während des Szenarios ständig kleiner, da sich aufgrund der unterschiedlichen Richtungen der Bewegungstrajektorien die Footprints immer weiter auseinander bewegen. Dies hat zur Folge, dass immer weniger Ziele von Transmitter und Receiver gleichzeitig illuminiert werden und so zur Datengenerierung beitragen können. Diese Strategie dient als Referenz für die beiden folgenden und ist als „worst case“ anzusehen.

- **Mittelpunktstrategie**

Wie schon weiter oben gezeigt, gewährleistet die Mittelpunktstrategie immer eine Schnittfläche der Footprints. Auch die Abtastung des vorgegebenen Groundtracks kann garantiert werden, da der Transmitter dem Track folgt und die verwendete Strategie den Receiver dementsprechend nachpositioniert. Das Ansteigen der Schnittfläche (grüne Kurve im Abbildung 13.14) lässt sich aufgrund der geometrischen Veränderung der Konstellation im Laufe des Szenarios erklären. Durch Vorgabe des Groundtracks wird, wie in der Szenariodraufsicht in Abbildung 13.15 zu sehen, ein Auseinanderlaufen von Bewegungstrajektorien und Groundtrack erzwungen.

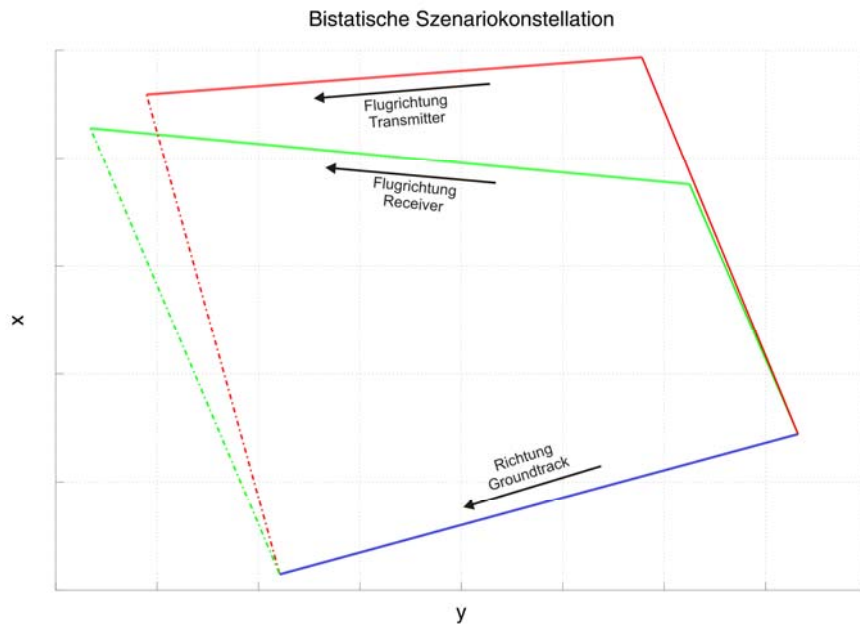


Abbildung 13.15: Draufsicht der Szenariokonstellation. Es wird ersichtlich, dass Groundtrack und die beiden Bewegungstrajektorien auseinander laufen, was eine Vergrößerung des Off-Nadir Angles erzwingt.

Damit stellen sich zwingend größere Off-Nadir Angle ein, was wiederum eine Vergrößerung der gesamten Footprintfläche zur Folge hat (Abbildung 13.16). Die Veränderung des Off-Nadir Angles lässt sich ebenfalls in der Steuersequenz der Antennen in Abbildung 13.17 beobachten.

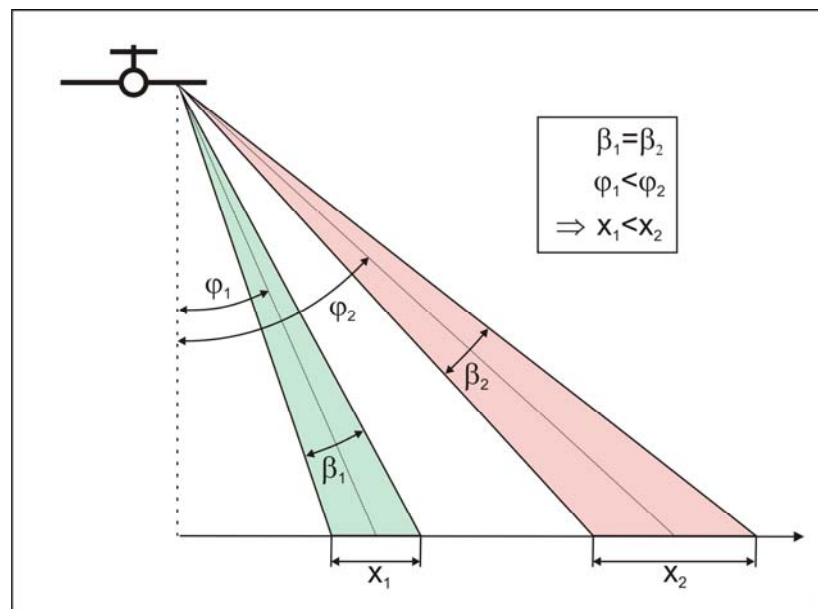


Abbildung 13.16: Diese Skizze veranschaulicht den Zusammenhang zwischen dem Off-Nadir Angle und der daraus resultierenden Größe des Footprints. Je größer der Winkel, desto größer ist die beleuchtete Fläche des Footprints.

- **Strategie zur Maximierung der Schnittfläche**

Bei dieser Strategie wird die maximal mögliche Schnittfläche in jedem Zeitschritt bestimmt. Damit ergibt sich bei dieser Beispielkonstellation durchweg eine annähernd um den Faktor 1,5 größere Fläche als bei der zuvor gezeigten Mittelpunktsstrategie. Dieser Vergrößerungsfaktor kann jedoch bei verschiedenen Szenarien unterschiedlich ausfallen. Der Grund für die über die Flugzeit ansteigende Schnittfläche (Rote Kurve im Abbildung 13.14) ist ebenfalls durch das Auseinanderlaufen von Bewegungstrajektorien und Groundtrack zu begründen. Durch einen größer werdenden Off-Nadir Angle des Receivers und damit flacheren Einfallswinkel der Radarkeule vergrößert sich die beleuchtete Fläche. Die Steuerstrategie positioniert aus diesem Grund den Receiver-Footprint mit einem größeren Off-Nadir Angle, um so eine größere Fläche zu gewährleisten.

Als Nachteil dieser Strategie kann angemerkt werden, dass die Radarkeulen nicht unbedingt so überlagert werden, dass so die signalstärksten Bereiche der Radarkeule zur Deckung gebracht werden. Eine zusätzliche Erweiterung dieses Kriteriums könnte dies bewirken.

Rechenzeiten

Neben den Simulationsergebnissen sollen auch kurz die benötigten Berechnungszeiten für die unterschiedlichen Strategien Erwähnung finden. Die Berechnung des untersuchten Szenarios mit einer Flugdauer von 15 Sekunden und einer PRF von 1250 Hz ohne Steuerung der Antennen benötigte auf einem Doppelprozessorsystem Athlon MP2000+ etwas weniger als eine Minute. Im Gegensatz dazu brauchte die Mittelpunktsstrategie für dieses Beispiel schon ca. 5 Minuten. Da beide Ansätze rein auf der Szenariogeometrie arbeiten, waren keine aufwendigen Rechenoperationen nötig. Im Vergleich zu diesen beiden Ansätzen erforderte die Optimierungsstrategie 6,5 Stunden Berechnungszeit. Dies zeigt den entscheidenden Nachteil dieser Strategien auf: die Vorteile der optimalen Informationsausbeute werden auf Kosten langer Rechenzeiten für die Optimierung erkaufte.

Zum Schluss zeigt Abbildung 13.17 die erhaltenen Steuersequenzen sowohl für den Transmitter als auch für den Receiver in Squint- und Off-Nadir Angle. Vergleicht man die Mittelpunktsstrategie mit der Strategie zur Maximierung der Schnittfläche, so erkennt man, dass die schon oben diskutierte Vergrößerung der Schnittfläche aufgrund kleinster Winkeländerungen des Off-Nadir Angle im Bereich von wenigen Grad hervorgerufen wird. Der Verlauf des Squint Angles hingegen zeigt, dass dieser im Verlauf des Szenarios keinen großen Veränderungen unterliegt und in diesem Fall nicht sehr sensitiv auf das Ergebnis Einfluss nimmt. Jedoch veranlassen die scharfen Sprünge im Verlauf der beiden Winkel im Falle der Strategie zur Maximierung der Schnittfläche darüber nachzudenken, ob ein entsprechender Glättungsalgorithmus sinnvoll ist, der während

der Optimierung solche „starken“ Bewegungen unterbindet (vgl. Abschnitt 16.2.2). So wäre eine „glatte“ Steuerung der Antennen möglich.

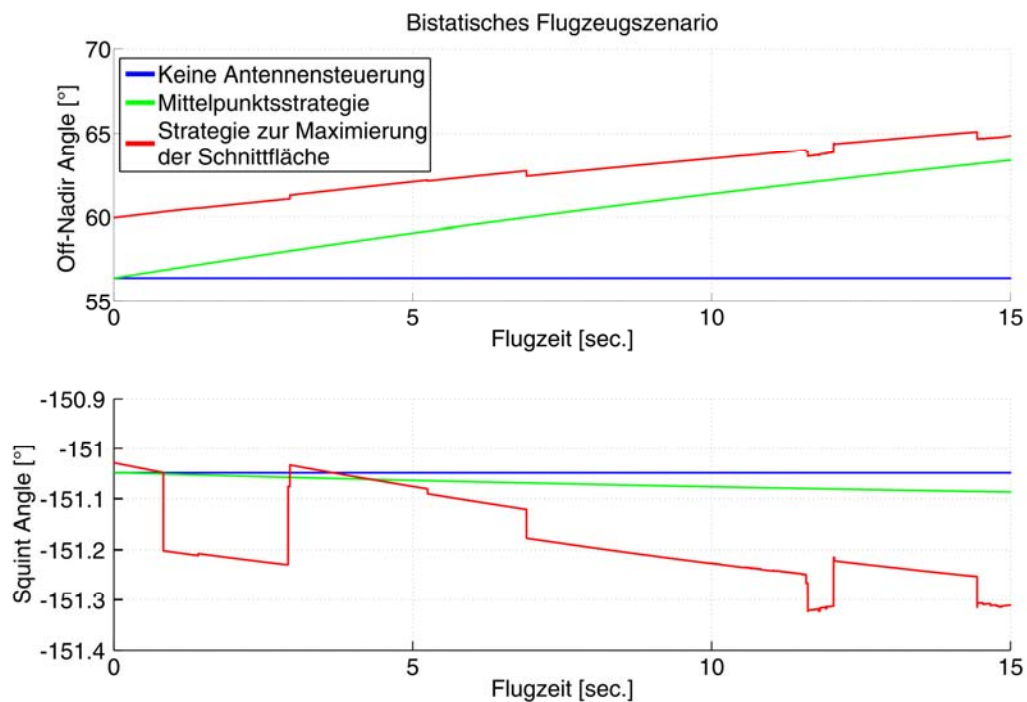


Abbildung 13.17: Diese beiden Plots zeigen für die unterschiedlichen Strategien die berechneten Steuerwinkel der Antennen. Es ist klar zu sehen, dass in dieser Konstellation nur der Off-Nadir Angle deutlich Einfluss auf das Ergebnis nimmt. Der Squint Angle hingegen spielt keine große Rolle.

Alle diese Resultate unterstreichen noch einmal die Wichtigkeit der Missionsplanungs- und -optimierungsfunktionalität des Simulators, um entsprechende komplexe bi- und multistatische Missionsabläufe untersuchen und verbessern zu können. Würden neben den oben gezeigten Ansätzen noch zusätzliche Kriterien wie z.B. die Minimierung der Dopplerfrequenz der aufgenommenen Radarsignale für die Steuerungsstrategien herangezogen, so könnte zusätzlich noch die Güte der aufgenommenen Daten verbessert werden. Weitere Optimierungsmöglichkeiten werden im Ausblick (Abschnitt 16.2.1) diskutiert.

14. SAR-TestszENARIO

Während der Entwicklung eines neuen Simulators ist es sehr wichtig nachzuweisen, dass die modellierten und umgesetzten Sachverhalte die Realität im geforderten Rahmen abbilden und die erhaltenen Simulationsdaten korrekt sind. Das aktuelle Kapitel beschreibt einen Test zur Verifizierung der Generierung von SAR-Rohdaten. Zu Beginn wird in einem kurzen Abschnitt das verwendete TestszENARIO vorgestellt. Anschließend werden die aufgrund einer durchgeführten SAR-Prozessierung erhaltenen Testergebnisse aufgezeigt und diskutiert.

14.1 TestszENARIO

Für den Test der generierten SAR-Rohdaten wird ein kompletter Durchlauf bis hin zur Prozessierung durchgeführt. Als TestszENARIO wird ein monostatisches ERS1-Szenario gewählt, da hierfür alle Orbit-Parameter und die entsprechenden Parameter der SAR-Antenne bekannt und schon hinreichend getestet sind. Die Wahl eines „einfachen“ monostatischen Szenarios lässt sich damit begründen, dass von den monostatischen Prozessierungsalgorithmen angenommen werden kann, dass sie sicher funktionieren. Die prozessierten synthetischen SAR-Rohdaten müssen dann die gewählte Eingangsszene reproduzieren. Was im Simulator in einem monostatischen Szenario funktioniert, wird auch in einer bi- und multistatischen Anordnung zu richtigen Daten führen, da im Simulator ein monostatisches Szenario im Wesentlichen wie ein bistatisches abgebildet wird (die SAR-Antennen befinden sich lediglich an derselben Position).

Das verwendete Szenario setzt sich zusammen aus:

- **Trägerplattform Satellit ERS1**
 - Passende Startposition und -geschwindigkeit für einen entsprechenden Orbit
 - Flughöhe: $h = 799,2 \text{ km}$ über der Erdoberfläche
 - Flugzeit bzw. Szenariolänge: $\tau = 5 \text{ sec.}$
- **SAR-System**
 - Eine rechtsblickende-SAR-Antenne
 - Squint Angle: $\psi = 0^\circ$
 - Off-Nadir Angle: $\varphi = 23^\circ$

- Parameter des ERS1-SAR-Systems
 - $PRF = 1679,902 \text{ Hz}$
 - Bandbreite: $B_r = 15,4985 \text{ MHz}$
 - Mittelfrequenz des verwendeten C-Bandes: $F_0 = 5,3 \text{ GHz}$
 - Chirp-Pulsbreite: $T = 3,7 \cdot 10^{-5} \text{ sec.}$
- Die Radarkeule besitzt über den gesamten Querschnitt eine einheitliche Intensität von 100 % (anders als in Abschnitt 9.2.4 beschrieben), um eine einheitliche Signalstärke über den gesamten Footprint sicherzustellen.
- **Punktziel**
 - Einzelnes Punktziel mit Höhe 0 m
 - Es wird eine stillstehende Erde angenommen, um eventuelle Dopplereffekte durch die Drehung zu vermeiden.

14.2 Testergebnisse

Die Simulation liefert für das ERS-1-TestszENARIO die gewünschten Parameter- und Datenfiles. Einen ersten Anhaltspunkt für die Bewertung der Simulation kann das Bild der erzeugten Rohdatenmatrix geben (Abbildung 14.1).



Abbildung 14.1: Realteil der simulierten Rohdatenmatrix.

Die simulierten Daten zeigen das bekannte Erscheinungsbild einer Punktzielantwort als zweidimensionaler Chirp. Jedoch kann aufgrund dieses Bildes noch keine fundierte Aussage über die Qualität der simulierten Rohdaten getroffen werden. Erst eine Prozessierung der Daten ermöglicht dies. Zur Prozessierung der Daten des Testszenarios wurde ein *SIFT-Prozessor* benutzt (*SIFT - Skalierte Inverse FourierTransformation*). Als Ergebnis lieferte die Verarbeitung die in Abbildung 14.2 visualisierte Signalantwort. Sie besteht aus einer Hauptkeule (Hauptmaximum) an der Stelle des Reflektors, umgeben von den Nebenkeulen (Nebenmaxima). Auch dieses Bild bestätigt zunächst nur die subjektive Richtigkeit der Daten.

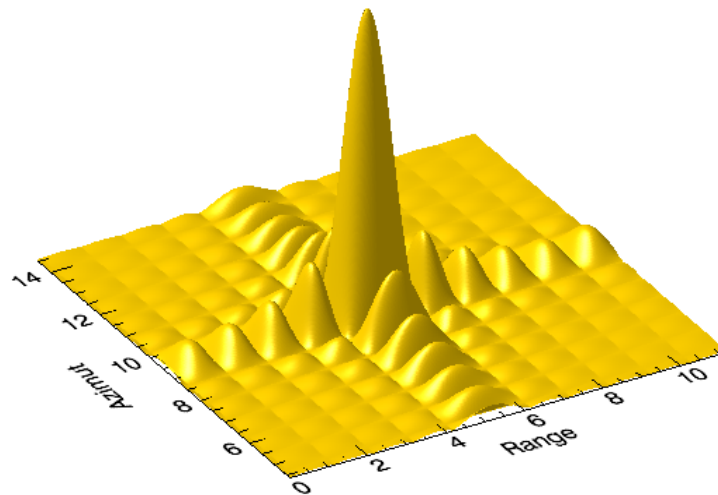


Abbildung 14.2: Darstellung der prozessierten Punktzielantwort als 3D-Plot

Neben der graphischen Darstellung der rekonstruierten Punktzielantwort werden mit der Prozessierung zusätzlich einige wichtige Kenngrößen bestimmt. Mit diesen Größen ist eine objektive und qualitative Bewertung der Daten möglich. Die Kenngrößen sind (Abbildung 14.3):

- **IRW - Impulse Response Width**

... der Hauptkeule ist die wichtigste Kenngröße der Signalantwort und bezeichnet die Breite der Keule bei einer Signalstärke von -3 dB. Sie lässt eine Aussage über die erzielbare Auflösung zu.

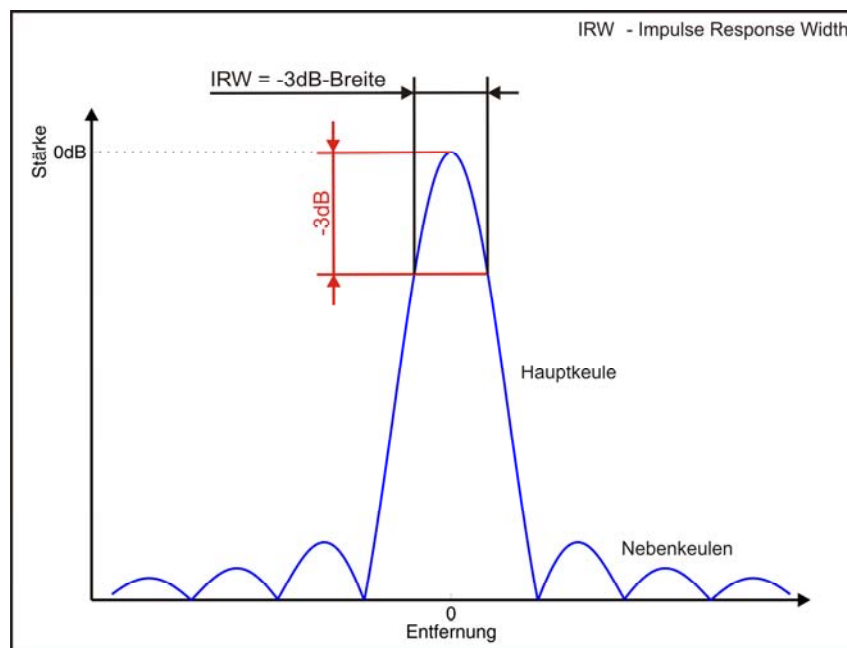


Abbildung 14.3: Illustration der Kenngröße IRW

- **PSLR - Peak Side Lobe Ratio**

... gibt das Verhältnis der Amplituden des Maximums der Hauptkeule zur Amplitude der höchsten Nebenkeule an. Im Idealfall ist die Punktzielantwort symmetrisch und die höchsten Nebenkeulen befinden sich jeweils links und rechts neben der Hauptkeule.

- **ISLR - Integrated Side Lobe Ratio**

...bezeichnet den Quotienten der aufsummierte Energien der Nebenkeulen durch die Energie der Hauptkeule.

PSLR und ISLR sind die entscheidenden Kenngrößen für eine gute Bildqualität. Für Punktziele müssen die Nebenkeulen so stark unterdrückt sein, dass sie für die Bildodynamik keine Rolle mehr spielen (bewertet durch PSLR). Ein schlechtes ISLR führt zu einem Bild mit wenig Kontrast, da ein Großteil der Energie der Punktzielantwort in den Nebenkeulen verteilt ist. Weiterführende Informationen zu diesen Parametern können in [KLAUSING und HOLPP 2000] gefunden werden.

Die oben beschriebenen Parameter können sowohl für die Range- als auch für die Azimut-Richtung separat bestimmt werden. Dazu werden die Schnitte in entsprechender Richtung durch die 3D-Punktzielantwort betrachtet (Abbildung 14.4). Die beiden Abbildungen stellen die jeweilige Punktzielantwort logarithmisch dar, wobei die Skalierung der Hauptkeulenmaxima auf 0 dB gesetzt ist. So kann die Kenngröße PSLR direkt aus der Amplitude der höchsten Nebenkeule bestimmt werden. Aus diesem Grund wird dieser Parameter alternativ auch mit PSL - **Peak Side Lobe** bezeichnet.

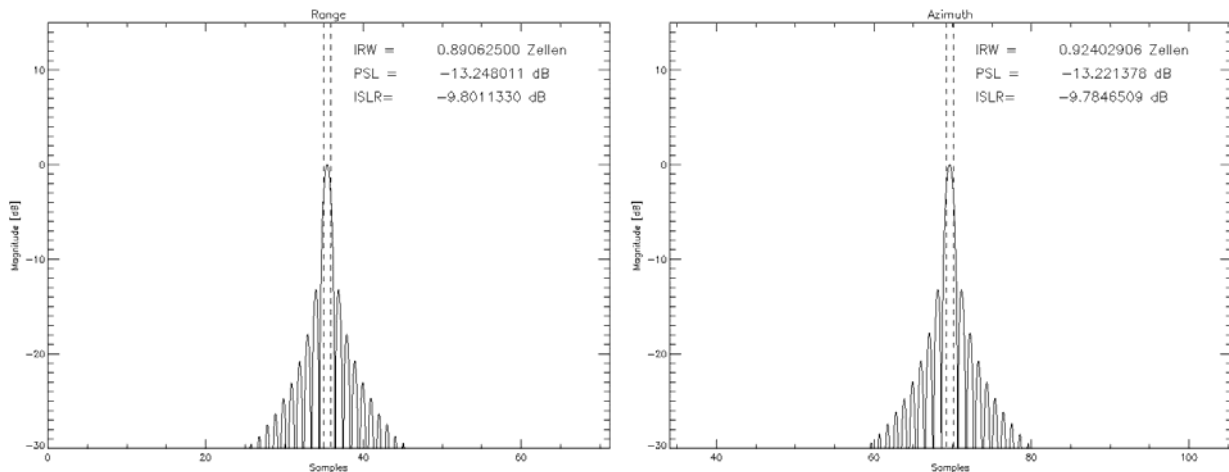


Abbildung 14.4: Schnitt der 3D-Punktzielantwort in Range- (links) und Azimut-Richtung (rechts).

Die aus den simulierten Daten bestimmten Parameter für das untersuchte Szenario ergeben sich zu:

$$\begin{aligned} PSL &= -13,24 \text{ dB} \\ ISLR &= -9,80 \text{ dB} \end{aligned} \quad \text{für die Range-Richtung}$$

und

$$\begin{aligned} PSL &= -13,22 \text{ dB} \\ ISLR &= -9,78 \text{ dB} \end{aligned} \quad \text{für die Azimut-Richtung.}$$

Ein Vergleich mit den idealen Parametern für eine ideale Punktzielantwort lässt nun eine qualitative Aussage über die erhaltenen Ergebnisse zu. Es gilt aufgrund der oben beschriebenen Skalierung für die idealen Werte nach [KLAUSING und HOLPP 2000]:

$$\begin{aligned} PSL &= -13 \text{ dB} \\ ISLR &= -9,8 \text{ dB} \end{aligned}$$

In beiden betrachteten Richtungen liegen die unterschiedlichen Größen jeweils sehr nah an den idealen theoretischen Werten. Die leichten Abweichungen von den idealen Werten gerade im Bereich des PSL-Parameters lassen sich mit auswertungstechnischen Vorgehensweisen erklären, die an dieser Stelle nicht detailliert ausgeführt werden können.

Die erzielte Auflösung ergibt sich nach entsprechender Umrechnung von den angegebenen Auflösungszellen zu Metern als $8,62 \text{ m}$ in der Range- und $4,62 \text{ m}$ in der Azimut-Richtung. Diese berechneten Auflösungen liegen damit im Bereich der theoretisch möglichen Auflösungen von ERS-1 (nach [MOREIRA 2000]: $8,61 \text{ m}$ Range- und $4,45 \text{ m}$ Azimut-Auflösung).

Die drei unterschiedlichen Kenngrößen bestätigen die hohe Qualität der Rohdaten und zeigen gleichzeitig, dass der Simulator richtige Ergebnisse für die Rohdatengenerierung liefert. Weitere Tests sind dennoch notwendig, um eine breitere Verifikation liefern zu können.

15. Zusammenfassung und Diskussion

Das folgende Kapitel zieht ein Resümee über die hier vorgestellte Arbeit und diskutiert die erarbeiteten Ergebnisse im Hinblick auf ihre Zielsetzung der Arbeit. Ein Ausblick auf noch auszuführenden Arbeiten sowie ein Überblick auf offene Fragestellungen und weitere potentielle Forschungsbereiche werden in Kapitel 16 gegeben.

15.1 Zielsetzung

Die Zielsetzung der vorliegenden Arbeit lag in der Entwicklung eines modularen, universell einsetzbaren SAR-Simulators zur Untersuchung von beliebigen, komplexen mono-, bi- und multistatischen SAR-Konstellationen im Hinblick auf Missionsplanung, Positions-/Lageschätzung und Signalprozessierung. Den Schwerpunkt bildete dabei die Generierung und Bereitstellung von synthetischen SAR-Rohdaten und Sensordaten.

Wichtige funktionale Vorgaben für die Entwicklung des Simulators waren u.a. der modulare Aufbau von komplexen SAR-Szenarien und die Berücksichtigung eines realen oder synthetischen Erdoberflächenmodells. Zusätzlich sollten alle dynamischen Vorgänge (Modelle zur Flugbahnberechnung, Algorithmen zur Positionsschätzung, etc.) und zustandsabhängige Algorithmen (Antenna-Pointing-Strategien, Missionsplanung, Optimierungen, etc.) über eine externe Schnittstelle vom Benutzer individuell eingebunden werden können, um eine große Flexibilität in der Anwendung des Simulators zu bieten. Darüber hinaus wurde eine Visualisierung zur Darstellung des untersuchten Szenarios und wichtiger Parameter gefordert. Die Hauptaufgabe des Simulators wurde mit der Erzeugung von synthetischen SAR-Rohdatensätzen sowie benötigter Sensordaten eines komplexen mono-, bi- oder multistatischen SAR-Szenarios formuliert.

15.2 Zusammenfassung

Im Folgenden werden die im Rahmen der Arbeit erreichten Ergebnisse kompakt zusammengefasst und dabei werden die geleisteten Arbeiten in einen entwicklungstechnischen Teil sowie in einen anwendungsorientierten Teil gegliedert.

15.2.1 Entwicklung des SAR-Simulators

Der entwicklungstechnische Teil der Arbeit umfasst alle zur Realisierung des neuartigen modularen SAR-Simulators notwendigen Bereiche. In diesem Teil standen die Entwicklung neuer grundlegender Konzepte zur Simulation von bi- und multistatischen SAR-Missionen sowie deren Implementierung durch eine geeignete Simulatorarchitektur in Form eines Frameworks im Vordergrund. Bei der gesamten Umsetzung des Simulators lag das Hauptaugenmerk auf der Kernfunktionalität der synthetischen Signalgenerierung für realitätsnahe komplexe SAR-Szenen. Bei der Entwicklung des SAR-Simulators wurden die folgenden Resultate erzielt:

Bedarfsanalyse und Grundkonzepte des SAR-Simulators

- In der Konzeptphase der Arbeit entstand zunächst ein **Anforderungskatalog** hinsichtlich der Bereitstellung von Daten für den Test neuer Prozessierungs- und Missionsplanungsalgorithmen.
- Als Grundlage eines möglichst flexiblen und freikonfigurierbaren Simulationswerkzeugs konnte eine entsprechende **Softwarearchitektur** auf Basis eines Frameworks mit übergeordnetem und austauschbarem Rechen- und Steuerwerk entwickelt werden.
- Aufgrund der geforderten individuellen Gestaltungsmöglichkeit des Rechen- und Steuerwerks durch den Benutzer wurden zudem mögliche **benutzerspezifische Anwendungen** formuliert. Diese galt es zu implementieren, um die Funktionalitäten des SAR-Frameworks exemplarisch aufzuzeigen und einen Überblick zu geben, wie diese zu nutzen sind.

Die folgenden Grundkonzepte liegen dem SAR-Simulator zugrunde:

- Zum individuellen Aufbau von SAR-Szenarien wurde ein **Baukastenprinzip** gewählt. Durch die Bereitstellung eines Baukastens mit allen benötigten Elementen ist es dem Anwender möglich, modular eine Vielzahl von unterschiedlich komplexen Konstellationen aufzubauen und zu untersuchen.
- Zur Modellierung des Radarsignalverlaufs fand ein **geometrischer Ansatz** (phänomenologische Modellbildung) Verwendung. Im Vergleich zu einem feldbasierten physikalischen Ansatz bietet er den Vorteil, dass er das Systemverhalten vereinfacht, aber dennoch realitätsnah abbildet und zu vertretbaren Simulationszeiten führt. Zur Abbildung eines empfangenen Radarsignals mit dem geometrischen Ansatz ist nur die Kenntnis der geometrischen Konstellation (Weg des Signals zwischen Senderantenne - Erdoberfläche - Empfänger) notwendig, um mit nachrichtentechnischen Grundbeziehungen die Signalantwort zu bestimmen.
- Der geometrische Modellierungsansatz basiert auf einer Vielzahl von **Koordinatensystemen**. Die Koordinatensysteme und ihre zugehörigen Transformationen wurden daher in einer geeigneten Struktur zusammengefasst und entsprechend implementiert, um eine schnelle und sichere Handhabung der Systeme zu gewährleisten.
- Zur Beschreibung des Ablaufs einer SAR-Mission, die sowohl aus einem kontinuierlichen als auch auf Basis der Start-Stop-Approximation von Mc Donough aus einem diskreten Prozess besteht, wurde ein **zeitlich hybrider Ansatz** aus zeitdiskreter und zeitkontinuierlicher Simulation gewählt. Dabei wird für die Nachbildung der Plattformbewegung ein kontinuierlicher Ansatz umgesetzt und der Send- und Empfangsvorgang der Radarsignale hingegen diskret abgebildet. Dieser

hybride Ansatz wird durch das Prinzip der synthetischen Apertur und die damit benötigten, nacheinander aufgenommenen Momentaufnahmen einer Szene implizit vorgegeben.

- Aufgrund der sehr rechenzeitintensiven synthetischen Rohdatenerzeugung ergab sich die Notwendigkeit, die **Visualisierung** des Szenarioablaufs mit einer Film-darstellung von der eigentlichen Simulation zu trennen. Dies war möglich, da keinerlei Notwendigkeit einer Echtzeitvisualisierung bestand.

Simulatorarchitektur und Softwaretechnische Umsetzung

- Die in der Bedarfsanalyse entwickelte Softwarearchitektur eines **integrierten Frameworks** wurde implementiert. Dabei stellt das Framework verschiedene Komponenten bereit, die SAR-spezifische Aufgabenstellungen autonom in unterschiedlichen Zusammensetzungen bearbeiten können. Ziel war es hierbei, diejenigen immer wiederkehrenden Aufgaben im Framework abzuarbeiten, die für eine SAR-Simulation notwendig sind.
- Neben dem Framework selbst wurde die Basis für das **autarke Rechen- und Steuerwerk** zur Steuerung des Frameworks bereitgestellt, das vom Benutzer individuell angepasst werden kann. Die Kombination von Rechen- und Steuerwerk zusammen mit dem Framework bildet den gesamten SAR-Simulator.
- Für die Umsetzung des SAR-Frameworks konnte aufgrund der modularen Szenariostruktur durch das Baukastenprinzip konsequent die **objektorientierte Programmierweise** genutzt werden. Neben den Baukastenelementen wurden auch die unterschiedlichen Koordinatensysteme auf gleiche Weise implementiert, wobei Vererbungshierarchien ausgenutzt werden konnten.
- Insbesondere lag bei der Implementierung der Koordinatensysteme das Hauptaugenmerk auf der Bereitstellung einer **Transformationsklasse**, die alle notwendigen Transformationen zwischen den unterschiedlichen Koordinatensystemen selbständig auf Grundlage eines Transformationsgraphen ausführt. Sie stellt eine wichtige und grundlegende Funktionalität des SAR-Frameworks dar. Auf diese Transformationsklasse hat das Rechen- und Steuerwerk Zugriff, sodass diese Funktionalität auch dem Anwender für seine individuellen Anwendungen zur Verfügung steht.

Generierung synthetischer Sensordaten

- Zur Umsetzung der zum Teil sehr komplexen realen Funktionsweise der im Simulator benötigten **Sensoren** konnte ebenfalls der geometrische Modellierungsansatz genutzt werden. Die einzelnen Verfahren zur Bestimmung der gesuchten Messgrößen wurden phänomenologisch abgebildet und damit eine drastische Vereinfachung der Modelle ermöglicht. Mit Einsatz des geometrischen Ansatzes

konnte dabei auf die gesamte bestehende Framework-Funktionalität zurückgegriffen werden.

- Um Untersuchungen mit Sensordaten möglichst unter realistischen Bedingungen durchzuführen, wurde neben der reinen Bereitstellung der benötigten Sensordaten zudem noch ein **Messrauschen** für die einzelnen Signale modelliert.

Generierung synthetischer SAR-Rohdaten

- Zur Untersuchung einer komplexen Szene bzw. einer realen Oberfläche musste die Vorgehensweise zur Verarbeitung eines einzelnen Punktziels durch eine sequentielle Abtastung der einzelnen Punktziele auf eine gesamte Szene erweitert werden. Dazu wurde für die **Diskretisierung der Erdoberfläche** ein rechteckiges äquidistantes Gitter gewählt, dessen Gitterzellen je ein Punktziel repräsentieren, welches Zelle für Zelle abgetastet wird.
- Zur realitätsnahen Nachbildung der Erdoberfläche ist ein **realistisches Höhenmodell der Erde**, basierend auf dem SRTM-Datensatz, implementiert worden. Neben der Möglichkeit, eine reale Oberfläche für die Generierung der SAR-Rohdaten zu nutzen, wird ebenfalls ein **Generator für synthetische Oberflächen** bereitgestellt. Damit ist es dem Anwender möglich, Fragestellungen im Bereich der Prozessierung oder der Auswirkung einzelner Effekte gezielt untersuchen zu können.
- Für die Erzeugung von synthetischen SAR-Rohdaten muss jede Zelle der gekrümmten Erdoberfläche daraufhin überprüft werden, ob sie für die Signalgenerierung berücksichtigt werden muss oder nicht. Dazu wurden drei **Abtastkriterien** formuliert, die erfüllt sein müssen, um eine Zelle zu berücksichtigen. Jedes dieser Kriterien kann durch einen entwickelten effizienten Algorithmus separat abgeprüft werden.

Parallelisierung der synthetischen SAR-Rohdatengenerierung

- Durch die steigende Anzahl abzutastender Gitterzellen mit feiner werdendem Gitter stieg die benötigte Simulationszeit auf eine für die praktische Anwendung des Simulators nicht vertretbare Länge an. Aus diesem Grunde wurde die Generierung der SAR-Rohdaten auf dem Rubens-Cluster der Universität Siegen parallelisiert. Die **Parallelisierung der synthetischen Rohdatengenerierung** basiert auf der Ablaufsteuerung des Simulators und nutzt das SAR-Prinzip aus.
- Erst die Entwicklung und Umsetzung eines **neuen Ansatzes zur verbesserten Rohdatengenerierung und Einsortierung** während der Simulation im Vergleich zu einem Brute Force-Ansatz ermöglichte es, die Performanz der Parallelisierung deutlich zu verbessern. Der Ansatz basiert auf dem realen Ablauf zur Aufnahme

von SAR-Rohdaten. Mit ihm ist es möglich, in einem einzigen Berechnungsschritt ohne weiteren Austausch von Daten die Generierung der komplexen Signalantwort sowie deren Einsortierung in die Datenmatrix durchzuführen. Voraussetzung dafür ist ein Algorithmus zur einheitlichen Bestimmung der Datenmatrix-Dimension durch die einzelnen Rechnerknoten selbst, ohne Kenntnis der übrigen Signallaufzeiten.

In Anlehnung an die optimierte Parallelisierung wurde zudem ein Ansatz zur autonomen parallelen Berechnung der SAR-Rohdaten umgesetzt. Er stellt eine reine Batchverarbeitung dar, bei der die Netzwerkkommunikation zwischen den Knoten stark reduziert und die Steuerung der verteilten Simulation vernachlässigt wird. So kann selbst bei einer hohen Auslastung des gesamten Rubens-Clusters noch eine parallelisierte Simulation ermöglicht werden.

- Ein abschließender **Benchmark-Test** veranschaulichte eindrucksvoll die Verkürzung der Simulationszeit durch den Parallelisierungsansatz zur Rohdatengenerierung. Dazu wurde ein geeignetes Beispielszenario auf unterschiedlichen Rechnerplattformen benutzt, um die benötigten Rechenzeiten vergleichen zu können.

15.2.2 Anwendungsorientierter Teil

In diesem Teil der Arbeit wurden die Anwendungsmöglichkeiten des Simulators sowie die Anpassung der Simulatorfunktionalitäten im Bereich des Rechen- und Steuerwerks durch den Benutzer vorgestellt. Hier wurden die folgenden Resultate erarbeitet:

Modellierung von Bewegungstrajektorien

- Für die Analyse von bi- und multistatischen SAR-Szenarien mit Beteiligung von Satelliten wurde ein **hochgenaues und realitätsnahes Modell für die Satellitentrajektorie** implementiert. Nur so kann gewährleistet werden, dass eine Flugformation über einen längeren Zeitraum stabil gehalten werden kann und eine aussagekräftige Untersuchung einer Konstellation somit erst möglich ist. Auch hier konnte ein modulares Konzept umgesetzt werden, mit dem je nach Anforderung einzelne Effekte wahlweise berücksichtigt oder vernachlässigt werden können.
- Ein **Vergleich** zwischen einer simulierten Trajektorie und einer real gemessenen Satellitenflugbahn ließ die Verifikation der Implementierung und die Beurteilung der erreichbaren Modellgenauigkeit zu. Die Verifikation hat gezeigt, dass die erreichte Modellgenauigkeit sämtlichen Anforderungen genügt, die aus der SAR-Rohdatengenerierung und der Prozessierung gestellt werden. Damit steht dem Anwender ein leistungsfähiges Modell zur Berechnung von Satellitentrajektorien zur Verfügung.

- Analog zum Trajektorienmodell eines Satelliten wurde ein **vereinfachtes Flugbahnmodell eines Flugzeugs** entwickelt. Für die Untersuchung und Beurteilung von neuen Prozessierungsalgorithmen ist es wünschenswert, ungestörte und „glatte“ Trajektorien anstelle von sehr komplexen und zufallsbehafteten Modellen zu verwenden. Das Flugbahnmodell basiert dabei auf der Start-Stop-Approximation und berechnet nur die benötigten Positionen für die Rohdatengenerierung. Dabei vernachlässigt es die genaue Bewegung des Flugzeugs zwischen den einzelnen Positionen und orientiert sich an der realen Durchführung einer Flugzeugmission.

Positionsschätzung

- Für die Rekonstruktion fehlender Positionsmessungen im Verlauf einer satellitengestützten SAR-Mission wurde ein **diskretes erweitertes Kalman-Filter zur Positionsschätzung** implementiert, um die mittels Simulation berechneten Positionen durch Fusion mit vorliegenden GPS-Messungen zu verbessern. Hierfür wurde das allgemeine Prinzip des Filters an das vorliegende Problem angepasst. Neben dem allgemeinen Algorithmus gehörten dazu auch die Initialisierung der benötigten Kovarianzmatrizen sowie die Berechnung der benötigten Jacobi-Matrizen.
- Die exakte Bestimmung eines Anteils der Jacobi-Matrix des Zustandsraummodells war nur mit **automatischer Differentiation** möglich, da hierfür keine mathematisch geschlossene Formulierung vorlag. In einer Zusammenarbeit mit dem *Institute for Scientific Computing* der RWTH Aachen konnte die automatische Differentiation von Matlab-Code mit dem AD-Tool ADiMat vorangetrieben werden. Es konnten sowohl Fehler in ADiMat als auch in der Implementierung des Gravitationsmodells, das als Testbeispiel diente, gefunden und behoben werden.
- Ein Test des implementierten Kalman-Filters zeigte, dass eine deutliche **Verbesserung der Positionsangaben** durch Fusion von simulierter Trajektorie und verwendeten GPS-Messungen erreicht werden kann.

Missionsplanung und -optimierung

- Um die zur Beurteilung von monostatischen SAR-Szenarien verwendeten **SAR-Parameter** auch für bi- und multistatische Anordnungen nutzen zu können, mussten sie an die geänderten Bedürfnisse angepasst werden.
- Zur Erweiterung der Simulator-Funktionalität wurde eine **automatisierte Antennensteuerung** mit zwei Aufgaben implementiert. Zum Einen kann damit im Gegensatz zur zufälligen Überlappung bei nicht gesteuerten Antennen aktiv eine Überlappung und damit eine Signalaufnahme bei bi- und multistatischen Anord-

nungen garantiert werden. Die Antennensteuerung bildet die Grundlage für eine Missionsplanungs- und -optimierungsfunktionalität.

- Als Grundlagen für die Antennensteuerung wurden **unterschiedliche Strategien** aufgezeigt und zwischen analytischen und optimierenden Strategien unterschieden. Alle zur Benutzung notwendigen Funktionalitäten der Antennensteuerung wurden im SAR-Framework bereitgestellt. Darüber hinaus wurde exemplarisch für jede der beiden Strategien eine **Beispielanwendung** zum Test im Simulator umgesetzt.
- Ein **TestszENARIO** für die Missionsoptimierung auf Grundlage von Antennensteuerungsstrategien hat gezeigt, dass mit entsprechenden Strategien eine deutliche Verbesserung der Aufnahmemöglichkeiten und Daten erreicht werden kann. Insbesondere wurde gezeigt, dass optimierende Strategien ein breites Spektrum an Möglichkeiten bieten. Sie gestatten es in verschiedenerelei Hinsicht, optimal zu verarbeitende Daten aufzunehmen.
- Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen im Bereich der Missionsoptimierung haben verdeutlicht, dass hier noch ein weites **Forschungspotential** vorliegt.

SAR-TestszENARIO

- Ein monostatisches TestszENARIO ermöglichte eine abschließende Überprüfung, ob die umgesetzten Modelle die Realität im geforderten Rahmen abbilden und die erzeugten synthetischen SAR-Rohdaten korrekt sind. Die objektive Bewertung der Daten mittels einiger wichtiger Prozessierungskenngrößen bestätigte die **hohe Qualität und die Richtigkeit der Rohdaten**.

15.3 Diskussion

Grundlegend lässt sich feststellen, dass mit der vorliegenden Arbeit ein den formulierten Anforderungen entsprechendes Softwarepaket zur modularen Simulation komplexer SAR-Szenarien entwickelt und die vorgegebenen Ziele erreicht wurden.

15.3.1 Simulatorarchitektur

Ein wesentlicher Bestandteil dieser Arbeit ist die Bereitstellung des in sich funktional abgeschlossenen Frameworks sowie des autarken und austauschbaren Rechen- und Steuerwerks zur Steuerung des Frameworks. Diese gewählte Softwarearchitektur ist im Bereich der SAR-Simulation ein neuer Ansatz und bietet im Gegensatz zu den bisher verfügbaren SAR-Simulatoren eine wesentlich größere Flexibilität.

Bis auf wenige wünschenswerte Verbesserungen und Erweiterungen der Funktionalitäten, die in Kapitel 16 noch näher diskutiert werden, konnte mit der jetzigen Version ein entsprechendes Framework bereitgestellt werden. Das zur Steuerung des Frameworks

benötigte Rechen- und Steuerwerk besitzt hingegen absichtlich noch einen eher prototypischen Charakter, was die individuelle Erweiterungsmöglichkeit durch den Benutzer unterstreicht. Mit der derzeitigen Ausführung werden allerdings auch schon jetzt sehr umfangreiche und wichtige Funktionalitäten bereitgestellt, auf die der Anwender des Simulators zurückgreifen kann, um mit eigenen Erweiterungen die SAR-Simulation an seine eigenen Bedürfnisse anpassen zu können.

15.3.2 Entwicklungstechnischer und anwendungsorientierter Teil

Im Bereich der Entwicklung und Realisierung neuer Ansätze zur Simulation und Untersuchung von bi- und multistatischen SAR-Konstellationen sind vor allem der modulare Ansatz zur Umsetzung von komplexen SAR-Konstellationen und die Abbildung realistischer Sachverhalte (wie z.B. die Verwendung des realistischen Höhenmodells der Erde, des hochgenauen Satellitentrjektorienmodells sowie das vereinfachte Flugbahnmodell eines Flugzeugs für nichtlineare Flugpfade) hervorzuheben. Das gewählte Baukastenprinzip wurde bis jetzt in dieser Art noch nicht in der SAR-Simulation verwendet. Mit dieser Umsetzung wird so ein sehr flexibler Ansatz zur Untersuchung verschiedenster SAR-Konstellationen bereitgestellt. Damit ist der Einsatz des Simulators nicht nur auf wenige spezielle Konstellationen beschränkt. Ebenso ist die realitätsnahe Umsetzung verschiedener Sachverhalte im Vergleich zu einigen bisher verfügbaren Simulatoren neu. Bisher wurden oft die Aufnahmegeometrien und der Missionsablauf stark vereinfacht, indem z.B. nur ebene Erdoberflächen und lineare Flugpfade angenommen wurden, um so den Simulationsaufwand gering zu halten. Im Rahmen dieser Arbeit sollte jedoch eine größere Realitätsnähe abgebildet werden, um detailliertere Untersuchungen durchführen zu können.

Neben den zuvor genannten Neuerungen stellt zusätzlich die parallele Erzeugung der synthetischen SAR-Rohdaten eine Innovation im Bereich der SAR-Simulation dar. Diese Vorgehensweise war zwingend notwendig, um den erhöhten Abtastungsaufwand der Erdoberfläche aufgrund der realitätsnahen Abbildung von komplexen SAR-Szenen abdecken zu können. Erst mit Hilfe der Parallelisierung war eine Simulation in vertretbarem Zeitrahmen möglich. Durch einen neuen Ansatz zur verbesserten Rohdatengenerierung und Einsortierung konnte die Parallelisierung deutlich verbessert werden.

Zur Beurteilung von bi- und multistatischen SAR-Konstellationen mussten bestehende Ansätze aus monostatischen Anwendungen erweitert werden. Zusätzlich rundete ein neues Konzept zur Planung und Optimierung von SAR-Szenarien den anwendungsorientierten Bereich mit seinen Neuentwicklungen ab.

Aus der Zielsetzung der Arbeit war der Teil der Missionsplanung und -optimierung für die Schlußphase der Arbeit geplant. Durch die thematische Breite der Arbeit konnten jedoch einige Punkte nur grundlegend betrachtet werden. Diese haben allerdings schon

gezeigt, dass der Bereich der Missionsplanung und -optimierung ein großes Forschungspotential bietet.

Die Bedienung des entwickelten Simulationswerkzeugs und damit die Erzeugung der benötigten Daten sind im jetzigen Stadium noch stark durch die Entwicklungsphase geprägt. Damit kann das Werkzeug noch nicht als intuitiv bedienbar bezeichnet werden und es erfordert für dessen Handhabung derzeit noch einen starken Einblick in die gesamte Softwarearchitektur.

Allgemein lässt sich feststellen, dass die vorgestellten neu entwickelten Ansätze, die die für den Simulator benötigten Funktionalitäten bereitstellen, jedoch zum Teil noch Verbesserungspotential aufweisen (vgl. Kapitel 16). Dies gilt insbesondere für den anwendungsorientierten Teil der Arbeit, der eher als prototypisch gesehen wurde. Um das gesamte Potential des Simulators ausschöpfen zu können, müssen weitere Funktionalitäten im Bereich des anwendungsorientierten Teils entwickelt werden. Dies liegt im Besonderen in der Verantwortung des Anwenders. Aus diesem Grund wurden im Rahmen dieser Arbeit nur exemplarische, aber durchaus sehr wichtige Funktionalitäten vorgestellt.

15.3.3 Fazit

Mit der jetzigen Implementierung des Simulators ist es zuverlässig möglich, die benötigten synthetischen SAR-Rohdaten sowie Sensordaten von komplexen bi- und multistatischen SAR-Konstellationen bereitzustellen, die für die Untersuchung, Verifizierung und Bewertung von neuen Prozessierungsalgorithmen erforderlich sind.

Die in der Zielsetzung der Arbeit formulierten Vorgaben (vgl. Abschnitte 1.3.3 und 15.1) wurden alle mit dem erstellten SAR-Simulator erfüllt. Darüber hinaus hebt sich der hier vorgestellte SAR-Simulator von den bisher verfügbaren und meist nur für spezielle Anwendungsbereiche entwickelten Werkzeugen im Bereich der SAR-Simulation durch seine flexible Einsatzmöglichkeit und neuen Ansätze ab.

16. Ausblick

Die vorliegende Arbeit stellt einen neuartigen Simulator für die modulare Simulation von SAR-Szenarien zur Verfügung. Obwohl der Simulator bereits eine ganze Reihe von Funktionalitäten bereitstellt, haben sich in der Zwischenzeit noch weitere Fragestellungen ergeben. Insbesondere ergibt sich in der Fortführung dieser Arbeit die Möglichkeit, Ergebnisse und Erkenntnisse aus den anderen Teilprojekten des Paketforschungsvorhabens in die Simulation mit einzubinden. Hierauf wird in der Folge detaillierter eingegangen. Aufgrund seiner hohen Komplexität bietet dieses Thema jedoch über diese Arbeit hinaus ein großes Forschungspotential.

Im Folgenden werden die noch auszuführenden Arbeiten sowie die weiteren Untersuchungsbereiche näher beschrieben.

16.1 Auszuführende Arbeiten

Die geforderten Funktionalitäten des Simulators sind mit der vorliegenden Implementierung sichergestellt. Weitere sinnvolle Erweiterungen betreffen eine Verbesserung der Bedienung, der Genauigkeit und der Flexibilität des Simulators.

16.1.1 Anpassungen am Framework

Während der Erstellung und der Benutzung des SAR-Frameworks konnten einige Verbesserungsvorschläge erarbeitet werden, die aus Zeitgründen bis zur Fertigstellung dieser Arbeit nicht mehr umgesetzt werden konnten.

- **Generierung fokussierter SAR-Bilder**

Durch die Wahl des geometrischen Modellierungsansatzes ist es möglich, neben synthetischen SAR-Rohdaten auch direkt fokussierte SAR-Bilder einer SAR-Konstellation erzeugen zu können. Diese fokussierten Bilder können sowohl für den Test von Visualisierungsmethoden [LAMBERS *et al.* 2007] als auch für die Beurteilung von Prozessierungsalgorithmen benutzt werden. In diesem Falle würde das fokussierte Bild als Referenz für das prozessierte SAR-Bild dienen und eine Beurteilung der Prozessierungsgüte wäre möglich.

Um solche fokussierten Bilder aufnehmen bzw. generieren zu können, kommt prinzipiell anstelle der Radarkeule eine Schlitzblende zum Einsatz (Abbildung 16.1). Sie tastet einen solch schmalen Streifen ab, sodass nur eine Punktzielbreite abgedeckt wird. Dabei ist die Schlitzblende mit einem Squint Angle von $\psi = 0^\circ$ querab zur Flugrichtung hin ausgerichtet. Bei richtig gewählter Ausrichtung und Ausdehnung wird auf diese Art jedes Ziel nur genau einmal abgetastet.

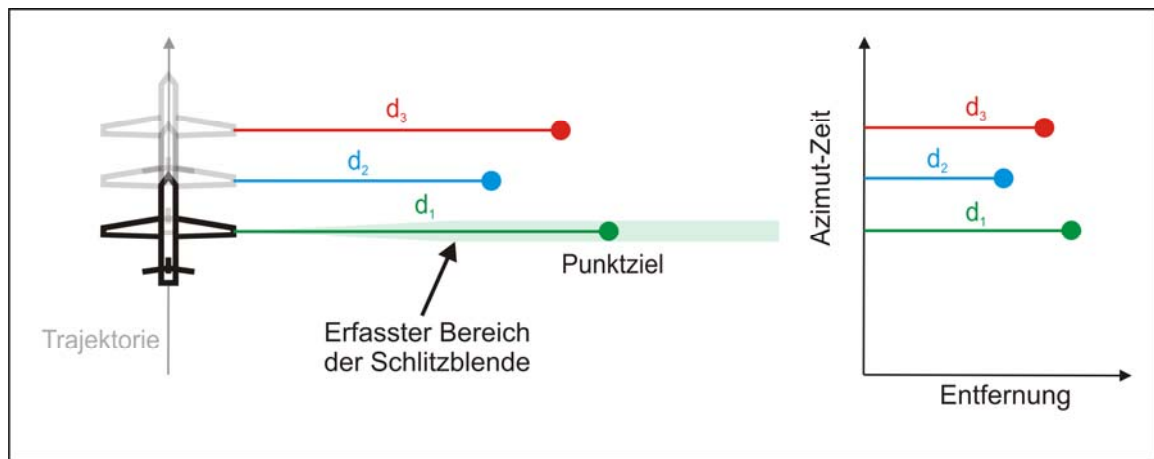


Abbildung 16.1: Draufsicht auf die Fluggeometrie mit Schlitzeblende. Die Schlitzeblende ist so breit gewählt, dass zu einem Azimut-Zeitpunkt nur eine Punktzielbreite abgedeckt wird. So wird jedes Ziel genau ein einziges Mal mit der Konstellation erfasst. Im fokussierten Bild erscheint jedes Ziel mit seiner Radarhelligkeit (Intensität).

Die Schlitzeblende nimmt dabei die reflektierten Signale aller Punktziele auf und wertet Intensität und Signallaufzeit aus. Die Intensitäten können als Bildpunkte im SAR-Bild aufgrund der Laufzeiten (Spalte) und der Azimutzeit (Zeile) angeordnet werden.

Für die Umsetzung der Schlitzeblende im SAR-Framework muss deren Funktionsprinzip an das Konzept des geometrischen Modellierungsansatzes angepasst werden. Dazu ist die Schlitzeblende in der Art einer Radarkeule umzusetzen. Damit ergibt sich die Notwendigkeit, die eigentliche unendlich schmale Schlitzeblende durch eine Pseudo-Schlitzeblende mit endlicher Breite in Azimut-Richtung umzusetzen (Wahl der Breite: siehe unten). Zusätzlich muss eine neue Testfunktion (vgl. Abschnitt 9.1.3 – Kriterium 1) zur Überprüfung implementiert werden, ob sich ein Punktziel inner- oder außerhalb des Schlitzeblenden-Footprints befindet. Die dabei zugrundegelegte Footprintform (Rechteck) und Größe ist im Gegensatz zur typischen elliptischen Radarkeule von der Entfernung Punktziel - Radarantenne unabhängig.

Zusätzlich muss für den Vergleich von fokussiertem SAR-Bild mit prozessiertem SAR-Bild die Anzahl der Bildzeilen und -spalten für beide Bilder gleich gewählt werden. Aus diesem Grunde muss die für die Generierung der synthetischen SAR-Rohdaten gewählte Simulationsschrittweite τ auch für das fokussierte Bild gewählt werden. Um die Erdoberfläche lückenlos mit der Pseudo-Schlitzeblende abzutasten, muss die Schlitzeblendenbreite derart gewählt werden, dass die Schlitzeblendenfootprints von Simulationszeitschritt zu Simulationszeitschritt lückenlos aneinander liegen (Abbildung 16.2).

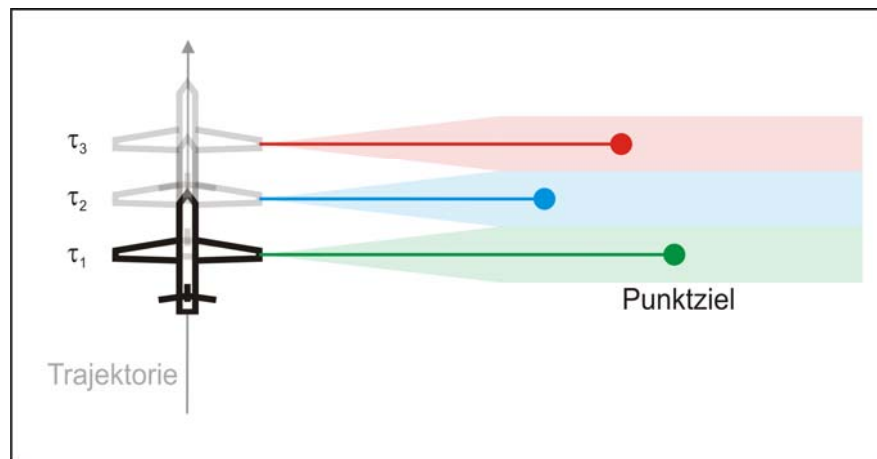


Abbildung 16.2: Lückenlose Schlitzenblendenanordnung. Die Schlitzenblendenbreite wird derart angepasst, dass die abgedeckten Streifen von Zeitschritt zu Zeitschritt lückenlos aneinander liegen.

Das Grundprinzip der Schlitzenblende erfordert es allerdings, dass nur eine Punktzielbreite erfasst wird. Durch die Vorgabe der Schlitzenblendenbreite und der vorliegenden Oberflächengitterweite aus dem Szenario (vgl. Abschnitt 9.1.2) ist es jedoch nicht immer gewährleistet, dass nur eine Punktzielbreite erfasst wird. Liegen mehrere Punktziele über die Schlitzenblendenbreite im Footprint verteilt, so müssen diese in Azimutrichtung außen liegenden Punktziele mit einer entsprechenden Gewichtungsfunktion (Sinc-Funktion) intensitätsmäßig angepasst werden (Abbildung 16.3) und die sich so ergebenden Echos phasenrichtig aufsummiert werden („azimuth presuming“).

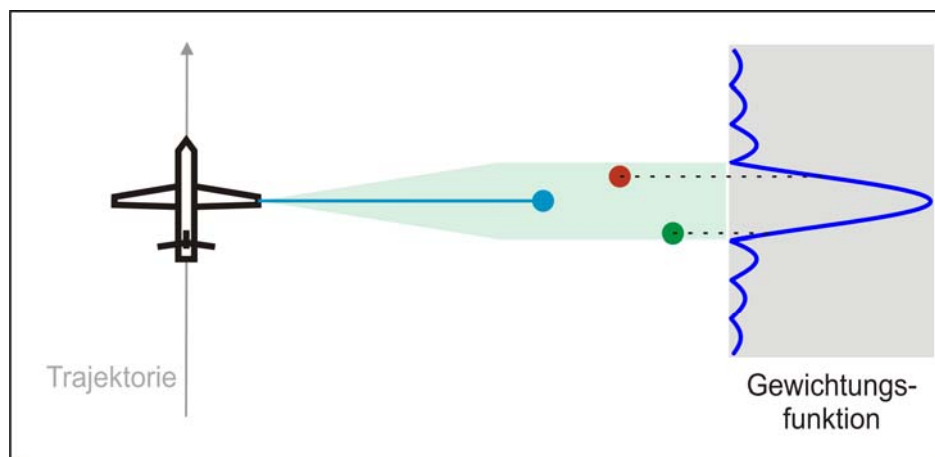


Abbildung 16.3: Gewichtung der Punktziel-Intensitäten. Bei Erfassung von mehreren Punktzielen nebeneinander in Azimut-Richtung werden die außen liegenden Intensitäten mit einer Gewichtungsfunktion reduziert.

Ein weiteres Problem tritt bei der Einsortierung der Bildpunkte in die entsprechende Bildspalte auf, da auch die Spaltenanzahl des fokussierten Bildes mit der des prozessierten Bildes übereinstimmen muss. Jede Bildpunktspalte charakterisiert genau nur eine Signallaufzeit. Da jedoch davon ausgegangen werden kann, dass keine erfasste Signallaufzeit genau mit der korrespondierenden Laufzeit ei-

ner Spalte übereinstimmt, würde nie ein Signal einsortiert werden können. Um hier Abhilfe zu schaffen, müssen die berechneten Laufzeiten respektive auch die Intensitäten auf die umliegenden Zeitpunkte interpoliert werden.

Eine Erweiterung dieses Ansatzes auf das bistatische Aufnahmeprinzip erscheint denkbar, insbesondere bei translationsinvarianten Geometrien, in denen Beleuchter und Empfänger sich auf parallelen Trajektorien mit gleicher Geschwindigkeit bewegen [ENDER 2003]. Auch bei allgemeinen bistatischen Konstellationen wäre dieses Verfahren denkbar, indem das Schlitzblendenprinzip etwa nur auf die Receiver- oder die Transmittergeometrie angewendet würde. So entstünde dann jeweils ein Bild, welches als Referenz für eine Prozessierung in Receiver- oder Transmittergeometrie dienen könnte.

- **Verbesserung des Datenmanagements und der Datenstruktur während der Parallelisierung**

Während der SAR-Rohdatengenerierung fällt ein sehr großes Datenvolumen an, welches bei der Parallelisierung über das Netzwerk zwischen den entsprechenden Knoten ausgetauscht werden muss. Zudem müssen je nach gewähltem Parallelisierungsansatz diese Daten unter Umständen zwischengespeichert werden. Zur Vermeidung von Konflikten in der Netzwerkkommunikation und zur Beschleunigung des Speicherprozesses ist es sinnvoll, über ein neues Datenmanagement oder über neue Datenstrukturen mit reduziertem Datenvolumen nachzudenken. Dazu müssen die bisherigen Datenstrukturen auf eventuelle Einsparungsmöglichkeiten hin untersucht und ein neues Dateiformat entwickelt werden.

- **Verbesserung des Algorithmus zur Bestimmung des Rohdatenbereichs**

Zur Verringerung der auszutauschenden Datenmenge während der Rohdatengenerierung wurde ein verbesserter Algorithmus zur frühzeitigen Bestimmung der Rohdatendimension implementiert (vgl. Abschnitt 10.3.2). Grundlegend für diesen Algorithmus ist die Bestimmung der Größe R_{Center} aus der Geometrie der SAR-Konstellation. Dazu werden die Ausgangskonstellation und die Antennenkonstellation der beteiligten Trägerplattformen benötigt. Bei unbewegten Antennen ist die Bestimmung von R_{Center} unproblematisch. Es kann davon ausgegangen werden, dass diese Größe sich im Verlauf des Szenarios nicht so stark ändert, dass die berechnete Rohdatendimension zu klein ist und gewisse Daten nicht mehr aufgenommen werden können.

Nach der Implementierung der automatisierten Antennensteuerung (vgl. Abschnitt 13.2) stellte sich jedoch heraus, dass sich durch das Schwenken der Antennen die Geometrie so stark ändern kann, dass die berechnete Dimension nicht ausreicht, um sämtliche Daten aufzunehmen. Die einzige Möglichkeit, eine

ausreichende Dimension zu erhalten, ist zurzeit, die Dimension der Rohdatenmatrix über die entsprechende Wahl der Parameter w_{Range} oder n_{Range}^{Data} stark zu vergrößern. Damit muss allerdings wieder eine sehr große Datenmatrix verwaltet werden.

Aus diesem Grunde ist es sinnvoll, den Algorithmus zur Bestimmung von R_{Center} an die Antennensteuerung anzupassen, um eine optimale Größe zu bestimmen, die es ermöglicht, sämtliche Daten zu erfassen bei gleichzeitigem minimalem Speicheraufwand.

- **Erweiterung der SAR-Rohdatengenerierung auf das Continuous Wave-Verfahren (CW-Verfahren)**

Typischerweise werden für das SAR kurze, gepulste Radarsignale mit hoher Leistung verwendet. Die Distanz zu einem Ziel kann, wie schon gesehen, über die benötigte Laufzeit der reflektierten Signale bestimmt werden. Beim CW-Verfahren hingegen wird ein kontinuierliches Signal abgestrahlt (vgl. Abbildung 16.4), welches eine geringere Leistung als beim gepulsten Radar besitzt. Die Entfernungsmessung geschieht bei diesem Verfahren über die Bestimmung der Phasendifferenz zwischen Sende- und Empfangssignal.

Auch wenn heutzutage üblicherweise gepulste Systeme im Bereich des SAR genutzt werden, bietet das CW-Verfahren auch hier interessante Vorteile und macht es für weitere Untersuchungen attraktiv. Der generelle Vorteil des CW-Verfahrens liegt in der einfachen Hardware und der günstigeren Realisierung der Systeme. Ein Nachteil ist darin zu sehen, dass dieses Verfahren für eine monostatische Anordnung nur schwierig zu realisieren ist, da durch die fehlende räumliche Trennung von Sender und Empfänger das jederzeit aktive Sendesignal das um Größenordnungen schwächere Empfangssignal zu „überstrahlen“ droht. Der hochempfindliche SAR-Empfänger würde aus diesem Grund übersteuert werden müssen, was im schlimmsten Fall zu seiner Zerstörung führen könnte. Dieses Problem ist bei einer bistatischen Anordnung durch die räumliche Trennung von Sender und Empfänger nicht gegeben und so ließe sich das CW-Verfahren für solche Anordnungen nutzen.

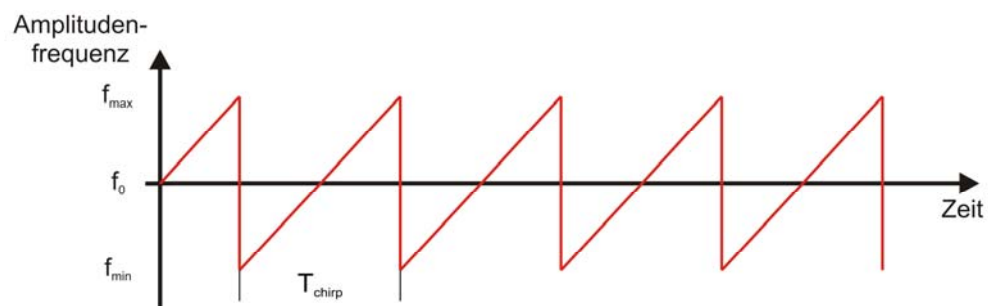


Abbildung 16.4: Langer Sendechirp ohne Pulspausen

Durch die ununterbrochene Abstrahlung des Signals ist die Start-Stop-Approximation, die für monostatisch gepultste SAR-Systeme Standard ist, so zunächst nicht mehr länger gültig und die Plattformbewegungen während des Aussendens und Empfangens dürften nicht mehr vernachlässigt werden. Dies führt bei der Prozessierung zu einer erweiterten „Range-Migration“, die beseitigt werden muss.

Jedoch kann das CW-Verfahren durch einige einfache Modifikationen an dem hier vorgestellten Simulationskonzept im Simulator implementiert werden:

- Da der Simulator auf rein diskreter Basis arbeitet, muss der kontinuierliche Sendeprozess ebenfalls diskret abgebildet werden. Dazu ist es notwendig, eine passende Frequenz zur Diskretisierung zu wählen, sodass die Kontinuität des Sendens abgebildet werden kann. Es bietet sich an, im Gegensatz zum normalen SAR, den Sendevorgang mit der Aufnahmefrequenz der Empfangsantenne zu diskretisieren (vgl. Abbildung 16.5), da sie die kleinste zeitliche Abfolge im System darstellt. Diese Schrittweite ermöglicht wieder die Verwendung der Star-Stop-Approximation, da die Positionsänderung von Zeitschritt zu Zeitschritt aufgrund der Plattformgeschwindigkeit im Gegensatz zur Signalausbreitungsgeschwindigkeit vernachlässigbar wird. Auf diese Weise kann die vorliegende diskrete Funktionalität des Simulators wieder genutzt werden.

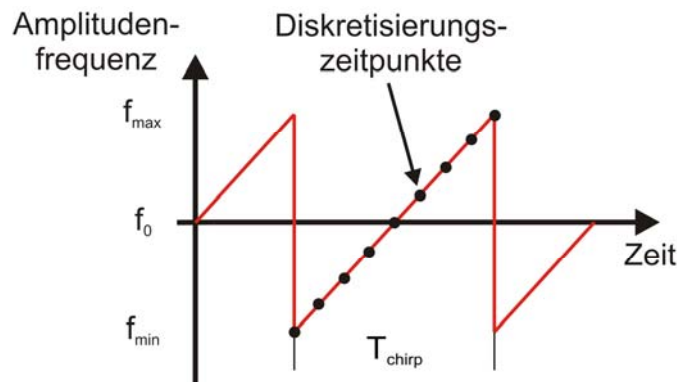


Abbildung 16.5: Diskretisierung des kontinuierlichen Sendechirps

- Durch die Verwendung eines anderen Sendechirps im Vergleich zu dem in Abschnitt 2.2.2 gezeigten Impulses muss die Signalantwortberechnung für die aufgenommenen Signale entsprechend angepasst werden.

Mit der Modifikation des Simulators zur Verwendung des CW-Verfahrens ergeben sich allerdings auch einige Nachteile. Durch die Erhöhung der Abtastrate zur Abbildung des kontinuierlichen Abstrahlprozesses kommt es zu einer drastischen Erhöhung der Simulationslaufzeit. Diese Tatsache unterstreicht wiederum die Wichtigkeit der Parallelisierung der Rohdatengenerierung. Zudem werden durch

die wiederholte Verwendung der Start-Stop-Approximation ebenfalls in dieser Modellierung die Effekte der Pulsdehnung und -stauchung ignoriert.

- **3D SAR-Datenerzeugung**

Eine weitere Möglichkeit besteht darin, den Simulator auf eine echte 3D-SAR-Bildgewinnung zu erweitern. Für die Radarfernerkundung ist es neben der üblichen Erfassung der sichtbaren Oberfläche wünschenswert, mittels spezieller SAR-Systeme z.B. die durch eine Bewaldung verdeckte reale Geländekontur der Erde zu erfassen und abbilden zu können. Für die Entwicklung und Untersuchung solcher 3D-SAR-Systeme in Verbindung mit einem Simulator, müssten entsprechende Rohdaten solcher 3D-SAR-Bilder bereitgestellt werden können.

Die 3D-SAR-Bildgewinnung ist insbesondere dann nur möglich, wenn mit Wellenlängen gearbeitet wird, die nicht an der Oberfläche gestreut werden, sondern in das Volumen unter der Erde eindringen oder durch möglichen Bewuchs hindurchdringen. Dies geschieht beim konventionellen SAR bereits bei der Verwendung von L-Band Wellenlängen ($\lambda \cong 30\text{ cm}$) oder bei der Verwendung von VHF Strahlung (**Very High Frequency**, auch bekannt unter dem Namen **UKW – Ultra-KurzWellen**, 30-300 MHz). Darüber hinaus wird nicht ionisierende Strahlung im TerraHertz-Bereich gezielt im Sicherheitsbereich eingesetzt, um in Koffer oder Pakete „hinein zu sehen“ (*räumliche Insitu Exploration*).

Die von einem Volumen zurückgestreute Strahlung benötigt allerdings vollkommen andere Aufnahme- und Fokussierungsverfahren, die den tomographischen Verfahren ähneln: anstelle eines einzigen Empfängers muss ein ganzes Empfängerarray verwendet werden. Die zur Modellierung eines solchen Arrays benötigte Funktionalität wird schon mit der jetzigen Implementierung bereitgestellt.

An die Stelle der diskretisierten Oberfläche tritt ein 3-dimensionales Volumengitter, in welchem die Radarreflektoren mit ihren zugehörigen Rückstreuoeffizienten dreidimensional verteilt sind. Dazu können die Reflektoren schichtweise in unterschiedlichen Lagen in einer Simulationszelle angeordnet werden. Je nach möglicher Eindringtiefe der Radarwellen und der gewünschten „Auflösung“ in Tiefenrichtung sind so entsprechend viele Lagen zu modellieren. Um dieser Anforderung gerecht zu werden, muss der Oberflächengenerator hierzu erweitert werden.

Beim Eindringen einer Radarwelle in ein Medium (z.B. Erde oder Bewuchs) wird deren Signalstärke geschwächt. Sie muss entsprechend der akkumulierten Dämpfung in der Materie entlang des Ausbreitungsweges verringert werden (*Abel- bzw. Radon-Transformation*). Hierzu ist es bei der Erfassung eines Reflektors innerhalb des untersuchten Volumens notwendig, die in der Materie zurückgelegte Strecke zu bestimmen.

Bei der nicht opaken Betrachtung der Erdoberfläche kann das Abtastkriterium *Radarschatten* (vgl. Abschnitt 9.2.3) vernachlässigt werden, da ein Radarsignal einen Berg durchdringen und einen im Schatten liegenden Reflektor mit seiner reduzierten Signalstärke beleuchten kann. Wenn allerdings das Signal derartig abgeschwächt wurde, dass es unter einen vorgegebenen Schwellwert gefallen ist, sendet der Reflektor dieses Signal nicht mehr zurück. So wäre die normale Schattenwirkung mitmodelliert. Darüber hinaus muss ebenfalls das Abtastkriterium Reflexion (vgl. Abschnitt 9.2.2) nicht mehr berücksichtigt werden, da alle Reflektoren diffus abstrahlen müssen. Diese Vernachlässigungen führen zunächst zu einer Zeiteinsparung während des Abtastvorgangs, die jedoch durch die Abtastung der zusätzlichen Reflektoren im Inneren des Volumengitters wieder aufgebraucht wird. Der Abtastalgorithmus des Kriteriums *Footprint* (vgl. Abschnitt 9.2.1) kann jeweils schichtweise auf die einzelnen Lagen des Volumengitters angewendet werden. Es ist allerdings auch denkbar, ihn auf eine dreidimensionale Vorgehensweise zu erweitern.

Die Parallelisierung der synthetischen Rohdatengenerierung kann neben der Zeitachseneinteilung (vgl. Abschnitt 10.3 und Abbildung 10.7) zusätzlich auf die unterschiedlichen Lagen des Volumengitters erweitert werden. Die SAR-Rohdaten können dabei von jeder einzelnen Lage des Gitters bestimmt werden und nach der Berechnung ohne Verschiebungen bzw. Zeitverzögerungen in den Signalen aufaddiert werden, sodass an der Datengenerierung keine wesentlichen Änderungen vorgenommen werden müssen.

Neben der Erweiterung des SAR-Simulators auf 3D SAR-Datengenerierung ist es ebenfalls denkbar, die in dieser Arbeit vorgestellten Ansätze möglicherweise für einen neuen Simulator zur Modellierung und Untersuchung von *räumlicher In-situ Exploration* zu verwenden. (siehe oben)

- **GPS-Sensormodell**

Ein reales GPS-System ist in der Lage, neben Positionsangaben auch Geschwindigkeitsinformationen zu liefern. Mit dem implementierten GPS-Modell ist zurzeit nur eine Bereitstellung reiner Positionsangaben möglich. Allerdings ist es für verschiedene Untersuchungen wünschenswert, auch verrauschte Geschwindigkeitsangaben zu erhalten. Aus diesem Grunde bietet es sich an, das benutzte GPS-Modell um die Funktionalität der Geschwindigkeitsbestimmung zu erweitern.

- **SAR-Parameter**

Neben den in Abschnitt 13.1 schon näher untersuchten SAR-Parametern gibt es noch weitere Parameter, die Aussagen über eine SAR-Konstellation zulassen. Zu nennen wären hier: *Point of closest Approach*, *Beam Center Time*, *Doppler*

Centroid und *Zero Doppler Shift* [LOFFELD und NIES 2000]. Sie müssten ebenso wie der B-Parameter von monostatischen auf bi- und multistatische Anordnungen angepasst und implementiert werden.

Im Rahmen der neu entwickelten bi- und multistatischen Verarbeitungsansätze und -algorithmen werden eventuell in Zukunft noch weitere Bewertungskriterien entwickelt. Diese sollten für den Simulator ebenfalls genutzt werden, um seine Funktionalität in diesem Bereich zu erweitern.

16.1.2 Anpassungen am Rechen- und Steuerwerk

Anpassungen an den entsprechenden Anwendungen des Rechen- und Steuerwerks können eine Verbesserung der Simulations- bzw. Prozessierungsergebnisse und der Simulatorfunktionalität bieten:

- **Implementierung des CHAMP-Gravitationsmodells**

Wie schon in Abschnitt 11.1.5 festgestellt, verschlechtern sich die Simulationsergebnisse bei einer Verwendung sehr hoher Grade der harmonischen Entwicklung. Es liegt die Vermutung nahe, dass dieses Verhalten aus numerischen Fehlern der Modellimplementierung im Rechen- und Steuerwerk aufgrund der hohen Parameteranzahl entsteht. Um eine genauere Aussage darüber treffen zu können, müssen zunächst genaue Untersuchungen zum numerischen Verhalten der Implementierung durchgeführt werden. Sollte die verwendete Umsetzung für numerische Fehler anfällig sein, so müsste über eine entsprechende Reimplementierung zur Vermeidung dieser Fehler nachgedacht werden.

- **Positionsschätzung mittels Kalman-Filter**

Die Untersuchungen zur Positionsschätzung in Abschnitt 12.5 haben gezeigt, dass das Kalman-Filter bessere Positionen aus Simulation und GPS-Messung schätzen kann, als eine reine Simulation bzw. Messung sie liefern. Allerdings weist die geschätzte Trajektorie noch ein stark sprunghaftes Verhalten auf. Für die SAR-Prozessierung ist es daher wünschenswert, einen möglichst ungestörten und „glatten“ Track vorliegen zu haben (vgl. Abschnitt 11.2.1). Zu diesem Zweck kann eine Glättung der geschätzten Positionen vorgenommen werden. Hierfür kommen mehrere Verfahren in Frage. So z.B. der Rauch-Tung-Strubel-Glätter [SCHRICK 1977] oder der Fraser-Potter-Smoother [MEDITCH 1969]. Ein kurzer Überblick dieser Verfahren in übersichtlicher Notation kann in [KNEDLIK 2003] gefunden werden. Welche Verfahren sich am besten für diese Problematik nutzen lassen, müsste eine genauere Untersuchung ergeben.

16.2 Forschungsbereich: Missionsplanung und -optimierung

Der Simulator stellt in der jetzigen Implementierung die grundlegende Funktionalität zur Missionsplanung und -optimierung zur Verfügung. Ausgehend von der jetzigen Funktionalität zeichnen sich bereits einige mögliche Erweiterungen und Verbesserungen ab.

16.2.1 Erweiterungen

Die nachfolgend dargestellten optionalen Erweiterungen bieten dem Anwender weitreichende Untersuchungsmöglichkeiten von SAR-Konstellationen und eröffnen neue Bereiche zur Missionsplanung und –optimierung mit Hilfe des SAR-Simulators.

- **Neue Optimierungskriterien**

Da sich die Missionsplanung und -optimierung im Rahmen des neu entwickelten SAR-Simulators erst am Beginn der Entwicklungsphase befindet, konnte bis jetzt nur die Maximierung der Schnittfläche zwischen zwei Footprints als Optimierungskriterium umgesetzt werden.

Wie schon bei Testergebnissen aus Abschnitt 13.2.4 gesehen, ermöglicht dieses Kriterium eine Verbesserung der Flexibilität des SAR-Simulators und der Simulationsergebnisse im Hinblick auf die Überlappung der Footprints. Neue Optimierungskriterien bieten an dieser Stelle ein großes Verbesserungspotential. Als Freiheitsgrade zur Optimierung bietet das SAR-Framework allerdings zurzeit nur das Schwenken der Antennen an.

Mit den bereitgestellten Grundfunktionalitäten können weitere Optimierungskriterien umgesetzt werden, wie z.B.:

- **Optimierung der geometrischen Auflösung**

Insbesondere die parallel zu dieser Arbeit in einem weiteren Teilprojekt entstandenen und in der Dissertation [WALTERSCHEID 2008] dokumentierten Untersuchungen zur geometrischen Auflösung allgemeiner Sensoren könnten in den Simulator integriert werden. Dies böte die Möglichkeit, die bei bistatischen Sensoren i.A. ortsabhängige geometrische Auflösung als ein sehr leistungsfähiges Optimierungskriterium für die Missionsplanung zu nutzen. Receiver- und Transmittertrajektorien könnten damit auf eine möglichst homogen verteilte maximale geometrische Auflösung optimiert werden.

- **Minimierung des Doppler Centroid (Dopplerschwerpunkt)**

Durch die Minimierung des Doppler Centroid ergeben sich verarbeitungstechnische Vorteile, die an dieser Stelle nicht tiefergehend behandelt werden können, ohne zu tief in die SAR-Prozessierung eintauchen zu müssen.

- **Maximierung der Swathlänge**

Die Maximierung der abgetasteten Swathlänge spielt eine wichtige Rolle für die Planung einer Mission. Gerade bei bi- und multistatischen SAR-Anordnungen ist es wünschenswert, eine möglichst lange Szene aufzunehmen, um die Szenenanzahl und somit den Koordinierungsaufwand der zwei oder mehr Plattformen minimal zu halten.

Dabei ist zu beachten, dass das zur Maximierung der Swathlänge benötigte Schwenken der Antennen unter der Berücksichtigung einer angemessenen Datenqualität der SAR-Rohdaten durchgeführt wird.

Darüber hinaus kommen weitere Kriterien aus den Anforderungen der SAR-Prozessierung in Frage. Allerdings würde eine detaillierte Beschreibung dieser Kriterien an dieser Stelle zu weit in nachrichtentechnische Bereiche führen.

Bei der Auswahl neuer Optimierungskriterien ist darauf zu achten, dass die Kriterien mathematisch so formuliert werden können, dass eine Verarbeitung mit entsprechenden Optimierungsverfahren sichergestellt ist. Weiterhin ist es nur möglich, solche Kriterien zu berücksichtigen, die mit Hilfe der aus dem SAR-Framework zur Verfügung stehenden Informationen und Daten berechnet werden können.

Neben der Verwendung dieser einzelnen Kriterien besteht ebenfalls die Möglichkeit, diese Kriterien sinnvoll miteinander zu kombinieren. So ist z.B. eine Kombination aus maximaler Swathlänge unter Berücksichtigung eines minimalen Doppler Centroid durchaus denkbar.

- **Optimierung des Flugzeugflugpfades**

Neben der Optimierung der Antennensteuerung kann für die Missionsplanung eine weitere sehr vielversprechende Erweiterung vorgesehen werden. In der jetzigen Implementierung werden fest vorgegebene Flugzeugflugpfade während der Optimierung der Antennensteuerungswinkel angenommen. Allerdings wäre es durchaus sinnvoll, den Flugpfad in den Optimierungsprozess mit einzubeziehen. So erhält man neben den Steuerungswinkeln der Antennen weitere Freiheitsgrade zum Design einer SAR-Mission. Diese Freiheitsgrade sind die in Abschnitt 11.2.1 aufgeführten Größen zur Beschreibung der Flugzeugtrajektorie.

Die allgemeine Möglichkeit, den Flugpfad eines Flugzeugs mit in die Optimierung einzubeziehen, eröffnet mehr Anwendungsmöglichkeiten zur Missionsplanung und bietet zudem ein weites und interessantes Untersuchungsfeld.

- **Modulares Optimierungskonzept**

Mit der Einbeziehung und Kombination weiterer Bewertungskriterien und des Flugzeugflugpfades können sehr komplexe und aufwendige Optimierungsmodel-

le entstehen, die vom Anwender unter Umständen für jede neue Kombination von berücksichtigten Kriterien neu implementiert oder aufwendig angepasst werden müssen. Um den Implementierungsaufwand und die Anwendung der Optimierung anwenderfreundlich zu gestalten, wäre es denkbar, ein modulares Optimierungskonzept in Anlehnung an den Elementbaukasten des Simulators (vgl. Abschnitt 5.1.2) zu entwickeln. Aus vorgefertigten Modulen kann die gewünschte Kombination aus Optimierungskriterien zusammengestellt werden, ohne jedes Kriterium selbst implementieren zu müssen. Durch eine entsprechende Konvention zur Formulierung der Optimierungskriterien kann der Baukasten dennoch vom Anwender erweitert werden.

16.2.2 Verbesserungen

Neben den im vorherigen Abschnitt vorgestellten Erweiterungen sind zusätzliche Verbesserungen der bisherigen grundlegenden Funktionalitäten denkbar.

- **Neue Optimierungsalgorithmen**

Für die Optimierung des Flächenkriteriums stehen drei unterschiedliche Optimierungsalgorithmen zur Verfügung (vgl. Abschnitt 13.2.3, optimierende Strategie). Diese sind Stand der Technik und allgemein einsetzbar. Um eventuellen neuen Bewertungskriterien und damit verbundenen Anforderungen besser Rechnung tragen zu können, ist zu untersuchen, ob neue Optimierungsverfahren eine Verbesserung leisten können. In einem solchen Fall wären die infrage kommenden Optimierungsalgorithmen im Rechen- und Steuerwerk zu implementieren.

- **Verbesserung der Optimierungsergebnisse**

Durch den Einsatz der in Abschnitt 13.2.3 - optimierende Strategie - erwähnten Optimierer kommt es in den berechneten Antennensteuersequenzen zu scharfen Sprüngen (Abbildung 13.17). Hier empfiehlt sich, eine Datenglättung durchzuführen, um eine kontinuierliche Bewegung der Antennen nachbilden zu können. Als Möglichkeit bietet sich an, die Glattheit direkt in das Optimierungskriterium einzubauen, indem man über sämtliche Zeitpunkte zugleich optimiert und nur eine gewisse Änderung der Optimierungsvariablen pro Zeiteinheit zulässt. Eine weitere Möglichkeit bieten Filter wie z.B. das gleitende Mittel mit n Punkten rechts und links von dem zu glättenden Punkt, die es ermöglichen, die entsprechenden Optimierungsergebnisse nachträglich zu glätten. Die Auswahl geeigneter Verfahren und deren Umsetzung im Rahmen der Missionsplanung und -optimierung erfordern entsprechende Untersuchungen.

- **Beschleunigung der Optimierung**

Neben den gerade angesprochenen Verbesserungen zur Optimierung im Bereich der Algorithmen und Datenglättung ist auch eine Beschleunigung der Be-

rechnungen notwendig (vgl. Abschnitt 13.2.4, Rechenzeiten). Als eine Möglichkeit bietet es sich an, das Flächenoptimierungsproblem als sogenanntes Kontinuationsproblem zu betrachten, bei dem man ein - allerdings lokales - Optimum der Flächenüberlappung über der Zeit verfolgt. So muss nicht in jedem Simulationsschritt wieder global neu optimiert werden. In einem gewissen Intervall muss jedoch geprüft werden, ob das lokale Minimum auch noch immer das globale ist.

Mathematisch kann diese Vorgehensweise folgendermaßen ausgedrückt werden: Ist das allgemeine Optimierungsproblem

$$\min_x f(t, x) \quad (16.1)$$

gegeben, so beschreibt

$$\frac{\partial f}{\partial x}(t, x^{opt}(t)) = 0 \quad (16.2)$$

das Kontinuationsproblem. Durch eine weitere Ableitung nach der Zeit erhält man die Gleichung

$$\frac{\partial^2 f}{\partial x \partial t}(t, x^{opt}(t)) + \frac{\partial^2 f}{\partial^2 x}(t, x^{opt}(t)) \cdot \dot{x}^{opt}(t) = 0, \quad (16.3)$$

aus der die zeitliche Veränderung des Optimums berechnet werden kann:

$$\dot{x}^{opt}(t) = - \left(\frac{\partial^2 f}{\partial^2 x}(t, x^{opt}(t)) \right)^{-1} \cdot \frac{\partial^2 f}{\partial x \partial t}(t, x^{opt}(t)). \quad (16.4)$$

Damit ist es möglich, das Optimum über die Zeit zu verfolgen.

- **Gekrümmte Erde**

Für das Schnittflächenkriterium wurde zur Vereinfachung eine ebene Erdoberfläche angenommen. Mit Hinblick auf die realitätsnahe Umsetzung des gesamten Simulators wäre es jedoch sinnvoll zu überprüfen, wie weit eine Berücksichtigung der gekrümmten Erde zu einer Verbesserung der Untersuchungsergebnisse führt.

17. Literatur

- Akenine-Möller, T. und Haines, E. (2006): *Real-time rendering*, 2. Auflage, AK Peters.
- Amiot, T.; Thouvenot, E. und Cugny, B. (2002): *The interferometric cartwheel: a multi-purpose formation of passive radar microsatellites*, in Proceedings of "IGARSS 2002", Toronto, Canada.
- Anwane, S. W. (2007): *Fundamentals of electromagnetic fields*, Infinity Science Press.
- Ashenden, P. J.; Peterson, G. D. und Teegarden, D. A. (2003): *The system designer's guide to VHDL-AMS : analog, mixed-signal, and mixed-technology modeling*, Kaufmann.
- Community Portal for Automatic Differentiation* von: autodiff.org, Quelle: <http://www.autodiff.org/>, Zugriff am 26.04.2008.
- Balzert, H. (2005a): *Lehrbuch der Objektmodellierung: Analyse und Entwurf mit der UML 2; mit CD-ROM und e-learning-Online-Kurs*, 2. Auflage, Elsevier, Spektrum Akad. Verl.
- Balzert, H. (2005b): *Lehrbuch Grundlagen der Informatik: Konzepte und Notationen in UML 2, Java 5, C++ und C#, Algorithmik und Software-Technik, Anwendungen; mit CD-ROM und e-learning-Online-Kurs*, 2. Auflage, Elsevier, Spektrum Akad. Verl.
- Balzert, H. (2006): *Java 5: objektorientiert Programmieren; vom objektorientierten Analysemodell bis zum objektorientierten Programm*, W3L-Verl.
- Banks, J.; Carson, J. S. und Nelson, B. L. (1999): *Discrete-event system simulation*, 2. Auflage, Prentice Hall.
- Baur, E. (1985): *Einführung in die Radartechnik: 6 Tabellen*, Teubner.
- Bischof, C. H.; Bücker, H. M.; Lang, B.; Rasch, A. und Vehreschild, A. (2002): *Combining source transformation and operator overloading techniques to compute derivatives for MATLAB programs*, in Proceedings of "Second IEEE International Workshop on Source Code Analysis and Manipulation (SCAM 2002)".
- Booch, G. (2007): *Object-oriented analysis and design with applications*, 3. Auflage, Addison-Wesley.
- Bossel, H. (2004): *Systeme, Dynamik, Simulation: Modellbildung, Analyse und Simulation komplexer Systeme*, Books on Demand.
- Brand, B.; de Florio, S.; Neff, T.; Speck, R. und Zehetbauer, T. (2006): *Simulation Tool for SAR Missions*, in Proceedings of "EUSAR 2006", Dresden, Germany.
- Brenner, A., Ender, J. (2006): *Demonstration of advanced reconnaissance techniques with the airborne SAR/GMTI sensor PAMIR*, in: IEE Proceedings - Radar, Sonar, Navigation, Vol. 153, Nr. 2, Seiten 152-162.
- Brookner, E. (1983): *Radar technology*, 8. Auflage, Artech House.
- Bücker, M. (2006): *Automatic differentiation: applications, theory, and implementations; with 33 tabl*, Springer.

- Buckreuß, S. (1994): *Bewegungskompensation für flugzeuggetragene SAR-Systeme: 18 Tabellen*, Als Ms. gedr Auflage.
- Buckreuss, S.; Balzer, W.; Mühlbauer, P.; Werninghaus, R. und Pitz, W. (2003): *The German SAR-Satellite TerraSAR-X*, in Proceedings of "ODAS 2003", Office National d'Études et de Recherches Aérospaceiales, B. P. a. d. I. D. L. C. C. (Eds.), Toulouse, Frankreich.
- Bungartz, H. J.; Griebel, M. und Zenger, C. (2002): *Einführung in die Computergraphik*, 2. überarbeitete und erweiterte Auflage, Vieweg.
- Cellier, F. o. E. und Kofman, E. (2006): *Continuous system simulation*, Springer.
- Cerutti-Maori, D. (2006): *Bewegzielentdeckung mit multistatischen raumgestützten SAR/MTI-Systemen*, Shaker Verlag.
- Void-filled seamless SRTM data V1, International Centre for Tropical Agriculture (CIAT), CGIAR-CSI SRTM 90m Database* von: CGIAR-CSI, Quelle: <http://srtm.csi.cgiar.org>, Zugriff am 26.04.2008.
- Chen, J. X. und Wegman, E. J. (2006): *Foundations of 3D Graphics Programming: Using JOGL and Java3D*, Springer.
- Chui, C. K. und Chen, G. (1999): *Kalman filtering with real-time applications*, 3. Auflage, Springer.
- Coleman, T. F. und Li, Y. (1994): *On the convergence of interior-reflective Newton methods for nonlinear minimization subject to bounds*, in: Mathematical Programming, Vol. 67, Iss. 1, Seiten 189-224.
- Coleman, T. F. und Li, Y. (1996): *An Interior Trust Region Approach for Nonlinear Minimization Subject to Bounds*, in: SIAM Journal on Optimization, Vol. 6, Iss. 2, Seiten 418-445.
- Coleman, T. F. und Verma, A. (2000): *ADMIT-1: Automatic differentiation and MATLAB interface toolbox*, in: ACM Transactions on Mathematical Software, Vol. 26, Iss. 1, Seiten 150-175.
- Cook, G. E. (1965): *Satellite Drag Coefficients*, in: Planet and Space Sciences, Vol. 13.
- Cumming, I. G. und Wong, F. H.-c. (2005): *Digital processing of synthetic aperture radar data: algorithms and implementation*, Artech House.
- Curlander, J. C. und MacDonough, R. N. (1991): *Synthetic aperture radar: systems and signal processing*, Wiley.
- Demtröder, W. (2006): *Experimentalphysik 2: Elektrizität und Optik*, 4 Auflage, Springer.
- Detlefsen, J. (1989): *Radartechnik: Grundlagen, Bauelemente, Verfahren, Anwendungen*, Springer.
- Droste, P. (2006): *Entwicklung eines objektorientierten Frameworks zur Simulation und Visualisierung von SAR-Szenarien*, Diplomarbeit, Universität Siegen.
- Duque, S.; Lopez-Dekker, P.; Mallorqui, J. J. und Martinez, C. M. (2007): *A Bistatic SAR Interferometric Simulator for Fixed Receiver Configurations*, in Proceedings of "IGARSS 2007", Barcelona, Spain.

- Ender, J. und Brenner, A. (2003): *PAMIR - a wideband phased array SAR/MTI system*, in Proceedings of "IEE Proceedings - Radar, Sonar, Navigation".
- Ender, J. H. G. (2003): *Signal theoretical aspects of bistatic SAR*, in Proceedings of "IGARSS 2003", Toulouse, France.
- Ender, J. H. G.; Klare, J.; Walterscheid, I.; Brenner, A.; Weiss, M.; Kirchner, C.; Wilden, H.; Loffeld, O.; Gebhardt, U.; Wiechert, W.; Knedlik, S.; Nies, H.; Kalkuhl, M. und Natroshvili, K. (2006): *Bistatic exploration using spaceborne and airborne SAR sensors: A close collaboration between FGAN, ZESS and FOMAAS*, in Proceedings of "IGARSS 2006", Denver, Colorado, USA.
- Ender, J. H. G.; Walterscheid, I. und Brenner, A. (2004): *New aspects of bistatic SAR: processing and experiments*, in Proceedings of "IGARSS 2004", Anchorage, Alaska, USA.
- Fiedler, H.; Krieger, G.; Jochim, F.; Kirschner, M. und Moreira, A. (2002): *Analysis of bistatic configurations for spaceborne SAR interferometry*, in Proceedings of "EUSAR 2002", Cologne, Germany.
- Fiedler, H.; Krieger, G.; Werner, M.; Hajnsek, I. und Moreira, A. (2005): *TanDEM-X: Mission Concept and Performance Analysis*, in Proceedings of "Committee on Earth Observation Satellites (CEOS)", Adelaide, Australien.
- Finmeccanica Home* von: Finmeccanica, Quelle: www.finmeccanica.it, Zugriff am 19.04.2008.
- Fishman, G. S. (2001): *Discrete-event simulation: modeling, programming, and analysis*, Springer.
- Foley, J.; van Dam, A.; Feiner, S. und Hughes, J. (1993): *Computer Graphics, Principle And Practice*, Addison-Wesley.
- Fowler, A. C. (1998): *Mathematical models in the applied sciences*, Cambridge Univ. Press.
- Fritzson, P. (2004): *Principles of object-oriented modeling and simulation with Modelica 2.1*, IEEE Press.
- Selex Sensors and Airborne Systems* von: Galileo, S., Quelle: www.selex-sas.com, Zugriff am 19.04.2008.
- Gebhardt, U.; Loffeld, O.; Kalkuhl, M.; Knedlik, S. und Wiechert, W. (2004a): *Orbit Modeling for Calibration in Interferometric SAR*, in Proceedings of "EUSAR 2004", Ulm, Germany.
- Gebhardt, U.; Loffeld, O.; Kalkuhl, M.; Nies, H. und Knedlik, S. (2004b): *Orbit Tracking and Interpolation using a Realistic Gravitation Model*, in Proceedings of "IGARSS 2004", Anchorage, Alaska, USA.
- Georg, O. (1997): *Elektromagnetische Wellen: Grundlagen und durchgerechnete Beispiele*, Springer.
- GFZ-Potsdam (2000): *CHAMP - Der Blick in das innere der Erde*.
- CHAMP-Datensatz* von: GFZ-Potsdam, Quelle: http://op.gfz-potsdam.de/champ/results/index_RESULTS.html, Zugriff am 26.04.2008.

- GeoForschungsZentrum Potsdam von: GFZ-Potsdam, Quelle: <http://www.gfz-potsdam.de/>, Zugriff am 26.04.2008.
- GFZ-Potsdam, Sektion 1.3: Gravitationsfeld und Erdmodelle von: GFZ-Potsdam, Quelle: http://www.gfz-potsdam.de/pb1/pg3/index_S13d.html, Zugriff am 26.04.2008.
- Goldberg, D. E. (2006): *Genetic algorithms in search, optimization, and machine learning*, 28. Auflage, Addison-Wesley.
- Griewank, A. (2000): *Evaluating Derivatives: Principles and Techniques of Algorithmic Differentiation*, SIAM.
- Gross, D.; Hauger, W.; Schnell, W.; Schröder, J. und Wall, W. A. (2006): *Technische Mechanik: Band 3: Kinetik*, 9. vollständig neu bearbeitete Auflage, Springer.
- Günther, M. (2003): *Dynamic iteration may fail for partitioned network simulation*, in: PAMM, Vol. 2, Iss. 1, Seiten 499-502.
- Hampton, R. L. T. und Cooke, J. (1973): *Unsupervised Tracking of Maneuvering Vehicles*, in: IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems, Vol. AES-9, Iss. 2, Seiten 197-207.
- Hansen, R. C. (1998): *Phased array antennas*, Wiley.
- Hedin, A. E. (1987): *MSIS-86 Thermospheric Model*, J. Geophys. Res.
- Hein, A. (1998): *Verarbeitung von SAR-Daten unter besonderer Berücksichtigung interferometrischer Anwendungen*, Department of Electrical Engineering and Computer Science, Dissertation, Universität Siegen.
- Hein, A. (2004): *Processing of SAR data: fundamentals, signal processing, interferometry*, Springer.
- Henke, H. (2007): *Elektromagnetische Felder: Theorie und Anwendung; mit 7 Tabellen; [mit Einführung in numerische Feldberechnung und spezielle Relativitätstheorie]*, 3. erweiterte Auflage, Springer.
- Hofmann-Wellenhof, B.; Lichtenegger, H. und Collins, J. (2001): *Global positioning system: theory and practice; with 45 figures*, 5. Auflage, Springer.
- The Java 3D Community Site von: j3d.org, Quelle: <http://www.j3d.org>, Zugriff am 26.04.2008.
- Jakowatz, C. V. (1996): *Spotlight-mode synthetic aperture radar: a signal processing approach*, Kluwer Acad. Publ.
- Java3D Project Homepage von: java.net, Quelle: <https://java3d.dev.java.net>, Zugriff am 26.04.2008.
- Kalkuhl, M. (2003): *Erdnahe Orbitsimulation eines Interferometrischen Cart-Wheels*, Diplomarbeit, Universität Siegen.
- Kalkuhl, M.; Droste, P.; Wiechert, W.; Nies, H. und Loffeld, O. (2006): *Modular SAR-Simulator for bi- and multistatic constellations*, in Proceedings of "IGARSS 2006", Denver, Colorado, USA.

- Kalkuhl, M.; Droste, P.; Wiechert, W.; Nies, H.; Loffeld, O. und Lambers, M. (2007): *Parallel Computation of Synthetic SAR Raw Data*, in Proceedings of "IGARSS 2007", Barcelona, Spain.
- Kalkuhl, M.; Nöh, K.; Loffeld, O. und Wiechert, W. (2004): *High Precision Simulation of near Earth Satellite for SAR Applications*, in Proceedings of "ICCS", Krakau, Poland.
- Kalkuhl, M.; Wiechert, W.; Bücken, H. M. und Vehreschild, A. (2005): *High Precision Satellite Orbit Simulation: A Test Bench for Automatic Differentiation in MATLAB*, in Proceedings of "ASIM", Erlangen, Germany.
- Kalkuhl, M.; Wiechert, W.; Nies, H. und Loffeld, O. (2008): *Simulation based Optimization of Bi- and Multistatic SAR-Missions*, in Proceedings of "EUSAR, Friedrichshafen", publ. by VDE Verlag.
- Kaplan, E. D. und Hegarty, C. J. (2006): *Understanding GPS: principles and applications*, 2. Auflage, Artech House.
- Khwaja, A. S.; Ferro-Famil, L. und Pottier, E. (2006): *SAR Raw Data Simulation Using High Precision Focusing Methods*, in Proceedings of "EUSAR 2006", Dresden, Germany.
- Klausing, H. und Holpp, W. (2000): *Radar mit realer und synthetischer Apertur: Konzeption und Realisierung*, Oldenbourg.
- Klinkrad, H.-H. (1983): *Analytische Berechnung erdnaheer Satellitenbahnen unter Verwendung eines realistischen Luftwiderstandsmodells*, Dissertation, Universität Braunschweig.
- Knedlik, S. (2003): *Auf Kalman-Filter basierende Verfahren zur Erzielung genauerer Höhenmodelle in der SAR-Interferometrie*, Dissertation, Universität Siegen.
- Knedlik, S.; Loffeld, O. und Gebhardt, U. (2006): *On Position and Attitude Determination Requirements for future Bistatic SAR Experiments*, in Proceedings of "IGARSS 2006", Denver, Colorado, USA.
- Krebs, V. (1980): *Nichtlineare Filterung*, Oldenbourg.
- Lambers, M.; Kolb, A.; Nies, H. und Kalkuhl, M. (2007): *GPU-based Framework for interactive visualization of SAR Data*, in Proceedings of "IGARSS 2007", Barcelona, Spain.
- Leuchtman, P. (2007): *Einführung in die elektromagnetische Feldtheorie*, Pearson Studium.
- Loffeld, O. (1990): *Estimationstheorie*, Oldenbourg.
- Loffeld, O. und Nies, H. (2000): *SAR Processing Parameters Derived from Geometry*, Center for Sensor Systems, University of Siegen, Germany.
- Love, A. W. (1978): *Reflector Antennas*, IEEE Press.
- Ludloff, A. (2002): *Praxiswissen Radar und Radarsignalverarbeitung: mit 22 Tabellen*, 3. überarbeitete und erweiterte Auflage, Vieweg.
- Mailloux, R. J. (2005): *Phased array antenna handbook*, 2. Auflage, Artech House.

- Massonet, D. (2001): *Capabilities and Limitations of the interferometric Cartwheel*, in: Geoscience and Remote Sensing, Vol. 39, Iss. 3, Seiten 506-520.
- McDonough, R. N.; Raff, B. E. und Kerr, J. L. (1985): *Image formation from spaceborne synthetic aperture radar signals*, in: Johns Hopkins APL Technical Digest (ISSN 0270-5214), Vol. 6, Seiten 300-312.
- Meditch, J. S. (1969): *Stochastic optimal linear estimation and control*, McGraw-Hill.
- Medrano-Ortiz, A.; Loffeld, O.; Nies, H. und Knedlik, S. (2007): *Second-Order Motion Compensation in Bistatic Airborne SAR Based on a Geometrical Approach*, in Proceedings of "IGARSS, International Geoscience and Remote Sensing Symposium", Barcelona, Spain.
- Mesow, L. und Gauger, C. (2004): *Multi sensor data simulation in vehicle environment to test sensor fusion algorithms*, in Proceedings of "EUROSIM 2004", Paris, France.
- Montenbruck, O. und Gill, E. (2000): *Satellite orbits: models, methods, and applications ; 47 tables, and a CD-ROM*, Springer.
- Mönter, B. (1978): *Dopplereffekt*, 1. Auflage, Industrie-Druck.
- Moreira, A. (2000): *Radar mit synthetischer Apertur - Grundlagen und Signalverarbeitung*, Habilitation, Universität Karlsruhe.
- Moreira, A.; Krieger, G. und J., M. (2001): *Comparison of Several Bistatic SAR Configurations for Spaceborne SAR Interferometry*, in Proceedings of "IGARSS 2001", Sydney, Australia.
- MSIS86-Modellbeschreibung und Code-Download* von: Naval-Research-Laboratory, Quelle: <http://uap-www.nrl.navy.mil/uap/?content=article1;code=7643>, Zugriff am 26.04.2008.
- Nies, H.; Loffeld, O.; Kalkuhl, M. und Natroshvili, K. (2007): *The bistatic aspect of the TanDEM-X mission*, in Proceedings of "IGARSS 2007", Barcelona, Spain.
- Nies, H.; Loffeld, O.; Natroshvili, K.; Medrano Ortiz, A. und Ender, J. H. G. (2006): *A Solution for Bistatic Motion Compensation*, in Proceedings of "IGARSS 2006", Denver, Colorado, USA.
- Oaks, S. und Wong, H. (2004): *Java threads*, 3. Auflage, O'Reilly.
- Press, W. H. (2007): *Numerical recipes: the art of scientific computing*, 3. Auflage, Cambridge Univ. Press.
- Rabus, B.; Eineder, M.; Roth, A. und Bamler, R. (2003): *The shuttle radar topography mission - a new class of digital elevation models acquired by spaceborne radar*, in: Isprs Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. 57, Iss. 4, Seiten 241-262.
- Ray, E. T. und Brodacki, O. (2002): *Einführung in XML*, 1. korrigierte Auflage, O'Reilly.
- Reigber, C.; Lühr, H. und Schwintzer, P. (2003): *First CHAMP Mission Results for Gravity, Magnetic and Atmospheric Studies*, Seiten 120-127, Springer.

- Rothacher, M. und Zebhauser, B. (2000): *Einführung in GPS : Tutorial zum 3. SAPOS-Symposium 2000 in München*, Inst. für Astronomische und Physikalische Geodäsie.
- Rump, S. M. (1999): *INTLAB – INTerval LABoratory* in: *Developments in Reliable Computing*, Seiten 77–104.
- Sanz-Marcos, J. und Mallorqui, J. J. (2004): *A bistatic SAR simulator and processor*, in *Proceedings of "EUSAR 2004"*, Ulm, Germany.
- Schanda, E. (1986): *Radar mit synthetischer Apertur*, in: *Mikrowellen Magazin*, Vol. 12, Nr. 6, Seiten 534-543.
- Scheinert, M. (1996): *Zur Bahndynamik niedrigfliegender Satelliten*, in: *Deutsche Geodätische Kommission*, Vol. Reihe C, Iss. 435.
- Schrick, K.-W. (1977): *Anwendungen der Kalman-Filtertechnik: Anleitung und Beispiele*, Oldenbourg.
- Schumacher, W. (1979): *Untersuchung adaptiver Kalman-Filter zur Lösung des Radar-Zielverfolgungsproblems*, Dissertation, Technische Universität Berlin.
- Schwab, A. J. und Imo, F. (2002): *Begriffswelt der Feldtheorie : praxisnahe, anschauliche Einführung ; elektromagnetische Felder, Maxwellsche Gleichungen, Gradient, Rotation, Divergenz, Finite Elemente, Finite Differenzen, Ersatzladungsverfahren, Boundary-Element-Methode, Momentenmethode, Monte-Carlo-Verfahren*, 6. unveränderte Auflage, Springer.
- Shreiner, D. und Board, O. A. R. (2008): *OpenGL programming guide: the official guide to learning OpenGL, version 2.1*, 6. Auflage, Addison-Wesley.
- Skolnik, M. I. (2007): *Introduction to radar systems*, 3. Auflage, McGraw-Hill.
- Skolnik, M. I. (2008): *Radar handbook*, 3. Auflage, McGraw Hill.
- Soumekh, M. (1999): *Synthetic aperture radar signal processing with MATLAB algorithms*, Wiley.
- Stender, J. (1994): *Genetic algorithms in optimisation, simulation, modelling*, IOS Press.
- Sun's Java Website* von: Sun-Mircosystems, Quelle: <http://java.sun.com>, Zugriff am 19.04.2008.
- Thorp, J. S. (1973): *Optimal Tracking of Maneuvering Targets*, in: *IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems*, Vol. AES-9, Iss. 4, Seiten 512-519.
- Tiller, M. (2004): *Introduction to physical modeling with Modelica*, 2. Auflage, Kluwer Acad. Publ.
- Vandewal, M.; Speck, R. und Süß, H. (2006): *A UAV-Based SAR Raw Data Simulator for Complex Scenes*, in *Proceedings of "EUSAR 2006"*, Dresden, Germany.
- Vonhoegen, H. (2007): *Einstieg in XML: [Grundlagen, Praxis, Referenzen; für Entwickler und XML-Einsteiger; Formatierung, Transformation, Schnittstellen; XML Schema, DTD, XSLT 1.0/2.0, XPath 1.0/2.0, DOM, SAX, SOAP, Open XML]*, 4. aktualisierte und erweiterte Auflage, Galileo Press.

- Walters, F. H. (1991): *Sequential simplex optimization: a technique for improving quality and productivity in research, development, and manufacturing*, CRC Press.
- Walterscheid, I. (2008): *Bistatisches SAR - Signaltheoretische und experimentelle Untersuchung der bistatischen Radarbildgebung*, Dissertation, FHR-Schriftenreihe, Shaker Verlag.
- Walterscheid, I.; Brenner, A. und Ender, J. (2004): *Geometry and System aspects for a bistatic airborne SAR-Experiment*, in Proceedings of "EUSAR 2004", Ulm, Germany.
- Walterscheid, I.; Ender, J. H. G.; Klare, J.; Brenner, A. und Loffeld, O. (2006a): *Bistatic image processing for a hybrid SAR experiment between TerraSAR-X and PA-MIR*, in Proceedings of "IGARSS 2006", Denver, Colorado, USA.
- Walterscheid, I.; Klare, J.; Brenner, A.; Ender, J. H. G. und Loffeld, O. (2006b): *Challenges of a Bistatic Spaceborne / Airborne SAR Experiment*, in Proceedings of "EUSAR 2006", Dresden, Germany.
- Wang, R. (1997): *Tidal-Generating Potential for the Earth* in: Tidal Phenomena, Seiten 9-26, Springer.
- Wang, X.; Lei, H. und Shen, Y. (2006): *Space-borne SAR raw signal simulation of ships in ocean environments*, in Proceedings of "EUSAR 2006", Dresden, Germany.
- Weber, W. (2007): *Industrieroboter: Methoden der Steuerung und Regelung*, 2. neu bearbeitete Auflage, Hanser, Carl.
- Wendler, M.; Krieger, G.; Horn, R.; Gabler, B.; Dubois-Fernandez, P.; Vaizan, B.; Du Plessis, O. und Cantalloube, H. (2003): *Results of a Bistatic Airborne SAR Experiment*, in Proceedings of "International Radar Symposium", Dresden, Germany.
- Wenzel, H. G. (1997): *Tidal Response of Solid Earth* in: Tidal Phenomena, Seiten 27-57, Springer.
- Wiechert, W. (1990): *Interaktive Datenanalyse bei biotechnischen Prozeßdaten*, Dissertation, Universität Bonn.
- Wood, P. J. (1986): *Reflector antenna analysis and design*, Peregrinus.
- Yates, G.; A.M., H.; Blake, A. P.; Middleton, R. und Andre, D. B. (2004): *Bistatic SAR Image Formation*, in Proceedings of "EUSAR 2004", Ulm, Germany.
- Zeigler, B. P.; Praehofer, H. und Kim, T. G. (2000): *Theory of modeling and simulation: integrating discrete event and continuous complex dynamic systems*, 2. Auflage, Acad. Press.
- Ziesche, P. (2005): *Nebenläufige & verteilte Programmierung: Konzepte, UML 2-Modellierung, Realisierung mit Java 1.4 und Java 5*, W3L-Verl.
- Zink, M.; Krieger, G.; Fiedler, H.; Hajnsek, I.; Moreira, A. und Werner, M. (2006): *TanDEM-X - The First Bistatic SAR Formation in Space*, in Proceedings of "Advanced RF Sensors for Earth Observation (ARSI)", ESA/ESTEC, Niederlande.

Anhang

A Koordinatensysteme

Im folgenden Anhang werden die unterschiedlichen Koordinatensysteme vorgestellt, die in dieser Arbeit Verwendung finden. Dabei sind die Ausführungen zu den Koordinatensystemen aus den beiden Arbeiten [KALKUHL 2003] und [DROSTE 2006] zusammengestellt.

A.1 IS - Initial System

(*Inertialsystem*)

Das in dieser Arbeit verwendete *kartesische Inertialsystem IS* (Abbildung A.1) beruht auf dem Äquatorsystem der Astronomie. Der Nullpunkt dieses Koordinatensystems liegt im Masseschwerpunkt der Erde und die x-y-Ebene entspricht der Erdäquatorebene. Dabei ist die x-Achse in Richtung des Frühlingspunktes γ orientiert. Der *Frühlingspunkt* γ markiert dabei denjenigen Punkt am Himmel, an dem die Sonne zur Frühlings-Tag- und -Nachtgleiche (21. März) den Äquator von Süd nach Nord überquert und besitzt am Himmel damit eine feste Position. Die positive z-Achse zeigt im Inertialsystem in Richtung Nordpol. Die Orientierung der y-Achse ergibt sich durch die Vervollständigung eines rechtsdrehenden Koordinatensystems aus x- und z-Achse.

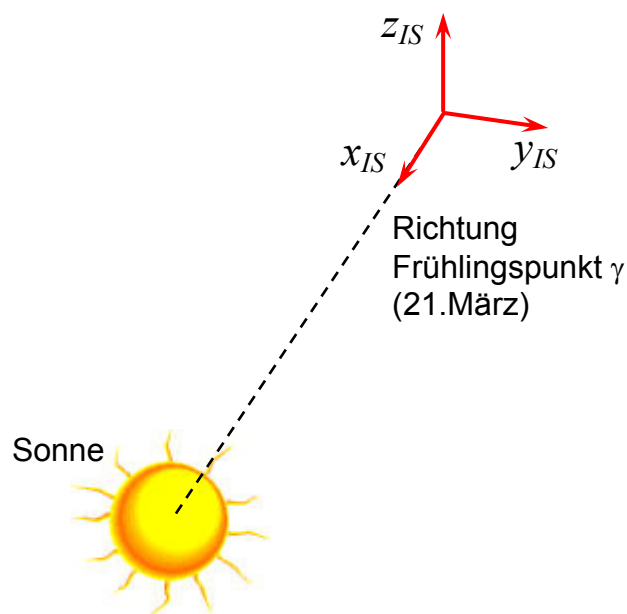


Abbildung A.1: Das Inertialsystem IS

Da sich die Drehachse der Erde kontinuierlich bewegt, ist dieses Koordinatensystem im strengen Sinne nicht ortsfest. Allerdings sind diese Bewegungen zeitlich sehr langsam und finden deshalb in dieser Arbeit keine Berücksichtigung.

A.2 ECS - Earthfixed Coordinate System

(Erdfestes Koordinatensystem)

Der Ursprung des *erdfesten kartesischen Koordinatensystems ECS* (Abbildung A.2) liegt im Masseschwerpunkt der Erde. Die x-y-Ebene ist wie bei dem Inertialsystem in der Äquatorebene der Erde angeordnet. Dabei zeigt die x-Achse in Richtung Schnittpunkt von Äquator und 0°-Meridian. Die z-Achse zeigt wie bei dem Inertialsystem Richtung Nordpol. Auch hier vervollständigt die y-Achse das rechtsdrehende Koordinatensystem.

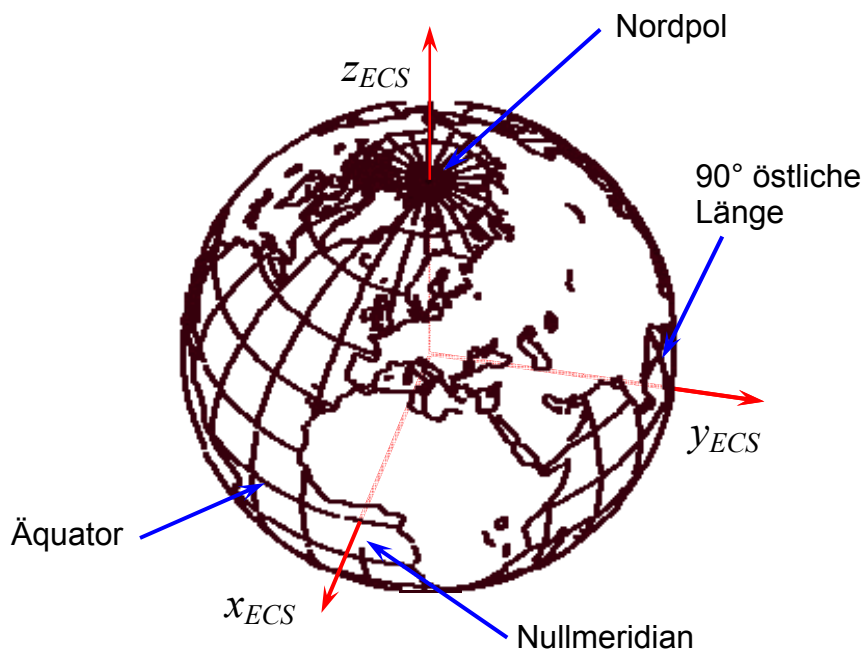


Abbildung A.2: Das erdfeste Koordinatensystem ECS

Das erdfeste Koordinatensystem rotiert mit der Winkelgeschwindigkeit der Erde von ω_e um die z-Achse des Inertialsystems IS.

A.3 GCS - Geocentric Coordinate System

(Geozentrisches Koordinatensystem)

Das *geozentrische Koordinatensystem GCS* beschreibt ein erdfestes Koordinatensystem, das annähernd einem Kugelkoordinatensystem entspricht. Einziger Unterschied zu den Kugelkoordinaten dabei ist, dass die Winkeldefinition leicht abgewandelt ist. In Abbildung A.3 erkennt man die entsprechende Definition des *geozentrischen Koordina-*

tensystems GCS. Der Ursprung dieses Koordinatensystems liegt im Masseschwerpunkt der Erde. Als Bezugskordinatensystem dient das erdfeste Koordinatensystem ECS.

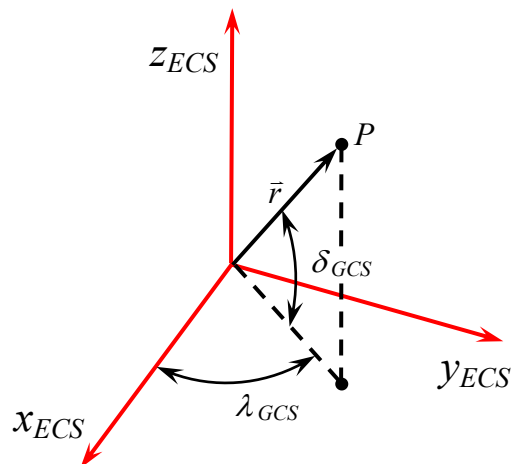


Abbildung A.3: Die geozentrischen Koordinaten

Als Koordinaten eines Punktes in diesem System werden dann angegeben:

- λ_{GCS} - geozentrische Länge
- δ_{GCS} - geozentrische Breite
- $r = |\vec{r}|$ - Abstand des Punktes P zum Koordinatenursprung.

Dieses Koordinatensystem wird zur Berechnung der Gravitationsbeschleunigung benutzt.

A.4 WGS84 - World Geodetic System 1984

(Geodätisches Koordinatensystem)

Das *WGS84* oder besser das *World-Geodetic-System 1984* ist ebenfalls ein erdfestes Koordinatensystem, in dem ein großer Teil aller geographischen Angaben gemacht werden. Als Beispiel lässt sich hier die aktuelle Positionsangabe eines Cart-Wheel-Satelliten anführen. Das *WGS84* ist ein verallgemeinertes Kugelkoordinatensystem. Es beschreibt die Erde als rotationssymmetrischen und an den Polen abgeflachten Ellipsoiden. Als Koordinaten eines Punktes in diesem System werden dann angegeben (Abbildung A.4):

- λ_{WGS84} - Längengrad
- δ_{WGS84} – Breitengrad
- h - Höhe (Entfernung zwischen Punkt und Lotfußpunkt auf dem Ellipsoiden).

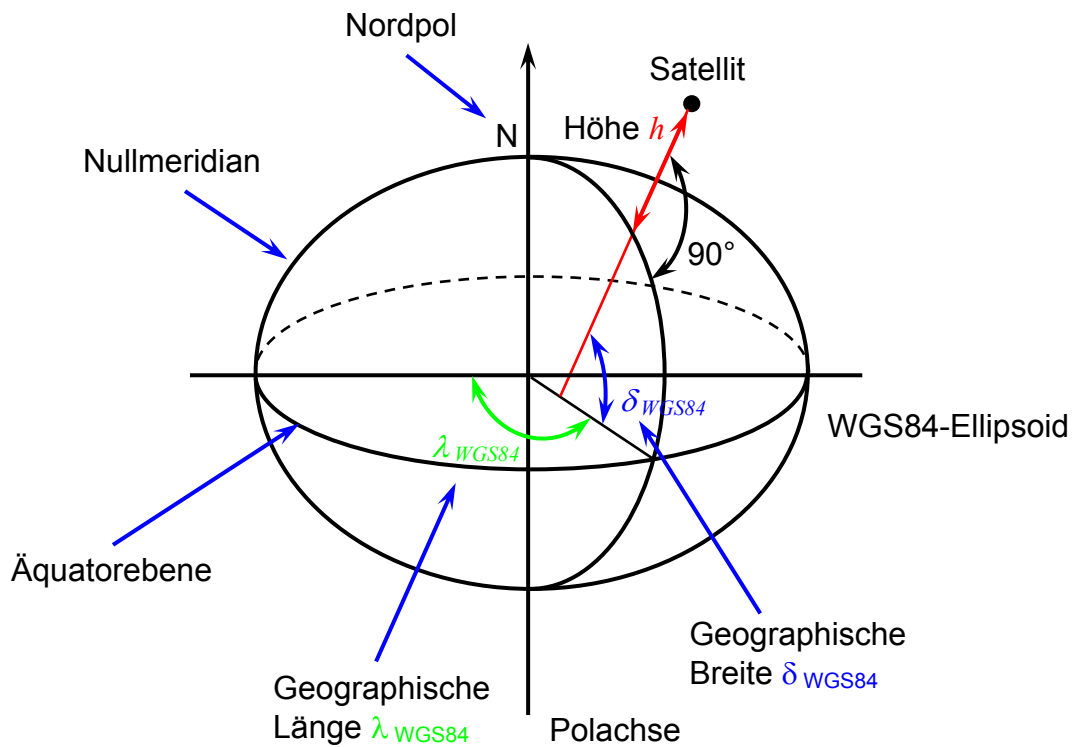


Abbildung A.4: Das WGS84-Koordinatensystem

Um die Höhe über Grund bzw. des Erd-Ellipsoiden im *WGS84-Koordinatensystem* besser zu verdeutlichen, ist sie in Abbildung A.5 in einem Schnitt entlang eines Längengrades dargestellt.

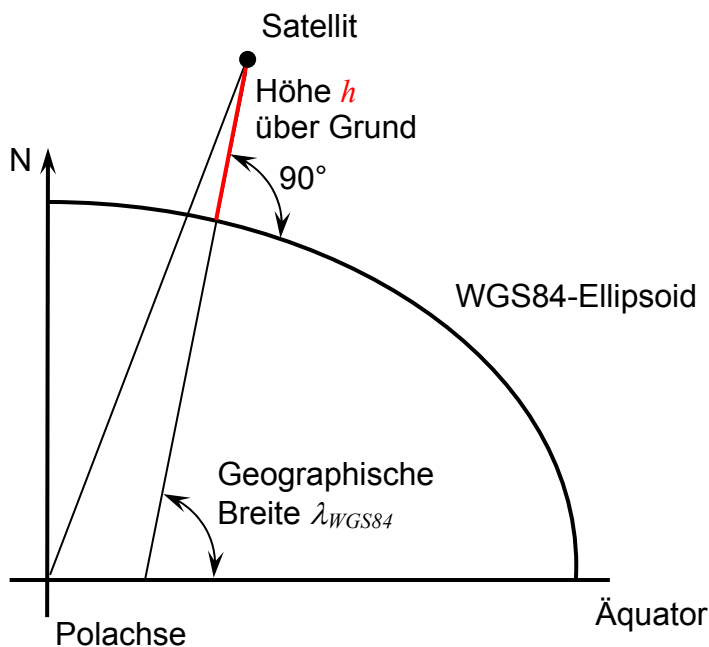


Abbildung A.5: Definition der Höhe im WGS84-Koordinatensystem

Als Parameter des Erd-Ellipsoiden sind nach diesem System festgelegt:

- Große Halbachse: $a_e = 6378.137 \cdot 10^3 \text{ m}$
- Abplattung: $f = \frac{1}{298.257223563}$.

Mit diesen Parametern ist man in der Lage, alle weiteren Parameter des Ellipsoiden, wie z.B. die kleine Halbachse b oder die erste numerische Exzentrizität e , bei Bedarf zu berechnen [KNEDLIK 2003].

Ebenso wie das erdfeste Koordinatensystem rotiert auch das WGS84 mit der Winkelgeschwindigkeit der Erde ω_e um die z-Achse des Inertialsystems.

A.5 TS - Trajectory System

(Trajektoriensystem)

Das *Trajektoriensystem TS* ist ein kartesisches Koordinatensystem, dessen Ursprung sich im Masseschwerpunkt eines Flugkörpers befindet (vgl. [KNEDLIK 2003]). Um das Trajektoriensystem definieren zu können, bedarf es des Nadirs an der Position des Flugkörpers. Der Nadir $\vec{n}_{Nadir}(\vec{p})$ ist der Verbindungsvektor eines gegebenen Punktes \vec{p} und dessen Lotfußpunkt \vec{p}_0 auf dem Erd-Ellipsoiden. Die Z-Achse des TS entspricht dem negierten und normalisierten Nadir an der Position des Flugkörpers. Diese spannt mit dem Geschwindigkeitsvektor \vec{v} des Flugkörpers eine Ebene auf, deren Normalenvektor die X-Achse des TS bildet. Die Y-Achse vervollständigt das rechtsdrehende Koordinatensystem wie in Abbildung A.6 zu sehen ist.

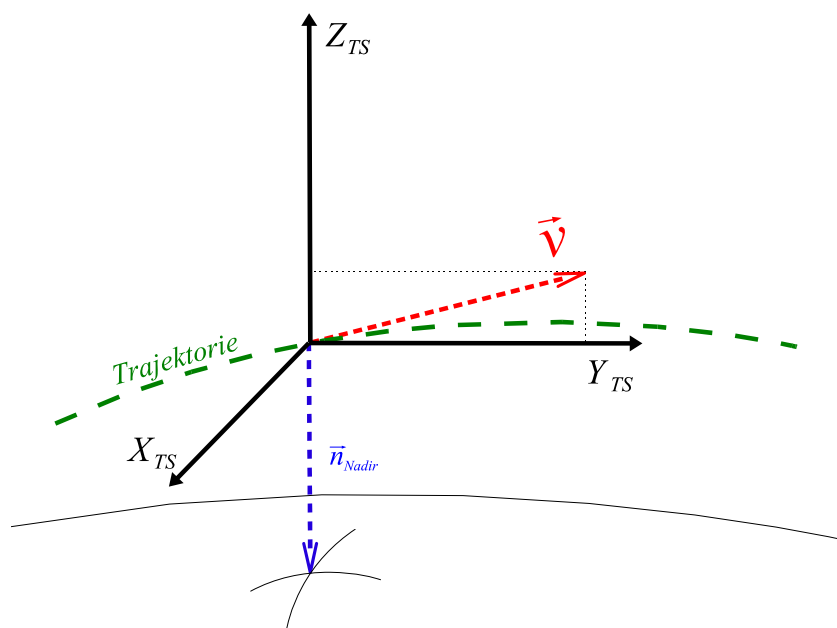


Abbildung A.6: Koordinatenachsen des Trajektoriensystems

Es existieren Trajektoriensysteme für jeden Flugkörper im SAR-Szenario. Koordinaten können nicht direkt zwischen zwei Trajektoriensystemen mit verschiedenen Bezugspunkten transformiert werden.

Das Trajektoriensystem wird im SAR-Szenario als Bindeglied zwischen Inertialsystem und Satellitensystem benutzt. Es werden in der Regel keine Koordinatenangaben direkt im TS gemacht.

A.6 PS - Platform System

(Plattformsystem)

Das *Plattformsystem PS* ist ein flugkörperfestes, kartesisches Koordinatensystem [KNEDLIK 2003]. Es besitzt den gleichen Koordinatenursprung wie das Trajektoriensystem. Lediglich die Koordinatenachsen sind um die Lage des Flugkörpers verdreht. Abbildung A.7 zeigt diese Verdrehung der Achsen um die Lagewinkel pitch, roll und yaw. Der Winkel pitch dreht das PS-Koordinatensystem um die X-, roll um die Y- und yaw um die Z-Achse. Das Tupel aus diesen drei Lagewinkeln wird Attitude = [pitch, roll, yaw] genannt.

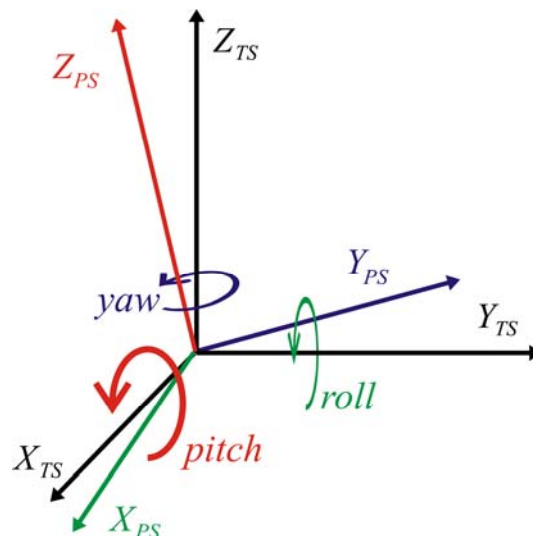


Abbildung A.7: Das um die Attitude verdrehte PS-Koordinatensystem

Da dieses satellitenimmanente Koordinatensystem auf dem Trajektoriensystem aufbaut, existiert analog dazu für jeden Flugkörper ein PS. Direkte Koordinatentransformationen zwischen zwei Plattformsystemen unterschiedlicher Bezugspunkte sind nicht möglich.

Das Plattformsystem wird verwendet, um Position und Richtung von Sensorgeräten am Flugobjekt zu spezifizieren.

A.7 SLS - SAR Lobe System

(Radarkeulensystem)

Das *SAR Lobe System SLS* ist ein neues Koordinatensystem, welches im Rahmen der Arbeit [DROSTE 2006] entwickelt wurde. Es ist ein kartesisches Koordinatensystem, welches Koordinaten relativ zur Quelle einer Radar-Keule beschreibt. Sein Ursprung liegt also im Emitter- oder Empfangspunkt eines SAR-Sensors.

Eine Radarkeule wird mit verschiedenen Attributen beschrieben, wie es Abbildung A.8 darstellt. Der Vektor \vec{d}_{PS} beschreibt die Richtung des mittleren Radarstrahls der Keule. Die maximale Öffnung der Radarkeule wird als elliptisch angenommen und durch den Azimut-Winkel α und den Range-Winkel β angegeben. Hierbei gibt α stets den Öffnungswinkel in Längsrichtung zum SAR-Sensor an und β *entsprechend in Querrichtung*. Die Keule respektive der SAR-Sensor kann um einen Winkel γ bezüglich der Flugrichtung verdreht sein.

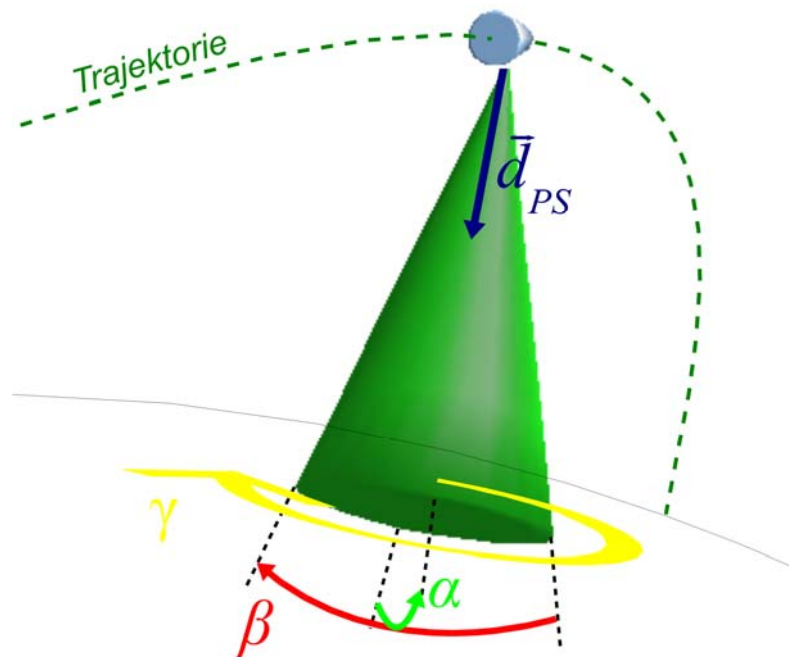


Abbildung A.8: Die Radarkeule und ihre Eigenschaften: Azimutwinkel α , Rangewinkel β , Drehwinkel γ und Richtung \vec{d}_{PS} .

Die Z-Achse des SLS liegt in Richtung \vec{d}_{PS} der Radarkeule. Die X-Achse ist die Normale der durch die Richtung \vec{d}_{PS} und die PS-Y-Achse aufgespannten Fläche, verdreht um den Winkel γ um die SLS-Z-Achse. Die Y-Achse des SLS ergänzt das rechtsdrehende Koordinatensystem (Abbildung A.9).

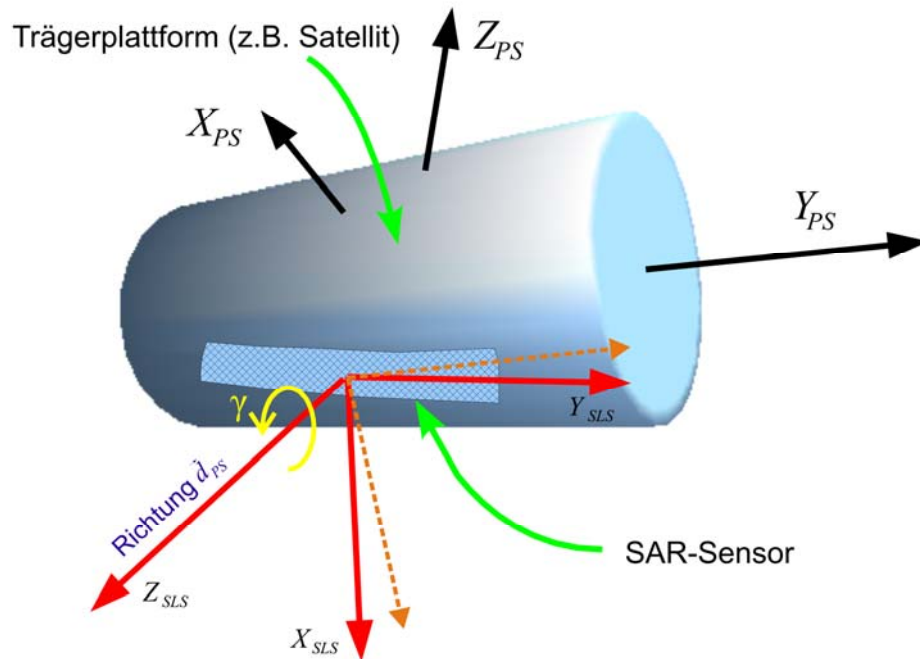


Abbildung A.9: Das Koordinatensystem der SAR-Keulen

Es existieren SLS-Koordinatensysteme für jeden SAR-Sender und jeden SAR-Empfänger im Szenario. Direkte Koordinatentransformationen zwischen zwei SLS-Systemen unterschiedlicher Bezugspunkte sind nicht möglich.

B Koordinatentransformationen

Da unterschiedliche Berechnungen für die Simulation in unterschiedlichen Koordinatensystemen durchgeführt werden müssen, werden im nachfolgenden Anhang die verschiedenen Transformationen zwischen den einzelnen Koordinatensystemen behandelt. Analog zu den Koordinatensystemen in Anhang A sind auch die Beschreibungen der Transformationen aus den beiden Arbeiten [KALKUHL 2003] und [DROSTE 2006] zusammengetragen.

Wie schon in Abschnitt 5.3 erwähnt, zeigt die nachfolgende Abbildung B.1 den Transformationsgraphen, mit dessen Hilfe die Koordinatensysteme aufgrund der entsprechenden Transformationen ineinander umgerechnet werden können.

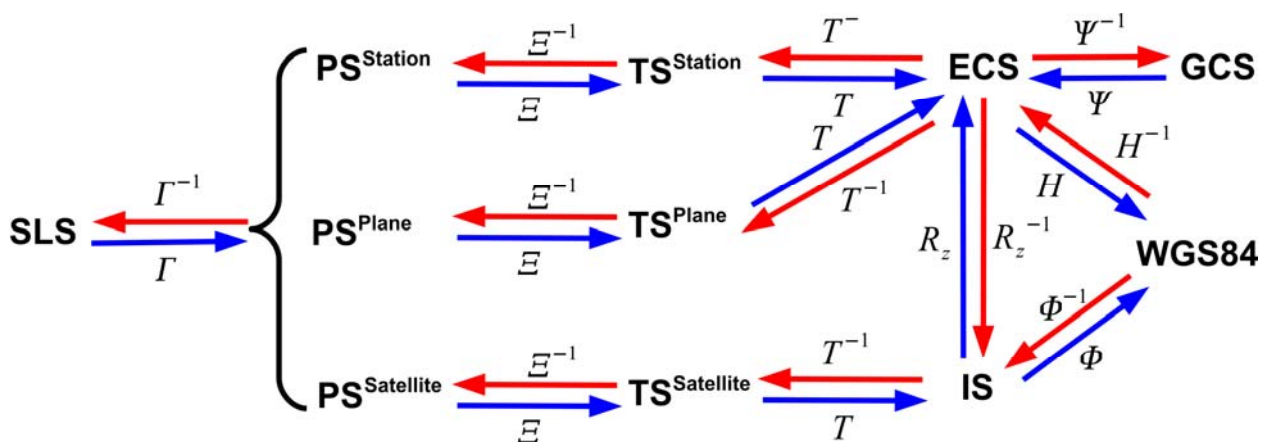


Abbildung B.1: Transformationsgraph

B.1 Homogene Koordinaten

In der Vektorrechnung unterscheidet man zwischen Orts- und Richtungsvektoren wie Abbildung B.2 verdeutlicht. Ortsvektoren geben die absolute Position eines Punktes im Koordinatensystem an, Richtungsvektoren haben dagegen als Basis immer den Koordinatenursprung und zeigen eine Richtung an.

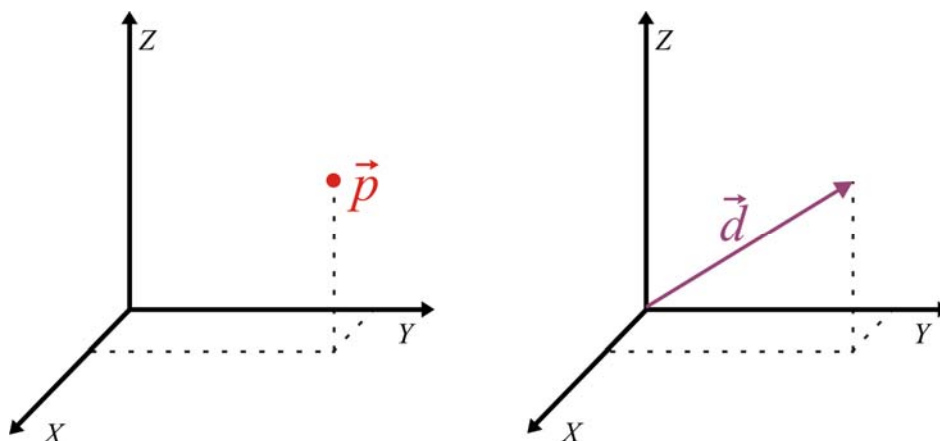


Abbildung B.2: Ortskoordinaten (links) und Richtungsvektor (rechts)

Bei Transformationen zwischen kartesischen Koordinatensystemen ungleichen Ursprungs treten zwei zu unterscheidende Fälle auf. Bei Ortskoordinaten muss die Position des gegebenen Koordinatensystems im Bezug zum gesuchten Koordinatensystem in die Transformation mit einbezogen werden. Dies würde jedoch bei Richtungsvektoren zu einer Verfälschung der Richtungsangabe führen (Abbildung B.3). Um diese beiden Fälle zu unterscheiden, bekommen alle kartesischen Koordinatensysteme eine vierte, so genannte homogene Komponente w . Ist $w = 0$, handelt es sich um einen Richtungsvektor, in jedem anderen Fall um eine Ortskoordinate. Diese Komponente w ist keineswegs als Koordinate in der vierten Dimension zu interpretieren. Sie ist ein formaler Kunstgriff, der aus der Computergraphik stammt. Homogene Koordinaten werden dort verwendet, um Koordinatentransformationen in Matrizen zu vereinheitlichen. Näheres dazu ist in [BUNGARTZ *et al.* 2002] und [FOLEY *et al.* 1993] nachzulesen.

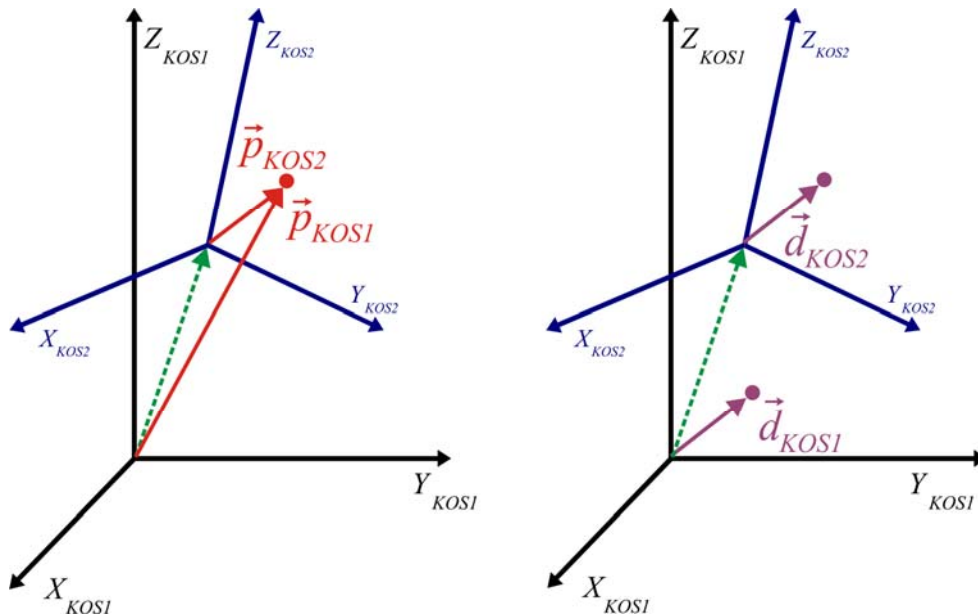


Abbildung B.3: Transformation von Orts- und Richtungsvektoren von einem Koordinatensystem KS2 in ein System KS1

Ein homogenisierter Vektor \vec{c} in einem kartesischen Koordinatensystem hat also nach dieser Erweiterung die Form:

$$\vec{c} = \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \\ w \end{pmatrix}$$

mit x, y, z – Komponenten einer kartesischen Koordinate \vec{c}_k .

Beispiel: \vec{p} – Ortsvektor, \vec{d} – Richtungsvektor:

$$\vec{p} = \begin{pmatrix} p_x \\ p_y \\ p_z \\ 1 \end{pmatrix}, \quad \vec{d} = \begin{pmatrix} d_x \\ d_y \\ d_z \\ 0 \end{pmatrix} .$$

Homogene Koordinaten haben den Vorteil, dass sich sowohl Rotation als auch Translation und Skalierung in einer 4 x 4-Matrix darstellen lassen. Eine Transformation in kartesischen Koordinaten \vec{x} kann beispielsweise folgendermaßen ausgedrückt werden:

$$\vec{\tilde{x}} = (R \cdot \vec{x} + \vec{t}) \cdot s \quad , \quad (\text{B.1})$$

mit Rotation $R = \begin{pmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{pmatrix}$, Translation $\vec{t} = \begin{pmatrix} t_x \\ t_y \\ t_z \end{pmatrix}$ und Skalierungsfaktor s .

Wobei R hier allgemein als Rotation um eine beliebige Achse anzusehen ist. Die Belegung der Komponenten r_{ij} von Rotationsmatrizen für die Drehung um die Koordinatenachsen X , Y und Z kann in Anhang B.12 nachgelesen werden.

Mit homogenen Koordinaten können sowohl Rotation und Skalierung als auch Translation durch Matrizen ausgedrückt werden:

$$M_{scale} = \begin{pmatrix} s & 0 & 0 & 0 \\ 0 & s & 0 & 0 \\ 0 & 0 & s & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad M_{rot} = \begin{pmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} & 0 \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} & 0 \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad \text{und} \quad M_{trans} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & t_x \\ 0 & 1 & 0 & t_y \\ 0 & 0 & 1 & t_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} .$$

So können beliebige affine Transformationen einfach durch die Multiplikation der Transformationsmatrizen hintereinander durchgeführt werden. Die oben geschilderte Transformation ließe sich in homogenen Koordinaten zum Beispiel ausdrücken durch:

$$\vec{\tilde{x}} = M \cdot \vec{x} \quad \text{mit} \quad M = M_{scale} \cdot M_{rot} \cdot M_{trans} \quad . \quad (\text{B.2})$$

Koordinaten aus sphärischen Koordinatensystemen werden generell als Ortsvektoren interpretiert. Folglich ist die w -Komponente bei einer Transformation von WGS84 oder GCS nach ECS oder IS generell 1. Bei der Rücktransformation können nur solche kartesischen Koordinaten umgesetzt werden, deren w -Komponente 1 ist.

B.2 Transformation zwischen IS und ECS

Das erdfeste Koordinatensystem ECS dreht sich mit der Winkelgeschwindigkeit ω_e der Erde um die z -Achse. Liegt nun ein Punkt in den Koordinaten des Inertialsystems vor, so kann man die Transformation mittels einer Drehmatrix mit dem Drehwinkel α um die

z-Achse ausführen (Abbildung B.4). Der Drehwinkel α ist bestimmt durch die Winkelgeschwindigkeit der Erde und der vergangenen Zeit t . Dabei wird angenommen, dass zum Zeitpunkt t_0 das Inertialsystem und das erdfeste Koordinatensystem in ihrer Orientierung zusammenfallen. Es gilt:

$$\bar{x}_{ECS} = R_z(\alpha) \cdot \bar{x}_{IS} \quad . \quad (\text{B.3})$$

Da die Drehrichtung der Erde in Richtung der negativen Längengrade gerechnet wird, muss hier auch noch die Drehrichtung berücksichtigt werden, sodass für den Drehwinkel α gilt:

$$\alpha = -t \cdot \omega_e \quad . \quad (\text{B.4})$$

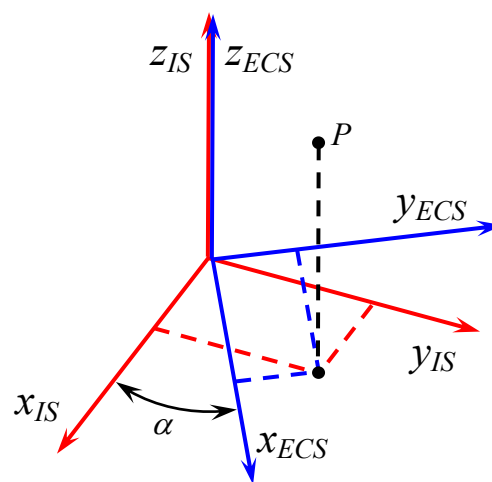


Abbildung B.4: Transformation vom Inertialsystem in das erdfeste Koordinatensystem

Für die Rücktransformation ergibt sich somit:

$$R_z^{-1}(\alpha) = R_z(-\alpha) \quad . \quad (\text{B.5})$$

B.3 Transformation zwischen ECS und GCS

Für die Transformation von erdfesten kartesischen Koordinaten ECS in geozentrische Koordinaten GCS gilt die folgende Transformationsvorschrift Ψ :

$$\begin{aligned} \lambda &= \arctan_2(y, x) \\ \delta &= \arctan_2\left(r, \sqrt{x^2 + y^2}\right) \quad . \\ r &= \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \end{aligned} \quad (\text{B.6})$$

Für die inverse Transformation Ψ^{-1} ergibt sich dann:

$$\begin{aligned} x &= r \cdot \cos(\lambda) \cdot \cos(\delta) \\ y &= r \cdot \sin(\lambda) \cdot \cos(\delta) \quad . \\ z &= r \cdot \sin(\delta) \\ w &= 1 \end{aligned} \quad (\text{B.7})$$

B.4 Transformation zwischen ECS und WGS84

Die Transformation der erdfesten kartesischen Koordinaten in das WGS84 erfolgt über die so genannte *Helmert-Transformation* H [KNEDLIK 2003]. Es gilt für die Transformation von WGS84 in erdfeste Koordinaten:

$$\begin{aligned} x &= (R_N + h) \cdot \cos(\lambda) \cdot \cos(\delta) \\ y &= (R_N + h) \cdot \sin(\lambda) \cdot \cos(\delta) \\ z &= [R_N \cdot (1 - e^2) + h] \cdot \sin(\delta) \\ w &= 1 \end{aligned} \quad , \quad (\text{B.8})$$

wobei für den Normalkrümmungsradius R_N gilt:

$$R_N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2(\delta)}} \quad . \quad (\text{B.9})$$

Die erste numerische Exzentrizität e berechnet sich auf folgende Weise:

$$e = \sqrt{2f - f^2} \quad . \quad (\text{B.10})$$

Möchte man aus erdfesten Koordinaten die entsprechenden WGS84-Koordinaten erhalten, so wendet man die *inverse Helmert-Transformation* H^{-1} an.

Für diese Transformation gilt:

$$\begin{aligned} \lambda &= \arctan_2(x, y) \\ \delta &= \arctan\left(\frac{z + e'^2 \cdot b \cdot \sin^3(\theta)}{\sqrt{x^2 + y^2} - e'^2 \cdot a \cdot \cos^3(\theta)}\right) \quad , \\ h &= \frac{\sqrt{x^2 + y^2}}{\cos(\delta)} - \frac{a}{\sqrt{1 - e'^2 \cdot \sin^2(\theta)}} \end{aligned} \quad (\text{B.11})$$

wobei

$$\theta = \arctan\left(\frac{a \cdot z}{b \cdot \sqrt{x^2 + y^2}}\right) \quad , \quad (\text{B.12})$$

$$b = a \cdot \sqrt{1 - e'^2} \quad \text{und} \quad (\text{B.13})$$

$$e' = \frac{\sqrt{a^2 + b^2}}{b} = \frac{a \cdot e}{a \cdot \sqrt{1 - e^2}} = \frac{e}{\sqrt{1 - e^2}} \quad (\text{B.14})$$

ist.

B.5 Transformation zwischen IS und WGS84

Will man einen Punkt, gegeben im Inertialsystem IS, in das WGS84 transformieren, kann man zunächst die Transformation R_z aus Anhang B.2 ausführen und dann die erhaltenen erdfesten Koordinaten mittels der *inversen Helmert-Transformation* H^{-1} (Anhang B.4) in WGS84 transformieren. Es ergibt sich somit für die Transformation $\Phi = \Phi_{IS}^{WGS84}$:

$$\Phi = \Phi_{IS}^{WGS84} = H^{-1} \circ R_z \quad . \quad (\text{B.15})$$

Allerdings kann man die Transformation auch abkürzen, indem man direkt aus den Koordinaten des Inertialsystems die WGS84-Koordinaten mit der *inversen Helmert-Transformation* H^{-1} berechnet und anschließend nur noch von der Längengrad-Koordinate λ den in der betrachteten Zeit zurückgelegten Winkel der Erde abzieht. Breitengrad und Höhe über dem Ellipsoiden bleiben von einer Drehung der Erde unbeeinflusst (Abbildung B.5). Es ergibt sich dann für den neuen gedrehten Längengrad:

$$\lambda_{WGS84} = \lambda_{IS} + t \cdot \omega_e \cdot \frac{180^\circ}{\pi} \quad \text{mit} \quad \alpha = -t \cdot \omega_e \quad . \quad (\text{B.16})$$

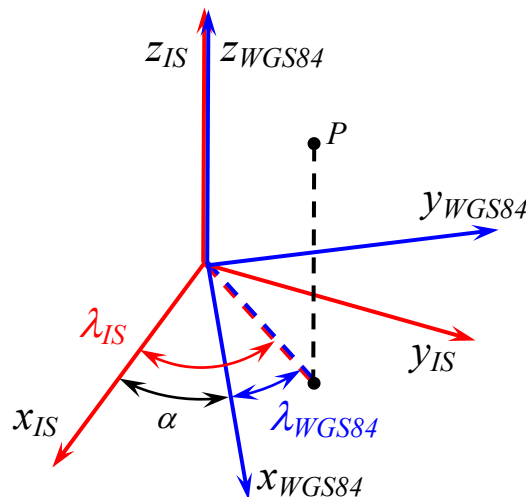


Abbildung B.5: Transformation vom Inertialsystem in das gedrehte WGS84-Koordinatensystem

Will man hingegen einen Punkt, gegeben in WGS84, in das Inertialsystem IS umrechnen, so ergibt sich für diese Transformation $\Phi^{-1} = \Phi_{WGS84}^{IS}$:

$$\Phi^{-1} = \Phi_{WGS84}^{IS} = R_z^{-1} \circ H \quad . \quad (\text{B.17})$$

B.6 Transformation zwischen IS und TS

Die Matrix T beschreibt die Transformation einer Koordinate vom Inertialsystem in das Trajektoriensystem:

$$\bar{x}_{IS} = T \cdot \bar{x}_{TS} \quad , \quad (\text{B.18})$$

mit:

$$T = M_{trans}(\bar{p}_{IS}) \cdot M_{axis}(\bar{e}_x, \bar{e}_y, \bar{e}_z) \quad . \quad (\text{B.19})$$

Für T^{-1} gilt:

$$T^{-1} = M_{axis}^{-1}(\bar{e}_x, \bar{e}_y, \bar{e}_z) \cdot M_{trans}(-\bar{p}_{IS}) \quad . \quad (\text{B.20})$$

Die Achsen-Vektoren sind wie folgt definiert:

$$\begin{aligned} \bar{e}_z &= -\frac{\bar{n}_{Nadir}(\bar{p}_{IS})}{\|\bar{n}_{Nadir}(\bar{p}_{IS})\|} \\ \bar{e}_x &= \bar{v}_{IS} \times \bar{e}_z \\ \bar{e}_y &= \bar{e}_z \times \bar{e}_x \end{aligned} \quad (\text{B.21})$$

mit Nadir \bar{n}_{Nadir} , Position \bar{p}_{IS} und Geschwindigkeit \bar{v}_{IS} des Satelliten.

Für die Transformationsmatrizen $M_{trans}(\bar{p})$ und $M_{axis}(\bar{a}, \bar{b}, \bar{c})$ gilt:

$$M_{trans}(\bar{p}) = M_{trans} \left(\begin{pmatrix} p_x \\ p_y \\ p_z \\ p_w \end{pmatrix} \right) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & p_x \\ 0 & 1 & 0 & p_y \\ 0 & 0 & 1 & p_z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (\text{B.22})$$

falls $p_w=1$ ist und

$$M_{axis}(\bar{a}, \bar{b}, \bar{c}) = M_{axis} \left(\begin{pmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \\ a_w \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \\ b_w \end{pmatrix}, \begin{pmatrix} c_x \\ c_y \\ c_z \\ c_w \end{pmatrix} \right) = \begin{pmatrix} a_x & b_x & c_x & 0 \\ a_y & b_y & c_y & 0 \\ a_z & b_z & c_z & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (\text{B.23})$$

falls $a_w = b_w = c_w = 0$ und $\|\bar{a}\| = \|\bar{b}\| = \|\bar{c}\| = 1$ ist.

Ferner gilt ohne Beweis:

$$M_{axis}^{-1}(\bar{a}, \bar{b}, \bar{c}) = M_{axis}^T(\bar{a}, \bar{b}, \bar{c}) \quad . \quad (\text{B.24})$$

Bei der Definition der Achsenvektoren fällt auf, dass das TS nicht für alle Positions- und Geschwindigkeitskonstellationen definiert ist. Der Nadir eines Punktes auf dem Ellipsoiden ist $\bar{0}$ und damit nicht normalisierbar. Das Kreuzprodukt zweier gleicher oder komplementärer Vektoren führt ebenfalls zu einem Fehler. Folglich ist das Trajektorien-system für Positionen auf dem Erd-Ellipsoiden und für Geschwindigkeitsvektoren komplementär zum oder gleich dem Nadir nicht definiert.

B.7 TS-Binnentransformation

Trajektoriensysteme existieren für jeden Flugkörper im SAR-Szenario. Zwischen den TS-Systemen zweier Bezugsobjekte können Koordinaten nicht direkt transformiert wer-

den. Diese Transformation kann nur über das Inertialsystem laufen. Für die Binnen-Transformationsmatrix zweier Trajektoriensysteme unterschiedlichen Bezugsrahmens ergibt sich also:

$$\bar{x}_{TS1} = M_{TS1}^{TS2} \cdot \bar{x}_{TS2} \quad \text{mit} \quad M_{TS1}^{TS2} = T_{TS1} \cdot T_{TS2}^{-1} \quad , \quad (\text{B.25})$$

wobei T_{TS1} Transformationsmatrix IS \Rightarrow TS1 und T_{TS2} Transformationsmatrix IS \Rightarrow TS2 ist.

B.8 Transformation zwischen TS und PS

Die Transformation zwischen TS und PS lässt sich folgendermaßen beschreiben:

$$\bar{x}_{TS} = \mathcal{E} \cdot \bar{x}_{PS} \quad . \quad (\text{B.26})$$

Für die Transformationsmatrix \mathcal{E} gilt:

$$\mathcal{E} = R_Z(\text{yaw}) \cdot R_Y(\text{roll}) \cdot R_X(\text{pitch}) \quad \text{und} \quad (\text{B.27})$$

$$\mathcal{E}^{-1} = R_X(-\text{pitch}) \cdot R_Y(-\text{roll}) \cdot R_Z(-\text{yaw}) \quad . \quad (\text{B.28})$$

Die Rotationsmatrizen $R_X(\alpha)$, $R_Y(\alpha)$ und $R_Z(\alpha)$ um die Koordinatenachsen X, Y und Z sind in Anhang B.12 nachzulesen. Bei der Transformation zwischen TS und PS ist die Reihenfolge der Rotationen unbedingt einzuhalten. Dieses wird durch die Transformationsmatrix \mathcal{E} gewährleistet.

B.9 PS-Binnentransformation

Satellitensysteme existieren für jeden Flugkörper im SAR-Szenario. Dabei können Koordinaten zwischen den Systemen zweier Bezugsobjekte nicht direkt transformiert werden. Dies kann wieder nur über das Inertialsystem geschehen. Die Binnen-Transformationsmatrix für zwei Satellitensysteme unterschiedlichen Bezugsrahmens ist die Erweiterung der TS-Binnentransformation um die Transformationsmatrix \mathcal{E} :

$$\bar{x}_{PS1} = M_{PS1}^{PS2} \cdot \bar{x}_{PS2} \quad \text{mit} \quad M_{PS1}^{PS2} = \mathcal{E}_{PS1} \cdot M_{TS1}^{TS2} \cdot \mathcal{E}_{PS2}^{-1} \quad , \quad (\text{B.29})$$

wobei \mathcal{E}_{PS1} Transformationsmatrix TS1 \Rightarrow PS1, \mathcal{E}_{PS2} Transformationsmatrix TS2 \Rightarrow P2 und M_{TS1}^{TS2} Transformationsmatrix TS2 \Rightarrow TS1 ist.

B.10 Transformation zwischen PS und SLS

Im Folgenden wird die Transformationsmatrix Γ zwischen PS und SLS erläutert.

$$\bar{x}_{PS} = \Gamma \cdot \bar{x}_{SLS} \quad (\text{B.30})$$

Die Definition von Γ fängt den Sonderfall ab, in dem Richtungsvektor der SAR-Keule und Y-Achse des PS-Systems komplementär sind oder übereinstimmen. In diesem Fall wird das SLS-Koordinatensystem nicht an der Y- sondern an der X-Achse des PS-

Systems ausgerichtet (Abbildung B.6). Das SLS ist also für alle Konstellationen im PS-System definiert.

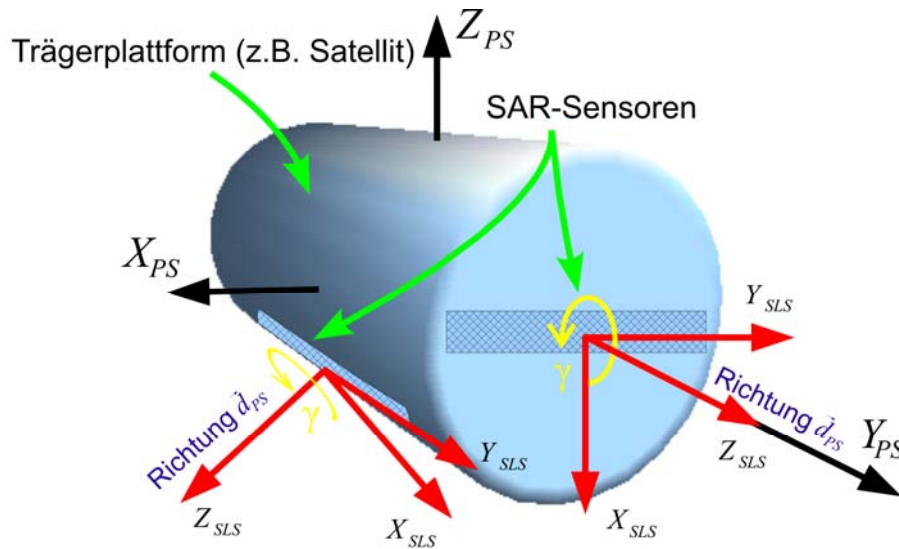


Abbildung B.6: Das Koordinatensystem des linken SAR-Sensors ist normal ausgerichtet (vgl. Abbildung A.9), das des rechten Sensors zeigt den Sonderfall bei dem \vec{d} in Richtung der PS-Y-Achse liegt.

Es gilt:

$$\vec{x}_{PS} = M_{axis}(\vec{e}_x, \vec{e}_y, \vec{e}_z) \cdot M_{trans}(\vec{p}_{is}) \cdot [R_Z(-\gamma) \cdot \vec{x}_{SLS}] \quad \text{und} \quad (\text{B.31})$$

$$\vec{x}_{SLS} = R_Z(\gamma) \cdot [M_{trans}(-\vec{p}_{is}) \cdot M_{axis}^{-1}(\vec{e}_x, \vec{e}_y, \vec{e}_z) \cdot \vec{x}_{PS}] \quad . \quad (\text{B.32})$$

Die Achsen-Vektoren sind wie folgt definiert:

$$\begin{aligned} \vec{e}_z &= \vec{d}_{PS}, \\ \vec{e}_x &= \left\{ \begin{array}{l} Y_{PS}, \quad \text{falls } \vec{e}_z \neq Y_{PS} \cap -\vec{e}_z \neq Y_{PS} \\ X_{PS}, \quad \text{sonst} \end{array} \right\} \times \vec{e}_z \\ \vec{e}_y &= \vec{e}_z \times \vec{e}_x \end{aligned} \quad (\text{B.33})$$

mit Richtungsvektor \vec{d}_{PS} , Position \vec{p}_{PS} und Drehwinkel γ des SAR-Sensors, Achsen des PS-Systems X_{PS} und Y_{PS} , Rotation $R_Z(\gamma)$ und Transformationsmatrizen $M_{trans}(\vec{p})$ und $M_{axis}(\vec{a}, \vec{b}, \vec{c})$ wie definiert in Anhang B.6.

Der in der geschweiften Klammerung berücksichtigte Sonderfall tritt auf, wenn bei der Spezifikation eines SAR-Szenarios die Richtung der SAR-Keule mit (0,1,0)' oder (0,-1,0)' festgelegt wird. Numerische Fehler durch die Anwendung von Fließkommazahlen sind daher ausgeschlossen.

B.11 SLS-Binnentransformation

SLS-Systeme existieren für jedes SAR-Gerät im SAR-Szenario. Dabei können Koordinaten zwischen den Systemen zweier Bezugsobjekte nicht direkt transformiert werden.

Dies kann wieder nur über das Inertialsystem geschehen. Die Binnen-Transformationsmatrix für zwei SLS-Systeme unterschiedlichen Bezugsrahmens ist die Erweiterung der SATS-Binnen-Transformation um die Transformationsmatrix Γ :

$$\bar{x}_{SLS1} = M_{SLS1}^{SLS2} \cdot \bar{x}_{SLS2} \quad \text{mit} \quad M_{SLS1}^{SLS2} = \Gamma_{SLS1} \cdot M_{PS1}^{PS2} \cdot \Gamma_{SLS2}^{-1}, \quad (\text{B.34})$$

wobei Γ_{SLS1} Transformationsmatrix $PS1 \Rightarrow SLS1$, Γ_{SLS2} Transformationsmatrix $PS2 \Rightarrow SLS2$ und M_{PS1}^{PS2} Transformationsmatrix $PS2 \Rightarrow PS1$ ist.

B.12 Drehmatrizen

Für eine Rotation $R_X(\alpha)$ mit Winkel α um die X-Achse in homogenen Koordinaten gilt:

$$R_X(\alpha) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) & 0 \\ 0 & \sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (\text{B.35})$$

Es gilt zudem ohne Beweis:

$$R_X^{-1}(\alpha) = R_X(-\alpha). \quad (\text{B.36})$$

Für eine Rotation $R_Y(\alpha)$ mit Winkel α um die Y-Achse in homogenen Koordinaten gilt:

$$R_Y(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos(\alpha) & 0 & \sin(\alpha) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (\text{B.37})$$

Es gilt zudem ohne Beweis:

$$R_Y^{-1}(\alpha) = R_Y(-\alpha). \quad (\text{B.38})$$

Für eine Rotation $R_Z(\alpha)$ mit Winkel α um die Z-Achse in homogenen Koordinaten gilt:

$$R_Z(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) & 0 & 0 \\ \sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (\text{B.39})$$

Es gilt ohne Beweis:

$$R_Z^{-1}(\alpha) = R_Z(-\alpha). \quad (\text{B.40})$$

C Positionsberechnung der Himmelskörper Sonne und Mond

Dieser Anhang stellt die Positionsberechnungen für Sonne und Mond zusammen, die für die Bestimmung der Gravitationsbeschleunigung durch Himmelskörper benötigt werden (vgl. Abschnitt 11.1.3).

Da die Beschleunigungskräfte durch Sonne und Mond auf den Satelliten deutlich geringer ausfallen als durch die Erdgravitation, ist es nicht nötig, die Positionen dieser Himmelskörper mit einer sehr hohen Genauigkeit zu kennen. Nachfolgend werden zwei einfache Berechnungsmodelle aus [MONTENBRUCK und GILL 2000] vorgestellt, die eine ausreichende Genauigkeit garantieren:

C.1 Sonnenposition

Das Berechnungsmodell für die Sonnenposition beruht auf der Annahme einer ungestörten Bewegung der Erde um die Sonne, wobei allerdings der elliptische Orbit der Sonne bzgl. der Erde berücksichtigt wird. Als sehr genaue Näherung für die Position der Sonne ergibt sich aus der Betrachtung der Kepler Ellipsen und einigen Vereinfachungen nun zu:

$$\begin{aligned}\lambda_s &= \Omega + \omega + M + 6892'' \cdot \sin(M) + 72'' \cdot \sin(2M) \\ r_s &= (149,619 - 2,499 \cdot \cos(M) - 0,021 \cdot \cos(2M)) \cdot 10^6\end{aligned}\quad (C.1)$$

wobei λ_s die ekliptische Länge der Sonnenposition und r_s den Abstand zwischen Sonnen- und Erdmittelpunkt in km angibt. β_s als ekliptische Breite kann hier vernachlässigt werden, da sie sich in Größen von einer Bogenminute bewegt und damit als 0° angenommen wird.

Die zur Berechnung notwendigen Kepler-Elemente der Sonnenbewegung sind dabei gegeben durch:

$$\begin{aligned}\Omega + \omega &= 282,9400^\circ \\ M &= 357,5256^\circ + 35999,049^\circ \cdot T\end{aligned}\quad (C.2)$$

mit

$$T = \frac{JD - 2451545,0}{36525,0} \quad (C.3)$$

Diese Angaben sind gültig für einige Jahrzehnte um das Jahr 2000 n.Chr.. Die Kepler-Elemente sind hierbei mit M - Mittlere Anomalie, Ω - Rektaszension(-swinkel) des aufsteigenden Knotens (Argument der Rektaszension), ω - Perigäum(-swinkel) (Argument des Perigäums) und T - Zeitpunkt in Julianischen Jahrhunderten bezeichnet. JD charakterisiert das *Julianische Datum* [MONTENBRUCK und GILL 2000].

Die ekliptischen Koordinaten der Sonne müssen nun noch in entsprechende kartesische Koordinaten überführt werden. Dabei muss die Neigung ε der Erdachse zur Ekliptik berücksichtigt werden. Die Transformation von sphärischen ekliptischen Koordinaten in kartesische Koordinaten IS geschieht über die folgende Drehung um die X-Achse des Ekliptiksystems und es ergibt sich für den Positionsvektor der Sonne

$$\vec{r}_S = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(-\varepsilon) & \sin(-\varepsilon) \\ 0 & -\sin(-\varepsilon) & \cos(-\varepsilon) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} r_S \cdot \cos(\lambda_S) \cdot \cos(\beta_S) \\ r_S \cdot \sin(\lambda_S) \cdot \cos(\beta_S) \\ r_S \cdot \sin(\beta_S) \end{pmatrix} . \quad (\text{C.4})$$

C.2 Mondposition

Die Mondposition kann mit einem ähnlichen Modell in sehr guter Näherung berechnet werden. Da allerdings stärkere Störungen auf den Mond durch Sonne und Erde wirken, müssen mehr Terme als bei dem Berechnungsmodell der Sonne berücksichtigt werden. Fünf grundlegende Argumente der Mondbewegung sind dabei wichtig:

$$\begin{aligned} L_0 &= 218,31617^\circ + 481267,88088^\circ \cdot T - 1,3972^\circ \cdot T \\ l &= 134,96292^\circ + 477198,86753^\circ \cdot T \\ l' &= 357,52543^\circ + 35999,04944^\circ \cdot T \\ F &= 93,27283^\circ + 483202,01873^\circ \cdot T \\ D &= 297,85027^\circ + 445267,11135^\circ \cdot T \end{aligned} . \quad (\text{C.5})$$

Dabei bezeichnet L_0 den Hauptlängengrad des Mondes, l die Hauptanomalie des Mondes, l' die Hauptanomalie der Sonne, F den Hauptabstand des Mondes vom aufsteigenden Knoten seines Orbits und D den Hauptabstand des Mondes von der Sonne. Mit Hilfe dieser Parameter und dem entsprechend notwendigen Zeitpunkt T kann nun im Bezug auf den Frühlingspunkt der Längengrad des Mondes λ_M (ekliptische Koordinaten) zu

$$\begin{aligned} \lambda_M &= L_0 + 22640'' \cdot \sin(l) + 769'' \cdot \sin(2l) \\ &\quad - 4586'' \cdot \sin(l - 2D) + 2370'' \cdot \sin(2D) \\ &\quad - 668'' \cdot \sin(l') - 412'' \cdot \sin(2F) \\ &\quad - 212'' \cdot \sin(2l - 2D) - 206'' \cdot \sin(l + l' - 2D) \\ &\quad + 192'' \cdot \sin(l + 2D) - 165'' \cdot \sin(l' - 2D) \\ &\quad + 148'' \cdot \sin(l - l') - 125'' \cdot \sin(D) \\ &\quad - 110'' \cdot \sin(l + l') - 55'' \cdot \sin(2F - 2D) \end{aligned} \quad (\text{C.6})$$

bestimmt werden. Der entsprechende Breitengrad β_M des Mondes, ebenfalls im ekliptischen Koordinatensystem, ergibt aus

$$\begin{aligned}
\beta_M = & 18520'' \cdot \sin(F + \lambda - L_0 + 412'' \cdot \sin(2F) + 541'' \cdot \sin(l')) \\
& - 526'' \cdot \sin(F - 2D) + 44'' \cdot \sin(l + F - 2D) \\
& - 31'' \cdot \sin(-l + F - 2D) - 25'' \cdot \sin(-2l + F) \\
& - 23'' \cdot \sin(l' + F - 2D) + 21'' \cdot \sin(-l + F) \\
& + 11'' \cdot \sin(-l' + F - 2D)
\end{aligned} \quad . \quad (C.7)$$

Zuletzt ist noch der Abstand r_M zwischen Mond- und Erdmittelpunkt wichtig. Er wird mit

$$\begin{aligned}
r_M = & 385000 - 20905 \cdot \cos(l) - 3699 \cdot \cos(2D - l) \\
& - 2956 \cdot \cos(2D) - 570 \cdot \cos(2l) + 246 \cdot \cos(2l - 2D) \\
& - 205 \cdot \cos(l' - 2D) - 171 \cdot \cos(l + 2D) - 152 \cdot \cos(l + l' - 2D)
\end{aligned} \quad (C.8)$$

berechnet und in km angegeben. Wie schon bei der Berechnung der Sonnenposition gesehen, muss nun noch diese Position in ekliptischen Koordinaten in die entsprechenden kartesischen Koordinaten IS umgerechnet werden. Es ergibt sich analog zur Sonnenposition für die Mondposition

$$\vec{r}_M = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(-\varepsilon) & \sin(-\varepsilon) \\ 0 & -\sin(-\varepsilon) & \cos(-\varepsilon) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} r_M \cdot \cos(\lambda_M) \cdot \cos(\beta_M) \\ r_M \cdot \sin(\lambda_M) \cdot \cos(\beta_M) \\ r_M \cdot \sin(\beta_M) \end{pmatrix} . \quad (C.9)$$

D Technische Daten der Trägerplattformen und der SAR-Systeme

Der Anhang D beinhaltet eine Zusammenstellung der technischen Daten der in dieser Arbeit erwähnten Trägerplattformen sowie die zugehörigen SAR-Systeme. Mit diesen Vorgaben wurden entsprechende Simulationen zur Verifizierung der unterschiedlichsten Sachverhalte durchgeführt.

D.1 Technische Daten der Satelliten

- **ERS-1**

Erster europäischer Erdbeobachtungssatellit aus dem Jahre 1991.

Hauptaufgabe: Fernerkundung der Erdoberfläche.

- **TerraSAR-X**

Erster in Deutschland entwickelter Fernerkundungssatellit, der in öffentlich-privater Partnerschaft finanziert wurde.

Besonderheit: "Dual Use" - Nutzung sowohl für wissenschaftliche als auch für kommerzielle Zwecke.

Hauptaufgabe: Radar-Fernerkundung der Erdoberfläche mittels SAR.

- **CHAMP**

Deutscher Kleinsatellit des Geoforschungszentrums Potsdam (GFZ Potsdam).

Hauptaufgabe: Vermessung des Magnet- und Schwerefeldes der Erde sowie Erhebung von globalen Temperatur- und Wasserdampfverteilungen.

		ERS-1	TerraSAR-X	CHAMP
Orbit	Orbittyp	Sonnensynchrone, polarnahe Umlaufbahn		polarnahe Umlaufbahn
	Höhe	782 bis 785 km	ca. 514 km	ca. 454 km
	Inklination	98,52°	97,4°	87°
	Umlaufzeit	ca. 100 Minuten	ca. 95 Minuten	ca. 94 Minuten
	Anzahl Orbits pro Tag	14,3	15,18	15,4

		ERS-1	TerraSAR-X	CHAMP
Technische Daten	Masse	2384 kg	1230 kg	522 kg
	aerodynamisch wirksame Satellitenquerschnittsfläche	30 m ² *	3,75 m ²	0,89 m ²

Tabelle D.1: Zusammenstellung aller Orbit- und technischer Daten der verwendeten Satelliten.

* Dieser Wert erscheint sehr groß, aber es lagen keine genaueren geometrischen Daten vor. So wurde die größtmögliche Fläche angenommen

D.2 Technische Daten des PAMIR-Trägerflugzeugs

- **C-160 Transall**

Die Transall C-160 ist ein propellergetriebenes militärisches Transportflugzeug

		C-160
Technische Daten	Länge	32,40 m
	Spannweite	40 m
	Höhe	12,36 m
	Flügelfläche	160 m ²
	Geschwindigkeit (bei SAR-Aufnahmen)	ca. 100 m/sec.
	Flughöhe (bei SAR-Aufnahmen)	2000 bis 3000 m
	Montagepunkt für SAR-System	außen unter der linken Tragfläche bzw. in hinterer linker Türe (je nach Anwendung)

Tabelle D.2: Zusammenstellung der technischen Daten des PAMIR-Trägerflugzeugs C-160

D.3 Technische Daten der SAR-Systeme

- **ERS-1 und TerraSAR-X**
Fest auf den jeweiligen Trägersatelliten montierte SAR-Systeme
- **PAMIR**
Flugzeuggetragener SAR-Sensor der FGAN-FHR

		ERS-1	TerraSAR-X	PAMIR
SAR-Antenne	Blickrichtung	rechts	rechts	links
	Squint Angle ψ	0°	0°	0°
	Off-Nadir Angle φ	23°	33,8°	47°
	Keulenöffnungswinkel in Azimut-Richtung α	0,2823°	0,33°	2,9°
	Keulenöffnungswinkel in Range-Richtung β	3,2085°	2,3°	15°
	Länge der Antenne	10 m	4,784 m	4,25 m (variabel → experimentabhängig)
	Besonderheit	<i>Antenna Yaw Steering</i> möglich	Elektronische Strahlschwenkung in Azimut: $\pm 0,75^\circ$	Elektronische Strahlschwenkung in Azimut: $\pm 45^\circ$
Parameter des SAR-Sensors	Pulswiederholrate PRF	1679,902 Hz	3000 Hz (möglicher Bereich: 3.0 bis 6.5 kHz)	1250 Hz (variabel)
	Bandbreite BR	15,4985 MHz	150 Mhz (möglicher Bereich: 5 - 300 MHz, 150 MHz nominal, 300 MHz experimentell)	300 MHz
	Mittelfrequenz des Subbandes F_0	5,3 GHz	9,65 GHz	10,17 GHz
	Chirp-Pulsbreite T	$3,7 \cdot 10^{-5}$ sec.	$3 \cdot 10^{-6}$ sec.	$3 \cdot 10^{-6}$ sec.

Tabelle D.3: Zusammenstellung aller technischen Daten der verwendeten SAR-Systeme.