



TECHNISCHE UNIVERSITÄT CHEMNITZ

---

Fakultät für Informatik

Professur Betriebssysteme

# Diplomarbeit

Satellitengestützte Fahrzeuglokalisierung in urbanen Gebieten  
mit GPS und GLONASS

Pierre Reisdorf

Chemnitz, den 14. Juni 2012

Gutachter: Prof. Dr. Matthias Werner

Dipl.-Ing. Marcus Obst

Betreuer: Dipl.-Ing. Marcus Obst

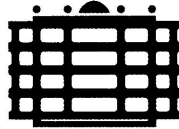
**Reisdorf, Pierre**

`pierre.reisdorf@informatik.tu-chemnitz.de`

Satellitengestützte Fahrzeuglokalisierung in urbanen Gebieten  
mit GPS und GLONASS

Diplomarbeit, Fakultät für Informatik

Technische Universität Chemnitz, Juli 2012



TECHNISCHE UNIVERSITÄT  
CHEMNITZ

# Aufgabenstellung

zur

Diplomarbeit  
im Studiengang Angewandte Informatik

für

Herrn Pierre Reisdorf  
geb. am 17. März 1985 in Halle

zum Thema

Satellitengestützte Fahrzeuglokalisierung in urbanen Gebieten mit GPS und  
GLONASS

(ausführliche Aufgabenstellung siehe Rückseite)

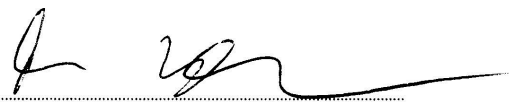
Erstgutachter: Prof. Dr. Matthias Werner

Ausgabedatum: 13.01.2012

Abgabedatum: 12.07.2012

Tag der Abgabe:

Unterschrift:

  
Prof. Dr. F. Hamker  
Vorsitzender des Prüfungsausschusses

## Ausführliche Aufgabenstellung:

Die eigene Fahrzeugposition möglichst genau und zuverlässig zu kennen ist eine wichtige Voraussetzung für eine Vielzahl aktueller und zukünftiger Navigations- sowie Sicherheitsanwendungen im Automobilbereich. Die Eigenlokalisierung auf Basis von Satellitennavigation – vorwiegend mit dem nordamerikanischen GPS – hat sich dabei in den letzten Jahren als Standardverfahren etabliert und ist nach wie vor Gegenstand der Forschung. Aktuelle Forschungsergebnisse haben gezeigt, dass GPS-basierte Verfahren unter guten Empfangsbedingungen durchaus gute bis sehr gute Ergebnisse erzielen können. Allerdings kann gerade im innerstädtischen Bereich die geforderte Präzision und Verfügbarkeit oft nur unzureichend eingehalten werden. Hauptgrund dafür ist die eingeschränkte Sichtbarkeit der GPS-Satelliten durch Gebäudeabschattungen in dicht bebauten Gebieten.

In dieser Arbeit soll untersucht werden, wie die Positionsgenauigkeit und –verfügbarkeit durch die parallele Nutzung aktuell verfügbarer Satellitennavigationssysteme gesteigert werden kann. Aufgrund der aktiven Modernisierung des russischen GLONASS-Systems sowie den Galileo-Bestrebungen der Europäischen Kommission, stehen heute zusammen mit dem GPS drei leistungsfähige Satellitennavigationssysteme in Europa zur Verfügung. Es soll überprüft werden, ob und wie die erhöhte Anzahl von Satelliten zu einer Verbesserung von Genauigkeit und Integrität der Eigenlokalisierung im Fahrzeug beiträgt.

Die Evaluierung soll mit einer, während der Arbeit zu entwickelnden und zu implementierenden, Software erfolgen, welche die an der Professur vorhandenen Softwarebibliotheken verwendet bzw. ergänzt. Dazu ist die Erarbeitung eines geeigneten Konzeptes für eine flexible Software-Architektur zur parallelen Nutzung von GPS und GLONASS (perspektivisch auch Galileo) notwendig. Außerdem ist vorgesehen, die entwickelten Algorithmen mit Echtdateien zu validieren.

## **Danksagung**

In tiefer Dankbarkeit an die mich in meinem Studium begleiteten Personen.

Vor allem möchte ich mich bei den Personen bedanken, die mich in der letzten Zeit bei der Erstellung der Arbeit, aber auch darüber hinaus unterstützt haben. Danke euch Marcus, Robin, Sven, Stefan, Maria, Mario, Marina, Jochen, Kristian, ...

Zuletzt möchte ich noch der Professur Betriebssysteme und der Professur für Nachrichtentechnik der TU Chemnitz für die Unterstützung und die Möglichkeit der Bearbeitung des Themas danken.



## **Zusammenfassung**

Navigationssysteme sollen nach Möglichkeit an jedem Ort und zu jeder Zeit funktionieren. Satellitennavigationssysteme unterliegen jedoch gewissen äußerlichen Einschränkungen, die die Positionierung erschweren oder erheblich verschlechtern. In einem urbanen Gebiet sind die Einflüsse auf die Positionierung mit Satellitensystemen durch die eingeschränkten räumlichen Verhältnisse besonders groß. Sowohl Mehrwege-Effekte wie auch die Verkleinerung des Sichtbereiches zu den Satelliten treten deutlich mehr auf.

Mit der Verwendung von mehreren Satellitensystemen soll versucht werden, die Positionierung im urbanen Gebiet zu verbessern oder überhaupt erst möglich zu machen. Zur Untersuchung werden dafür die Eigenschaften Verfügbarkeit, Genauigkeit und Integrität für GPS, für GLONASS und für beide Systeme als ein Gesamtsystem genauer betrachtet.





# Inhaltsverzeichnis

<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>xiii</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>xv</b>
<b>Abkürzungsverzeichnis</b>	<b>xvii</b>
<b>Verwendete Formelzeichen</b>	<b>xxi</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1 Motivation . . . . .	1
1.2 Aufgabenstellung . . . . .	2
1.3 Ziel der Arbeit . . . . .	3
1.4 Bisherige Arbeiten und Ansätze . . . . .	3
1.5 Gliederung der Arbeit . . . . .	5
<b>2 Grundlagen Satellitennavigation</b>	<b>6</b>
2.1 Koordinatensysteme . . . . .	6
2.1.1 Earth-centred earth-fixed (ECEF) . . . . .	8
2.1.2 World Geodetic System 1984 (WGS84) . . . . .	9
2.1.3 Parametry Zemli (PZ)-90.02 . . . . .	10
2.1.4 IERS Terrestrial Reference System (ITRS) . . . . .	11
2.1.5 Universal Transverse Mercator (UTM) . . . . .	11
2.2 Zeitsysteme . . . . .	12
2.2.1 Sternzeit . . . . .	12
2.2.2 Universal Time (UT) . . . . .	12
2.2.3 Temps Atomique International (TAI) . . . . .	13
2.2.4 Universal Time Coordinated (UTC) . . . . .	13
2.3 Positionsbestimmung . . . . .	14
2.3.1 Bestimmung Satellitenposition . . . . .	16
2.3.2 Pseudoentfernungsbestimmung . . . . .	18
2.3.3 Least-Square Verfahren . . . . .	19

2.3.4	Allgemeine Fehlerquellen . . . . .	21
2.4	Funktionsweise zwischen Satellit und Empfänger . . . . .	28
<b>3</b>	<b>Satellitensysteme</b>	<b>29</b>
3.1	Allgemein . . . . .	29
3.2	GPS . . . . .	31
3.3	GLONASS . . . . .	32
3.4	Unterschiede zwischen GPS und GLONASS . . . . .	34
3.4.1	Koordinatensystem . . . . .	34
3.4.2	Zeitsystem . . . . .	35
3.4.3	Ephemeriden . . . . .	37
3.4.4	Zugriffsart . . . . .	46
3.5	Galileo und andere Systeme . . . . .	47
<b>4</b>	<b>GNSS-Positionierung im urbanen Gebiet</b>	<b>49</b>
4.1	Was ist ein Globales Navigationssatellitensystem? . . . . .	49
4.2	Anforderungen an ein GNSS . . . . .	50
4.3	Schwierigkeiten im urbanen Gebiet . . . . .	52
4.4	Mehrsystemempfang . . . . .	54
<b>5</b>	<b>Technische Umsetzung</b>	<b>56</b>
5.1	Beschreibung des Systems . . . . .	56
5.1.1	Vorhandene Komponenten . . . . .	56
5.1.2	Erweiterung Komponenten . . . . .	57
5.2	Verifikation der Algorithmen . . . . .	60
5.3	Lokalisierung im Framework . . . . .	62
5.4	GNSS-Nutzung im Framework . . . . .	63
<b>6</b>	<b>Evaluierungen</b>	<b>64</b>
6.1	Methodik . . . . .	64
6.1.1	Messfahrzeug . . . . .	64
6.1.2	Empfänger . . . . .	66
6.1.3	Messantenne . . . . .	66
6.1.4	Referenztrajektorie . . . . .	67
6.2	Evaluierungskriterien . . . . .	68
6.2.1	Normalverteilung . . . . .	68
6.2.2	RMSE . . . . .	69
6.2.3	Median . . . . .	70

6.2.4	Satellitenanzahl . . . . .	70
6.2.5	GDOP . . . . .	70
6.3	Messdaten und Messszenarien . . . . .	71
6.4	Empirische Ergebnisse . . . . .	74
6.4.1	Verfügbarkeit . . . . .	76
6.4.2	Genauigkeit . . . . .	83
6.4.3	Integrität . . . . .	87
6.5	Ausnahmen . . . . .	92
6.5.1	Zusätzlicher Zeitfehler . . . . .	92
6.5.2	Ungünstige Satellitenkonstellation . . . . .	92
6.5.3	Gültigkeit GLONASS-Ephemeriden . . . . .	93
6.5.4	Serielle Verbindung . . . . .	94
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung</b>	<b>95</b>
7.1	Zusätzliche Erkenntnisse . . . . .	97
<b>8</b>	<b>Abschlussbemerkung und Ausblick</b>	<b>98</b>
<b>A</b>	<b>Unscented Kalman-Filter für Referenztrajektorie</b>	<b>100</b>
<b>B</b>	<b>Ergebnisse Messszenario B</b>	<b>102</b>
<b>C</b>	<b>Trimble Mission Planner</b>	<b>108</b>
<b>D</b>	<b>Inhalt der beiliegenden CD-ROM</b>	<b>109</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>110</b>



# Abbildungsverzeichnis

2.1	Ellipsoid der Erde . . . . .	7
2.2	Übersicht Koordinatensysteme . . . . .	7
2.3	ECEF-System . . . . .	9
2.4	Zoneneinteilung beim UTM-Koordinatensystem . . . . .	12
2.5	Positionsbestimmung mit 3 Satelliten . . . . .	15
2.6	Bestimmung der Satellitenposition . . . . .	19
2.7	Darstellung Least-Square bei Positionsbestimmung . . . . .	22
2.8	Ionosphäre und Troposphäre . . . . .	23
2.9	Veranschaulichung von Mehrwege-Effekten . . . . .	26
2.10	Veranschaulichung des DOP-Wertes . . . . .	28
3.1	Aufbau eines Satellitensystems . . . . .	30
3.2	Struktur der Navigationsnachricht von GPS . . . . .	38
3.3	Inhaltliche Zusammenfassung der GPS-Subframes . . . . .	38
3.4	Struktur eines GPS-Subframe . . . . .	38
3.5	Struktur der Navigationsnachricht von GLONASS . . . . .	40
3.6	Struktur eines GLONASS-Frame . . . . .	41
3.7	Struktur eines GLONASS-String . . . . .	41
4.1	Straßenschlucht zwischen zwei beliebigen Objekten . . . . .	53
4.2	Darstellung eines urbanen Gebietes . . . . .	55
5.1	UML-Diagramm des GNSS-Modul . . . . .	57
5.2	Black-Box-Modell der GNSS-Nutzung im Framework . . . . .	57
5.3	Funktionen zur Berechnung einer Position . . . . .	58
5.4	Basisklassen Satellite, Ephemeris, Subframe . . . . .	61
6.1	Messfahrzeuge der Professur für Nachrichtentechnik . . . . .	65
6.2	NovAtel-Empfänger und Choke-Ring Antenne . . . . .	67
6.3	Qualitative Anzeige des Erhalts von Nachrichten . . . . .	68
6.4	Standardnormalverteilung . . . . .	69

6.5	Wegdarstellung des Messszenario A . . . . .	73
6.6	Wegdarstellung des Messszenario C . . . . .	74
6.7	Polardiagramme mit unterschiedlichen Elevationswinkeln . . . . .	75
6.8	Anzeige der mittleren Anzahl verfügbarer Satelliten der Messszenarien A und C . . . . .	79
6.9	Prozentuale Anzahl möglicher Fixe der Messszenarien A und C . . . . .	80
6.10	Polardiagramme der Messszenarien A und C . . . . .	82
6.11	Darstellung des RMSE für das Messszenario C . . . . .	85
6.12	Darstellung des RMSE für das Messszenario A . . . . .	86
6.13	3D-Positionsfehler mit Konfidenzintervall für das Messszenario C . . . . .	89
6.14	3D-Positionsfehler mit Konfidenzintervall für das Messszenario A . . . . .	90
B.1	Wegdarstellung des Messszenario B . . . . .	102
B.2	Anzeige der mittleren Anzahl verfügbarer Satelliten Messszenario B . . . . .	103
B.3	Prozentuale Anzahl möglicher Fixe Messszenario B . . . . .	103
B.4	Darstellung des RMSE für Messszenario B . . . . .	105
B.5	Darstellung des Median für Messszenario B . . . . .	106
B.6	Polardiagramm des Messszenario B . . . . .	107
C.1	Polardiagramm Trimble Mission Planner Messszenario A . . . . .	108

# Tabellenverzeichnis

2.1	Fehlereinflüsse bei Satellitennavigationssystemen . . . . .	22
3.1	GPS Systemparameter . . . . .	31
3.2	GLONASS Systemparameter . . . . .	33
3.3	Ephemeriden-Parameter bei GPS . . . . .	40
3.4	Ephemeriden-Parameter bei GLONASS . . . . .	45
3.5	Datengröße und Zeitdauer der Bestandteile einer Navigationsnachricht für GPS und GLONASS . . . . .	46
3.6	Weitere Satellitensysteme neben GPS und GLONASS . . . . .	48
4.1	Entwicklungsstufen der Satellitensysteme . . . . .	50
4.2	Verschiedene Größen in einer Straßenschlucht . . . . .	54
6.1	Sensoren und Systeme der Messfahrzeuge . . . . .	65
6.2	Frequenz für Nachrichtenerhalt vom Empfänger . . . . .	66
6.3	Messszenarien . . . . .	72
6.4	Kombination Fehlerkorrekturmodelle . . . . .	73
6.5	Prozentuale Anzahl möglicher Fixe für die Messszenarien A und C . . . . .	81
6.6	Prozentuale Anzeige der Konfidenzintervalle für Messszenario C . . . . .	91
6.7	Prozentuale Anzeige der Konfidenzintervalle für Messszenario A . . . . .	91
6.8	Einstellungen Trimble Mission Planner für Messszenario A . . . . .	93
A.1	UKF-Parameter für die Referenztrajektorie . . . . .	101
B.1	Prozentuale Anzahl möglicher Fixe für Messszenario B . . . . .	104
B.2	Prozentuale Anzeige der Konfidenzintervalle für Messszenario B . . . . .	104
B.3	Anzeige des RMSE für das Messszenario B . . . . .	107





# Abkürzungsverzeichnis

BIH.....	Bureau International de l'Heure
CDMA.....	Code Division Multiplex Access
CTP.....	Conventional Terrestrial Pol
CTS.....	Conventional Terrestrial System
D-GPS.....	Differential Global Positioning System
DOD.....	Department of Defense
DOP.....	Dilution of Precision
ECEF.....	Earth-centred earth-fixed
EGNOS.....	European Geostationary Navigation Overlay Service
FDMA.....	Frequency Division Multiplex Access
FOC.....	Full Operational Capability
GDOP.....	Geometric Dilution of Precision
GEO.....	Geostationärer Orbit
GLONASS.....	Global (Orbiting) Navigation Satellite System
GNSS.....	Global Navigation Satellite System
GPS.....	Global Positioning System
GSM.....	Global System for Mobile Communications
GSSF.....	Galileo System Simulation Facility
HOW.....	Hand-Over-Word
ICD.....	Interface Control Document

IERS.....	International Earth Rotation and Reference Systems Service
IRNSS.....	Indian Regional Navigation Satellite System
ITRF.....	International Terrestrial Reference Frame
ITRS.....	IERS Terrestrial Reference System
MEO.....	Medium Earth Orbit
NAVSTAR-GPS..	Navigation Signal Timing and Ranging - GPS
NNSS.....	Navy Navigation Satellite System
PRN.....	Pseudo Random Noise
PZ.....	Parametry Zemli
QZSS.....	Quasi-Zenith Satellite System
RAIM.....	Receiver Autonomous Integrity Monitoring
RMSE.....	Root mean square Error
RNP.....	Required Navigation Performance
RTK.....	Real Time Kinematic
SA.....	Selective Availability
SBAS.....	Satellite Based Augmentation System
SDCM.....	Russian system of differential correction and monitoring
SI-SYSTEM.....	Système International d'Unités
SIS.....	Signal in Space
SoL.....	safety-of-life
TAI.....	Temps Atomique International
TEC.....	Total Electron Content
TLM.....	Telemetriewort
TOA.....	Time of Arrival
TTFF.....	Time to first fix

UKF .....	Unscented Kalman-Filter
UT .....	Universal Time
UTC .....	Universal Time Coordinated
UTM .....	Universal Transverse Mercator
WAAS .....	Wide Area Augmentation System
WGS84 .....	World Geodetic System 1984



# Verwendete Formelzeichen

$Ap$ .....	Apogäum
$C_{20}$ .....	Zonale Harmonische 2. Ordnung
$GM_{\oplus}$ .....	Geozentrische Gravitationskonstante
$GT$ .....	Referenztrajektorie
$O$ .....	orthometrische Höhe
$Pe$ .....	Perigäum
$U$ .....	Geoidundulation
$\Delta r_{\text{tro}}$ .....	Korrekturstrecke Troposphäre
$\Delta t_{gr1,2}$ .....	Laufzeitfehler Gruppensignal
$\ddot{x}_{\text{SM}}, \ddot{y}_{\text{SM}}, \ddot{z}_{\text{SM}}$ ..	Vektor der Beschleunigung durch Sonne und Mond
$\mu$ .....	Mittelwert der Verteilung
$\omega_{\oplus}$ .....	Rotationsgeschwindigkeit der Erde
$\overline{C}_{20}$ .....	normalisierter harmonischer Koeffizient
$\rho$ .....	Pseudoentfernung
$\sigma$ .....	Konfidenzintervall bzw. Standardabweichung
$\sigma^2$ .....	Varianz der Verteilung
$\tau$ .....	Signallaufzeit
$a_e$ .....	Äquatorradius der Erde
$c$ .....	Lichtgeschwindigkeit
$f_{1,2}$ .....	Trägerfrequenz

*Verwendete Formelzeichen*

---

$r_{es}$  ..... Residuumsfunktion

**D** ..... Jacobi-Matrix

# 1 Einleitung

Das Wissen um die eigene Position und die darauf aufbauende Navigation sind für viele Prozesse von Bedeutung. Menschen und Güter müssen den Weg von einem Ort zu einem anderen finden. Wurden früher Sextanten und Sterne zur Navigation benutzt, werden heute verschiedene digitale Systeme – wie Funk- und Satellitennavigation – verwendet. Die Positionierung wurde durch die Entwicklung der Systeme genauer und einfacher. Damit einhergehend entstand eine Durchdringung unterschiedlicher Bereiche des Menschen mit der Navigation sowie eine größere Verbreitung in der Bevölkerung.

Logistische Prozesse können besser und an aktuelle Verhältnisse angepasst optimiert werden, Personenkraftwagen navigieren nach Anleitung von einem Start zum Ziel und Personen navigieren mit unterschiedlichen Endgeräten innerhalb von Städten. Die verschiedenen Einsatzgebiete haben fortlaufend neue Anforderungen geschaffen und somit die Entwicklung sowie Verbesserung der Systeme vorangetrieben.

In der Satellitennavigation wird für eine Positionierung ohne Zusatzdienste eine *freie Sicht* zu den Satelliten benötigt. Durch die große Verbreitung der Satellitennavigation wird heutzutage selbst in Gebieten mit eingeschränkten Sichtverhältnissen – Abschattungen sind die Folge – eine Ortung benötigt. An diesem Punkt können einzelne Systeme versagen oder nur unzureichende Ergebnisse liefern, wodurch die Kopplung von verschiedenen Systemen für eine mögliche oder eine hinreichend gute Lösung notwendig werden kann. Ein Ansatz ist die Verbindung von mehreren Satellitensystemen zu einem Gesamtsystem. Dadurch werden sich positive Effekte für die Positionierung erhofft, was in dieser Arbeit näher betrachtet werden soll.

## 1.1 Motivation

Obwohl GPS und GLONASS für viele Anwendungsbereiche eine ausreichende Genauigkeit besitzen, so gibt es doch auch Bereiche, bei denen die Anforderungen an die Genauigkeit und die Integrität für ein einzelnes Satellitensystem zu hoch sind. Sehr hohe Anforderungen werden für safety-of-life (SoL)-Services oder im Flugverkehr für Landemanöver gefordert [Fornefeld u. a., 2010]. Diese lassen sich nur mit Zusatzdiensten (siehe Zulassung European Geostationary Navigation Overlay Service (EGNOS) für deutsche Flughäfen [DFS Deutsche Flugsicherung, 2012]) oder möglicherweise mit der Erweiterung eines Satellitensystems

um andere Satellitensysteme erreichen. Hohe Anforderungen werden ebenfalls bei der Positionsbestimmung auf Spurebene (lane level) gestellt. Dadurch ergeben sich verschiedene Anwendungen wie im öffentlichen Personennahverkehr, bei der die Ampelschaltungen für die entsprechenden Fahrzeuge optimiert werden können [Fornfeld u. a., 2010], oder bei der Erhebung einer Gebühr (Maut) für die Benutzung bestimmter Straßen [Lanza u. a., 2009]. Die Integrität ist ein wichtiger Faktor bei Satellitensystemen. Sie lässt sich in die technische und die institutionelle Integrität unterteilen. Mit der Vergrößerung der Satellitenanzahl durch die Verwendung von mehr als einem System ergeben sich mehr Möglichkeiten zum Ausschluss einzelner Satelliten, wodurch die technische Integrität verbessert werden kann. Das Stichwort dazu heißt Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM), welches ein Verfahren zu Erhöhung der Integrität innerhalb des Empfängers darstellt ([Wang und Ober, 2009] oder [Isshiki, 2008]). Die institutionelle Integrität ist ein Nachteil im Hinblick auf die freie und unverfälschte Nutzung von sowohl GPS als auch GLONASS, weil beide Systeme dem jeweiligen Verteidigungsministerium des Landes unterstellt sind. Bei der Benutzung von zwei voneinander unabhängigen Systemen sinkt die Abhängigkeit von einem System, wodurch die institutionelle Integrität an Bedeutung verliert [Dodel und Häupler, 2010]. Durch unterschiedliche Umwälzungsprozesse in der Geschichte entstand eine Verstädterung [Zimmermann, 1996] in vielen Ländern, welche auch heute noch anhält [Central Intelligence Agency, 2011]. Dadurch leben viele Menschen in urbanen Gebieten, wo die Positionsbestimmung durch die Gegebenheiten einer Stadt mit Satellitensystemen in vielen Fällen nur eingeschränkt möglich ist (Abschattungen, Mehrwege-Effekt, ...). Die Folgen der Beeinträchtigungen können mit der Nutzung mehrerer Satellitensysteme unter Umständen abgeschwächt werden.

## 1.2 Aufgabenstellung

Die Aufgabenstellung „Satellitengestützte Fahrzeuglokalisierung in urbanen Gebieten mit GPS und GLONASS“ lässt sich folgendermaßen interpretieren:

- *Satellitengestützte Fahrzeuglokalisierung* bedeutet eine Positionsbestimmung mit Hilfe von Satelliten. Die Positionsbestimmung in einem Fahrzeug muss durch die erhöhte Geschwindigkeit gegenüber langsameren Objekten ausreichend schnell sein.
- In vielen Ländern leben die Menschen in einem urbanen Gebiet oder hält die Verstädterung auch weiterhin noch an [Central Intelligence Agency, 2011]. Durch begrenzte horizontale Ausbreitungsmöglichkeiten einer Stadt ergibt sich irgendwann nur noch die Möglichkeit der vertikalen Ausbreitung. Dadurch ergeben sich für satellitengestützte Lokalisierungen erhebliche Beeinträchtigungen.



- Die Satellitensysteme *GPS* und *GLONASS* sind beides Systeme, welche aktuell ihre volle Verfügbarkeit erreicht haben und somit für eine globale Positionsbestimmung zur Verfügung stehen. Beide Systeme können dadurch für eine gemeinsame Positionslösung gleichberechtigt verwendet werden.

Demnach lassen sich die Beeinträchtigungen durch den Einfluss eines urbanen Gebietes auf die Positionsbestimmung mit den Satellitensystemen GPS und GLONASS untersuchen. Die Güte eines Satellitensystems lässt sich mit verschiedenen Eigenschaften wie Verfügbarkeit, Genauigkeit und Integrität beschreiben, welche unter den Gesichtspunkten eines urbanen Gebietes untersucht werden sollen.

### 1.3 Ziel der Arbeit

Durch die Zusammenführung der beiden Satellitensysteme GPS und GLONASS (später sind auch weitere Systeme vorstellbar) zu einem Gesamtsystem werden verschiedene Ziele verfolgt. Durch die Nutzung beider Satellitensysteme lassen sich womöglich Schwächen des einen Systems durch die Hinzunahme des anderen Systems ausgleichen. Grundsätzlich wird durch eine gemeinsame Nutzung als Gesamtsystem eine Verbesserung der Positionsbestimmung vermutet. Wünschenswert wäre eine Verbesserung der Eigenschaften Verfügbarkeit, Genauigkeit und Integrität. Neben der Integration des Satellitensystems GLONASS ins Framework der Professur für Nachrichtentechnik der TU Chemnitz soll gleichzeitig die Option für die spätere Erweiterung um andere Satellitensysteme geschaffen werden. Die Laufzeiten der Algorithmen sind für die Lösung des Problems nebensächlich, weshalb diese Betrachtung außen vor gelassen wird.

### 1.4 Bisherige Arbeiten und Ansätze

Mit dem Aufkommen unterschiedlicher Satellitensysteme und der stetigen Entwicklung der einzelnen Systeme kam die Idee, die Systeme miteinander zu verbinden. Durch die mehr oder weniger verfügbare Anzahl an verwendbaren Satellitensignalen wurde überwiegend auf Daten aus Simulatoren zurückgegriffen. Ein Simulator ist der Galileo System Simulation Facility (GSSF<sup>1</sup>), ein anderer der Navys [Artaud u. a., 2010]. Mit diesen Programmen lassen sich unterschiedliche Szenarien anhand von echten Bahndaten – werden im Internet zur Verfügung gestellt – erzeugen, Daten visualisieren und auswerten. Das Ziel der Verbindung von unterschiedlichen Satellitensystemen ist zum einen die verschiedenen Fehlereinflüsse zu minimieren und zum anderen Eigenschaften wie Verfügbarkeit, Genauigkeit und Integrität zu verbessern.

---

<sup>1</sup><http://www.gssf.info/>

Für die Fehlereinflüsse gibt es unterschiedliche Konzepte wie die Verringerung des Zeitoffsets zwischen zwei Systemen ([Juang und Tsai, 2009], [Xu u. a., 2011], [Cai, 2008]). Das Offset zwischen den Zeitsystemen muss bei Unkenntnis zusätzlich geschätzt werden und bedingt dadurch einen zusätzlichen Satelliten für die Korrektur des Offsets. Weitere Möglichkeiten zur Minimierung von Fehlern sind die Nutzung von Filtern wie den Kalman Filter ([Delmas u. a., 2008]) oder auch einen Partikel-Filter ([Nahimana u. a., 2008]).

In den unterschiedlichen Arbeiten werden teilweise zwei Systeme betrachtet wie GPS und Galileo ([Della Rosa u. a., 2010], [Engel, 2008]) oder GPS und GLONASS ([Mattos, 2011]). Auf mehr als zwei Systeme wird in [Rizos, 2008] eingegangen, jedoch setzen die Ergebnisse auf Simulationsdaten auf.

Ein Grund zur Erweiterung von einem Satellitensystem um andere Systeme sind eingeschränkte Empfangsbedingungen und Störungen der Signale wie in einem urbanen Gebiet. Die Verfügbarkeit und die Genauigkeit wurden teilweise bei [Mattos, 2011] für GPS und GLONASS sowie für GPS und QZSS betrachtet. Ein anderer Ansatz der Verbesserung in urbanen Gebieten ist die Verwendung von zusätzlichen Sensoren wie Inertialsensoren ([Duchateau u. a., 2009]).

Die Positionslösungen sind abhängig von der Konstellation der Satelliten zum Empfänger. Durch die erhöhte Anzahl der Satelliten bei der Zusammenlegung von mehreren Systemen besteht die Möglichkeit der selektiven Auswahl von Satelliten für eine geeignete Konstellation. In [Miaoyan u. a., 2008] wird ein Verfahren zur Auswahl von Satelliten mit einer optimalen Konstellation vorgestellt.

Zur Verarbeitung von GNSS-Daten existiert bereits ein Open Source Programmpaket namens RTKLIB<sup>2</sup>. Damit können bei Verfügbarkeit entsprechender Daten die Positionsberechnungen mit unterschiedlichen Systemen durchgeführt werden. Die Positionsgenauigkeiten in den unterschiedlichen Modi wurden nicht weiter betrachtet.

Die Verbindung von zwei Systemen zu einem Gesamtsystem wurde von unterschiedlichen Seiten schon betrachtet. Deshalb ist eine klare Abgrenzung zu den anderen Arbeiten notwendig, welche durch die folgenden Punkte gekennzeichnet ist:

- Es werden Echtdateien verwendet und keine simulierten Daten. Zur Verifikation von Satellitenbahnen wird bei der Auswertung nur auf ein Programm zur Analyse und Darstellung verschiedener Parameter von Satellitensystemen zurückgegriffen.
- Die Szenarien sind sowohl statisch als auch dynamisch. Messdaten wurden sowohl im Stand als auch auf unterschiedlichen Wegstrecken aufgenommen.
- Betrachtet werden die Eigenschaften Verfügbarkeit, Genauigkeit und Integrität.

---

<sup>2</sup><http://www.rtklib.com/>

- Neben der Verwendung von Messdaten aus einem urbanen Gebiet wurde der Sichtbereich zusätzlich eingeschränkt. Dadurch soll der Effekt von einem urbanen Gebiet mit Sichteinschränkung verstärkt werden.

## 1.5 Gliederung der Arbeit

Ausgehend von einer kurzen Einleitung und einem Überblick über bisherige Arbeiten zu dem Thema Global Navigation Satellite System (GNSS) wird nachfolgend allgemein auf die Theorie zu satellitengestützter Navigation eingegangen. Dies beinhaltet im zweiten Kapitel (2) die Behandlung von Koordinaten- und Referenzsystemen, verschiedene Zeitsysteme, die allgemeine Positionsbestimmung mit Hilfe von Satelliten sowie typische Fehlerquellen in diesem Zusammenhang. In der vorliegenden Arbeit wird vorwiegend das amerikanische Global Positioning System (GPS) und das russische Global (Orbiting) Navigation Satellite System (GLONASS) verwendet, weshalb auf diese beiden Satellitensysteme im dritten Kapitel (3) gesondert eingegangen wird. Im vierten Kapitel (4) wird auf GNSS als System und die an ein Satellitensystem gestellten Anforderungen eingegangen. Zusätzlich werden die Schwierigkeiten im urbanen Gebiet und die Verbindung von zwei Satellitensystemen zu einem Gesamtsystem näher erläutert. Anschließend werden im fünften Kapitel (5) das verwendete Framework sowie die technische Realisierung der implementierten Algorithmen kurz dargelegt. Das sechste Kapitel (6) beschreibt die Methodik zur Erlangung der Messdaten, die entsprechenden Parameter zur Verwendung für die Auswertung und die verschiedenen Messszenarien mit den erhaltenen Ergebnissen. Das nachfolgende siebte Kapitel (7) fasst die erhaltenen Ergebnisse zusammen und zeigt zusätzliche, nicht weiter betrachtete Erkenntnisse. Im achten Kapitel (8) werden Anstöße für weiterführende Arbeiten im Themenfeld dieser Arbeit gegeben.

## 2 Grundlagen Satellitennavigation

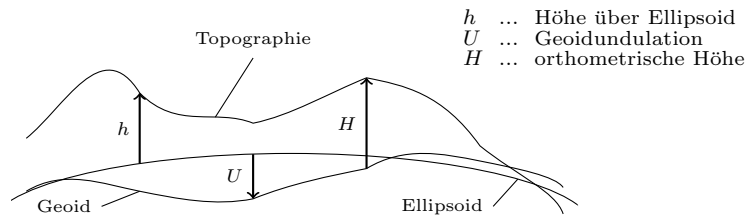
Für ein Verständnis der grundlegenden Funktionen von Ortung und Navigation mit Hilfe von Satelliten werden in diesem Kapitel die notwendigen Grundlagen beschrieben. Dabei werden die für eine satellitenbezogene Ortungsbestimmung (auch Positionsbestimmung genannt) relevanten Charakteristiken wie Koordinatensysteme, Bezugssysteme, Zeitsysteme und Fehlerquellen behandelt.

### 2.1 Koordinatensysteme

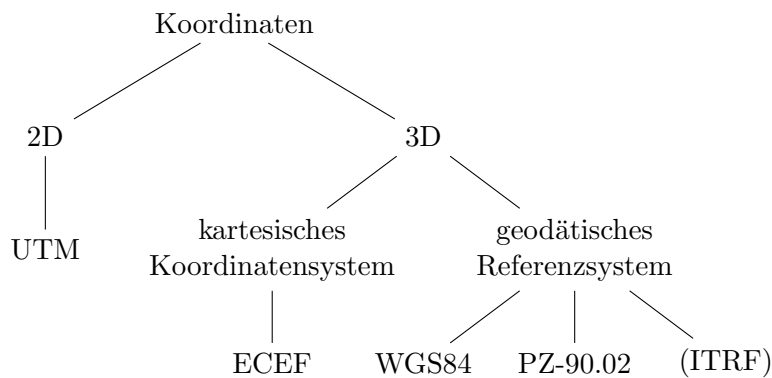
Zur Darstellung von Punkten auf der Erde oder im erdnahen Weltraum müssen für ein Koordinatensystem geeignete Parameter festgelegt werden, wodurch ein Referenz- oder Bezugssystem gebildet wird. Diese Parameter legen den Ursprung, die Masse, das Ellipsoid und weitere Eigenschaften fest. Dadurch ist das Koordinatensystem eindeutig festgelegt, jedoch bildet erst ein Referenzrahmen die Verbindung zwischen dem im Referenzsystem definierten mathematischen Koordinatensystem und realen Positionen auf der Erde. Aus unterschiedlichen Ansprüchen und lokalen sowie globalen Gegebenheiten haben sich daher verschiedene Referenzsysteme entwickelt. Einen großen Unterschied bildet die Definition des Ellipsoids bei lokalen und globalen Referenzsystemen, welches jeweils an die verschiedenen Bedingungen angepasst wird. Das Ellipsoid versucht die Erdoberfläche bestmöglich (innerhalb eines bestimmten Gebietes) anzunähern. Dabei ist zu beachten, dass die Erde kein rundes und ebenes Gebilde ist, womit die Anpassung des Ellipsoids an lokale oder globale Referenzsysteme sich stark unterscheiden kann. Abbildung 2.1 verdeutlicht dazu den Zusammenhang zwischen Erdoberfläche, Geoid und Ellipsoid. [Seeber, 2003] Das Ellipsoid und der Geoid sind über die Geoidundulation verbunden, die sich wie folgt ergibt:

$$U = h - H \quad (2.1)$$

Im Folgenden wird auf die für die Arbeit mit GPS und GLONASS relevanten Referenzsysteme näher eingegangen. Für einen ersten Überblick sind die verwendeten Koordinaten- und Referenzsysteme nach ihrer Dimension der Koordinatenangabe in Abbildung 2.2 aufgeführt. Die mit einem Satellitensystem bestimmten Positionen sind Angaben im Raum, jedoch werden für verschiedene Verwendungen auch 2D-Positionen benötigt, weshalb eine



**Abbildung 2.1:** Zusammenhang zwischen Topographie der Erde, Ellipsoid und Geoid. Das Ellipsoid und der Geoid sind über die Geoidundulation verbunden, die in Gleichung (2.1) beschrieben wird. In der Abbildung werden die genaue Darstellung von Winkeln und Lotlinien vernachlässigt. (nach [Kaplan und Hegarty, 2006, 32])



**Abbildung 2.2:** Ein Überblick der in dieser Arbeit verwendeten Koordinaten- und Referenzsysteme (oder voraussichtlich zukünftiger – ITRF) nach dem Unterscheidungsmerkmal der Dimension (2D oder 3D).

erste Unterteilung nach der Dimension der Koordinatenangabe vorgenommen wurde. Die einzelnen Koordinatensysteme lassen sich – bei bekannten Transformationsparametern – ineinander überführen. Dafür kann die Helmert Transformation genutzt werden, die wie folgt lautet [Xu, 2007]:

$$\begin{pmatrix} x_{neu} \\ y_{neu} \\ z_{neu} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix} + \mu R \begin{pmatrix} x_{alt} \\ y_{alt} \\ z_{alt} \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

Für kleine Winkel  $\alpha$  gilt:

$$R = \begin{pmatrix} 1 & \alpha_3 & -\alpha_2 \\ -\alpha_3 & 1 & \alpha_1 \\ \alpha_2 & -\alpha_1 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.3)$$

mit

- Vektor  $(x_{neu}, y_{neu}, z_{neu})$  bzw.  $(x_{alt}, y_{alt}, z_{alt})$  sind die Koordinaten des neuen bzw. alten Punktes
- Vektor  $(x_0, y_0, z_0)$  ist der Vektor des Ursprungs des alten Koordinatensystems
- $\mu$  ist der Skalenfaktor
- $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3$  sind Rotationswinkel um die x-, y-, und z-Achse

### 2.1.1 Earth-centred earth-fixed (ECEF)

ECEF<sup>1</sup> ist ein kartesisches Koordinatensystem, welches ein erdfestes Bezugssystem bildet. Erdfest bedeutet, dass sich das Koordinatensystem mit der Erde bewegt und die Koordinaten fest mit der Erde verankert sind<sup>2</sup>. Solch ein System ist wie folgt definiert:

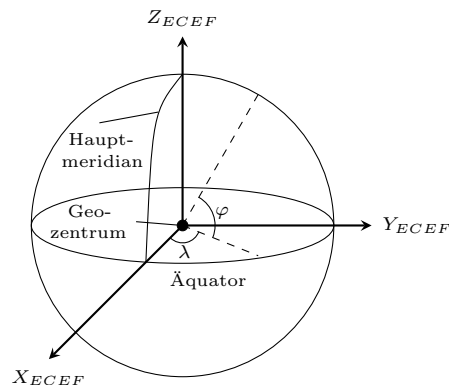
- Ursprung des Systems: Massenmittelpunkt der Erde
- Z-Achse: Erdrotationsachse
- XZ-Ebene: Definiert durch die Z-Achse und einen festgelegten Punkt auf der Erde (Sternwarte von Greenwich)
- Y-Achse: Senkrecht zur Z-Achse, sodass ein rechtshändiges Koordinatensystem entsteht

Zur Veranschaulichung der Achsenausrichtung sei auf Abbildung 2.3 verwiesen. Die Rotationsachse (Z-Achse) der Erde muss noch auf einen festgelegten Zeitpunkt vereinbart werden, um ein eindeutiges Bezugssystem zu bekommen (da die Z-Achse sich bewegt). [Mansfeld, 2010, 32], [Bauer und Wanninger, 2003, 52 - 55]

---

<sup>1</sup>Eine andere Bezeichnung ist auch Conventional Terrestrial System (CTS).

<sup>2</sup>Im Gegensatz zu einem raumfesten Bezugssystem.



**Abbildung 2.3:** Darstellung eines Earth-centered earth-fixed Systems (nach [Xu, 2007, 7], [Hofmann-Wellenhop u. a., 2008, 14])

### 2.1.2 World Geodetic System 1984 (WGS84)

Das World Geodetic System 1984 (WGS84) ist ein geodätisches Referenzsystem, das als Grundlage für Positionsangaben im Satellitensystem GPS Verwendung findet. Mit dem Referenzsystem lassen sich Positionsangaben auf der Erde sowie im erdnahen Weltraum tätigen. Es wird durch viele parametrisierte Konstanten, wie Definition des Schwerefeldes der Erde (Geoidmodell), geozentrische Gravitationskonstante, Lichtgeschwindigkeit, Ellipsoid usw., festgelegt. Zur Orientierung dient die Abbildung 2.3, welche gleichzeitig auch den Zusammenhang zwischen ECEF und WGS84 aufzeigt. Positionsangaben sind sowohl in ECEF-Koordinaten  $(x, y, z)$  wie auch in Polarkoordinaten ( $\varphi$  - Breitengrad,  $\lambda$  - Längengrad,  $h$  - Höhe) möglich. Polarkoordinaten sind für den Menschen und für Karten verständlicher, weshalb sie dort mehr in Gebrauch sind. ECEF-Koordinaten wiederum sind für Berechnungen im Raum vorteilhafter. [Bauer und Wanninger, 2003] WGS84 lässt sich nach [National Imagery and Mapping Agency, 2000] und [United States Coast Guard Navigation Center, 1995, 35 - 36] wie folgt definieren:

- Koordinatenursprung ist der Massenmittelpunkt der Erde (Geozentrum) – dies entspricht dem geometrischen Zentrum des WGS84-Ellipsoids
- Z-Achse ist die Drehachse der Erde, welche vom Bureau International de l'Heure (BIH) definiert wurde
- XZ-Ebene ist definiert durch die Z-Achse und einen festgelegten Punkt auf der Erde (Referenzmeridian des BIH)
- Y-Achse entsteht bei Drehung der X-Achse um  $90^\circ$  gegen den Uhrzeigersinn

Folgende Parameter und geodätische Konstanten für ein terrestrisches Ellipsoid sind so definiert, dass er sich global dem Geoid am besten annähert [Roßbach, 2001, 40], [Xu, 2007, 10]:

- große Halbachse  $a$  des Ellipsoids:  $6,378137 \cdot 10^6$  m
- Abplattung  $f$  des Ellipsoids:  $1/298,2572236$
- Geozentrische Gravitationskonstante  $GM_{\oplus}$ :  $3,986004418 \cdot 10^{14}$  m<sup>3</sup>/s<sup>2</sup>
- Rotationsgeschwindigkeit der Erde  $\omega_{\oplus}$ :  $7,292115 \cdot 10^{-5}$  rad/s

Der Referenzrahmen von WGS84 ist besser als 1cm an das International Terrestrial Reference Frame (ITRF) angelehnt (ITRF2000)[Kaplan und Hegarty, 2006, 32].

### 2.1.3 Parametry Zemli (PZ)-90.02

Das Parametry Zemli (PZ)-90.02 ist ein geozentrisches Koordinatensystem, welches bei GLONASS verwendet wird. Positionsangaben im PZ-90.02 können, wie im WGS84 auch, in ECEF-Koordinaten getätigt werden. Beide Systeme bilden jedoch ein anderes Bezugssystem, weshalb Positionsangaben des einen Systems nicht gleichzusetzen sind mit Positionsangaben des anderen Systems. PZ-90.02 lässt sich wie folgt definieren [Russian Institute of Space Device Engineering, 2008, 23]:

- Koordinatenursprung ist der Mittelpunkt der Erde
- Z-Achse zeigt in Richtung des Conventional Terrestrial Pol (CTP), welcher vom IERS empfohlen wurde
- X-Achse zeigt in Richtung des Äquator und den Nullmeridian, der vom Bureau International de l'Heure (BIH) etabliert wurde
- Y-Achse entsteht bei Drehung der X-Achse um 90° gegen den Uhrzeigersinn

Weiter sind folgende Parameter für das Ellipsoid und andere Konstanten definiert [Russian Institute of Space Device Engineering, 2008, 24]:

- große Halbachse  $a$  des Ellipsoids:  $6,378136 \cdot 10^6$  m
- Abplattung  $f$  des Ellipsoids:  $1/298,25784$
- Geozentrische Gravitationskonstante  $GM_{\oplus}$ :  $3,986004418 \cdot 10^{14}$  m<sup>3</sup>/s<sup>2</sup>
- Rotationsgeschwindigkeit der Erde  $\omega_{\oplus}$ :  $7,292115 \cdot 10^{-5}$  rad/s



Wie WGS84 orientiert sich das Referenzsystem PZ-90.02 ebenfalls am ITRF2000, wodurch für eine Umrechnung zwischen beiden Systemen *nur* eine Translation notwendig ist [Heßelbarth, 2011, 27]. Bei bekannten Parametern kann dies mit der Helmert-Transformation geschehen (siehe Gleichung 2.2 und 2.3).

#### 2.1.4 IERS Terrestrial Reference System (ITRS)

Das IERS Terrestrial Reference System (ITRS) ist ein international vereinbartes Bezugssystem, welches durch das ITRF realisiert wird. Bei diesem Bezugssystem bilden verschiedene, global verteilte Referenzstationen mit unterschiedlichen Messmitteln das ITRF [Hofmann-Wellenhof u. a., 2008, 16]. Der IERS<sup>3</sup> ist eine Kooperation aus verschiedenen Institutionen [Vondrák und Richter, 2004], welche sich auf bestimmte Konventionen bezüglich der Parameter verständigt haben [Seeber, 2003]. Folgend ist das ITRS so definiert [Seeber, 2003, 16]:

- die Erde besitzt ein Geozentrum, inklusive Ozean und Atmosphäre
- die Längeneinheit ist das SI-Meter, die Skalierung ist im Kontext mit der Relativitätstheorie der Gravitation zu sehen
- die Achsausrichtungen orientieren sich am BIH zur Epoche 1984.0
- das Koordinatensystem ist an die Erdkruste fixiert (no-net-rotation condition)

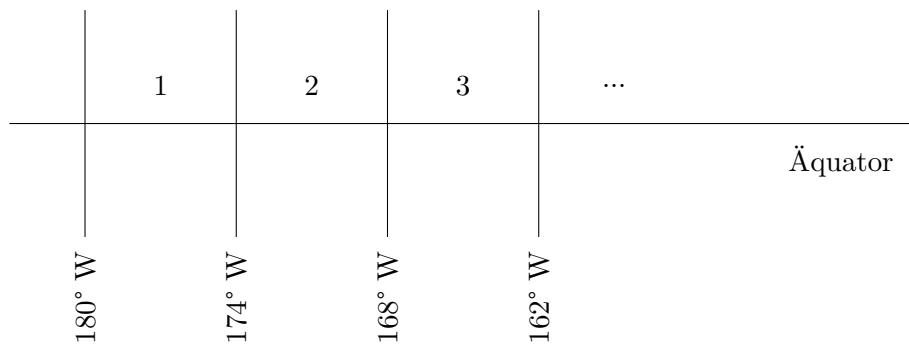
Der IERS bildet mit seinem Referenzframe ITRF und seiner Internationalität – durch die verschiedenen Institutionen – eine Orientierung für andere Systeme, unter anderem für die Referenzrahmen von GPS und GLONASS ([Heßelbarth, 2011, 27], [Kaplan und Hegarty, 2006, 32]).

#### 2.1.5 Universal Transverse Mercator (UTM)

Die Abbildung von Punktangaben auf der Erde (genauer: Ellipsoid) in die Ebene kann mit dem UTM-System erfolgen, das auf dem Prinzip der Gauß-Krüger-Abbildung beruht. Hierbei wird das Ellipsoid in 60 Zonen bzw. Meridianstreifen eingeteilt, wobei eine Zone eine Länge von 6° aufweist. Auf die Zonen kann so ein kartesisches Koordinatensystem gelegt werden, dass eine winkel- und formtreue Abbildung darstellt. Die Zonen werden beginnend bei Zahl null von West nach Ost durchnummeriert und jeweils in der Mitte (nach 3° in der Zone) durch ihren eigenen Bezugsmeridian geteilt. Abbildung 2.4 zeigt schematisch die Einteilung der Erde in die Zonen. Dieser Meridian ist jedoch nicht längentreu im UTM-System, weshalb jener mit dem Faktor  $m = 0.9996$  abgebildet wird. UTM-Koordinaten

---

<sup>3</sup><http://www.iers.org>



**Abbildung 2.4:** Einteilung der Erde in 60 Zonen von West nach Ost, wie es beim UTM-Koordinatensystem vorgenommen wird. Eine Zone ist 6° lang, womit bei 60 Zonen die komplette Erde abgedeckt wird. (nach [El-Rabbany, 2006, 186])

werden in Metern angegeben, wodurch sich damit gut Entfernungen einschätzen lassen. Für Abbildungen in den Polregionen ist UTM nicht geeignet. [Hofmann-Wellenhof u. a., 1994, 36, 100 - 103] [Hofmann-Wellenhof u. a., 2008, 284, 289] [El-Rabbany, 2006, ab 185]

## 2.2 Zeitsysteme

Für die Beobachtung von Satellitenbewegungen im speziellen sowie der Beobachtung von Bewegungen anderer Objekte werden verschiedene Zeitsysteme benötigt. Hier soll kurz auf die verschiedenen Zeitsysteme eingegangen werden, welche später für die Bestimmung der Satellitenpositionen von Bedeutung sind.

### 2.2.1 Sternzeit

Die Sternzeit wird vorwiegend in der Astronomie verwendet und ist jene Zeit, die auf einer scheinbaren Bewegung der Sterne durch die Eigenrotation der Erde beruht. Dabei wird als Fixpunkt der Meridiandurchgang eines Fixsternes angesetzt, wobei als fiktiver Fixstern der Frühlingspunkt<sup>4</sup> definiert ist. Die Sternzeit hängt dabei von der geographischen Länge des Beobachtungsortes ab. [Xu, 2007]

### 2.2.2 Universal Time (UT)

Für eine einheitliche Zeitskala wird eine fiktive mittlere Sonne eingeführt, die eine gleichförmige Geschwindigkeit aufweist und sich auf der Ekliptik fortbewegt. Als ein Sonntag

---

<sup>4</sup>Als Frühlingspunkt wird der Schnittpunkt des Himmelsäquators mit der Ekliptik (Projektion der scheinbaren Bahn der Sonne innerhalb eines Jahres) bezeichnet, bei dem die Sonne von der südlichen Halbkugel auf die nördliche Halbkugel wechselt.

der UT ist der wiederholte Durchgang der mittleren Sonne durch einen Meridian festgelegt. Wird der Meridian von Greenwich herangezogen, so wird die Zeit als Weltzeit (engl. Universal Time) oder Sonnenzeit bezeichnet. Der Tagesbeginn bei UT wurde international auf Mitternacht vereinbart. Somit ist die bürgerliche Zeit um 12 Stunden verschoben und UT ist gleich 12 Uhr plus der Stundenwinkel der mittleren Sonne (ca.  $1^\circ/\text{Tag}$ ). Die scheinbare mittlere Sonne bewegt sich langsamer als die Fixsterne, weshalb ein Sterntag geringfügig kürzer als ein Sonnentag ist. Ein Sterntag ist rund vier Minuten kürzer als ein Sonnentag. Die UT wird von verschiedenen Beobachtungsstationen rund um den Globus ermittelt und unterliegt dabei möglichen Polschwankungen. Da UT an die Drehung der Erde gekoppelt ist, sind die Sekunden unterschiedlich lang. Daraus haben sich zwei Erweiterungen der UT gebildet, die UT1 und UT2. Beide Erweiterungen sind auf bestimmte Parameter bezüglich Erdrotation, mittlere Sonnenbahn, mittleren Pol und der Veränderung der Umdrehungsgeschwindigkeit der Erde festgelegt. [Montenbruck und Pfleger, 2004], [Bauer und Wanninger, 2003, 90 - 93], [Prasad und Ruggieri, 2005, 24 - 25]

### 2.2.3 Temps Atomique International (TAI)

In der Praxis wird oft eine Zeitskala benötigt, welche einen gleichförmigen Verlauf hat. Dafür bietet sich die Internationale Atomzeitskala an, worin „die Sekunde das  $9,192631770 \cdot 10^9$ -fache der Periodendauer der dem Übergang zwischen den beiden Feinstrukturniveaus des Grundzustandes von Atomen des Nuklids  $^{133}\text{Cs}$  entsprechenden Strahlung“ darstellt [Mansfeld, 2010, 38]. Dadurch sind die Sekunden der TAI gleich lang. Die Atomzeit in ihrer obigen Definition ist im SI-System (Système International d'Unités) definiert und wurde so gewählt, dass ihr Nullpunkt am 01.01.1958, 00:00 Uhr annähernd mit UT1 übereinstimmt. Die Atomzeit ist über einen längeren Zeitraum im Gegensatz zu anderen Zeitmaßen eine sehr konstante Zeit, weshalb sie in den Satelliten der beiden Satellitensysteme GPS und GLONASS verwendet wird. [Mansfeld, 2010, 36 - 38]

### 2.2.4 Universal Time Coordinated (UTC)

Als Kombination von Atomzeit und UT1 wurde international die Koordinierte Weltzeit (engl. Universal Time Coordinated – UTC) eingeführt. Sie hat einerseits eine gleichförmige Zeitskala durch die Atomzeit und ist andererseits an die Weltzeit UT1 angepasst. Ihr Unterschied zur Atomzeit liegt in einem Offset  $n$  (in Sekunden), welches am 1. Januar oder am 1. Juli geändert werden kann.

$$UTC = TAI - n \quad (2.4)$$

UTC lässt sich auch nach der Gleichung

$$UT1 = UTC - dUT1 \quad (2.5)$$

aus  $UT1$  und dem Offset ( $dUT1$ ) von UT bestimmen. Die Variable  $dUT1$  wird vom IERS (International Earth Rotation and Reference Systems Service) bereitgestellt und über die sogenannten Navigationsnachrichten der Satelliten mit verbreitet. Auf diese Nachrichten wird in nachfolgenden Kapiteln näher eingegangen. UTC wird ebenfalls wie UT von verschiedenen Instituten rund um die Erde anhand von Vergleichen ihrer lokalen Zeitskalen ermittelt. [Bauch, 1994], [Mansfeld, 1998, 37 - 40]

### 2.3 Positionsbestimmung

Die Positionsbestimmung mit Satelliten geschieht ähnlich wie andere Verfahren auch über bekannte Bezugspunkte. Das Wissen über die Koordinaten der Bezugspunkte ist Voraussetzung für die Bestimmung der Koordinaten eines unbekanntes Punktes oder Objektes. Das Verfahren zur Positionsbestimmung mit Satellitensystemen geht auf die Lateration zurück. Darin wird ein unbekannter Punkt mit Hilfe von Entfernung- oder Abstandsmessungen bestimmt. In Abbildung 2.5 ist dieses Verfahren mit drei Satelliten in einer Ebene (ohne Beachtung der Höhe) dargestellt. Für eine 3D-Ortung würden die Kreise durch Kugelschalen ausgetauscht, was an dem Verfahren grundsätzlich nichts ändert, jedoch eine zweideutige Lösung zur Folge hat. Eine von beiden Lösungen lässt sich aber anhand von Plausibilitätseinschränkungen ausschließen.

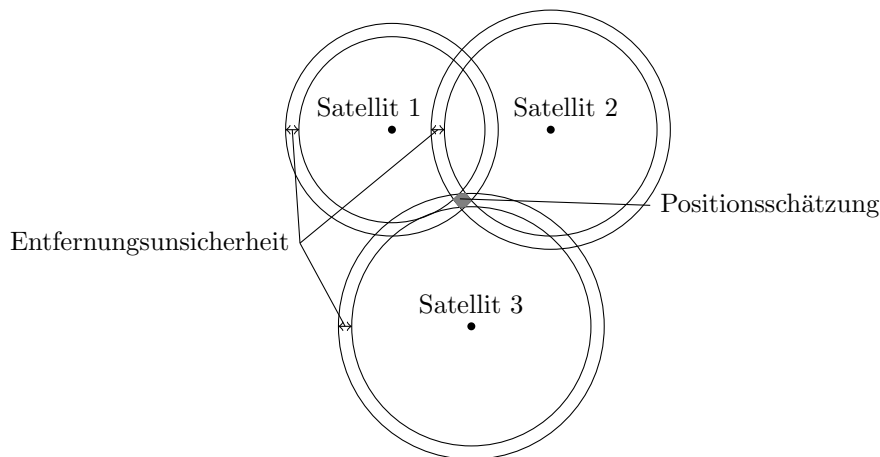
Im Unterschied zur Lateration werden bei Satelliten Signallaufzeiten der Funksignale gemessen<sup>5</sup>, woraus wiederum Entfernungen berechnet werden. Die erhaltene Dauer der Signallaufzeiten hängen sehr stark von der Synchronisation der Satelliten- und Empfängeruhren sowie weiterer signalbeeinflussender Faktoren ab, wodurch sich bei der Berechnung der Entfernungen in Wirklichkeit nur Pseudoentfernungen (engl. Pseudorange) ergeben. Die Satellitenuhren sind Atomuhren<sup>6</sup> (siehe Abschnitt 2.2.3), wohingegen die Empfängeruhren einen größeren Drift aufweisen und daher immer einen Zeitfehler (Offset) zu den Atomuhren der Satelliten besitzen. In Abbildung 2.5 ist das Prinzip der Pseudoentfernungen und der Positionsbestimmung anhand von drei Satelliten hervorgehoben. Ohne die laufzeitbeeinflussenden Faktoren<sup>7</sup> würde eine Laufzeitmessung einen exakten Kreis um einen Satelliten bilden. Durch diese unterschiedlichen Faktoren lässt sich jedoch nur auf einen Kreisring schließen, womit die Unsicherheit der Messung ausgedrückt wird. Mit

---

<sup>5</sup>Das Verfahren wird auch als Time of Arrival (TOA) bezeichnet.

<sup>6</sup>Die Aussage ist begrenzt auf GPS und GLONASS.

<sup>7</sup>werden im Abschnitt 2.3.4 näher erläutert



**Abbildung 2.5:** Positionsbestimmung in einer Ebene mit drei unabhängigen Satelliten. Zu jedem Satelliten wird unabhängig die Laufzeit gemessen und daraus die Entfernung bestimmt. Bedingt durch Laufzeitfehler ergibt das jeweils einen Pseudorange. Durch Kombination der Messungen ergibt sich eine Positionsschätzung. Mit einem vierten Satelliten ließe sich der Uhrzeitfehler zwischen Empfänger und Systemzeit des Satellitensystems herausrechnen. (nach [Faul, 2005] und [Schöttler, 1996])

einem weiteren Satelliten lässt sich zusätzlich der Zeitfehler des Empfängers berechnen und entsprechend in den Pseudoentfernungen korrigieren. Stehen einem also zu einem Zeitpunkt  $t_i$  mindestens vier Satelliten mit bekannten Koordinaten  $(x_i, y_i, z_i)$  und bekannten Pseudoranges  $d_i$  zur Verfügung, so ergibt sich ein Gleichungssystem mit vier Unbekannten, wovon drei Unbekannte die Koordinaten  $(x, y, z)$  des gesuchten Standortes und eine Unbekannte die Uhrzeit  $t$  des Satellitensystems darstellen (wird aus dem Offset der Empfängeruhr zur Systemzeit bestimmt). Das ergebende Gleichungssystem sieht wie folgt aus:

$$\begin{aligned}
 d_1 &= \sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} = c \cdot (t_1 - t) \\
 d_2 &= \sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} = c \cdot (t_2 - t) \\
 d_3 &= \sqrt{(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2} = c \cdot (t_3 - t) \\
 d_4 &= \sqrt{(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2} = c \cdot (t_4 - t)
 \end{aligned} \tag{2.6}$$

Für eine Positionslösung müssen demnach mindestens vier Satelliten zur Verfügung stehen. Unter Beachtung von geometrischen Verhältnissen ist eine Anzahl größer vier Satelliten noch besser, um bei schlechten geometrischen Konstellationen auch Satelliten ausschließen zu können. [Grewal u. a., 2007, 46 - 48], [Dodel und Häupler, 2010, 4 - 6], [Gleason und Gebre-Egziabher, 2009, 55 - 62]

### 2.3.1 Bestimmung Satellitenposition

Satelliten als Flugobjekte bewegen sich auf einer Bahn um die Erde, die mit den Keplerschen Gesetzen beschrieben werden kann. Dabei ist zu beachten, dass die Erde keine exakte Kugel (siehe Abbildung 2.1) ist und eine ungleiche Dichteverteilung besitzt, womit nur gestörte Kepler-Ellipsen für Berechnungen herangezogen werden können<sup>8</sup>. Diese Gesetze für Kepler-Ellipsen lassen sich wie folgt definieren:

- *1. Keplersches Gesetz:*  
„Die Bahn eines Satelliten ist eine Ellipse, in deren einem Brennpunkt sich das Geozentrum (Massenschwerpunkt der Erde) befindet.“[Bauer und Wanninger, 2003, 59]
- *2. Keplersches Gesetz:*  
„Der Radiusvektor, das ist die Verbindungslinie von der Erde zum Satelliten, überstreicht in gleichen Zeitintervallen gleiche Flächen.“[Mansfeld, 2010, 24] Es ist das Geozentrum der Erde gemeint.
- *3. Keplersches Gesetz:*  
„Die Quadrate der Umlaufzeiten der Satelliten verhalten sich wie die dritte Potenz ihrer mittleren Entfernungen von der Erde.“[Mansfeld, 2010, 24]

Mit diesen Gesetzen<sup>9</sup>, den Ellipsenparametern und der Position des Satelliten zum Zeitpunkt  $T_0$ , kann die Position des Satelliten zu einem beliebigen Zeitpunkt  $t_i$  berechnet werden, was im Folgenden kurz dargestellt wird. Mit den sechs Kepler-Elementen  $a$ ,  $e$ ,  $\omega$ ,  $\Omega$ ,  $i$ ,  $T$  lassen sich mit Hilfe der Gesamtumlaufzeit  $U$ , der Mittleren Anomalie  $M$  und der Exzentrischen Anomalie  $E$  die kartesischen Satellitenkoordinaten der Bahnebene berechnen. Die Kepler-Elemente  $\Omega$ ,  $i$  werden der Vollständigkeit mit erwähnt, aber für die weitere Betrachtung nicht benötigt. Diese sind für eine Transformation in andere Koordinatensysteme wie ECEF notwendig. Die sechs Elemente bedeuten (nach [Schrödter, 1994, 102 - 103]):

*Definition der Geometrie der Ellipse*

- $a$  ... große Halbachse
- $e$  ... numerische Exzentrizität

---

<sup>8</sup>Es existieren noch weitere Störungen wie die Schwerkraft von Sonne und Mond, Gravitationsanomalien und so weiter. Diese Einflüsse müssen gegebenenfalls bei der Berechnung von Satellitenbahnen beachtet werden.

<sup>9</sup>Das Newtonsche Gravitationsgesetz ist ebenfalls zu beachten.

*Definition der Lage der Ellipse im Raum*

- $\omega$  ... Argument des Perigäums
- $\Omega$  ... Rektaszension des Knotens
- $i$  ... Inklination

*Zeitbezug*

- $T$  ... Zeitpunkt des Satellitendurchgangs durch das Perigäum

Die Zeit  $U$  für einen Gesamtumlauf des Satelliten um die Erde, unter Vernachlässigung der Masse des Satelliten im Bezug zur Masse der Erde, ergibt sich wie folgt:

$$U = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{GM_{\oplus}}} \quad (2.7)$$

$G$  ... Gravitationskonstante

$M_{\oplus}$  ... Masse der Erde

Die Mittlere Anomalie  $M$  ist ein Winkel, der während der Umlaufzeit des Satelliten (um  $360^\circ$ ) mit gleichmäßiger Winkelgeschwindigkeit wächst. Für einen Zeitpunkt  $t$  berechnet sich  $M$  nach:

$$M = \frac{2\pi}{U}(t - T) \quad (2.8)$$

Die exzentrische Anomalie, welche im Mittelpunkt der Ellipse zwischen dem Perigäum und der Projektion des Satelliten auf dem Scheitelkreis der Ellipse eingeschlossen wird, steht in folgender Beziehung zu  $M$  (da keine geschlossene Form bekannt):

$$E - e \sin E = M \quad (2.9)$$

Der Parameter  $e$  dient dabei der Beschreibung der Form einer Keplerbahn und berechnet sich nach:

$$e = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}} \quad (2.10)$$

$b$  ... kleine Halbachse

Die kartesischen Koordinaten ( $x$  und  $y$ ) des Satelliten in der Ebene der Bahnellipse lassen sich somit bestimmen. Die Koordinaten können in verschiedenen Koordinatensystemen wie das des Perigäums und das des Knotens definiert werden. Beide sind durch folgende Parameter gekennzeichnet:

Koordinatensystem des Perigäums:

- Koordinatenursprung: Geozentrum

- X-Achse: Gerade vom Geozentrum zum Perigäum
- Y-Achse: Drehung der X-Achse um  $90^\circ$  gegen den Uhrzeigersinn

$$\begin{aligned} X_{Pe} &= a(\cos E - e) \\ Y_{Pe} &= a\sqrt{1 - e^2} \sin E \end{aligned} \quad (2.11)$$

Koordinatensystem des Knotens:

- Koordinatenursprung: Geozentrum
- X-Achse: Gerade vom Geozentrum zum aufsteigenden Knoten
- Y-Achse: Drehung der X-Achse um  $90^\circ$  gegen den Uhrzeigersinn

$$\begin{aligned} X_{Kn} &= r \cdot \cos u \\ Y_{Kn} &= r \cdot \sin u \end{aligned} \quad (2.12)$$

mit  $r = a(1 - e \cos E)$

$$\cos v = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E} \quad (2.13)$$

$$u = \omega + v$$

$u$  ... Argument der Breite

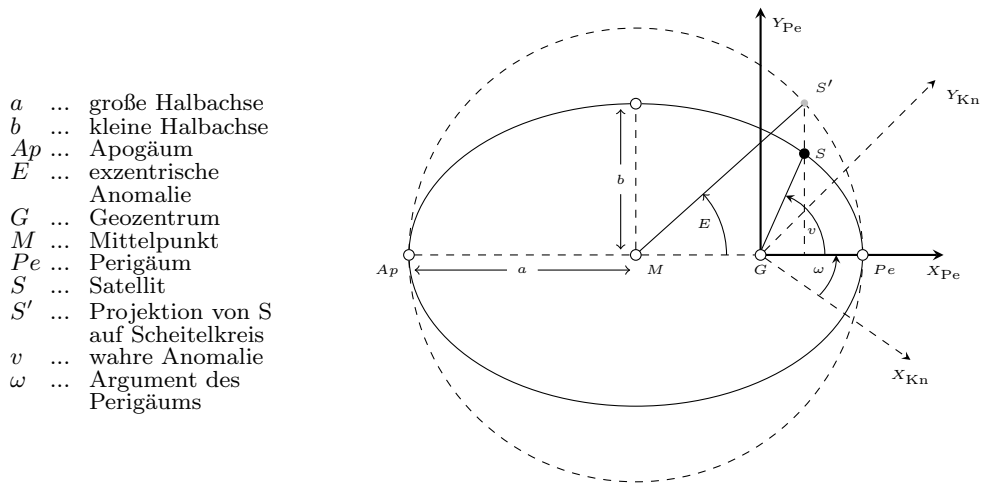
$v$  ... wahre Anomalie

Zur Veranschaulichung der beiden Koordinatensysteme dient die Abbildung 2.6. Für eine Berechnung der Position müssen die Satellitensysteme die entsprechenden Parameter bereitstellen, was diese mit Hilfe der Navigationsnachrichten erledigen. Für eine Verwendung der Koordinaten in oben angegebener Form sind zusätzlich weitere Transformationen in dem entsprechenden Satellitensystem notwendig. [Bauer und Wanninger, 2003], [Mansfeld, 2010]

### 2.3.2 Pseudoentfernungsbestimmung

Unter einer Pseudoentfernungsbestimmung bei Satellitensystemen wird die Bestimmung der Strecke von einem Satelliten zu einem Empfänger auf der Erde mit Hilfe von Signallaufzeiten verstanden. Die Entfernung wird mit der Laufzeit von Funksignalen bestimmt. Satelliten verbreiten ihre Ephemeriden-Daten (das sind:  $a$ ,  $e$ ,  $\omega$ ,  $\Omega$ ,  $i$ ,  $T$ , ...) über die Navigationsnachrichten (Broadcast-Nachrichten), womit die Position der Satelliten bestimmt werden kann. Die Satelliten beschreiben auf ihrem Weg um die Erde bestimmte Bahnen, die mit Hilfe von Ephemeriden beschrieben werden. In jedem Signal – mit der





**Abbildung 2.6:** Darstellung der Umlaufbahn, hier als Ellipse gezeigt, eines Satelliten S um die Erde mit dem Geozentrum G – entspricht dem Massenmittelpunkt der Erde. Zusätzlich sind das Koordinatensystem des Perigäums und das Koordinatensystem des Knoten in die Ebene der Bahnellipse gelegt. (nach [El-Rabbany, 2006, 32] und [Bauer und Wanninger, 2003, 59 - 63])

die Pseudoentfernung zwischen Satellit und Empfänger bestimmt werden soll – ist die Uhrzeit der Absetzung des Signals vom Satelliten enthalten. Darüber kann beim Empfänger, mit Vergleich der eigenen Uhrzeit, die Signallaufzeit bestimmt und somit die Entfernung berechnet werden. Damit ergibt sich für die Signallaufzeit:

$$\tau_{\text{Signallaufzeit}} = t_{\text{Empfänger}} - t_{\text{Signalabsetzung Satellit}} \quad (2.14)$$

Multipliziert mit der Lichtgeschwindigkeit  $c = 2,99292458 \cdot 10^8$  m/s im Vakuum ergibt sich folgende Pseudoentfernung  $\rho_{\text{mess}}$ :

$$\rho_{\text{mess}} = \tau_{\text{Signallaufzeit}} \cdot c \quad (2.15)$$

Weitere Fehler, welche indirekt in der Signallaufzeit  $\tau$  enthalten sind, werden im Abschnitt 2.3.4 näher beschrieben. [El-Rabbany, 2006, 21 - 22], [Dodel und Häupler, 2010, 4 - 6]

### 2.3.3 Least-Square Verfahren

Für eine Positionsbestimmung werden für eine Lösung im Raum mindestens drei Satelliten benötigt. Zur Lösung des Empfängeruhrenfehlers wird ein weiterer Satelliten erforderlich. In den meisten Fällen, bei Nichtverdeckung der Satelliten durch verschiedene Objekte, ist die Verfügbarkeit jedoch weitaus größer als vier Satelliten, womit ein überbestimmtes

Gleichungssystem entsteht. So ein überbestimmtes Gleichungssystem beschreibt ein Minimierungsproblem, das durch Anwendung der Methode der kleinsten Quadrate mit dem Gauß-Newton-Verfahren gelöst werden kann. Alternative Algorithmen für diese Probleme sind der Bancroft-Algorithmus [Bancroft, 1985] und andere, welche bei Romero [Romero und Mason, 2011] beschrieben und verglichen werden. Diese Methode der kleinsten Quadrate lässt sich auf die Minimierung der Summe  $S$  der Fehlerquadrate (Residuen  $r_{es}^2$ ) nach

$$S = \sum_{i=1}^m r_{es_i}^2 \rightarrow \min! \quad (2.16)$$

$m$  ... Anzahl der Messungen

zurückführen. Die angenommene modellierte Entfernung  $\rho$  (Schätzung) zwischen der eigenen angenommenen Position  $x = [x_x \ x_y \ x_z]^T$  und dem Satelliten  $v = [v_x \ v_y \ v_z]^T$  ergibt sich nach:

$$\rho_i = \overbrace{\underbrace{f(v_i, x)}_{\text{geometrische Entfernung}} + \underbrace{\sum d_{\text{Fehler}}}_{\text{bekannte modellierte Fehler}}}_{\text{vorhergesagte Pseudoentfernung}} \quad (2.17)$$

Wobei für die geometrische Entfernung  $r$  gilt

$$r_i = f(v_i, x) = \sqrt{(v_x - x_x)^2 + (v_y - x_y)^2 + (v_z - x_z)^2}. \quad (2.18)$$

Die Summe der modellierten Fehlerdistanzen<sup>10</sup>  $d_{\text{Fehler}}$  ergibt sich aus dem Ionos- und Troposphärenfehler, dem Ephemeridenfehler und andere, welche im nächsten Abschnitt näher behandelt werden. Die Residuen  $r_{es_i}$  als unbekannte nichtmodellerte Fehler ergeben sich demnach als Differenz zwischen der geschätzten Entfernung  $\rho$  und der gemessenen Pseudoentfernung  $\rho_{\text{mess}}$ .

$$r_{es_i} = \rho_i - \rho_{\text{mess}_i} \quad (2.19)$$

Für den Fall, dass der Empfängeruhrzeitfehler  $dt$  als Unbekannte einfließt, ergibt sich die eigene angenommene Position  $x = (x_x \ x_y \ x_z \ dt)^T$ , mit  $dt$  als zusätzliche Dimension. Zusammen mit dem bekannten Satellitenuhrzeitfehler  $dT$  (Parameter zur Schätzung des Fehlers sind in den Navigationsnachrichten enthalten) und der Lichtgeschwindigkeit  $c$  ergibt sich  $\rho_i$  nach

$$\rho_i = r_i + c(dt - dT) + \sum d_{\text{Fehler}}, \quad (2.20)$$

mit

$$d_{\text{Clock}} = c(dt - dT), \quad (2.21)$$

---

<sup>10</sup> $\sum d_{\text{Fehler}} = d_{\text{Iono}} + d_{\text{Tropo}} + d_{\text{Clock}} + d_{\text{Ephem}} + d_{\text{Mehrwege}} + \dots$

wodurch  $d_{\text{Clock}}$  in  $d_{\text{Fehler}}$  entfällt. Nach dem Gauß-Newton-Verfahren kann mit der Jacobi-Matrix  $\mathbf{D}$  des Residuenvektors  $r_{es_i} = \rho_i - \rho_{\text{mess}_i}$ , dem gesuchten Parametervektor  $x$  und der Residuumsfunktion  $r_{es} = \rho - \rho_{\text{mess}}$  der iterative Lösungsschritt wie folgt angegeben werden:

$$x_{i+1} = x_i - (\mathbf{D}^T \cdot \mathbf{D})^{-1} \cdot \mathbf{D}^T \cdot r_{es_i} \quad (2.22)$$

mit

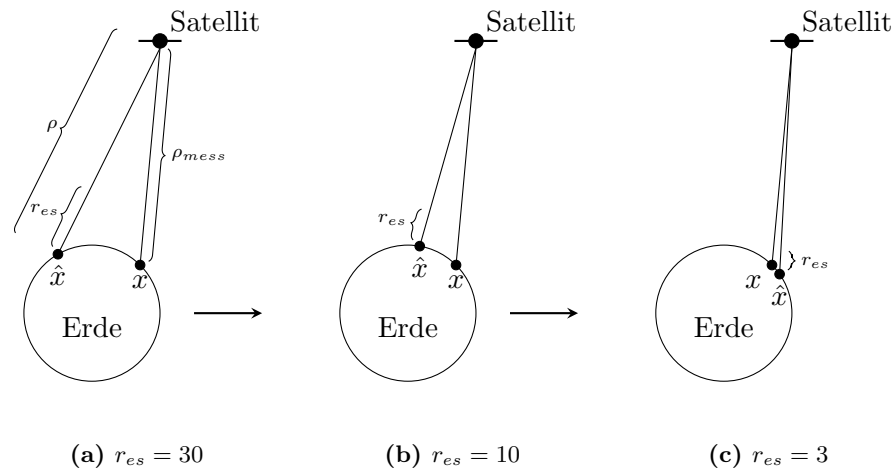
$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} r'_{es1,1} & r'_{es1,2} & \cdots & r'_{es1,4} \\ r'_{es2,1} & r'_{es2,2} & \cdots & r'_{es2,4} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ r'_{esm,1} & r'_{esm,2} & \cdots & r'_{esm,4} \end{bmatrix}, \quad r_{es} = \begin{bmatrix} r_{es1} \\ r_{es2} \\ \vdots \\ r_{esm} \end{bmatrix}, \quad x = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_x \\ x_y \\ x_z \\ dt \end{bmatrix}$$

$$\text{für } i = 1, \dots, m \text{ und } j = 1, \dots, 4 \quad r'_{es_{i,j}} = \frac{\partial \rho}{\partial x_j} \rho_i$$

Dadurch wird mit jedem Iterationsschritt der Vektor  $x$  solange verbessert, wie er oberhalb einer bestimmten Fehlerschranke liegt. Abbildung 2.7 zeigt schematisch den Ablauf des Gauß-Newton-Verfahren zur Verwendung der Positionsbestimmung mit Pseudoentfernungen. Dabei kann von einer beliebigen Position (Abbildung 2.7a) begonnen werden. Durch mehrere Iterationsschritte nähert sich der Algorithmus der wahren Position (Abbildung 2.7b - 2.7c) an. [Kaplan und Hegarty, 2006], [Bronstein u. a., 2008], [Helmert, 2006]

### 2.3.4 Allgemeine Fehlerquellen

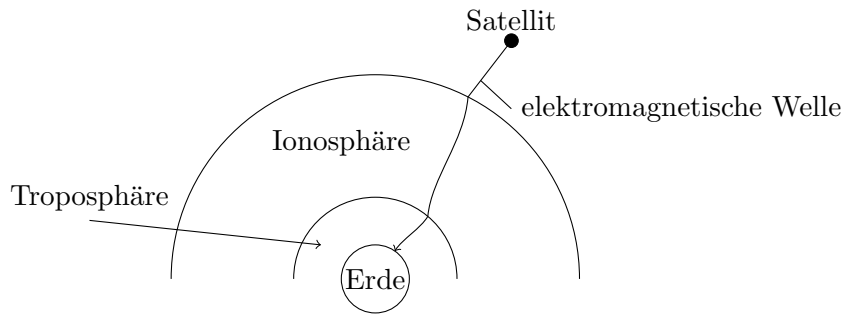
Neben dem aus vorigen Abschnitten erwähnten Uhrzeitfehler des Empfängers existieren noch eine Reihe weiterer Faktoren, die die Signallaufzeit der Funkwellen erheblich beeinflussen und infolge dessen die Entfernungsbestimmung zwischen Satellit und Empfänger verfälscht werden. Diese Fehler und Beeinflussungen müssen bei der Positionsbestimmung berücksichtigt werden, damit der Fehler, sofern möglich, bestimmt und herausgerechnet werden kann. Für einen ersten Überblick zeigt die Tabelle 2.1 Fehlerquellen mit ihren möglichen Auswirkungen auf die Entfernungsbestimmung zwischen Satellit und Empfänger für GPS. Auf die einzelnen Fehlerquellen wird danach noch weiter eingegangen. Die erwähnten Fehlerquellen sind nicht vollständig, bilden aber dennoch die Fehlerquellen mit den größten Einflussfaktoren. Andere Einflüsse sind relativistische Effekte und weitere funkwellenbeeinflussende Faktoren, die über die Genannten hinausgehen (siehe [Ashby, 2003]).



**Abbildung 2.7:** Anwendung des Least-Square-Verfahrens zur Positionsbestimmung des eigenen Standortes. Als Startpunkt kann von irgendeinem Punkt begonnen werden (a), die geschätzte Position nähert sich nach und nach (b)-(c) der wahren Position an. Die Summe  $S$  der quadrierten Residuen  $r_{es}^2$  wird dabei immer kleiner. Die Abbildung soll lediglich als qualitative Darstellung der Methode dienen.

Fehlerquelle	Fehlergröße
Ionosphäre	20 m
Troposphäre	6 m
Ephemeridenfehler	1-2 m
Satellitenuhrfehler	1-2 m
Mehrwegeempfang	5 m
Messfehler	1 m

**Tabelle 2.1:** Angabe der Fehlereinflüsse und ihre ungefähren Werte auf die Entfernungsbestimmung zwischen Satellit und Empfänger bei GPS – ohne Beachtung von Selective Availability (SA) oder der Funktionsweise (P-Code oder C/A-Code). Atmosphärenfehler hängen stark vom Elevationswinkel und Mehrwegeempfang stark von der Umgebung ab. (nach [Harper, 2010, 58])



**Abbildung 2.8:** Beeinflussung elektromagnetischer Wellen durch die Ionos- und Troposphäre. An beiden Schichtübergängen und innerhalb beider Schichten entstehen zum einen Refraktion und zum anderen eine Veränderung der Ausbreitungsgeschwindigkeit, wodurch die Laufzeit der Signale verändert wird. (nach [Kaplan und Hegarty, 2006, 313] und [Bauer und Wanninger, 2003, 110 - 111])

### Ionosphäre, Troposphäre

Die Atmosphäre der Erde lässt sich in unterschiedliche Schichten einteilen, die nach bestimmten Eigenschaften, wie Elektronengehalt, Temperatur und weitere ..., unterteilt werden können [Schrödter, 1994, 127 - 141]. Zur Vereinfachung des Modells und aus dem Grund der größten Folgen der Einflüsse in den Bereichen wird die Stratos- und die Troposphäre zur Troposphäre<sup>11</sup>, die Protonos- und Ionosphäre zur Ionosphäre<sup>12</sup> zusammengefasst. In der Ionosphäre sind vorwiegend ionisierte Gasmoleküle, in der Troposphäre die unterschiedliche Dichte der Gasmoleküle in Abhängigkeit von der Höhe für die Beeinflussung verantwortlich. Die Auswirkungen der Einflüsse richten sich auf die Ausbreitungsgeschwindigkeit (weicht von der Lichtgeschwindigkeit im Vakuum ab) und auf den nicht direkten Weg (Fermat'sches Prinzip) der elektromagnetischen Welle durch einen variierenden Brechungsindex. Abbildung 2.8 zeigt beispielhaft den Weg des Funksignals vom Satelliten zur Erde durch die zwei Schichten, wobei die Beeinflussung infolge des Fermat'sches Prinzip deutlicher dargestellt ist. Den größeren Einfluss auf die Signallaufzeit hat die Änderung der Ausbreitungsgeschwindigkeit. Die Ausbreitungsgeschwindigkeit elektromagnetischer Wellen ist in der Ionosphäre als dispersives Medium frequenzabhängig. Bei einer ausreichend hohen Frequenz wäre die Ionosphäre kein störendes Medium mehr, jedoch treten dann andere Einflüsse stärker hervor. Zur Lösung bzw. Beschreibung und damit Berechnung der Probleme sind verschiedene Modelle entstanden. Durch die Frequenzabhängigkeit in der Ionosphäre lässt sich der Fehler mit zwei unterschiedlichen Frequenzen bestimmen und damit korrigieren. Ohne näher auf die folgenden Gleichungen einzugehen, können mit

<sup>11</sup> von der Erdoberfläche bis 50 km Höhe

<sup>12</sup> 50-1000 km über der Erdoberfläche

diesen die wahre Strecke  $S_0$  durch die Ionosphäre und der ionosphärische Elektronengehalt  $TEC$  (engl. für Total Electron Content) bestimmt werden. Damit sind Berechnungen von Korrekturen möglich, womit der Fehler verkleinert werden kann.

$$S_0 = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot c \cdot \Delta t_{gr1} - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot c \cdot \Delta t_{gr2} \quad (2.23)$$

$c$  ... Lichtgeschwindigkeit

$f_{1,2}$  ... Trägerfrequenz

$\Delta t_{gr1,2}$  ... Laufzeitfehler Gruppensignal

$$TEC = \frac{1}{40,3} \cdot \frac{f_1^2 \cdot f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot c \cdot (\Delta t_{gr2} - \Delta t_{gr1}) \quad (2.24)$$

Die Satelliten von GPS und GLONASS senden derzeit die Signale zur Laufzeitbestimmung auf zwei unterschiedlichen Frequenzen (L1 und L2 genannt). Davon können viele Empfänger nur die L1-Frequenz empfangen, weshalb diese als Einfrequenz-Empfänger bezeichnet werden. Kostenintensivere Empfänger können beide Frequenzen empfangen und verarbeiten. Diese werden als Zweifrequenz-Empfänger bezeichnet.

Die Bestimmung der Fehlerstrecke nach Gleichung 2.23 und einer folgenden Korrektur ist nur bei Zweifrequenz-Empfängern möglich, weshalb bei Einfrequenz-Empfängern geophysikalische Modelle zur Annäherung des Fehlers zu Hilfe genommen werden. Eines davon ist das Klobuchar-Korrekturmodell, das die Ionosphäre mit Hilfe verschiedener Koeffizienten beschreibt und auf diese Weise versucht den Fehler in der Ionosphäre zu minimieren. Dieses Korrekturmodell findet bei GPS Anwendung, indem entsprechende Parameter über die Navigationsnachrichten mitgesendet werden. Die Troposphäre ist kein dispersives Medium, weshalb die Korrektur mit zwei Frequenzen entfällt. Zur Beschreibung des Verhaltens der troposphärischen Refraktion wurden verschiedene Modelle entwickelt, zum Beispiel das Modell von Hopfield oder Saastamoinen. Das Modell von Saastamoinen gibt eine Korrektur  $\Delta r_{tro}$  (in [m]) für eine entsprechende Entfernung an, was als Korrektur in Berechnungen einfließen kann. Das Modell kann wie folgt vereinfacht dargestellt werden:

$$\Delta r_{tro} = \frac{2,277 \cdot 10^{-3}}{\cos Z} \cdot \left[ P + \left( \frac{1255}{T} + 0,05 \right) \cdot e - B \cdot \tan^2 Z \right] \quad (2.25)$$

mit B als höhenabhängigen Korrekturwert

$$B = 1,156 - 0,156 \cdot 10^{-3} \cdot h + 7,53 \cdot 10^{-9} \cdot h^2$$

$e$  ... Partialdampfdruck vom Wasser in mbar

$h$  ... Höhe über Geoid in m

$P$  ... atmosphärischer Druck in mbar

$T$  ... Temperatur (bei Höhe  $h$ ) in K

$Z$  ... Zenitdistanz in Grad

Mit diesem Modell kann der Fehler in der Troposphäre um mehr als eine Größenordnung verringert werden. Eine andere Möglichkeit der Korrektur bildet das Satellite Based Augmentation System (SBAS) und in Europa speziell der European Geostationary Navigation Overlay Service (EGNOS), mit dem Korrekturdaten gesendet werden [European Commission, 2010], [Streiter, 2010]. [Seeber, 2003], [Bauer und Wanninger, 2003]

### Ephemeridenfehler

Mit Hilfe von Ephemeriden-Daten werden die Bahnen von Satelliten beschrieben. Die Ephemeriden-Daten werden von dem Bodensegment – das ist für die Aufrechterhaltung des Betriebes eines Satellitensystems verantwortlich – durch Beobachtung vorausberechnet<sup>13</sup> und zu den Satelliten übertragen. Diese wiederum senden sie über ihre Navigationsnachrichten zu den entsprechenden Empfängern. Mit den Ephemeriden-Daten werden die Punkte der Satelliten zu bestimmten Uhrzeiten berechnet, welche die Voraussetzung für die Bestimmung der Empfängerposition<sup>14</sup> bilden. Demzufolge hängt die Genauigkeit der zu bestimmenden Empfängerposition unmittelbar von der Genauigkeit der vorausberechneten Ephemeriden ab. Die Diskrepanz zwischen der wahren Bahn des Satelliten und der vorausberechneten Bahn wird als Ephemeridenfehler bezeichnet. Korrekturdaten können mit Hilfe des SBAS übertragen werden, wodurch der Einfluss des Fehlers verringert wird. [Mansfeld, 1998, 178 - 179] [Mansfeld, 2010, 308 - 320]

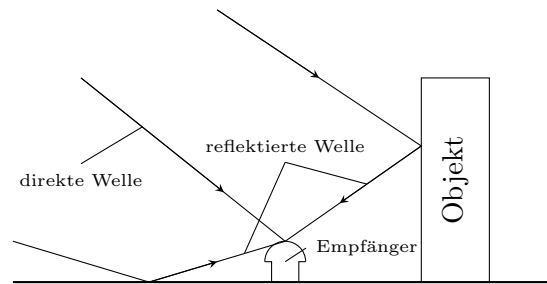
### Uhrzeitfehler

Der Uhrzeitfehler ist die Folge von fehlender Synchronisation der Satellitenuhren mit der Systemzeit sowie der fehlenden Synchronisation der Empfängeruhren mit der Systemzeit des Satellitensystems. Der Fehler bei den Empfängeruhren lässt sich bei einer Satellitenanzahl von mehr als drei Satelliten berechnen und entsprechend korrigieren. Dieser Fehler hat daher keinen Einfluss auf die Genauigkeit der Positionsbestimmung. Die Synchronisation der Satellitenuhr mit der Systemzeit wird vom Bodensegment überwacht. Dabei wird eine entsprechende Korrektur zur Verfügung gestellt, welche mit den Navigationsnachrichten übertragen werden und somit bekannt sind. Die nach der Korrektur verkleinerte Abweichung zwischen der Satellitenzeit und der Systemzeit wird als Satellitenuhrenfehler bezeichnet. Als eine mögliche Korrektur bietet sich das SBAS an, worüber Uhrzeitkorrekturen gesendet werden. [Wendel, 2011, 108 - 109] [Mansfeld, 2010, 308 - 320]

---

<sup>13</sup>Durch unzulängliche Beobachtungen und äußerliche Einflüsse gibt die Vorausberechnung nicht die exakte Satellitenbahn an.

<sup>14</sup>Unter Empfänger- oder Nutzerposition ist immer die Antennenposition des Empfängers zu verstehen.



**Abbildung 2.9:** Darstellung von Mehrwege-Effekten beim Empfang von Satellitensignalen. Die elektromagnetischen Wellen können sowohl an verschiedenen Objekten wie auch am Boden reflektiert werden. Dadurch kommt es zu einer Signallaufzeitverlängerung und infolge dessen zu einer scheinbar größeren Entfernung zum Satelliten. (nach [Schrödter, 1994, 141 - 144])

### Mehrwegeempfang

Durch die Verwendung von elektromagnetischen Wellen zur Positionsbestimmung unterliegt das Verfahren ebenfalls den Eigenschaften dieser Wellen. Neben der Refraktion bei der Ionos- und Troposphäre bildet die Reflexion einen weiteren Faktor<sup>15</sup>, der zur Unsicherheit der Entfernungsbestimmung zum Satelliten beiträgt. Bei diesem Effekt kommt es durch Reflexion der Wellen an Objekten oder am Boden zu einer künstlichen Veränderung der Signallaufzeit und damit verbunden zu einer unkorrekten Entfernung. Daher wird zwischen direkt und indirekt empfangenen Wellen unterschieden. Sowohl der alleinige Empfang von indirekten Wellen, als auch die Überlagerung von direkten und indirekten Wellen führt zu einer Signallaufzeitveränderung. Abbildung 2.9 verdeutlicht das Problem des Mehrwegeempfangs. Eine Abhilfe bietet eine Choke-Ring-Antenne, die durch ihre spezielle Bauform den Mehrwege-Empfang unterbindet. Eine andere Methode bedient sich digitaler Karten und 3D-Modelle. Damit wird berechnet, ob eine direkte Sicht zum Satelliten möglich ist oder nicht und dementsprechend ein empfangenes Signal direkt oder indirekt empfangen wurde. Mit dem Ergebnis kann entschieden werden, ob ein Satellit in die Positionsbestimmung einbezogen oder ausgeschlossen wird. [Bauer, 2011], [Ziedan, 2006], [Gleason und Gebre-Egziabher, 2009]

### Messfehler

Unter Messfehler werden Nichtlinearitäten der elektronischen Komponenten und thermisches Rauschen auf Empfängerseite verstanden. Ebenso kann unter diesem Fehler die

---

<sup>15</sup>Der Messfehler, welcher durch Beugung von Wellen entsteht, wird im Allgemeinen mit denen von Reflexion zusammen angegeben [Mansfeld, 2010, 63].



Unsicherheit auf Empfängerseite bei der Code- und Trägerphasenmessung – sind Verfahren zur Bestimmung der Laufzeit eines Signals – verstanden werden. [Wendel, 2011, 108]

### Geometrisch bedingter Fehler

Bei Satellitensystemen, die mit Hilfe von Signallaufzeiten Entfernungen bestimmen und darüber durch Schnittbildung der Pseudoentfernungen Standflächen bilden (siehe Abbildung 2.5), ist der Positionsfehler entscheidend von den Satellitenabstandswinkeln abhängig. Der Satellitenabstandswinkel beschreibt den vom eigenen Standort gesehenen Winkelabstand zwischen Satelliten. Abbildung 2.10 zeigt den Zusammenhang zwischen Satellitenabstandswinkel und Positionsfehlerfläche. Bei einem Satellitenabstandswinkel  $\gamma = 90^\circ$  ist die Positionsfehlerfläche am kleinsten, mit steigendem oder fallendem Winkel ab  $90^\circ$  wird die Positionsfehlerfläche größer. Genau damit ist die sogenannte Dilution of Precision (DOP) verbunden, die ein Maß für die Güte der Konstellation der Satelliten angibt. Durch den Bezug zur Satellitenkonstellation oder auch Geometrie der Konstellation wird der normale DOP als Geometric Dilution of Precision (GDOP) bezeichnet. Neben diesem DOP-Wert gibt es ebenfalls noch andere mit DOP bezeichnete Werte, welche einzelne Aspekte des GDOP beschreiben (VDOP, HDOP, ...). Der DOP-Wert ist allgemein auf die Standardabweichung bezogen und lässt sich wie folgt berechnen:

$$\text{DOP} = \frac{\text{Standardabweichung des Positionsfehlers } \sigma_p}{\text{Standardabweichung des Entfernungsfehlers } \sigma_r} \quad (2.26)$$

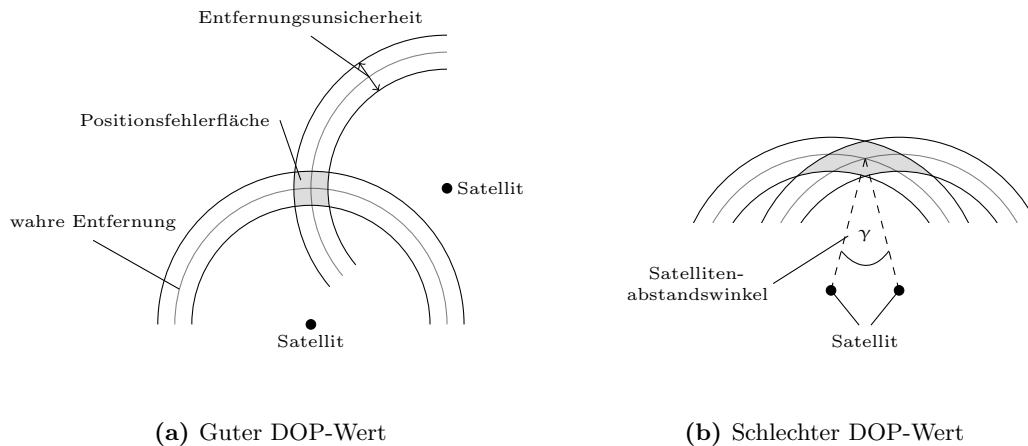
oder auch umgestellt

$$\sigma_p = (\text{DOP})\sigma_r$$

Mit dem DOP-Wert lässt sich beschreiben, ob die vorliegende Satellitenkonstellation für eine Positionsbestimmung besser oder schlechter geeignet ist. Die optimale Konstellation mit dem niedrigsten DOP-Wert bildet hierbei das Tetrahedron, was sich als Tetraeder über dem Empfänger mit einem Satelliten im Zenit des Empfängers vorgestellt werden kann. [Mansfeld, 1998, 190 - 196], [Harper, 2010, 59 - 61]

### Koordinatensystemfehler

Koordinatensystemfehler können bei Umrechnungen von Koordinaten eines Koordinatensystems in ein anderes Koordinatensystem, bei unzureichender Kenntnis der Transformationsparameter, auftreten. Als Beispiel sind keine eindeutigen Parameter vom PZ-90 nach WGS84 veröffentlicht worden. Dadurch gab es viele unterschiedliche Realisierungen zur Transformation zwischen beiden Systemen. [Roßbach, 2001, 42] Ungenaue Transformationsparameter liegen ebenfalls noch beim PZ-90.02 vor. Die Transformation vom PZ-90.02



**Abbildung 2.10:** Veranschaulichung des DOP-Wertes anhand von 2 Satellitenkonstellationen mit jeweils 2 Satelliten. Abbildung (a) zeigt den besten DOP-Wert (kleine Positionsfelderfläche) mit einem Satellitenabstandswinkel  $\gamma = 90^\circ$ , wohingegen Abbildung (b) mit einem kleineren Satellitenabstandswinkel einen schlechteren DOP-Wert (große Positionsfelderfläche) zeigt. (nach [Harper, 2010, 60])

zum WGS84 erfolgt nach (mit Angabe der Unsicherheit):

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{WGS84}} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{PZ-90.02}} + \begin{bmatrix} -0,36 \pm 0.1\text{m} \\ +0,08 \pm 0.1\text{m} \\ +0,18 \pm 0.1\text{m} \end{bmatrix} \quad (2.28)$$

Ein Restfehler ist demnach bei der Transformation von Koordinaten des einen Systems in das andere System nicht auszuschließen und muss berücksichtigt werden. [Federal Air Navigation Authority Aeronautical Information Service, 2009]

## 2.4 Funktionsweise zwischen Satellit und Empfänger

Bei Satellitensystemen der heutigen Generation erfolgt die Positionsbestimmung über eine Eigenortung. Die Empfängerposition ist unbekannt und wird mit Hilfe des TOA-Verfahrens über Entfernungsbestimmung zu den Satelliten (sie bilden bekannte Bezugspunkte) ermittelt. Die Satelliten senden dabei ständig Funksignale mit den entsprechenden Informationen zur Erde, welche ein Empfänger verarbeiten muss und daraus seine Absolutposition bestimmt. Ein Empfänger ist demzufolge nur ein passives Medium und Konsument des Systems, ohne weiteren Einfluss auf das Satellitensystem selbst. Mit Erweiterungen wie Differential Global Positioning System (D-GPS) [Kaplan und Hegarty, 2006, Kapitel 8] und Real Time Kinematic (RTK) [Seeber, 2003, 336 - 338] – bei diesen Verfahren werden Relativmessungen angewandt – ergibt sich die endgültige Position durch Kombination mehrerer Messungen an unterschiedlichen Orten.

## 3 Satellitensysteme

Der Beginn für die Entwicklung von Satellitensystemen zur Positionierung ist mit dem Start des Sputniks 1957 verbunden. In der Folge wurden verschiedene Satellitensysteme entwickelt, angefangen mit dem Navy Navigation Satellite System (NNSS) in den USA, was später zum TRANSIT wurde, oder das in der ehemaligen Sowjetunion entwickelte System Cikada. Anfangs nur für militärische Zwecke zugänglich, wurden sie später auch für die zivile Nutzung freigegeben. Die zwei heute voll ausgebauten Satellitensysteme GPS und GLONASS sind ebenfalls für die zivile Nutzung möglich, jedoch sind bei GPS Einschränkungen in der Genauigkeit aktivierbar. Beide Systeme sind von ihrem Grundaufbau und ihren Grundfunktionen gleich, weshalb darauf nicht weiter eingegangen wird. Sie unterscheiden sich jedoch in mancher Hinsicht deutlich voneinander. Auf ausgewählte Unterschiede wird in diesem Kapitel näher eingegangen. Dabei werden nicht alle Unterschiede bis auf die unterste Ebene betrachtet, sondern nur solche Systemparameter, die für eine Zusammenführung beider Satellitensysteme zu einem Gesamtsystem relevant sind. Auf weitere Satellitensysteme, wie das europäische GALILEO oder das chinesische Compass/Beidou, wird am Ende des Kapitels noch kurz eingegangen.

### 3.1 Allgemein

Die hier behandelten Satellitensysteme zur Funkortung, also das nordamerikanische Navigation Signal Timing and Ranging - GPS (NAVSTAR-GPS), oder auch kurz GPS, und das russische Global (Orbiting) Navigation Satellite System (GLONASS)<sup>1</sup> können als Aufgaben eine Positionsbestimmung, eine Geschwindigkeitsbestimmung und eine Zeitgewinnung erledigen. Beide Systeme setzen dabei auf das TOA-Verfahren<sup>2</sup> und bestimmen somit aus der Signallaufzeit die Pseudoentfernungen zu mindestens drei Satelliten für eine dreidimensionale Positionsbestimmung. Die Systeme lassen sich nach ihren unterschiedlichen Aufgabenbereichen in drei Segmente, das Raum-, das Boden- und das Nutzersegment, unterteilen. Das Zusammenwirken der Segmente und der Signalfluss zwischen ihnen wird in Abbildung 3.1 verdeutlicht.

---

<sup>1</sup>im russischen: ГЛОНАСС für Глобалнаја Нащигазионнаја Спутникощја Система

<sup>2</sup>siehe Abschnitt 2.3

Die Funktionen der einzelnen Segmente sind:

- Raumsegment

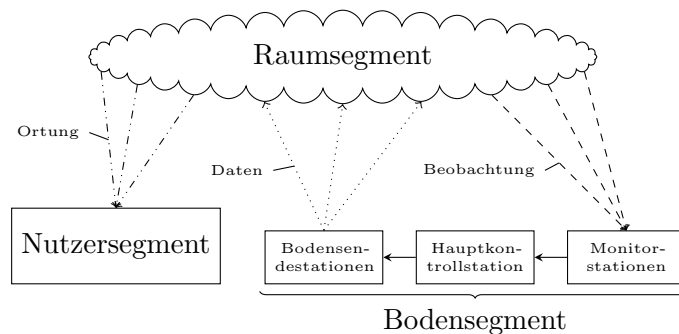
Das Raumsegment umfasst die gesamten Satelliten. Sie erzeugen die Ortungssignale zur Positionsbestimmung und Navigationsnachrichten, welche Ephemeriden-Daten und andere Parameter enthalten. Vom Bodensegment erhalten die Satelliten Korrekturdaten.

- Bodensegment

Das Bodensegment besteht aus Monitorstationen, einer oder mehreren Kontrollstation und mehreren Bodensendestationen. Die Monitorstationen beobachten die Satellitenbewegungen und Uhrzeiten der Satelliten, werten diese Daten aus, erstellen Vorausberechnungen für Uhrzeit sowie Ephemeriden und übertragen diese Daten an die Kontrollstation. Die Kontrollstation fusioniert die Daten von allen Monitorstationen und sendet sie wiederum an die Bodensendestationen. Von diesen Stationen aus werden die Daten an die Satelliten in ihrem Erfassungsbereich gesendet, womit diese ihre gespeicherten Nachrichten aktualisieren und dem Nutzer möglichst aktuelle Parameter zur Verfügung stellen können. Durch dieses Verfahren wird gewährleistet, dass die Navigationsnachrichten stets auf dem aktuellen Stand bleiben. Die Kontrolle und Überwachung des kompletten Systems liegt im Aufgabenbereich des Bodensegments.

- Nutzersegment

Im Nutzersegment sind alle Empfänger zusammengefasst, welche die Funksignale empfangen und verarbeiten können.



**Abbildung 3.1:** Grundaufbau der Satellitensysteme GPS und GLONASS (andere Systeme sind ähnlich aufgebaut) in drei Segmente – Raumsegment, Bodensegment und Nutzersegment. Die Kontrolle und Überwachung des kompletten Systems liegt in der Hand des Bodensegments. (nach [Mansfeld, 2010, 110])

Bezeichnung	Parameter
Satelliten	
Anzahl	24
Bahnhöhe	ca. 20200 km
Inklination	55°
Art	umlaufend
Orbitanzahl	6
Trägerfrequenzen	
L1	1575,43 MHz
L2	1227,60 MHz
L5	1176,45 MHz
Messgrößen	
	Codephasen
	Trägerphasen
Codes	
	C/A-Code
	P(Y)-Code

**Tabelle 3.1:** Auflistung ausgewählter Systemparameter von GPS zum Überblick über das System. Die Auflistung aller Parameter ist wesentlich umfangreicher. (nach [Hofmann-Wellenhof u. a., 2008])

## 3.2 GPS

GPS<sup>3</sup> steht für Global Positioning System und ist ein von den Vereinigten Staaten von Amerika betriebenes globales Satellitennavigationssystem. 1973 vom US-Verteidigungsministerium – Department of Defense (DOD) – in Auftrag gegeben, wird es heute von der U.S. Air Force (USAF) für die Regierung der USA betrieben. Es wurde anfangs für militärische Zwecke erdacht, aber später für die zivile Nutzung freigegeben. Deutliche Zeichen für eine vordergründige militärische Nutzung ist die eingebaute Möglichkeit der künstlichen Verschlechterung der Messgenauigkeit<sup>4</sup>, oder die Möglichkeit der Einschränkung des Systems für zivile Nutzer, falls dies der Präsident der Vereinigten Staaten in einer Bedrohungslage für notwendig erachtet [Dodel und Häupler, 2010]. GPS kann als das erste, weltweit verfügbare und satellitengestützte Navigationssystem, welches eine Ortung in Echtzeit (in Sekunden) ermöglicht, gesehen werden. Die volle operationelle Fähigkeit<sup>5</sup> des Systems wurde in den neunziger Jahren des letzten Jahrhunderts erreicht. Heute ist GPS wohl das bekannteste System in der breiten Öffentlichkeit, das für satellitengestützte Ortungsaufgaben genutzt wird. Für eine Vorstellung des Systems sind in Tabelle 3.1 einige Parameter aufgelistet. Die Anzahl der Satelliten in Tabelle 3.1 ist die Mindestanzahl, bei

<sup>3</sup><http://www.navcen.uscg.gov/?pageName=GPS>

<sup>4</sup>engl. Selective Availability (SA)

<sup>5</sup>engl. Full Operational Capability (FOC)

angegebener Bahnhöhe über der Erdoberfläche (diese befindet sich im MEO<sup>6</sup>) und der gewählten Inklination<sup>7</sup>, zur Gewährleistung der Sichtbarkeit von mindestens vier Satelliten zu jedem Zeitpunkt und an jedem Ort der Erde. Aus diesem Grund sind aktuell circa dreißig Satelliten im Raumsegment, um ständig mehr als vier Satelliten empfangen zu können, um Ausfälle zu kompensieren und weil Satelliten eine längere Lebensdauer hatten/haben als erwartet. Die Satelliten sind auf sechs Bahnebenen mit einem Rektaszensionsunterschied zwischen zwei benachbarten Bahnebenen von 60° verteilt. Ein Satellit benötigt für einen kompletten Umlauf um die Erde einen halben siderischen Tag. Viele Empfänger verwenden nur die Trägerfrequenz L1 (L2 wird nicht empfangen). Höherwertige Empfänger können die Trägerfrequenz L1 und L2 empfangen, womit der Ionosphärenfehler rechnerisch bereinigt werden kann (siehe Abschnitt 2.3.4). In zukünftigen Satellitengenerationen wird zusätzlich noch eine dritte Trägerfrequenz, L5, zur Verfügung stehen. Weitere Systemeigenschaften können der *Standard Positioning Service Signal Specification* [United States Coast Guard Navigation Center, 1995] oder einschlägiger Literatur entnommen werden. Nachfolgend wird auf vier Systemparameter – Koordinatensystem, Zeitsystem, Ephemeriden, Multiplexverfahren – genauer eingegangen. Diese Parameter bilden spezielle Unterschiede in beiden Satellitensystemen, wobei genau für diese bei einer kombinierten Nutzung beider Systeme ein Kompromiss gefunden werden muss. Hofmann-Wellenhof u. a. [2008], Bauer und Wanninger [2003], Mansfeld [2010], Dodel und Häupler [2010]

### 3.3 GLONASS

GLONASS<sup>8</sup> ist ein von Russland betriebenes globales Satellitennavigationssystem. Für den Begriff GLONASS existieren uneindeutige Entsprechungen, wie Global Navigation Satellite System oder Global Orbiting Navigation Satellite System. Mitte der 1970-er Jahre wurde unter der Leitung des Verteidigungsministeriums der damaligen UdSSR der Beschluss zur Entwicklung eines neuen satellitengestützten Navigationssystems gefasst. Erste Satelliten wurden 1982 in den Orbit geschickt, worauf der Ausbau stetig voranschritt. In der Folge erreichte GLONASS 1996 seine volle operationelle Fähigkeit mit 24 Satelliten, schrumpfte in den Jahren darauf jedoch auf sechs bis acht Satelliten bis 2001 – in Folge der sehr viel kürzeren Lebensdauer der Satelliten gegenüber den Satelliten von GPS – zusammen. Laut Auskunft der offiziellen Webseite<sup>9</sup> besteht das System aktuell aus 31 Satelliten, wovon 24 aktiv genutzt werden. Vorrangig auch aus militärischen Überlegungen entwickelt, wurde eine zivile Nutzung nicht als hinderlich angesehen, weshalb einschränkende Maßnahmen,

---

<sup>6</sup>Medium Earth Orbit - Höhe: 1000 bis unterhalb 36000 km über dem Geoid

<sup>7</sup>Neigung gegenüber der Äquatorebene

<sup>8</sup><http://www.glonass-ianc.rsa.ru/en/>

<sup>9</sup><http://www.glonass-ianc.rsa.ru/en/GLONASS/> – Abruf: 03.02.2012

Bezeichnung	Parameter
Satelliten	
Anzahl	24
Bahnhöhe	ca. 19100 km
Inklination	64,8°
Art	umlaufend
Orbitanzahl	3
Trägerfrequenzen	siehe Gleichungen (3.13 a-c)
Messgrößen	Codephasen Trägerphasen
Codes	C/A-Code P(Y)-Code

**Tabelle 3.2:** Auflistung ausgewählter Systemparameter von GLONASS zum Überblick über das System. Die Auflistung aller Parameter ist wesentlich umfangreicher. (nach [Hofmann-Wellenhof u. a., 2008])

wie *Selective Availability* bei GPS, in GLONASS gar nicht erst vorgesehen worden. Jedoch wurden keine technischen Details wie zum Beispiel Spezifikationen offiziell herausgegeben, worin ebenfalls eine Einschränkung gesehen werden kann. In Tabelle 3.2 sind für GLONASS wesentliche Systemparameter aufgeführt. Bei der geplanten Kapazität von 24 Satelliten, der gewählten Bahnhöhe über der Erdoberfläche und der gewählten Inklination bietet GLONASS in höheren Breitengraden eine bessere Abdeckung als GPS. Mit 21 Satelliten wird eine kontinuierliche Sichtbarkeit von mindestens vier Satelliten für 97% der Erdoberfläche und mit 24 Satelliten eine kontinuierliche Sichtbarkeit von 99% der Erdoberfläche gewährleistet. Der Rektaszensionsunterschied zwischen zwei benachbarten Bahnebenen beträgt 120°, wobei sich jeweils acht Satelliten auf einer Bahnebene befinden. Eine Bahnperiode dauert circa elf Stunden und sechzehn Minuten (nach Sonnenzeit). Die Trägerfrequenzen für GLONASS wurden mit G1-G3 spezifiziert, wobei zur Angleichung an GPS vordergründig die Bezeichnungen L1-L5 verwendet werden.

Ein wesentlicher Unterschied zum GPS betrifft das Zugriffsverfahren auf die Satellitensignale – was im Abschnitt 3.4.4 näher beschrieben wird. Weitere Eigenschaften können dem ICD [Russian Institute of Space Device Engineering, 2008] und entsprechender Literatur entnommen werden. Hofmann-Wellenhof u. a. [2008], Bauer und Wanninger [2003], Mansfeld [2010], Dodel und Häupler [2010]

## 3.4 Unterschiede zwischen GPS und GLONASS

Nachfolgend wird näher auf die vier Systemparameter – Koordinatensystem, Zeitsystem, Ephemeriden, Zugriffsverfahren – eingegangen. Diese werden für beide Systeme kurz erläutert, da die Parameter für die Interoperabilität der beiden Satellitensysteme entscheidend sind.

### 3.4.1 Koordinatensystem

#### GPS

GPS verwendet als Koordinatensystem das WGS84, auf das im Abschnitt 2.1.2 eingegangen wurde. Es werden Satellitenpositionen und Empfängerpositionen im WGS84 angegeben.

#### GLONASS

GLONASS verwendet das Koordinatensystem PZ-90.02, welches im Abschnitt 2.1.3 näher behandelt wurde. Es werden Satellitenpositionen und Empfängerpositionen im PZ-90.02 angegeben.

#### Kombination GPS und GLONASS

Alle Positionsangaben (Satelliten- und Empfängerposition) sind bei GPS im WGS84 und bei GLONASS im PZ-90.02 zu verstehen. Die Unterschiede zwischen beiden Satellitensystemen liegen in einem ungleichen Mittelpunkt für das Referenzsystem und ungleiche Parameter für das Ellipsoid, also in einem unterschiedlichen Geodätischen Datum. Beide Systeme orientieren sich am ITRF2000, weshalb nur eine Translation zwischen beiden Referenzsystemen notwendig ist ([Kaplan und Hegarty, 2006, 32], [Heßelbarth, 2011, 27]). Mit den entsprechenden Parametern aus Gleichung (2.28) und der Helmert-Transformation – Gleichung (2.2) und (2.3) – lässt sich zwischen beiden Referenzsystemen, wenn auch mit Unsicherheit behaftet, eine Translation vollziehen. WGS84 ist weiter verbreitet und besser bekannt als PZ-90.02, weshalb nach [Roßbach, 2001, 42] WGS84 primär als gemeinsames Koordinatensystem verwendet werden sollte. Demnach sind Satellitenkoordinaten von PZ-90.02 zuerst in WGS84-Koordinaten zu transformieren, bevor sie für Empfängerpositionsberechnungen Verwendung finden.



### 3.4.2 Zeitsystem

#### GPS

Die GPS-Systemzeit besitzt eine eigene Zeitskala und wird von Atomuhren des Bodensegments erzeugt. Die Differenzen der Satellitenuhren (besitzen ebenfalls Atomuhren) zur GPS-Systemzeit werden mittels Beobachtungen der Monitorstationen des Bodensegments ausgewertet und in der Hauptkontrollstation berechnet. Von dort aus werden sie an die Satelliten übermittelt und mit den Navigationsnachrichten an die Nutzer verbreitet. Die GPS-Systemzeit ist eine kontinuierliche Zeitskala und an die UTC-Zeit angelehnt, wodurch mit der Zeit ein Schaltsekunden-Drift zwischen beiden Zeitskalen entsteht (GPS kennt keine Schaltsekunde). Am 6. Januar 1980 00:00 Uhr stimmten UTC und die GPS-Systemzeit überein. Ein schaltsekundenunabhängiger Drift wird durch das Bodensegment unter einer Mikrosekunde gehalten. Der komplette Drift zwischen GPS-Systemzeit und UTC ergibt sich wie folgt:

$$\Delta t_{\text{GPS-UTC}} = t_{\text{GPS}} - t_{\text{UTC}} \quad (3.1)$$

Die GPS-Systemzeit kann durch folgende Beziehung ausgedrückt werden:

$$t_{\text{GPS}} = t_n - \Delta t_n = t_n - \left[ a_0 + a_1 (t_n - t_{\text{oc}}) + a_2 (t_n - t_{\text{oc}})^2 \right] \quad (3.2)$$

$t_n$	...	vom n-ten Satelliten gesendete Satellitenzeit
$\Delta t_n$	...	Zeitunterschied (GPS-Systemzeit und Satellitenzeit)
$a_0$	...	Bezugszeitdifferenz (GPS-Systemzeit und Übertragungszeit)
$a_1$	...	Drift der Bezugszeitdifferenz
$a_2$	...	Änderung der Drift der Bezugszeitdifferenz
$t_{\text{oc}}$	...	Uhrenreferenzzeit

Die Parameter  $a_1$  und  $a_2$  beziehen sich auf relativistische Effekte, die einen Drift verursachen. Diese und auch die anderen Parameter werden mit den Navigationsnachrichten übertragen. [United States Coast Guard Navigation Center, 1995], [Bauer und Wanninger, 2003, 175], [Mansfeld, 2010, 133 - 134]

#### GLONASS

Die GLONASS-Systemzeit wird von Atomuhren im Bodensegment, genauer vom Central Synchroniser, festgelegt. Die täglichen Frequenzinstabilitäten vom Central Synchroniser sind nicht schlechter als  $2 \cdot 10^{-15}$ . Die GLONASS-Satelliten besitzen ebenfalls Atomuhren, welche in Abhängigkeit von der Satellitenversion keine schlechteren täglichen Frequenzinstabilitäten als  $5 \cdot 10^{-13}$  oder  $1 \cdot 10^{-13}$  besitzen. Damit ist die GLONASS-Systemzeit

eine eigenständige Zeit. Für eine Verbindung zur UTC(SU) wird die GLONASS-Zeitskala zweimal jährlich auf diese abgeglichen. Die Differenz zwischen beiden Zeiten – diese ist mit einer Genauigkeit von einer Mikrosekunde bekannt – wird vom Bodensegment bestimmt und den Satelliten für ihre Navigationsnachrichten übermittelt. Die GLONASS-Systemzeit ergibt sich wie folgt:

$$T_{\text{GLONASS}} = T_{\text{UTC(SU)}} + 03:00 \text{ (Stunden:Minuten)} \quad (3.3)$$

Damit wird die Systemzeit auf Moskauer Zonenzeit festgelegt. Die Zeit von einer empfangenen Navigationsnachricht lässt sich mit der Gleichung

$$T_{\text{UTC(SU)}} + 03 \text{ Stunden} = t_k + \tau_c + \tau_n(t_b) - \gamma_n(t_b) \cdot (t_k - t_b) \quad (3.4)$$

nach UTC(SU) umrechnen. Die Parameter haben dabei folgende Bedeutung:

$t_k$	...	Tageszeit des Frame-Beginns
$\tau_c$	...	GLONASS-Zeitskala Korrektur zur UTC(SU)-Zeit
$t_b$	...	Ephemeriden-Referenzzeit (Tageszeit)
$\tau_n(t_b)$	...	Korrektur der Satellitenzeit zur GLONASS-Systemzeit zum Zeitpunkt $t_b$
$\gamma_n(t_b)$	...	Frequenzkorrektur der vorhergesagten zur nominellen Frequenz zum Zeitpunkt $t_b$ des Satelliten n

Die Parameter  $t_b$  und  $\tau_n$  beziehen eine Driftkorrektur wegen relativistischer Effekte mit ein. Seit den GLONASS-M Satelliten wird ebenfalls die Differenz  $\tau_{\text{GPS}}$  zwischen der GPS-Systemzeit und der GLONASS-Systemzeit in den Navigationsnachrichten von GLONASS mitgeliefert. [Russian Institute of Space Device Engineering, 2008], [NovAtel Inc., 2010, 301 - 304], [Bauer und Wanninger, 2003, 253]

#### **Kombination GPS und GLONASS**

Die Unterschiede zwischen beiden Zeitsystemen sind bekannt und für eine Kombination beider Systeme sollte daher ein Zeitproblem durch die Kombination keine Relevanz haben. Es bleibt nur die Frage, auf welche Systemzeit sich geeinigt wird oder ob die UTC als feste Zeitgröße genommen wird, weil beide Zeitsysteme einen direkten Bezug zu UTC haben. Als kontinuierliche Zeitgröße, ohne Schaltsekundensprünge, ist die GPS-Systemzeit von der ersten Betrachtung zu bevorzugen.

### 3.4.3 Ephemeriden

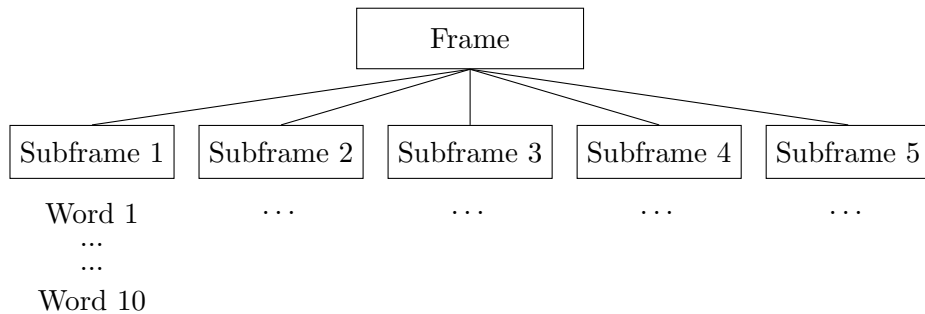
Die Ephemeriden bilden die Voraussetzung zur Bestimmung (Berechnung) der Satellitenpositionen, welche wiederum Voraussetzung für die Bestimmung der unbekanntenen Empfängerposition sind. Diese Ephemeriden werden über die Navigationsnachrichten der Satelliten dem Nutzer mitgeteilt, womit sich dieser die aktuelle Position eines Satelliten ableiten kann. Die Navigationsnachrichten beinhalten unmittelbare Daten für den aktuellen Gebrauch und mittelbare Daten wie Almanach-Daten und andere Parameter. Almanach-Daten beschreiben wie Ephemeriden Satellitenbahnen, jedoch haben sie eine längere Gültigkeit und sind ungenauer als Ephemeriden. Grundsätzlich beinhalten die Navigationsnachrichten die Ephemeriden der Satelliten, Zeitinformationen, Korrekturdaten und Statusmeldungen. Für eine Positionsbestimmung des Empfängers sind aktuelle Ephemeriden-Daten sowie Pseudoentfernungen zu den Satelliten, von denen die Ephemeriden bekannt sind, notwendig. Die Ephemeriden der jeweiligen Satelliten müssen für eine Lokalisierung schon vor der Positionsbestimmung des Empfängers bekannt sein. Die Geschwindigkeit der ersten Ortung hängt deshalb direkt von der Übertragungszeit der Navigationsnachrichten zum Empfänger ab (andere Mechanismen nicht beachtet). Beide Systeme besitzen eine Übertragungsrate auf den Satellitensignalen von 50 bit/s. Sie unterscheiden sich jedoch in der Größe und dem Umfang des Inhalts einer Navigationsnachricht.

#### GPS

Die Navigationsnachricht bei GPS lässt sich in die Gruppen Frame<sup>10</sup>, Subframe<sup>10</sup> und Word<sup>10</sup> unterteilen. Abbildung 3.2 verdeutlicht den strukturellen Zusammenhang zwischen den Elementen. Ein Frame besteht dabei aus fünf Subframes, wobei es von Subframe 4 und 5 jeweils 25 verschiedene Ausprägungen gibt. Dies hängt vorwiegend mit den Almanach-Daten für jeden aktiven Satelliten des Systems zusammen, welche in einem Frame mit übertragen werden. In Subframe 1 bis 3 sind Satelliten-Daten, Uhrzeitkorrekturen und -daten sowie Ephemeriden-Daten desjenigen Satelliten, von dem die Navigationsnachricht empfangen wurde, enthalten. Abbildung 3.3 zeigt schematisch den inhaltenlichen Aufbau der Subframes. Ein Subframe wiederum besteht aus zehn Words, in denen die eigentlichen Parameter sowie Paritätsdaten enthalten sind. Für eine genauere Vorstellung ist der strukturelle Aufbau eines Subframes aus zehn Words in Abbildung 3.4 dargestellt. Inhalt eines jeden Subframe sind am Anfang das Telemetriewort (TLM) und das Hand-Over-Word (HOW), welche zur Synchronisation und Zeitbestimmung der Subframes dienen. Ein Frame wird fortlaufend mit verschiedenen Ausprägungen von dem Satelliten ausgestrahlt. Die Ephemeriden bei GPS werden mittels Keplerschen Bahnelementen und ihren Störfaktoren

---

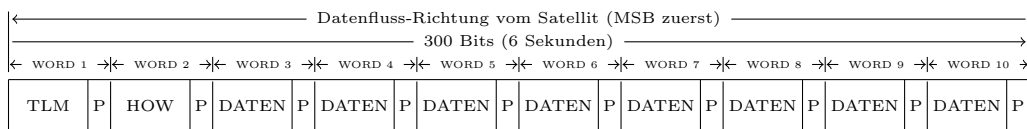
<sup>10</sup>Die englischen Begriffe sollen hier beibehalten werden. Deutsche Entsprechungen sind Rahmen, Unter-rahmen und Wort.



**Abbildung 3.2:** Schematische Darstellung der Navigationsnachricht von GPS als Frame-Struktur mit den fünf Subframes und jeweils zehn Word pro Subframe. Von Subframe 4 und Subframe 6 existieren 25 verschiedene Ausprägungen.

Subframe 1	GPS Wochennummer, Satelliten-Zustand und -Genauigkeit, Uhrzeitkorrekturen
Subframe 2	Ephemeriden-Daten
Subframe 3	Ephemeriden-Daten
Subframe 4	Almanach- und Zustands-Daten für Satelliten 25-32, Ionosphären- und UTC-Daten, ...
Subframe 5	Almanach- und Zustands-Daten für Satelliten 1-24, ...

**Abbildung 3.3:** Inhaltliche Zusammenfassung der GPS-Subframes 1 bis 5 – Subframe 4 und 5 haben 25 verschiedene Ausprägungen (Seiten). Zur Bestimmung der aktuellen Satellitenposition eines Satelliten mit Hilfe der Ephemeriden-Daten sind nur Subframe 1 bis 3 erforderlich.



**Abbildung 3.4:** Struktur eines GPS-Subframe mit Anzeige der Datenflussrichtung vom Satelliten, der Größe und Übertragungszeit eines Subframes und dem Aufbau der Words. Zusätzlich sind das Telemetriewort (TLM) und das Hand-Over-Word (HOW) dargestellt, welche in jedem Subframe Word 1 und 2 belegen.

repräsentiert, die in Tabelle 3.3 aufgelistet sind. Zur Berechnung der Satellitenposition wird in abgewandelter Form wie in Abschnitt 2.3.1 vorgegangen. Die genauen Berechnungen sind dem ICD oder der Standard Positioning Service Signal Specification [United States Coast Guard Navigation Center, 1995] von GPS zu entnehmen. Zur Verdeutlichung der Berechnung der Satellitenkoordinaten soll hier nur der Ablauf nach [Bauer und Wanninger, 2003] dargelegt werden (im konventionellen terrestrischen Koordinatensystem). Dabei bedeutet  $t_{oe}$  die Ephemeriden-Referenzzeit und  $k$  die Beobachtungszeit.

1. Zeitdifferenz zwischen  $\Delta t$  zwischen Beobachtungszeit und Ephemeriden-Referenzzeit
2. Mittlere Winkelgeschwindigkeit  $n(k)$
3. Mittlere Anomalie  $M(k)$
4. Exzentrische Anomalie  $E(k)$
5. Wahre Anomalie  $v(k)$
6. Argument der Breite  $u(k)$
7. Radiusvektor  $r(k)$
8. Satellitenkoordinaten im Koordinatensystem des Knotens
9. Länge des aufsteigenden Knotens  $\beta(k)$
10. Bahnneigung  $i(k)$
11. Transformation in das globale terrestrische Koordinatensystem

Die Ephemeriden-Daten eines Satelliten besitzen eine Gültigkeit von vier Stunden, werden jedoch alle zwei Stunden aktualisiert. [United States Coast Guard Navigation Center, 1995, 38], [Mansfeld, 2010]

## GLONASS

Die Navigationsnachricht von GLONASS lässt sich ähnlich wie bei GPS auch unterteilen. Diese lässt sich bei GLONASS in ein Superframe<sup>11</sup>, gefolgt von Frames<sup>11</sup> und danach in Strings<sup>11</sup> unterteilen.

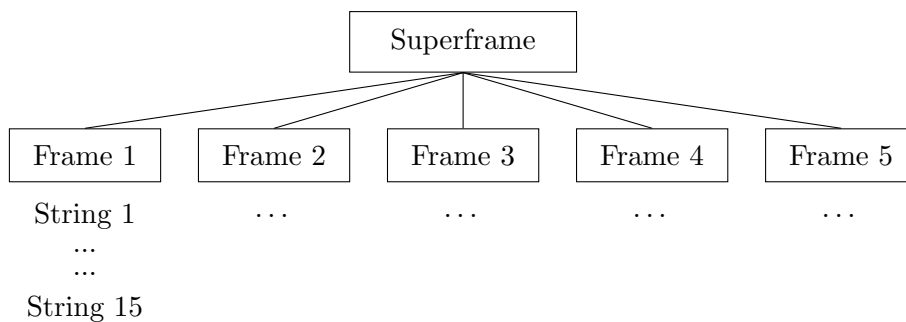
Abbildung 3.5 zeigt den strukturellen Aufbau einer Navigationsnachricht. Ein Superframe enthält die Ephemeriden-Daten für den aktuellen Satelliten, von dem die Navigationsmitteilung stammt, Zeitinformation und -korrekturen sowie Almanach-Daten für alle 24 aktiven Satelliten des Systems. Für ein genaueres Bild sei hierfür auf die Abbildung 3.6 verwiesen, welche die inhaltlichen Elemente der einzelnen Frames zeigt.

---

<sup>11</sup>Es werden die englischen Begriffe beibehalten. Deutsche Entsprechungen sind Superrahmen, Rahmen und Zeichenkette.

Parameter	Bedeutung	Einheit
$M_0$	Mittlere Anomalie zur Referenzzeit	rad
$\Delta_n$	Korrekturglied zur mittleren Winkelgeschwindigkeit	rad/s
$e$	Exzentrizität der Bahnellipse	—
$\sqrt{a}$	Quadratwurzel der großen Halbachse der Bahnellipse	$\sqrt{\text{m}}$
$\Omega_0$	Parameter für die Rektaszension des aufsteigenden Knotens	rad
$i_0$	Bahnneigung zur Referenzzeit ( $t_{oe}$ )	rad
$\omega$	Argument des Perigäums	rad
$\dot{\Omega}$	Zeitliche Änderung der Rektaszension des aufsteigenden Knotens	rad/s
$\dot{i}$	Zeitliche Änderung der Bahnneigung	rad/s
$c_{uc}, c_{us}$	Korrekturglieder zum Argument der Breite	rad
$c_{rc}, c_{rs}$	Korrekturglieder zum Radiusvektor	m
$c_{ic}, c_{is}$	Korrekturglieder zur Bahnneigung	rad
$t_{oe}$	Ephemeriden-Referenzzeit	s
IODE	Angabe über Änderung der Ephemeriden-Daten	—

**Tabelle 3.3:** Auflistung der Ephemeriden-Parameter (entsprechend den Keplerschen Bahnelementen) von GPS, welche für die Satellitenpositionsbestimmung verwendet werden. (nach [NovAtel Inc., 2010, 337 - 338], [United States Coast Guard Navigation Center, 1995], [Bauer und Wanninger, 2003, 168 - 174])



**Abbildung 3.5:** Schematische Darstellung der Superframe-Struktur einer Navigationsnachricht von GLONASS. In einem Superframe sind die aktuellen Ephemeriden-Daten eines Satelliten inklusive der Almanach-Daten von den 23 restlichen aktiven Satelliten des Systems sowie weitere Informationen über Uhrzeiten und Korrekturen enthalten.

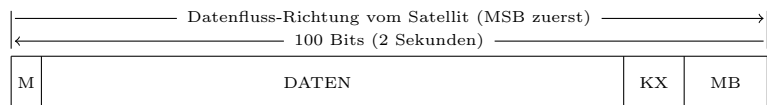
StrNr.	
1	Ephemeriden-Daten,
...	Zeitinformationen,
5	Offset zur GPS-Zeit
6	Almanach-Daten für 5 Satelliten,
...	jeweils 2 Strings für einen Satelliten
15	...

(a) Frame 1-4

StrNr.	
1	Ephemeriden-Daten,
...	Zeitinformationen,
5	Offset zur GPS-Zeit
6	Almanach-Daten für 4 Satelliten,
...	jeweils 2 Strings für einen Satelliten
15	Korrekturdaten zur UTC-Zeit

(b) Frame 5

**Abbildung 3.6:** Inhaltliche Zusammenfassung der GLONASS-Frames 1-5 mit jeweils 15 Strings. Die Unterschiede zwischen den Frames 1-4 und Frame 5 liegen in der Anzahl der Almanach-Daten sowie Korrekturdaten zur UTC-Zeit.



**Abbildung 3.7:** Struktur eines GLONASS-String mit Anzeige der Datenflussrichtung vom Satelliten und der Größe des Strings inklusive der Übertragungsdauer. Das M steht für die Nummer des Strings innerhalb eines Frames, KX für den Hamming code und MB für eine Zeitmarke.

Ein Frame lässt sich weiterhin in Strings unterteilen, die die eigentlichen Parameter für die Berechnungen bereitstellen. Wie solch ein String aufgebaut ist, kann Abbildung 3.7 entnommen werden. Ein String lässt sich in vier Bereiche unterteilen, einmal der Stringnummer am Anfang, gefolgt von den eigentlichen Daten, wiederum gefolgt von Überprüfungsdaten – bezeichnet als Hamming Code (KX) – und zum Schluss eine Zeitmarke (TM). Anders als bei GPS werden bei GLONASS geozentrische Koordinaten und ihre Ableitungen für die Beschreibung der Ephemeriden der Satelliten angegeben, anhand derer die aktuellen Koordinaten eines Satelliten berechnet werden können. Die Ephemeriden eines Satelliten werden bei GLONASS mit den Vektoren für die Position, Geschwindigkeit und Beschleunigung beschrieben. Tabelle 3.4 zeigt die zur Beschreibung der Ephemeriden bei GLONASS verwendeten Parameter, die in den Navigationsnachrichten übertragen werden. Damit kann über die Integration der Zeit der Bewegungsgleichung, mit den genannten Vektoren als Initialwerte, die gewünschte Position in Erfahrung gebracht werden. Die Beschleunigung durch das Gravitationspotenzial lässt sich definieren als:

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= -\frac{GM_{\oplus}}{r^3}x + \frac{3}{2}C_{20}\frac{GM_{\oplus} \cdot a_e^2}{r^5}x \left(1 - \frac{5 \cdot z^2}{r^2}\right) \\ \ddot{y} &= -\frac{GM_{\oplus}}{r^3}y + \frac{3}{2}C_{20}\frac{GM_{\oplus} \cdot a_e^2}{r^5}y \left(1 - \frac{5 \cdot z^2}{r^2}\right) \\ \ddot{z} &= -\frac{GM_{\oplus}}{r^3}z + \frac{3}{2}C_{20}\frac{GM_{\oplus} \cdot a_e^2}{r^5}z \left(3 - \frac{5 \cdot z^2}{r^2}\right)\end{aligned}\quad (3.5)$$

Durch die Gravitation von Sonne und Mond erhält der Satellit zusätzlich noch eine Beschleunigung  $(\ddot{x}_{SM}, \ddot{y}_{SM}, \ddot{z}_{SM})$ , die über einen kurzen Zeitraum als konstant angenommen werden kann.

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= -\frac{GM_{\oplus}}{r^3}x + \frac{3}{2}C_{20}\frac{GM_{\oplus} \cdot a_e^2}{r^5}x \left(1 - \frac{5 \cdot z^2}{r^2}\right) + \ddot{x}_{SM} \\ \ddot{y} &= -\frac{GM_{\oplus}}{r^3}y + \frac{3}{2}C_{20}\frac{GM_{\oplus} \cdot a_e^2}{r^5}y \left(1 - \frac{5 \cdot z^2}{r^2}\right) + \ddot{y}_{SM} \\ \ddot{z} &= -\frac{GM_{\oplus}}{r^3}z + \frac{3}{2}C_{20}\frac{GM_{\oplus} \cdot a_e^2}{r^5}z \left(3 - \frac{5 \cdot z^2}{r^2}\right) + \ddot{z}_{SM}\end{aligned}\quad (3.6)$$

Die Corioliskraft tritt bei nichtruhenden Massen innerhalb eines rotierenden Bezugssystems auf. Dies ist bei der Erde beim angenommenen ECEF-System der Fall ist und muss ebenfalls mit beachtet werden. Die Kraft wirkt nur in Richtung  $x$ - und  $y$ -Achse, die  $z$ -Achse als



Rotationsachse der Erde bleibt davon unberührt. Somit ergibt sich:

$$\begin{aligned}
 \frac{dx}{dt} &= \dot{x} \\
 \frac{dy}{dt} &= \dot{y} \\
 \frac{dz}{dt} &= \dot{z} \\
 \frac{d\dot{x}}{dt} &= -\frac{GM_{\oplus}}{r^3} \cdot x + \frac{3}{2}C_{20} \frac{GM_{\oplus} \cdot a_e^2}{r^5} \cdot x \left(1 - \frac{5 \cdot z^2}{r^2}\right) + \ddot{x}_{\text{SM}} + \omega_{\oplus}^2 \cdot x + 2\omega_{\oplus} \cdot \dot{y} \\
 \frac{d\dot{y}}{dt} &= -\frac{GM_{\oplus}}{r^3} \cdot y + \frac{3}{2}C_{20} \frac{GM_{\oplus} \cdot a_e^2}{r^5} \cdot y \left(1 - \frac{5 \cdot z^2}{r^2}\right) + \ddot{y}_{\text{SM}} + \omega_{\oplus}^2 \cdot y + 2\omega_{\oplus} \cdot \dot{x} \\
 \frac{d\dot{z}}{dt} &= -\frac{GM_{\oplus}}{r^3} \cdot z + \frac{3}{2}C_{20} \frac{GM_{\oplus} \cdot a_e^2}{r^5} \cdot z \left(3 - \frac{5 \cdot z^2}{r^2}\right) + \ddot{z}_{\text{SM}}
 \end{aligned} \tag{3.7}$$

mit

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \tag{3.8}$$

$$C_{20} = \sqrt{5} \cdot \bar{C}_{20} \tag{3.9}$$

und den Werten bzw. Konstanten:

$x, y, z$	Satellitenkoordinaten
$\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$	Vektor der Satellitengeschwindigkeit
$\ddot{x}_{\text{SM}}, \ddot{y}_{\text{SM}}, \ddot{z}_{\text{SM}}$	Vektor der Beschleunigung durch Sonne und Mond
$r$	Entfernung des Satelliten vom Koordinatenursprung

$GM_{\oplus}$	Geozentrische Gravitationskonstante	$3,986004418 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$
$a_e$	Äquatorradius der Erde	6378136 m
$C_{20}$	Zonale Harmonische 2. Ordnung	$-1082,63 \cdot 10^{-6}$
$\bar{C}_{20}$	normalisierter harmonischer Koeffizient	$-484,165 \cdot 10^{-6}$
$\omega_{\oplus}$	Rotationsgeschwindigkeit der Erde	$7,292115 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$

Die Gleichung (3.7) lässt sich analytisch lösen, was jedoch als zu komplex für ein schnelles Verfahren angesehen wird [Roßbach, 2001]. Deshalb wird sich der Lösung durch numerische Integration angenähert. Hierfür wurden unterschiedliche Methoden entwickelt, neben Adams und Cowell auch der 4-stufige Runge-Kutta. Als Ansatz kann nach [Roßbach, 2001] wie folgt vorgegangen werden. Gegeben ist ein System von Differentialgleichungen  $\dot{\vec{X}} = \vec{f}(t, \vec{X})$  mit den Initialwerten  $\vec{X}_0 = \vec{X}(t_0)$ . Der Systemzustand  $\vec{X}_{n+1} = \vec{X}(t_{n+1})$  kann

ausgehend vom Zustand  $\vec{X}_n = \vec{X}(t_n)$  mit

$$\begin{aligned}
 \vec{X}_{n+1} &= \vec{X}_n + \frac{h}{6} \cdot \left[ \vec{f}(t_n, \vec{Y}_1) + 2\vec{f}\left(t_n + \frac{h}{2}, \vec{Y}_2\right) + 2\vec{f}\left(t_n + \frac{h}{2}, \vec{Y}_3\right) + \vec{f}(t_n + h, \vec{Y}_4) \right] \\
 \vec{Y}_1 &= \vec{X}_n \\
 \vec{Y}_2 &= \vec{X}_n + \frac{h}{2} \vec{f}(t_n, \vec{Y}_1) \\
 \vec{Y}_3 &= \vec{X}_n + \frac{h}{2} \vec{f}\left(t_n + \frac{h}{2}, \vec{Y}_2\right) \\
 \vec{Y}_4 &= \vec{X}_n + h \vec{f}\left(t_n + \frac{h}{2}, \vec{Y}_3\right)
 \end{aligned} \tag{3.10}$$

berechnet werden. Mit dem Vektor  $\vec{X} = (x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T$  bzw.  $\dot{\vec{X}} = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z})^T$  und der Schrittweite  $h = t_{n+1} - t_n$  für die Integration. Zur Vereinfachung wird  $\vec{D}_i = \vec{f}(\vec{Y}_i) = \dot{\vec{Y}}_i$  angenommen, wodurch sich die Gleichung

$$\begin{aligned}
 \vec{X}_{n+1} &= \vec{X}_n + \frac{h}{6} \cdot \left[ \vec{f}(\vec{Y}_1) + 2\vec{f}(\vec{Y}_2) + 2\vec{f}(\vec{Y}_3) + \vec{f}(\vec{Y}_4) \right] \\
 &= \vec{X}_n + \frac{h}{6} \cdot \left[ \vec{f}(\vec{D}_1) + 2(\vec{D}_2) + 2(\vec{D}_3) + (\vec{D}_4) \right] \\
 \vec{Y}_1 &= \vec{X}_n \\
 \vec{Y}_2 &= \vec{X}_n + \frac{h}{2} \vec{f}(\vec{Y}_1) &= \vec{X}_n + \frac{h}{2} (\vec{D}_1) \\
 \vec{Y}_3 &= \vec{X}_n + \frac{h}{2} \vec{f}\left(\frac{h}{2}, \vec{Y}_2\right) &= \vec{X}_n + \frac{h}{2} (\vec{D}_2) \\
 \vec{Y}_4 &= \vec{X}_n + h \vec{f}(\vec{Y}_3) &= \vec{X}_n + h (\vec{D}_3)
 \end{aligned} \tag{3.11}$$

ergibt. Zusammen mit Gleichung (3.7) folgt daraus:

$$\begin{aligned}
 1. \quad & \vec{D}_1 = \vec{f}(\vec{X}_n) \\
 2. \quad & \vec{D}_2 = \vec{f}\left(\vec{X}_n + \frac{h}{2} \vec{D}_1\right) \\
 3. \quad & \vec{D}_3 = \vec{f}\left(\vec{X}_n + \frac{h}{2} \vec{D}_2\right) \\
 4. \quad & \vec{D}_4 = \vec{f}(\vec{X}_n + h \vec{D}_3) \\
 5. \quad & \vec{X}_{n+1} = \vec{X}_n + \frac{h}{6} (\vec{D}_1 + 2\vec{D}_2 + 2\vec{D}_3 + \vec{D}_4)
 \end{aligned} \tag{3.12}$$

Zur Berechnung der Satellitenposition zu einer Zeit  $t$ , ausgehend von der Satellitenposition

Parameter	Bedeutung	Einheit
$t_k$	Tageszeit des Frame-Beginns	s
$t_b$	Ephemeriden-Referenzzeit (Tageszeit)	—
$\gamma_n(t_b)$	Frequenzkorrektur der vorhergesagten zur nominellen Frequenz zum Zeitpunkt $t_b$ des Satelliten n	s/s
$\tau_n(t_b)$	Korrektur der Satellitenzeit zur GLONASS-Systemzeit zum Zeitpunkt $t_b$	s
$E_n$	Alter der Daten	
$X(t_b), Y(t_b), Z(t_b)$	Position des Satelliten zum Zeitpunkt $t_b$	m
$\dot{X}(t_b), \dot{Y}(t_b), \dot{Z}(t_b)$	Komponenten für Satellitengeschwindigkeit zum Zeitpunkt $t_b$	m/s
$\ddot{X}(t_b), \ddot{Y}(t_b), \ddot{Z}(t_b)$	Komponenten für durch Sonne und Mond bewirkte Beschleunigungen zum Zeitpunkt $t_b$	m/s <sup>2</sup>

**Tabelle 3.4:** Auflistung der Ephemeriden-Parameter (entsprechend den Parametern für geozentrische Koordinaten und ihren Ableitungen) von GLONASS, welche für die Satellitenpositionsbestimmung verwendet werden. (nach [NovAtel Inc., 2010, 337 - 338], [Russian Institute of Space Device Engineering, 2008], [Bauer und Wanninger, 2003, 251 - 260])

zur Ephemeriden-Referenzzeit  $t_b$ , muss das Verfahren nach Gleichung (3.12) eventuell wiederholt ausgeführt werden. Die Ephemeriden-Daten eines GLONASS-Satelliten haben im Durchschnitt eine Gültigkeit von insgesamt 30 Minuten (siehe ICD). Russian Institute of Space Device Engineering [2008], [Roßbach, 2001, 74 - 78], Xu [2007]

### Kombination GPS und GLONASS

Bei einer Kombination beider Systeme gibt es sowohl Vor- als auch Nachteile. Das sogenannte Time to first fix (TTFF), also die Zeit vom Einschalten eines Empfängers bis zur ersten Ortung, kann – andere Verfahren wie AGPS außer Acht gelassen – durch GLONASS erheblich verkürzt werden. Dabei wird davon ausgegangen, dass bei beiden Systemen im ungünstigsten Fall ein Satellit seine komplette Navigationsnachricht zum Empfänger übertragen muss. Für GPS mit seinen 25 Ausprägungen bedeutet dies im ungünstigsten Fall eine Zeitdauer von 12,5 Minuten (25 mal ein Frame) und bei GLONASS von 2,5 Minuten (ein Superframe), bis eine erste erfolgreiche Ortung gelingt. Die Größe und Übertragungsdauer der einzelnen Bestandteile einer Navigationsnachricht beider Systeme kann der Tabelle 3.5 entnommen werden. Als ein Nachteil kann der erhöhte Hardwareaufwand aufgrund von mehr Frequenzen oder eines zusätzlichen Empfängers für das zusätzliche System sowie eine Vergrößerung der Komplexität durch Unterschiede in den Bahnrechnungen der Satelliten eines Empfängers gesehen werden. Damit ist die Erweiterung eines Empfängers um ein zusätzliches System gemeint. Für eine Kombination

	Frame	Subframe	Word
Größe (Bit)	1500	300	30
Zeit (Sekunden)	30	6	0.6

(a) GPS

	Superframe	Frame	String
Größe (Bit)	7500	1500	100
Zeit (Sekunden)	150	30	2

(b) GLONASS

**Tabelle 3.5:** Datengröße und Zeitdauer der Bestandteile einer Navigationsnachricht für GPS (a) und GLONASS (b). Für eine komplette Navigationsnachricht – enthält die Ephemeriden-Daten eines Satelliten, die Almanach-Daten der kompletten restlichen aktiven Satelliten des Systems und weitere Daten – müssen bei GPS 25 Frames und bei GLONASS ein Superframe übertragen werden.

beider Systeme muss die Transformation der Satellitenkoordinaten in das jeweils gewählte Bezugssystem vor der eigentlichen Positionsberechnung des Empfängers erfolgen, da sonst die errechnete Empfängerposition uneindeutig ist [Roßbach, 2001, 40].

### 3.4.4 Zugriffsart

Mit der Zugriffsart ist das Verfahren gemeint, wie auf die Signale der Satelliten zugegriffen und zwischen den einzelnen Satelliten unterschieden wird. Das Verfahren ist für beide Satellitensysteme unterschiedlich.

### GPS

Bei GPS verwenden alle Satelliten die gleichen Trägerfrequenzen (siehe Tabelle 3.1), weshalb zur Selektion der unterschiedlichen Satelliten das Code Division Multiplex Access (CDMA)-Verfahren zum Einsatz kommt. Dabei wird jedem einzelnen Satelliten ein Code mit einer bestimmten PRN-Impulsfolge<sup>12</sup> zugeordnet. Für eine Funkverbindung des Empfängers mit einem bestimmten Satelliten muss dieser anhand des Codes den gewünschten Satelliten herausfinden. Dazu erzeugt der Empfänger ein Referenzsignal mit aufmoduliertem Code, welches dem des gewünschten Satelliten entspricht, aber zeitlich von diesem abweicht. Bei perfekter Synchronisation zwischen GPS-Zeit und Empfänger-Zeit entspricht der Versatz dem geometrischen Abstand zum Satelliten durch die Lichtgeschwindigkeit  $c$  im Vakuum. Mittels Code-Korrelation wird dann das Referenzsignal des Empfängers solange verschoben,

---

<sup>12</sup>Pseudo Random Noise (PRN) – Nummer des Ortungscode

bis es zeitlich mit dem des im Satelliten erzeugten Signals übereinstimmt. Sobald dies erfolgt ist, gilt die Funkverbindung zwischen Satellit und Empfänger als aufgebaut. [Mansfeld, 2010, 106 - 219]

### GLONASS

Bei GLONASS wurde ein anderes Zugriffsverfahren auf die Satelliten gewählt. Im Gegensatz zu GPS haben bei GLONASS *alle* Satelliten ihre eigene Frequenz. Genauer gesagt teilen sich zwei Satelliten mit antipodaler Position – sie können von der Erdoberfläche nicht gleichzeitig beobachtet werden – auf ihrer Erdumlaufbahn eine Frequenz. Die Selektion erfolgt daher mittels Frequency Division Multiplex Access (FDMA)-Verfahren. Jedem Satellit wird ein Frequenzkanal  $k$  zugeordnet, welcher dem Nutzer in der Navigationsnachricht überliefert wird. Die Trägerfrequenz ergibt sich dann wie folgt:

$$G1 = 1602,0000 + 0,5625 \cdot k \quad [\text{MHz}] \quad (3.13a)$$

$$G2 = 1246,0000 + 0,4375 \cdot k \quad [\text{MHz}] \quad (3.13b)$$

$$G3 = 1204,7040 + 0,4230 \cdot k \quad [\text{MHz}] \quad (3.13c)$$

mit Frequenzkanal  $k = -7, -6, \dots, +5, +6$

Mit der Modernisierung von GLONASS soll zukünftig auch das CDMA-Verfahren wie bei GPS unterstützt werden. [Hofmann-Wellenhof u. a., 2008, 356 - 357], [Mansfeld, 2010, 221 - 239]

### Kombination GPS und GLONASS

Die unterschiedlichen Zugriffsverfahren in beiden Systemen sind für eine kombinierte Nutzung unerheblich, wenn auch technisch gesehen zwei Empfänger in einem implementiert werden müssen. Somit steigt der Hardwareaufwand auf der Empfängerseite. Durch die Modernisierung von GLONASS können in Zukunft für beide Systeme die gleichen Empfänger verwendet werden, womit sich der Mehraufwand an zusätzlicher Hardware für beide Systeme in Grenzen halten sollte. [Dodel und Häupler, 2010, 251 - 254]

## 3.5 Galileo und andere Systeme

Neben den beiden Satellitensystemen existieren noch andere Systeme oder befinden sich derzeit im Aufbau. Diese sind entweder als globale oder regionale Systeme angedacht, was sich auf die Abdeckung der Satelliten zur Erde bezieht. In einem globalen System werden meist nur erdumlaufende Satelliten eingesetzt, wohingegen bei einem regionalen System

Satellitensystem	global	regional
GALILEO	X	
Compass/Beidou	X	
Quasi-Zenith Satellite System (QZSS)		X
Indian Regional Navigation Satellite System (IRNSS)		X
Satellite Based Augmentation System (SBAS)	X	X

**Tabelle 3.6:** Aktuelle Satellitensysteme neben GPS und GLONASS nach der Unterscheidung ihrer geplanten Abdeckung. (nach [Mansfeld, 2010])

auch geostationäre<sup>13</sup> Satelliten verwendet werden. Die Grenze zwischen beiden Systemarten ist fließend, so dass bei Compass/Beidou umlaufende wie auch geostationäre Satelliten verwendet werden. Tabelle 3.6 zeigt die Systeme im Überblick nach regionaler und globaler Abdeckung unterschieden. Eine Ausnahme bildet das SBAS, welches ein Erweiterungsdienst für andere Satellitensysteme darstellt. Dieser Dienst hat eigene Satelliten und bietet damit Korrekturen und Informationen für andere Systeme an. In Europa bildet dies den Dienst European Geostationary Navigation Overlay Service (EGNOS), in Nordamerika das Wide Area Augmentation System (WAAS), um nur zwei zu nennen. Auf lange Sicht gesehen wird eine Kombination von mehreren Satellitensystemen angestrebt, um so die Vorteile der einzelnen Systeme gemeinsam nutzen zu können und ein größeres Global Navigation Satellite System (GNSS) zu bilden.[Dodel und Häupler, 2010], [Mansfeld, 2010]

---

<sup>13</sup>Wird als Geostationärer Orbit (GEO) mit einer Höhe von 35.786 km bezeichnet.

## 4 GNSS-Positionierung im urbanen Gebiet

Die satellitengestützte Positionierung im urbanen Gebiet unterscheidet sich durch die Art der Umgebung und den damit verbundenen Anpassungen von derselben Positionierungsart im ruralen Gebiet. Im Vordergrund stehen die Sichtbeeinträchtigungen zu den Satelliten (Sichtbarkeit) und die Abschattung durch verschiedene Objekte und Gebäude innerhalb des urbanen Gebietes. In diesem Kapitel wird auf die Anforderungen und Schwierigkeiten von Globalen Navigations satellitensystemen sowie die Unterschiede in der Nutzung im ruralen und urbanen Gebiet genauer eingegangen.

### 4.1 Was ist ein Globales Navigations satellitensystem?

Als Global Navigation Satellite System (GNSS) werden Satellitensysteme mit dem Zweck der Navigation und Positionsbestimmung bezeichnet, welche eine globale Abdeckung besitzen und weitere Navigationsaufgaben erfüllen können. Weitere Navigationsaufgaben können zum Beispiel die Angabe der Genauigkeit sowie Angaben über die System- oder Positionsintegrität sein. Die Abdeckung der Erde an jedem Ort und zu jedem Zeitpunkt hängt von der Satellitenanzahl, der Bahnhöhe der Satelliten und der Inklination der einzelnen Satelliten ab. Für GPS und GLONASS wurde darauf im Abschnitt 3.2 und 3.3 eingegangen. Anders als bei den ersten Satellitensystemen Transit und Cikada, bieten die heutigen Systeme eine größere Abdeckung und erlauben daher die wiederholte Ortung innerhalb von einem Bruchteil der damals benötigten Zeit. Zur Einordnung der verschiedenen Satellitensysteme und ihrer Erweiterungen in die verschiedenen „GNSS-Entwicklungsstufen“ sind diese in Tabelle 4.1 mit der Anzeige des Jahres der Inbetriebnahme aufgelistet. Die Entwicklung der Satellitensysteme ist ein andauernder Prozess, da durch die Erschließung neuer Nutzerkreise sich auch die Anforderungen an die Systeme verändern. Als ein treibender Faktor kann der Versuch der Verwendung von Satellitensystemen in der Luftfahrt angesehen werden. Dort werden für spezielle Manöver wie Präzisionsanflug und Landung große Anforderungen an die Genauigkeit und Integrität gestellt, welche beim ursprünglichen GPS ohne Erweiterungen nicht möglich wären. [Schrödter, 1994, 254 - 269]

Bezeichnung	Bestandteile	Ergänzungen	Inbetriebnahme
GNSS-0	Transit		1964
	Cikada		1966
GNSS-1	GPS		1992
		WAAS	2002
		EGNOS	2009
GNSS-2	GLONASS		1992
	GPS-Block III		2014
	GLONASS-M		2015
	GALILEO		2014
GNSS-3	neue Generation		nach 2025

**Tabelle 4.1:** Übersicht der Entwicklung von Satellitensystemen zu wirklichen Globalen Navigationssatellitensystemen (nach [Mansfeld, 2010, 97])

## 4.2 Anforderungen an ein GNSS

Die GNSSs bilden eine Untermenge der Navigationssysteme, welche die Positionierung mittels Satelliten bewerkstelligen. Verschiedene Navigationsaufgaben stellen unterschiedliche Anforderungen an die Navigationssysteme, die eingehalten oder bei Nichteinhaltung bestimmter Grenzen darüber informieren, beziehungsweise warnen müssen. Für die Überprüfung der Anforderungen an ein Navigationssystem kann das Required Navigation Performance (RNP)-Konzept herangezogen werden. Das Konzept beinhaltet die Überprüfung der Anforderungen eines Nutzers an ein Navigationssystem durch die grundlegenden Eigenschaften Genauigkeit, Verfügbarkeit, Integrität und Einsatzverfügbarkeit. Das Konzept kommt vorwiegend aus der Luftfahrt, beinhaltet jedoch die gleichen Eigenschaften, die auch außerhalb der Luftfahrt Anwendung finden. Nachfolgend werden die vier Eigenschaften näher erläutert.

- Genauigkeit (Accuracy<sup>1</sup>)  
 Sie ist ein Maß für die Fähigkeit des Systems, dass die Positionslösung mit gewissen Wahrscheinlichkeiten innerhalb bestimmter Grenzen liegt. Diese Genauigkeit hängt von verschiedenen Faktoren wie Frequenzband, Uhrenkonstanz und örtlichen Gegebenheiten ab. Sie wird oftmals mit der Standardabweichung beschrieben (auch der zwei- oder dreifachen).
- Verfügbarkeit (Availability)  
 Die Verfügbarkeit beschreibt mittels Prozentangabe über eine Zeitperiode hinweg, wie oft das System allgemein oder an einem bestimmten Ort verfügbar ist. Im

---

<sup>1</sup>In der Literatur werden vorwiegend die englischen Bezeichnungen verwendet, weshalb sie hier mit erwähnt werden.



umgekehrten Fall lässt sich auch ein Verfügbarkeitsrisiko ausdrücken, mit welcher Wahrscheinlichkeit das System nicht zur Verfügung steht. Die Verfügbarkeit ist vorwiegend von der Anzahl der Satelliten und der Art der Konstellation dieser Satelliten abhängig.

- Integrität (Integrity)

Als Integrität auf Signalebene wird die Fähigkeit eines Systems bezeichnet, rechtzeitig über Ausfall oder Störungen Auskunft geben zu können. Für die konkrete Beschreibung der Integrität werden die Parameter Grenzwert, Zeit bis zum Alarm und Risiko/Risiko von Fehlalarm verwendet. Neben der technischen Integrität, beinhaltet die System- und Positionsintegrität, existiert noch die institutionelle Integrität. Damit sind Nutzungsrestriktionen des Betreiberlandes für die zivile Nutzung in politischen oder militärischen Krisenzeiten gemeint. Darunter zählen unter anderem das Abschalten des zivilen Signals, die künstliche Verschlechterung der Positionsgenauigkeit oder das Stören eines Dienstes durch Störsender.

- Einsatzverfügbarkeit (Continuity of function)

Die Einsatzverfügbarkeit beschreibt die Sicherheit der kontinuierlichen Verfügbarkeit eines Systems während eines bestimmten Zeitabschnittes oder eines eingeleiteten auszuführenden Manövers. Angegeben wird die Einsatzverfügbarkeit über das Verhältnis der Häufigkeit von Ausfällen zu einwandfreiem Funktionieren, was dem Risiko entspricht, und jenem Zeitabschnitt, in dem jenes Risiko in Kauf genommen werden muss. Kein Funknavigationsdienst wird eine 100 %-ige Verfügbarkeit garantieren können, weshalb durch eine Kombination von verschiedenen Navigationsdiensten (Redundanzen) die Einsatzverfügbarkeit des Navigationsdienstes als Ganzes hoch gehalten werden kann.

Für die Beurteilung beider Systeme, GPS und GLONASS, getrennt voneinander oder als kombinierte Nutzung<sup>2</sup>, werden die Eigenschaften Genauigkeit, Integrität und Verfügbarkeit vorrangig betrachtet. Bei der Integrität wird speziell nur auf die Positionsintegrität eingegangen. Beide Systeme haben in ihren gegenwärtigen Eigenschaften und Konfigurationen ohne Zusatzdienste und Erweiterungen keine Möglichkeiten vorgesehen, Auskünfte über die Systemintegrität zu liefern. Für GPS sowie auch für GLONASS ist dies in einer der nächsten Modernisierungen vorgesehen [Hofmann-Wellenhof u. a., 2008, 340], [Mansfeld, 2010, 238 - 239]. Bei Galileo wiederum wurden von Anfang an sogenannte safety-of-life (SoL)-Dienste eingeplant, womit das System eine Auskunft über die Systemintegrität geben können muss. Für die weitere Betrachtung wird die Systemintegrität, die institutionelle

---

<sup>2</sup>wird auch als Mehrsystemempfang bezeichnet

Integrität sowie die Einsatzverfügbarkeit außen vor gelassen. Verschiedene Integritätsinformationen zu GPS werden in Europa unter anderem vom Erweiterungsdienst EGNOS bereitgestellt [European Commission, 2010]. Für GLONASS existiert ebenfalls ein solcher Erweiterungsdienst<sup>3</sup>, Russian system of differential correction and monitoring (SDCM), der sowohl GLONASS wie auch GPS unterstützt. [Bauer und Wanninger, 2003, 150 - 152], [Dodel und Häupler, 2010, 302 - 311]

### 4.3 Schwierigkeiten im urbanen Gebiet

Ein rurales Gebiet bietet auf einer begrenzten Fläche genügend räumliche Ausdehnungsmöglichkeiten horizontal zur Erdoberfläche entsprechend zur Anzahl der dort lebenden Personen. Die Anzahl an Personen liegt demnach weit unter einem Schwellwert, an dem eine räumlich-horizontale Ausdehnung nicht mehr möglich erscheint. Dies kann verschiedenste Gründe haben, vorwiegend werden diese jedoch geografischer Natur sein. Im ruralen Gebiet bilden vor allem natürliche Objekte Sichtbarrieren in der horizontalen Sicht. In einem urbanen Gebiet ergibt sich genau der entgegengesetzte Fall. Die räumlich-horizontale Ausdehnung erscheint zur gegebenen oder wachsenden Anzahl an Personen nicht mehr möglich, weshalb eine räumlich-vertikale Ausdehnung als eine Lösung in Betracht gezogen wird. Im allgemeinen Fall wird diese Ausdehnung vertikal in die Höhe gehen, wodurch vom Menschen künstlich geschaffene Objekte entstehen. Diese Objekte stellen im urbanen Gebiet vorwiegend eine Beeinträchtigung der horizontalen Sicht dar. Eine Beeinträchtigung der Sicht kann zum einen den Nichtempfang von Satellitensignalen und in der Folge eine Verkleinerung der verfügbaren Satelliten zur Positionslösung bis hin zur Nichtlösbarkeit der eigenen Position aufgrund von zu wenigen Satelliten nach sich ziehen. Zum anderen steigt dadurch die Wahrscheinlichkeit für schlechtere Satellitenkonstellationen, womit der geometrisch bedingte Fehler<sup>4</sup> an größeren Einfluss gewinnt. Zusätzlich zu diesen Problemen erhöht sich die Möglichkeit von Mehrwege-Effekten<sup>5</sup> durch die künstlichen Objekte, was ebenfalls den Fehlereinfluss auf die Positionslösung erhöht. Grundsätzlich bestehen diese Fehlereinflüsse auch im ruralen Gebiet, jedoch außerhalb von Wäldern, Tälern und ähnlichen geografischen Gegebenheit in eher abgeschwächter Form.

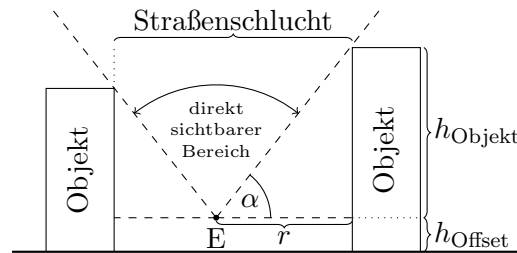
Für einen Eindruck der Problematik dient Abbildung 4.1. Darin befindet sich der Empfänger E, von dem die Position ermittelt werden soll, zwischen zwei Objekten. Die Objekte können natürlicher wie auch künstlicher Art sein, was durch die explizite Bezeichnung als Objekt ausgedrückt werden soll. Der Empfänger E besitzt einen Abstand  $r$  vom rechten Objekt und eine Höhe  $h_{\text{Offset}}$  vom Erdboden. Zur Vereinfachung kann vorerst die Höhe

---

<sup>3</sup>[http://www.sdc.ru/index\\_eng.html](http://www.sdc.ru/index_eng.html)

<sup>4</sup>siehe Abschnitt 2.3.4 – Geometrisch bedingter Fehler

<sup>5</sup>siehe Abschnitt 2.3.4 – Mehrwegeempfang



**Abbildung 4.1:** Darstellung einer Straßenschlucht zwischen zwei beliebigen Objekten mit den Größen Elevationswinkel  $\alpha$ , der Objekthöhe  $h_{\text{Objekt}}$  und dem Empfängeroffset  $h_{\text{Offset}}$  sowie dem Abstand  $r$  des Empfängers E vom Objekt. Die Objekte können vom Menschen künstlich geschaffene oder von der Natur erschaffene Objekte sein.

$h_{\text{Offset}}$  des Empfängers und das linke Objekt ausgeblendet werden. Der Elevationswinkel  $\alpha$  entspricht der Verkleinerung des direkt sichtbaren Bereiches der Satelliten vom Empfänger E aus. Dieser Winkel kann als indirekt proportional zur Anzahl der für eine Positionslösung zur Verfügung stehenden Satelliten angesehen werden, unter Beachtung der Satellitenkonstellation. Deshalb ist es wünschenswert, den Elevationswinkel möglichst klein zu halten. Der Abstand  $r$  ist innerhalb des urbanen Gebietes von den beschränkten räumlichen Verhältnissen abhängig und dadurch nicht beliebig „variierbar“. Die drei Parameter  $\alpha$ ,  $h_{\text{Objekt}}$  und  $r$  der Abbildung 4.1 sind somit untereinander und als Ganzes zusammen wiederum von der Umgebung abhängig.

In Tabelle 4.2 soll der Zusammenhang der drei Parameter, unter Nichtbeachtung der Empfängerhöhe  $h_{\text{Offset}}$ , verdeutlicht werden. Vorgegeben sind darin die Objekthöhe  $h_{\text{Objekt}}$  von 10 bis 150 m und der Elevationswinkel  $\alpha$  von 10 bis  $60^\circ$ . Als Ergebnis ergibt sich der Mindestabstand  $r$  vom Objekt, der zur Einhaltung der gegebenen Parameter Elevationswinkel und Objekthöhe notwendig ist.

Aus der Tabelle 4.2 ergeben sich gewisse Zusammenhänge: Bei einer festen Höhe und einem variablen Elevationswinkel ist der Mindestabstand indirekt proportional zum Elevationswinkel. Bei einem festen Elevationswinkel und einer variablen Höhe ist der Mindestabstand direkt proportional zur Höhe. Ausgehend von einem kleinen Elevationswinkel ergibt das schnell einen großen Mindestabstand.

In einem urbanen Gebiet wird die Sicht selten nur von einer Seite beschränkt sein. Daher muss das bisher außer Acht gelassene linke Objekt jetzt mit berücksichtigt werden. Daraus ergeben sich typische Situationen zwischen zwei Objekten, beispielsweise ein Weg oder eine Straße mit seitlicher Begrenzung durch die Objekte. Der Mindestabstand  $r$  aus Tabelle 4.2 muss somit auf beiden Seiten des Empfängers beachtet werden. Angenommen, der Empfänger befindet sich in der Mitte zwischen zwei gleich hohen Objekten, ergibt das bei

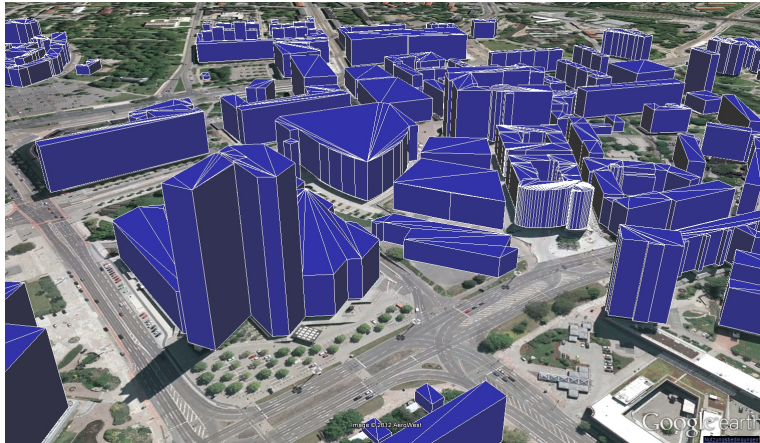
	Elevationswinkel $\alpha$ [°]											
	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55	60	
Höhe $h_{\text{Objekt}}$ [m]	10	56	37	27	21	17	14	11	10	8	7	5
	20	113	74	54	42	34	28	23	20	16	14	11
	30	170	111	82	64	51	42	35	30	25	21	17
	40	226	149	109	85	69	57	47	40	33	28	23
	50	283	186	137	107	86	71	59	50	41	35	28
	60	340	223	164	128	103	85	71	60	50	42	34
	70	396	261	192	150	121	99	83	70	58	49	40
	80	453	298	219	171	138	114	95	80	67	56	46
	90	510	335	247	193	155	128	107	90	75	63	51
	100	567	373	274	214	173	142	119	100	83	70	57
	⋮											
	150	850	559	412	321	259	214	178	150	125	105	86

**Tabelle 4.2:** Angabe des Mindestabstandes  $r$  [m] eines Empfängers von einem Objekt mit gegebener Höhe  $h_{\text{Objekt}}$  und gegebenem Elevationswinkel  $\alpha$ . Die Variablen sind nach Abbildung 4.1 zu verstehen, wobei das Empfängeroffset  $h_{\text{Offset}}$  vernachlässigt wird. Die Werte des Abstandes  $r$  wurden nach dem Komma ohne vorherige Rundung abgeschnitten.

einem Elevationswinkel von  $15^\circ$  und einer Objekthöhe von 20 m einen Mindestabstand von 74 m. Der Gesamtmindestabstand zwischen den Objekten beträgt demnach 144 m (ein Objekt links und ein Objekt rechts). Jener Bereich zwischen beiden Objekten wird auch als „urban canyon“ oder bei einer Straße als „Straßenschlucht“ bezeichnet. Für wesentlich höhere Objekthöhen wird es damit sehr schwierig, bei kleinen Abständen zwischen Empfänger und Objekten, den Elevationswinkel niedrig und somit den direkt sichtbaren Bereich zu den Satelliten groß zu halten. Aber selbst bei kleineren Objekthöhen und geringen Mindestabständen ist ein niedriger Elevationswinkel schwierig. Abbildung 4.2 zeigt die Innenstadt von Chemnitz mit 3D-Objekten in wahrer Höhe. Dadurch wird zumindest im Ansatz ersichtlich, dass ein „urban canyon“ nicht nur ein Problem von Großstädten darstellt.

## 4.4 Mehrsystemempfang

Für die beiden Satellitensysteme GPS und GLONASS wird unter normalen Umständen durch die Anzahl der Orbits, die Bahnhöhe, die Inklination und die Anzahl der Satelliten eine Abdeckung von mindestens vier Satelliten auf jedem Punkt der Erde ermöglicht. Abhängig von verschiedenen örtlichen Gegebenheiten kann die Anzahl an aktuell sichtbaren Satelliten erheblich schwanken. Eine Positionsbestimmung auf der Erde in den Koordinaten



**Abbildung 4.2:** Die Innenstadt von Chemnitz mit 3D-Gebäuden in wahrer Höhe. Diese können bei niedriger Höhe und geringen Entfernungen zwischen den Gebäuden schon zu einer erheblichen Beeinträchtigung der Satelliten in Sicht führen.

$x$ ,  $y$ ,  $z$  benötigt für jede Unbekannte einen Satellit. Zur Berechnung des Uhrzeitfehlers des Empfängers wird ein weiterer Satellit verwendet. Ab fünf und mehr Satelliten in Sicht sind eine Prüfung der Integrität und der Ausschluss von fehlerhaften Satelliten zur Positionsbestimmung möglich. Bei Vorkenntnissen von mindestens einen der vier gesuchten Unbekannten lässt sich auch schon eher eine Position bestimmen beziehungsweise auf Integrität oder fehlerhafte Satelliten prüfen. Es muss daher angestrebt werden eine möglichst große Zahl an Satelliten in Sicht zu haben, um damit eine größtmögliche Auswahl bezüglich der optimalen Konstellation, der Nichtbeachtung von Ausreißern und der Integrität zu erreichen. Die Erhöhung der Satellitenanzahl lässt sich bei den vorhandenen Systemen GPS und GLONASS am einfachsten über den Verbund beider Systeme erzielen, was als *Mehrsystemempfang* bezeichnet wird. Damit erhöht sich die Anzahl der zur Verfügung stehenden Satelliten auf einen Schlag. Ebenfalls wird damit in gewisser Weise eine Redundanz<sup>6</sup> der Systeme geschaffen, denn beide Systeme arbeiten unabhängig voneinander und könnten so auch einen Ausfall des anderen Systems bedingt kompensieren. [Dodel und Häupler, 2010, 114 - 117]

<sup>6</sup>im Sinne von funktionaler Ressource doppelt vorhanden sein

## 5 Technische Umsetzung

In diesem Kapitel soll auf die Erweiterung des Frameworks der Professur für Nachrichtentechnik der Technischen Universität Chemnitz eingegangen werden. Die Erweiterung betrifft vorwiegend die Lokalisierung mittels Satelliten unter zusätzlicher Verwendung von GLONASS. Durch Vorarbeiten war die Möglichkeit der Lokalisierung mit dem Satellitennavigationssystem GPS schon gegeben, worauf sich weiter aufbauen ließ [Bauer, 2011]. Weiterhin wird kurz erläutert, wie die Lokalisierung im Framework funktioniert und welche Daten dafür benötigt werden.

### 5.1 Beschreibung des Systems

Zur Implementierung der Algorithmen wird an der Professur für Nachrichtentechnik der TU Chemnitz ein eigenes Framework auf C# -Basis (entwickelt mit Visual Studio) eingesetzt. Das Framework wurde für die Entwicklung von Prototypen konzipiert und ermöglicht den Austausch von Daten über Verbindungen zwischen verschiedenen Modulen. Ein Modul kann Daten über Eingabepins empfangen, verarbeiten und über Ausgabepins ausgeben. Das Framework sorgt für die typsichere Übertragung der Daten, welche aus beliebigen C# -Objekten bestehen, zwischen den Modulen. Die Module repräsentieren verschiedenste Geräte und Funktionen wie Sensoren, Filter, Diagramme und andere.

#### 5.1.1 Vorhandene Komponenten

Im Framework war die Möglichkeit der Lokalisierung mit GPS bereits gegeben. Jenes Modul (GPS-Modul) war unterteilt in die zwei Klassen *SatelliteTracker* und *Calculator*. Der *SatelliteTracker* verwaltet die Ephemeriden der Satelliten, wählt den für die gewünschte Zeit gültige und genaueste Ephemeride aus und berechnet zu dieser Zeit die Satellitenposition. Das Ergebnis benötigt der *Calculator*, der die Empfängerposition mittels der gewichteten Methode der kleinsten Fehlerquadrate auf der Erde vornimmt. Zur genaueren Positionsbestimmung werden Fehlerkorrekturmodelle eingesetzt (siehe 2.3.4). Für die Troposphäre wird das Saastomoinen-Modell und für die Ionosphäre das Klobuchar-Modell unterstützt. GPS stellt für das Klobuchar-Modell entsprechende Parameter über seine Broadcast-Nachrichten bereit, die bei der Korrektur des Ionosphärenfehlers zur Positionsbe-

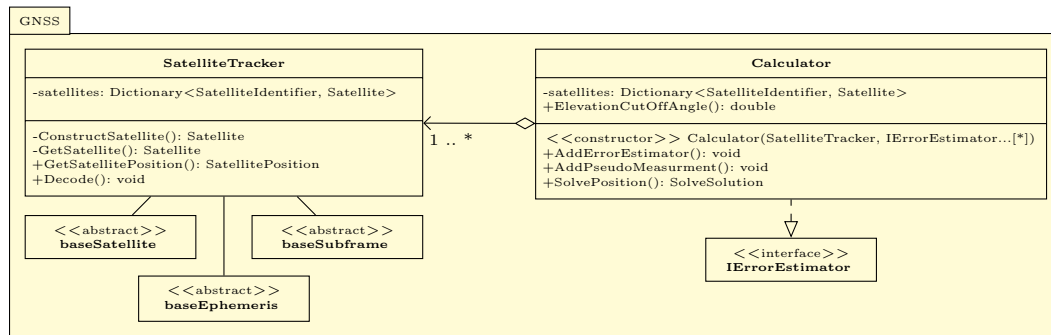


Abbildung 5.1: UML-Diagramm des GNSS-Modul mit den Klassen *SatelliteTracker* und *Calculator*

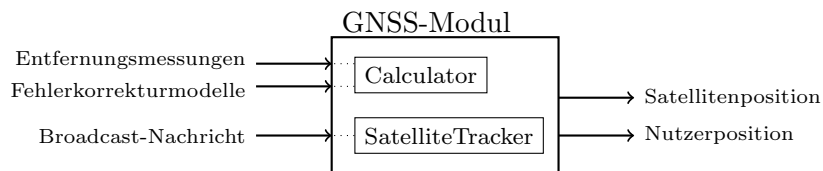


Abbildung 5.2: GNSS-Nutzung im Framework als Black-Box-Modell mit den Eingabe- und Ausgabeschnittstellen

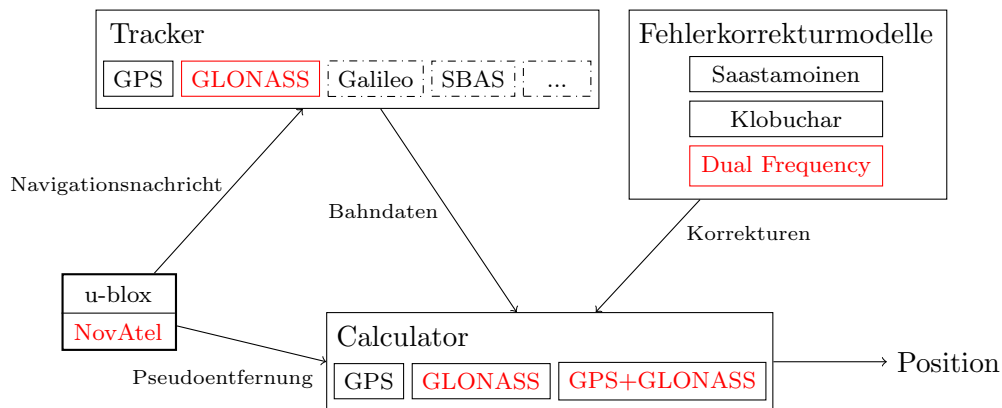
stimmung verarbeitet werden können. Ansonsten gibt es für beide Modelle Standardwerte, welche ebenfalls unterstützt werden (siehe [Kaplan und Hegarty, 2006] und [Grewal u. a., 2007]).

### 5.1.2 Erweiterung Komponenten

Das vorhandene GPS-Modul wurde so umgestaltet, dass das verwendete Satellitensystem von der Positionsberechnung abstrahiert ist. Abbildung 5.2 zeigt das gewünschte GNSS-Modul, welches am Ende entstanden ist. Der Name des GNSS-Modul ist ein Hinweis auf die Verwendung von aktuell zwei Satellitensystemen, aber auch auf die Erweiterung um andere Satellitensystem.

Zur Einordnung der getätigten Änderungen zeigt die Abbildung 5.3 jeweils in roter Schrift die Erweiterungen des Systems. Die Aufgabe der Positionsberechnung ist weiterhin gegeben, jedoch wurde mit der Erweiterung die Vielfalt der verwendbaren Satellitensysteme sowie der Fehlerkorrekturen vergrößert.

**SatelliteTracker** Aufbauend auf den Vorarbeiten (siehe [Bauer, 2011]) wurde das GPS-Modul während der Erweiterung in ein GNSS-Modul umgestaltet. Dafür wurden drei abstrakte Klassen (*baseSatellite*, *baseEphemeris* und *baseSubframe*) eingeführt. Sie dienen



**Abbildung 5.3:** Schematische Darstellung der Funktionen zur Berechnung einer Position. Der u-blox-Empfänger mit GPS war bereits implementiert. Hinzugekommen sind die Unterstützung des NovAtel-Empfängers für GLONASS, die Positionsberechnung mit GLONASS und die Unterstützung der Fehlerkorrektur mit zwei Frequenzen (jeweils rot markiert). Die Erweiterung des Trackers ist mit den Systemen Galileo und SBAS angedeutet.

der Realisierung der Unterschiede der einzelnen Satellitensysteme (vorerst GPS und GLONASS) und müssen für jedes im Framework zu unterstützende Satellitensystem implementiert werden. Die Abbildung 5.4 zeigt in abgewandelter Form die entsprechenden UML-Diagramme für die drei Basisklassen. Die Klasse *Satellite* (5.4a) implementiert das Speichern von Nachrichten sowie einen Cache zum Vorhalten mehrerer Nachrichten für die Satelliten. In der Klasse wird jeder Satellit anhand eines *SatelliteIdentifier* identifiziert. Die Ephemeriden haben nur eine bestimmte Gültigkeit, weshalb es für einen Satelliten mehrere Ephemeriden geben kann. Der Cache konnte ohne Probleme aus dem GPS-Modul übernommen werden.

Die Unterschiede zwischen GPS und GLONASS (siehe Abschnitt 3.4) zeigen sich am deutlichsten in der Klasse *Ephemeris* (5.4b). Darin sind verschiedene Methoden zur Berechnung der Satellitenposition, der Umrechnung vom Koordinatensystem PZ-90.02 zu WGS84, der Umrechnung vom eigenen Zeitsystem in die *GNSSTime* (eine eigene Klasse) sowie die Bestimmung der für einen Zeitpunkt auszuwählenden Ephemeride implementiert.

Die Klasse *Subframe* (5.4c) wurde vorwiegend aus dem alten GPS-Modul übernommen, da damit ein anderer Empfänger (u-blox<sup>1</sup>) unterstützt wird. Ebenfalls werden die Binärnachrichten des für die Arbeit verwendeten NovAtel-Empfängers (wie beim u-blox) in sogenannten Subframes gesendet, jedoch ist die Byte-Reihenfolge vertauscht. Dies musste vor einer Nutzung der Subframes vom NovAtel angepasst werden. Dadurch konnte die existierende Implementierung, nach Anpassung der Byte-Reihenfolge, zur Verwendung von Subframes für GPS übernommen werden.

Der *SatelliteTracker* kapselt alle für die Verwendung der verschiedenen Satellitensysteme

<sup>1</sup><http://www.u-blox.com/de/>



verwendeten Daten und lässt nach außen die unterschiedlichen Satelliten gleich im Bezug auf Funktionalität aussehen. Dadurch ist die Möglichkeit der späteren Erweiterung auf andere Systeme wie Galileo, Compass oder auch SBAS-Dienste gegeben.

**Calculator** Für den *Calculator* ist das zur Positionsbestimmung verwendete Satellitensystem unerheblich. Dieser berechnet ausgehend von Pseudoentfernungen zu verschiedenen Satelliten mit Hilfe des *SatelliteTracker*, der die Satellitenpositionen bestimmt, die Position des Empfängers. Durch die Abstraktion der unterschiedlichen Satellitensysteme mit Hilfe des *SatelliteTracker* kann dieser eine Positionslösung mit vier Satelliten berechnen. Der verwendete NovAtel-Empfänger gibt für beide Satellitensysteme einen unterschiedlichen Zeitfehler an. Dies hat zur Folge, dass der *Calculator* bei der Nutzung von beiden Satellitensystemen für den zusätzlichen Zeitfehler einen weiteren Satelliten benötigt. Im Minimum sind demnach für eine Positionslösung mit GPS und GLONASS fünf Satelliten notwendig.

**Empfänger** Zum Empfang der Broadcast-Nachrichten sowie von Pseudoentfernungen wurde der Mehrfrequenz- und Mehrsystemempfänger NovAtel ProPak V3 [NovAtel Inc., 2011] verwendet. Die Daten können vom Empfänger als Binärnachricht oder als ASCII-Nachricht übertragen und vom Framework empfangen werden, wofür ein Parser geschrieben werden musste. Die Nachrichten werden bevorzugt in Rohform (bedeutet nicht dekodiert) verwendet, können aber auch vom NovAtel bereits dekodiert empfangen werden. Die Rohform hat den Vorteil der geringeren Größe, was die Speichergröße eines Streams verkleinert sowie bei der seriellen Verbindung Bandbreite spart.

**Mehrfrequenzempfang** Mit dem verwendeten NovAtel-Empfänger können L1- und L2-Frequenzen empfangen werden. Dadurch ergibt sich die Möglichkeit der Korrektur des Ionosphärenfehlers, welcher einen erheblichen Einfluss auf die Bestimmung der Entfernung zum Satelliten (siehe Abschnitt 2.3.4) hat. Im Framework wurden dafür die vorhandenen Fehlerkorrekturmodelle (*Saastamoinen*, *Klobuchar*) um ein zusätzliches Modell (*Dual Frequency*) erweitert. Mit dieser Korrektur ist es möglich, den Ionosphärenfehler bei der Berechnung zu beseitigen.

**Mehrsystemlokalisierung** Es hat sich herausgestellt, dass der Empfänger für beide Satellitensysteme unterschiedliche Uhren verwendet, weshalb der Uhrzeitenfehler für beide getrennt voneinander geschätzt werden muss. Dies wurde bemerkt, nachdem der Zeitfehler für beide Systeme getrennt voneinander geschätzt und verglichen wurde. Er differierte variabel mit einer Differenz von ungefähr 100 ns. Daher wurde der Algorithmus zur

Positionsbestimmung um einen weiteren zu schätzenden Uhrzeitfehler für GLONASS erweitert.

**Konstanten** Beide Systeme verwenden für gleiche Konstanten unterschiedliche Werte (Erddrehrate, Gravitationskonstante) oder haben für unterschiedliche Einflüsse Konstanten, die das andere System nicht hat (Werte für Korrekturen und zur Bestimmung der Satellitenpositionen). Dies wurde insofern beachtet, dass die Konstanten für beide Systeme getrennt geführt werden.

**Zeitsystem** GPS und GLONASS besitzen jeweils ihr eigenes Zeitsystem (siehe Abschnitt 3.4.2). Um unabhängig von einem Zeitsystem zu sein und der späteren Erweiterung durch andere Systeme gerecht zu werden, wurde eine GNSS-Zeit (*GNSSTime*) eingeführt. Intern ist diese aktuell auf die GPS-Zeit festgelegt, weil sie explizit vom Empfänger bereitgestellt wird. Die Klasse stellt gewisse Methoden zur Umrechnung der einzelnen Systemzeiten in die GNSS-Zeit bereit. Bei Hinzufügen weiterer Satellitensysteme muss die Klasse gegebenenfalls erweitert werden.

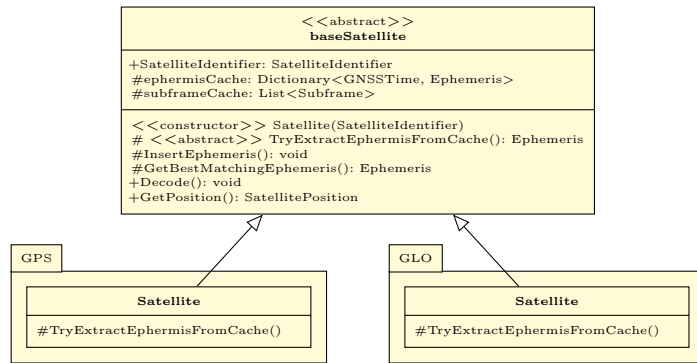
**GNSS-Modul** Das GNSS-Modul enthält alle für die Positionsbestimmung notwendigen Daten und Algorithmen. Abbildung 5.1 zeigt die Aufteilung des GNSS-Moduls in den *SatelliteTracker* und den *Calculator* als UML-Diagramm. Der *SatelliteTracker* enthält für die Generizität des GNSS-Moduls – um späteren Erweiterungen gerecht zu werden – die drei abstrakten Klassen *baseSatellite*, *baseEphemeris* und *baseSubframe*. Diese dienen als Basisklassen für die tatsächliche Implementierung des jeweiligen Satellitensystems. Der *Calculator* erhält über die *ErrorEstimators* die Möglichkeit der Korrekturen der Ionosphären- und Troposphärenfehler. Die *ErrorEstimators* sind ebenfalls so angelegt, dass sie ohne Probleme mit anderen Korrekturmodellen<sup>2</sup> erweitert werden können.

## 5.2 Verifikation der Algorithmen

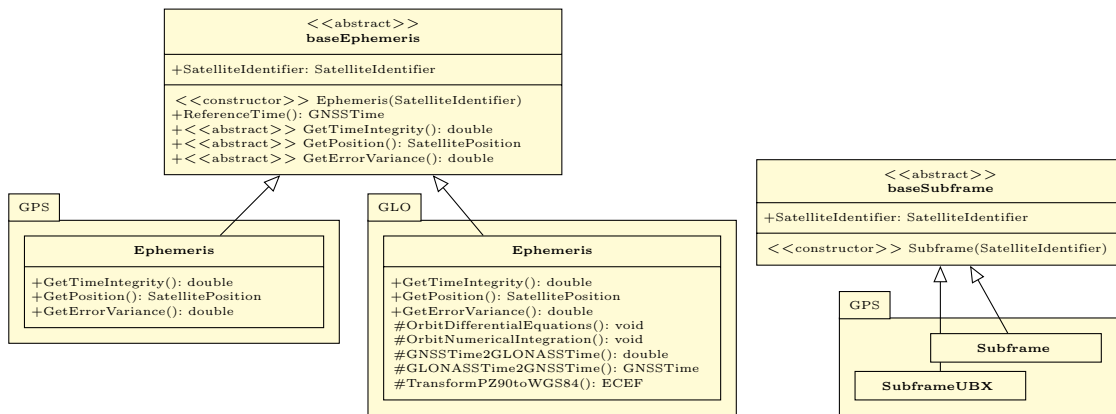
Als erstes wurde der Parser geschrieben, der die verschiedenen Nachrichten des Empfängers erhalten und verarbeiten kann. Einheitlich wurde darauf geachtet, die Nachrichtengröße wegen der Bandbreite der seriellen Verbindung (siehe Abschnitt 6.5) und der Speichergröße der Messdaten möglichst gering zu halten. Aus diesem Grund werden sowohl Rohdaten (sind nicht dekodiert) wie auch Binärdaten vom Empfänger genommen. Hauptsächlich betrifft dies die für die Positionierung notwendigen Nachrichten *Rawephem*, *Glorawephem* und *Rangecmp*. Zur Verifikation der drei Nachrichten wurden ihre dekodierten Versionen

---

<sup>2</sup>SBAS als ein Beispiel bietet ebenfalls Korrekturen für die Ionosphäre an.



(a) Basisklasse Satellite



(b) Basisklasse Ephemeris

(c) Basisklasse Subframe

Abbildung 5.4: UML-Diagramm der drei Basisklassen *Satellite*, *Ephemeris* und *Subframe* der Klasse *SatelliteTracker*

ebenfalls implementiert und auf gegenseitige Übereinstimmung geprüft. Für eine Überprüfung der Werte der Nachricht *Bestpos*, diese wird für die Referenztrajektorie<sup>3</sup> verwendet, wurden diese soweit wie möglich mit den Werten von einem anderen Empfänger verglichen. Die Satellitenpositionsbestimmung mit GLONASS berechnet sich sehr unterschiedlich zu GPS (siehe Abschnitt 3.4.3). Diesen implementierten Algorithmus galt es ebenfalls auf korrekte Lauffähigkeit zu testen. Dafür wurde mit Testdaten (ein Standszenario), unabhängig voneinander, einmal die Position mit GPS und einmal mit GLONASS bestimmt. Beide Ergebnisse kamen mit minimalen Abweichungen auf ähnliche Koordinaten. Gewisse Abweichungen sind durch die unterschiedlichen Koordinatensysteme erklärbar – siehe Gleichung (2.28).

### 5.3 Lokalisierung im Framework

Für die Bestimmung einer Position wird im Framework ähnlich verfahren wie im Abschnitt 2.3 erläutert. Grundsätzlich sind für eine Bestimmung drei Eingabeparameter notwendig:

- Satellitenbahnen (Ephemeriden)
- Pseudoentfernungen zu den Satelliten
- Zeitpunkt der Laufzeitmessungen für Pseudoentfernungen

Der Zeitpunkt ist für die Bestimmung der Satellitenposition wichtig, da ein Startpunkt im Raum für die Satelliten festgelegt werden muss. Die Reihenfolge sollte dabei möglichst so aussehen, dass vor einer Entfernungsbestimmung alle Ephemeriden der Satelliten empfangen worden, die für eine Positionsbestimmung verwendet werden können.

Für jeden Satellit, von dem eine gültige Nachricht empfangen wird, wird im Framework eine Instanz angelegt und die Nachricht im zugehörigen Cache des Satelliten gespeichert. Die Daten können aktuell von zwei Empfängern, einem NovAtel- und einem u-blox-Empfänger, empfangen werden. Die Pseudoentfernungen zu den Satelliten (wird als eine Nachricht vom Empfänger erhalten) werden in einer Liste von *SatelliteIdentifier* gesammelt und zusammen mit der Empfangszeit der zu den Pseudoentfernungen zugehörigen Signale an die Methode *Calculator.SolvePosition()* übergeben. Diese Methode prüft mit Hilfe von *SatelliteTracker.GetSatellitePosition()*, für welche Pseudoentfernung ein Satellit mit gültigen Bahndaten vorhanden ist und berechnet anschließend mit dem Least-Square-Verfahren die aktuelle Nutzerposition. Die Zahl der Satelliten mit gültigen Ephemeriden zu den aktuellen Pseudoentfernungen muss mindestens vier, bei Nutzung von nur einem System, und mindestens fünf bei zwei Satellitensystemen, betragen. Das hängt mit dem

---

<sup>3</sup>siehe Abschnitt 6.1.4

zweiten Zeitfehler für das zusätzliche Satellitensystem beim NovAtel-Empfänger zusammen. Die Auswahl eines entsprechenden Fehlerkorrekturmodells wird beim Anlegen einer Instanz des *Calculator* erledigt.

## 5.4 GNSS-Nutzung im Framework

Das GNSS-Modul lässt sich mit den Methoden, welche im UML-Diagramm der Abbildung 5.1 aufgelistet sind, ansprechen. Vor der Nutzung des *Calculator* sowie des *SatelliteTracker* muss jeweils eine Instanz angelegt werden. Der *Calculator* benötigt dabei einen *SatelliteTracker*, wobei dieser von unterschiedlichen *Calculator-Instanzen* genutzt werden kann. Nach außen ergeben sich als Eingabeschnittstellen die Broadcast-Nachrichten, die Entfernungsmessungen und die Aktivierung von Fehlerkorrekturmodellen. Als Ausgabeschnittstellen lassen sich Satellitenpositionen und die Nutzerposition berechnen. Zusätzlich zur Nutzerposition werden Zeitfehler- und Integritätsinformationen mitgeliefert. Das Blackbox-Modell des GNSS-Moduls ist in Abbildung 5.2 dargestellt und soll die Schnittstellen noch einmal verdeutlichen.

## 6 Evaluierungen

Nachdem in den vorhergehenden Kapiteln die Grundlagen zu Satellitensystemen, die wesentlichen Unterschiede zwischen GPS und GLONASS und die technische Implementierung im Framework beschrieben wurde, liegt der Fokus in diesem Kapitel auf der Erstellung und Auswertung von Messergebnissen. Zum Anfang wird dazu auf die Methodik, welche Messmittel verwendet worden und wie die Vergleichslösung (Referenztrajektorie) zustande kommt, näher eingegangen. Die Referenztrajektorie dient als Referenzlösung zur berechneten Lösung, wodurch sich überhaupt erst eine Aussage zur berechneten Lösung tätigen lässt. Danach werden die Parameter erläutert, die für eine Aussage über die berechnete Lösung zugrunde gelegt werden. Im Anschluss folgt die Beschreibung der verschiedenen Messszenarien und der aufgenommenen Daten, die zum Erhalt einer Lösung verwendet worden. Zum Abschluss des Kapitels folgt die Auswertung der Ergebnisse mit einer anschließenden Betrachtung von gefundenen Ausnahmen bei der Erhebung der Messdaten.

### 6.1 Methodik

Der folgende Abschnitt behandelt jene Messmittel, die zur Erhebung der Messdaten verwendet wurden. Zusätzlich wird auf die als Referenztrajektorie bezeichnete Referenzlösung näher eingegangen.

#### 6.1.1 Messfahrzeug

An der Professur für Nachrichtentechnik der TU Chemnitz existieren zwei Messfahrzeuge (Carai 1 und Carai 2), welche aktuell für unterschiedliche Messzwecke verwendet werden. Die Fahrzeuge sind dafür mit unterschiedlichen Sensoren und Systemen ausgestattet, die je nach Bedarf und Möglichkeit an die zu erfüllenden Aufgaben angepasst werden. Die Ausstattung lässt sich nach Bildverarbeitungssystemen, Entfernungssensoren, Kommunikationshardware und Lokalisierungseinheiten unterscheiden. Zusätzlich existiert eine Anbindung an den CAN-Bus des Wagens. Eine Übersicht der installierten Sensoren und Systeme ist in Tabelle 6.1 aufgelistet. Beide Messfahrzeuge haben keine identische Konfiguration, was durch unterschiedliche Projekte mit unterschiedlichen Anforderungen erklärt werden kann.[Schubert u. a., 2010]

Sensor/System	Hardware
Bildverarbeitungssysteme	VGA Stereo System (Hella Aglaia INKA) Megapixel Stereo System (Kamera Werke Dresden) Near-Infrared Cameras (Bosch) Far Infrared Cameras (FLIR Photon)
Entfernungssensoren	Range Cameras (PMD A2, PMD 3k-s) Imaging Radar (Prototypical, Continental ARS300) Laserscanner (IBEO Lux, SICK, Denso) NanoLOC ranging devices (IEEE802.15.4)
Kommunikationshardware	GSM Modul Car-2-Car-Communication konforme Hardware (WLAN, 802.11p, IEEE 1609.3/4, WAVE)
Lokalisierungseinheiten	Leica 1200 DGPS with RTK Inertial navigation system (NovAtel SPAN Differential GPS mit RTK und HG1700 Inertial Measurement Unit)
CAN Gateway	(Nachrichten werden über eine lesende Schnittstelle vom Auto empfangen.)

**Tabelle 6.1:** Übersicht der Sensoren und Systeme der an der Professur für Nachrichtentechnik der TU Chemnitz verwendeten Messfahrzeuge [Schubert u. a., 2010, 212 - 213].



**Abbildung 6.1:** Darstellung der Messfahrzeuge (Carai 1 und Carai 2) der Professur für Nachrichtentechnik der TU Chemnitz – Quelle: [Schubert u. a., 2010]

Nachricht	Frequenz
Bestpos	20 Hz
Rangecmp	4 Hz
Rawephem	Wenn neue Bahndaten verfügbar.
Glorawephem	Wenn neue Bahndaten verfügbar.

**Tabelle 6.2:** Frequenzen für den Erhalt der Nachrichten vom NovAtel-Empfänger

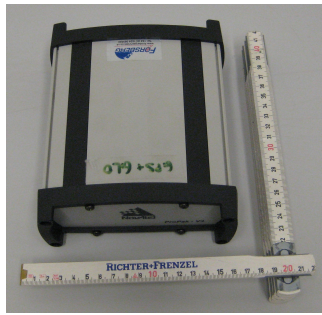
### 6.1.2 Empfänger

Für den Empfang von Navigationsnachrichten und Entfernungsmessungen wurde der NovAtel ProPak V3 verwendet. Dieser ist ein Mehrfrequenz- und Mehrsystemempfänger. Der Empfänger unterstützt unterschiedliche Satellitensysteme und bietet verschiedene Schnittstellen für die Kommunikation nach außen oder zum Empfang von Korrekturdaten an. Genauere Daten können der Spezifikation entnommen werden [NovAtel Inc., 2011]. Der Empfänger unterstützt verschiedene Nachrichtentypen, wovon lediglich nur vier Stück verwendet werden. Das sind die Nachrichten *Bestpos* (Positionsmessungen für die Referenztrajektorie), *Rangecmp* (komprimierte Pseudoentfernungen), *Rawephem* (GPS Parameter) und *Glorawephem* (GLONASS Parameter). Alle Nachrichten werden als Binärnachrichten und wo möglich in Rohdaten übertragen und empfangen. Bei den Ephemeridenbeschreibungen werden die Rohdaten und für die Nachricht *Rangecmp* die komprimierten Pseudoentfernungen verwendet. Lediglich die *Bestpos* wird schon dekodiert übertragen. Die Verwendung der dekodierten Nachrichten, *GPSEphem* für *Rawephem* und *Gloephemeris* für *Glorawephem*, wird vom Framework ebenfalls unterstützt. Wegen der beschränkten Bandbreite bei der Übertragung der Daten über die serielle Verbindung vom Empfänger zum angeschlossenen Rechner werden die kleineren Nachrichten jedoch bevorzugt. Die Frequenz zum Erhalt der Nachrichten lässt sich am Empfänger einstellen. Tabelle 6.2 zeigt die erhaltenen Nachrichten inklusive Frequenzen, wie sie für die vorliegenden Messszenarien verwendet wurden. Abbildung 6.2a zeigt den verwendeten NovAtel-Empfänger.

### 6.1.3 Messantenne

Ein häufiges Problem beim Empfang von Funksignalen ist der Mehrwege-Empfang (siehe Abschnitt 2.3.4 - Mehrwegeempfang). Dabei wird die elektromagnetische Welle sowohl direkt als auch indirekt über Reflexionen empfangen. Für eine optimale Positionsbestimmung sollten alle indirekten Messungen (soweit wie möglich) unterbunden werden. Dafür eignet sich sehr gut eine Choke-Ringe Antenne. Durch ihre spezielle Bauform (Antenne in der Mitte und konzentrisch dazu angeordnete Metallzylinder) wird der Mehrwege-Empfang erheblich





(a) verwendeter NovAtel-Empfänger



(b) Choke-Ring Antenne

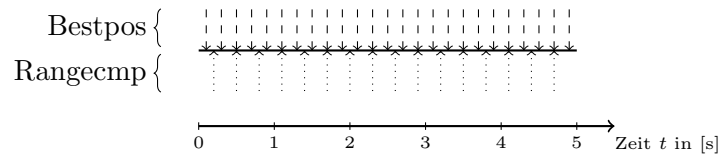
**Abbildung 6.2:** Darstellung des verwendeten NovAtel-Empfängers und einer Choke-Ring Antenne (Urheber: Robin Streiter)

abgeschwächt. [El-Rabbany, 2006, 49 - 50] Für genauere Details zu den Eigenschaften und der Bauweise einer solchen Antenne sei auf [Maqsood u. a., 2010] und [Tranquilla und Colpitts, 1989] verwiesen. Abbildung 6.2b zeigt solch eine Choke-Ring Antenne.

#### 6.1.4 Referenztrajektorie

Die Bewertung der aufgenommenen Messdaten, genauer die damit berechneten Positionslösungen, erfolgt über eine Referenzmessung und bestimmter Evaluierungskriterien, auf die im nächsten Abschnitt näher eingegangen wird. Bei der Referenzposition handelt es sich um eine sehr genaue Positionslösung, welche ebenfalls vom selben NovAtel Empfänger stammt, wie die für die eigene Lösung verwendeten Messdaten.

Die Referenzposition verfügt über zusätzliche Korrekturdaten durch Real Time Kinematic (RTK). Real Time Kinematic bezeichnet die Positionsbestimmung eines Nutzers (beweglich oder unbeweglich) in Echtzeit und mit hoher Genauigkeit. Das Verfahren beruht auf dem Differential-GPS (DGPS) mit der Trägerphasenmessung. Bei diesem Verfahren werden mit Hilfe einer Referenzstation, die ihre Position genau kennt, Korrekturdaten von dieser Station in die berechnete Positionslösung mit einbezogen. Die Korrekturdaten können über einen unabhängigen Kanal wie Global System for Mobile Communications (GSM) oder über andere datenübermittelnde Technologien übertragen werden. Bei den Messfahrzeugen an der Professur für Nachrichtentechnik erfolgt die Übertragung über GSM. Die erzielbare Genauigkeit liegt damit im cm-Bereich. Weiterhin liegt die hohe Genauigkeit des Empfängers an der Mehrfrequenzfähigkeit und eigenen Algorithmen für beispielsweise Mehrwegeerkennung in der Firmware des Empfängers [NovAtel Inc., 2000] sowie an der verwendeten Messantenne, worauf im vorherigen Abschnitt eingegangen wurde.



**Abbildung 6.3:** Qualitative Anzeige der unterschiedlichen Zeitpunkte des Erhalts der Nachrichten Bestpos und Rangecmp

Als Referenzlösung dient die Nachricht *Bestpos* und für die berechnete Lösung werden die Pseudoentfernungen aus der Nachricht *Rangecmp* verwendet. Beide Nachrichten werden zum einen in unterschiedlichen Abständen und zum anderen zu unterschiedlichen Zeiten vom Empfänger empfangen. Abbildung 6.3 soll diesen Sachverhalt verdeutlichen. Für einen Vergleich der berechneten Lösung mit der Referenzlösung müssen jedoch die Zeiten übereinstimmen, da ansonsten die Lösungen nicht mehr auf den gleichen Pseudoentfernungen beruhen. Die Bestpos wird zwar mit einer höheren Frequenz empfangen, aber in Abhängigkeit vom Erhalt der Nachrichten müsste eine Lösung entweder inter- oder extrapoliert werden.

Zur Lösung des Problems wurde ein Unscented Kalman-Filter (UKF) genommen, das schon im Framework implementiert war und dafür geeignet ist. Dadurch sind die berechnete Lösung und die Referenztrajektorie miteinander vergleichbar. Im Anhang A wird auf das UKF genauer eingegangen.

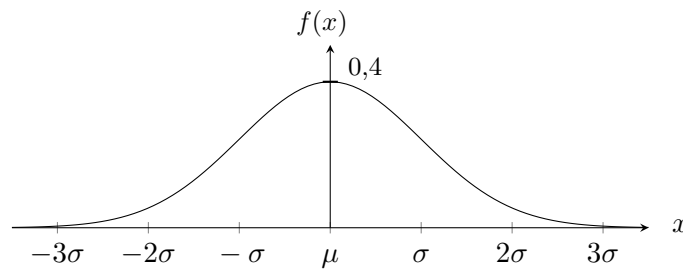
## 6.2 Evaluierungskriterien

Für die Auswertung wurden bestimmte Evaluierungskriterien zum Vergleichen der einzelnen Ergebnisse herangezogen. Auf diese Kriterien wird in diesem Abschnitt kurz eingegangen.

### 6.2.1 Normalverteilung

Die Gaußsche Normalverteilung hat eine entscheidende Bedeutung für zahlreiche Zufallsvariablen mit einer kontinuierlichen Wahrscheinlichkeitsverteilung (Bezeichnung auch als Gaußsche Glockenkurve – siehe Abbildung 6.4). Eine Normalverteilung wird für die Aufnahme der Messdaten angenommen. Die stetige Verteilung einer Zufallsvariable wird durch die Dichte- und Verteilungsfunktion

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}} \quad (-\infty < x < \infty) \quad (6.1)$$



**Abbildung 6.4:** Dichtefunktion der Standardnormalverteilung mit dem Mittel- oder Erwartungswert  $\mu = 0$  und der Varianz  $\sigma^2 = 1$

$$f(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} \int_{-\infty}^x e^{-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}} dx \quad (6.2)$$

$x$  ... normalverteilte Zufallsvariable

$\mu$  ... Mittelwert der Verteilung

$\sigma^2$  ... Varianz der Verteilung

beschrieben. Die Standardabweichung wird durch  $\sigma$  repräsentiert. Für eine Aussage zur Einhaltung gewisser Streubreiten sind drei symmetrische Intervalle ( $\sigma$ ,  $2\sigma$ ,  $3\sigma$ ) von besonderer Bedeutung. Für die Intervalle sind spezielle Wahrscheinlichkeiten angegeben, die eine Aussage darüber machen wie viele Werte der Zufallsvariable innerhalb des Intervalls liegen müssen ( $\sigma = 68,26\%$ ,  $2\sigma = 95,44\%$  und  $3\sigma = 99,74\%$ ). Abbildung 6.4 zeigt eine Standardnormalverteilung mit den Kennwerten  $\mu = 0$  und  $\sigma^2 = 1$  sowie den symmetrischen Intervallen  $\sigma$  bis  $3\sigma$ . [Papula, 2008]

### 6.2.2 RMSE

Der Root mean square Error (RMSE) – deutsch: Wurzel des mittleren quadratischen Fehlers – ist ein Fehlermaß. Er ist gegenüber Ausreißern in der Messung sehr anfällig. Die Fehlerstrecke zwischen der Referenztrajektorie ( $GT$ ) und der berechneten Position ( $P$ ) ergibt sich in Abhängigkeit von der gewünschten Dimension (2D, 3D, Höhe) nach:

$$x_k = \overline{GT(k) P(k)} \quad (6.3)$$

$$= \sqrt{[GT(k)_x - P(k)_x]^2 + [GT(k)_y - P(k)_y]^2 + [GT(k)_z - P(k)_z]^2} \quad (6.4)$$

$GT$  ... wahre Position

$P$  ... berechnete Position

$k$  ... Nummer einer Messung

$$\text{RMSE} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{k=1}^n (x_k)^2} \quad (6.5)$$

### 6.2.3 Median

Der Median ist ein Fehlermaß und gegenüber Ausreißern weniger anfällig als der RMSE. Er lässt sich nach [Büchter und Henn, 2005, 52 - 53] wie folgt berechnen: Für eine aufsteigend geordnete Liste von Fehlerstrecken  $(x_1, \dots, x_n)$  ergibt sich der Median nach

$$\text{Median} = \begin{cases} x_{\frac{n+1}{2}} & \text{wenn } n \text{ ungerade,} \\ \frac{1}{2}(x_{\frac{n}{2}} + x_{\frac{n}{2}+1}) & \text{wenn } n \text{ gerade.} \end{cases} \quad (6.6)$$

Der Median für  $n$  ist gerade kann auch entweder  $x_{\frac{n}{2}}$  oder  $x_{\frac{n}{2}+1}$  sein.

### 6.2.4 Satellitenanzahl

Die Satellitenanzahl ist erheblich von der aktuellen Position des Empfängers, den aktuellen örtlichen Gegebenheiten und der aktuellen Satellitenkonstellation abhängig. Um eine Aussage über die Anzahl der verfügbaren Satelliten zu treffen, wird daher die mittlere Anzahl der verfügbaren Satelliten über eine ganze Messsequenz angegeben. Dadurch werden eventuelle Schwankungen abgemildert.

### 6.2.5 GDOP

In Abschnitt 2.3.4 wurde näher auf den DOP-Wert eingegangen. Mit diesen Werten (es gibt für verschiedene Dimensionen unterschiedliche DOP-Werte) lässt sich ein Vergleich zwischen der Güte von unterschiedlichen Lösungen bewerkstelligen. In [Langley, 1999] wird die Berechnung des DOP-Wertes, so wie sie im Framework umgesetzt wurde, genauer beschrieben. Mit Hilfe dieser DOP-Werte lässt sich zum einen eine Aussage über die Güte der Konstellation und damit über die Positionslösung angeben. Zum anderen wird mit den DOP-Werten entsprechend die Kovarianzmatrix – zeigt den Zusammenhang zwischen zwei Zufallsvariablen für mehrere Dimensionen – zur gegebenen Positionslösung berechnet [Bauer, 2011, 79 - 81]. Für den Fall der kombinierten Positionslösung mit GPS und GLONASS ergibt sich die Kovarianzmatrix, mit der dann die einzelnen DOP-Werte

berechnet werden können, zu:

$$\begin{pmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} & \sigma_{xt_1} & \sigma_{xt_2} \\ \sigma_{yx} & \sigma_y^2 & \sigma_{yz} & \sigma_{yt_1} & \sigma_{yt_2} \\ \sigma_{zx} & \sigma_{zy} & \sigma_z^2 & \sigma_{zt_1} & \sigma_{zt_2} \\ \sigma_{t_1x} & \sigma_{t_1y} & \sigma_{t_1z} & \sigma_{t_1}^2 & \sigma_{t_1t_2} \\ \sigma_{t_2x} & \sigma_{t_2y} & \sigma_{t_2z} & \sigma_{t_2t_1} & \sigma_{t_2}^2 \end{pmatrix} \quad (6.7)$$

$t_1$  ... geschätzter Zeitfehler für GPS

$t_2$  ... geschätzter Zeitfehler für GLONASS

Der GDOP berechnet sich mit obiger Kovarianzmatrix nach:

$$\text{GDOP} = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_{t_1}^2 + \sigma_{t_2}^2} \quad (6.8)$$

### 6.3 Messdaten und Messszenarien

Nachdem die Grundlagen zur Aufnahme und Verarbeitung von Messdaten innerhalb dieser Arbeit dargelegt wurden, folgen jetzt konkrete Szenarien. Diese sollen den möglichen Einfluss durch die gemeinsame Nutzung beider Satellitennavigationssysteme auf die im Abschnitt 4.2 erwähnten Eigenschaften Verfügbarkeit, Genauigkeit und Integrität zeigen. Bei den genannten Eigenschaften liegt die Vermutung der Erhöhung der Verfügbarkeit nahe, weil durch die Benutzung zweier Systeme (im Gegensatz zu GPS allein) eine wesentliche Vergrößerung der Signal in Space (SIS) gegeben ist [Dodel und Häupler, 2010, 171 - 172]. Ungeachtet bei dieser Vermutung bleiben Einschränkungen durch Abschattungen und signalschwächende Einflüsse. Für die Genauigkeit und die Integrität wäre ebenfalls eine Verbesserung wünschenswert, jedoch hängen diese Eigenschaften von mehreren Faktoren ab, weshalb sich konkret bei Verwendung zweier Systeme als ein Gesamtsystem keine Vermutung ableiten lässt.

Die Erhebung der Messdaten erfolgt mit den Messmitteln, die im Abschnitt 6.1 beschrieben wurden. Tabelle 6.2 zeigt entsprechend die Nachrichten mit der Frequenz des Erhaltes für jede Nachricht. Zur Erhebung von Messdaten wurden drei unterschiedliche Messszenarien verwendet. Tabelle 6.3 zeigt die drei Messszenarien inklusive einer Beschreibung der Szenarien mit relevanten Daten. Unterschiedliche Messszenarien zum einen zu verschiedenen Tageszeiten zur Nutzung abweichender Satellitenkonstellationen voneinander und zum anderen unterschiedlich im Grad der Bewegung (dynamisch oder statisch) für verschiedene Empfangsbedingungen. Dynamisch bedeutet eine Fahrt mit dem Messfahrzeug zur Datenaufnahme, wohingegen statisch das Stehen des Messfahrzeuges an einem Punkt über die gesamte Messdauer bedeutet. Die Messdaten wurden alle in Chemnitz

Szenario	Art	Datum	Uhrzeit	Beschreibung
A	dynamisch	11.11.2011	15:25-15:39	Abbildung 6.5
B	dynamisch	01.02.2012	17:33-18:15	Abbildung B.1
C	statisch	12.12.2011	11:30-11:43	Abbildung 6.6

**Tabelle 6.3:** Beschreibung und Benennung der unterschiedlichen Messszenarien, die für die Erhebung der Messdaten ausgewählt wurden. Die Uhrzeit ist in UTC+1 angegeben.

aufgenommen. In einem urbanen Gebiet mit entsprechend großen und hohen Gebäuden und der räumlichen Nähe dieser Gebäude zueinander, ergeben sich verschiedene „urban canyons“ von alleine (siehe Abschnitt 4.3). In Chemnitz sind entsprechende Konstellationen von großen und hohen Gebäuden mit einer entsprechenden räumlichen Nähe eher eine Ausnahme. Um den Effekt und den Einfluss eines „urban canyon“ trotzdem zu simulieren, wird im Postprocessing bei der Berechnung der Position mit den Pseudoentfernungen der Elevationswinkel künstlich verändert. Dafür werden Satelliten, welche unter einem bestimmten (festgelegten) Elevationswinkel liegen, bei der Positionsberechnung ignoriert. Dadurch werden die Anzahl der verwendeten Satelliten und damit auch die Satellitenkonstellation zur Positionsberechnung durch künstliche Maßnahmen beeinflusst.

Der für die Aufnahme der Messdaten verwendete NovAtel-Empfänger ist ein Mehrfrequenz- und Mehrsystemempfänger. Somit ergab sich die Möglichkeit der Erweiterung der Fehlerkorrekturmodelle für den Ionosphärenfehler (siehe Abschnitt 5.1.2). Es stellte sich die Frage, welchen Einfluss die unterschiedlichen Fehlerkorrekturmodelle auf die zu untersuchenden Parameter haben würden. Tabelle 6.4 zeigt die verschiedenen Kombinationen, die für die verschiedenen Szenarien betrachtet wurden. Bei der Betrachtung der Ergebnisse wird nur auf das Fehlerkorrekturmodell Variante 2 näher eingegangen. Die beiden anderen Varianten werden am Ende der Arbeit zu einer gesamtheitlichen Betrachtung herangezogen.

Die Nutzung von zwei Satellitensystemen wird in diesem Fall als Erweiterung/Verbesserung für GPS gesehen, weil GPS nach [Mansfeld, 2010, 236] eine deutlich größere Anzahl an zivilen Nutzern aufweist. GLONASS wird eher zusätzlich zu GPS als zweites Ortungssystem in Empfängern verwendet, anstatt eigenständig verwendet zu werden. Ein Grund dürfte die höhere Verbreitung von GPS und damit die niedrigeren Kosten für den Bau und die Beschaffung eines entsprechenden Empfängers sein. Ein aktuelles Beispiel für die Nutzung von GLONASS als zusätzliches System ist das iPhone 4S, welches neben GPS zur Ortung auch für GLONASS geeignet ist ([Apple Inc., 2012]).

Die Messdaten liegen zum einen in ihrer Rohform, wie sie vom Empfänger bereitgestellt werden, als abspielbarer Stream für das Framework wie auch als aufbereitete Daten zur Auswertung mit MATLAB auf der beiliegenden CD-ROM (siehe Anhang D).





**Abbildung 6.6:** Wegdarstellung (blaue Linie) des Messscenario C mit markanten Punkten in Google Earth

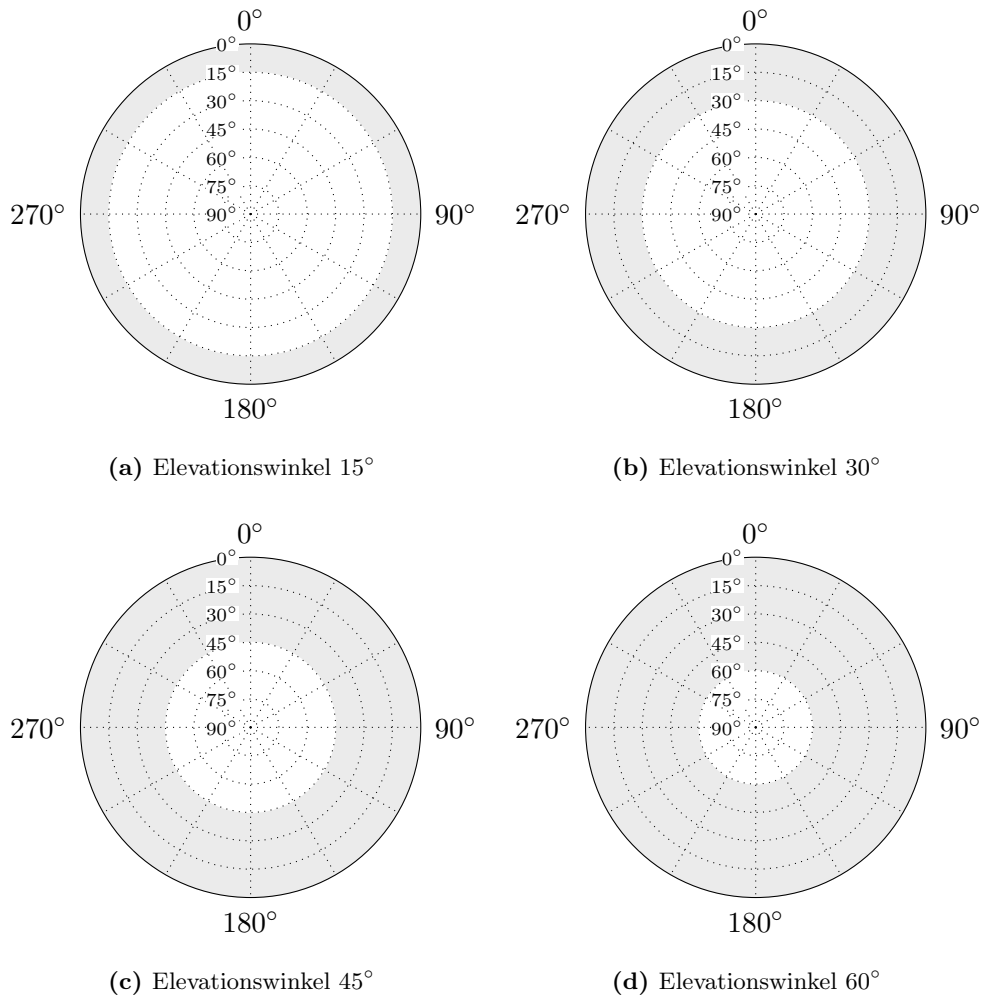
## 6.4 Empirische Ergebnisse

Durch die Kombination der verschiedenen Szenarien und Fehlerkorrekturmodelle (siehe Tabelle 6.3 und 6.4) ergeben sich eine Vielzahl an Betrachtungsmöglichkeiten. Da die detaillierte Betrachtung jeder Kombination für diese Arbeit zu umfangreich wäre, werden stellvertretend zwei Szenarien mit einem Fehlerkorrekturmodell genauer betrachtet. Die restlichen Kombinationen werden anteilig in die Auswertung mit einbezogen. Zur genaueren Betrachtung werden Szenarien A und C mit der Variante 2 bei den Fehlerkorrekturmodellen betrachtet. Mit dieser Kombination sind ein statisches und ein dynamisches Szenario gegeben. Zusätzlich werden der Ionos- und der Troposphärenfehler einbezogen, auch wenn im Einzelfall nur Standardmodelle verwendet werden. Diese Fehlerkorrekturen bilden ein Mittelmaß zwischen keiner Korrektur und der Korrektur mit zwei Frequenzen, was nicht von jedem Empfänger unterstützt wird. Bei der Auswertung der Messdaten werden folgende Eigenschaften betrachtet:

1. Verfügbarkeit
2. Genauigkeit (Position)
3. Integrität

Zur Simulation der Vergrößerung des Elevationswinkels und in dessen Folge der Verkleinerung des sichtbaren Bereiches, wird dieser künstlich erhöht. Betrachtet wird dabei maximal ein Bereich für einen Elevationswinkel von  $10^\circ$  bis  $60^\circ$ , wobei bedingt durch zu wenige Satelliten die Berechnung einer Positionslösung schon eher versagen kann.





**Abbildung 6.7:** Darstellung eines Polardiagrammes mit unterschiedlichen Elevationswinkeln durch Ausgrauen der nicht sichtbaren Bereiche. Die angezeigten Elevationswinkel betragen  $15^\circ$  (a),  $30^\circ$  (b),  $45^\circ$  (c) und  $60^\circ$  (d).

**Polardiagramm** Um den Sachverhalt der Einschränkung des sichtbaren Bereiches über der eigenen Position bildlich darzustellen, sind in Abbildung 6.7 Polardiagramme mit unterschiedlichen Elevationswinkeln dargestellt. Dadurch können Bahnbewegungen relativ zum eigenen Standort dargestellt und die künstliche Änderung des Elevationswinkels nachvollzogen werden. GPS-Satelliten (blau) und GLONASS-Satelliten (rot) werden mit ihrer jeweiligen PRN-Nummer angezeigt. Der eigene Standort befindet sich im Mittelpunkt (jedoch auf dem Erdboden) des Diagrammes. Die vier Gradzahlen am äußeren Ring stellen die Himmelsrichtungen (Nord = 0°, Ost = 90°, Süd = 180°, West = 270°) dar. Die verschiedenen Ringe bilden unterschiedliche Höhen mit Angabe des Winkels vom Erdboden und dem eigenen Standort aus, was auch als Elevationswinkel bezeichnet wird. Zusätzlich lassen sich bestimmte Elevationswinkel grafisch durch Ausgrauen des Bereiches und dementsprechend der Ausschluss bestimmter Satelliten von einer eventuellen Positionslösung gut darstellen. In Abbildung 6.7 wird dies für unterschiedliche Elevationswinkel gezeigt.

Abbildung 6.10a zeigt die Satellitenbewegungen für das Szenario C und Abbildung 6.10b zeigt dies für Szenario A. Auf beiden Diagrammen lässt die Anzahl der verfügbaren Satelliten mit steigendem Elevationswinkel nach. Damit kann ebenfalls verdeutlicht werden, dass ein angestrebter kleiner Elevationswinkel entscheidend für die mögliche Anzahl an verfügbaren Satelliten ist. Mit Hilfe der beiden Polardiagramme können verschiedene Ergebnisse optisch besser nachvollzogen und die Konstellation der Satelliten anschaulicher verdeutlicht werden.

### 6.4.1 Verfügbarkeit

Die anfängliche Vermutung, dass sich die Verfügbarkeit der Satelliten mit zwei Systemen verbessert, lässt sich bei beiden Szenarien in Abbildung 6.8a und 6.8b gut nachvollziehen. Beide Szenarien unterscheiden sich durch die Tageszeit der Aufnahme der Daten sowie im Bewegungsgrad des Messfahrzeuges. Sie zeigen jeweils für ein Messszenario die mittlere Anzahl an verfügbaren Satelliten pro eingestellten Elevationswinkel. Der Elevationswinkel geht von 10° bis 60° in 5°-Schritten.

Die Berechnung der mittleren Anzahl, entspricht dem arithmetischen Mittel, der verfügbaren Satelliten pro Elevationswinkel wurde jeweils für eine komplette Messsequenz vollzogen. In beiden Abbildungen fällt vordergründig eine bessere Abdeckung mit Satelliten für GPS auf. Beide Systeme sind durch ihre Systemparameter so ausgelegt, dass mindestens 4 Satelliten gleichzeitig an jedem Punkt der Erde zur Verfügung stehen [Mansfeld, 2010]. GPS liegt mit seinen ungefähr 30 aktiven Satelliten<sup>1</sup> im Gegensatz zu GLONASS mit seinen

---

<sup>1</sup><http://www.navcen.uscg.gov/?pageName=GPSSOI>

ungefähr 24 aktiven Satelliten<sup>2</sup> viel höher, als die Mindestanzahl an Satelliten für eine Abdeckung mit mindestens vier Satelliten benötigt. Aktuell wären 31 Satelliten möglich, doch fallen hin und wieder Satelliten aus. Dadurch lässt sich die höhere Abdeckung bei GPS teilweise erklären.

Durch die künstliche Vergrößerung des Elevationswinkels besitzt GLONASS in Abbildung 6.8a bei 15° mehr verfügbare Satelliten, was durch den niedrigen Stand der weggefallenen GPS-Satelliten zwischen 10° und 15° erklärbar ist. In Abbildung 6.8b befindet sich die mittlere Anzahl der verfügbaren GPS-Satelliten ab einem Elevationswinkel von 40° zum ersten Mal unter der mittleren Anzahl verfügbarer GLONASS-Satelliten. In diesem Fall ist das für eine weitere Bewertung ohne Einfluss, da in beiden Systemen ab diesem Elevationswinkel weniger als vier Satelliten zur Verfügung stehen und daher keine Position mehr berechnen können.

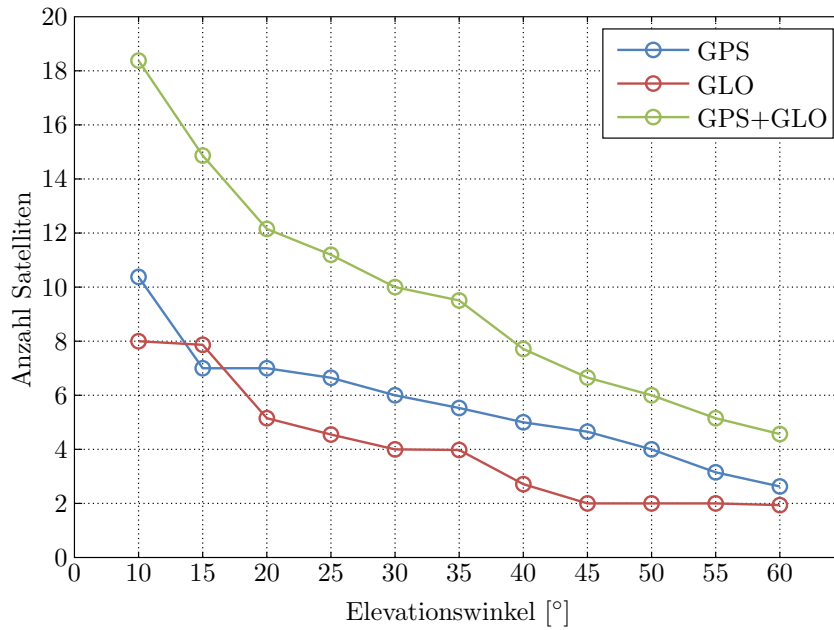
In beiden Abbildungen 6.8a und 6.8b werden jeweils diskrete Werte in Form von Kreisen bei bestimmten Elevationswinkeln dargestellt. Zur besseren Verdeutlichung des Verlaufes über die komplette Messsequenz wurden die einzelnen Punkte miteinander verbunden.

Für eine Nutzung beider Systeme in Kombination ergibt sich die mittlere Anzahl verfügbarer Satelliten aus der Addition der mittleren Anzahl verfügbarer Satelliten der beiden Einzelsysteme. Dies lässt sich an der grünen Linie in Abbildung 6.8a und 6.8b gut erkennen.

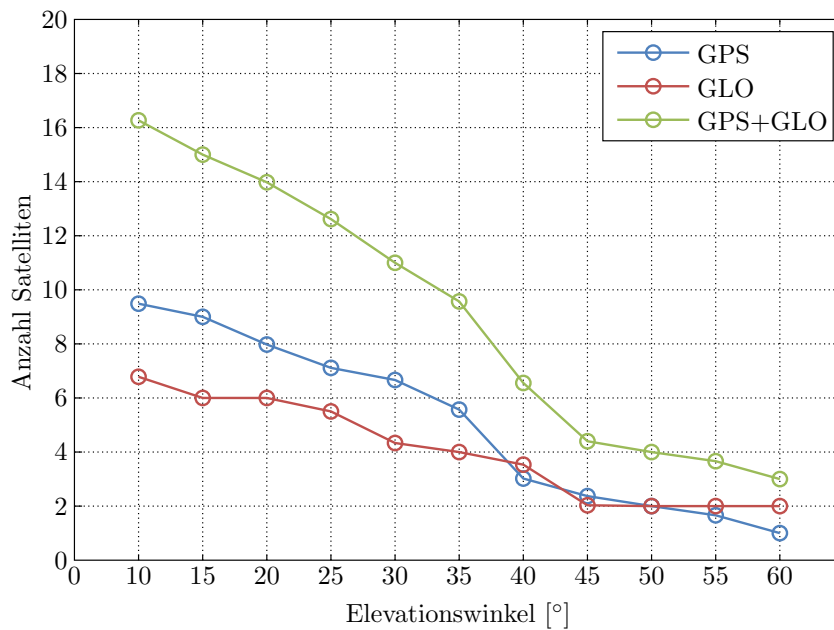
Für eine kombinierte Positionslösung werden mit dem verwendeten NovAtel-Empfänger fünf Satelliten benötigt (siehe Abschnitt 5.1.2). Durch die Summe der Satelliten der beiden Systeme ergeben sich bei der kombinierten Nutzung auch bei größeren Elevationswinkeln, in Abhängigkeit von der aktuellen Konstellation der Satelliten, in allen Messszenarien mehr oder überhaupt erst Möglichkeiten der Berechnung einer Positionslösung. Dazu können die Abbildungen 6.9a und 6.9b herangezogen werden. Darin sind für GPS (blau), GLONASS (rot) und GPS mit GLONASS zusammen (grün) die prozentuale Anzahl an möglichen Positionslösungen (Fixe) für die unterschiedlichen Elevationswinkel aufgetragen. Der Elevationswinkel geht von 10° bis maximal 60° in 5°-Schritten. Die Tabellen 6.5a und 6.5b zeigen zusätzlich die prozentuale Anzahl an möglichen Positionslösungen in tabellarischer Form an. Der Maximalwert der möglichen Positionslösungen entspricht der Anzahl der Messungen von Pseudoentfernungen (ist gleich der Anzahl an erhaltenden *Rangeemp*-Nachrichten). Zusätzlich werden durch die Vergrößerung der zur Verfügung stehenden Satelliten Schwankungen, welche bei der Nutzung eines einzelnen Systems vorhanden sind, im kombinierten Fall ausgeglichen. Schwankungen können hierbei mögliche Verdeckungen der Satelliten durch in der Umgebung stehende Objekte sein, die durch andere Satelliten teilweise ausgeglichen werden können. Bei der Nutzung nur eines Systems können dadurch

<sup>2</sup><http://www.glonass-ianc.rsa.ru/en/GLONASS/>

mögliche Positionslösungen wegen fehlender Pseudoentfernungen durch die Verhinderung des Empfanges eines Satellitensignals nicht berechnet werden. Im kombinierten Fall stehen durch die zusätzlichen Satelliten des anderen Systems mehr Satelliten und damit auch, wenn nicht durch Abschattungen beeinträchtigt, mehr Pseudoentfernungen zur Verfügung.

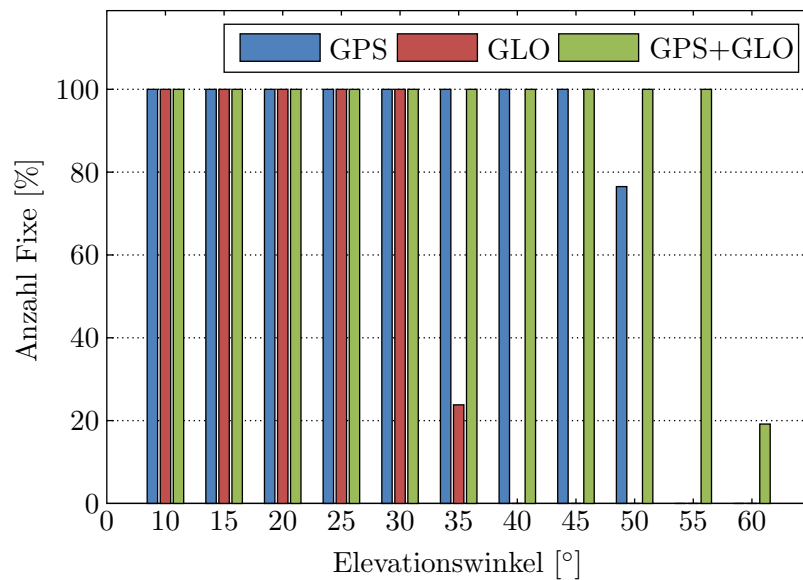


(a) Messszenario C

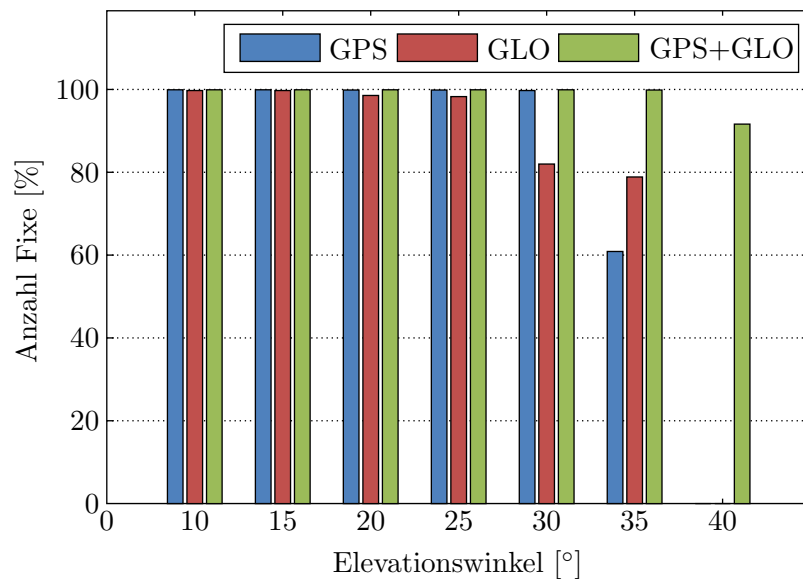


(b) Messszenario A

**Abbildung 6.8:** Anzeige der mittleren Anzahl verfügbarer Satelliten für GPS (blau), GLO-NASS (rot) und GPS mit GLONASS zusammen (grün) pro Elevationswinkel für das Messszenario C (a) und das Messszenario A (b) der Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle.



(a) Messszenario C



(b) Messszenario A

**Abbildung 6.9:** Auflistung der prozentualen Anzahl möglicher Positionslösungen (Fixe) für GPS (blau), GLONASS (rot) und für GPS und GLONASS zusammen (grün) für das Messszenario C (a) und das Messszenario A (b) bei den entsprechenden Elevationswinkeln und der Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle. Es werden nur Angaben vor dem Komma angegeben, Nachkommastellen fallen weg.

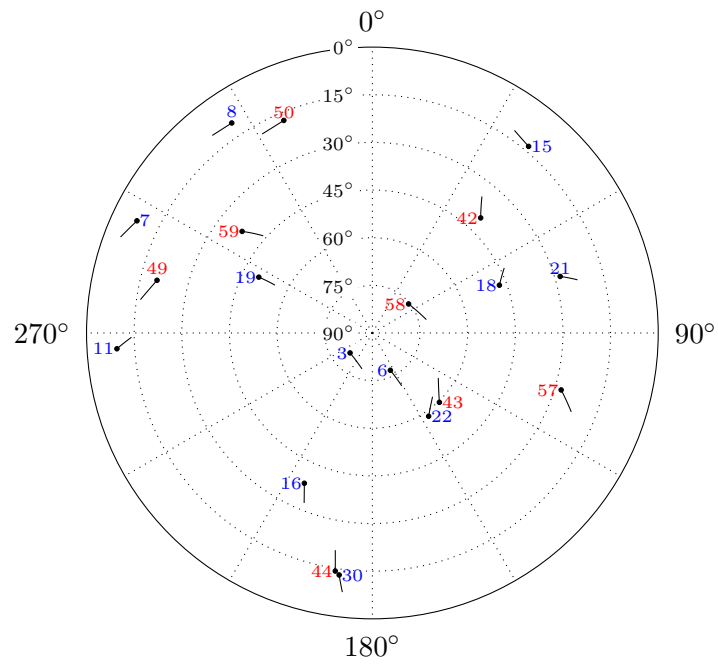
Winkel	GPS	GLO	GPS+GLO
10°	100 %	100 %	100 %
15°	100 %	100 %	100 %
20°	100 %	100 %	100 %
25°	100 %	100 %	100 %
30°	100 %	100 %	100 %
35°	100 %	24 %	100 %
40°	100 %	—	100 %
45°	100 %	—	100 %
50°	77 %	—	100 %
55°	—	—	100 %
60°	—	—	19 %

(a) Messszenario C (Absolutfixe = 3057)

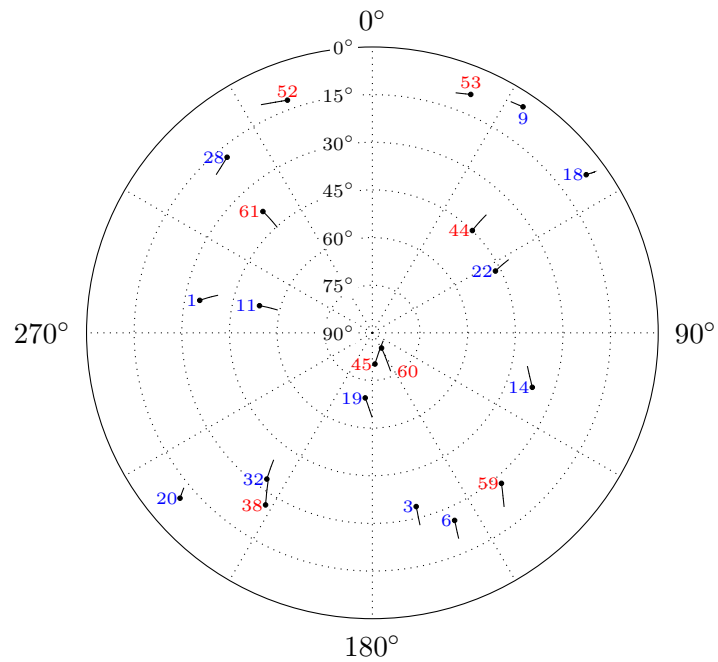
Winkel	GPS	GLO	GPS+GLO
10°	100 %	100 %	100 %
15°	100 %	100 %	100 %
20°	100 %	99 %	100 %
25°	100 %	98 %	100 %
30°	100 %	82 %	100 %
35°	61 %	79 %	100 %
40°	—	—	92 %

(b) Messszenario A (Absolutfixe = 2270)

**Tabelle 6.5:** Auflistung der prozentualen Anzahl möglicher Positionslösungen (Fixe) für GPS (blau), für GLONASS (rot) und für GPS und GLONASS zusammen (grün) für das Messszenario C (a) und das Messszenario A (b) – beide mit der Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle – bei den entsprechenden Elevationswinkeln. Es werden nur Angaben vor dem Komma angegeben, Nachkommastellen fallen weg. Zur grafischen Veranschaulichung der Daten in den Tabellen wird auf Abbildung 6.9a und 6.9b verwiesen, jedoch lassen sich die Unterschiede der Zahlenwerte in der Tabelle genauer erkennen.



(a) Messszenario C



(b) Messszenario A

**Abbildung 6.10:** Anzeige des Bewegungsverlaufes der verfügbaren Satelliten, GPS (blau) und GLONASS (rot), mit der jeweiligen PRN-Nummer. Der eigene Standpunkt befindet sich im Mittelpunkt des Kreises am Erdboden. Der Elevationswinkel für diese Ansicht beträgt  $0^\circ$ , was einer Sicht bis zum Horizont entspricht. Der Punkt auf der Verlaufsline einer Satellitenbahn markiert den Startpunkt der Beobachtung eines Satelliten.



### 6.4.2 Genauigkeit

Für die Verfügbarkeit der Satelliten ließ sich von vornherein eine Vermutung ableiten. Diese hat sich bei den unterschiedlichen Messszenarien jeweils separat bestätigt. Bei der Genauigkeit eines Systems lässt sich anhand der verschiedenen Faktoren wie Konstellation der Satelliten, Anzahl der Satelliten oder verschiedene Arten von Fehlereinflüssen (die Aufzählung ist nicht vollständig) keine Vermutung ableiten. Bisherige Ergebnisse bei anderen Arbeiten (siehe Abschnitt 1.4) haben jedoch gezeigt, dass die Genauigkeit unter eingeschränkten Verhältnissen mit mehr als einem System besser sein kann. Beide Satellitensysteme (GPS und GLONASS) haben einzeln zusätzliche Erweiterungsdienste, die die systemeigenen Genauigkeiten unter guten Empfangsbedingungen wesentlich verbessern.

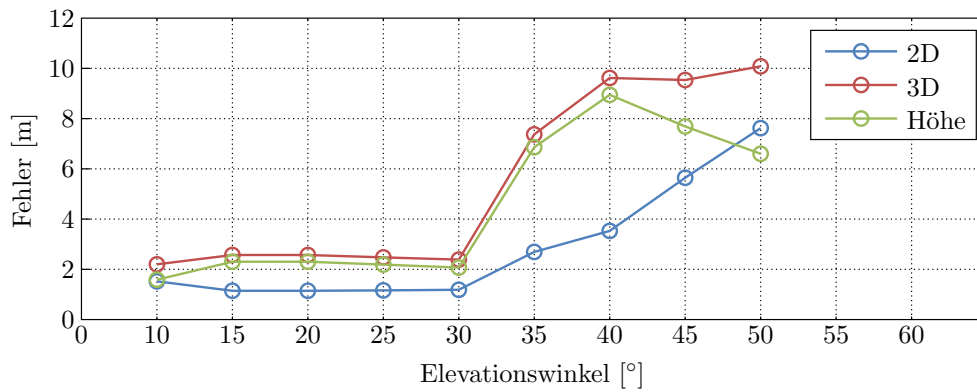
In Abschnitt 6.2 wurde auf die unterschiedlichen Parameter zur Auswertung eingegangen. Vorwiegend soll der RMSE genutzt werden, da bei diesem Ausreiser besser erkannt werden. Betrachtet werden die Positionsfehler für 2D (blau), 3D (rot) und die Höhe (grün).

**Messszenario C** Abbildung 6.11 zeigt für das Messszenario C die drei Positionsfehler für GPS (6.11a), für GLONASS (6.11b) und für GPS mit GLONASS zusammen (6.11c) für die verschiedenen Elevationswinkel an. Die Ergebnisse stellen ebenfalls wieder diskrete Werte dar, wurden zur besseren Erkennung des Verlaufes aber wieder verbunden. Für das Messszenario C und für einen Elevationswinkel von  $10^\circ$  bis  $25^\circ$  liegt der RMSE von GPS unter dem von GLONASS. Bei einem Elevationswinkel von  $30^\circ$  haben beide fast den gleichen RMSE, obwohl bei GPS mehr als vier Satelliten zu Verfügung stehen sowie verwendet werden und bei GLONASS nur vier Satelliten genutzt werden können. Bei GPS steigen ab dem Elevationswinkel von  $35^\circ$  alle Positionsfehler, bedingt durch die veränderte Satellitenkonstellation infolge des größeren Elevationswinkels, an. Für GPS lassen sich in diesem Messszenario bis zu einem Elevationswinkel von  $50^\circ$  noch 77 % der möglichen Positionslösungen berechnen. Mit GLONASS lässt sich in diesem Szenario ab einem Elevationswinkel von  $40^\circ$  keine Position mehr bestimmen. Der RMSE der Positionslösung mit beiden Systemen als ein Gesamtsystem folgt dem RMSE der Einzelsysteme, jedoch in abgeschwächter Form. Dies zeigt sich bei GLONASS für den Elevationswinkel von  $20^\circ$  oder bei GPS ab einem Elevationswinkel von  $35^\circ$ . Der Positionsfehler der Einzelsysteme lässt sich in der kombinierten Nutzung verringern. Die Genauigkeit gegenüber GPS lässt sich mit der Nutzung von beiden Systemen in diesem Szenario nicht verbessern.

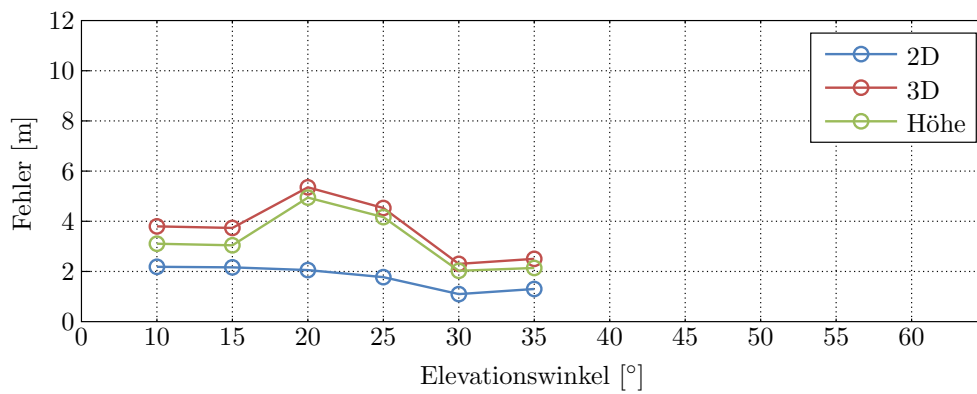
**Messszenario A** Das Messszenario A ist dynamisch, weshalb Signalschwankungen und Ausfälle durch die Umgebung häufiger vorkommen als beim Messszenario C. Bei GPS zeigt der Positionsfehler für 2D und 3D ab einem Elevationswinkel von  $15^\circ$  keine größeren Schwankungen. GLONASS zeigt in diesem Szenario ebenfalls wieder einen größeren RMSE

für alle drei betrachteten Werte. Ab einem Elevationswinkel von  $25^\circ$  steigt der RMSE von GLONASS um einige Meter, ab einem Elevationswinkel von  $30^\circ$  jedoch sprunghaft an. Dieser unterliegt, bedingt durch die Konstellation der GLONASS-Satelliten ab einem Elevationswinkel von  $30^\circ$ , einem kurzzeitig sehr großen Positionsfehler (Größenordnung für 3D-Positionsfehler ist  $10^5$  m). Dadurch wird der RMSE stark verschoben, für 2D auf einen Maximalwert von ungefähr 800 m, für 3D auf ungefähr 1840 m und für die Höhe auf ungefähr 1660 m. In Abbildung 6.10b lässt sich die Konstellation der GLONASS-Satelliten nachvollziehen. Dabei sind die Satelliten mit der PRN 45 und 60 sich kurzzeitig so nah, dass dadurch die Konstellation bezogen auf den DOP-Wert sehr schlecht wird. Wird der Median für die beiden Elevationswinkel betrachtet, steigt dieser nicht über 13 m.

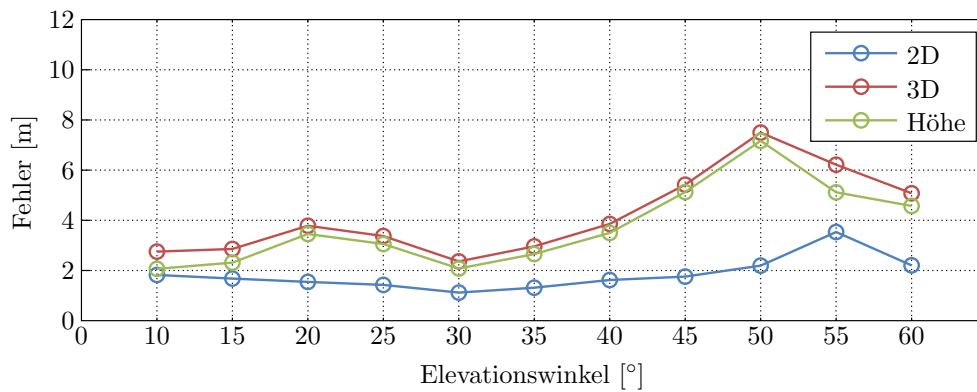
Für den RMSE unter der Verwendung von beiden Systemen zusammen ergibt sich bei diesem Szenario ein besseres Bild als im statischen Szenario. Die Genauigkeiten steigen für alle betrachteten Größen und Elevationswinkel, bis auf zwei Werte für die Höhe, bei dem GPS mit geringen Unterschieden bessere Werte aufweist. Ebenfalls werden Ausreißer, siehe GLONASS, komplett kompensiert. Trotz der Nutzung von beiden Systemen zusammen funktioniert die Positionslösung nur bis zu einem Elevationswinkel von  $40^\circ$ . Dies ist der kleineren Anzahl an verfügbaren Satelliten im Bereich von größeren Elevationswinkeln geschuldet. Beim statischen Szenario (Messszenario C) funktioniert die Positionslösung auch noch bei größeren Elevationswinkeln.



(a) Positionierung mit GPS

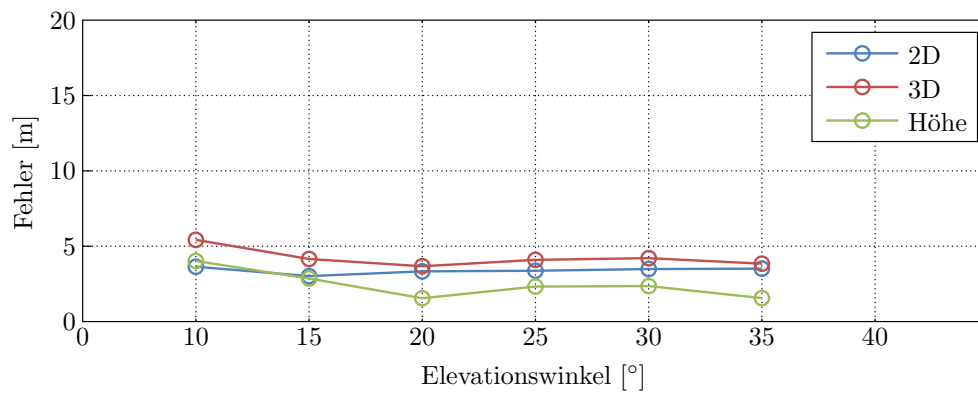


(b) Positionierung mit GLONASS

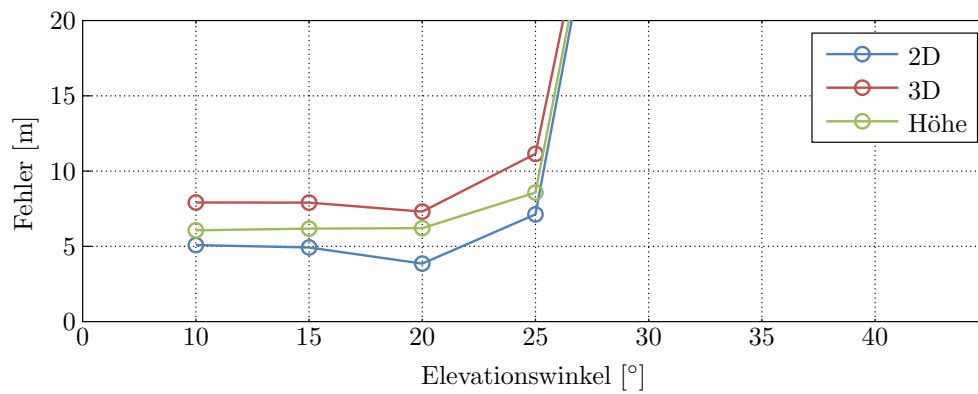


(c) Positionierung mit GPS und GLONASS

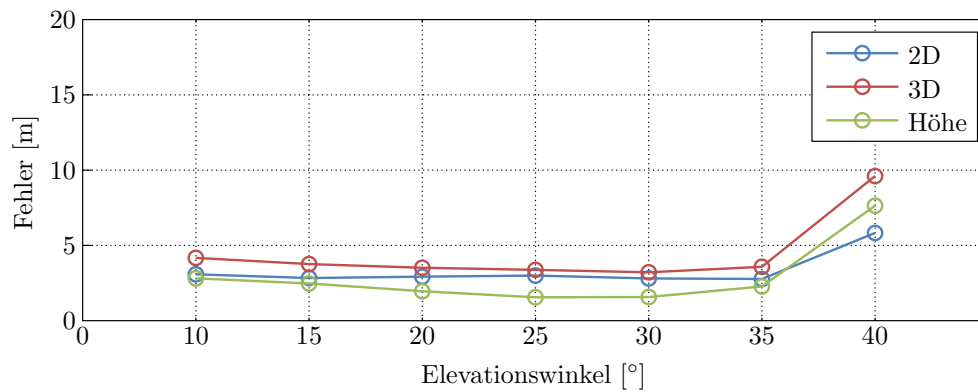
**Abbildung 6.11:** Darstellung des RMSE (in m) – 2D (blau), 3D (rot), Höhe (grün) – für das Messzenario C und die Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle mit einheitlicher Skalierung der y-Achse für die unterschiedlichen Elevationswinkel.



(a) Positionierung mit GPS



(b) Positionierung mit GLONASS



(c) Positionierung mit GPS und GLONASS

**Abbildung 6.12:** Darstellung des RMSE (in m) – 2D (blau), 3D (rot), Höhe (grün) – für das Messszenario A und die Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle mit einheitlicher Skalierung der y-Achse für die unterschiedlichen Elevationswinkel.

### 6.4.3 Integrität

Eine Positionslösung wird mit einer höheren Anzahl von Beobachtungen theoretisch sicherer, jedoch hängt dies auch entscheidend von der Signalqualität empfangener Signale und der Konstellation der Satelliten ab.

In Abbildung 6.13a ist über einen gewissen Zeitabschnitt des Szenarios C der 3D-Positionsfehler mit zugehörigem geschätztem  $3\sigma$  Konfidenzintervall zu sehen. Der Positionsfehler ergibt sich als geometrische Entfernung der berechneten Positionslösung zur Referenztrajektorie. Das Konfidenzintervall  $\sigma$  zu dem Positionsfehler ergibt sich aus der Kovarianzmatrix der berechneten Positionslösung nach:

$$\sigma = \sqrt{\text{Cov}(X_x, X_x) + \text{Cov}(X_y, X_y) + \text{Cov}(X_z, X_z)} \quad (6.9)$$

Cov() ... Kovarianz

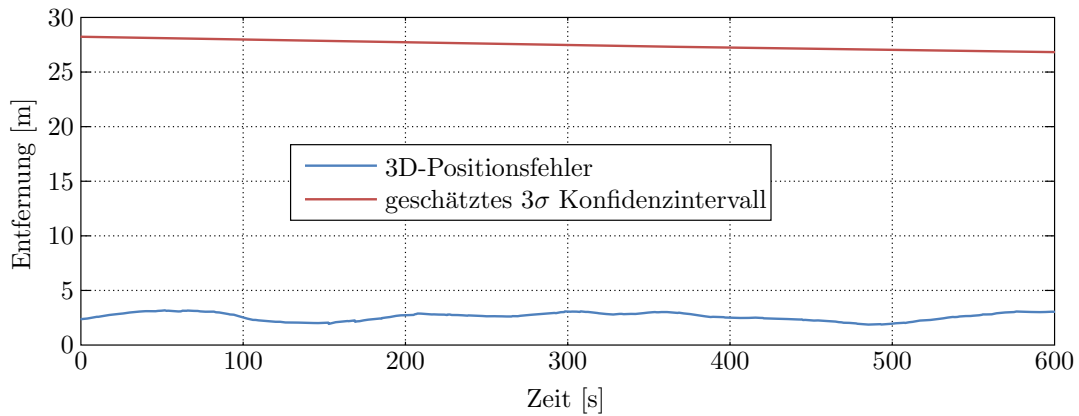
Die Kovarianzmatrix hängt direkt mit den DOP-Werten zusammen und wird von dem Algorithmus zur Positionsberechnung bereitgestellt (siehe Abschnitt 6.2). In Abschnitt 6.2 wurde näher auf die unterschiedlichen Konfidenzintervalle eingegangen. Für die vorliegende Lösung ist der Bereich von  $3\sigma$  interessant, wonach  $\approx 99,7\%$  der Positionsfehler innerhalb des Konfidenzintervall von  $3\sigma$  liegen müssen. Das Konfidenzintervall wird demzufolge auch angemessen groß sein, da nur  $\approx 0,3\%$  aller Positionsfehler außerhalb des Konfidenzintervalls liegen dürfen.

**Messzenario C** Abbildung 6.13a zeigt über den gesamten Bereich ein leicht fallendes Konfidenzintervall. Dieses liegt weit über dem wirklichen Positionsfehler, was an dem großen Intervall von  $3\sigma$  liegt. Der 3D-Positionsfehler von GPS schwankt leicht, aber bleibt weit unter der angegebenen Standardabweichung. Abbildung 6.13b zeigt ebenfalls dasselbe Szenario unter Verwendung von GLONASS. Das geschätzte Konfidenzintervall fällt genauso leicht ab und liegt dazu noch unter dem von GPS. Der 3D-Positionsfehler bleibt bis auf einige Ausschläge innerhalb des Konfidenzintervalls und liegt meist oberhalb des 3D-Positionsfehler von GPS. In Abbildung 6.13c werden beide Systeme zusammen genutzt, was das Konfidenzintervall erheblich absenkt und die Positionslösung somit sicherer ist. Ausreißer beim Konfidenzintervall von GLONASS werden bei der gemeinsamen Positionslösung ebenfalls abgemildert. Der 3D-Positionsfehler liegt zwischen dem von GPS und GLONASS. Große Ausschläge im Diagramm, wie sie bei GLONASS an einigen Stellen auftreten, werden nicht komplett kompensiert, aber um einige Meter abgesenkt. Bei Abbildung 6.13b geht der große Ausschlag bei Sekunde  $x \approx 280$  gering über  $30\text{ m}$ . Die Werte liegen ansonsten relativ stabil, auch weil äußere Einflüsse wie wechselnde Abschattungen in diesem statischen Szenario weitgehend unterblieben sind. Die Anzeige der Einhaltung des  $3\sigma$ -Konfidenzintervalls sowie der RMSE sind in Tabelle 6.6 zusammen aufgeführt.

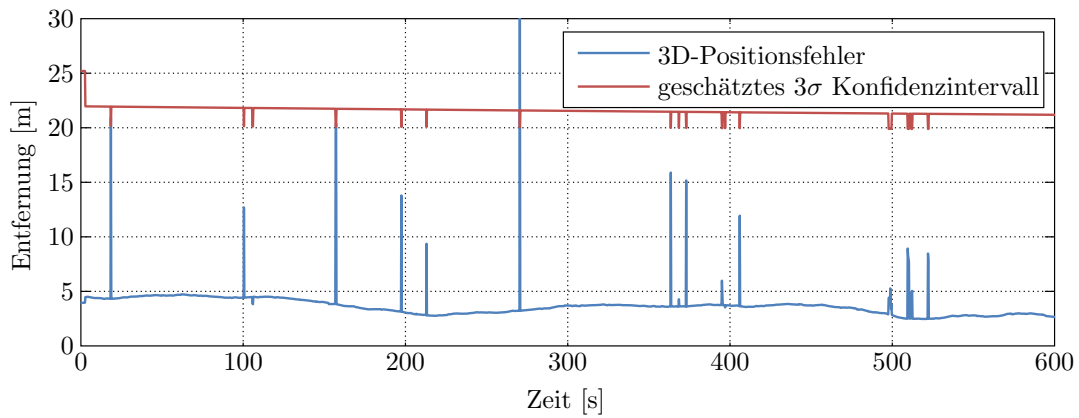
**Messszenario A** Für das dynamische Messszenario A ergeben sich keine solch stabilen Werte. Für die Betrachtung wurde eine kürzere Sequenz betrachtet, um verschiedene Details besser zu erkennen. Abbildung 6.14a zeigt den 3D-Positionsfehler und das geschätzte  $3\sigma$  Konfidenzintervall für GPS. Bis auf zwei kürzere Ausnahmen liegt der 3D-Positionsfehler immer innerhalb des Konfidenzintervalls. Abbildung 6.14b zeigt dieselbe Messsequenz für GLONASS. Sowohl das Konfidenzintervall wie auch der 3D-Positionsfehler haben einige Ausschläge. Die Ausschläge der Konfidenzintervalle außerhalb des sichtbaren Bereiches haben einen Maximalwert von aufgerundet 700 m. Das Konfidenzintervall folgt jedoch dem 3D-Positionsfehler, wodurch keine großen Überschreitungen des Konfidenzintervalls vorliegen. Der betrachtete 3D-Positionsfehler liegt in dem betrachteten Bereich oberhalb dem Wert von GPS. Die gemeinsame Nutzung von GPS und GLONASS zeigt Abbildung 6.14c. Das Konfidenzintervall ist wie beim Szenario C erheblich kleiner und eventuelle Ausschläge werden über die Hälfte abgemildert, manche sogar weit mehr. Beim 3D-Positionsfehler werden Ausschläge der Einzelsysteme ebenfalls bei der gemeinsamen Nutzung wieder abgeschwächt, wodurch die Positionierung im Mittel bei diesem Szenario genauer wird.

**Erkenntnisse** Die Absenkung des Konfidenzintervalls bei der gemeinsamen Lösung bestätigte sich bei beiden Messszenarien. Für das Messszenario B zeigten sich ebenfalls diese Ergebnisse. Im Durchschnitt über die beiden Messabschnitte zeigte sich eine Verbesserung der Standardabweichung bei der Nutzung von beiden Systemen zusammen gegenüber dem besseren Einzelsystem um 40-48 %, was eine erhebliche Verbesserung und einen klaren Vorteil für ein Gesamtsystem bedeutet.

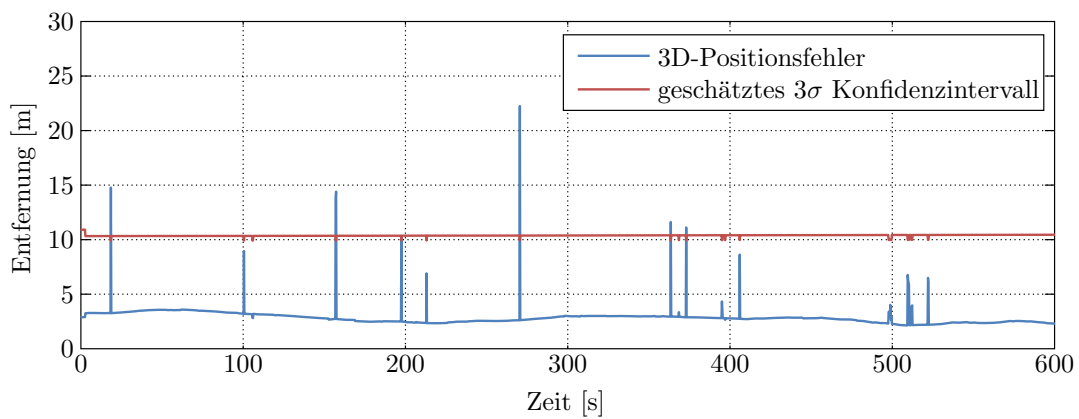
Die Tabellen 6.6 und 6.7 zeigen eine Zusammenfassung der Konfidenzintervalle mit zugehörigem RMSE. Ebenfalls können dazu die Tabellen B.2 und B.3 des Messszenarios B betrachtet werden. Auffallend sind verschiedene Ausreißer bei GLONASS, welche im Kombinationsfall von GPS und GLONASS abgemildert werden können. Tritt die schlechte Konstellation bei höheren Elevationswinkeln auch bei GPS und GLONASS zusammen auf, wird der RMSE ebenfalls sehr groß, ohne dass die Standardabweichung im gleichen Maße angepasst wird.



(a) Positionierung mit GPS

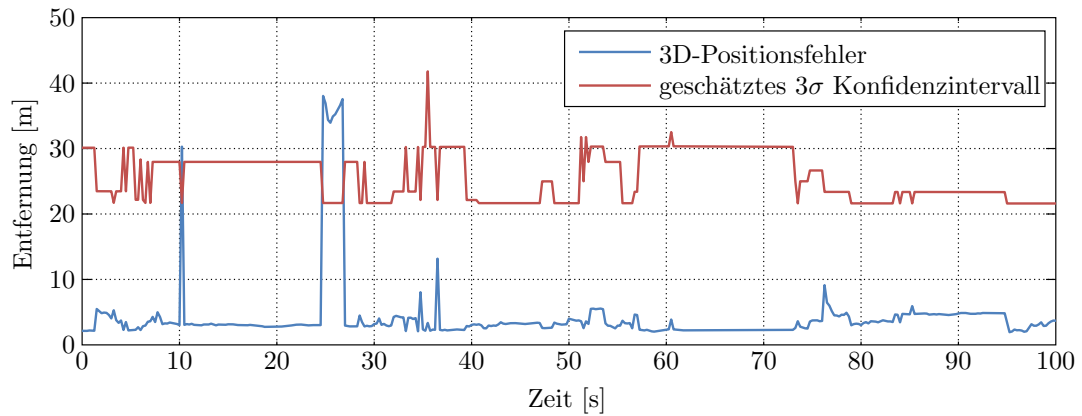


(b) Positionierung mit GLONASS

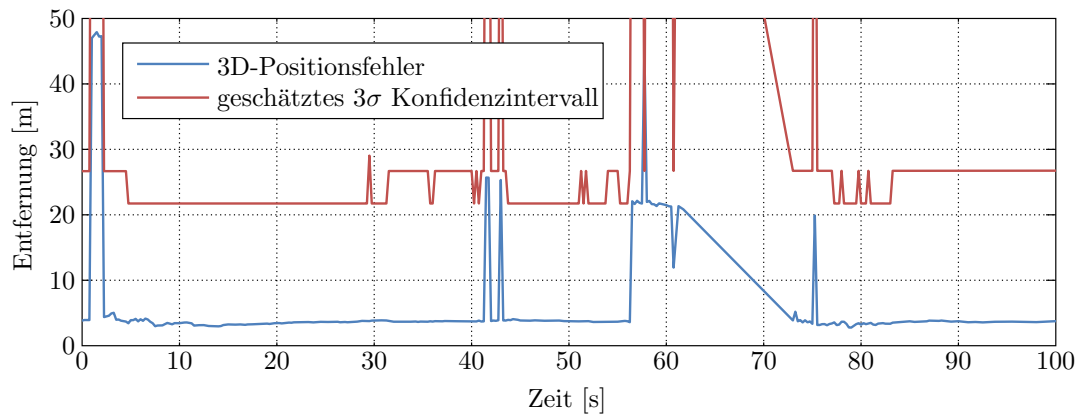


(c) Positionierung mit GPS und GLONASS

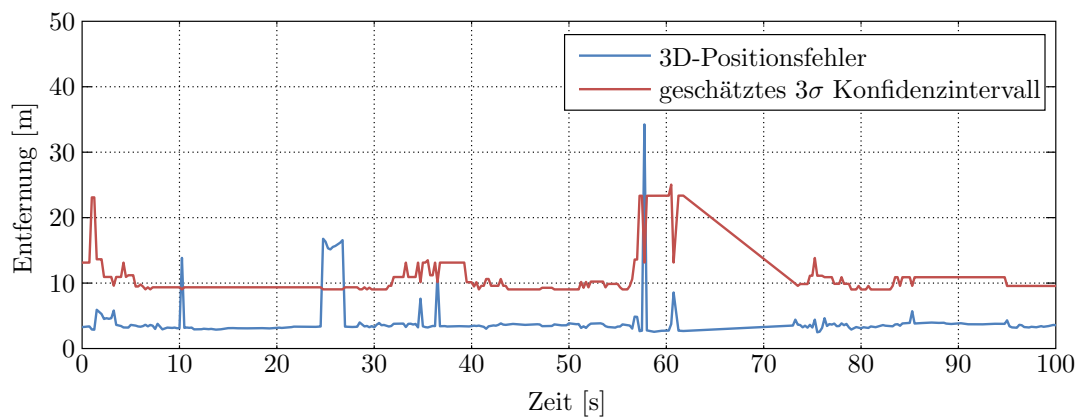
**Abbildung 6.13:** Darstellung des 3D-Positionsfehlers (blau) und des geschätzten  $3\sigma$  Konfidenzintervalls (rot) für einen Ausschnitt aus dem Messzenario C und der Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle mit einem Elevationswinkel von  $15^\circ$ .



(a) Positionierung mit GPS



(b) Positionierung mit GLONASS



(c) Positionierung mit GPS und GLONASS

**Abbildung 6.14:** Darstellung des 3D-Positionsfehlers (blau) und des geschätzten  $3\sigma$  Konfidenzintervalls (rot) für einen Ausschnitt aus dem Messzenario A und der Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle mit einem Elevationswinkel von  $15^\circ$ .



Winkel	GPS		GLO		GPS+GLO			
	$3\sigma$	RMSE	$3\sigma$	RMSE	$1\sigma$	$2\sigma$	$3\sigma$	RMSE
10°	100 %	2.20 m	99.90 %	3.80 m	98.59 %	99.21 %	99.80 %	2.75 m
15°	100 %	2.57 m	99.90 %	3.73 m	93.13 %	99.64 %	99.77 %	2.86 m
20°	100 %	2.57 m	100 %	5.35 m	42.82 %	100 %	100 %	3.78 m
25°	100 %	2.47 m	100 %	4.53 m	48.58 %	100 %	100 %	3.37 m
30°	100 %	2.39 m	100 %	2.31 m	100 %	100 %	100 %	2.36 m
35°	100 %	7.37 m	100 %	2.50 m	98.69 %	100 %	100 %	2.96 m
40°	100 %	9.62 m	—	—	100 %	100 %	100 %	3.86 m
45°	100 %	9.54 m	—	—	100 %	100 %	100 %	5.42 m
50°	100 %	10.08 m	—	—	100 %	100 %	100 %	7.50 m
55°	—	—	—	—	100 %	100 %	100 %	6.22 m
60°	—	—	—	—	100 %	100 %	100 %	5.08 m

**Tabelle 6.6:** Prozentuale Anzeige der Fixe innerhalb des angegebenen Konfidenzintervalls für den 3D-Positionsfehler und des RMSE für das Messszenario C und der Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle. Für GPS und GLONASS wird nur das  $3\sigma$ -Konfidenzintervall angegeben, da das Konfidenzintervall für  $1\sigma$  ( $\approx 68,3\%$ ) und  $2\sigma$  ( $\approx 95,4\%$ ) ausreichend eingehalten wird.

Winkel	GPS		GLO		GPS+GLO			
	$3\sigma$	RMSE	$3\sigma$	RMSE	$1\sigma$	$2\sigma$	$3\sigma$	RMSE
10°	98.10 %	5.42 m	99.69 %	7.91 m	36.73 %	95.11 %	97.44 %	4.17 m
15°	99.47 %	4.15 m	99.69 %	7.90 m	37.57 %	98.32 %	99.07 %	3.76 m
20°	100 %	3.67 m	99.69 %	7.31 m	53.00 %	98.77 %	99.43 %	3.52 m
25°	100 %	4.09 m	99.73 %	11.15 m	87.13 %	98.81 %	99.47 %	3.37 m
30°	100 %	4.20 m	100 %	1814 m	96.21 %	98.99 %	99.52 %	3.22 m
35°	100 %	3.84 m	100 %	1837 m	94.62 %	98.99 %	99.60 %	3.58 m
40°	—	—	—	—	22.64 %	81.39 %	99.18 %	9.61 m

**Tabelle 6.7:** Prozentuale Anzeige der Fixe innerhalb des angegebenen Konfidenzintervalls für den 3D-Positionsfehler und des RMSE für das Messszenario A und der Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle. Für GPS und GLONASS wird nur das  $3\sigma$ -Konfidenzintervall angegeben, da das Konfidenzintervall für  $1\sigma$  ( $\approx 68,3\%$ ) und  $2\sigma$  ( $\approx 95,4\%$ ) ausreichend eingehalten wird.

## 6.5 Ausnahmen

Während der Bearbeitung der Aufgabenstellung kam es zu unerwarteten Ereignissen, auf die in diesem Abschnitt kurz eingegangen wird.

### 6.5.1 Zusätzlicher Zeitfehler

Für eine Positionierung mittels Satelliten genügen im Minimum vier Satelliten. Dies funktioniert für GPS wie auch für GLONASS, jedoch werden mit dem verwendeten Empfänger und der Nutzung von beiden Systemen als ein Gesamtsystem mindestens fünf Satelliten zur Positionierung benötigt. Dabei muss mindestens ein Satellit von jedem System enthalten sein. Der Algorithmus im Framework könnte im Minimum selbst bei GPS und GLONASS zusammen mit vier Satelliten eine Position berechnen, wenn der Empfänger für beide Systeme denselben Zeitfehler verwenden würde. Dies ist nicht der Fall, weshalb für beide Systeme unabhängig voneinander jeweils ein Uhrzeitenfehler für den Empfänger geschätzt werden muss und der zusätzliche Uhrzeitenfehler als weitere Unbekannte einen weiteren Satelliten benötigt. Eine Lösung für das Problem wäre ein kontinuierliches Offset zwischen den beiden Uhren der Systeme im Empfänger. Eine weitere Lösung könnte nach [Xu u. a., 2011] die Vorhersage eines Zeitfehlers anhand der letzten Offsets sein. Bei allen drei Szenarien hat sich allerdings kein konstantes Offset zwischen den geschätzten Uhrzeitenfehlern herausgestellt. Daher ist aufgrund des verwendeten Empfängers eine Positionierung mit nur vier Satelliten unter Verwendung von beiden Systemen nicht möglich.

### 6.5.2 Ungünstige Satellitenkonstellation

Bei der Auswertung des Messszenarios A hat sich beim RMSE für GLONASS bei dem Elevationswinkel von  $30^\circ$  ein Ausreißer ergeben (siehe Abbildung 6.12b). Dieser Ausreißer lässt sich (siehe Abbildung 6.10b) nur mit der Satellitenkonstellation von GLONASS erklären. Für die Positionslösung sind bei diesem Elevationswinkel nur vier Satelliten vorhanden, was das Minimum für eine Positionslösung darstellt. Das Problem scheint für einen kurzen Moment bei den Satelliten mit der PRN 45 und 60 zu liegen. Diese kommen sich für einen kurzen Zeitabschnitt von der eigenen Position aus gesehen so nah, dass die Positionslösung sehr stark von der Referenzlösung abweicht. Zur Überprüfung wurden abwechselnd die Satelliten mit der PRN 38 und 59 in die Positionslösung mit einbezogen, wodurch dieser Ausreißer nicht mehr auftritt. Für die Validierung der Satellitenbahnen wurde auf das Programm *Trimble Mission Planner* zurückgegriffen. Mit diesem Programm lassen sich verschiedene Parameter, wie im benötigten Fall die Satellitenbahnen, mit Hilfe von Almanach-Daten für unterschiedliche Satellitensysteme anzeigen. Auch wenn

Parameter	Wert
Geogr. Breite	51.21° N
Geogr. Länge	13.32° O
Höhe	361 m
Mindestelevation	10°
Datum	11.11.2011
Startzeit	15:00 Uhr
Dauer	1 h
Intervall	1 min

**Tabelle 6.8:** Einstellungen für das Programm *Trimble Mission Planner* zur Nachstellung der Satellitenkonstellation des Messszenarios A.

die Satellitenbahnen wegen der Almanach-Daten unpräziser sind, so reichen sie für eine Überprüfung der Satellitenkonstellation im vorliegenden Fall aus. Die Abbildung C.1 im Anhang wurde mit den für die Woche beinhalteten Messtag gültigen Almanach-Daten und den Einstellungen in Tabelle 6.8 erstellt.

Durch die statische Position und die längere Dauer der Simulation können die Bahndaten leicht voneinander abweichen. In Abbildung C.1 ist die Konstellation wie in Abbildung 6.10b wieder zu erkennen. Mit dem Programm lassen sich auch der schlechte DOP-Wert bei der Konstellation der vier Satelliten (PRN 44, 45, 60, 61) bestätigen. Bei Messszenario B ist das Phänomen der sich sehr nahe kommenden GLONASS-Satelliten – von der Position des Empfängers aus gesehen – wie bei Messszenario A wieder zu finden (Abbildung B.6). Der RMSE wird ab einem Elevationswinkel von 30° sehr groß (siehe Abbildung B.3), was sich ebenfalls in einer ungünstigen Konstellation und infolge dessen eines sehr schlechten DOP-Wertes widerspiegelt.

### 6.5.3 Gültigkeit GLONASS-Ephemeriden

Die Ephemeriden der GLONASS-Satelliten haben eine bestimmte Gültigkeitsdauer. Im Durchschnitt beträgt diese  $\pm 15$  Minuten vom Startzeitpunkt der Gültigkeit des jeweiligen Ephemeride. Damit wird gewährleistet, dass immer ein Ephemeride eines Satelliten zur Verfügung steht, sich aber die Gültigkeitsgrenzen der Ephemeriden nicht überschneiden. Bei einem der drei Szenarien hat sich der Fall ergeben, dass die untere Grenze der Gültigkeit für alle in dem Moment verfügbaren GLONASS-Satelliten um etwa fünf Sekunden verschoben war. Dadurch ließ sich für diesen Moment keine Positionslösung berechnen, obwohl gültige Ephemeriden vorhanden waren. Da das Problem alle Ephemeriden von GLONASS zu diesem Zeitpunkt betroffen hat und nur in einem Szenario aufgetreten ist, wurde es nicht weiter untersucht. Bei den Ephemeriden von GPS ist solch ein Sprung bei den

Gültigkeitsgrenzen nicht aufgetreten. Als Ursache für diesen Fehler wird der Empfänger vermutet. Als Lösung wurden die Gültigkeitsgrenzen der Ephemeriden um 1 % verlängert, wodurch der Fehler nicht mehr auftrat.

### 6.5.4 Serielle Verbindung

Die verschiedenen Nachrichten wurden vom Empfänger über eine serielle Verbindung empfangen. Unabhängig von der Kapazität der Verbindung wurde von Anfang an bedacht, die zu übertragenden Daten möglichst gering zu halten – um die Datengröße der Messdaten gering zu halten, oder um der geringen Bandbreite und der verschiedenen Anzahl und Frequenz zum Erhalt der Nachrichten gerecht zu werden. Aus diesem Grund werden bevorzugt Rohdaten und die Nachrichten des Empfängers in Binärform verwendet. In Abhängigkeit von der eingestellten Frequenz zum Empfang der Nachrichten und der Menge an verschiedenen Nachrichten ist es vorgekommen, dass die Kapazität der seriellen Leitung nicht ausgereicht hat und darauf keine *gültigen* Daten mehr empfangbar waren. Eine kurzzeitige Überschreitung der Leitungskapazität äußerte sich demnach mit einem kompletten Verlust der nachfolgenden Daten. Dieses Problem tritt nur sporadisch auf. Die aktuell verwendete Lösung sieht ein Reset per Software des Empfängers vor, sobald die Synchronisation zwischen dem Empfänger und dem Rechner über einen kurzen Zeitabschnitt nicht mehr funktioniert. Diese Lösung hat sich bisher bewährt, jedoch sollte bei einer Erweiterung um andere Satellitensysteme oder höhere Empfangsfrequenzen der Nachrichten auf eine andere Schnittstelle umgestellt werden.

## 7 Zusammenfassung

Die unterschiedlichen Gegebenheiten zwischen einem ruralen und einem urbanen Gebiet waren bei der Betrachtung der unterschiedlichen Eigenschaften zur Bewertung eines Satellitennavigationssystems ausschlaggebend.

Die auffälligsten Unterschiede zwischen beiden sind zum einen die Einschränkung des sichtbaren Bereiches und dadurch die mögliche Beschränkung der verfügbaren Satelliten. Zum anderen treten im urbanen Gebiet vermehrt signalbeeinflussende Faktoren wie Mehrwegeempfang in Erscheinung, welche im ruralen Gebiet wesentlich seltener auftreten. Die zu betrachtenden und bewertenden Eigenschaften umfassten die Verfügbarkeit, die Genauigkeit und die Integrität für die Nutzung von GPS und GLONASS als ein gemeinsames Satellitennavigationssystem. Für die Verfügbarkeit des Systems zeigte sich unter urbanen Bedingungen in der kompletten Bandbreite der betrachteten Elevationswinkel eine Verbesserung. Es waren teilweise mehr Positionslösungen und bei höheren Elevationswinkeln länger Positionslösungen möglich, bei der die Einzelsysteme weniger oder gar keine Positionslösungen mehr berechnen konnten. Damit war durch die Vergrößerung der Satellitenanzahl mit der Zusammenlegung beider Systeme zu einem Gesamtsystem zu rechnen.

Für ein Satellitennavigationssystem ist neben der Verfügbarkeit die Genauigkeit und die technische Integrität von entscheidender Bedeutung. Für unterschiedliche Anwendungszwecke werden bestimmte Genauigkeiten und eben auch die Einhaltung dieser vorausgesetzt (als ein Beispiel siehe *Anforderungen beim Landeanflug* in [Bauer und Wanninger, 2003, 151]). Eine potentielle Verbesserung bei der gemeinsamen Nutzung beider Systeme kann dabei nur relativ zu den beiden Einzelsystemen innerhalb des Frameworks betrachtet werden. Durch verschiedene Zusatzdienste und eigene Entwicklungen der Hersteller von Empfängern (siehe [NovAtel Inc., 2000]) erfüllen die Genauigkeiten inklusive der technischen Integrität sicherlich die Anforderungen der meisten täglichen Anwendungsfälle. Diese Zusatzdienste sowie solche Empfänger haben jedoch ihren Preis und werden sich für viele Nutzer nicht rechtfertigen, welche auch mit geringeren Anforderungen auskommen. Für die betrachteten Szenarien hat sich mit ein paar Ausnahmen für GPS ein kleinerer RMSE als bei GLONASS ergeben (siehe Tabelle 6.6 und 6.7).

Bei der gemeinsamen Nutzung beider Systeme lag der RMSE jeweils leicht unter oder über dem RMSE der beiden Einzelsysteme. Unter gewissen Voraussetzungen, welche nicht weiter untersucht wurden, ergibt sich eine Genauigkeitsverbesserung. In Abhängigkeit der Satellitenkonstellation der Einzelsysteme ist es bei der kombinierten Nutzung möglich, schlechtere Konstellationen und damit folglich schlechtere Genauigkeiten auszugleichen. Im Messszenario B – die Ergebnisse befinden sich ohne Kommentierung im Anhang B – zeigen die Daten den Einfluss einer schlechten Konstellation auf den RMSE für die gemeinsame Nutzung beider Systeme. Aus diesem Grund lässt sich keine allgemeine Aussage über eine Verbesserung unter Verwendung von zwei Systemen gegenüber einem System tätigen.

Die technische Integrität wurde für zwei Abschnitte der beiden Messszenarien A und C betrachtet. In beiden betrachteten Abschnitten konnte neben der Abschwächung von Ausreißern für den 3D-Positionsfehler bei den Einzelsystemen auch eine Verkleinerung der Standardabweichung innerhalb der Positionslösung des Frameworks beobachtet werden. Die Lösung ist sich demnach für den betrachteten Elevationswinkel mit beiden Systemen sicherer als mit nur einem System. Bei größeren Elevationswinkeln hängt die Verbesserung wie bei der Genauigkeit von der Konstellation der Satelliten ab. Die geschätzte Standardabweichung verbesserte sich in den betrachteten Abschnitten, unter der Verwendung von beiden Systemen gegenüber dem besten Einzelsystem, im Durchschnitt um 40-48 %. Beim Messszenario B haben sich diese Ergebnisse unter dem gleichen Elevationswinkel wie bei den beiden betrachteten Messabschnitten ebenfalls bestätigt.

An der Professur für Nachrichtentechnik der TU Chemnitz gab es nur einen Empfänger aus dem oberen Preissegment, der den Empfang beider Systeme unterstützt. Zusätzlich wurde eine Choken-Ring-Antenne (siehe Abschnitt 6.1.3) verwendet, die ebenfalls für den normalen Gebrauch zu groß und zu kostenintensiv ist. Diese Kombination der Messmittel bringt alleine schon eine Verbesserung für den Empfang der Signale, wodurch die Ergebnisse nicht ohne weiteres auf Empfänger aus dem unteren Preissegment (low cost receiver) übertragen werden können. Es wäre zu prüfen, ob sich die Ergebnisse auch bei kostengünstigerer Hardware bestätigen.

Unter dem Gesichtspunkt des urbanen Gebietes wurde der Elevationswinkel für alle Szenarien künstlich vergrößert, um damit die Einschränkung des sichtbaren Bereiches zu den Satelliten zu simulieren. Je größer der Elevationswinkel, desto geringer wird die Anzahl an verfügbaren Satelliten. Dadurch ergeben sich durch ungünstige Konstellationen der Satelliten der Einzelsysteme größere Positionsfehler, welche bei gemeinsamer Nutzung ausgeglichen werden können. Diese Verbesserung funktioniert aber nicht unbegrenzt und nicht in jedem Fall, da ab einem bestimmten Elevationswinkel der DOP-Wert sukzessive ansteigen wird. Somit wird auch eine Vergrößerung der Satellitenanzahl des Gesamtsystems durch einbeziehen weiterer Satellitensysteme wie Galileo oder Compass nicht automatisch

eine Verbesserung bei größeren Elevationswinkeln bringen. Dadurch bleibt bei entsprechenden räumlichen Gegebenheiten kaum eine Wahl, als die Ortung und Navigation durch andere, dem einschränkenden Elevationswinkel unempfindlichere, Sensoren zu unterstützen.

## 7.1 Zusätzliche Erkenntnisse

Neben den aufgezeigten Ergebnissen wurden auch andere Erkenntnisse gewonnen, welche bisher nicht erwähnt sowie nicht weiter untersucht worden. Diese Erkenntnisse sollen trotzdem beschrieben werden, müssten aber weitere Untersuchungen nach sich ziehen. Die Tabellen 6.3 und 6.4 zeigen die untersuchten Kombinationsmöglichkeiten für die einzelnen Messszenarien. Für jedes Messszenario (A-C) wurden die drei Fehlerkorrekturkombination untersucht. Eine Zusammenfassung der Ergebnisse über alle drei Messszenarien und alle Fehlerkorrekturkombinationen erbrachte folgendes:

- Die Anzahl der möglichen Positionslösungen bei Variante 1 und 2 der Fehlerkorrekturmodelle waren gleich groß. Bei Variante 3 der Fehlerkorrekturmodelle mit zwei Frequenzen war die Anzahl teilweise gleich groß, aber öfters lag sie um 1-2%, als Spitzenwert sogar 10% darunter. Bei dem statischen Messszenario gab es weniger Einbußen als bei den dynamischen Messszenarien. Bei Variante 3 der Fehlerkorrekturmodelle können Positionslösungen nur berechnet werden, wenn zwei Frequenzen (L1 und L2) zur Verfügung stehen. Die beiden Frequenzen scheinen nicht in jedem Fall immer gleichzeitig zur Verfügung zu stehen, was vermutlich mit an den räumlichen Gegebenheiten im urbanen Gebiet liegen wird.
- Bei allen drei Messszenarien ergab sich für GPS ab einem Elevationswinkel von  $20^\circ$ , für GLONASS sowie für GPS und GLONASS ab einem Elevationswinkel von  $30^\circ$  ein kleinerer RMSE für Variante 1 als für Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle.
- Eine Verbesserung des RMSE von Variante 3 gegenüber Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle war nur bei GPS im Messszenario C bis zu einem Elevationswinkel von  $30^\circ$  zu sehen.

Zu beachten ist sicherlich, dass der RMSE betrachtet wurde und dadurch Ausreißer einen größeren Einfluss haben, als beim Median. Dies sollte bei einer weitergehenden Untersuchung im Hinblick auf eine Verzerrung durch Ausreißer beachtet werden.

## 8 Abschlussbemerkung und Ausblick

Die Anzahl der *Signal in Space* wird nach [Dodel und Häupler, 2010, 171 - 172] durch die Entwicklung und den Ausbau von Satellitensystemen (siehe Tabelle 3.6) weiterhin zunehmen. Dadurch ergeben sich weitere Möglichkeiten der Zusammenlegung von Satellitensystem zu einem Gesamtsystem. Eine größere Auswahl an verfügbaren Satelliten bietet gleichzeitig mehr Möglichkeiten für den Ausschluss von für die Positionslösung ungünstigen Satelliten. Dies kann besonders für Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) genutzt werden [Mansfeld, 2010, 306 - 308].

**Mehrwegeempfang** Mehrwege-Effekte haben einen negativen Einfluss auf die Signalqualität der elektromagnetischen Wellen und der mit ihnen bestimmten Pseudoentfernung (siehe Abschnitt 2.3.4). Hierfür gibt es verschiedene Ansätze zur Erkennung von Mehrwege-Effekten (zum Beispiel [Obst u. a., 2012] oder [Sünderhauf u. a., 2012]). Eine Lösung arbeitet mit der Detektion des direkten Signalpfades. Wenn beim Empfang eines Signals von einem Satelliten eine positive Erkennung eines Objektes entlang des Signalpfades erkannt wird, dann wurde das Signal indirekt empfangen und es liegt ein Mehrwegeempfang vor. Für die Erkennung werden genaue Höhenangaben benötigt. Bei einem Satellitensystem alleine schwanken die Höhenangaben und bieten nicht immer die benötigte Genauigkeit. Hier könnte untersucht werden, ob und unter welchen Voraussetzungen eine Genauigkeitsverbesserung erreicht werden kann.

**Empfänger** Mit dem verwendeten NovAtel-Empfänger werden für eine Positionslösung mit GPS und GLONASS mindestens fünf Satelliten benötigt. Bei der Erweiterung auf noch mehr Satellitensysteme könnte bei gleicher Verfahrensweise pro Satellitensystem ein zusätzlicher Satellit notwendig werden. Gewünscht ist eine Positionslösung bereits mit vier Satelliten, unabhängig wie viele Satellitensysteme verwendet werden. Es gibt verschiedene Empfänger (wenn auch teilweise im höheren Preissegment) – Septentrio<sup>1</sup>, JAVAD<sup>2</sup>, u-blox<sup>3</sup>, Fastrax<sup>4</sup> – mit der Unterstützung von mehreren Satellitensystemen.

---

<sup>1</sup><http://www.septentrio.com/>

<sup>2</sup><http://www.javad.com/>

<sup>3</sup><http://www.u-blox.com/>

<sup>4</sup><http://www.fastraxgps.com/>



---

Dabei wäre es interessant zu wissen, ob bei allen Empfängern solch eine Einschränkung bezüglich unterschiedlicher Uhren für die jeweiligen Satellitensysteme besteht.

**Fehlerkorrekturmodelle** In Abschnitt 7.1 wurden Erkenntnisse aus dem Vergleich der verschiedenen Kombinationen der Fehlerkorrekturmodelle aufgeführt. Erwartet wurde eine Verbesserung der Positionslösung unter Einbeziehung der Korrektur des Ionosphärenfehlers mit Hilfe von zwei Frequenzen (L1 und L2). Als größter Fehlerfaktor bei der Entfernungsbestimmung sollte nach der Eliminierung des Ionosphärenfehlers eine Positionsverbesserung gegenüber den anderen Korrekturen auftreten. Dies zeigte sich aber dauerhaft in keinem Messszenario. Es wäre zu überprüfen, ob dies durch lokale Umstände möglich ist oder Unstimmigkeiten bei der Positionsbestimmung vorliegen.

**Sichtbereich** In der vorliegenden Arbeit wurde der Elevationswinkel im Postprocessing künstlich für die Winkel von  $10^\circ$  bis  $60^\circ$  variiert. Dabei wurde bisher außer Acht gelassen, unter welchen Konstellationen noch akzeptable Positionslösungen möglich sind. Dies könnte unter Einbeziehung weiterer Satellitensysteme und auch größeren Elevationswinkeln (siehe Abbildung 6.7) vor allem im urbanen Gebiet mit eingeschränkten Sichtbereichen interessant sein. Die Einschränkung des Sichtbereiches geschah symmetrisch, wohingegen in einem urbanen Gebiet die Einschränkungen sehr unsymmetrisch vorkommen. Dies wäre bei einer weiteren Betrachtung genauer zu untersuchen.

Als Resümee zum Ende der Arbeit lässt sich sagen, dass die Verwendung von zwei Satellitensystemen zu einem Gesamtsystem grundsätzlich eine Verbesserung für die Positionierung gegenüber nur einem Satellitensystem mit sich bringt. Das Gesamtsystem wird dadurch robuster und unter dem Gesichtspunkt des urbanen Gebietes länger nutzbar. Neben diesen grundsätzlichen Aussagen hängt eine Verbesserung aber nicht nur von der verfügbaren Satellitenanzahl ab, weshalb weitere Einflüsse für die jeweilige Positionslösung beachtet werden müssen.

# A Unscented Kalman-Filter für Referenztrajektorie

Im Framework war die Unterstützung für verschiedene Bayes-Filter bereits vorhanden, weshalb in der konkreten Implementierung ein Unscented Kalman-Filter (UKF) [Julier und Uhlmann, 2004] zum Glätten und Stabilisieren der Referenzlösung verwendet wurde. Der UKF ist eine Weiterentwicklung des Kalman-Filter [van der Merwe, 2004] und für nichtlineare Probleme besser geeignet. Mittels des UKF wird ein erweitertes *Constant Turn Rate and Velocity-Bewegungsmodell*-Bewegungsmodell (CTRV) implementiert. Dieses ist ein Standardbewegungsmodell mit konstanter Drehrate  $\omega$ , konstanter Geschwindigkeit  $v$  und konstanter Höhe  $z$ . Die Position wird zweidimensional mit  $x$  und  $y$  angegeben. Für eine bestimmte Richtung wird der Winkel  $\vartheta$  verwendet. Damit ergibt sich der Zustandsraum für das Bewegungsmodell zu:

$$\vec{x} = (x \quad y \quad z \quad \vartheta \quad v \quad \omega)^T \quad (\text{A.1})$$

Für den vorliegenden Fall wird nur die Position ( $x$  und  $y$ ) benötigt. Da der Zustandsraum Zur Initialisierung des UKF ( $\vec{x}_0$ ) wird die erste Positionslösung der Nachricht *Bestpos* verwendet. Für einen nächsten Zeitschritt ( $k + 1$ ) ergibt sich der Zustandsraum nach:

$$\vec{x}_{k+1} = \vec{x}_k + \begin{pmatrix} \frac{v}{\omega} [\sin(\vartheta_k + \omega T_k) - \sin(\vartheta_k)] \\ \frac{v}{\omega} [\cos(\vartheta_k) - \cos(\vartheta_k + \omega T_k)] \\ 0 \\ \omega T_k \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (\text{A.2})$$

$T_k$  ... Zeit zwischen  $k$  und  $k+1$

Die Koordinaten  $x$  und  $y$  werden als 2D-UTM-Koordinaten verstanden, worauf wiederum beim Update des Filters und beim Vergleich mit der eigenen Lösung geachtet werden muss. Die Drehrate  $\omega$  und die Geschwindigkeit  $v$  werden durch das Prozessrauschen geschätzt. Die Höhe  $z$  ergibt sich aus dem letzten Update (sie wird nicht prädiziert).

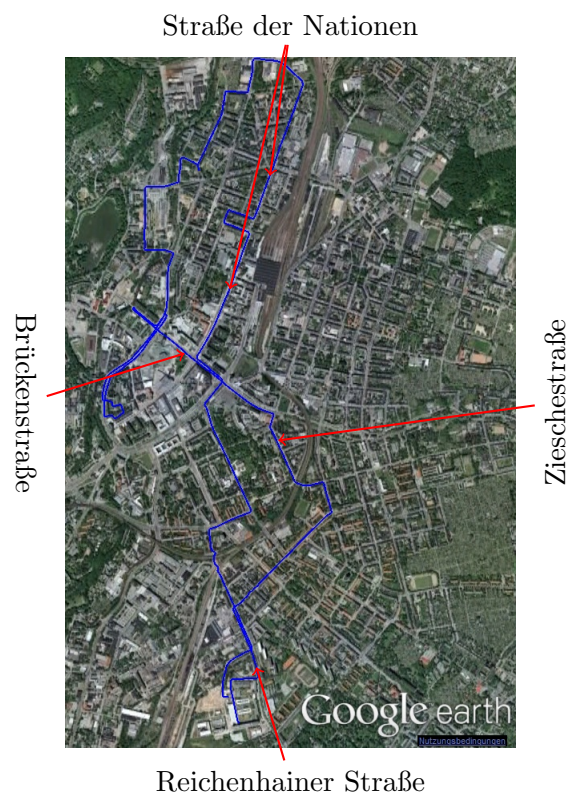
Parameter	Beschreibung	Wert
$\sigma_v$	Standardabweichung des Prozessrauschens der Geschwindigkeit	5,0 m/s
$\sigma_\omega$	Standardabweichung des Prozessrauschens der Drehrate	0,75 rad/s
$\alpha$	Skalierungsparameter Alpha	0,001
$\beta$	Skalierungsparameter Beta	2
$\kappa$	Skalierungsparameter Kappa	0

**Tabelle A.1:** Angabe der verwendeten UKF-Parameter, die zur Bestimmung der Referenztrajektorie benötigt werden

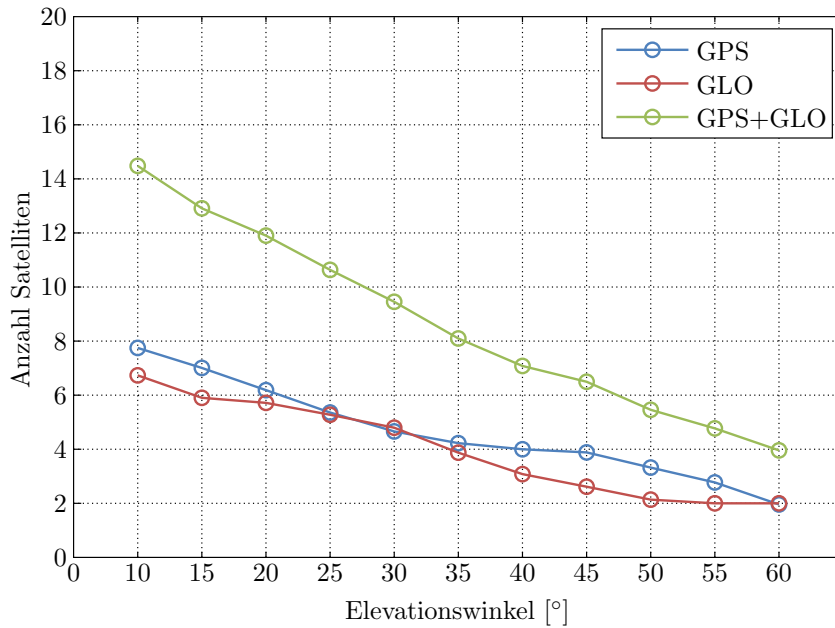
Andere Bewegungsmodelle wären ebenfalls möglich und korrekt [Schubert u. a., 2011], jedoch ist dieses Modell für den vorliegenden Fall hinreichend genau.

Der UKF verwendet die *Bestpos*, um die Zustandsschätzung zu aktualisieren (Update). Für einen Vergleich der eigenen Positionslösung mit der Referenztrajektorie prädiziert der UKF für denselben Zeitstempel wie die Pseudoentfernungen, mit denen eine Lösung berechnet wurde, eine Positionslösung (Predict). Dadurch basieren die berechnete Position und die Referenzposition auf derselben Zeit. Durch die Umsetzung des UKF als *Loosely Coupled System* kann ein Update nur mit einer Positionslösung (Nachricht *Bestpos*) erfolgen, einzelne Pseudoentfernungen wie bei einem *Tightly Coupled System* reichen dafür nicht aus [Wendel, 2011, 190 - 191].

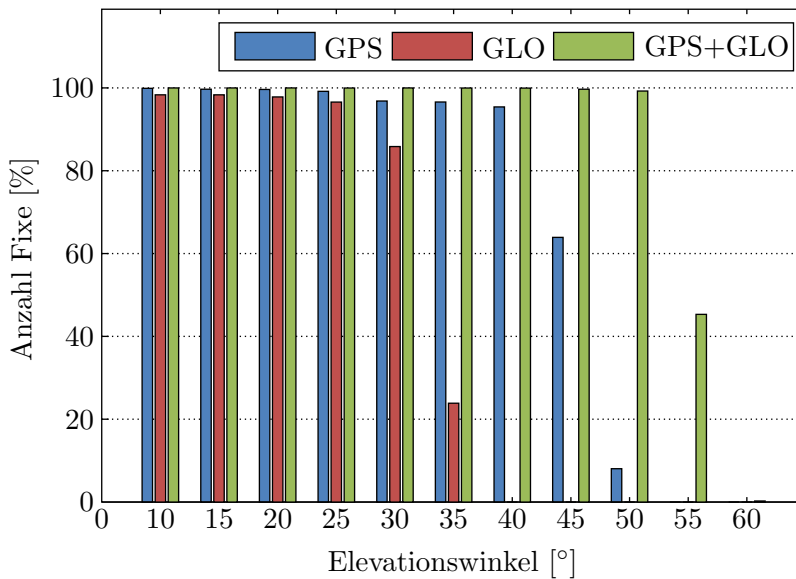
## B Ergebnisse Messszenario B



**Abbildung B.1:** Wegdarstellung (blaue Linie) des Messszenario B mit markanten Punkten in Google Earth



**Abbildung B.2:** Anzeige der mittleren Anzahl verfügbarer Satelliten für GPS (blau), GLO-NASS (rot) und GPS mit GLONASS zusammen (grün) pro Elevationswinkel für das Messszenario B der Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle.



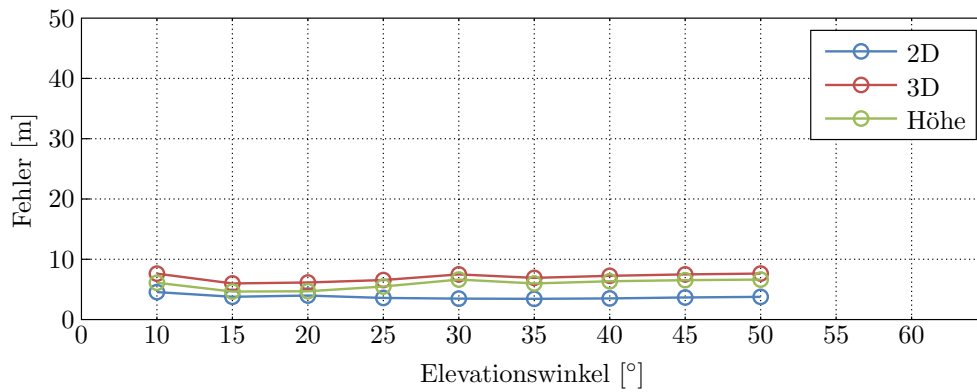
**Abbildung B.3:** Auflistung der prozentualen Anzahl möglicher Positionslösungen (Fixe) für GPS (blau), GLONASS (rot) und für GPS und GLONASS zusammen (grün) für das Messszenario B bei den entsprechenden Elevationswinkeln und der Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle. Es werden nur Angaben vor dem Komma angegeben, Nachkommastellen bleiben unberücksichtigt.

Winkel	GPS	GLO	GPS+GLO
10°	100 %	98 %	100 %
15°	100 %	98 %	100 %
20°	100 %	98 %	100 %
25°	99 %	97 %	100 %
30°	97 %	86 %	100 %
35°	97 %	24 %	100 %
40°	95 %	—	100 %
45°	64 %	—	100 %
50°	8 %	—	99 %
55°	—	—	45 %
60°	—	—	<1 %

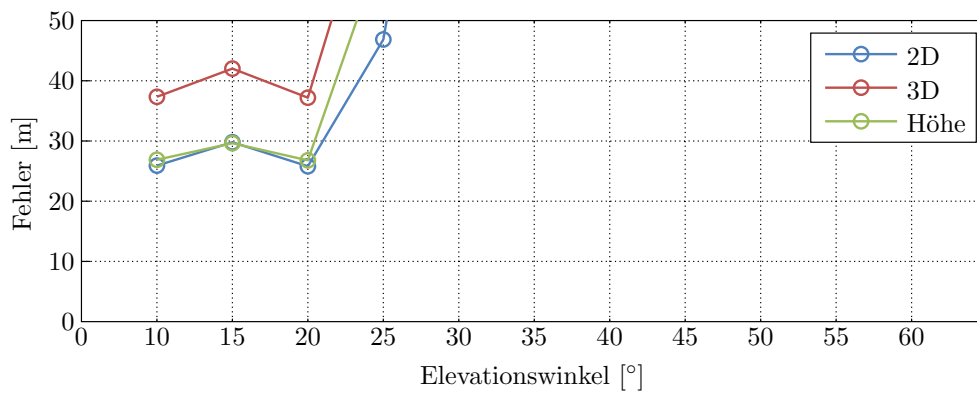
**Tabelle B.1:** Auflistung der prozentualen Anzahl möglicher Positionslösungen (Fixe) – Absolutfixe = 8018 – für GPS (blau), für GLONASS (rot) und für GPS und GLONASS zusammen (grün) für das Messszenario B und der Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle bei den entsprechenden Elevationswinkeln. Es werden nur Angaben vor dem Komma angegeben, Nachkommastellen bleiben unberücksichtigt. Zur grafischen Veranschaulichung der Daten in der Tabelle wird auf Abbildung B.3 verwiesen, jedoch lassen sich die Unterschiede der Zahlenwerte in der Tabelle genauer erkennen.

Winkel	GPS			GLO			GPS+GLO		
	1 $\sigma$	2 $\sigma$	3 $\sigma$	1 $\sigma$	2 $\sigma$	3 $\sigma$	1 $\sigma$	2 $\sigma$	3 $\sigma$
10°	93.06 %	95.33 %	97.29 %	5.89 %	59.09 %	95.60 %	1.27 %	13.87 %	82.50 %
15°	95.91 %	97.26 %	97.47 %	5.44 %	60.05 %	97.96 %	1.51 %	7.73 %	82.30 %
20°	96.11 %	97.78 %	98.03 %	5.67 %	52.94 %	97.97 %	1.48 %	6.41 %	78.94 %
25°	97.02 %	97.95 %	98.86 %	9.35 %	35.45 %	98.22 %	1.92 %	7.32 %	51.86 %
30°	97.77 %	97.95 %	98.85 %	12.67 %	31.87 %	98.27 %	5.56 %	9.48 %	44.38 %
35°	99.99 %	100 %	100 %	48.14 %	99.95 %	99.95 %	18.56 %	35.55 %	76.65 %
40°	100 %	100 %	100 %	—	—	—	2.25 %	50.59 %	61.03 %
45°	100 %	100 %	100 %	—	—	—	5.49 %	73.66 %	87.59 %
50°	100 %	100 %	100 %	—	—	—	10.74 %	60.86 %	76.00 %
55°	—	—	—	—	—	—	14.67 %	30.75 %	30.83 %
60°	—	—	—	—	—	—	—	—	—

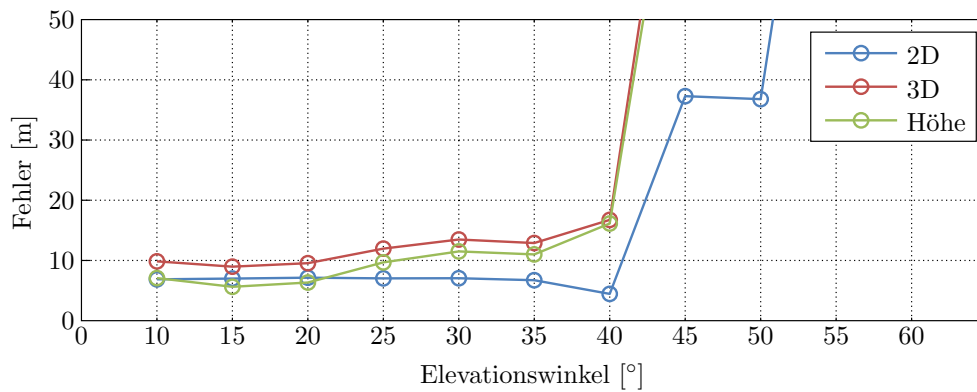
**Tabelle B.2:** Prozentuale Anzeige der Fixe innerhalb des angegebenen Konfidenzintervalls für den 3D-Positionsfehler für das Messszenario B und der Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle



(a) Positionierung mit GPS

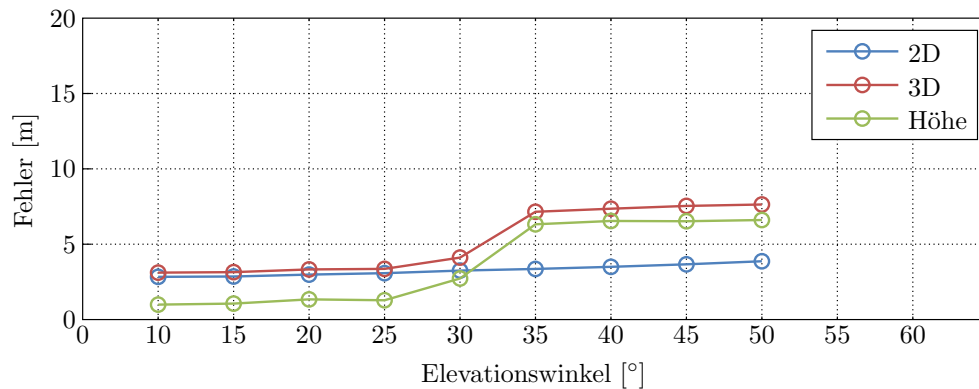


(b) Positionierung mit GLONASS

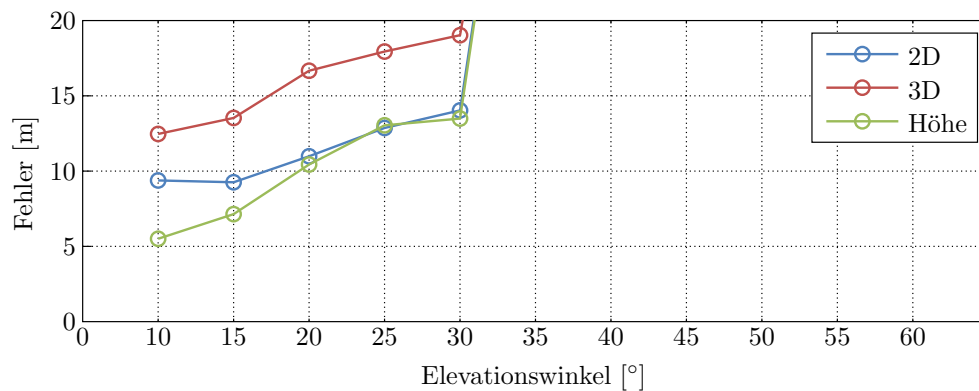


(c) Positionierung mit GPS und GLONASS

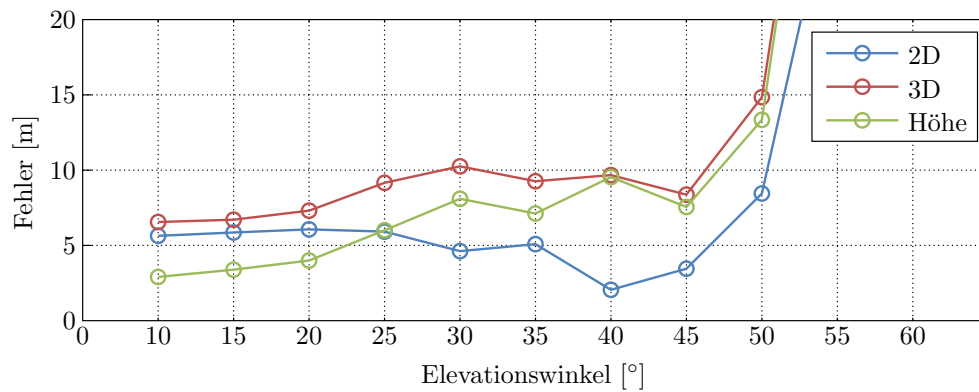
**Abbildung B.4:** Darstellung des RMSE (in m) – 2D (blau), 3D (rot), Höhe (grün) – für das Messzenario B und die Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle mit einheitlicher Skalierung der y-Achse für die unterschiedlichen Elevationswinkel.



(a) Positionierung mit GPS



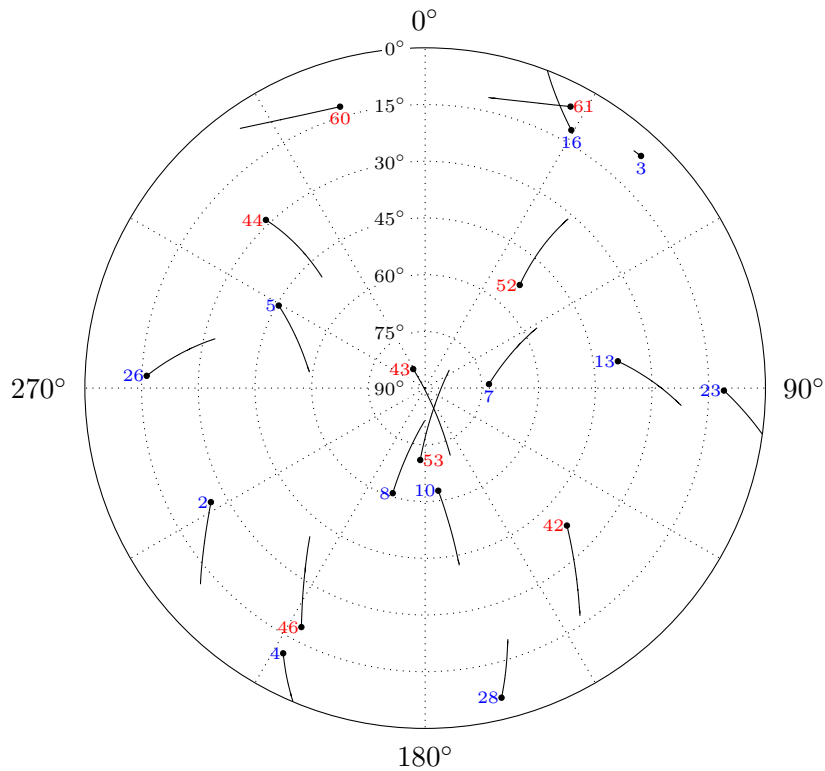
(b) Positionierung mit GLONASS



(c) Positionierung mit GPS und GLONASS

**Abbildung B.5:** Darstellung des Median (in m) – 2D (blau), 3D (rot), Höhe (grün) – für das Messszenario B und die Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle mit einheitlicher Skalierung der y-Achse für die unterschiedlichen Elevationswinkel.





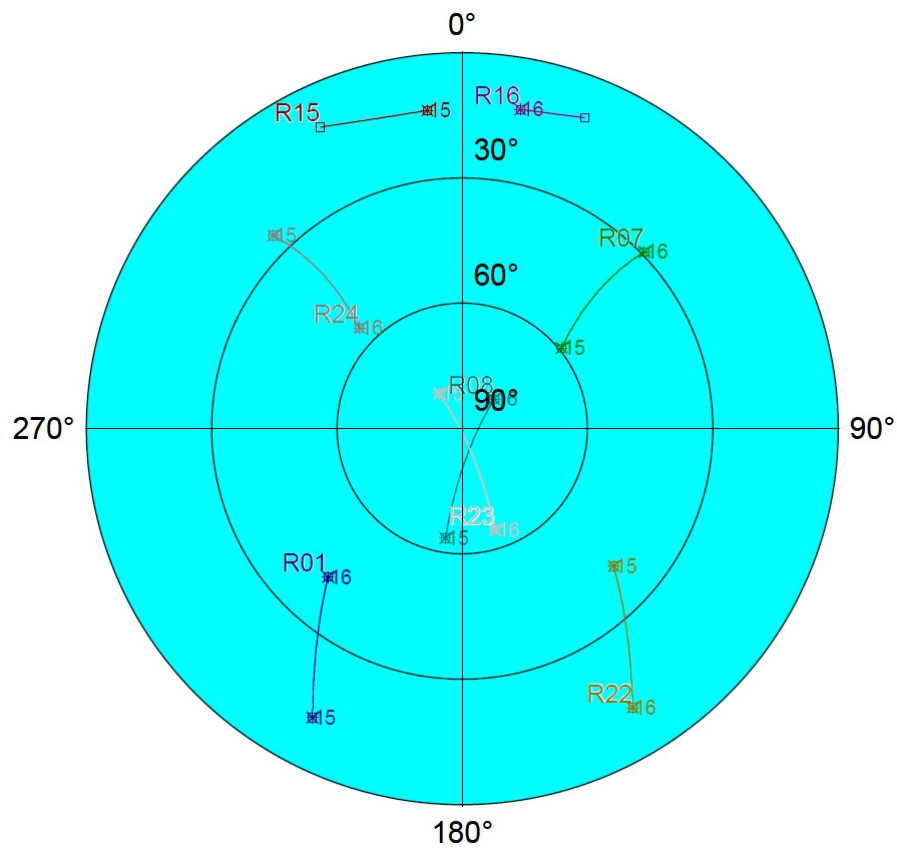
**Abbildung B.6:** Anzeige des Bewegungsverlaufes der verfügbaren Satelliten, GPS (blau) und GLONASS (rot), mit der jeweiligen PRN-Nummer. Der eigene Standpunkt befindet sich im Mittelpunkt des Kreises am Erdboden. Der Elevationswinkel für diese Ansicht beträgt  $0^\circ$ , was einer Sicht bis zum Horizont entspricht. Der Punkt auf der Verlaufslinie einer Satellitenbahn markiert den Startpunkt der Beobachtung eines Satelliten.

Winkel	RMSE		
	GPS	GLO	GPS+GLO
$10^\circ$	7.61 m	37.34 m	9.86 m
$15^\circ$	5.99 m	42.02 m	8.97 m
$20^\circ$	6.15 m	37.19 m	9.55 m
$25^\circ$	6.55 m	78.24 m	11.96 m
$30^\circ$	7.49 m	220974 m	13.48 m
$35^\circ$	6.91 m	3148 m	12.90 m
$40^\circ$	7.25 m	—	16.74 m
$45^\circ$	7.49 m	—	99.41 m
$50^\circ$	7.63 m	—	109.59 m
$55^\circ$	—	—	5762 m
$60^\circ$	—	—	1284 m

**Tabelle B.3:** Anzeige des RMSE für das Messszenario B und der Variante 2 der Fehlerkorrekturmodelle

## C Trimble Mission Planner

Polardiagramm für die Satellitenkonstellation des Messscenario A mit den Einstellungen aus Tabelle 6.8.



**Abbildung C.1:** Polardiagramm aus dem Programm *Trimble Mission Planner* zur Überprüfung der Satellitenkonstellation von GLONASS des Szenarios A. Die Bezeichnung der Satelliten erfolgt mit dem Buchstaben R, gefolgt von der PRN-Nummer - 37. Für ein Vergleich des Diagramms mit Abbildung 6.10b muss zu jeder Nummer nach dem R in diesem Plot 37 addiert werden. Der Startpunkt der Satelliten beginnt jeweils bei 15 (Uhr).

## D Inhalt der beiliegenden CD-ROM

Auflistung des CD-Inhalts:

- Software
- Messdaten (Streams)
- MATLAB-Daten (alle Szenarien mit unterschiedlichen Fehlerkorrekturmodellen)
- MATLAB-Skripte zur Auswertung der Messdaten
- Diplomarbeit als PDF-Datei

## Literaturverzeichnis

- [Apple Inc., 2012] APPLE INC.: *Technische Daten für iPhone 4S*. Online. Februar 2012. – URL <http://www.apple.com/de/iphone/specs.html>. – Abruf: 30.05.2012
- [Artaud u. a., 2010] ARTAUD, G. , LATOUR, A. de , DANTEPAL, J. , RIES, L. , SENANT, E. , MAURY, N. , DENIS, J.-C. und BANY, T.: A new GNSS multi constellation simulator: NAVYS. In: *Satellite Navigation Technologies and European Workshop on GNSS Signals and Signal Processing (NAVITEC), 2010 5th ESA Workshop on*, dec. 2010, S. 1–8
- [Ashby, 2003] ASHBY, Neil: Relativity in the Global Positioning System. In: *Living Reviews in Relativity* 6 (2003), Nr. 1. – URL <http://www.livingreviews.org/lrr-2003-1>
- [Bancroft, 1985] BANCROFT, S.: An Algebraic Solution of the GPS Equations. In: *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on AES-21* (1985), jan., Nr. 1, S. 56 –59. – ISSN 0018-9251
- [Bauch, 1994] BAUCH, Andreas: Lieferanten der Zeit. In: *Physik in unserer Zeit* 25 (1994), Nr. 4, S. 188–198. – URL <http://dx.doi.org/10.1002/piuz.19940250412>. – ISSN 1521-3943
- [Bauer und Wanninger, 2003] BAUER, M. und WANNINGER, L.: *Vermessung und Ortung mit Satelliten : GPS und andere satellitengestützte Navigationssysteme*. 5. Heidelberg : Wichmann, 2003. – ISBN 3-87907-360-0
- [Bauer, 2011] BAUER, S.: *Modellierung von GPS-Mehrwegeausbreitungen mit Hilfe von digitalen Karten und 3D-Modellen*, Hochschule für Technik und Wirtschaft Dresden, Diplomarbeit, August 2011
- [Bronstein u. a., 2008] BRONSTEIN, I.N. , SEMENDJAJEW, K.A. , MUSIOL, G. und MUEHLIG, H.: *Taschenbuch der Mathematik*. 7. Deutsch Harri GmbH, 2008. – 1216 S. – ISBN 9783817120079
- [Büchter und Henn, 2005] BÜCHTER, A. und HENN, H.W.: *Elementare Stochastik*. Springer, 2005 (Mathematik für das Lehramt Series). – ISBN 9783540222507

- [Cai, 2008] CAI, C.: A Solution for Combined GPS/GLONASS Navigation in Conditions of Limited Satellite Visibility. In: *Proceedings of the 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2008)*. Savannah International Convention Center, Savannah, GA, September 2008, S. 1398–1405
- [Central Intelligence Agency, 2011] CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY: *The CIA World Factbook 2012*. Skyhorse Publishing Company, Incorporated, 2011 (CIA World Factbook). – ISBN 9781616083328
- [Della Rosa u. a., 2010] DELLA ROSA, F. , HURSKAINEN, H. , NURMI, J. , DETRATTI, M. und PEREZ SERNA, E.: GRAMMAR: Challenges and solutions for multi-constellation Mass Market user Receivers. In: *Proc. Ubiquitous Positioning Indoor Navigation and Location Based Service (UPINLBS)*, 2010, S. 1–6
- [Delmas u. a., 2008] DELMAS, P. , TESSIER, C. , DEBAIN, C. und CHAPUIS, R.: GNSS bias correction for localization systems. In: *Proc. 11th Int Information Fusion Conf*, 2008, S. 1–6
- [DFS Deutsche Flugsicherung, 2012] DFS DEUTSCHE FLUGSICHERUNG: *EGNOS darf in Deutschland für Luftverkehr genutzt werden*. Dezember 2012. – URL [http://www.dfs.de/dfs/internet\\_2008/module/presse/deutsch/presse/presseinformation/2011/egnos\\_darf\\_in\\_deutschland\\_fuer\\_luftverkehr\\_genutzt\\_werden\\_15\\_12/index.html](http://www.dfs.de/dfs/internet_2008/module/presse/deutsch/presse/presseinformation/2011/egnos_darf_in_deutschland_fuer_luftverkehr_genutzt_werden_15_12/index.html). – Abruf: 05.06.2012
- [Dodel und Häupler, 2010] DODEL, H. und HÄUPLER, D.: *Satellitennavigation*. 2. SpringerLink, 2010. – ISBN 978-3-540-79443-1
- [Duchateau u. a., 2009] DUCHATEAU, G. , NOUVEL, O. , VIGNEAU, W. , BETAILLE, D. , PEYRET, F. und SECRETAN, H.: How to Assess and Improve Satellite Positioning Performances in Urban Environments. In: *16th ITS World Congress, Stockholm, 2009: Proceedings*, 2009
- [El-Rabbany, 2006] EL-RABBANY, A.: *Introduction to GPS : the Global Positioning System*. 2. ed. Boston, Mass. [u.a.] : Artech House, 2006. – ISBN 978-1-596-93016-2
- [Engel, 2008] ENGEL, U.: Improving position accuracy by combined processing of Galileo and GPS satellite signals. In: *Proc. 11th Int Information Fusion Conf*, 2008, S. 1–8
- [European Commission, 2010] EUROPEAN COMMISSION: *EGNOS - Service Definition Document Open Service*. : Directorate-General for Energy and Transport (Hrsg.), Oktober 2010

- [Faul, 2005] FAUL, M.: Hochgenaue Positionsbestimmung zur automatischen Schiffsführung. In: *Fortschrittsberichte VDI : Reihe 8, Meß-, Steuerungs- und Regelungstechnik; 1055*. Düsseldorf : VDI, 2005. – ISBN 3-18-505508-X
- [Federal Air Navigation Authority Aeronautical Information Service, 2009] Federal Air Navigation Authority Aeronautical Information Service (Hrsg.): *Aeronautical Information Circular of the Russian Federation*. 04/09. Februar 2009. – URL [http://aviadocs.net/aip/aic/aic-2009-04\\_eng.pdf](http://aviadocs.net/aip/aic/aic-2009-04_eng.pdf). – Abruf: 30.01.2012
- [Fornefeld u. a., 2010] FORNEFELD, M , BECKMANN, G und LEIBNITZ, U: Einsatzpotenziale eines globalen Navigationssatellitensystems -GNSS- im öffentlichen Sektor / Bundesministerium für Verkehr, Bau und Stadtentwicklung. Mai 2010. – Projektbericht
- [Gleason und Gebre-Egziabher, 2009] GLEASON, S. und GEBRE-EGZIABHER, D.: *Gnss Applications and Methods (GNSS Technology and Applications)*. 1. Boston, Mass. [u.a.] : Artech House, 2009. – ISBN 978-1-596-93016-2
- [Grewal u. a., 2007] GREWAL, Mohinder S. , WEILL, Lawrence R. und ANDREWS, Angus P.: *Global positioning systems, inertial navigation, and integration*. 2. ed. Hoboken, NJ : Wiley, 2007. – ISBN 978-0-470-04190-1
- [Harper, 2010] HARPER, N.: *Server-side GPS and assisted-GPS in Java*. Boston [u.a.] : Artech House, 2010. – ISBN 978-1-60783-985-9
- [Helmert, 2006] HELMERT, F.R.: *Die Ausgleichsrechnung nach der Methode der kleinsten Quadrate: mit Anwendungen auf die Geodäsie und die Theorie der Messinstrumente*. VDM, Müller, 2006. – 348 S. – ISBN 9783836402194
- [Heßelbarth, 2011] HESSELBARTH, A.: *Statische und kinematische GNSS-Auswertung mittels Precise Point Positioning (PPP)*, Deutschen Geodätischen Kommission, Dissertation, Juli 2011. – URL <http://dgk.badw.de/fileadmin/docs/c-667.pdf>
- [Hofmann-Wellenhof u. a., 1994] HOFMANN-WELLENHOF, B. , KIENAST, G. und LICHTENEGGER, H.: *GPS in der Praxis*. Wien [u.a.] : Springer, 1994. – ISBN 3-211-82609-2
- [Hofmann-Wellenhof u. a., 2008] HOFMANN-WELLENHOF, B. , LICHTENEGGER, H. und WASLE, E.: *GNSS - Global Navigation Satellite Systems : GPS, GLONASS, Galileo and more*. Wien [u.a.] : Springer, 2008. – ISBN 978-3-211-73012-6
- [Isshiki, 2008] ISSHIKI, H.: A New Method for Detection, Identification and Mitigation of Outliers in Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM). In: *Proceedings of the 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of*

- Navigation (ION GNSS 2008)*. Savannah International Convention Center, Savannah, GA, September 2008, S. 151–158
- [Juang und Tsai, 2009] JUANG, J.-C. und TSAI, Y.: On exact solutions of the multi-constellation GNSS navigation problem. In: *GPS Solutions* 13 (2009), S. 57–64. – URL <http://dx.doi.org/10.1007/s10291-008-0099-7>. – ISSN 1080-5370
- [Julier und Uhlmann, 2004] JULIER, Simon J. und UHLMANN, Jeffrey K.: Unscented filtering and nonlinear estimation. In: *Proceedings of the IEEE* 92 (2004), mar, Nr. 3, S. 401 – 422. – ISSN 0018-9219
- [Kaplan und Hegarty, 2006] KAPLAN, E. D. und HEGARTY, C.: *Understanding GPS : Principles and Applications*. 2. Artech House, 2006. – ISBN 978-1-58053-894-7
- [Langley, 1999] LANGLEY, Richard B.: Dilution of Precision. In: *GPS World* 10 (1999), Nr. May, S. 52–59. – URL [http://www.ceri.memphis.edu/people/rsmalley/ESCI7355/gpsworld\\_may99.pdf](http://www.ceri.memphis.edu/people/rsmalley/ESCI7355/gpsworld_may99.pdf)
- [Lanza u. a., 2009] LANZA, S. G. , GUTIERREZ, C. B. und SCHORTMANN, J. C.: GINA -GNSS for innovative road applications-: EGNOS / Galileo for road user charging and Value Added Services. In: *Proc. Intelligent Transport Systems Telecommunications, (ITST), 2009 9th Int. Conf*, 2009, S. 348–352
- [Mansfeld, 1998] MANSFELD, W.: *Satellitenortung und Navigation : Grundlagen und Anwendung globaler Satellitennavigationssysteme*. Braunschweig [u.a.] : Vieweg, 1998. – ISBN 3-528-06886-8
- [Mansfeld, 2010] MANSFELD, W.: *Satellitenortung und Navigation : Grundlagen, Wirkungsweise und Anwendung globaler Satellitennavigationssysteme*. 3. Wiesbaden : Vieweg + Teubner, 2010. – ISBN 978-3-8348-0611-6
- [Maqsood u. a., 2010] MAQSOOD, M. , GAO, S. , BROWN, T. und UNWIN, M.: Effects of ground plane on the performance of multipath mitigating antennas for GNSS. In: *Antennas and Propagation Conference (LAPC), 2010 Loughborough*, nov. 2010, S. 241–244
- [Mattos, 2011] MATTOS, P. G.: Accuracy and Availability Trials of the Consumer GPS/GLONASS Receiver in Highly Obstructed Environments. In: *Proceedings of the 24th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2011)*. Oregon Convention Center, Portland, Oregon, September 2011, S. 2740–2744

- [van der Merwe, 2004] MERWE, Rudolph van der: *Sigma-Point Kalman Filters for Probabilistic Inference in Dynamic State-Space Models*, Oregon Health & Science University, Dissertation, April 2004
- [Miaoyan u. a., 2008] MIAOYAN, Zhang , JUN, Zhang und YONG, Qin: Satellite selection for multi-constellation. In: *Proc. IEEE/ION Position, Location and Navigation Symp*, 2008, S. 1053–1059
- [Montenbruck und Pflieger, 2004] MONTENBRUCK, O. und PFLEGER, T.: *Astronomie Mit Dem Personal Computer*. Springer, 2004. – ISBN 9783540212041
- [Nahimana u. a., 2008] NAHIMANA, D. F. , DUFLOS, E. und MARAIS, J.: Reception state estimation of GNSS satellites in urban environment using particle filtering. In: *Proc. 11th Int Information Fusion Conf*, 2008, S. 1–5
- [National Imagery and Mapping Agency, 2000] NATIONAL IMAGERY AND MAPPING AGENCY: Department of Defense World Geodetic System 1984: its definition and relationships with local geodetic systems / National Imagery and Mapping Agency. St. Louis, MO, USA : National Imagery and Mapping Agency, Januar 2000 (TR8350.2). – Forschungsbericht. – URL [http://earth-info.nga.mil/GandG/publications/tr8350.2/tr8350\\_2.html](http://earth-info.nga.mil/GandG/publications/tr8350.2/tr8350_2.html)
- [NovAtel Inc., 2000] NOVATEL INC.: *Discussions on RF Signal Propagation and Multipath*. APN-008 Rev 1. : , Februar 2000. – URL <http://webone.novatel.ca/assets/Documents/Bulletins/apn008.pdf>
- [NovAtel Inc., 2010] NOVATEL INC.: *OEMV Family of Receivers - Firmware Reference Manual*. Version 3.800, Mai 2010. – URL <http://www.novatel.com/assets/Documents/Manuals/om-20000094.pdf>. – Publikationsnummer: OM-20000094
- [NovAtel Inc., 2011] NOVATEL INC.: *NovAtel ProPak-V3*. : , 2011. – URL <http://www.novatel.com/assets/Documents/Papers/ProPakV3.pdf>. – Abruf: 25.04.2012
- [Obst u. a., 2012] OBST, M. , BAUER, S. , REISDORF, P. und WANIELIK, G.: Multipath Detection with 3D Digital Maps for Robust Multi-Constellation GNSS/INS Vehicle Localization in Urban Areas. In: *Proceedings of the IEEE Intelligent Vehicles Symposium*, 2012
- [Papula, 2008] PAPULA, L.: *Mathematik für Ingenieure und Naturwissenschaftler-Klausur- und Übungsaufgaben: 632 Aufgaben mit ausführlichen Lösungen zum Selbststudium und zur Prüfungsvorbereitung*. Vieweg+Teubner Verlag, 2008 (Mathematik für Ingenieure und Naturwissenschaftler / Lothar Papula). – ISBN 9783834802255



- [Prasad und Ruggieri, 2005] PRASAD, R. und RUGGIERI, M.: *Applied satellite navigation using GPS, GALILEO, and augmentation systems*. Boston, Mass. [u.a.] : Artech House, 2005. – ISBN 1-58053-814-2
- [Rizos, 2008] RIZOS, C.: Multi-Constellation GNSS/RNSS from the perspective of high accuracy users in Australia. In: *Journal of Spatial Science* 53 (2008), Nr. 2, S. 29–63. – URL <http://www.tandfonline.com/doi/abs/10.1080/14498596.2008.9635149>
- [Romero und Mason, 2011] ROMERO, L.A. und MASON, J.: Evaluation of Direct and Iterative Methods for Overdetermined Systems of TOA Geolocation Equations. In: *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on* 47 (2011), april, Nr. 2, S. 1213–1229. – ISSN 0018-9251
- [Roßbach, 2001] ROSSBACH, U.: *Positioning and navigation using the Russian satellite system GLONASS*. München, Universität der Bundeswehr München, Dissertation, 2001
- [Russian Institute of Space Device Engineering, 2008] Russian Institute of Space Device Engineering (Hrsg.): *Glonass Interface Control Document*. Version 5.1. 2008. – URL [http://www.spacecorp.ru/en/directions/glonass/control\\_document/](http://www.spacecorp.ru/en/directions/glonass/control_document/). – Englische Übersetzung des Russischen Dokumentes
- [Schrödter, 1994] SCHRÖDTER, F.: *GPS-Satelliten-Navigation : Technik, Systeme, Geräte, Funktionen und praktischer Einsatz*. Poing : Franzis, 1994. – ISBN 3-7723-6682-1
- [Schubert u. a., 2011] SCHUBERT, Robin , ADAM, Christian , OBST, Marcus , MATTERN, Norman , LEONHARDT, Veit und WANIELIK, Gerd: Empirical evaluation of vehicular models for ego motion estimation. In: *IEEE Intelligent Vehicles Symposium (IV)*, June 2011, S. 534–539. – ISSN 1931-0587
- [Schubert u. a., 2010] SCHUBERT, Robin , RICHTER, Eric , MATTERN, Norman , LINDNER, Philipp und WANIELIK, Gerd: *Advanced Microsystems for Automotive Applications 2010 - Smart Systems for Green Cars and Safe Mobility*. Kap. A Concept Vehicle for Rapid Prototyping of Advanced Driver Assistance Systems, S. 211–219, Springer, 2010
- [Schöttler, 1996] SCHÖTTLER, F.: *GPS-Empfängersystem zur Positionsbestimmung von Wettersonden*. München : Utz, Wiss., 1996. – ISBN 3-89675-102-6
- [Seeber, 2003] SEEBER, G.: *Satellite Geodesy: Foundations, Methods, and Applications*. 2. Gruyter, 2003. – ISBN 3110175495
- [Streiter, 2010] STREITER, Robin: *Evaluierung des europäischen Satellitennavigationserweiterungssystems EGNOS für automobile Anwendungen*, Technische Universität Chemnitz, Diplomarbeit, Juli 2010

- [Sünderhauf u. a., 2012] SÜNDERHAUF, Niko , OBST, Marcus und PROTZEL, Peter: Multipath Mitigation in GNSS-based Localization using Robust Optimization. In: *Proceedings of the IEEE Intelligent Vehicles Symposium*, 2012
- [Tranquilla und Colpitts, 1989] TRANQUILLA, J.M. und COLPITTS, B.G.: Development of a class of antennas for space-based NAVSTAR GPS applications. In: *Antennas and Propagation, 1989. ICAP 89., Sixth International Conference on (Conf. Publ. No.301)*, apr 1989, S. 65 –69 vol.1
- [United States Coast Guard Navigation Center, 1995] United States Coast Guard Navigation Center (Hrsg.): *Global Positioning System Standard Positioning Service Signal Specification*. 2. Edition. Juni 1995. – URL <http://www.navcen.uscg.gov/pubs/gps/sigspec/gpssps1.pdf>
- [Vondrák und Richter, 2004] VONDRÁK, J. und RICHTER, B.: International Earth Rotation and Reference Systems Service (IERS) web: [www.iers.org](http://www.iers.org). In: *Journal of Geodesy* 77 (2004), S. 585–678. – URL <http://dx.doi.org/10.1007/s00190-003-0370-1>. – ISSN 0949-7714
- [Wang und Ober, 2009] WANG, J. und OBER, Pieter B.: On the Availability of Fault Detection and Exclusion in GNSS Receiver Autonomous Integrity Monitoring. In: *Journal of Navigation* Bd. 62, 2009, S. 251–261
- [Wendel, 2011] WENDEL, J.: *Integrierte Navigationssysteme : Sensordatenfusion, GPS und Inertiale Navigation*. 2. München : Oldenbourg, 2011. – ISBN 978-3-486-70439-6
- [Xu, 2007] XU, G.: *GPS : theory, algorithms and applications*. 2. ed. Berlin ; Heidelberg [u.a.] : Springer, 2007. – ISBN 978-3-540-72714-9
- [Xu u. a., 2011] XU, Longxia , LI, Xiaohui und XUE, Yanrong: Two Methods of Processing System Time Offset in Multi-constellation Integrated System. In: ZHU, Min (Hrsg.): *Electrical Engineering and Control* Bd. 98. Springer Berlin Heidelberg, 2011, S. 359–365. – URL [http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-21765-4\\_45](http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-21765-4_45). – ISBN 978-3-642-21765-4
- [Ziedan, 2006] ZIEDAN, Nesreen I.: *GNSS receivers for weak signals*. Boston, Mass. [u.a.] : Artech House, 2006. – ISBN 978-1-59693-052-0
- [Zimmermann, 1996] ZIMMERMANN, C.: *Die Zeit der Metropolen: Urbanisierung und Großstadtentwicklung*. Fischer Taschenbuch, 1996 (Europäische Geschichte). – ISBN 9783596601448

# Selbständigkeitserklärung

Hiermit erkläre ich, dass ich die vorliegende Arbeit selbständig angefertigt, nicht anderweitig zu Prüfungszwecken vorgelegt und keine anderen als die angegebenen Hilfsmittel verwendet habe. Sämtliche wesentlich verwendeten Textausschnitte, Zitate oder Inhalte anderer Verfasser wurden ausdrücklich als solche gekennzeichnet.

Chemnitz, den 14. Juni 2012

---

Pierre Reisdorf