

Störresistentes Multisensor-System zur zuverlässigen Positionsbestimmung für den serienmäßigen Einsatz in Straßenfahrzeugen

Hanno Linus Beckmann

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

Doktor-Ingenieur (Dr.-Ing.)

genehmigten Dissertation.

Gutachter:

1. Univ.-Prof. Dr.-Ing. habil. Bernd Eissfeller
2. Univ.-Prof. Dr.-Ing. habil. Volker Schwieger

Die Dissertation wurde am 9. Mai 2017 bei der Universität der Bundeswehr München
eingereicht und durch die Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik am 17. Mai 2017
angenommen. Die mündliche Prüfung fand am 13. Oktober 2017 statt.

Danksagung

Diese Dissertation entstand im Rahmen meiner Arbeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter bei der Professur für Navigation am Institut für Weltraumtechnik und Weltraumnutzung der Universität der Bundeswehr München. Ich möchte mich an dieser Stelle bei allen bedanken, die meinen Weg begleitet und zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen haben.

Ich danke Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. habil. Bernd Eissfeller, der als mein Doktorvater die Arbeit ermöglicht und ihr zum Abschluss verholfen hat. Mein Dank gilt auch dem Vorsitzenden des Promotionsausschusses Herrn Univ.-Prof. Mag. Dr. habil. Thomas Pany und dem Berichterstatter Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. habil. Volker Schwieger.

Bedanken möchte ich mich auch bei den aktuellen und ehemaligen Mitarbeitern des Instituts für die gute Zusammenarbeit und die schöne Zeit an der Uni.

Ein besonderer Dank gebührt auch der akademischen Sportgruppe bestehend aus Prof. Dr.-Ing. Erwin Riederer, Dr.-Ing. Patrick Robertson und meinem Vater Prof. Dr.-Ing. Heinrich Beckmann, der ich seit Jahren angehören darf und die mir nicht nur zur sportlichen Ablenkung sowie der Pizza danach, sondern auch zu vielen fachlichen Inspirationen verholfen haben.

Der größte Dank gilt meiner Familie und meinen Freunden, die mich während der gesamten Zeit unterstützt, entbehrt und ertragen haben. Besonders bedanken möchte ich mich an dieser Stelle bei meiner Mutter Christine, meinem Vater Heinrich, sowie meiner Frau Lucie-Antonia. Sie waren und sind der wichtigste Rückhalt in meinem Leben und haben mich jederzeit während dem Studium und auch in der Zeit am Lehrstuhl voll und ganz unterstützt. Sie haben meine Launen gerade in den letzten Monaten der Arbeit geduldig ertragen und mir während aller Phasen der Dissertation Kraft zum Weitermachen gegeben. Ohne eure Hilfe wäre ich wohl nie soweit im Leben gekommen. Vielen lieben Dank auch meiner kleinen Tochter Emma-Therese, die kurz vor meiner mündlichen Prüfung das Licht der Welt erblickt hat und seitdem immer ein Lächeln auf das Gesicht ihrer Eltern zaubert.

Abstract

Modern satellite navigation is the basis for many road traffic applications. These applications cover fleet management systems for logistics, transport or public authorities as well as trip based road tolling or insurance fees and tracking of valuable or dangerous goods. Especially global availability and low user costs are the reasons, why nearly all modern logistic and monitoring systems use satellite navigation.

Nevertheless, satellite navigation systems are limited by the weak signal power. Driving in tunnels, under bridges or in dense urban areas can already lead to outages in position estimation. While these short time disturbances are no case stoppers for car navigation, tracking of valuable or dangerous goods and tolling need a high continuity and availability. Another drawback of the low signal power is the high vulnerability by jamming or spoofing signals. Even if jammers are illegal, the low costs and easy manufacturing hold a high risk.

This work presents a low cost concept for secured positioning of road vehicles, which is able to detect and mitigate short-term outages of satellite navigation. It combines a mass market low cost satellite navigation receiver, standard built-in vehicle sensors and a low cost inertial measurement unit. The special coupling of the sensors allows the estimation of the sensors' systematic and stochastic noise processes and an automatic detection of single sensor outages. In case of satellite navigation outages, the system also distinguishes between environmental blockings (by tunnels, bridges etc.) and jamming. External manipulation of satellite navigation signals by spoofing or meaconing can be detected by parallel internal sensor data comparison.

Subsequent to the description of the used components, the developed and implemented algorithms and methods of data processing are shown. Thereby, the concept of sensor fusion and fault detection as well as the state machine concept are described in context of a real time capable demonstrator implementation. The applicability and performance of the developed system are tested in faultless and defective scenarios with simulated and real data.

The overall system presents an effective real time capable concept for extremely robust and secured road navigation. It uses low cost mass market sensors, which are standard built-in for the most part of road vehicles.

Zusammenfassung

Moderne Satellitennavigation bildet die Grundlage vieler Anwendungen im Straßenverkehr. Diese erstrecken sich von Flottenmanagementsystemen für Logistik- und Transportbetriebe oder Behörden über streckenbasierte Berechnung von Straßenmaut oder Versicherungsgebühren bis hin zur Überwachung von gefährlichen oder wertvollen Gütern auf ihrem Transportweg. Vor allem die globale Verfügbarkeit von Satellitennavigation und die für den Nutzer sehr geringen Betriebskosten haben dazu geführt, dass moderne Logistik- und Überwachungssysteme fast vollständig auf Satellitennavigation basieren.

Allerdings sind der Satellitennavigation durch die geringen Leistungspegel der Satellitensignale deutliche Grenzen gesetzt. Die Positionsbestimmung mittels Satellitennavigation wird bereits beim Durchfahren von Brücken und Tunnels sowie dicht bebauten Flächen wie Innenstädten gestört. Während diese Störungen und kurzzeitigen Ausfälle der Positionsbestimmung bei einfacher Autonavigation eventuell vernachlässigt werden können, muss bei der Verfolgung wertvoller oder sicherheitsrelevanter Objekte eine permanente Verfügbarkeit der Positionsbestimmung gegeben sein. Einen weiteren Nachteil der geringen Leistungspegel stellt die hohe Störanfälligkeit der Satellitennavigation durch Fremdstörer dar. Störsender sind zwar illegal, aber trotzdem leicht zu beschaffen oder einfach herzustellen.

Im Rahmen dieser Arbeit wird ein kostengünstiges Konzept zur sicheren Positionsbestimmung für Straßenfahrzeuge beschrieben und getestet, das kurzzeitige Ausfälle der Satellitennavigation detektieren und überbrücken kann. Hierzu wird, neben einem handelsüblichen und günstigen Satellitennavigationsempfänger, auf die serienmäßig in Kraftfahrzeugen verbauten Sensoren und eine günstige Inertialmesseinheit zurückgegriffen. Eine spezielle Kopplung der einzelnen Sensoren ermöglicht dabei die Kompensierung von systematischen und stochastischen Störeinflüssen, sowie eine automatische Ausfallerkennung von einzelnen Komponenten. Für den Fall der Störung der Satellitensignale kann das System auch zwischen umgebungsbedingten Abschattungen (Tunnels, Brücken etc.) und additiven Störsignalen unterscheiden. Die externe Manipulation der Satellitennavigation durch Störsender mittels Spoofing oder Meaconing wird durch verschiedene parallele Vergleiche der einzelnen Sensordaten erkannt.

Im Anschluss an die Beschreibung der verwendeten Komponenten werden die entwickelten und implementierten Algorithmen und Methoden der Datenverarbeitung erläutert. Dabei wird vor allem die

Sensorfusion, die Störfalldetektion und das zustandsbasierte Systemkonzept erklärt und die Umsetzung auf einen echtzeitfähigen Demonstrator beschrieben. Im Anschluss daran wird die Funktions- und Leistungsfähigkeit des Systems im störungsfreien und im gestörten Betrieb mittels simulierter und echter Daten gezeigt.

Das vorgestellte System ist eine echtzeitfähige Lösung für die Positionsbestimmung von Straßenfahrzeugen mit hoher Störresistenz. Der Realisierungsaufwand ist niedrig, da kostengünstige Komponenten verwendet werden können, die größtenteils bereits in Serienfahrzeugen verbaut sind.

Inhaltsverzeichnis

Tabellenverzeichnis	XIII
Abbildungsverzeichnis	XV
Notation	XXI
1 Einführung	1
1.1 Motivation	1
1.2 Problemstellung	2
1.3 Gliederung der Arbeit	3
2 Grundlagen	5
2.1 Autonomie	5
2.2 Infrastrukturabhängigkeit	5
2.3 Absolute und relative Positionsbestimmung	6
2.4 Aktive und passive Systeme	7
2.5 Laufzeitmessung	7
2.6 Trägheitsnavigation	9
2.7 Koppelnavigation	11
2.8 Fehlerbetrachtungen	12
2.8.1 Fehlerbetrachtung Koppelnavigation	12
2.8.2 Fehlerbetrachtung GNSS	17
3 Mögliche Navigationssensoren	21
3.1 Satellitennavigation	21
3.2 Relative Navigationssensoren	26
3.2.1 Inertialmesssysteme	26
3.2.2 Odometrie und Geschwindigkeitsmessung	32
3.2.3 LIDAR	34
3.2.4 RADAR	35
3.2.5 Magnetometer	36

3.2.6	Kamerasysteme	38
4	Störmöglichkeiten bei der Satellitennavigation	41
4.1	Jamming	42
4.1.1	Sinusförmige Interferenzsignale	43
4.1.2	Bandbegrenztes weißes Rauchen	44
4.1.3	Angepasste Interferenz	44
4.1.4	Beispiele für fahrzeuggebundene Jammer (In-Car Jammer)	45
4.2	Meaconing	48
4.3	Spoofing	50
5	Systembeschreibung	53
5.1	Sensorauswahl und Implementierung	53
5.1.1	ABS und GNSS	54
5.1.2	IMU	64
5.2	Fusionsstrategie	67
5.3	Zustandsbasierte Systemsteuerung	74
5.3.1	Vorwärts - Rückwärts Detektion	75
5.3.2	Initialisierung des Navigationssystems	77
5.3.3	Normalbetrieb	83
5.3.4	Jamming / GNSS Ausfall	83
5.3.5	Spoofing, Meaconing, Repeater	84
5.4	Detektion von Störungen und Sensorausfällen	84
5.4.1	Trajektorienvergleich	85
5.4.2	Korrelationsbasierte Verfahren	91
5.4.3	Auswertung der Detektionsverfahren	94
5.5	Programmstruktur	96
5.5.1	Konfigurationsdatei	96
5.5.2	Echtzeit Input	99
5.5.3	Ein- und Ausgabedaten für Postprozessing	102
5.5.4	Verwendete Trajektorien	105
6	Evaluation des Systemansatzes	107
6.1	Evaluation der Navigationsalgorithmen	109
6.2	Evaluation der Sensor Fusion	115
6.3	Evaluation der Sensorchecks (AIM)	122
6.3.1	Jamming	123
6.3.2	Spoofing / Meaconing / Repeater	127

7 Zusammenfassung und Ausblick	135
Literaturverzeichnis	139
A Anhang	147
A.1 Herleitung der Geometriebeziehungen und Fehlerfortpflanzung für differentielle Odometrie	147
A.1.1 Grundsätzliche Geometriebetrachtung	147
A.1.2 Berechnungen Heckachse	149
A.1.3 Berechnungen Vorderachse	150
A.1.4 Fehlerbetrachtung	153
A.2 Verwendete Koordinatensysteme und Transformationen	166
A.2.1 Globales Koordinatensystem	166
A.2.2 Lokales Koordinatensystem	167
A.2.3 Koordinatenumrechnung	168

Tabellenverzeichnis

5.1	Iterationsergebnisse für zunehmenden Zeitversatz	90
5.2	Korrelationsmaxima und ermittelter Zeitversatz	93
5.3	Schwellwerte für die unterschiedlichen Detektionsverfahren	94
6.1	Zusammenfassung der Evaluationsergebnisse des Navigationssystems	114
6.2	Zusammenfassung und Vergleich der Evaluationsergebnisse für das vorgestellte System mit Sensorfusion (SF) und ohne Sensorfusion	122
6.3	Zusammenfassung der Evaluationsergebnisse der Sensorchecks	134

Abbildungsverzeichnis

2.1	Prinzip der Koppelnavigation	11
3.1	Übersicht der verschiedenen Satellitennavigationssysteme und -signale aus Rodriguez und Angel [2008]	22
3.2	Funktionsprinzip eines kapazitiven Beschleunigungsmessers (links) und MEMS Beschleunigungsmesser mit seitlicher Abnahme nach Glück [2015] (rechts)	27
3.3	Einachsiger gefesselter Kreisel nach Deppner [1999]	28
3.4	Dynamisch abgestimmter Kreisel nach Deppner [1999] und Sensorbeispiel	29
3.5	Elektrostatisch gelagerter Kreisels nach Deppner [1999]	29
3.6	Faseroptischer Kreisel nach Neubrex [2017] und Sensorbeispiel aus GPSWorld [2016]	30
3.7	Ringlaserkreisel nach Makris [2015] und Beispiel RLG aus SiliconSensing [2017]	31
3.8	Funktionsprinzip Odometer für induktive Radgeschwindigkeitssensoren nach Reif [2011]	33
3.9	Funktionsprinzip Odometer für Hall-Effekt Radgeschwindigkeitssensoren nach Reif [2011]	34
3.10	LIDAR Funktionsweise und Sensorbeispiel von Continental [2016]	34
3.11	Funktionsprinzip Fahrzeugradar aus Liebske [2014]	35
3.12	Schematischer Aufbau einer Feldplatte	36
3.13	Schematischer Aufbau eines Hallsensors	36
3.14	Globales Modell der magnetischen Deklination aus Maus et al. [2010]	37
3.15	Fahrzeugkamera mit Objekterkennung aus Liebske [2014]	38
4.1	Beispiele für In-Car Jammer (links) und für Fahrttests verwendeter In-Car Jammer (rechts)	46
4.2	Funktionsprinzip Repeater (links) und Beispiel für automatisch geregelten Repeater (ohne Antennen)(rechts)	48

5.1	Geometrische Anordnung der verwendeten Sensoren	54
5.2	Grundlegende Fahrzeuggeometrie	56
5.3	Definition der Radien und Bezugspunkte für differentielle Odometrie	57
5.4	Im Projekt PUMA entwickeltes Schnittstellenmodul (OBU)	58
5.5	Komponenten des Schnittstellenmoduls (OBU)	59
5.6	Fehlereinfluss auf Kurvenradius	62
5.7	Fehlereinfluss auf Streckenmessung	63
5.8	Fehlereinfluss auf Drehwinkel	63
5.9	Schematische Ansicht Montage Xsens MTi-G	66
5.10	Zustandsgesteuertes Systemmodell	74
5.11	Beispiel für detektierte Vorwärtsfahrt	76
5.12	Beispiel für detektierte Rückwärtsfahrt	76
5.13	Dreidimensionale Helmert-Transformation (7-Parameter-Transformation)	79
5.14	Zweidimensionale Helmert-Transformation (4-Parameter-Transformation)	80
5.15	Schätzen der Initialfehler mittels Helmert-Transformation	81
5.16	Simulierte Trajektorie zur Algorithmenbeschreibung	85
5.17	Simulierte Trajektorie für GNSS und DR	86
5.18	Ergebnis des Trajektorienvergleichs: Geringe Abweichung von der „wahren“ Trajektorie	87
5.19	Ergebnis des Trajektorienvergleichs: Deutliche Divergenz von der Parameterschätzung .	88
5.20	Ergebnis des Trajektorienvergleichs mit zeitlicher Verzögerung	89
5.21	Simulierte Geschwindigkeiten für Korrelationsdetektion	92
5.22	Korrelationsergebnisse für Beispiel mit simulierten Geschwindigkeiten	93
5.23	Schematischer Programmablauf mit Ein- und Ausgabedaten	97
6.1	Vollständiger Hardwareaufbau des Systems auf Versuchsträger Volkswagen Polo 9N2 . .	107
6.2	Testfall: Geradeausfahrt mit differentieller Odometrie	109
6.3	Testfall: Dynamikfahrt mit differentieller Odometrie	111
6.4	Testfall: Dynamikfahrt mit differentieller Odometrie - Positionsabweichung	112

6.5	Testfall: Lange dynamische Testfahrt mit verschiedenartigen Straßenabschnitten	113
6.6	Detailausschnitt mit Start und Endpunkten der Trajektorien	114
6.7	Übersicht lange Teststrecke mit Ergebnissen für Sensorfusion	115
6.8	Detailausschnitt Tunneldurchfahrt auf A8 München - Salzburg	116
6.9	Detailausschnitt lange Testfahrt mit Trajektorie der Sensorfusion	117
6.10	Kurze Testfahrt zur Validierung der Vorwärts - Rückwärts Detektion	118
6.11	Geradeausfahrt mit differentieller Odometrie und Sensorfusion	119
6.12	Teiltrajektorie mit S-Kurve durchgeführt mit differentieller Odometrie und Sensorfusion	120
6.13	Teiltrajektorie mit 180°-Kurve durchgeführt mit differentieller Odometrie und Sensorfusion	121
6.14	Simulierter Störsendereinfluss im Bereich eines Wendemanövers	124
6.15	Gesamtansicht Störsendertest auf dem Gelände der UniBwM	125
6.16	Detailansicht Störsendertest: Bereich des Störsendereinflusses	126
6.17	Trajektorienteilstück für simulierten Spoofingtest innerorts	127
6.18	Trajektorienteilstück für simulierten Spoofingtest auf Autobahn mit Tunnel	129
6.19	GNSS Trajektorie für Repeatertest auf Gelände der UniBwM	131
6.20	GNSS Koppelnavigationstrajektorie für Repeatertest auf Gelände der UniBwM	132
6.21	Koppelnavigationstrajektorie für Repeatertest auf Gelände der UniBwM	133
A.1	Definition der Radien und Bezugspunkte für differentielle Odometrie	147
A.2	$\frac{\partial R_{rc}}{\partial \Delta s_{rl}}$ und $\frac{\partial R_{rc}}{\partial \Delta s_{fl}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit	160
A.3	$\frac{\partial R_{rc}}{\partial \Delta s_{rr}}$ und $\frac{\partial R_{rc}}{\partial \Delta s_{fr}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit	160
A.4	$\frac{\partial R_{rc}}{\partial a}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit	161
A.5	$\frac{\partial R_{rc}}{\partial b}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit	161
A.6	$\frac{\partial \Delta \phi}{\partial \Delta s_{rl}}$ und $\frac{\partial \Delta \phi}{\partial \Delta s_{fl}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit	162
A.7	$\frac{\partial \Delta \phi}{\partial \Delta s_{rr}}$ und $\frac{\partial \Delta \phi}{\partial \Delta s_{fr}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit	162
A.8	$\frac{\partial \Delta \phi}{\partial a}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit	163
A.9	$\frac{\partial \Delta \phi}{\partial b}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit	163
A.10	$\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{rl}}$ und $\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{fl}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit	164

ABBILDUNGSVERZEICHNIS

A.11 $\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{rr}}$ und $\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{fr}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit	164
A.12 $\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial a}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit	165
A.13 $\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial b}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit	165
A.14 World Geodetic Reference System 1984	166
A.15 Lokales Navigationskoordinatensystem	167

Abkürzungsverzeichnis

ABS	Anti-Blockier-System
ADC	Analog to Digital Converter
AGC	Automatic Gain Control
AHRS	Attitude and Heading Reference System
AIM	Autonomous Integrity Monitoring
API	Application Programming Interface
BPSK	Binary Phaseshift Keying
BOC	Binary Offset Carrier
CAI	Cold Atom Interferometer
CAN	Controller Area Network
COM	Communication Equipment
COTS	Commercial Of The Shelf
DME	Distance Measuring Equipment
DR	Dead Reckoning
DRMS	Distance Root Mean Square
ESP	Elektronisches Stabilitätsprogramm
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
IMU	Inertial Measurement Unit
INS	Inertial Navigation System
LORAN	Long Range Navigation
MEMS	Microelectromechanical Systems
NED	North East Down
NMEA	National Marine Electronics Association
OBD	On-Board-Diagnose
OBU	On Bord Unit
PPS	Puls pro Sekunde
PVT	Position Velocity and Timing
RADAR	Radio Detection and Ranging

Notation

SBF	Septentrio Binary Format
SF	Sensorfusion
SNR	Signal zu Rauschverhältnis
TDoA	Time-Difference-of-Arrival
ToA	Time-of-Arrival
USB	Universal Serial Bus
UTC	Coordinated Universal Time
UMT	Universales transversales Merkatorsystem
VOR	Very High Frequency Omnidirectional Radio Range
VW	Volkswagen
WGS 84	World Geodetic System 1984

1 Einführung

1.1 Motivation

Satellitennavigationssysteme finden heute, im Jahr 2016, weite Verbreitung in den unterschiedlichsten Bereichen der Konsumelektronik. Seit Aufkommen der ersten zivilen Satellitennavigationsempfänger in den 1990er Jahren nimmt die Verbreitung stetig zu. Während die Systeme in den Anfangsjahren noch recht teuer, unhandlich und schwierig zu bedienen waren, sind sie heutzutage zum Stand der Technik in Fahrzeugelektronik und Telekommunikation geworden. Durch die allgemeine Verfügbarkeit und hohe Genauigkeit, die bei der Satellitennavigation mittlerweile erreicht worden sind, werden immer mehr Anwendungen auf dieser Grundlage entwickelt und umgesetzt. Im Bereich des Straßenverkehrs ist Satellitennavigation nicht nur aus der Routenführung von Kraftfahrzeugen, sondern auch zur Flottenüberwachung und der Lokalisierung gefährlicher Güter nicht mehr wegzudenken. Auch moderne Mautsysteme, wie Toll Collect in Deutschland (seit 2005 in Betrieb, [TollCollect, 2016]) oder neuartige Versicherungskonzepte mit fahrangepassten Tarifen basieren auf Satellitennavigation.

Möglich wurde diese rasante Zunahme der Nutzer und verschiedenen Anwendungen mit der Miniaturisierung entsprechender Empfänger und dem Fortschreiten der Mikroprozessortechnik. Im Vergleich zu den ersten Empfängern werden alle Funktionen heutiger Satellitennavigationsempfänger für den Massenmarkt in einem einzigen Chip kombiniert. Die elektrischen Schaltungen des Chips umfassen dabei sowohl die Hochfrequenz-Analogkomponenten, als auch alle Filter, Mischer, die Analog-zu-Digital-Konvertierung und Auswertung bis zur Positionsbestimmung der GNSS-Signale. Diese modernen Empfänger verfügen im Gegensatz zu ihren Vorgängern dabei über ein Vielfaches der Rechenkapazität früherer Modelle und sind in der Lage, mehr Satellitensignale und verschiedene Satellitennavigationssysteme gleichzeitig und mit höherer Genauigkeit aufzulösen. Teurere Modelle, vor allem für den Forschungsbereich oder für Spezialanwendungen bieten neben der Navigationslösung auch Zugriff auf die verwendeten Zwischenergebnisse der Signalkorrelation oder Pseudostreckenmessung zu den einzelnen Satelliten. Da für diese Möglichkeiten aber auch mehr Platz auf den Mikrochips zur Speicherung und Kommunikation dieser Daten benötigt wird, sind diese vergleichsweise teurer und weisen einen höheren Energieverbrauch auf als einfache Empfänger. Vor allem wegen der leicht höheren Kosten der Empfänger werden daher in Massenmarktanwendungen hauptsächlich einfache seriengefertigte Empfänger verwendet, die lediglich über standardisierte Ausgaben von Navigationsdaten

verfügen. Hier hat sich neben den herstellerspezifischen Datenformaten besonders das Format der National Marine Electronics Association (NMEA) durchgesetzt, siehe beispielsweise [NMEA, 2009]. Es liefert üblicherweise die notwendigen Navigationsdaten wie aktuelle Uhrzeit, Position und Höhe, Geschwindigkeit und Kurswinkel, sowie Informationen zur aktuell sichtbaren Anzahl von Satelliten und die Güte der jeweiligen empfangenen Signale.

Die sehr geringe Signalleistung der Satellitennavigation birgt gerade bei der zunehmenden Verbreitung von Satellitennavigationsempfängern in kritischer Infrastruktur wie Mautsystemen oder in Verkehrsüberwachungssystemen große Gefahren, da die Systeme so leicht externen Störangriffen ausgesetzt sind. Gerade Maut- und Versicherungssysteme können aufgrund ihres großflächigen Einsatzes und dem finanziellen Anreiz, diese außer Kraft zu setzen, um beispielsweise Gebühren zu sparen, Ziel von Störangriffen sein. Daher müssen vermehrt Anstrengungen betrieben werden, um die Systeme störresistent zu machen. Neben der vorsätzlichen Beeinflussung solcher Systeme ist aber auch die ungewollte Störung durch andere Funkssysteme zu berücksichtigen. Die weitere Technisierung und der damit verbundene Ausbau von kabellosen Telekommunikations- und Informationsdiensten führt zu stärkerem Funkverkehr und damit auch zu höheren Störwahrscheinlichkeiten durch Interferenzen.

Derartige Systeme sollten daher nicht allein auf Basis von Satellitennavigation betrieben werden, weshalb die Notwendigkeit für ausfallsichere und besonders kostengünstige Navigationssysteme besteht, die selbstständig Störungen des Satellitennavigationsempfängers detektieren und überbrücken können. Ziel dieser Arbeit ist es, ein derartiges störresistentes System zur Positionsbestimmung von Straßenfahrzeugen vorzustellen.

1.2 Problemstellung

Neben unerwünschten Interferenzen anderer Funkssysteme, die entweder durch zu schwach gedämpfte Oberwellen von Sendeanlagen oder durch Fehlkonfigurationen von Funksystemen verursacht werden, gibt es noch weitere Szenarien, die Ausfälle von Satellitennavigationsempfängern verursachen können. Vorsätzliche Störungen von Empfängern werden vor allem durch einfache Funkstörsender, sogenannte Jammer oder durch komplexe Systeme verursacht. Sogenannte Spoofer beeinflussen den Empfänger durch simulierte Satellitennavigationssignale. Eine weitere Art von Störungen ist auf das Beeinflussen des Empfängers durch Wiedergabe von echten, aber aufgezeichneten Signalen (sogenanntes Meaconing) oder durch Repeater zurückzuführen. Repeater empfangen dabei echte Satellitensignale und senden diese an anderer Stelle verstärkt aber ohne Zwischenspeicherung wieder aus. Die Beeinflussung durch Repeater oder Meaconing muss dabei nicht zwangsläufig mutwillig sein, sondern kann auf falsch konfigurierte Systeme zurückgeführt werden.

Um Satellitennavigationssysteme auch zur Überwachung und Verfolgung von sicherheitskritischen

Gütern oder für an die Fahrweise angepasste Gebührenermittlung einsetzen zu können, müssen entsprechende Systeme hohe Schutzziele erfüllen. So ist neben einer hohen räumlichen Verfügbarkeit der Dienste, einer hohen Genauigkeit der ermittelten Positionen und mit möglichst geringen Ausfallwahrscheinlichkeiten vor allem die Echtheit (Integrität) der Daten von hoher Bedeutung. Das in dieser Arbeit vorgestellte System erreicht diese Ziele durch die redundante Nutzung von Satellitennavigation mit autonomer Koppelnavigation. Hierzu werden die bereits im Fahrzeug verbauten Sensoren des Antiblockiersystems verwendet, um mittels differentieller Odometrie eine redundante Positionsinformation zu liefern. Eine optionale Stützung durch zusätzliche kostengünstige Kreiselsensoren kann für die Kurswinkelbestimmung verwendet werden, um die Positionsgenauigkeit weiter zu verbessern. Durch permanenten Vergleich der Navigationslösungen der redundanten Systeme mit GNSS ist eine frühe Erkennung von externen Störeinflüssen möglich. Die verwendeten autonomen Sensoren für die Koppelnavigation wurden speziell gewählt, um eine Manipulation der Navigationsdaten von außen (ohne Veränderung des Fahrzeugs an sich) unmöglich zu machen. Gleichzeitig ist das Systemkonzept auf möglichst große Kostenminimierung ausgelegt, so dass einer serienmäßigen Umsetzung keine großen wirtschaftlichen Gründe entgegenstehen.

1.3 Gliederung der Arbeit

Zur Beschreibung des Navigationsansatzes, der Implementierung des Demonstrators und der damit erreichbaren Leistungsfähigkeit gliedert sich diese Arbeit wie folgt:

Zunächst werden die Grundlagen und Grundbegriffe erläutert, die für die weiterführenden Betrachtungen dieser Arbeit von entscheidender Bedeutung sind.

Diese Grundlagen werden im dritten Kapitel durch eine Übersicht von Navigationssystemen ergänzt, die prinzipiell nach aktuellem technischen Stand für eine Nutzung in Straßenfahrzeugen in Frage kommen.

Zum besseren Verständnis möglicher Angreifbarkeiten von Satellitennavigationsempfängern soll im vierten Kapitel auf die verschiedenen meist mutwilligen Störquellen wie Jamming, Meaconing oder Spoofing eingegangen werden.

Im Anschluss an diese grundlegenden Betrachtungen werden zunächst die verwendeten Sensoren und die zugehörige Datenverarbeitung im sechsten Kapitel eingehend beschrieben. Dieser Abschnitt befasst sich anschließend mit den internen Systemzuständen zur Regelung der Prozessierungsabläufe für die Fusionierung der Navigationsdaten und der Erkennung und Überbrückung von Manipulationsversuchen. Zudem wird die Umsetzung und Implementierung des Navigationskonzeptes mit einem Demonstrator beschrieben.

Die Untersuchungen zur Validierung des Systemansatzes und der Leistungsfähigkeit des Demonstrators in verschiedenen Szenarien mit und ohne externer GNSS Störung schließen die technische Betrachtung

des Systems ab.

Eventuelle Weiterentwicklungen und mögliche Einsatzgebiete sowie eine kurze Zusammenfassung der erzielten Ergebnisse werden abschließend in Kapitel sieben dargestellt.

Eine Herleitung der Navigationsgleichungen für die differentielle Odometrie sowie die zugehörige Fehlerbetrachtung für die Koppelnavigation werden im Anhang gezeigt. Des Weiteren der Anhang die Koordinatensysteme und die zugehörigen Koordinatentransformationen, die für die Entwicklung und Umsetzung des Konzepts verwendet werden.

2 Grundlagen

2.1 Autonomie

Zunächst sollen an dieser Stelle Ansätze aktueller Navigationssysteme bezüglich ihrer Autonomie betrachtet werden. Der Begriff Autonomie oder autonomes Navigationssystem beschreibt im Kontext dieser Arbeit ein System, welches während des normalen Betriebs keinerlei infrastrukturabhängige Unterstützung benötigt. Dabei kann es dennoch sein, dass zum Beispiel während der Initialisierungsphase Informationen wie Kurswinkel und Startposition bereitgestellt werden müssen. Auch kann es sein, dass die Anforderungen des Szenarios oder der Einsatzparameter für die Verwendung eines einzelnen Navigationssystems zu hoch sind. Auch im Falle einer Stützung der Navigationslösung durch weitere Navigationssysteme oder Sensoren würde man dennoch von einem autonomen Navigationssystem sprechen. Als Beispiel für autonome Navigationssysteme kann man Koppelnavigationssysteme heranziehen. Diese Systemklasse arbeitet während des Betriebes hochautonom, benötigt aber für die Initialisierung eine Startposition und die Information über die Orientierung der Sensorachsen im Inertialraum. Da diese Navigationssysteme relative Positionsänderungen über die Zeit integrieren und daraus die Positionslösung errechnen, weisen sie ein integrierendes Fehlerverhalten auf. Aus diesem Grund müssen sie von Zeit zu Zeit durch Positionsupdates von anderen absolut positionierenden Navigationssystemen gestützt werden, um die Gesamtabweichung des Systems innerhalb der Anforderungen zu halten.

2.2 Infrastrukturabhängigkeit

Infrastrukturabhängige Navigationssysteme benötigen im Gegensatz zu autonomen Navigationssystemen auch während des normalen Betriebs Referenzstationen, mit deren Hilfe sie ihre eigene Position ermitteln können. Die Positionsbestimmung kann dabei entweder im System des Benutzers (Eigenpositionierung) oder im Infrastruktursystem (Fremdpositionierung) erfolgen. Beispiele für Eigenpositionierung bilden beispielsweise Navigationssysteme wie GNSS, Very High Frequency Omnidirectional Radio Range (VOR) - Distance Measuring Equipment (DME) oder Long Range Navigation (LORAN). Zur Gruppe der Fremdpositionierungssysteme gehören hingegen Verfahren, bei

denen der Nutzer Messwerte wie Zeitstempel empfangener Nachrichten, Signalstärkemessungen oder Bildinformationen an einen Datenbankserver zum Abgleich sendet und daraufhin seine eigene Position zugeschickt bekommt. Beide Verfahren (Eigen- oder Fremdpositionierung) nutzen dabei entweder Laufzeit- oder Signalstärkemessungen von Infrastruktursignalen, Winkelbestimmung zu Sendeanlagen oder optischen Referenzpunkten, um die Positionsinformation herzuleiten.

2.3 Absolute und relative Positionsbestimmung

Grundsätzlich unterscheidet man bei Navigationssystemen zwischen relativen und absoluten Messverfahren. Der Unterschied beruht vor allem im Zustandekommen der Positionsinformation. Die absolute Positionsbestimmung beruht prinzipiell auf der direkten Messung von Entfernungen oder Winkeln bezüglich Referenzpunkten, deren Position in einem absoluten Koordinatensystem bekannt ist, z.B. GNSS.

Bei relativer Positionsbestimmung sind die Referenzpunkte hingegen nicht in einem absoluten Navigationskoordinatensystem hinterlegt. Stattdessen geben Verschiebungsvektoren die Position bezüglich eines Referenzpunktes an, der zum Beispiel dem Startpunkt der Fahrt oder der vorangegangenen Positionsangabe entspricht, wobei diese Punkte nur in einem lokalen Koordinatensystem definiert sind. Ausschlaggebend für die Unterscheidung ist allein, ob für die örtliche Bezugsreferenz der Messungen die jeweiligen Koordinaten in einem global gültigen Bezugssystem vorliegen. Zudem müssen die verwendeten Messmethoden und Randbedingungen der Positionierung genügend Information enthalten, um aus den globalen Koordinaten der Referenzstation und den relativen Messungen auf die globalen Koordinaten des Fahrzeuges rückschließen zu können. Beispielsweise handelt es sich bei einem Koppelnavigationssystem grundsätzlich um ein relatives Positionierungsverfahren, da es nur die Positionsänderung relativ zum Startpunkt angibt. Wenn dieser Startpunkt nun in ein globales Navigationskoordinatensystem transformiert wird und die Koppelinformationen in allen drei Achsen vorliegen, kann allerdings auf die aktuelle globale Position rückgeschlossen werden, was zu einer globalen Positionierung führt. Zu beachten ist bei dieser Methode allerdings die Drift der Positionslösung mit zunehmender Integrationszeit, die wachsende Fehler in der Positionsbestimmung mit sich bringt. Im Gegensatz hierzu wird bei absoluter Positionsbestimmung jede Messung zu global bekannten Referenzpunkten, wie z.B. GNSS Satelliten, bestimmt.

2.4 Aktive und passive Systeme

Ein Navigationssensor wird als aktiv bezeichnet, wenn dieser selbst Signale aussendet. Durch Reflexion dieses Signals oder durch ausgelöste Antwortsignale kann eine Positionsbestimmung vorgenommen

werden. Ein Sensor wird als passiv bezeichnet, wenn dieser selbst keine Signale aussendet, sondern entweder nur externe Signale empfängt oder nur systeminterne Messgrößen, wie zum Beispiel Drehraten oder Beschleunigungen zur Positionsbestimmung verwendet.

2.5 Laufzeitmessung

Laufzeitbasierte Entfernungsmessungen basieren auf der Bestimmung der Zeit, die ein Signal benötigt, um eine Messstrecke zu durchlaufen und der Information der Ausbreitungsgeschwindigkeit des Signals im entsprechenden Medium. Die einfachste Art der Distanzmessung durch die Laufzeit bilden Laufzeitreflexionsmessungen, bei denen der Sensor ein Ortungssignal aussendet, welches an einem Referenzpunkt reflektiert wird und danach vom Sensor wieder empfangen werden kann. Ein Beispiel hierfür ist Radio Detection and Ranging (RADAR). Dabei wird die Zeitdifferenz zwischen dem Senden t_{Senden} und dem Empfang $t_{Empfang}$ des Ortungssignals bestimmt und so aus der sogenannten Laufzeit bei bekannter Signalausbreitungsgeschwindigkeit c die Entfernung zum Ziel oder Referenzpunkt ermittelt:

$$d = \frac{t_{Empfang} - t_{Senden}}{2 \cdot c} \quad (2.1)$$

Oder falls zusätzlich Transponder genutzt werden:

$$d = \frac{(t_{Empfang} - t_{Senden}) - t_{Transponder}}{2 \cdot c} \quad (2.2)$$

Zu beachten ist dabei, dass hier die doppelte Laufzeit zwischen Sensor und Ziel gemessen wird, da sich das Signal zunächst vom Sensor zum Ziel und dann vom Ziel zum Sensor ausbreitet. Man spricht daher auch vom Zweiwege-Laufzeitverfahren. Dieses Verfahren kann durch die Verwendung von Transpondern deutlich robuster und resistenter gegen Störungen gemacht werden, siehe beispielsweise DME. Dabei wird am Referenzpunkt das Signal nicht einfach reflektiert, sondern von einem Transponder empfangen, der nach einer bekannten Verzögerungsdauer ein definiertes Antwortsignal sendet. Transponder werden hierbei einerseits zur Verstärkung des Messsignals, aber auch zur eindeutigen Identifizierung des Messpunktes genutzt. Der Navigationssensor errechnet nun wiederum aus der Differenz zwischen Sende- und Empfangszeitpunkt die Distanz zum Referenzpunkt, wobei die Verzögerungszeit $t_{Transponder}$ des Transponders natürlich berücksichtigt werden muss:

$$d = \frac{(t_{Empfang} - t_{Senden}) - t_{Transponder}}{2 \cdot c} = \frac{\tau - t_{Transponder}}{2 \cdot c} \quad (2.3)$$

Weitere Laufzeitverfahren bilden Time-of-Arrival (ToA) und Time-Difference-of-Arrival (TDoA)

Verfahren. Diese infrastrukturabhängigen Laufzeitpositionierungsverfahren nutzen meist passive Ortungssensoren, die die Laufzeiten τ der Infrastruktursignale messen. Bei ToA-Verfahren, wie beispielsweise GNSS, ist der Zeitpunkt der Signalausendung allgemein und hochgenau bekannt, so dass der Empfänger durch Beobachtung mehrerer Referenzstationen und der Kenntnis der Standorte $(x_i, y_i, z_i)^T$ der i Referenzstationen die eigene Position $(x, y, z)^T$ berechnen kann. Hierzu werden die einzelnen Signallaufzeiten τ_i bestimmt, siehe z.B. [Kaplan und Hegarty, 2005].

$$\tau_i = \frac{1}{c}(\sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2}) + \delta t - \delta t_i + \frac{\epsilon}{c} \quad (2.4)$$

Diese Signallaufzeiten definieren entsprechende Radien von Kugeln um die Referenzstationen. Durch Bestimmung des Schnittpunktes dieser Kugeloberflächen findet man die Position des Empfängers. Weil eine perfekte Synchronisierung zwischen der Systemzeit der Infrastruktursignale und dem Empfänger nicht direkt besteht, muss bei der Positionsbestimmung zudem die Abweichung δt der Empfängeruhr von der Systemzeit bestimmt werden. Daher benötigt man für eine dreidimensionale Positionsbestimmung vier Laufzeitmessungen um die 4 Freiheitsgrade $(x, y, z, b)^T$ zu bestimmen. Nicht direkt durch den Empfänger bestimmbar sind die Abweichungen der Satellitenuhren δt_i von der Systemzeit sowie die übrigen Fehlerterme wie Ionosphärenfehler, Mehrwegeeffekte, Troposphärenfehler etc. Einige dieser Fehlerterme können durch Beobachtung der Satellitensignale mit festen Referenzstationen bestimmt werden. So werden Korrekturwerte generiert, die an den Empfänger zur Nutzung gesendet werden können. Grobe Korrekturwerte für Ionosphärenfehler und Abweichungen der Uhren- und Bahnparameter der einzelnen Satelliten werden so beispielsweise automatisch über die Datennachrichten der GNSS-Signale gesendet, welche auch die Parameter zur Berechnung der Satellitenposition zum aktuellen Zeitpunkt beinhalten.

Im Gegensatz zu ToA-Verfahren sind die Sendezeitpunkte der Referenzstationen bei TDoA nicht direkt bekannt, beispielsweise bei dem zweidimensionalen Navigationssystem LORAN (Version C), siehe beispielsweise [Adamy, 2003]. Die Aussendezeitpunkte der LORAN-C Sendestationen sind relativ zueinander definiert. Zunächst sendet die Masterstation einer sogenannten LORAN-Kette (bestehend aus mindestens 3 Sendern). Die Aussendezeitpunkte der sogenannten Slavestationen definieren sich mittels bekannter Verzögerungen nach Empfang der Mastersignale an der Slavestation. Diese Vorgehensweise wurde aus verschiedenen Gründen gewählt: So ist einerseits keine kostspielige absolute Zeitreferenz zwischen den Sendern per Kabel notwendig, andererseits ist sichergestellt, dass der Empfänger immer nur ein LORAN Signal zur selben Zeit empfangen kann und es so nicht zu Interferenzen kommt. Der Empfänger bestimmt beim TDoA die eigene Position nicht aus der direkten Laufzeitmessung τ , sondern aus der Messung der Laufzeitunterschiede $\Delta\tau$ der einzelnen Signale.

$$\Delta\tau = \tau_1 - \tau_0 = \frac{1}{c}(\sqrt{(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2} - \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2}) \quad (2.5)$$

Ein deutlicher Vorteil von TDoA -Verfahren besteht darin, dass die einzelnen Referenzstationen keine absolute und hochgenaue Zeitreferenz benötigen, sondern sich nur an einer sogenannten Masterstation orientieren müssen. Üblicherweise senden die Referenzstationen das eigene Signal mit einer stationsspezifischen Verzögerung, nachdem sie das von der Masterstation gesendete Signal empfangen haben.

2.6 Trägheitsnavigation

Die Grundlage der Trägheitsnavigation oder inertialen Navigation (engl. Inertial Navigation System, INS) bilden Beschleunigungs- und Drehratenmessung durch sogenannte inertielle Messeinheiten (engl.: inertial measurement unit, IMU). Durch Integration der Messungen über die Zeit kann die räumliche Bewegung und die aktuelle Position fortlaufend berechnet werden, wenn die initiale Orientierung C_b^i des Sensors im Inertialraum bekannt ist. Im Falle der Beschleunigungsmessung wird die Massenträgheit genutzt, bei der eine messbare Trägheitskraft \vec{f}^b auf eine Testmasse einwirkt, wenn diese beschleunigt wird. Zu beachten ist dabei, dass die Gravitation \vec{g}^i immer in der Messung enthalten ist, siehe z.B. [Savage, 2000a] oder [Wendel, 2011].

$$\frac{d^2 r^i}{dt^2} = C_b^i \cdot \vec{f}^b + \vec{g}^i \quad (2.6)$$

Dabei wird die verwendete Test- oder Prüfmasse in Messrichtung frei gelagert und mit einem Kraftmesser verbunden. Fehler ergeben sich hier durch Einbaufehler in Bezug auf die Sensorachsen, der sogenannten Missweisung $\delta_{i,j}$ und Skalenfaktorfehlern s_i . Diese werden messtechnisch vom Hersteller durch eine Kalibriermessung bestimmt und für dreiachsige Beschleunigungsmesser in der Misalignmentmatrix M_{Acc} zusammengefasst:

$$M_{Acc} = \begin{pmatrix} s_x & \delta_{z,x} & -\delta_{y,x} \\ -\delta_{z,y} & s_y & \delta_{x,y} \\ \delta_{y,z} & -\delta_{x,z} & s_z \end{pmatrix} \quad (2.7)$$

Nach [Wendel, 2011] kann so die Beziehung zwischen gemessener Beschleunigung \hat{f}_{ib}^b und echter Beschleunigung \vec{f}_{ib}^b unter Berücksichtigung des Sensorrauschens \vec{n}_a und der entsprechenden Sensorbiase \vec{b}_a definiert werden:

$$\vec{f}_{ib}^b = M_{Acc} \cdot \hat{f}_{ib}^b + \vec{b}_a + \vec{n}_a \quad (2.8)$$

Die Ausführung dieses Messprinzips kann dabei je nach Einsatzzweck und erreichbarer Genauigkeit variieren. Die verschiedenen Sensortypen unterscheiden sich hauptsächlich in der Art der Kraftmessung,

der Baugröße und der Genauigkeit. Typische Messmethoden sind piezoelektrisch, kapazitiv, induktiv oder durch Dehnungsmessstreifen.

Drehratensensoren werden dazu benötigt, die Rotationsgeschwindigkeit ω_{ib}^b eines Körpers gegenüber dem Inertialraum zu messen. Durch die permanente Integration der Rotationsgeschwindigkeiten über die Zeit für die möglichen Drehachsen des Körpers lässt sich die Lageänderung dieses Körpers im Inertialraum bestimmen, wenn die initiale Orientierung C_b^i des Körpers bekannt ist:

$$\frac{dC_b^i}{dt} = C_b^i \cdot \omega_{ib}^b \quad (2.9)$$

Fehler ergeben sich bei der Messung der Drehraten wiederum durch Einbaufehler in Bezug auf die Sensorachsen, der sogenannten Missweisung $\delta_{i,j}$ und Skalenfaktorfehlern s_i . Die entsprechende Misalignmentmatrix M_{Gyro} für die Drehratensensoren wird dabei analog zu der des Beschleunigungsmessers messtechnisch bestimmt:

$$M_{Gyro} = \begin{pmatrix} s_x & \delta_{z,x} & -\delta_{y,x} \\ -\delta_{z,y} & s_y & \delta_{x,y} \\ \delta_{y,z} & -\delta_{x,z} & s_z \end{pmatrix} \quad (2.10)$$

Somit kann der Bezug zwischen echter Drehrate $\hat{\omega}_{ib}^i$ und gemessener Drehrate $\vec{\omega}_{ib}^i$ unter Berücksichtigung des Rauschens \vec{n}_ω und der Biase \vec{b}_ω nach [Wendel, 2011] beschrieben werden:

$$\vec{\omega}_{ib}^i = M_{Gyro} \cdot \hat{\omega}_{ib}^i + \vec{b}_\omega + \vec{n}_\omega \quad (2.11)$$

Grundsätzlich können Drehraten durch zwei verschiedene Messprinzipien ermittelt werden: Einmal mechanisch über die Auswertung der Corioliskraft, wie beispielsweise bei Kreiselkompassen, oder aber über die Verwendung des Sagnac-Effektes bei Laser-basierten Messungen. Eine kurze Übersicht zu den verschiedenen Sensortechnologien wird im anschließenden Kapitel 3.2.1 gegeben.

Prinzipiell müssen INS zu Beginn der Messungen initialisiert werden. Hierbei gilt es, neben der Startorientierung im Inertialraum bei terrestrischer Anwendung auch die aktuelle Position auf der Erde zu bestimmen. Dies ist notwendig, da fehlerhafte Startwerte eine korrekte Kompensierung der Erddrehrate ($15^\circ/h$) verhindern. Bei sehr genauen Sensoren sollte zudem noch die Drehbewegung der Erde um die Sonne ($0,041^\circ/h$) berücksichtigt werden.

2.7 Koppelnavigation

Als Koppelnavigation bezeichnet man die Integration mehrerer inkrementeller Positionsänderungen zur Bestimmung der aktuellen Position. Die inkrementellen Positionsänderungen werden dabei durch sogenannte Verschiebungsvektoren gebildet, welche durch permanentes ankoppeln an den letzten bekannten Punkt Rückschluss auf die aktuelle Position zulassen, siehe Abbildung 2.1.

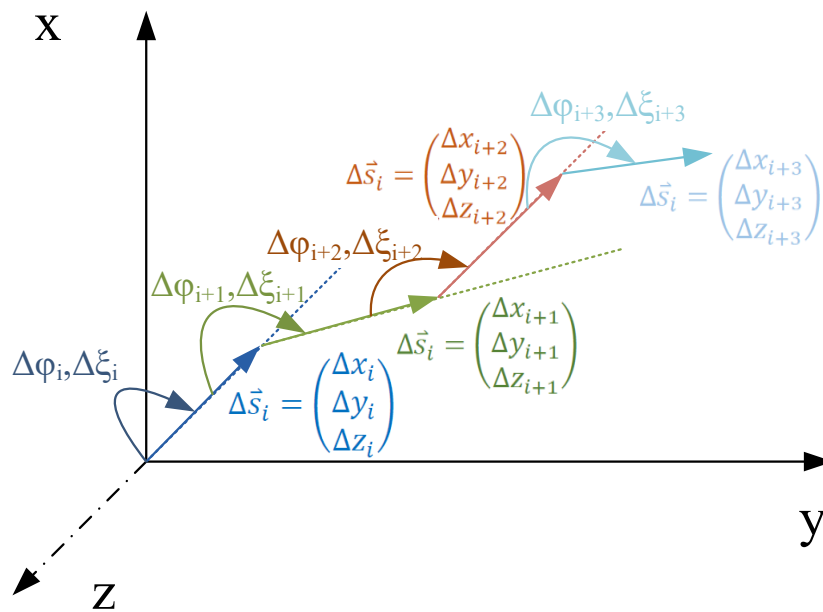


Abbildung 2.1: Prinzip der Koppelnavigation

Die Verschiebungsvektoren beschreiben dabei die Bewegung des Fahrzeugs z.B. in einem lokalen Navigationskoordinatensystem. Bestimmt werden die Verschiebungsvektoren dabei in zeitlich konstanten Abständen durch Messung der Längs-, Quer- und Steig- bzw. Sinkgeschwindigkeiten v_x , v_y und v_z , welche durch Integration über die Intervallzeit die entsprechenden Strecken liefern:

$$X(\vec{t}) = \vec{X}_0 + \int_0^t \vec{v} \cdot d\tau = \begin{matrix} X_{0,x} \\ X_{0,y} \\ X_{0,z} \end{matrix} + \int_0^t \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix} d\tau = \begin{matrix} X_{0,x} \\ X_{0,y} \\ X_{0,z} \end{matrix} + \int_0^t \begin{pmatrix} v \cos\varphi \cdot \cos\xi \\ v \sin\varphi \cdot \cos\xi \\ v \sin\xi \end{pmatrix} d\tau \quad (2.12)$$

Alternativ können auch die direkten Distanzänderungen in x , y und z Richtung zum Zeitpunkt i bestimmt und dann aufsummiert werden:

$$X(\vec{k}) = \sum_{i=0}^k \begin{pmatrix} \Delta x_i \\ \Delta y_i \\ \Delta z_i \end{pmatrix} \quad (2.13)$$

Bei dem Prinzip der Koppelnavigation handelt es sich primär um ein relatives Positionierungsverfahren mit integrierendem Fehlerverhalten. Das Funktionsprinzip lässt sich dabei generell mit allen Kombinationen von Navigationssensoren durchführen, welche Geschwindigkeiten und/oder Kursänderungen bestimmen können.

Für die Berechnung der neuen Position X wird der aktuelle Verschiebungsvektor aus den im Integrationsintervall zurückgelegten Strecken Δs_i und den Änderungen des Kurswinkels φ bestimmt. Dieser neue Verschiebungsvektor wird an den letzten angekoppelt und man erhält so die aktuelle Position. Alternativ reicht auch die Bestimmung der Längs- und Quergeschwindigkeit aus, um den Verschiebungsvektor zu bilden. Zur absoluten Positionierung muss neben der absoluten Anfangsposition auch der Startkurs und eventuell auch die Lage des Fahrzeugs bekannt sein. Zur dreidimensionalen Navigation muss außerdem permanent die Höheninformation (beispielsweise durch Bestimmung des Nickwinkels (ξ)) mit in die Integration einbezogen werden. Da die Koppelnavigation eine wesentliche Rolle spielt, wird im folgenden Abschnitt näher auf die Fehlerfortpflanzung dieser Navigationsart eingegangen.

2.8 Fehlerbetrachtungen

Navigationsverfahren werden bezüglich des Fehlerverhaltens in zwei Gruppen aufgeteilt: stochastische oder langzeitstabile Verfahren und integrierende oder kurzzeitstabile Verfahren.

2.8.1 Fehlerbetrachtung Koppelnavigation

Kurzzeitstabile integrierende Verfahren basieren auf relativen Messverfahren, bei denen zwar die Einzelmessungen eine sehr hohe Stabilität aufweisen. Allerdings integrieren sich die Fehler der Einzelmessungen in der Positionslösung über die Zeit auf, so dass bereits sehr kleine Fehler zu großen Abweichungen führen können. Diese Verfahren haben bei längerer Beobachtungszeit selbst im stationären Fall keinen stabilen Mittelwert. Dieses Wegdriften der Positionslösung kann beispielsweise sehr einfach bei der stationären Verwendung von INS beobachtet werden. Aufgrund der kleinen Sensorfehler, die selbst bei INS mit hoch genauen Sensoren auftreten, bewegen sich

Lage und Positionslösung vom tatsächlichen Zustand weg. Diese Effekte können durch Updates der Positionslösung anderer absoluter Navigationsverfahren korrigiert werden. Die Häufigkeit der Updates ist dabei von der geforderten Genauigkeit der Positionslösung und der Genauigkeit der verschiedenen Einzelnavigationssysteme abhängig, siehe auch [Niemeier, 2002].

Ein weiteres Beispiel ist die Koppelnavigation mittels Geschwindigkeitsmessung und relativer Kurswinkelmessung, wie im späteren Verlauf der Arbeit verwendet. Aus diesem Grund soll hier zunächst die Herleitung der Fehlerfortpflanzung für die zweidimensionale Positionslösung aufgestellt werden.

Ausgehend von der allgemeinen dreidimensionalen Bewegungsgleichung 2.12 erhält man folgende Komponentenschreibweise:

$$\vec{X}(t) = \vec{X}_0 + \int_0^t \vec{v} d\tau = \begin{pmatrix} X_{0,x} \\ X_{0,y} \\ X_{0,z} \end{pmatrix} + \int_0^t \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix} d\tau = \begin{pmatrix} X_{0,x} \\ X_{0,y} \\ X_{0,z} \end{pmatrix} + \int_0^t \begin{pmatrix} \cos\varphi \cdot \cos\xi \\ v \sin\varphi \cdot \cos\xi \\ \sin\xi \end{pmatrix} d\tau \quad (2.14)$$

Hierzu können die folgenden partiellen Ableitungen aufgestellt werden:

$$\frac{\delta v_x}{\delta v} = \cos\varphi \cdot \cos\xi \quad (2.15)$$

$$\frac{\delta v_x}{\delta \varphi} = -\sin\varphi \cdot \cos\xi v \quad (2.16)$$

$$\frac{\delta v_x}{\delta \xi} = \cos\varphi \cdot (-\sin\xi)v \quad (2.17)$$

$$\frac{\delta v_y}{\delta v} = \sin\varphi \cdot \cos\xi \quad (2.18)$$

$$\frac{\delta v_y}{\delta \varphi} = \cos\varphi \cdot \cos\xi v \quad (2.19)$$

$$\frac{\delta v_y}{\delta \xi} = \sin\varphi \cdot (-\sin\xi)v \quad (2.20)$$

$$\frac{\delta v_z}{\delta v} = \sin\xi \quad (2.21)$$

$$\frac{\delta v_z}{\delta \xi} = \cos\xi v \quad (2.22)$$

Ausgehend von den partiellen Ableitungen lässt sich die Matrix A zur Berechnung der Fehlerfortpflanzung und der Varianz-/Kovarianzfortpflanzung definieren:

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\delta v_x}{\delta v} & \frac{\delta v_x}{\delta \varphi} & \frac{\delta v_x}{\delta \xi} \\ \frac{\delta v_y}{\delta v} & \frac{\delta v_y}{\delta \varphi} & \frac{\delta v_y}{\delta \xi} \\ \frac{\delta v_z}{\delta v} & 0 & \frac{\delta v_z}{\delta \xi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\varphi \cdot \cos\xi & -\sin\varphi \cdot \cos\xi v & \cos\varphi \cdot (-\sin\xi)v \\ \sin\varphi \cdot \cos\xi & \cos\varphi \cdot \cos\xi v & \sin\varphi \cdot (-\sin\xi)v \\ \sin\xi & 0 & \cos\xi v \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

Somit ergibt sich Für die Varianz-/Kovarianzfortpflanzung:

$$Q_q = A Q_p A^T \quad (2.24)$$

Wobei Q_p die Varianzen und Kovarianzen der Messungen Geschwindigkeit und Winkel v, φ und ξ beschreibt und die Annahme getroffen wurde, dass die Messungen unkorreliert sind, sprich die Kovarianzen 0 sind:

$$Q_p = \begin{bmatrix} \sigma_v^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_\varphi^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_\xi^2 \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

Ausmultipliziert ergeben sich folgende *Matrix* Q_q mit den Werten für die Varianzen und Kovarianzen:

$$Q_q = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_{x,y} & \sigma_{x,z} \\ \sigma_{y,x} & \sigma_y^2 & \sigma_{y,z} \\ \sigma_{z,x} & \sigma_{z,y} & \sigma_z^2 \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

Mit den Varianzen:

$$\begin{aligned} \sigma_x^2 &= \left(\frac{\delta v_x}{\delta v}\right)^2 \sigma_v^2 + \left(\frac{\delta v_x}{\delta \varphi}\right)^2 \sigma_\varphi^2 + \left(\frac{\delta v_x}{\delta \xi}\right)^2 \sigma_\xi^2 \\ &= (\cos\varphi \cdot \cos\xi)^2 \sigma_v^2 + (-\sin\varphi \cdot \cos\xi v)^2 \sigma_\varphi^2 + \\ &\quad + (\cos\varphi \cdot (-\sin\xi) \cdot v)^2 \sigma_\xi^2 \end{aligned} \quad (2.27)$$

$$\begin{aligned} \sigma_y^2 &= \left(\frac{\delta v_y}{\delta v}\right)^2 \sigma_v^2 + \left(\frac{\delta v_y}{\delta \varphi}\right)^2 \sigma_\varphi^2 + \left(\frac{\delta v_y}{\delta \xi}\right)^2 \sigma_\xi^2 \\ &= (\sin\varphi \cdot \cos\xi)^2 \sigma_v^2 + (\cos\varphi \cdot \cos\xi v)^2 \sigma_\varphi^2 + \\ &\quad + (\sin\varphi \cdot (-\sin\xi) \cdot v)^2 \sigma_\xi^2 \end{aligned} \quad (2.28)$$

$$\begin{aligned} \sigma_z^2 &= \left(\frac{\delta v_z}{\delta v}\right)^2 \sigma_v^2 + \left(\frac{\delta v_z}{\delta \xi}\right)^2 \sigma_\xi^2 \\ &= (\sin\xi)^2 \sigma_v^2 + (\cos\xi \cdot v)^2 \sigma_\xi^2 \end{aligned} \quad (2.29)$$

Und den Kovarianzen

$$\begin{aligned}
 \sigma_{x,y}^2 &= \left(\frac{\delta v_x}{\delta v}\right)\left(\frac{\delta v_y}{\delta v}\right)\sigma_v^2 + \left(\frac{\delta v_x}{\delta \varphi}\right)\left(\frac{\delta v_y}{\delta \varphi}\right)\sigma_\varphi^2 + \left(\frac{\delta v_x}{\delta \xi}\right)\left(\frac{\delta v_y}{\delta \xi}\right)\sigma_\xi^2 \\
 &= (\cos\varphi \cdot \cos\xi)(\sin\varphi \cdot \cos\xi)\sigma_v^2 + \\
 &\quad + (-\sin\varphi \cdot \cos\xi \cdot v)(\cos\varphi \cdot \cos\xi \cdot v)\sigma_\varphi^2 + \\
 &\quad + (\cos\varphi \cdot (-\sin\xi) \cdot v)(\sin\varphi \cdot (-\sin\xi) \cdot v)\sigma_\xi^2
 \end{aligned} \tag{2.30}$$

$$\begin{aligned}
 \sigma_{x,z}^2 &= \left(\frac{\delta v_x}{\delta v}\right)\left(\frac{\delta v_z}{\delta v}\right)\sigma_v^2 + \left(\frac{\delta v_x}{\delta \xi}\right)\left(\frac{\delta v_z}{\delta \xi}\right)\sigma_\xi^2 \\
 &= (\cos\varphi \cdot \cos\xi)(\sin\xi)\sigma_v^2 + \\
 &\quad + (\cos\varphi \cdot (-\sin\xi) \cdot v)(\cos\xi \cdot v)\sigma_\xi^2
 \end{aligned} \tag{2.31}$$

$$\begin{aligned}
 \sigma_{y,x}^2 &= \left(\frac{\delta v_x}{\delta v}\right)\left(\frac{\delta v_y}{\delta v}\right)\sigma_v^2 + \left(\frac{\delta v_x}{\delta \varphi}\right)\left(\frac{\delta v_y}{\delta \varphi}\right)\sigma_\varphi^2 + \left(\frac{\delta v_x}{\delta \xi}\right)\left(\frac{\delta v_y}{\delta \xi}\right)\sigma_\xi^2 \\
 &= (\cos\varphi \cdot \cos\xi)(\sin\varphi \cdot \cos\xi)\sigma_v^2 + \\
 &\quad + (-\sin\varphi \cdot \cos\xi \cdot v)(\cos\varphi \cdot \cos\xi v)\sigma_\varphi^2 + \\
 &\quad + (\cos\varphi \cdot (-\sin\xi) \cdot v)(\sin\varphi \cdot (-\sin\xi) \cdot v)\sigma_\xi^2
 \end{aligned} \tag{2.32}$$

$$\begin{aligned}
 \sigma_{y,z}^2 &= \left(\frac{\delta v_y}{\delta v}\right)\left(\frac{\delta v_z}{\delta v}\right)\sigma_v^2 + \left(\frac{\delta v_y}{\delta \xi}\right)\left(\frac{\delta v_z}{\delta \xi}\right)\sigma_\xi^2 \\
 &= (\sin\varphi \cdot \cos\xi)(\sin\xi)\sigma_v^2 + \\
 &\quad + (\sin\varphi \cdot (-\sin\xi) \cdot v)(\cos\xi v)\sigma_\xi^2
 \end{aligned} \tag{2.33}$$

$$\begin{aligned}
 \sigma_{z,x}^2 &= \left(\frac{\delta v_x}{\delta v}\right)\left(\frac{\delta v_z}{\delta v}\right)\sigma_v^2 + \left(\frac{\delta v_x}{\delta \xi}\right)\left(\frac{\delta v_z}{\delta \xi}\right)\sigma_\xi^2 \\
 &= (\cos\varphi \cdot \cos\xi)(\sin\xi)\sigma_v^2 + \\
 &\quad + (\cos\varphi \cdot (-\sin\xi) \cdot v)(\cos\xi \cdot v)\sigma_\xi^2
 \end{aligned} \tag{2.34}$$

$$\begin{aligned}
 \sigma_{z,y}^2 &= \left(\frac{\delta v_y}{\delta v}\right)\left(\frac{\delta v_z}{\delta v}\right)\sigma_v^2 + \left(\frac{\delta v_y}{\delta \xi}\right)\left(\frac{\delta v_z}{\delta \xi}\right)\sigma_\xi^2 \\
 &= (\sin\varphi \cdot \cos\xi)(\sin\xi)\sigma_v^2 + \\
 &\quad + (\sin\varphi \cdot (-\sin\xi) \cdot v)(\cos\xi \cdot v)\sigma_\xi^2
 \end{aligned} \tag{2.35}$$

Die Varianzen des Bewegungsmodells sind auch als Werte der Diagonalen von Q $diag(Q_q)$ definiert:

$$\sigma_q^2 = \begin{pmatrix} \sigma_x^2 \\ \sigma_y^2 \\ \sigma_z^2 \end{pmatrix} = diag(Q_q) \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (\cos\varphi \cdot \cos\xi)^2\sigma_v^2 + (\sin\varphi \cdot \cos\xi v)^2\sigma_\varphi^2 + (\cos\varphi \cdot \sin\xi \cdot v)^2\sigma_\xi^2 \\ (\sin\varphi \cdot \cos\xi)^2\sigma_v^2 + (\cos\varphi \cdot \cos\xi v)^2\sigma_\varphi^2 + (\sin\varphi \cdot \sin\xi \cdot v)^2\sigma_\xi^2 \\ (\sin\xi)^2\sigma_v^2 + (\cos\xi \cdot v)^2\sigma_\xi^2 \end{pmatrix} \tag{2.36}$$

Für die Fehlerfortpflanzung der Geschwindigkeit ergibt sich allgemein:

$$\Delta v = \begin{pmatrix} \Delta v_x \\ \Delta v_y \\ \Delta v_z \end{pmatrix} = A \cdot \Delta p \tag{2.37}$$

wobei Δp den Fehlervektor der Messung beschreibt:

$$\Delta p = \begin{pmatrix} \Delta v \\ \Delta \varphi \\ \Delta \xi \end{pmatrix} \quad (2.38)$$

Ausmultipliziert ergibt sich somit folgendes Fehlermodell für die Geschwindigkeit des Fahrzeugs erstellt werden:

$$\Delta v = \begin{pmatrix} \cos \varphi \cdot \cos \xi \cdot \Delta v - \sin \varphi \cdot \cos \xi \cdot v \cdot \Delta \varphi - \cos \varphi \cdot \sin \xi \cdot v \cdot \Delta \xi \\ \sin \varphi \cdot \cos \xi \cdot \Delta v + \cos \varphi \cdot \cos \xi \cdot v \cdot \Delta \varphi - \sin \varphi \cdot \sin \xi \cdot v \cdot \Delta \xi \\ \sin \xi \cdot \Delta v + \cos \xi \cdot v \cdot \Delta \xi \end{pmatrix} \quad (2.39)$$

Im Rahmen der Arbeit wird die Vereinfachung getroffen, dass sich das Fahrzeug in der Ebene bewegt. Für diese Vereinfachung gibt es zwei Hauptargumente: Einerseits verfügen Serienfahrzeuge nicht über ausreichend genaue Neigungssensoren, um Höhenunterschiede beim Bergauf- oder Bergabfahren berücksichtigen zu können. Weiterhin besitzen die meisten derzeitige Kartensysteme für Fahrzeuganwendungen keine Höheninformationen, da das für Fahrzeugnavigation gebräuchliche universale transverse Merkatorsystem (UTM) zweidimensional ist und eine eventuelle Höheninformation bei der Projektion auf eine Karte nicht einfließt.

Unter der Annahme, dass ξ sehr klein ist ($\xi \rightarrow 0$), ergibt sich mit $\lim_{\xi \rightarrow 0}(\sin \xi) = 0$ und $\lim_{\xi \rightarrow 0}(\cos \xi) = 1$ für das zweidimensionale Geschwindigkeitsmodell somit:

$$\Delta v = \begin{pmatrix} \Delta v_x \\ \Delta v_y \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \varphi \cdot \Delta v - \sin \varphi \cdot v \cdot \Delta \varphi \\ \sin \varphi \cdot \Delta v + \cos \varphi \cdot v \cdot \Delta \varphi \end{pmatrix} \quad (2.40)$$

Der Kurswinkelfehler ergibt sich prinzipiell aus einem konstanten Anfangsfehler $\Delta \varphi_0$ und einer zeitlichen Drift $\Delta \omega$. Mit $\Delta \varphi = \Delta \varphi_0 + \int \omega d\tau = \Delta \varphi_0 + \Delta \omega \Delta \tau$ ergibt sich:

$$\Delta v = \begin{pmatrix} \cos \varphi \Delta v - \sin \varphi v (\varphi_0 + \Delta \omega \cdot \Delta \tau) \\ \sin \varphi \Delta v + \cos \varphi v (\varphi_0 + \Delta \omega \cdot \Delta \tau) \end{pmatrix} \quad (2.41)$$

Integriert man diese Bewegungsgleichung über die Zeit mit $X = \int v d\tau = v \Delta \tau + X_0$, erhält man:

$$\Delta X = \Delta X_0 + \begin{pmatrix} \cos \varphi \Delta v \Delta \tau - \sin \varphi \cdot v \cdot \varphi_0 \Delta \tau - \frac{1}{2} \sin \varphi \cdot v \cdot \Delta \omega \cdot \Delta \tau^2 \\ \sin \varphi \Delta v \Delta \tau + \cos \varphi \cdot v \cdot \varphi_0 \Delta \tau + \frac{1}{2} \cos \varphi \cdot v \cdot \Delta \omega \cdot \Delta \tau^2 \end{pmatrix} \quad (2.42)$$

2.8.2 Fehlerbetrachtung GNSS

Langzeitstabile oder stochastische Navigationsverfahren arbeiten meist absolut und bilden die Positionslösung aufgrund einer einzigen aktuellen oder mehrerer zeitlich sehr nah zusammen liegender Messungen. Langzeitstabil bedeutet dabei, dass die einzelnen Messungen stochastisch um einen stabilen Mittelwert verteilt sind, jedoch bei Kurzzeitbetrachtungen ein deutliches Rauschen beobachtet werden kann. Als Beispiel für langzeitstabile Systeme können GNSS oder LORAN-Systeme herangezogen werden. Die einzelnen Positionslösungen können im stationären Fall einige Meter bis einige hundert Meter voneinander abweichen, wobei die Positionslösung durch Mittelung mehrerer Messungen zu einer einzigen genauen Position konvergiert, siehe auch [Linauer, 2006].

Für GNSS kann der Fehler der aktuellen Positionsbestimmung wie in [Kaplan und Hegarty, 2005] abgeschätzt werden. Ausgehend von der Laufzeitmessung nach Formel 2.4 lässt sich der mathematische Abstand zwischen Satellit i und Empfängerposition \vec{X} unter Berücksichtigung der Uhrfehler definieren:

$$d_{ps,i} = \sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2} + c \cdot \delta t - c \cdot \delta t_i + \epsilon \quad (2.43)$$

Dieser mathematische Abstand, der Uhrenfehler und andere Fehlerterme mit einschließt, ist dabei nicht mit dem geometrischen Abstand gleichzusetzen. Aus diesem Grund wird dieser mathematische Abstand im Bereich der Satellitennavigation als Pseudoabstand oder Pseudorange $d_{ps,i}$ zwischen Empfänger und Satellitenposition \vec{X}_i bezeichnet.

Fasst man die Pseudorange als Funktion des Orts und Zeitvektors des Empfängers inklusive Fehlerterm auf, ergibt sich folgende Kurzform:

$$d_{ps,i} = f^i(\vec{X}, \delta t) + \epsilon \quad (2.44)$$

Um die unbekannt Parameter \vec{X} und δt zu ermitteln, bietet sich eine Taylorreihenentwicklung um einen Startpunkt \vec{X}_0 und eine Anfangszeit δt_0 des Empfängers an:

$$d_{ps,i} = f^i(\vec{X}_0, \delta t_0) + \sum_{k=1}^3 \frac{d}{d\vec{X}_k} f^i(\vec{X}_0, \delta t_0) \Delta \vec{X}_k + \frac{d}{d\delta t} f^i(\vec{X}_0, \delta t_0) \Delta \delta t + O(\Delta \vec{X}_0^2, \Delta \delta t_0^2) + \epsilon \quad (2.45)$$

Nach Vernachlässigung der Terme höherer Ordnung O erhält man:

$$d_{ps,i} = f^i(\vec{X}_0, \delta t_0) + \sum_{k=1}^3 \frac{d}{d\vec{X}_k} f^i(\vec{X}_0, \delta t_0) \Delta \vec{X}_k + \frac{d}{d\delta t} f^i(\vec{X}_0, \delta t_0) \Delta \delta t + \epsilon \quad (2.46)$$

oder kurz:

$$d_{ps,i} = f^i(\vec{X}_0, \delta t_0) + \nabla f^i(\vec{X}_0, \delta t_0) \Delta \vec{X}_k + \frac{d}{d\delta t} f^i(\vec{X}_0, \delta t_0) \Delta \delta t + \epsilon \quad (2.47)$$

Setzt man nun $\vec{X} = \vec{X}_0 + \Delta\vec{X}$ und $\delta t = \delta t_0 + \Delta\delta t$, folgt für die Funktion des jeweiligen Satelliten i :

$$f^i(\vec{X}, \delta t) = \left| \vec{X}_i - \vec{X} \right| + c\delta t - c\delta t_i \quad (2.48)$$

Hieraus lassen sich die folgenden Ableitungen bestimmen:

$$\frac{d}{d\delta t} f^i = c \quad (2.49)$$

$$\frac{d}{d\vec{X}_k} f^i = -\frac{\vec{X}_{k,i} - \vec{X}_k}{\left| \vec{X}_i - \vec{X} \right|} \quad (2.50)$$

$$\nabla f^i = -\frac{\vec{X}_i - \vec{X}}{\left| \vec{X}_i - \vec{X} \right|} = -\vec{e}_i \quad (2.51)$$

\vec{e}_i beschreibt den Richtungsvektor (Einheitsvektor) vom Empfänger zu Satellit i . Setzt man dies in die linearisierte Beobachtungsgleichung 2.47 ein, ergibt sich die Beobachtung des Satelliten i :

$$d_{ps,i} = \left(\left| \vec{X}_i - \vec{X}_0 \right| - c\delta t \right) - \vec{e}_i \Delta\vec{X} + c \cdot \delta t + \epsilon_i \quad (2.52)$$

oder:

$$\Delta\gamma_i \equiv d_{ps,i} - \left(\left| \vec{X}_i - \vec{X}_0 \right| - c\delta t \right) = \vec{e}_i \Delta\vec{X} + c\delta t + \epsilon_i \quad (2.53)$$

Mit diesem Ausdruck kann nun eine gemeinsame Schreibweise für alle gleichzeitigen Satellitenbeobachtungen aufgestellt werden:

$$\begin{pmatrix} \Delta\gamma_1 \\ \Delta\gamma_2 \\ \vdots \\ \Delta\gamma_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -e_1^1 & -e_1^2 & -e_1^3 & c \\ -e_2^1 & -e_2^2 & -e_2^3 & c \\ \vdots & & & \\ -e_n^1 & -e_n^2 & -e_n^3 & c \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \delta t \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \vdots \\ \epsilon_n \end{pmatrix} \quad (2.54)$$

oder in kurzer Matrixschreibweise

$$\Delta\vec{\gamma} = \mathbf{A}\Delta\vec{p} + \vec{\epsilon} \quad (2.55)$$

Dabei beschreibt $\Delta\vec{\gamma}$ die einzelnen Beobachtungen, \mathbf{A} die Designmatrix, $\Delta\vec{p}$ den Vektor der Unbekannten und $\vec{\epsilon}$ den Residuenvektor.

Folgt man zur Lösung dem Ansatz der kleinsten Fehlerquadrate mit der Bedingung für die Schätzwerte $\vec{\epsilon}^T \vec{\epsilon} = \min$, bedeutet dies, dass die Ableitung obiger Funktion mit zunehmender Verbesserung gegen 0 geht:

$$\frac{d}{d\Delta\vec{\gamma}_k}(\vec{\epsilon}^T \vec{\epsilon}) = \frac{d}{d\Delta\vec{\gamma}_k}((\Delta\vec{\gamma} - \mathbf{A}\Delta\vec{p})^T (\Delta\vec{\gamma} - \mathbf{A}\Delta\vec{p})) \quad (2.56)$$

Unter Verwendung der Beziehung

$$\nabla_{\Delta\vec{\gamma}}(\vec{\epsilon}^T \vec{\epsilon}) = 2\nabla_{\Delta\vec{\gamma}}\vec{\epsilon} = -2(\Delta\vec{\gamma}^T - \Delta\vec{p}^T \mathbf{A}^T)\mathbf{A} \quad (2.57)$$

ergibt sich die sogenannte Normalengleichung:

$$\mathbf{A}^T \Delta\vec{\gamma} = \mathbf{A}^T \mathbf{A} \Delta\vec{p} \quad (2.58)$$

Löst man diese nach $\Delta\vec{p}$ ergibt sich:

$$\Delta\vec{p} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \Delta\vec{\gamma} \quad (2.59)$$

Die hier enthaltene Matrix $\mathbf{A}^T \mathbf{A}$ nennt sich Matrix der Normalengleichung. Ihre Inverse heißt Kofaktormatrix \mathbf{Q} und enthält wichtige Angaben zur Genauigkeit:

$$\mathbf{Q} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \quad (2.60)$$

Die Residuen der Lösung der kleinsten Fehlerquadrate sind definiert als:

$$\vec{\epsilon} = \Delta\vec{\gamma} - \mathbf{A}\Delta\vec{p} \quad (2.61)$$

Die sogenannte a-posteriori Wichtung des quadratischen Mittelwertes ergibt sich zu

$$m_0 = \sqrt{\frac{\vec{\epsilon}^T \vec{\epsilon}}{n - n_p}} = \sqrt{\frac{\Delta\vec{\gamma}^T \Delta\vec{\gamma} - \Delta\vec{\gamma}^T \mathbf{A} \Delta\vec{p}}{n - n_p}} \quad (2.62)$$

Wobei n die Zahl der Beobachtungen und n_p die Zahl der gesuchten Unbekannten beschreiben.

Die jeweilige Standardabweichung (1σ) der Parameter k definiert sich zu

$$\sigma(\Delta\vec{\gamma}_k) = m_0 \sqrt{\mathbf{Q}_{k,k}} \quad (2.63)$$

3 Mögliche Navigationssensoren

In Bezug auf fahrzeuggebundene Navigation gibt es verschiedene grundsätzliche Einsatzgebiete unterschiedlicher Positionierungssysteme. Die größte Verbreitung im Fahrzeugbereich haben heutzutage satellitenbasierte Navigationssysteme.

3.1 Satellitennavigation

Für die Positionsbestimmung mit GNSS werden die Signallaufzeiten von mindestens vier GNSS-Satelliten in einem Empfänger bestimmt und durch einen Bogenschnitt eine Position berechnet, siehe [Misra und Enge, 2001]. Da die Uhr des Empfängers nicht zu den Atomuhren der Satelliten synchronisiert ist, ist die Beobachtung des vierten Satelliten notwendig, um den Uhrenfehler auszugleichen und eine dreidimensionale Position zu bestimmen.

Je nach dem, welches GNSS verwendet wird (GPS, Galileo, GLONASS, COMPASS, etc.), unterscheiden sich die nutzbaren Frequenzbänder. Alle GNSS außer GLONASS verwenden Codemultiplexverfahren (Code Division Multiple Access, CDMA), mit denen die einzelnen Satelliten voneinander unterschieden werden. Das ursprüngliche GLONASS verwendet ein Frequenzmultiplexverfahren, bei dem jeder Satellit eine eigene Sendefrequenz verwendet. Das modernisierte GLONASS sendet, wie die anderen GNSS auch, zusätzlich CDMA codierte Signale auf den Standardfrequenzen von GNSS aus. Bei CDMA benötigt jeder Satellit ein eigenes quasizufälliges Rauschsignal zur Codierung, den Pseudo Random Noise (PRN)- Code. Damit können die Signale der unterschiedlichen Satelliten parallel auf den gleichen Sendefrequenzen f_c genutzt werden. Der Empfänger vergleicht die empfangenen Signale mit den bekannten satellitenspezifischen Codes und kann dadurch bestimmen, welcher Satellit das jeweilige Signal gesendet hat. Mit dem PRN-Code wird außerdem die sogenannte Navigationsnachricht verschlüsselt, die unter anderem die Sendezeit der Nachricht und die Positionsparameter der Satelliten des GNSS enthält. Mit den vom Satelliten übertragenen Informationen kann dann die Empfängerposition gemäß dem jeweiligen Koordinatensystem (GPS: WGS 84) berechnet werden.

Im Falle der meistgenutzten CDMA-Multiplexverfahrens werden die Satellitensignale $s(t)$ mit dem sogenannten Binary Phase-Shift Keying (engl. für binäre Phasenumtastung, BPSK) Modulationsverfahren übertragen. Die älteren GPS Signale nutzen dabei direkt die BPSK Modulation

3 Mögliche Navigationssensoren

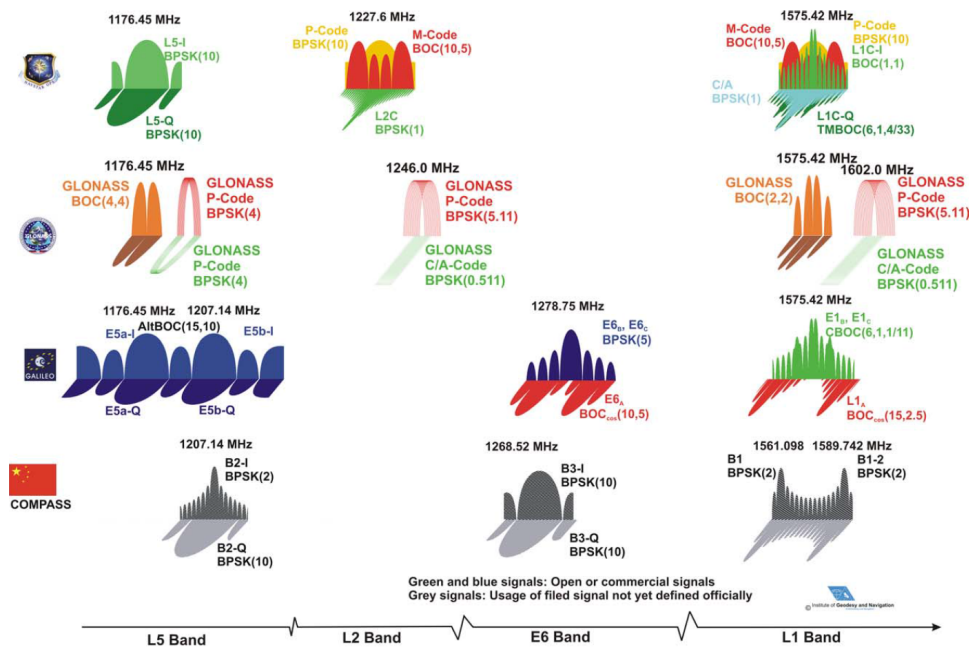


Abbildung 3.1: Übersicht der verschiedenen Satellitennavigationssysteme und -signale aus Rodriguez und Angel [2008]

für das Signal, das sich aus den eigentlichen Nutzdaten $D_{Nutz}(t)$ und den PRN-Codes $C_{PRN}(t)$ zusammensetzt, vgl. Formel 3.1.

$$s(t) = D_{Nutz}(t) * C_{PRN}(t) \sin(2\pi f_c t) \quad (3.1)$$

Die neueren CDMA basierten Signale aller GNSS, vgl. Abbildung 3.1, nutzen zudem noch verschiedene Binary Offset Carrier (engl. für binärer Unterträger, BOC) $C_{BOC}(t)$, um die Interoperabilität der sich überlagernden Satellitensignale der verschiedenen Systeme zu gewährleisten und die übertragene Spektralleistung im jeweiligen Frequenzband zu verteilen:

$$s(t) = D_{Nutz}(t) C_{PRN}(t) C_{BOC}(t) \sin(2\pi f_c t) \quad (3.2)$$

Außer dem Raumsegment (Satelliten) und dem Bodensegment (Empfänger) wird außerdem das Kontrollsegment benötigt. Dieses besteht aus mehreren Monitorstationen, die über die Erde verteilt sind und einer Kontrollstation. Die Monitorstationen senden Korrekturdaten zu den jeweiligen Satelliten, die die Kontrollstation ihnen vorgibt.

Motivation der Arbeit ist die Entwicklung eines störungsichereren Multi-Sensorsystems zur sicheren Positionsbestimmung von Straßenfahrzeugen. Aus diesem Grund wird das folgende Kapitel 4 aktuelle Möglichkeiten zur Störung von Satellitennavigationsempfängern betrachten. Zuvor

soll hier zum besseren Verständnis allerdings auf die grundlegende Funktionsweise eines Satellitennavigationsempfängers eingegangen werden.

Prinzipiell besteht ein GNSS-Empfänger aus fünf Hauptgruppen: der Antenne, einer analogen Mischerstufe inklusive Bandpassfilterung, einer Wandlerstufe zur Konvertierung des analogen Signals ins Digitale, der Akquisitions- und Tracking- Stufe und einer Prozessierungseinheit zur Berechnung der Positions- und Navigationsinformationen.

Die Antenne hat die Aufgabe, die in der Luft befindlichen elektromagnetischen Freiraumwellen des Satellitennavigationssystems in leitungsgebundene Signale umzuwandeln, die dann weiterverarbeitet werden können. Üblicherweise werden für Empfänger bei Massenanwendungen wie der Fahrzeugnavigation sogenannte Patchantennen verbaut, die einen Antennengewinn G_R gegenüber einer onnidirektionalen Antenne von $2 - 4\text{dBi}$ aufweisen. Somit lässt sich der Signalpegel S_S des aufgefangenen GNSS-Signals nach [Misra und Enge, 2001] wie folgt abschätzen:

$$S_S = \frac{P_T G_T G_R}{L_A L_F} \frac{c^2}{4\pi f^2} = \frac{P_T G_T T_R}{L_A 4\pi R^2} \frac{c^2}{4\pi f^2} \quad (3.3)$$

Oder logarithmisch in dB:

$$\begin{aligned} S_{S,dBW} &= P_T + G_T + G_R - A_R - L_A - L_F = \\ &= 14,3\text{dBW} + 12,5\text{dB} + 2\text{dBi} - 25,4\text{dB} - 2\text{dB} - 157,8\text{dB} = -156,4\text{dBW} \end{aligned} \quad (3.4)$$

Mit

S_S	=	Signalpegel des empfangenen Signals nach Antenne
P_T	=	abgestrahlte Signalleistung (ca. 14,3 dBW)
G_T	=	Antennengewinn Sender (ca. 12,5 dB)
A_R	=	Effektive Antennenfläche ($(c^2)/(4\pi f^2)$)
G_R	=	Antennengewinn Empfänger (ca. 2 dBi)
L_A	=	Signaldämpfung in der Atmosphäre (ca. 2 dB)
L_F	=	Signaldämpfung Freiraumausbreitung ($1/(4\pi R^2)$)
R	=	Entfernung zwischen Sender und Empfänger (ca. 20200km)
f	=	Signalmittelfrequenz (1,57542 GHz)
c	=	Lichtgeschwindigkeit

Im nächsten Schritt formt die analoge Mischerstufe das sehr hochfrequente Satellitennavigationssignal von 1,57542 GHz (L1) in eine Zwischenfrequenz um, die deutlich tiefer liegt (normalerweise einige 10-100 MHz). Hierauf werden die Signale verstärkt, um den sehr niedrigen Signalpegel am Empfangsort

(typischerweise -156,4 dBW) zu erhöhen. Dies ist notwendig, damit die Signale von den nachfolgenden Baugruppen verarbeitet werden können. Das L1 Frequenzband ist derzeit für zivile Anwender das wichtigste, da es von allen Empfängern genutzt wird und bei allen GNSS zur freien Verfügung steht. Hochwertige Mehrfrequenzempfänger arbeiten prinzipiell nach dem gleichen Prinzip, hier sind viele Baugruppen allerdings mehrfach vorhanden, um die verschiedenen Frequenzbänder parallel zu verarbeiten.

Die folgende Wandlerstufe besteht im Wesentlichen aus zwei Einzelkomponenten: Der Automatic Gain Control (AGC, engl. für automatisch nachgeregelter Verstärker) und dem Analog to Digital Converter (ADC, engl. für Analog zu Digital Wandler). Die AGC regelt im normalen Betrieb den Signalpegel des Nutzsignals immer so nach, dass sich dieser im optimalen Bereich für die folgende analog zu digital Wandlung befindet.

Die digitalisierten Signale auf der Zwischenfrequenz werden nun an die Signal-Korrelatoren weitergeleitet. In der Zwischenzeit werden Codeduplikate von den zu empfangenen GNSS-PRN-Codes mit Hilfe eines regelbaren Referenzoszillators („Numeric Controlled Oscillator“ oder NCO) und der Information aus der Akquisition generiert. Die Akquisition beschreibt dabei den Initialisierungsvorgang des Empfängers, bei dem die am Ort des Empfängers verfügbaren Satelliten bestimmt werden und die jeweiligen Dopplerverschiebungen und Zeitverschiebungen des Empfangssignals eines Satellitensignals am Empfängerstandort zunächst grob bestimmt werden. Die Akquisition kann dabei durch die Angabe einer ungefähren Empfängerposition, Zeit und den sogenannten Almanachdaten (Informationen über die Orbits und Verfügbarkeiten der GNSS-Satelliten) des jeweiligen GNSS deutlich beschleunigt werden.

Der Codegenerator, dessen Frequenz durch den NCO gesteuert wird, erzeugt in den meisten Empfängern drei Instanzen desselben Codes pro zu empfangenden Satellit: eine zur Schätzung des Korrelators synchrone Instanz des zu empfangenden GNSS-Signals („prompt“) und jeweils eine etwas verzögerte („late“) und vorlaufende („early“) Version des zu empfangenden Signals. Die jeweiligen Korrelationswerte der early und der late Korrelation [+,-] werden im Code-Trackingregler verwendet, um mittels Differenzbildung dieser Signale Synchronisierungsfehler der Empfangszeitpunktsschätzung zu ermitteln. Hier auftretende Zeitsynchronisierungsfehler zwischen den generierten Repliksignalen und den empfangenen GNSS-Signalen resultieren direkt in Fehler der Streckenmessung zwischen Satellit und Empfänger. Daher minimiert man die im Code-Trackingregler festgestellten Synchronisationsfehler durch eine Rückkopplung zum NCO. Bei Unterschreitung eines gewissen Schwellwertes für die Synchronisationsfehler spricht man vom „in-lock“ Zustand, in dem die zeitliche Differenz zwischen Ausstrahlung des Signals am Satelliten und Empfang am Boden gemessen werden kann und so die Pseudostrecke (ρ) (geometrischer Abstand zwischen Satellit und Empfänger mit Berücksichtigung von Uhrenfehlern) ermittelt wird.

Zur Bestimmung der zunächst unbekanntenen Trägerphasenlage wird das empfangene Signal je einmal

mit einem sinusförmigen und einem cosinusförmigen Signal im Hochfrequenzempfänger abgetastet. Beide Signale werden dann in jeweils identischen Signalverarbeitungspfaden weiterverarbeitet. Ziel dieses doch anfangs aufwändig erscheinenden Verfahrens ist, das Empfangssignal in der analogen und digitalen Verarbeitung möglichst nicht zu verfälschen. Da die ursprüngliche Phasenlage des Empfangssignals unbekannt ist, werden bei Kommunikations- und Navigationsempfängern daher jeweils ein sogenanntes in-phasen- (I) und quadratur-phasenlagiges (Q) (90° phasenversetzt) Signal empfangen. Die Trägerphase wird bereits in der Akquisitionsphase bestimmt. Einerseits werden bei GNSS verschiedene Dienste auf der I- und Q-Phase übertragen, andererseits wird im Gegensatz zu normalen Kommunikationsverfahren bei GNSS die Trägerphaseninformation zur Verbesserung der Pseudostreckenschätzung herangezogen, was eine hoch genaue Synchronisation in Frequenz, Zeit und Phase zwischen Empfangssignal und Empfänger voraussetzt. Zur Phasensynchronisierung wird hierzu im Trägerphasen-Trackingregler der Arkustangens des I-Q-Verhältnisses bestimmt, was den Phasenversatz des I-Anteils relativ zum Empfangssignal beschreibt. Durch die Rückkopplung des Trägerphasen-Trackingreglers wird eine nahezu perfekte Anpassung der Phase des Repliksignals an das Empfangssignal ermöglicht. Damit ist nun neben der Messung des Codeversatzes auch eine sehr genaue Messung der Trägerphasenlage möglich, durch die eine relative Positionsveränderung der Empfangsantenne hochgenau bestimmt werden kann. Die Messung der relativen Phasenlage $\Delta\rho$ verbessert dabei zudem die Messung des Codeversatzes und ermöglicht dadurch eine noch genauere Absolutmessung der Entfernung des Empfängers zum Satelliten.

Die einzelnen Pseudostreckenmessungen werden im letzten Schritt im Positionsfiler durch geeignete Optimalschätzer, im vorliegenden Beispiel ein Kalman Filter, zur Positionslösung weiterverarbeitet. Dazu werden die einzelnen Pseudostreckenmessungen zur Ausgleichsrechnung verwendet, um die unbekannte Empfängerposition in x,y und z sowie den Empfängeruhrfehler zu bestimmen.

Zum Thema Satellitennavigation und den damit verbundenen Anwendungen gibt es eine Vielzahl an Literatur, es wird an dieser Stelle an [Seeber, 1989], [Subirana et al., 2012], [Misra und Enge, 2001], [Kaplan und Hegarty, 2005] und [Hofmann-Wellenhof et al., 2007] verwiesen.

3.2 Relative Navigationssensoren

Relative Navigationssensoren benötigen während des normalen Betriebs keinerlei infrastrukturabhängige Unterstützung. Es ist allerdings notwendig, dass zum Beispiel während der Initialisierungsphase Informationen wie Kurswinkel (auch Heading genannt) und Startposition bereitgestellt werden. Da diese Navigationssysteme relative Positionsänderungen über die Zeit integrieren und daraus die Positionslösung errechnen, weisen sie ein integrierendes Fehlverhalten auf. Aus diesem Grund sollten sie von Zeit zu Zeit durch Positionsupdates von absolut positionierenden Navigationssystemen gestützt werden, um die Gesamtabweichung des Systems innerhalb der Anforderungen zu halten.

Im Folgenden werden relative Navigationssensoren vorgestellt, die sich für den Einsatz bei Straßenfahrzeugen besonders eignen.

3.2.1 Inertialmesssysteme

Inertiale Navigationssysteme basieren auf der Messung von Beschleunigungen und Drehraten. Zur vollständigen Beschreibung der Bewegung eines im dreidimensionalen Raum bewegbaren Objektes werden drei Beschleunigungs- und drei Drehratensensoren benötigt, jeweils ein Sensor pro Freiheitsgrad. Ein im Raum frei bewegliches Objekt hat 6 Freiheitsgrade, 3 Rotationen und 3 Translationen, siehe [Savage, 2000a]. Zur eindeutigen Beschreibung der Bewegung müssen daher nicht nur pro möglichem Freiheitsgrad ein zugehöriger Sensor verwendet werden, sondern diese auch orthogonal zueinander angeordnet werden, um alle Drehachsen und Bewegungen abbilden zu können. Zur Bestimmung der aktuellen Position integriert das Navigationssystem von der Startorientierung und dem Startpunkt ausgehend die Beschleunigungen und Drehraten aller drei Messachsen kontinuierlich auf. Die Anzahl der verwendeten Sensoren kann in Spezialfällen mit weniger als 6 Freiheitsgraden dementsprechend reduziert werden.

Beschleunigungsmesser

Ein Beschleunigungsmesser ist ein Sensor, der auf Grundlage der Massenträgheit basiert. Dabei wird die zu ermittelnde Beschleunigung durch die Messung der Trägheitskraft auf eine Prüfmasse bestimmt. Durch die kontinuierliche Messung der Beschleunigung kann bei bekannter Ausgangsgeschwindigkeit durch Integration der Einzelmessungen die aktuelle Geschwindigkeit in Messrichtung bestimmt werden.

Prinzipiell lassen sich für die Navigation drei Klassen von Beschleunigungsmessern unterscheiden: Induktive Messverfahren, Messungen über Dehnungsmessstreifen sowie kapazitive oder mikroelektromechanische Systeme (MEMS). Bei hoch anspruchsvollen Anwendungen, für die sehr genaue Beschleunigungsmessungen (Messungen der Erdbeschleunigung mit Gravimetern) benötigt werden, verwendet man aufgrund der besseren Auflösbarkeit meist größere Prüfmassen. Die Messung

der auf die Prüfmass e wirkenden Trägheitskräfte erfolgt dabei entweder über Dehnungsmessstreifen oder über magnetische Induktion.

Bei der Verwendung von Dehnungsmessstreifen wird die Prüfmass e über eine piezoresistive Feder aufgehängt. Die Anordnung der Dehnungswiderstände erfolgt dabei quadratisch, um aus der biegungsabhängigen Widerstandsänderung der Einzelelemente direkt auf die einwirkende Beschleunigung rückschließen zu können.

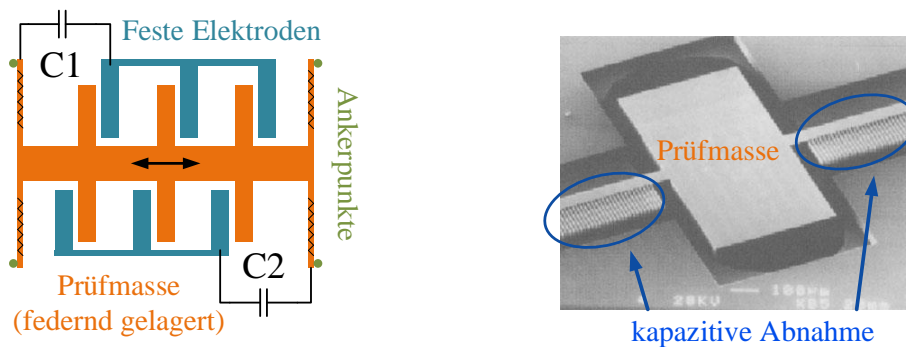


Abbildung 3.2: Funktionsprinzip eines kapazitiven Beschleunigungsmessers (links) und MEMS Beschleunigungsmesser mit seitlicher Abnahme nach Glück [2015] (rechts)

Abbildung 3.2 zeigt den Aufbau eines kapazitiven Beschleunigungssensors als MEMS-Sensor. Ein kapazitiver Beschleunigungsmesser besteht aus einer gefedert (Federkonstante k) gelagerten Prüfmass e, so dass diese sich in Messrichtung frei bewegen kann. Durch eine entsprechende Form einer elektrisch leitenden Prüfmass e m und die Verwendung zweier fester kapazitiver Abnehmer entstehen zwei Kondensatoren mit Abstand d , die je nach Richtung und Stärke der Auslenkung x verschiedene Kapazitäten C_1 und C_2 und somit verschiedene Spannungen aufweisen. Diese Kapazitätsänderung wird beispielsweise in [Glück, 2015] beschrieben:

$$C_1 = \frac{\epsilon_0 \epsilon_r A}{d + x} \quad (3.5)$$

$$C_2 = \frac{\epsilon_0 \epsilon_r A}{d - x} \quad (3.6)$$

Dabei beschreibt ϵ_0 die elektrische Feldkonstante und ϵ_r die relative Permittivität des Sensorwerkstoffes. Mit einem Spannungsteiler der in Reihe geschalteten Kondensatoren lässt sich nach [Glück, 2015] sowohl die Richtung der Beschleunigung als auch die Stärke der Beschleunigung a direkt aus der Ausgangsspannung U_A bestimmen:

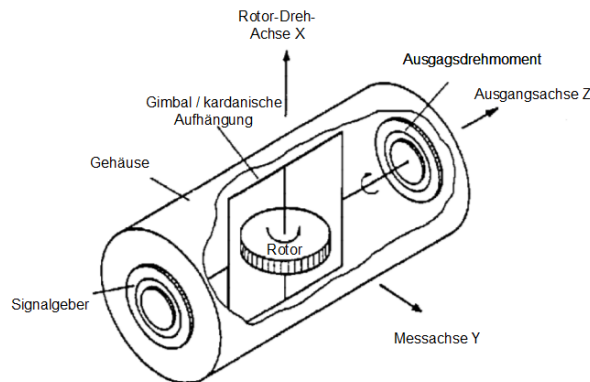


Abbildung 3.3: Einachsiger gefesselter Kreisel nach Deppner [1999]

$$U_A = U_S \frac{\frac{1}{C_2}}{\frac{1}{C_1} + \frac{1}{C_2}} = U_S \frac{1}{1 + \frac{C_2}{C_1}} = \frac{1}{2} U_S \left(1 - \frac{m}{kd} a\right) \quad (3.7)$$

Wegen der kompakten Bauweise und der hohen mechanischen Belastbarkeit bei gleichzeitig extrem geringen Kosten finden in heutigen kommerziellen Anwendungen fast ausschließlich MEMS-Beschleunigungsmesser Verwendung.

Weiterführende Betrachtungen zu Beschleunigungsmessern finden sich gut beschrieben in [Glück, 2015], [Titterton et al., 1997] oder [Kempe, 2011].

Drehratensensoren

Die wichtigsten Drehratensensortechnologien werden derzeit in fünf Kategorien unterteilt:

- **Rotorkreisel** beruhen auf dem gyroskopischen Effekt und werden entweder als einachsige gefesselte Kreisel oder als dynamisch abgestimmte oder elektrostatisch gelagerte zweiachsige Kreisel verwendet. Rotorkreisel sind heutzutage vor allem in militärisch genutzter Technik noch im Einsatz, wurden aber wegen der komplexen Bauweise und damit verbundenen hohen Kosten durch optische und mikroelektromechanische Systeme, sowie Satellitennavigationssysteme weitestgehend verdrängt. Daher soll an dieser Stelle nur ein Überblick zur prinzipiellen Wirkungsweise gegeben werden.

Der Rotor eines einachsigen gefesselten Kreisels dreht sich mit konstanter Geschwindigkeit um die Drehachse X und ist über eine kardanische Aufhängung fest mit dem Gehäuse verbunden. Wirkt nun auf das Gehäuse ein Rotationsmoment in der Messachse, so wirkt auf das Gehäuse des Kreisels ein Drehmoment in der Achse Z. Die Stärke des Ausgangsdrehmomentes ist dabei direkt proportional zur Drehgeschwindigkeit des Rotors und des einwirkenden Drehmoments der Y-Achse. Zudem wird durch einen Elektromotor ein Gegenmoment zum Ausgangsmoment des

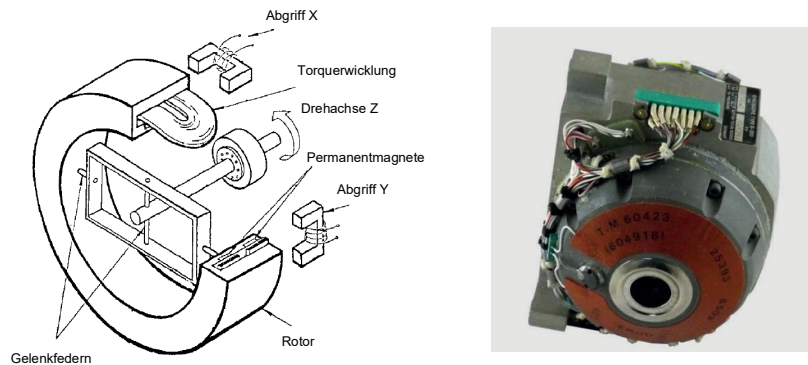


Abbildung 3.4: Dynamisch abgestimmter Kreisel nach Deppner [1999] und Sensorbeispiel

Kreiselsystems erzeugt, um den Rotor in derselben Bewegungsebene zu stabilisieren und somit einer Verdrehung des Messsystems entgegenzuwirken.

Dynamisch abgestimmte Kreiselsysteme mit zwei Freiheitsgraden ermöglichen die gleichzeitige Messung zweier Drehachsen, hier X und Y. Der ringförmige Rotor des Drehratensensors wird dabei in zwei Achsen kardanisch aufgehängt, wobei die Gelenke durch Federn realisiert werden. Der Massering des Kreisels kann sich dadurch frei bewegen und ist gleichzeitig vom Antriebssystem entkoppelt. Bei optimaler Drehgeschwindigkeit ergibt sich ein Gleichgewichtszustand zwischen den Federmomenten und den auf den Rotor wirkenden Momenten, so dass der Rotor momentfrei im Gehäuse schwimmt. Durch magnetische Torquer wird sowohl die relative Lage des Rotorringes nachgeführt als auch die Drehrate des Kreisels gemessen. Die Messungen am Kreisel werden bei diesem Aufbau also weder durch das Antriebssystem des Rotors, noch durch die Lagerung des Rotors verfälscht. Diese Kreiselklasse erreicht Genauigkeiten von bis zu $0,05^\circ/h$.

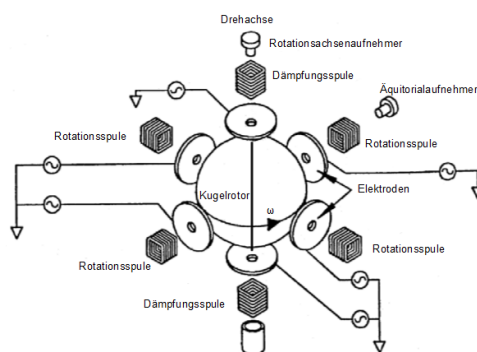


Abbildung 3.5: Elektrostatisch gelagerter Kreisel nach Deppner [1999]

Bei elektrostatisch gelagerten Kreiseln wird ein Kugelrotor, zumeist aus Beryllium, in Vakuum

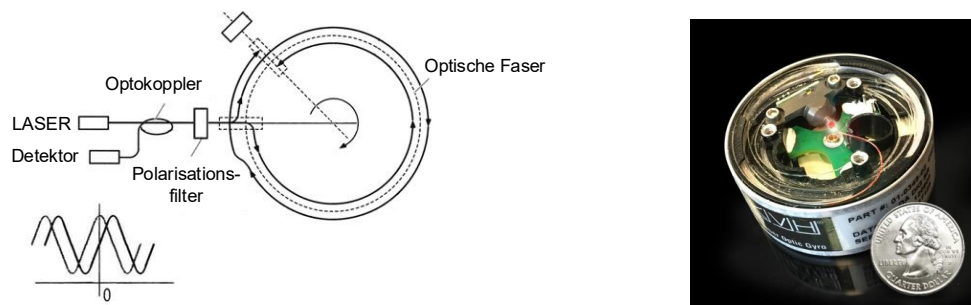


Abbildung 3.6: Faseroptischer Kreisels nach Neubrex [2017] und Sensorbeispiel aus GPSWorld [2016]

durch das elektrostatische Feld mehrerer Kondensatoren gehalten. Der Rotor wird dabei durch Magnetfelder angetrieben und die zu messenden Auslenkungen werden induktiv oder optisch vorgenommen, wodurch sich der Rotor fast ohne äußerliche Einflüsse betreiben lässt. Elektrostatisch gelagerte Kreiselsysteme können Genauigkeiten von bis zu $0.0001^\circ/\text{h}$ erreichen.

Der interessierte Leser sei an dieser Stelle auf [Titterton et al., 1997] oder [Deppner, 1999] verwiesen.

- **Optische Kreisels** basieren auf dem sogenannten Sagnac-Effekt. Dabei wird mit Hilfe von Spiegeln oder von optischen Fasern eine geschlossene Lichtstrecke gebildet, welche von zwei gleichartigen Lichtstrahlen in entgegengesetzter Richtung durchlaufen wird. Am Detektor ergibt sich je nach Bauart durch die Kombination der beiden Lichtstrahlen entweder ein Interferenzmuster oder es bilden sich stehende Wellen aus.

Im Falle des Faserkreisels, skizziert in Abbildung 3.6, dient eine Laserdiode als Lichtquelle. Das Laserlicht wird mit einem optischen Koppler zunächst geteilt und gegenläufig in eine Glasfaserspule der Länge L geleitet. Hierauf wird es wieder zusammengeführt und von einem Detektor ausgewertet. Nach [Wendel, 2011] lässt sich durch die Angabe der Wellenzahlen k_1 und k_2 der im und gegen den Uhrzeigersinn geleiteten Wellen die Phasenverschiebung $\Delta\Phi$ aus dem Interferenzmuster abschätzen:

$$\Delta\Phi = k_1L - k_2L \approx 4\pi r^2 \omega_s \omega \frac{1}{c^2 - r^2 \omega^2} \approx \frac{4\pi r^2 \omega_s \omega}{c^2} \quad (3.8)$$

Durch Einsetzen von $L = 2\pi r$, $\lambda = c/f$ und $\omega_s = 2\pi f$ ergibt sich für die Messung der Drehrate ω nach [Wendel, 2011]:

$$\omega = \frac{\lambda c}{4\pi L r} \Delta\Phi \quad (3.9)$$

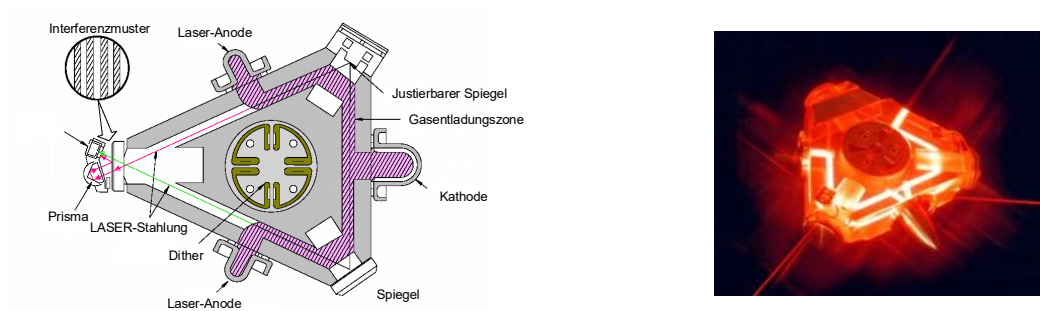


Abbildung 3.7: Ringlaserkreisel nach Makris [2015] und Beispiel RLG aus SiliconSensing [2017]

Deutlich genauere Messungen sind dagegen mit stehenden Wellen möglich, welche bei Ring-Laser-Kreiseln verwendet werden. Im Unterschied zu Faserkreiseln ist beim Ring-Laser-Kreisel der Laser in die Lichtstrecke integriert. Die Messstrecke ist dabei mit einem Gas geflutet, welches bei Anregung durch Entladungsströme zwischen den Anoden und der Kathode das Laser-Licht erzeugt. Durch die piezoelektrische Justierung eines oder zweier Spiegel in der Anordnung und durch die symmetrische Bauweise des Lasers wird erreicht, dass sich zwei gegenläufige Strahlen bilden, welche einerseits exakt dieselbe Intensität haben und zudem eine stehende Welle bilden.

Die entstehenden Intensitätsmaxima liegen für eine ruhende Messanordnung im Raum und bewegen sich bei einer Drehung der Apparatur direkt proportional zur Drehgeschwindigkeit. Die durch die äußere Drehrate bedingte Änderung der Phasenlage des Lichts wird bei beiden Systemen durch ein Zählen der Nulldurchgänge der Lichtintensität I bestimmt. Hier gilt nach [Wendel, 2011]

$$I = I_1 + I_2 + 2\sqrt{I_1 I_2} \cos \Delta \Phi \quad (3.10)$$

Die Genauigkeit von optischen Kreiseln reicht für Faserkreiseln bis ca. $0,5^\circ/\text{h}$ und bei Ringlaserkreiseln bis zu $0,001^\circ/\text{h}$.

Auch hier sei der Leser für eine genauere Beschreibung der Systeme und physikalischen Wirkprinzipien an [Titterton et al., 1997] oder [Deppner, 1999] verwiesen.

- **Cold Atom Interferometer** befinden sich derzeit zwar noch in der Entwicklungsphase, bilden aber die mit Abstand genauesten Drehratensensoren. Es handelt sich dabei um Kreiselsysteme, welche ähnlich den optischen Kreiseln den Sagnac-Effekt als Messprinzip der Rotation nutzen. Im Unterschied zu optischen Systemen werden bei CAIs allerdings kein Licht sondern Materiewellen verwendet. Dazu werden zumeist Cäsiumatome auf extrem kalte Temperaturen im Bereich von wenigen μK abgekühlt und danach im Vakuum auf zwei hyperbolische Bahnen gelenkt. Die Messung erfolgt bei CAIs durch die Verwendung von Raman-Lasern. CAIs befinden sich noch in

der Laborerprobungsphase und werden wohl erst in einigen Jahren für Navigationsanwendungen zur Verfügung stehen. Weiterführende Information zu der Entwicklung und Wirkungsweise des CAI finden sich beispielsweise in [Pereira et al., 2007] und [Berman, 1997].

- **Mikro-elektromechanische Kreisel** (MEMS-Kreisel) bilden die am häufigsten verwendeten Kreisel. Die Messung der Auslenkung der Prüfmassen m durch die zu bestimmende Rotation $\omega \vec{e}_y$ wird dabei kapazitiv vorgenommen. Hierzu müssen die Prüfmassen in x-Richtung gegenphasig in Schwingung versetzt werden. Durch die Bildung des Kreuzproduktes der Bewegung $v_a(t) * \vec{e}_x$ ergibt sich nach [Wendel, 2011] eine messbare Ausgangsbeschleunigung \vec{a}_z auf die Prüfmassen:

$$\vec{a}_z = 2\omega \vec{e}_y \times v_a(t) \vec{e}_x = -2v_a(t) \omega \vec{e}_z \quad (3.11)$$

MEMS-Kreisel haben den Vorteil, dass sie sich als sehr kleine Bauformen in hochintegrierter Form und sehr kostengünstig produzieren lassen und finden daher vor allem in kompakten und leichten Geräten Anwendung und sind für den Massenmarkt bestimmt. Ausführliche Information zu MEMS Sensorik findet sich unter anderem in [Kempe, 2011], [Glück, 2015] und [Wendel, 2011].

- Eine deutlich genauere Art der Vibrationskreisel bildet die Gruppe der **hemisphärischen Resonator Kreisel** (HRK). Dabei wird eine Masse mit der Form ähnlich eines Weinglases (daher im Deutschen auch oft Weinglaskreisel genannt) in Schwingung versetzt. Die zu messende Drehrate verursacht dabei eine Verlagerung der Schwingungsebene. Im Gegensatz zu MEMS-Kreiseln wird beim HRK die Lage der Schwingungsknoten bestimmt, was ein deutlich genaueres Messergebnis ermöglicht. Hemisphärische Resonator Kreisel erreichen Genauigkeiten von $0,0005^\circ/\text{h}$. Eine gute technische Beschreibung des HRKs findet sich beispielsweise in [Rozelle, 2014] oder [Acar und Shkel, 2008].

3.2.2 Odometrie und Geschwindigkeitsmessung

Odometrische Systeme können ausschließlich bei Bodenfahrzeugen mit Rad- oder Kettenantrieb verwendet werden, da hier die Radgeschwindigkeiten als Messgröße dienen. Durch Messung der Drehzahl der Räder und den Raddurchmesser kann mittels Integration der Radgeschwindigkeit die zurückgelegte Strecke pro Zeiteinheit bestimmt werden. Die Messung erfolgt dabei durch induktive Abnehmer und Zahnkränze, welche an der Radachse angebracht sind.

Abbildung 3.8 zeigt den einfachsten möglichen Aufbau eines Raddrehensors, welcher die Durchgänge der Zähne des Geberrades induktiv erfasst. Hierzu wird das Grundprinzip der magnetischen Induktion genutzt: Eine Spule kann vereinfacht als Ansammlung von N Leiterschleifen mit gleicher Fläche A aufgefasst werden. Befindet sich diese Spule in einem Magnetfeld mit Flussdichte \vec{B} , so kann der von A

umschlossene magnetische Fluss Φ_A berechnet werden:

$$\Phi_A = \int_A \vec{B} dA \quad (3.12)$$

Durch eine Änderung $\frac{d\Psi}{dt}$ der magnetischen Flussdichte, welche von der Spule umschlossen ist, wird eine elektrische Spannung U_{ind} induziert. Die eben angesprochene Vereinfachung bezieht sich auf die Annahme, dass alle Leiterschleifen exakt die gleiche Fläche A umschließen und den gleichen magnetischen Fluss \vec{B} umschließen. Dies ist in der Realität nur näherungsweise gegeben, daher gilt:

$$U_{ind} = \frac{d\Psi}{dt} \approx N \frac{d\Phi_A}{dt} \quad (3.13)$$

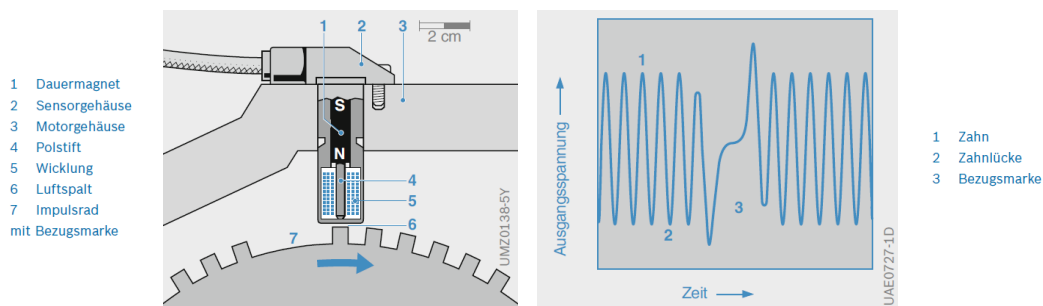


Abbildung 3.8: Funktionsprinzip Odometer für induktive Radgeschwindigkeitssensoren nach Reif [2011]

Modernere Raddrehensensoren verwenden magnetisierte Zähne und sogenannte Hall-Sonden, die neben dem Durchgang des Rades zusätzlich die Drehrichtung mit erfassen. Diese Sensoren nutzen den sogenannten Hall-Effekt, der das Auftreten einer Spannung U_H in einem mit dem Strom I durchflossenen Halbleiter beschreibt, der sich in einem Magnetfeld mit der magnetischen Flussdichte \vec{B} befindet. Die Größe der Spannung wird dabei durch die Hall-Konstante A_H des Halbleiters, und der vom Magnetfeld durchflossenen Dicke d bestimmt:

$$U_H = A_H \frac{I \vec{B}}{d} \quad (3.14)$$

Odometer werden im einfachsten Fall zur Messung der zurückgelegten Strecke verwendet oder messen die aktuelle Geschwindigkeit durch Zählen der Detektionen pro Zeiteinheit. Durch die Verwendung von Odometern an allen Rädern oder beiden Ketten kann auch differentielle Odometrie angewandt werden. Bei zweiachsigen Fahrzeugen können somit vier Messungen der einzelnen Radgeschwindigkeiten vorgenommen werden. Durch Differenzenbildung zwischen den Rädern einer Achse kann der Kurvenradius des Fahrzeuges bestimmt werden. Ausführliche weiterführende Informationen zu Sensoren des Anti-Blockier-Systems (ABS) finden sich in [Reif et al., 010a], [Reif, 010b] und [Reif, 2006]

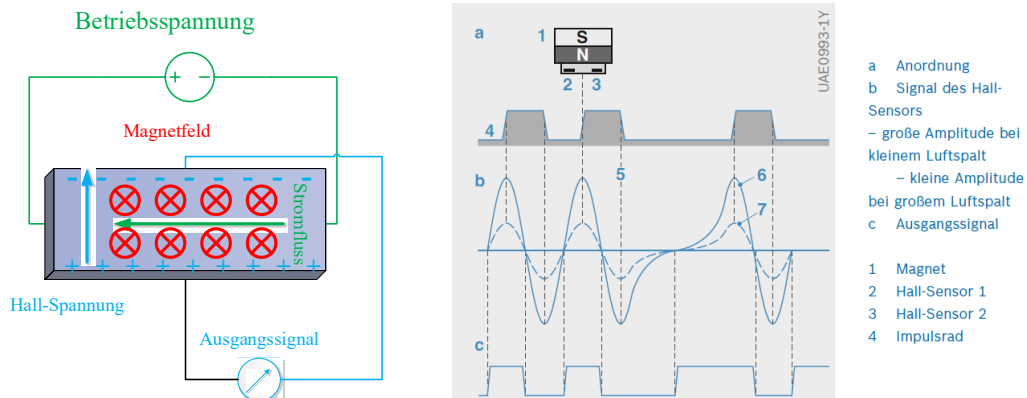


Abbildung 3.9: Funktionsprinzip Odometer für Hall-Effekt Radgeschwindigkeitssensoren nach Reif [2011]

3.2.3 LIDAR

Abbildende Lidarscanner arbeiten nach dem Prinzip der Laufzeitmessung. Der Scanner sendet dazu kurze Laserimpulse aus und misst die Laufzeit bis zum Empfang eines reflektierten Signals vom Objekt.

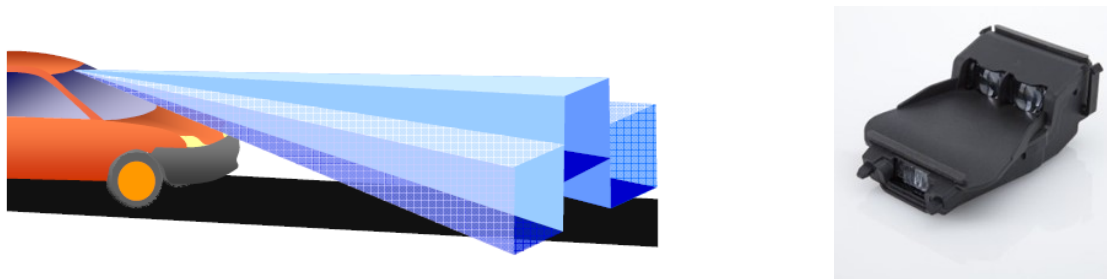


Abbildung 3.10: LIDAR Funktionsweise und Sensorbeispiel von Continental [2016]

Der Laserimpuls wird dabei zur Abtastung einer oder mehrerer Dimensionen z.B. über ein bewegliches Spiegelement in die entsprechende Abtastrichtung umgelenkt, siehe Abbildung 3.10. Die Rohdaten der Messung bestehen aus der Schrägdistanzmessung und den aktuellen Auslenkungen des Spiegels in Horizontal- und Vertikalrichtung.

Die maximale Reichweite von LIDAR-Scannern wird dabei sowohl durch die Stärke des Laserstrahls, die Empfindlichkeit des Detektors und die Abtastrate des Scanners bestimmt. Aus der vom Scanner aufgenommenen Punktwolke lassen sich hierauf zwei- oder dreidimensionale Modelle der Umgebung generieren, welche mit einem zuvor aufgenommenen digitalen Geländemodell verglichen werden können. Alternativ kann durch den Vergleich aufeinanderfolgender Datensätze auf die Relativbewegung des Fahrzeugs rückgeschlossen werden.

Üblicherweise werden LIDAR Sensoren in der Fahrzeugtechnik zur Überwachung des Nahbereichs bis 15m verwendet. Zumeist werden hier einfache mehrstrahlige LIDAR, wie das in Abbildung 3.10 abgebildete dreistrahlige LIDAR, mit Öffnungswinkeln der Einzelsensoren von $6^\circ - 10^\circ$ verwendet. Diese dienen nur zur Erkennung von Hindernissen und weisen eine Auflösung von 1-5 mm in der Distanzmessung auf. Relativgeschwindigkeiten zu erkannten Objekten werden hier durch Auswertung der Distanzänderung aufeinanderfolgender Messungen mit einer Genauigkeit von ca. 2-3 km/h bestimmt. Die Wiederholrate der Messungen liegt üblicherweise bei 100 Hz oder höher (Liebske [2014]).

Viele LIDAR-Systeme bieten zudem die Möglichkeit, die relative Geschwindigkeit auch direkt zu messen. Hierbei wird der vom Untergrund oder von Objekten zurückgeworfene Lichtimpuls neben der Laufzeit auch auf die Dopplerverschiebung hin ausgewertet. Dadurch erhält man zusätzlich zum Umgebungsmodell des Sensors auch noch Informationen über die relative Bewegung des eigenen Fahrzeugs über Grund. Ein weiterer Vorteil ist, dass durch dieses Verfahren auch die Geschwindigkeit von bewegten Objekten relativ zum eigenen Fahrzeug bestimmt werden kann. Bei der Auswertung der Dopplerinformationen des LIDAR-Scanners ist neben einer komplexen Datenverarbeitung der Sensordaten zudem die exakte Orientierung des Sensors bezüglich der Fahrzeugachsen besonders wichtig.

Bei der Bestimmung der aktuellen Strahlrichtung können allerdings Fehler auftreten. Mit zunehmender Einsatzzeit führen diese aufgrund des integrierenden Charakters des Verfahrens zu sehr großen Abweichungen der Positionslösung. Weiterführende Literatur zu diesem Thema bieten unter anderem [Cracknell, 1991] und [Rees, 2001].

3.2.4 RADAR

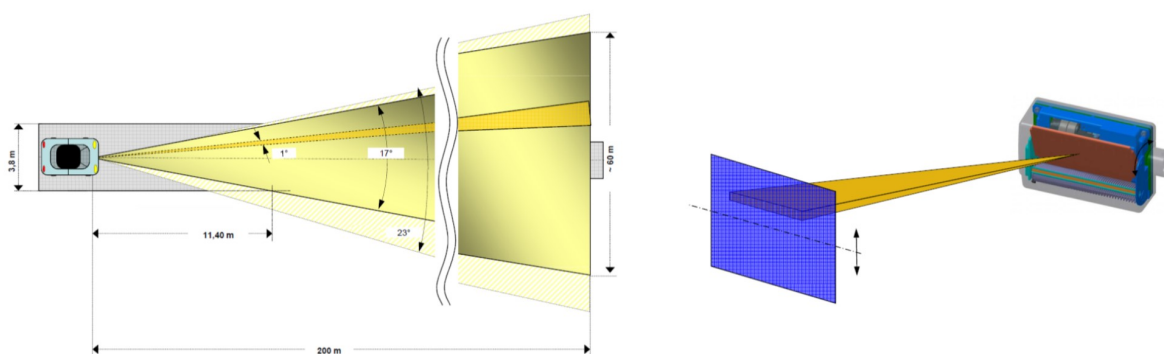


Abbildung 3.11: Funktionsprinzip Fahrzeugradar aus Liebske [2014]

Fahrzeugradarsysteme arbeiten prinzipiell ähnlich wie Lidarscanner. Die beiden Sensorsysteme unterscheiden sich dabei vor allem in der Art der verwendeten elektromagnetischen Wellen. Während

Lidarscanner im optischen Bereich arbeiten, nutzen viele Fahrzeugradarsysteme einen Frequenzbereich von 76-77 GHz. Dieser Frequenzbereich ist für die Fahrzeugindustrie sehr vorteilhaft, da die elektromagnetischen Wellen nicht nur von metallischen, sondern auch von anderen anorganischen und zudem auch organischen Materialien reflektiert werden. Somit können diese Radarsysteme nicht nur andere Fahrzeuge oder Leitplanken detektieren, sondern erfassen auch Gebäude, Mauern, Bäume, Tiere oder Fußgänger. Ein weiterer Vorteil der Radarsysteme ist, dass sie nicht so stark von Witterungseinflüssen beeinträchtigt werden wie optische Verfahren. In Bezug auf die Reichweite und das Auflösungsvermögen können hier zwei Ansätze unterschieden werden: Nahbereich bis ca. 60m und Fernbereich bis ca.200m. Die Distanzmessungen werden hier mit Wiederholraten von 10-20 Hz und einer Genauigkeit von 0,25 m bis 1m in der Distanz und $1^\circ - 4^\circ$ im Winkel angegeben (Liebske [2014]). Entsprechend der Ausführung der Systeme (die auch kombiniert sein können) werden Auflösungen von wenigen Grad ($1-4^\circ$) in der Winkelbestimmung erreicht. Weiterführende Informationen zu aktuellen Fahrzeugradarsystemen finden sich unter anderem im Internetauftritt der Firma Continental [Continental, 2016].

3.2.5 Magnetometer

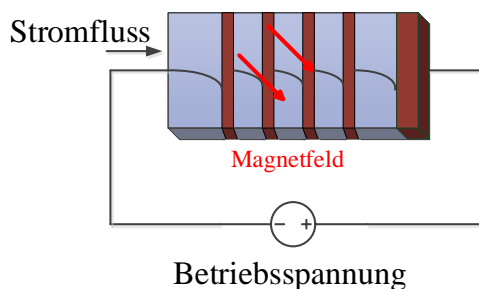


Abbildung 3.12: Schematischer Aufbau einer Feldplatte

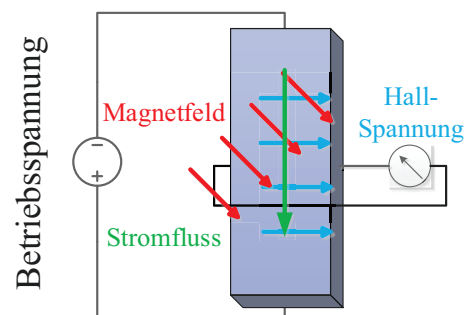


Abbildung 3.13: Schematischer Aufbau eines Hallsensors

Magnetometer sind prinzipiell elektronische Kompass, mit denen die Orientierung gegenüber dem magnetischen Feld der Erde elektronisch bestimmt werden kann. Das zugrundeliegende Prinzip der Magnetfeldmessung ist meist die Lorentzkraft. Sie tritt immer dann auf, wenn ein magnetisches Feld senkrecht auf die Bewegungsrichtung einer elektrischen Ladung trifft und lenkt die Ladung in Richtung des Kreuzproduktes der beiden Vektoren aus. Zur Messung wurden früher gerne Fluxgatesensoren verwendet. Im Massenmarkt werden heute hauptsächlich Hall-Sensoren oder Feldplatten (Magnetic Dependent Resistor) verwendet. Feldplatten bestehen aus zwei Halbleitern unterschiedlicher elektrischer Leitfähigkeit, siehe Abbildung 3.12. Während das besser leitende Material (dunkelbraun) die Aufgabe

hat, die Elektronen gleichmäßig im Querschnitt zu verteilen, dient das Material mit der geringeren elektrischen Leitfähigkeit (blau) dagegen als Widerstand. Grundlage des Prinzips der Feldplatte ist die Lorentzkraft. Der effektive Materialwiderstand vergrößert sich, da die Ladung q beim Fluss durch das Material durch das Magnetfeld \vec{B} abgelenkt werden und so einen längeren Weg durch den Messaufbau zurücklegen müssen. Der effektive Widerstand $R(B)$ in Abhängigkeit vom Magnetfeld B , dem Grundwiderstand R_0 des Materials und Beweglichkeit μ ergibt sich zu:

$$R(B) = R_0(1 + (\mu B)^2) \quad (3.15)$$

Auf einem ähnlichen Funktionsprinzip beruht der Hall-Sensor, siehe Abbildung 3.13. Der wesentliche Unterschied zur Feldplatte ist, dass hier ein homogenes Messmedium verwendet wird. Die Ablenkung der Elektronen bewirkt eine Spannungsdifferenz zwischen den Seiten des Messkörpers.

Durch Messung dieser Spannung kann bei bekannter Stromstärke auf die Stärke des Magnetfeldes rückgeschlossen werden. Im Gegensatz zur Feldplatte lässt sich hierbei auch die Richtung des Magnetfeldes bestimmen. Wohingegen bei Feldplatten die Richtungsbestimmung durch die Verwendung mehrerer unterschiedlich ausgerichteter Elemente erfolgt.

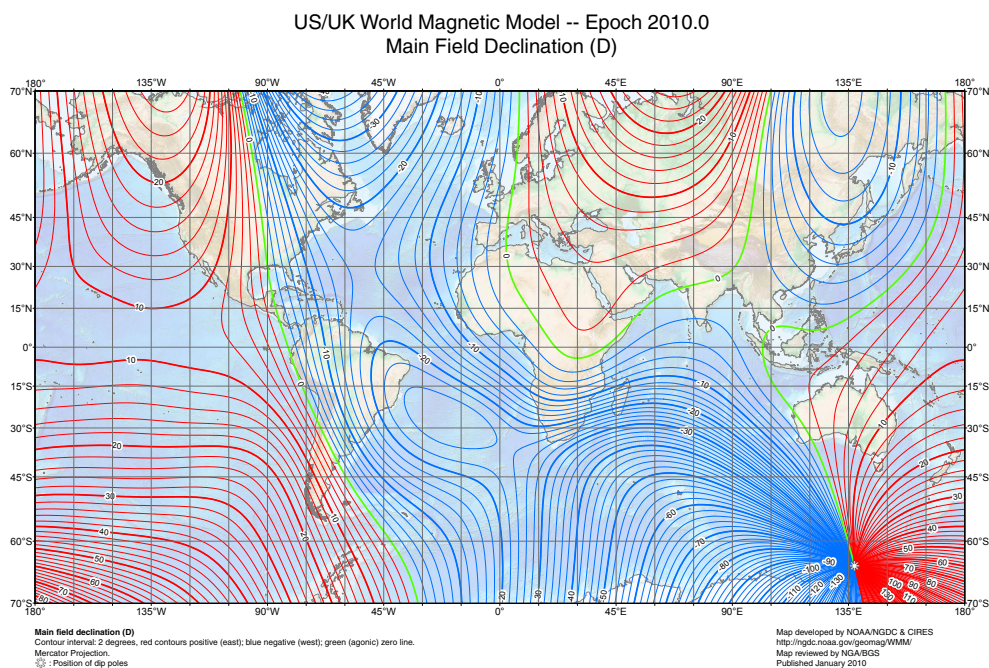


Abbildung 3.14: Globales Modell der magnetischen Deklination aus Maus et al. [2010]

Durch die Verwendung mehrdimensionaler Magnetometer mit bekannter Einbau-Lage des Sensors im Fahrzeug kann das Magnetfeld der Erde in den drei Fahrzeugachsen gemessen werden. Unter

Zuhilfenahme der aktuellen Lage des Fahrzeuges, welche beispielsweise über Beschleunigungsmesser bestimmt werden kann, erhält man die Kursinformation des Fahrzeuges gegenüber magnetisch Nord. Die jeweilige magnetische Deklination in Abhängigkeit von der Position kann durch weltweit gültige Magnetfeldmodelle, wie in [Maus et al., 2010] beschrieben, korrigiert werden.

Im Gegensatz zu analogen Kompassen mit Magnetnadel wird bei Magnetometern durch die mehrdimensionale Messung des Magnetfeldes und geeignete Modelle des Erdmagnetfelds, siehe [Maus et al., 2010], die Inklination des Feldes kompensiert. Weiterführende Literatur zu Magnetfeldsensoren bietet beispielsweise [Ripka, 2001].

Nachteile bei der Nutzung von Magnetometern ergeben sich gerade bei der Nutzung im Fahrzeugbereich durch magnetische Verzerrungen. Diese werden unter anderem durch die wechselnde Umgebung, ferromagnetische Werkstoffe im Fahrzeugbau und durch starke Ströme im Fahrzeug hervorgerufen. Somit ist ein Magnetometer in einem Fahrzeug permanenten und stark veränderlichen Störeinflüssen ausgesetzt, weshalb Magnetometer eher zur groben Orientierung des Fahrzeugs genutzt werden, sich aber weniger zur genauen absoluten Lagebestimmung des Fahrzeugs eignen.

3.2.6 Kamerasysteme

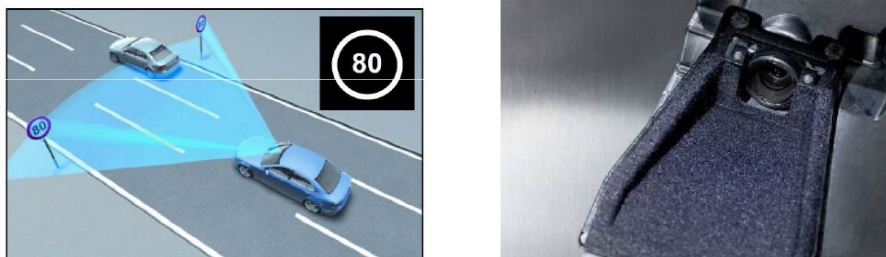


Abbildung 3.15: Fahrzeugkamera mit Objekterkennung aus Liebske [2014]

Kamerasysteme nutzen Bilder des sichtbaren Lichts oder im Nahinfrarotbereich, welche rein passiv mittels einer oder mehrerer Kameras aufgenommen werden. Dies bringt den Vorteil eines rein passiven und kostengünstigen Sensors, allerdings liefert das System zunächst nur zweidimensionale Umgebungsinformationen. Zur Navigation wird daher entweder eine stereoskopische Auswertung benötigt oder die Entfernungsmessung zu betrachteten Punkten durch Verarbeitung von Bildsequenzen genutzt, um eine räumliche Erfassung der Umgebung mit den Sensordaten zu ermöglichen. Dies wird durch die Verwendung zweier Kameras mit bekanntem räumlichem Abstand oder durch die Auswertung zweier aufeinanderfolgender Bilder mit bekanntem zeitlichen Abstand und bekannter Geschwindigkeit des Fahrzeuges realisiert. Des Weiteren lassen sich so auch Verschiebungsvektoren

zwischen zwei aufeinanderfolgenden Aufnahmen bestimmen, welche wiederum zur Koppelnavigation verwendet werden können.

In der Fahrzeugtechnik werden Kamerasysteme zudem zur Erkennung von Hindernissen und Objekten wie Straßenschildern, Fahrspuren oder anderen Verkehrsteilnehmern genutzt.

Eine gute Übersicht zu den Grundlagen der kamerabasierten Navigation findet sich in [Luhmann, 2000].

4 Störmöglichkeiten bei der Satellitennavigation

Störsender gegen Satellitennavigationsempfänger können zur gewollten Unterdrückung der Verfügbarkeit von GNSS-Diensten oder dem Abfälschen der Navigationsausgaben von Empfängern durch Aussenden modifizierter oder gefälschter GNSS-Signale führen. Alle Störsender bedienen sich grundlegend der gleichen Schwäche der Satellitennavigationssysteme: Dem sehr niedrigen Signalpegel am Empfänger. Der Signalpegel befindet sich nahe der Erdoberfläche unterhalb des sogenannten thermischen Rauschlevels. Diese geringen Leistungen sind bei GNSS bewusst so niedrig angesetzt, um eine unbefugte Nutzung der GNSS-Dienste zu verhindern. GNSS Signale werden dazu im Satelliten mit sogenannten pseudozufälligen Codes gespreizt, so dass die Signalleistung über eine höhere Bandbreite verteilt wird und der Leistungspegel des Signals verringert wird. In Verbindung mit den geringen Sendeleistungen des Satelliten und der großen Entfernung zwischen Satellit und Empfänger resultiert eine Empfangsleistung am Empfangsort, die deutlich unter dem Rauschlevel des Empfängers liegt.

Wegen dieses geringen Signalpegels sind Störsender zur generellen Unterdrückung von GNSS-Diensten sehr einfach umzusetzen. Sogenannte Jammer, einfache Störsender zur Signalunterdrückung, sind daher die günstigsten und verbreitetsten Störsender, welche bereits seit mehreren Jahren zu Zwischenfällen geführt haben. In FCC [2013] wird beispielsweise ein Vorfall am Flughafen Newark Liberty International im US-Bundesstaat New Jersey beschrieben, bei dem ein einfacher Störsender in einem Fahrzeug zu massiven Eingriffen in den Flugverkehr geführt hat. Sam Pullen und Grace Gao beschreiben in Pullen und Gao. [2012] sehr eingehend die Auswirkungen derartiger einfacher Störsender auf eine GNSS-basierte Infrastruktur an Flughäfen.

Komplexere Störsender zielen nicht auf eine reine Unterdrückung der GNSS-Signaldienste ab. Durch modifizierte oder simulierte GNSS-Signale wird der Empfänger derart beeinflusst, dass er falsche Navigationsausgaben generiert. Diese Art von Störsendern kann prinzipiell in zwei Klassen eingeteilt werden: Meaconing und Spoofing. Unter dem Begriff Meaconing versteht man das Empfangen echter GNSS Daten, welche entweder instantan verstärkt oder mit Zeitverzögerung wieder abgestrahlt werden. Es macht für den zu störenden Empfänger dabei keinen Unterschied, ob die GNSS-Signale hierzu durch einen sogenannten Repeater empfangen und verstärkt wieder abgestrahlt werden oder ob die GNSS-Signale mit entsprechender Hardware aufgezeichnet werden und zu einem späteren Zeitpunkt wieder abgestrahlt werden. Im Falle von Spoofing werden die GNSS-Signale vollständig künstlich generiert. Dabei wird das Täuschsignal entweder durch vollständige GNSS-Signalsimulation erstellt

oder die echten GNSS-Signale empfangen und die ermittelten Signalparameter mit entsprechenden Modifikationen zur Erzeugung der Täuschsignale im Signalsimulator genutzt.

Im folgenden Abschnitt soll zum besseren Verständnis auf die technischen Hintergründe der verschiedenen Täuschsignalarten eingegangen werden. Der Fokus liegt dabei auf einfachen Jammern, da diese wegen der geringen Kosten und dem einfachen Wirkprinzip das größte Bedrohungspotential aufweisen.

4.1 Jamming

Jammer, einfache GNSS-Störsender, heben das Rauschlevel in ihrer Umgebung an, so dass ein Empfänger in der Nähe das ursprüngliche Satellitensignal nicht mehr aus dem Rauschen empfangen kann. Grundlegend kann dies bereits durch das Aussenden eines einfachen Sinussignals im GNSS-Frequenzband erreicht werden. Die Signale von Jammern können aber auch sehr komplexe Formen annehmen, um das Störsignal und die Störquelle an sich vor Gegenmaßnahmen zu schützen.

Nach [Kaplan und Hegarty, 2005] ist für die Detektierbarkeit eines Nutzsignals in einer verrauschten oder gestörten Umgebung eine minimale Signalträgerleistung $C_{S,min}$ notwendig. Diese hängt allerdings auch von der aktuell umgebenden Rauschleistung am Empfänger ab. Daher wird die minimale Signalleistung üblicherweise mit Bezug auf das (im Idealfall weiße gaußverteilte) Umgebungsrauschen N_0 durch die Angabe des minimalen Signal zu Rauschverhältnisses (SNR) definiert:

$$SNR_{min} = \frac{C_{S,min}}{N_0} \quad (4.1)$$

Im Falle von Jamming wird das Nutzsignal mit der Leistung C_S nicht nur von dem Umgebungsrauschen N_0 überlagert, sondern auch von dem Störsignal C_I des Jammers. Somit lässt sich ein Signal zu Rausch- und Störleistungsverhältnis $SINR$ für die minimale Signalleistung wie folgt bestimmen:

$$SINR_{min} = \frac{C_{S,min}}{C_I + N_0} \quad (4.2)$$

Da es sich bei GNSS-Signalen um sehr komplexe breitbandige Signale handelt und verschiedenste Störsignalarten existieren, kann zur verbesserten Bestimmung des $SINR$ auch noch die Coderate R_C des GNSS Signals berücksichtigt werden. Zudem kann nach [Kaplan und Hegarty, 2005] ein Qualitätsfaktor Q definiert werden, welcher die Ähnlichkeit zwischen GNSS- und Täuschsignal beschreibt:

$$Q = \frac{\int_{-\infty}^{\infty} |H_R(f)|^2 S_S(f) df}{R_C \int_{-\infty}^{\infty} |H_R(f)|^2 S_S(f) S_I(f) df} \quad (4.3)$$

Dieser dimensionslose Qualitätsfaktor Q kann als Maß der Robustheit eines GNSS-Signals gegenüber speziellen Interferenzsignalen verstanden werden. Dabei beschreibt ein höherer Faktor Q eine stärkere Robustheit des Nutzsignals gegenüber dem Störsignal. Der Qualitätsfaktor Q ist dabei sowohl von den spektralen Leistungsdichten des GNSS-Nutzsignals $S_S(f)$, des Interferenzsignals $S_I(f)$ sowie von der Coderate R_c und dem jeweiligen Empfängerfilter $H_R(f)$ abhängig. Der Nenner von Gleichung 4.3 wird in der Literatur auch häufig als spektraler Separationskoeffizient bezeichnet. Er gibt an, wie stark sich zwei Signale im Frequenzbereich überlagern und ein Empfänger mit Eingangsfiler $H_R(f)$ diese beiden Signale noch unterscheiden kann. Für einen Empfänger mit ideal angepasstem Eingangsfiler $H_R(f)$ und einer Filterbandbreite, die deutlich größer als die Nutzsignalbandbreite ist, kann Gleichung 4.3 wie folgt vereinfacht werden:

$$Q = \frac{1}{R_c \int_{-\infty}^{\infty} S_S(f) S_I(f) df} \quad (4.4)$$

Die drei wichtigsten Täuschsignalformen für einfache GNSS Jammer sollen im Folgenden kurz dargestellt werden: Sinusförmige Störsignale, bandbegrenzt weißes Rauschen und das sogenannte Matched Spectrum (engl. für angepasste Leistungsdichteverteilung).

4.1.1 Sinusförmige Interferenzsignale

Die einfachste Form eines Störsignals ist ein Sinussignal, dessen Frequenz auf die Mittenfrequenz des Zielfrequenzbandes abgestimmt ist. Für diesen Fall ist die Berechnung des Qualitätsfaktors am einfachsten, da ein Sinus im Zeitbereich einer sogenannten Diracfunktion im Frequenzbereich entspricht:

$$S_I(f) = \delta(f - f_I) \quad (4.5)$$

Nach der Definition der Diracfunktion besitzt eine Sinuswelle im Frequenzbereich eine unendliche Amplitude bei der Frequenz des Sinussignals f_I mit gegen Null gehender Bandbreite, somit ergibt sich der Qualitätsfaktor für diesen Spezialfall zu:

$$Q = \frac{1}{\int_{-\infty}^{\infty} R_C S_S(f_I) df} \quad (4.6)$$

Dabei ist der Einfluss des Interferenzsignals umso größer, je näher sich die Frequenz des Störsignals f_I an eines der spektralen Maxima des Nutzsignals annähert. Im Falle der BPSK modulierten GPS-Signale C/A und P/Y ergibt sich als minimaler Q Faktor

$$Q = \frac{1}{(R_c \frac{1}{R_c})} = 1 \quad (4.7)$$

wenn $S_I(f_I = f_{GPS}) = 1/R_C$. Verschiebt man jedoch die Frequenz des sinusförmigen Störsignals, so wird der Einfluss der Interferenzquelle geringer und der Q Faktor dementsprechend größer. Verwendet man anstatt der älteren BPSK die modernen BOC Signale, so nimmt der Q Faktor Werte zwischen 1,9 und 2,5 an, je nach Modulationsart des BOC-Signals. Auch hier gilt, dass mit zunehmendem Abstand der Störsenderfrequenz von den Leistungsmaxima des Nutzsignals die Störwirkung abnimmt und somit Q steigt.

4.1.2 Bandbegrenzt weißes Rauschen

Nutzt man bandbegrenzt weißes Rauschen als Störsignal, wird es als Signal S_I mit Mittenfrequenz f_I und gleichmäßigem rechteckförmigen Spektrum der Bandbreite β definiert.

$$S_I = \begin{cases} \frac{1}{\beta} & \text{für } f_I - \frac{\beta}{2} \leq f \leq f_I + \frac{\beta}{2} \\ 0 & \text{sonst} \end{cases} \quad (4.8)$$

Somit berechnet sich der Qualitätsfaktor Q mit

$$Q = \frac{1}{(R_c/\beta \int_{f_I - \frac{\beta}{2}}^{f_I + \frac{\beta}{2}} S_S(f) dt)} = 1 \quad (4.9)$$

Für kleine β nähert sich die Lösung für Q dabei der vorigen Lösung für sinusförmige Störsignale an. Wird die Bandbreite des Störsignals β jedoch so groß, dass es den größten Teil des Spektrums des Nutzsignals abdeckt, dann ergibt sich:

$$Q = \frac{\beta}{R_c} \quad (4.10)$$

Für den Fall eines Störsenders mit gleichverteilter spektraler Leistungsdichte, die sich über den größten Teil der Bandbreite des Nutzsignals erstreckt, wird durch die Verwendung noch breiterer Spreizcodes keine Verbesserung erzielt. Ist jedoch die Störleistung begrenzt, so sinkt bei steigender Bandbreite β des Störsignals die Störleistung in Bezug auf das Nutzsignal. Für eine BPSK Modulation ergibt sich ein Qualitätsfaktor von 2,22 bei einer Störbandbreite von $\beta = 2R_C$ und ein Qualitätsfaktor von 4,6 bis 5,5 für die verschiedenen derzeit verwendeten BOC Modulationsarten.

4.1.3 Angepasste Interferenz

Der Begriff „angepasste“ oder „matched Spektrum“ Interferenz beschreibt Störsignale, welche sehr ähnliche bis identische spektrale Leistungsverteilungen aufzeigen wie das zu störende Nutzsignal. Zu

bachten ist jedoch, dass die Gleichheit der spektralen Leistungsdichte zweier Signale nicht bedeutet, dass diese Signale grundsätzlich gleich sind. „Matched Spektrum“ Interferenz kann entweder als gewollte effektive Störmaßnahme auftreten oder aber sich als Resultat mehrerer Satellitensysteme, welche im selben Frequenzband dieselbe Modulationsart verwenden, ergeben. Im Fall von identischen Leistungsdichtespektren gilt hier als Spezialfall:

$$S_S(f) = S_I(f) \quad (4.11)$$

Somit ergibt sich die Berechnung des Q Faktors hier zu:

$$Q = \frac{1}{(R_c \int_{-\infty}^{\infty} S_S(f)^2 df)} \quad (4.12)$$

Im Falle von BPSK modulierten Signalen ergibt sich hierbei:

$$Q = \frac{1}{(R_c \int_{-\infty}^{\infty} T_C^2 \text{sinc}^4(\pi f T_C) df)} = 1,5 \quad (4.13)$$

Für BOC modulierte Signale ergeben sich je nach Modulationsart Q Faktoren zwischen 3 und 4,5.

4.1.4 Beispiele für fahrzeuggebundene Jammer (In-Car Jammer)

Im Bereich der GNSS-Störsender gibt es eine breite Produktpalette, die sich je nach Einsatzart deutlich unterscheiden. Moderne Hochleistungsstörsender für militärische Nutzung haben einen großen Wirkradius und können mehrere Signalbänder unabhängig voneinander stören.

Vor allem wegen der komplexen Bedienung, den großen Abmessungen und den hohen Kosten eines solchen Geräts sind diese nur bei Spezialeinheiten der Militärs und Geheimdienste zu finden. Eine echte Bedrohung für zivile Anwendungen außerhalb von Krisenregionen liegt durch derartige Geräte nicht vor. Zudem würde der Betrieb eines derart leistungsfähigen Störsenders sehr schnell entdeckt und von den Behörden unterbunden werden.

Anders sieht die Situation dagegen bei kleinen Jammern für den mobilen Einsatz aus. Sogenannte In-Car Jammer (wie in Abbildung 4.1 gezeigt) sind kostengünstig (5 € - 150 €) und werden entweder mittels internem Akku oder über die 12V oder 24 V Bordspannung eines Kraftfahrzeugs betrieben.

Diese Störsender besitzen zwar nur eine kleine Reichweite (15 m - 350 m), sind allerdings gerade wegen der geringen Signalleistung sehr schwer aufzufinden. Wie in [FCC, 2013] beschrieben, werden diese Geräte gerne dazu verwendet, um Systeme zur Überwachung von Fahrzeugflotten zu deaktivieren.

Ein solches Gerät wird auch für die Verifikation der Jammingdetektion verwendet und ist in [Bauernfeind et al., 2011] beschrieben. Dieser in Abbildung 4.1 gezeigte Störsender erzeugt ein Chirpsignal einer



Abbildung 4.1: Beispiele für In-Car Jammer (links) und für Fahrttests verwendeter In-Car Jammer (rechts)

Breite von 45,5 MHz, winer Chirp-Dauer T von 2,22 μs und mit einem 1580 MHz-Träger nahe der GNSS L1 / E1 Mittenfrequenz. Als Chirp-Signale werden Signale beschrieben, die entsprechend eines vorgegebenen Musters permanent die Frequenz ändern. Oftmals wird zur Ansteuerung der Frequenzmodulation für die Generierung eines Chirp-Signals ein verrauschtes Steuersignal verwendet.

Ein Chirp-Signal ist als Signal definiert, dessen Frequenz sich mit der Zeit ändert. Hierbei wird prinzipiell zwischen positiven und negativen Chirps unterschieden. bei positiven Chirps steigt die Frequenz mit der Zeit, bei negativen nimmt sie ab. Es ist prinzipiell als frequenzmoduliertes Signal beschreibbar, wobei der Frequenzgang mit der Stammfunktion $f(\tau)$ definiert ist:

$$s_I(t) = \sin \left(2\pi \int_0^t f(\tau) d\tau \right) \quad (4.14)$$

Generell lässt sich ein Chirp-Signal mit jeder beliebigen Stammfunktion bilden. Der Q-Faktor ist dabei maßgeblich von der verwendeten Stammfunktion abhängig, weshalb eine einheitliche Aussage zum numerischen Wert des Q-Faktors nicht möglich ist. So nähert sich der Q-Faktor für kleiner werdende Variationen der Stammfunktion über die Zeit den Werten der Sinusförmigen Rauschquelle an. Verwendet hochdynamische Stammfunktionen, so wird sich der Q-Faktor den Werten für den Fall des bandbegrenzten weißen Rauschens annähern.

Viele einfache Jammer (wie beispielsweise In-Car Jammer) nutzen sogenannte Sägezahnfrequenzen mit kontinuierlichem Signalanstieg:

$$s_I(t) = \sin \left(2\pi \int_0^t (f_0 + k \cdot \tau) d\tau \right) \quad (4.15)$$

Dabei beschreibt f_0 die Startfrequenz des Chirp-Signals, welches eine kontinuierlichen Anstieg von $k \cdot \tau$ aufweist. Somit ergibt sich folgendes Störsignal:

$$s_I(t) = \sin \left(2\pi \int_0^t (f_0 + k \cdot \tau) d\tau \right) = \sin \left(2\pi \left(f_0 + \frac{k}{2} t \right) t \right) \quad (4.16)$$

Die Steigung k definiert sich dabei über die Bandbreite $B = f_{max} - f_{min}$ des Chirp-Signals und die Chirp-Dauer T zu:

$$k = \frac{f_{max} - f_{min}}{T} \quad (4.17)$$

In komplexer Schreibweise erhält man so:

$$s_I(t) = \exp \left[i \left(2\pi f_0 t + \frac{2\pi B}{2T} t^2 \right) \right] \quad (4.18)$$

Berechnet man mit der Fourier-Transformation nun das Spektrum so ergibt sich:

$$\begin{aligned} S_I(f) &= \int_{-T/2}^{T/2} \exp \left[i \left(2\pi f_0 t + \frac{2\pi B}{2T} t^2 \right) \right] \exp(-i2\pi f t) dt \\ &= \int_{-T/2}^{T/2} \exp \left[i \left(2\pi (f_0 - f) t + \frac{2\pi B}{2T} t^2 \right) \right] dt \end{aligned} \quad (4.19)$$

Nimmt man nun eine quadratische Ergänzung mit den beiden Fresnel-Integralen $C(X)$ und $D(X)$ nach [Jahnke und Emde, 1945] und [Abramowitz und Stegun, 1965] vor ergibt sich nach [Klauder et al., 1960]:

$$S_I(f) = \sqrt{\frac{T}{2B}} \exp \left[-i(2\pi f_0 - 2\pi f)^2 \frac{T}{4\pi B} \right] [C(X_1) + iD(X_1) + C(X_2) + iD(X_2)] \quad (4.20)$$

mit

$$C(X) = \int_0^X \cos \frac{\pi y^2}{2} dy, \quad (4.21)$$

$$D(X) = \int_0^X \sin \frac{\pi y^2}{2} dy, \quad (4.22)$$

$$X_1 = \frac{\pi B + 2\pi(f - f_0)}{\sqrt{\frac{2\pi^2 B}{T}}} \quad (4.23)$$

$$X_2 = \frac{\pi B + 2\pi(f_0 - f)}{\sqrt{\frac{2\pi^2 B}{T}}} \quad (4.24)$$

Zur Berechnung des Q-Faktors eines Chirp-Signals mit der Chirp-Dauer 2,22 ms und einer Bandbreite von 45 MHz wird die in Gleichung 4.20 angegebene spektrale Leistungsdichte in Formel 4.3 eingesetzt. Wegen der Komplexität des resultierenden Integrals ist eine geschlossene Lösung nicht möglich. Durch numerische Integration ergibt sich für das angenommene Beispiel $Q = 2,19$. Somit bestätigt sich die

obige Annahme, dass schnelle Chirp-Störsignale nur unwesentlich geringere Auswirkungen auf das GNSS Signal haben als Störsender mit bandbegrenztem weißen Rauschen. Daher kann die Vereinfachung getroffen werden, dass zur Analyse der Störsenderauswirkung von Chirp-Signalen die Berechnung analog zum bandbegrenzten weißen Rauschen genutzt werden kann.

4.2 Meaconing

Die nächst anspruchsvollere Art von GNSS-Störsendern wird durch sogenanntes Meaconing beschrieben. Im Gegensatz zum eben beschriebenen Jamming werden beim Meaconing echte GNSS Signale verwendet. Diese werden beim Meaconing empfangen und ohne Manipulation der Signale wieder abgestrahlt. Somit kann hier auch die deutliche Abgrenzung zum Spoofing getroffen werden, das im nächsten Abschnitt beschrieben wird.

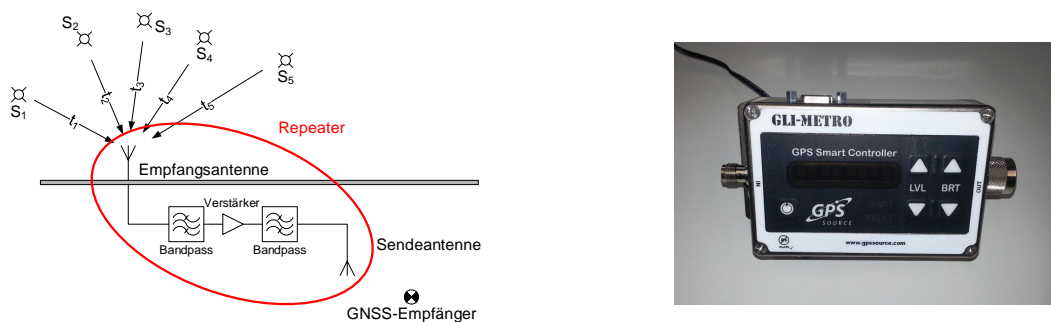


Abbildung 4.2: Funktionsprinzip Repeater (links) und Beispiel für automatisch geregelten Repeater (ohne Antennen)(rechts)

Wie eben angesprochen, werden beim Meaconing echte unverfälschte GNSS-Signale verwendet. Man kann hier prinzipiell zwei grundlegende Verfahren unterscheiden: den Repeater und das Replay.

Beim Repeater werden die echten GNSS-Signale mit einer Antenne empfangen, verstärkt und über Kabel zu einer Sendeantenne geleitet. Die zur Positionierung genutzten Laufzeitunterschiede (t_i) werden beim Repeater durch die Position der Repeater-Empfangsantenne und der Satelliten bestimmt. Der Repeater empfängt also folgende Überlagerung der zur Zeitpunkt t_0 ausgesendeten Satellitensignale S_i :

$$S_{rep}(t_{rep}) = S_1(t_0 + t_1) + S_2(t_0 + t_2) + S_3(t_0 + t_3) + S_4(t_0 + t_4) + S_5(t_0 + t_5) \quad (4.25)$$

Durch den Repeater, die Kabellängen und die Distanz zwischen der Sendeantenne des Repeaters und dem GNSS Empfänger wird das vom Repeater zum Zeitpunkt t_E empfangene Signal S_{rep} weiter verzögert.

Es addiert sich folglich eine gemeinsame Verzögerung t_{ges} für alle Signale auf das Empfangssignal des GNSS Empfängers S_E :

$$\begin{aligned}
 S_E(t_E) &= S_{rep}(t_{rep} + t_{ges}) = \\
 &= S_1(t_0 + t_1 + t_{ges}) + S_2(t_0 + t_2 + t_{ges}) + S_3(t_0 + t_3 + t_{ges}) + \\
 &\quad + S_4(t_0 + t_4 + t_{ges}) + S_5(t_0 + t_5 + t_{ges})
 \end{aligned} \tag{4.26}$$

Der Empfänger ermittelt als Empfangszeitpunkt also immer $t_{rep} + t_{ges}$ sowie die Position der Repeater-Empfangsantenne. Repeater werden hauptsächlich zum Testen oder Betreiben von GNSS-Empfängern in Gebäuden verwendet, in die das GNSS-Signal nicht eindringen kann.

Beim Replay (wieder abspielen) werden die GNSS-Signale aufgezeichnet und die digitalisierten Rohdaten gespeichert. Diese Rohdaten können dann zu einem späteren Zeitpunkt und an einem anderen Ort mit entsprechender Hardware wieder abgespielt werden.

Neben der komplexeren Funktionsweise des Meaconing gegenüber dem Jamming besteht noch ein weiterer wesentlicher Unterschied. Während Jamming immer eine absichtliche Unterdrückung der GNSS-Dienste beschreibt, kann Meaconing nicht nur als gewollte Täuschung sondern auch als unabsichtliche Beeinflussung der GNSS-Dienste auftreten. Haupteinsatzzweck von Repeatern und Replay-Geräten ist die Gewährleistung der GNSS-Verfügbarkeit in Gebäuden. Als Anwendungsbeispiele für Repeater und Meaconing können hier Forschungseinrichtungen, Wartungshangars für Flugzeuge oder Verkaufsräume von GNSS-Geräten genannt werden. Auch wenn GNSS-Signale möglichst in Echtzeit im Gebäude zur Verfügung stehen sollen, z.B. zur Bereitstellung der GNSS-Zeitnormale oder für eine Versorgung von Einsatzfahrzeugen von Rettungsdienst, Feuerwehr und Polizei, werden Repeater verwendet.

Entsprechend dieser legalen Einsatzzwecke für Repeater und Replay-Geräte existieren in Deutschland sogar Regelungen der Bundesnetzagentur für den Betrieb von GNSS-Repeatern. Diese schreiben beispielsweise die maximal erlaubte Verstärkung und die genehmigungsfähigen Anwendungen für den Betrieb vor.

Trotz der strikten Reglementierung der legalen Einsatzmöglichkeiten in Deutschland ist es allerdings bereits zu Störfällen gekommen. Bereits 2012 wurde in Deutschland ein Störfall am Flughafen Hannover bekannt. Hier wurde ein Repeater für Wartungsarbeiten an Navigationsanlagen von Flugzeugen in einem Hangar betrieben. Während der GNSS-Test wurde allerdings das Hallentor des Hangars nicht geschlossen, so dass die verstärkt abgestrahlten Signale des Repeaters bis auf das Vorfeld und das Rollfeld des Flughafens reichten. Die Signale des Repeaters wurden dort von einer anderen Maschine empfangen, was zu einem teilweisen Ausfall der Navigationsanlage geführt hat. Derartige Vorfälle sind in der Luftfahrt meldepflichtig, was dazu geführt hat, dass dieses Ereignis auch in verschiedenen Fachgremien und Fachbeiträgen starke Aufmerksamkeit erregt hat.

Derartige Störungen zeigen, dass eine Täuschung von GNSS durch Meaconing nicht unbedingt vorsätzlich geschehen muss, sondern auch durch Fehlverhalten beim legalen Betrieb auftreten können.

4.3 Spoofing

Die komplexeste Art der GNSS-Täuschsignale wird der Klasse des Spoofings zugeordnet. Dabei werden GNSS-Signale manipuliert, um im Receiver eine verfälschte Positionslösung zu erzielen. Die Täuschsignale können hierzu entweder mittels GNSS-Signalsimulatoren vollständig simuliert werden oder es werden echte GNSS-Signale empfangen und nach einer entsprechenden Manipulation wieder abgestrahlt. Ziel des Spoofings ist dabei immer, dem jeweiligen Empfänger eine zuvor definierte Navigationslösung aufzuzwingen.

Die realitätsnahe Simulation von GNSS-Signalen ist äußerst rechenaufwendig, da für jedes Signal eines Satelliten viele Effekte wie Mehrwegeausbreitung, ionosphärische und troposphärische Verzerrungen, sich stetig ändernde Dopplereffekte und die entsprechenden Laufzeitunterschiede zwischen den einzelnen Signalen der verschiedenen Satelliten berücksichtigt werden müssen. Im einfacheren Anwendungsfall des Spoofings werden die simulierten Satellitensignale nur von einer Antenne gesendet, so kann im Wirkungsbereich des Spoofers allerdings auch nur eine gemeinsame Positionslösung für alle beeinflussten Receiver erreicht werden. Dies resultiert aus der Tatsache, dass alle Signale von derselben Quelle stammen. Geometrische Unterschiede in der Signallaufzeit der simulierten Satellitensignale existieren nicht. Es kommt nur zu einer generellen Laufzeitverzögerung für alle Signale, welche keinen Effekt auf die Navigationslösung hat.

Bei echten GNSS-Signalen basieren diese Laufzeitunterschiede auf den unterschiedlichen Entfernungen zwischen dem Empfänger und den echten Satelliten. Diese werden beim Spoofing mit einer Sendeantenne allerdings bereits im Signalsimulator definiert.

Möchte man unterschiedliche Empfängerausgaben erreichen, müssen die Signale der jeweiligen simulierten Satelliten einzeln simuliert und mit großflächig verteilten Antennen abgestrahlt werden, um positionsabhängige Laufzeitunterschiede zu erreichen. Dieses Verfahren wird legal beispielsweise bei Experimentaltestbeds für Neu- oder Weiterentwicklungen von Navigationssystemen genutzt. Die GALILEO Test- und Entwicklungsumgebung (GATE) ist ein gutes Beispiel hierfür.

Neben den Laufzeitunterschieden der einzelnen simulierten Signale ist auch eine exakte Regelung der Signalstärken zu beachten. Diese müssen sehr präzise angepasst werden, da bei zu geringer Leistung sowohl der Spoofer als auch die echten Satelliten empfangen werden, bei zu großer Sendeleistung kann der Empfänger jedoch übersteuert werden, so dass das Signal nicht empfangen wird.

Zur Detektion von GNSS-Spoofern oder Meaconing können sogenannte Autonomous Integrity

Monitoring (AIM) Technologien verwendet werden, um Signale zu erkennen, welche zu Verfälschungen der Navigationslösung führen. Die Erkennung dieser vorgetäuschten GNSS-Signale kann entweder durch die Stützung des Empfängers durch weitere Navigationssensoren erfolgen oder durch entsprechende GNSS-Signalverarbeitungsalgorithmen. Bei dem Spezialfall des Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) werden die einzelnen Empfangssignale miteinander verglichen und fehlerhafte Signale ausgeschlossen, siehe beispielsweise [Psiaki et al., 2013]. Ursprünglich stammen die Verfahren für AIM und RAIM aus der Luftfahrt. Hier gelten besonders hohe Anforderungen für die Zuverlässigkeit und Integrität der Navigationssysteme. Die Verfahren werden hier primär zur autonomen Detektion von Störungen der GNSS-Satelliten oder GNSS-Daten verwendet.

5 Systembeschreibung

Für die Implementierung der Demonstratorplattform wurde auf drei verschiedene Sensorarten zurückgegriffen: Die Daten des serienmäßigen ABS dienen als Grundlage für das Odometriesystem und liefern über die serienmäßige Diagnoseschnittstelle OBD (engl. On Board Diagnosis Interface) die Radgeschwindigkeiten der vier Räder. Eine IMU stellt Informationen über Kurswinkeländerungen bereit, die inertialen Messdaten werden zur Bestimmung der Kurswinkeländerung des Fahrzeuges verwendet. Im Gegensatz zu üblichen Lagebestimmungssystemen (sog. Attitude Heading Reference Systems, AHRS) ist zu beachten, dass das vorgestellte System nur die Information über die Kurswinkeländerung verwendet, die Beschleunigungsdaten oder Änderungen der Roll- und Nickwinkel werden nicht weiter verwendet. Die Nutzung eines einfachen serienfertigen GNSS Empfängers liefert absolute Positionsdaten. In diesem Kapitel werden zunächst die Einzelsensoren hinsichtlich Verwendung, Geometrie und Fehlereinflüssen genauer betrachtet. Danach wird die zugrundeliegende Fusionsstrategie und die Implementierung des Navigationsfilters erläutert. Das Kapitel schließt hierauf mit der Beschreibung der Programmimplementierung für Echtzeit- und Nachbearbeitungsbetrieb (sog. Postprocessing).

5.1 Sensorauswahl und Implementierung

Die in den folgenden Kapiteln gezeigten Entwicklungen und Konzepte lassen sich auf das GSA FP7 Projekt PUMA ("PUMA: Precise and secUre Automotive trAcking", Fördernummer: 48249) zurückführen. Die ursprüngliche Idee von Puma ist die GNSS basierte Überwachung von Straßenfahrzeugen für sicherheitskritische Anwendungen, streckenbasierte Mautsysteme oder die Ermittlung von fahrstielgemäßen Versicherungsgebühren. Entsprechend hoch war die Forderung, den Navigationsansatz für PUMA störresistent und ausfallsicher zu gestalten. Zudem war eine Forderung, dieses Ziel mit möglichst geringem Hardwareaufwand zu realisieren.

Aus diesem Grund wurde ein System basierend auf differentieller Odometrie und GNSS entwickelt, wie es im folgenden Abschnitt 5.1.1 beschrieben wird. Bei diesem Ansatz werden keine kommerziellen externen Odometer zum Nachrüsten des Fahrzeugs verwendet, zu denen es umfassende Dokumentation zur erreichbaren Genauigkeit gibt. Stattdessen muss im folgenden Kapitel zunächst das Fehlerverhalten

und die erreichbare Leistungsfähigkeit der differentiellen Odometrie mit serienmäßigen ABS Sensoren hergeleitet werden. Hierauf folgt die Funktionsbeschreibung dieses grundlegenden Systemansatzes, weshalb dieses Kapitel sehr ausführlich gehalten ist.

Das hierauf folgende Kapitel 5.1.2 beschreibt die Erweiterung des grundlegenden Systems (differentielle Odometrie mit GNSS aus 5.1.1) um die IMU basierte Kurswinkelbestimmung zur Verbesserung der relativen Navigation. Die im weiteren Verlauf der Arbeit beschriebenen Konzepte beziehen sich auf beide Systemausstattungen (mit differentieller Odometrie oder mit zusätzlicher IMU) daher wird in der Beschreibung allgemein von Koppelnavigation gesprochen. Bei Beschreibungen, die sich auf das grundlegende System beziehen, wird explizit von differentieller Odometrie gesprochen. Bei Angaben zu dem erweiterten System mit zusätzlicher IMU wird die IMU basierte Kurswinkelbestimmung angegeben.

Die Lage der einzelnen verwendeten Sensoren für die Demonstratorplattform ist in Abbildung 5.1 dargestellt. Die Beschreibung der sensorspezifischen Geometriebeziehungen für die jeweiligen Berechnungen der Navigationsparameter wird in den folgenden Unterkapiteln für jeden Sensor einzeln angegeben.

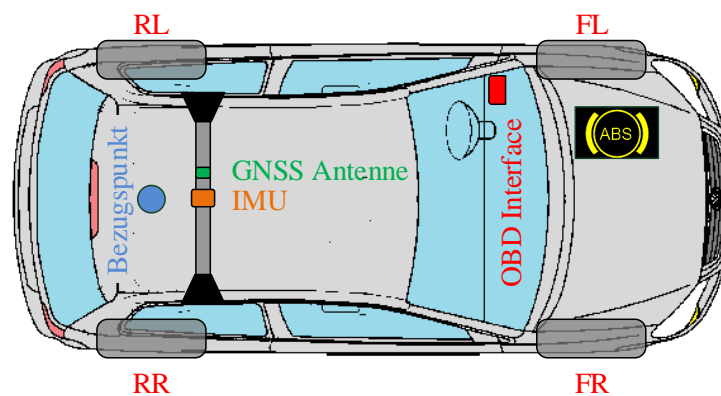


Abbildung 5.1: Geometrische Anordnung der verwendeten Sensoren

5.1.1 ABS und GNSS

Während in Abschnitt 3.2.2 bereits die grundlegende Funktionsweise eines Odometers betrachtet wurde, soll in diesem Kapitel näher auf die Verwendung hinsichtlich differentieller Odometrie zur gleichzeitigen Bestimmung der zurückgelegten Distanz und der Kursänderung eingegangen werden. Im Anschluss werden mögliche Fehlerquellen und die Auswirkungen verschiedener Geometrien und Sensorgenauigkeiten auf die Bestimmung der einzelnen Navigationsinformationen untersucht. Es sei an dieser Stelle nochmals angemerkt, dass das vorgestellte System zum Einsatz in Straßenfahrzeugen unter

Verwendung der serienmäßigen Sensoren zur Erkennung und Überbrückung von Störsendeeinflüssen konzipiert wurde. Andere Arbeiten wie beispielsweise [Ramm, 2008], [Eichhorn, 2008], [Sternberg, 2000] oder [Aussems, 1999] befassen sich zwar mit Fahrzeugnavigation, sind jedoch auf eine möglichst genaue Positionsbestimmung ohne Berücksichtigung von Störsendern ausgelegt. Somit unterscheiden sich die Systemansätze sehr stark, da das hier vorgestellte System auf bestmögliche Detektion von Störsendern ausgelegt ist.

5.1.1.1 Geometriebetrachtung differentielle Odometrie

Die Betrachtungen der Fahrzeuggeometrie zur Herleitung der Navigationsinformationen (zurückgelegte Distanz Δs und Kurswinkeländerung $\Delta\phi$) aus den vier Radgeschwindigkeiten beruhen auf folgenden Grundvoraussetzungen:

- Betrachtet werden bodengebundene Fahrzeuge, die über zwei Achsen mit je zwei Rädern verfügen.
- Alle vier Räder berühren während der Fahrscenarien zu jedem Zeitpunkt den Boden.
- Das Fahrzeug wird als steif betrachtet und ändert seine Form während der Fahrt nicht signifikant.
- Das Fahrverhalten wird als normal angenommen, so dass keine beachtenswerten Schlupfeffekte an den Rädern auftreten.
- Der Radumfang ändert sich während des Fahrens nicht.
- Das Fahrzeug verfügt über eine lenkende Frontachse und eine un gelenkte Heckachse.

Zudem wird für die folgenden Betrachtungen angenommen, dass die Front- und Heckachse des Fahrzeugs gleich lang sind. Prinzipiell sind die folgenden Herleitungen mit geringen Modifikationen auch für Fahrzeuge mit verschiedenen langen Achsen möglich. Da die Achsen bei dem Großteil der Fahrzeuge allerdings gleich lang sind, wird dies auch für diese Arbeit angenommen.

Für die später gezeigten Fahrversuche wurde ein Volkswagen Polo 9N2, Baujahr 2004 verwendet. Die Abbildung 5.2 zeigt die zugrundeliegende Fahrzeuggeometrie und die Benennungen der einzelnen Räder in Relation zum Fahrzeug. Um Bezug auf die einzelnen Räder und Radgeschwindigkeiten zu nehmen, werden diese folgendermaßen bezeichnet:

- FL oder fl (als Index) für front left steht für das linke Vorderrad
- FR oder fr (als Index) für front right steht für das rechte Vorderrad
- RL oder rl (als Index) für rear left steht für das linke Hinterrad
- RR oder rr (als Index) für rear right steht für das rechte Hinterrad
- a ist die Hälfte der Spurweite

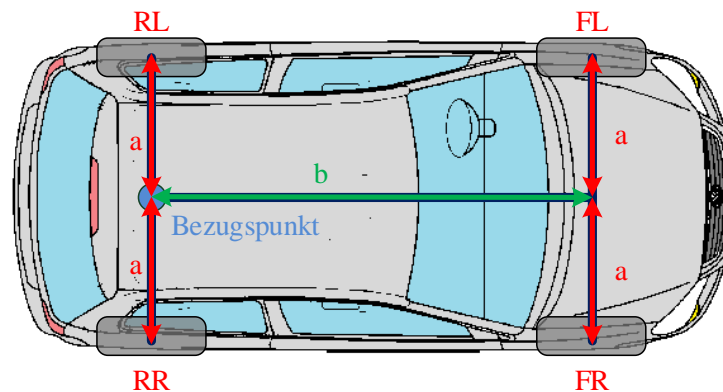


Abbildung 5.2: Grundlegende Fahrzeuggeometrie

- b ist der Abstand der beiden Achsen voneinander

Bei der Erstellung der schematischen Darstellung des Fahrzeugs wurde die entsprechende Rettungskarte ([Volkswagen, 2010]) für dieses Modell als Grundlage verwendet. Die zugrundeliegenden geometrischen Definitionen für die Berechnungen der Navigationsinformationen sind in Abbildung 5.3 dargestellt. Eine ausführliche Herleitung der Berechnungen für die Vorder- und Hinterachse zur Bestimmung der Navigationsinformationen analog zu [Czommer, 2001] sind im Anhang A.1 aufgeführt.

R_{rc} definiert den Kurvenradius des Fahrzeugs gemessen von der Mitte der Hinterachse und R_{fl} , R_{fr} , R_{rl} und R_{rr} geben die Kurvenradien der einzelnen Räder an. Die Geschwindigkeiten der Räder und des Bezugspunktes des Fahrzeugs werden analog mit v_{fl} , v_{fr} , v_{rl} , v_{rr} und v_{rc} bezeichnet. Die Richtungsänderung $\Delta\phi$ des Fahrzeuges bei einer Kurvenfahrt kann in Abhängigkeit vom Kurvenradius R_{rc} und zurückgelegter Distanz am Bezugspunkt des Fahrzeugs Δs_{rc} oder dem Produkt der Geschwindigkeit des Fahrzeugs im Bezugspunkt v_{rc} mit der Dauer des aktuellen Abtastintervalls Δt wie folgt angegeben werden:

$$\Delta\phi = \frac{\Delta s_{rc}}{R_{rc}} = \frac{v_{rc} \cdot \Delta t}{R_{rc}} \quad (5.1)$$

Gerade für die Umsetzung eines robusten Systems ist es vorteilhaft, dass das ABS die Geschwindigkeit aller vier Räder übermittelt. So lassen sich die Navigationsinformationen Δs und $\Delta\phi$ einmal über die Messwerte der Hinterachse und zudem auch über die der Frontachse ermitteln. Im störungs- und rauschfreien Fall sind die ermittelten Parameter aus den unabhängigen Messungen von Vorder- und Heckachse identisch. Durch Vergleich der Ergebnisse dieser Berechnungen mit Plausibilitätschecks lassen sich so Fehler in den vom Fahrzeug übertragenen Werten finden.

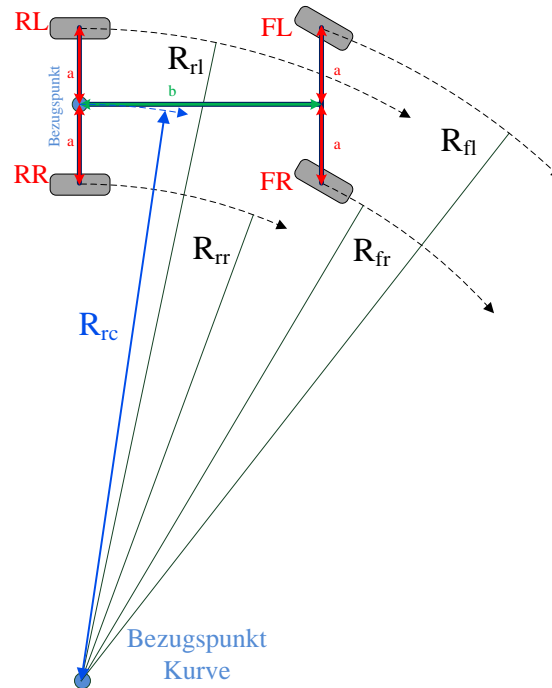


Abbildung 5.3: Definition der Radien und Bezugspunkte für differentielle Odometrie

Entsprechend lassen sich R_{rc} und v_{rc} jeweils für die Vorder- und Hinterachse wie folgt angeben (siehe Anhang A.1):

$$R_{rc} = a \cdot \frac{v_{rl} + v_{rr}}{v_{rl} - v_{rr}} \quad (5.2)$$

$$R_{rc} = \frac{a \cdot (M + 1)}{(M - 1)} \pm \sqrt{a^2 \cdot \frac{(M + 1)^2}{(M - 1)^2} - (a^2 + b^2)} \quad (5.3)$$

mit

$$M := \left(\frac{v_{fl}}{v_{fr}} \right)^2 \quad (5.4)$$

$$v_{rc} = \frac{v_{rl} + v_{rr}}{2} \quad (5.5)$$

$$v_{rc} = \sqrt{\frac{R_{rc} \cdot (v_{fl}^2 - v_{fr}^2)}{4 \cdot a}} \quad (5.6)$$

Hierbei steht das + in Gleichung (5.3) für die Fahrt einer Rechtskurve. Im Fall einer Linkskurve wird das – verwendet. Nach obiger Definition ergeben sich somit Kurswinkeländerungen nach rechts mit $\Delta\phi > 0$ und Kurswinkeländerungen nach links mit $\Delta\phi < 0$.

5.1.1.2 Schnittstellenmodul (ABS und GNSS)

Das Auslesen der einzelnen Radgeschwindigkeiten aus dem serienmäßig im Fahrzeug verbauten ABS wird durch ein eigens entwickeltes Schnittstellenmodul (engl. On Bord Unit, OBU) realisiert. Diese wurde im Rahmen des GSA FP7 Projekts PUMA ("PUMA: Precise and secUre Automotive trAcking", Fördernummer: 48249) vom Projektpartner Automex Sp.z.o.o. als spezielles Schnittstellenmodul konzipiert. Die OBU liest die einzelnen Radgeschwindigkeiten der ABS Sensoren über die Fahrzeugdiagnoseschnittstelle (OBD) vom Bordcomputer aus.



Abbildung 5.4: Im Projekt PUMA entwickeltes Schnittstellenmodul (OBU)

Die OBU besteht im Wesentlichen aus vier Modulen: einem Controller Area Network (CAN) Bus Controller, einem GNSS Empfänger, einem Mobilfunkmodem und einem Mikrocontroller zur Steuerung. Zudem ist ein berührungssensitiver Monitor zur Anzeige der Rohdaten und dem Umschalten zwischen Betriebsmodi verbaut.

Für die Kommunikation des Schnittstellenmoduls mit dem Fahrzeugcomputer über die serienmäßige OBD wird ein CAN-Bus Controller der Firma Texas Instruments verwendet. Dieser Controller verwendet den ISO 15765 Standard um die Radgeschwindigkeiten aus dem Bordcomputer zu lesen. Hierzu wird ein sogenanntes Polling-Verfahren genutzt, bei dem der Controller den Bordcomputer wiederholt auffordert, die Raddrehgeschwindigkeiten herauszugeben.

Zudem ist im Schnittstellenmodul ein einfacher marktüblicher GNSS Empfänger verbaut, der neben der Bereitstellung der GNSS Navigationsdaten im NMEA 0183 Format auch für die zeitliche

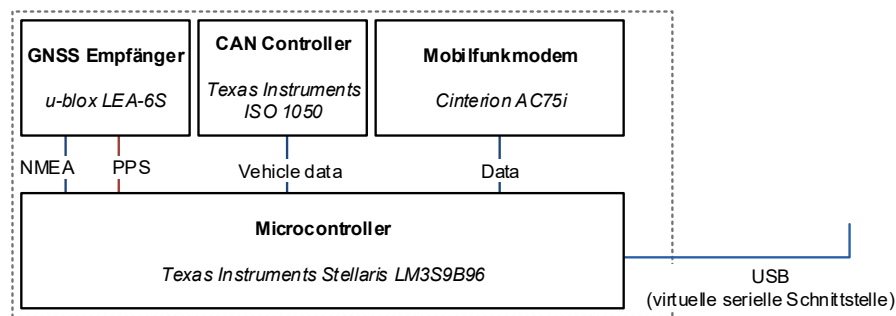


Abbildung 5.5: Komponenten des Schnittstellenmoduls (OBU)

Synchronisierung der ABS Daten auf (engl.) „Coordinated Universal Time“ (UTC), die koordinierte Weltzeit, verwendet wird. Es handelt sich bei diesem Empfänger um ein LEA 6 S Modul der Firma u-blox. Für die zeitliche Referenzierung der Radgeschwindigkeiten sendet der Empfänger zudem ein Puls pro Sekunde (PPS) Signal an den nachgeschalteten Mikrocontroller.

Dieser Mikrocontroller, ein Texas Instruments Stellaris LM3S9B96, dient neben der zeitlichen Referenzierung der Radgeschwindigkeiten auch der Steuerung angegliederter Module und der Kommunikation. Die Kommunikation umfasst dabei die interne Kommunikation und das Datenmanagement mit den einzelnen Modulen des Schnittstellenmoduls sowie der Kommunikation mittels virtueller serieller Schnittstelle über Universal Serial Bus (USB) mit dem Hauptprogramm auf dem Laptop.

Das vierte Modul, das Mobilfunkmodem, wurde während des Projekts PUMA für die Übertragung der Rohdaten über Mobilfunk eingebaut. Ein mögliches Nutzungsszenario sah dabei vor, die Navigationsberechnungen nicht im Fahrzeug durchzuführen, sondern dies auf einem eigenen Server zentral für alle Module zu ermöglichen.

Während des Projekts PUMA fanden auch die ersten Arbeiten zur Systementwicklung und Implementierung statt. Diese wurden in der mathematischen skriptbasierten Entwicklungsumgebung MATLAB umgesetzt, da MATLAB eine sehr schnell zu implementierende Schnittstelle und mathematische Funktionen bietet. Während des Projekts wurde bereits eine erste echtzeitfähige Softwarelösung implementiert und getestet.

Die über die OBD erhaltenen Geschwindigkeitsinformationen der ABS Sensoren liefern vorzeichenlose Geschwindigkeiten mit einer Auflösung von 1 km/h. Im verwendeten Versuchsfahrzeug stellt das ABS nur die betragsmäßigen Einzelgeschwindigkeiten zur Verfügung, eine Information über die Drehrichtung

(vorwärts oder rückwärts) wird bei ABS nicht benötigt. Die Updaterate, mit der die ABS Daten über die OBD bezogen werden, ist abhängig von der aktuellen Beanspruchung des Sicherheitssystems. So stellt die OBD die Messdaten während ruhigem Fahrverhalten mit bis zu 4,9 Hz bei dem verwendeten Messfahrzeug zur Verfügung. Die Rate reduziert sich allerdings mit steigendem Rechenaufwand durch hohe Fahrdynamiken auf bis zu 4,2 Hz. Bei neueren Fahrzeugen mit moderneren Bordcomputern wäre das Abgreifen der neuen Daten mit bis zu 10 Hz möglich.

5.1.1.3 Fehlerbetrachtungen für differentielle Odometrie

Im Gegensatz zu anderen Untersuchungen wie zum Beispiel in [Hollenstein et al., 2008] oder [Dissanayake et al., 2001] wird für das vorgestellte Systemkonzept bewusst das serienmäßige ABS verwendet, da es europaweit bereits seit 2004 serienmäßig in allen Fahrzeugen verbaut wird. Zur Fehlerbetrachtung der differentiellen Odometrie muss zunächst die Funktionsweise der Einzelsensoren betrachtet werden. Die Geschwindigkeit der einzelnen Räder wird durch die Anzahl der an einem Hallsensor oder Induktionsgeber vorbeigeführten Magnete in einem Zeitintervall ermittelt. Dabei spielt neben der Anzahl der Impulsgeber der Scheibe auch die Abtastrate des Sensors eine wichtige Rolle.

Für die folgenden Fehlerbetrachtungen wird die Verwendung einer Radnabe mit integriertem Geberrad zugrunde gelegt, das über 48 magnetische Impulsgeber verfügt, was der Ausstattung des Versuchsfahrzeuges entspricht. Da der ABS Sensor nur diskrete Werte liefert und auch nur zu diskreten Zeitpunkten abtastet, kann es passieren, dass bei einer Messung nicht die theoretisch korrekte Anzahl an Impulsen erfasst wird, sondern entweder einer zu viel oder zu wenig. Hieraus resultiert eine Standardabweichung für diese Messung. Wie bereits zuvor erwähnt beträgt das Auflösungsvermögen res_v der Geschwindigkeitsmessung der ABS Sensoren 1 km/h. Betrachtet man nun mögliche Abtastraten des Sensors von mindestens 4 Hz bis maximal 10 Hz, so ergibt sich ein maximaler Fehler E für die entsprechende Bestimmung der in Δt zurückgelegten Distanz:

- $E_{4Hz} = res_v \cdot \Delta t = \frac{1km}{h} \cdot 0,25s = 69,44mm$ für 4 Hz
- $E_{6Hz} = res_v \cdot \Delta t = \frac{1km}{h} \cdot 0,1\bar{6}s = 46,30mm$ für 6 Hz
- $E_{8Hz} = res_v \cdot \Delta t = \frac{1km}{h} \cdot 0,125s = 34,72mm$ für 8 Hz
- $E_{10Hz} = res_v \cdot \Delta t = \frac{1km}{h} \cdot 0,10s = 27,78mm$ für 10 Hz

Geht man nun davon aus, dass sich das Rad mit konstanter Geschwindigkeit dreht und die Geschwindigkeit über das Abtastintervall mit der Auflösung res_v gleich 1 km/h ist, so kann die Varianz der Geschwindigkeitsmessung wie folgt bestimmt werden:

$$Var(v) = \sigma_v^2 = E(v^2) - (E(v))^2 = \frac{1}{res_v} \int_{res_v} v^2 dv - \left(\frac{res_v}{2}\right)^2 = \frac{res_v^2}{12} \quad (5.7)$$

Somit ergibt sich allgemein eine Standardabweichung von:

$$\sigma_v = \sqrt{\sigma_v^2} = \sqrt{\frac{res_v^2}{12}} \approx 0,289res_v \quad (5.8)$$

Und somit im Speziellen für die verschiedenen Abtastraten:

- $\sigma_{4Hz} = 0,289 \cdot 69,44mm = 20,07mm$ für $\Delta t = 4$ Hz,
- $\sigma_{6Hz} = 0,289 \cdot 46,30mm = 13,38mm$ für $\Delta t = 6$ Hz,
- $\sigma_{8Hz} = 0,289 \cdot 34,72mm = 10,03mm$ für $\Delta t = 8$ Hz und
- $\sigma_{10Hz} = 0,289 \cdot 27,78mm = 8,03mm$ für $\Delta t = 10$ Hz.

Für die folgenden Berechnungen der Standardabweichungen zur Bestimmung des Kurswinkels $\Delta\phi$ und der zurückgelegten Distanz Δs werden die in Anhang A.1 angegebenen Formeln verwendet. Zudem wird für die Bestimmung des Kurvenradius R_{rc} angenommen, dass die Kurven mit für die Insassen gerade noch angenehmen Querbeschleunigungen a_t von maximal $2m/s^2$ gefahren werden. Somit berechnet sich der minimale Kurvenradius, der auch für die folgenden Berechnungen verwendet wird, mit:

$$R_{rc} = \frac{v^2}{a_t} \quad (5.9)$$

Neben den obigen Definitionen für Standardabweichungen abhängig von der Updaterate des Sensors werden zudem folgende Parameter verwendet:

- Die Spurweite des Fahrzeugs an der Vorder- und Heckachse beträgt 1,43 m und weist eine Standardabweichung von $\frac{7,5mm}{2}$ auf,
- der Achsabstand zwischen Vorder- und Heckachse beträgt 2,47 m mit einer Standardabweichung von 1 %, also 2,47 cm, die Berechnungen werden für eine 90° Kurve vorgenommen und
- als maximal auftretende Querbeschleunigung werden $2m/s^2$ angenommen.

Die Standardabweichung des Achsabstands ist mit 1 % absichtlich recht hoch gewählt, um den Einfluss von Änderungen des Achsabstands auf Grund von unterschiedlichem Fahrzeuggewicht, starken Beschleunigungen und Kurvenfahrten zu verdeutlichen. Vor allem wegen der oben getroffenen Annahme, dass die Fahrzeuggeometrie starr sei, ist es wichtig, die Größenordnung der Fehlereinflüsse durch diese Annahme zu kennen. Die folgenden Abbildungen zeigen die nach A.1 und obigen Definitionen berechneten Standardabweichungen für die Bestimmung der zurückgelegten Distanz, der Kurswinkeländerung und des Kurvenradius im Bereich von 1 km/h bis 200 km/h.

Abbildung 5.6 zeigt die Abhängigkeit der Bestimmung des Kurvenradius im [m] von der Geschwindigkeit für die verwendeten Updateraten der ABS Sensoren der Vorder- und Heckachse.

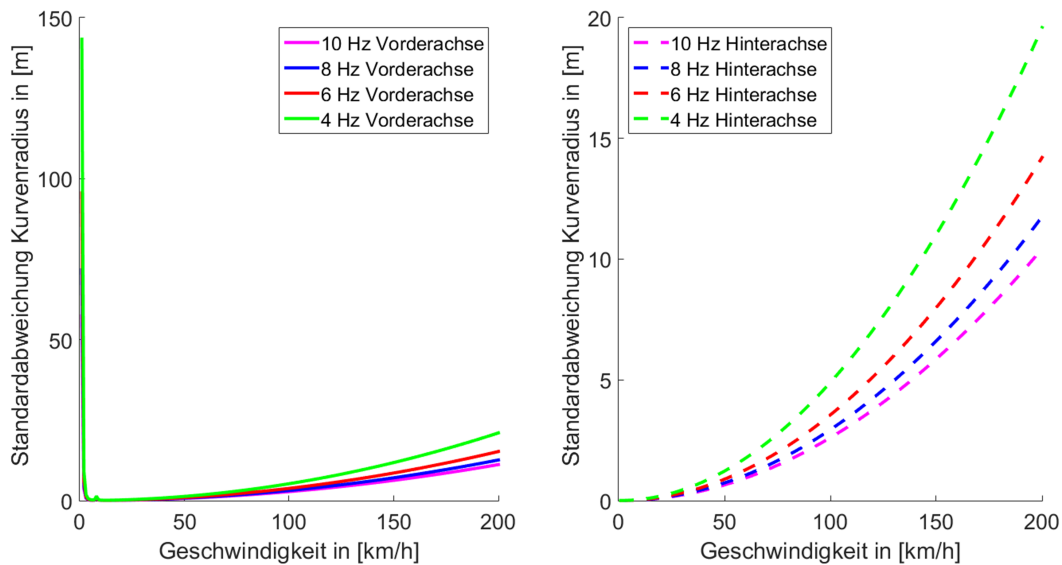


Abbildung 5.6: Fehlereinfluss auf Kurvenradius

Zu beachten ist dabei vor allem, dass bei der Bestimmung des Kurvenradius über die Vorderachse sehr hohe Abweichungen bei geringen Geschwindigkeiten bis ca. 5 km/h auftreten. So sollten bei geringen Geschwindigkeiten bis ca. 20 km/h die Heckräder eine deutlich höhere Gewichtung für die Bestimmung der Navigationsinformationen erhalten.

Bei höheren Geschwindigkeiten sind die beiden Standardabweichungen für die Vorder- und Heckachse annähernd gleich, so dass hier beide Messungen mit gleicher Gewichtung verwendet werden können und sollten, da somit Fehler in der Übertragung der Messwerte von der OBU zum Computer abgefangen werden können.

Die Standardabweichung für die Bestimmung der zurückgelegten Distanz ist in Abbildung 5.7 dargestellt. Besonders beachtenswert ist, dass die Standardabweichung für die Berechnung der zurückgelegten Distanz an der Heckachse für alle Geschwindigkeiten konstant ist. Die Standardabweichung bei Nutzung der Vorderachse ist dagegen bei geringen Geschwindigkeiten nur bedingt nutzbar: So beeinflusst die Polstelle der Fehlerterme der Sensoren und der Spurbreitenbestimmung (vgl. Anhang A.1.4.2 und A.1.4.3) hauptsächlich den Geschwindigkeitsbereich bis 3 km/h. Des Weiteren ist auf Grund des stark ausgeprägten Maximums des Fehlerterms für den Achsabstand die Frontachse nur für die Distanzmessung bei Geschwindigkeiten verwendbar, die deutlich über 20 km/h liegen.

Sehr ähnlich ist die Fehlerverteilung für die Bestimmung des Drehwinkels, dargestellt in Abbildung 5.8. Auch hier sind die Fehlereinflüsse bei der Berechnung für die Heckachse konstant über die Geschwindigkeit. Bei der Vorderachse dagegen wirkt sich vor allem wieder der Fehlerterm für den

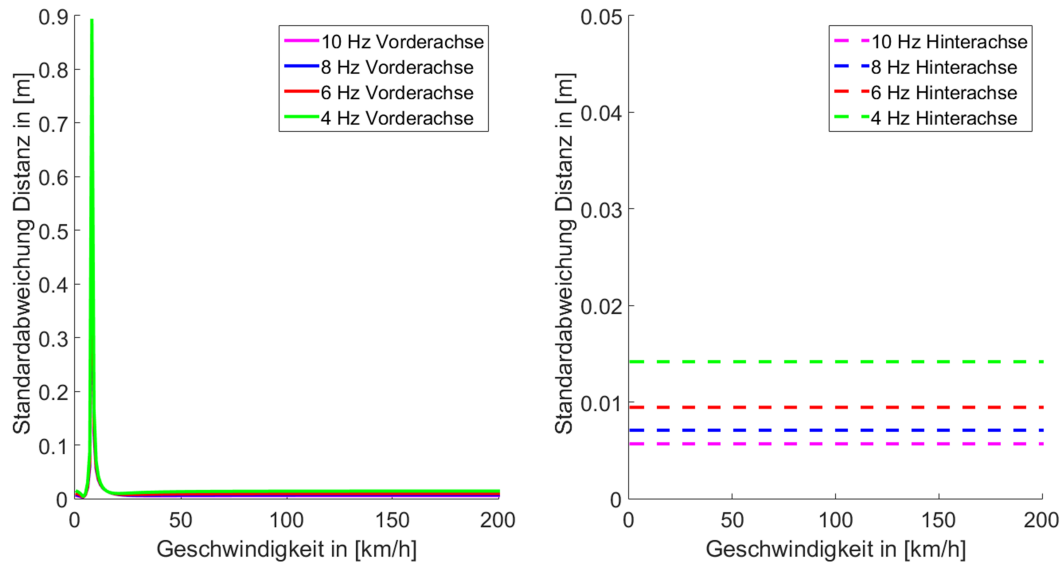


Abbildung 5.7: Fehlereinfluss auf Streckenmessung

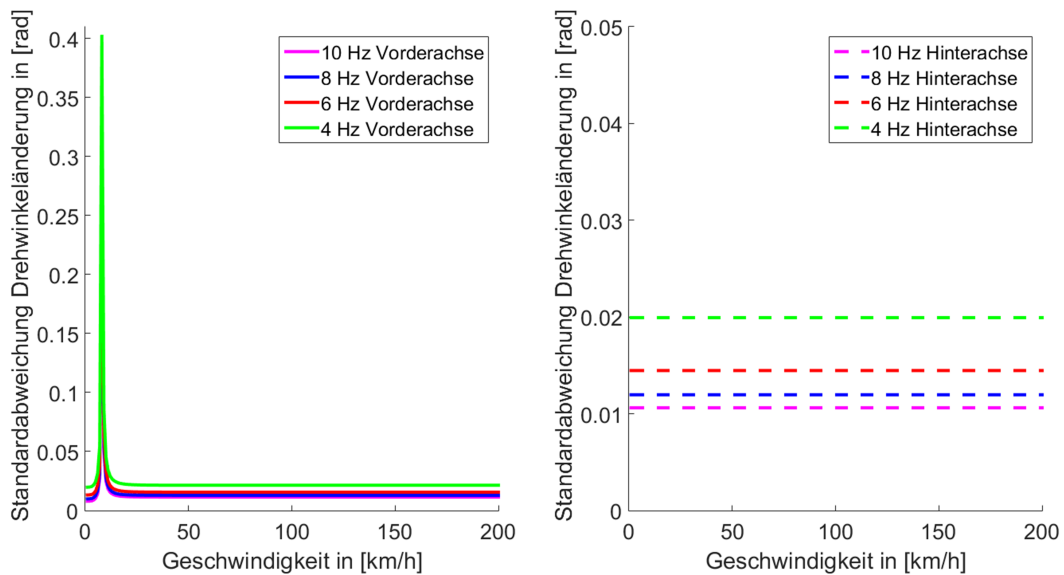


Abbildung 5.8: Fehlereinfluss auf Drehwinkel

Achsabstand bei geringen Geschwindigkeiten aus.

Wie bereits oben erwähnt, verschlechtern fehlerhafte Angaben über den Achsabstand deutlich die Navigationsergebnisse basierend auf den Daten der Frontachse. Auf die Ergebnisse der vorliegenden Arbeit haben sie jedoch nur sehr begrenzte Auswirkungen. Da die Abweichungen vor allem während variierender starker Beschleunigungen (Bremsen, schnelle Kurven) auftreten, sind diese in Bezug auf die durchschnittliche Fahrweise sehr gering. Durch die im störungsfreien Betrieb des Systems durchgeführte Sensorfusion mittels Kalman-Filterung werden zudem die Skalenfaktoren für die Geschwindigkeitsmessungen der einzelnen Räder geschätzt, die auch die geschwindigkeitsabhängigen Korrekturen für den Achsabstand beinhalten.

Abschließend kann man für die Betrachtungen des Fehlerverhaltens der differentiellen Odometrie festhalten, dass die Verwendung der Heckachse im niedrigen Geschwindigkeitsbereich deutlich robuster ist als die Berechnung der Navigationsinformationen auf Basis der Messungen mit der Vorderachse. Da die Bestimmung des aktuellen Kurswinkels allerdings durch Integration aller vorangegangenen Kursänderungen erfolgt, kommt es mit zunehmender Betriebszeit zu einer Drift der Kurswinkelinformation, die durch geeignete Sensorfusionsstrategien kompensiert werden muss.

Basierend auf den Erkenntnissen dieses Abschnitts und der entsprechenden Fehlerbetrachtung wird für die Bestimmung der Navigationsinformationen aus den Radgeschwindigkeitsmessungen ein sogenanntes „State Machine Concept“ implementiert, das basierend auf den aktuellen Geschwindigkeiten und den Ergebnissen der später vorgestellten internen Sensorchecks die Berechnung der Navigationsinformationen anpasst.

5.1.2 IMU

Das grundlegende Funktionsprinzip der Trägheitsnavigation sowie die möglichen Sensorarten zur Messung der Beschleunigung und der Drehrate wurden bereits in Kapitel 3.2.1 angesprochen. Gerade bei der Entwicklung von Systemkonzepten für Anwendungen im Massenmarkt beruht die Entscheidung über die Einführung von Produkten vor allem auf dem aktuellen Herstellungspreis. Viele innovative Ideen und Konzepte werden auf Grund zu hoher Hardwarekosten nicht umgesetzt. Dies ist der wesentliche Grund, weshalb für den Aufbau der Demonstrationsplattform ein MEMS-basierter Inertialsensor verwendet wird. MEMS Sensoren bieten hierbei mehrere Vorteile: Sie sind sehr klein und benötigen wenig Platz für den Einbau, sind sehr robust und wartungsfrei sowie sehr kostengünstig. Die Wahl des Sensors für die gezeigte Umsetzung des Demonstrators fiel auf eine MTi-G der Firma Xsens, da der Sensor einige Vorteile für den Aufbau des Demonstrators bietet. Zum einen verfügt die MTi-G über einen eigenen GNSS-Empfänger, der dazu verwendet wird, die Rohdaten der IMU mit Zeitstempeln zu versehen. Zudem erlaubt die mitgelieferte Entwicklungsumgebung über spezielle Quellcodebibliotheken den Zugriff auf Rohdaten, die vom Hersteller bereits kalibriert wurden. Hierzu werden bereits vom

Sensorhersteller systematische Messfehler wie Skalenfaktorfehler, verschobene Einbauwinkel und Temperaturabhängigkeit vermessen und die entsprechenden Parameter zur Korrektur der aktuellen Messungen angewendet.

Wie später gezeigt wird, wird die IMU hauptsächlich zur Ermittlung des Kurswinkels genutzt, nicht im klassischen Sinne als Inertiales Navigationssystem (INS). Dies geschieht hauptsächlich aus zwei Gründen: Erstens soll gezeigt werden, dass die IMU zukünftig auch durch serienmäßig verbaute Drehratenmesser im Fahrzeug ersetzt werden könnte. Diese Sensoren könnten auch für Sicherheitssysteme wie z.B. das elektronische Stabilitätsprogramm (ESP) genutzt werden, wenn die Sensoren eine ähnliche Güte aufweisen wie die verwendete IMU. Zum anderen ist durch Beschränkung auf bodengebundene Fahrzeuge, die bereits die Geschwindigkeitsinformationen über Odometer drifffrei bereitstellen, eine vollkommene INS Implementierung nicht notwendig. Die meisten Drehratensensoren in Straßenfahrzeugen sind daher als einachsige Sensoren ausgeführt.

Die Verwendung der IMU nur zur Bestimmung des aktuellen Kurswinkels vereinfacht die folgenden Betrachtungen und die notwendigen Implementierungsarbeiten erheblich. Da die IMU starr mit dem Fahrzeug verbunden wird und die Beschleunigungsmessungen höchstens zur Unterscheidung von Vorwärts- und Rückwärtsfahrten verwendet werden, kann der Einbauort der IMU frei gewählt werden. Es sollte jedoch darauf geachtet werden, dass die Messachsen der IMU möglichst parallel zu den Fahrzeugachsen verlaufen, um den Kalibrieraufwand möglichst gering zu halten.

5.1.2.1 Geometrie

Im Gegensatz zu klassischen INS- Implementierungen ist bei der Verwendung der IMU zur alleinigen Bestimmung des Kurswinkels der Einbauort des Sensors in Relation zum Fahrzeugdrehpunkt nicht kritisch. Hebelarmeffekte wie bei klassischer INS Umsetzung können für die alleinige Bestimmung des Kurswinkels vernachlässigt werden, da die Fahrzeuggeometrie starr ist und sich Kurswinkeländerungen an allen Punkten des Fahrzeuges gleich auswirken. Wichtig ist hier jedoch, dass das Sensorsystem starr mit dem Rahmen des Fahrzeugs verbunden wird und eventuelle Einbaufehler berücksichtigt werden. Für den Aufbau der Demonstratorplattform bietet sich bei der verwendeten IMU und das genutzte Testfahrzeug die Montage auf dem heckseitigen Dachträger des Fahrzeugs an, siehe Abbildung 5.1.

Die starre Montage der IMU in der Mitte des Dachträgers wird dabei durch die Verwendung eines T-Nut-Trägers erleichtert. Dieser ermöglicht die Verwendung eines extra angefertigten rechteckigen Bolzens, der seitlich in den Träger eingeschoben werden kann und mit den Montageschrauben der IMU verklemmt wird, siehe Abbildung 5.9. Somit ist ein Verdrehen der IMU gegenüber dem Fahrzeug nicht möglich. Ein weiterer Vorteil dieser Montageart ist, dass das Dachträgersystem zur Aufnahme von Dachboxen konzipiert ist und die Auflagefläche, auf der die IMU installiert wird, somit parallel zur Ebene der Bewegungsrichtung des Fahrzeugs liegt.

5.1.2.2 Sensorschnittstelle

Die verwendete MTi-G der Firma Xsens wurde inklusive des Development Kits beschafft. Somit wurde die IMU bereits mit der zugehörigen GNSS Antenne und dem passenden Adapterkabel zum Anschluss an einem USB geliefert. Des Weiteren beinhaltet das Kit eine umfangreiche Softwareumgebung, die Programmierschnittstelle (Application Programming Interface, API), Bibliotheken und entsprechenden Beispielcode für die Verwendung in einer C++ Umgebung zur Verfügung stellt [Xsens, 2010]. Die Verwendung dieses SDK hatte jedoch zur Folge, dass die Entwicklungsumgebung MATLAB für die Anwendung in Echtzeit nicht mehr genutzt werden konnte. Aus diesem Grund wurden Algorithmen und Programmfunktionalitäten in C++ portiert, um die Echtzeitfähigkeit weiterhin nutzen zu können.

Die entsprechenden APIs erlauben einerseits die Steuerung der IMU und stellen zudem die synchronisierten gewählten Sensordaten bereit. Zur Implementierung der Software der Demonstratorplattform bietet sich die Verwendung der kalibrierten Rohdaten der IMU Messungen und der GNSS Positions- und Zeitdaten an. Der GNSS-Datensatz wird in dieser Arbeit nur verwendet, um die Sensorrohdaten der IMU mit denen der ABS-Sensoren zu synchronisieren. Als gemeinsame Zeitbasis aller verwendeten Messdaten des Demonstrators wird die UTC gewählt. Durch die Synchronisierung aller Messungen mit GNSS Empfängern kann somit eine zeitliche Referenz ermöglicht werden, die im Bereich von ca. 100 - 50 ns liegt.

5.1.2.3 Kurswinkelbestimmung und Fehlerbetrachtung

Zur Bestimmung des aktuellen Kurswinkels wird zunächst das Startheading des Fahrzeugs bestimmt, siehe Abschnitt 5.3.2. Ist der anfängliche Kurswinkel und eventuelle Einbaufehler bekannt, ermittelt das implementierte System den aktuellen Kurswinkel durch Integration der gemessenen Drehraten über die Zeit. In Bezug auf die Bestimmung des Headings wirkt unter diesen Annahmen und Voraussetzungen primär der Bias des verwendeten Drehratensensors der MTi-G. Vom Hersteller wird für diesen Sensor eine Bias-Stabilität von $20^\circ/\text{h}$ angegeben, die Genauigkeit der einzelnen Messungen beträgt 1° (1-Sigma-Abweichung). Das Auflösungsvermögen des Sensors wird mit $0,05^\circ$ angegeben. Da die

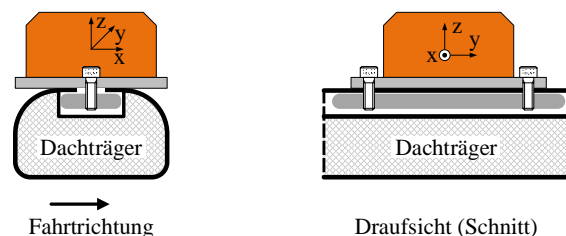


Abbildung 5.9: Schematische Ansicht Montage Xsens MTi-G

IMU basierte Kurswinkelbestimmung auf der Integration der Drehratenmessungen der IMU beruht, werden diese stochastischen Fehler bei der Nutzung der Kursinformation bereits einmal integriert. In Bezug auf das Fehlerverhalten des Kurswinkels und der späteren Positionsangabe nach einer weiteren Integration kann man so ein nicht deterministisch bestimmbares Driften des Headings und der Position über die Zeit beobachten. Aktuell verbaute serienmäßige Sensoren für ESP bieten dagegen nur ein Auflösungsvermögen von $0,2^\circ/\text{s}$ mit einem Bias von $2^\circ/\text{s}$ und einer Biasstabilität von $4^\circ/\text{s}$, siehe [Bosch, 2001b]. Der Sensoraufbau kann aus [Bosch, 2001a] entnommen werden. Durch die Nutzung einer besseren IMU, wie beispielsweise der XSENS MTi 1 mit einer Biasstabilität von $10^\circ/\text{h}$ und einem Anschaffungspreis (derzeit, 2016) von 60,00€ bei Abnahme von 5000 Stück (siehe www.xsens.com), wäre eine serienmäßige Nutzung des vollständigen Kurswinkelbestimmungssystems auch wirtschaftlich umsetzbar.

Durch die in Abschnitt 5.2 beschriebene Fusion der Messdaten der Koppelnavigationssensoren mit GNSS können systematische und stochastische Messgrößen, insbesondere die Drift des Kurswinkels, in Echtzeit während der Fahrt bestimmt und korrigiert werden. Verändert sich der Messaufbau zwischen den einzelnen Messfahrten nicht, so kann die Schätzung der systematischen Messfehler bereits als apriori Information in die Verarbeitung der Messungen mit einfließen. Ähnlich könnten systematische Messfehler auch bei serienmäßig verbauten Sensoren während der ersten Fahrten ermittelt werden. Auch für den Fall, dass sich die Einbaulage des Sensors über die Lebensdauer des Fahrzeugs ändert, könnten diese Fehler durch das System selbstständig ermittelt und korrigiert werden.

5.2 Fusionsstrategie

Eines der grundlegenden Werkzeuge zur Fusionierung von GNSS mit anderen Sensoren ist das Kalman-Filter. Zahlreiche Literatur beschäftigt sich mit dem Entwurf und der Implementierung von integrierten Navigationssystemen, siehe beispielsweise [Wendel, 2011], [Grewal et al., 2007], [Groves, 2013] oder [Savage, 2000b]. Aus diesem Grund soll in diesem Kapitel weniger auf die Grundlagen der Kalman-Filterung und stattdessen mehr auf die jeweiligen Implementierungen für verschiedene Sensorkonfigurationen eingegangen werden. Als Filteransatz wurde die Form des Error State Kalman-Filters für sogenanntes loosely Coupling gewählt, die unter anderem in [Wendel, 2011, Kapitel 6] beschrieben ist.

Die Wahl eines Error State Kalman Filters zur Fusion der relativen Sensoren mit GNSS wegen der die Anforderungen an das Gesamtsystem getroffen worden. So sollen zum einen Abweichungen und Fehlereinflüsse der Koppelnavigation geschätzt werden. Andererseits ist für die in Kapitel 5.4 beschriebenen Ansätze zur Spoofingdetektion auf Navigationsdatenebene eine hohe Autonomie der relativen und absoluten Navigationsdaten entscheidend. Das vorgestellte System arbeitet parallel mit

den in Abschnitt 5.5.4 beschriebenen vier Trajektorien und muss in der Lage sein, direkt bei Erkennen eines möglichen Täuschungsversuches gegen ein Sensorsystem die Störung zu unterdrücken und das betroffene System von der Navigationsbestimmung auszuschließen. Aus diesem Grund und wegen der Forderung einfache kommerzielle GNSS Empfänger zu nutzen, die nur NMEA Daten zur Verfügung stellen, wird die Fusion als loosely Coupled System auf Navigationsdatenebene realisiert.

Die gleichzeitige Wahl des Error State Kalman Filters ermöglicht zudem die parallele Verarbeitung der vier verschiedenen Trajektorien und einen sehr schnellen Wechsel zwischen den in Abschnitt 5.3 beschriebenen Systemzuständen. Zudem kann so bei Erkennen einer externen Störwirkung gegen GNSS die Navigation mit den relativen Sensoren inklusive der Korrekturen vor der Störung weitergeführt werden. Dieses Vorgehen erhöht die Gesamtleistung des Systems gegenüber klassischen Ansätzen deutlich, bei denen der Ausfall des absoluten Navigationssystems nur mit den relativen Sensoren ohne aktuelle Korrekturen durchgeführt werden müsste.

Im Laufe der Entwicklung der Navigationssoftware wurden verschiedene Implementierungen des Kalman-Filters umgesetzt, die verschiedene Sensorkonfigurationen abdecken:

- differentielle Odometrie unter Verwendung der Hinterachse
- differentielle Odometrie unter Verwendung der Vorderachse
- differentielle Odometrie unter Verwendung der Vorderachse und Hinterachse
- IMU-basierte Kurswinkelbestimmung und differentielle Odometrie zur Distanzmessung

Die ersten beiden Implementierungen wurden vor allem zur Verifikation des gewählten Ansatzes und der Analyse der verwendeten Systembeschreibungen genutzt. Die beiden letztgenannten Verfahren sollen im folgenden eingehender beschrieben werden.

Eine der Voraussetzungen für die Verwendung des Kalman-Filters ist die Systembeschreibung durch lineare dynamische Fehlermodelle und ein lineares oder linearisiertes System an Beobachtungsgleichungen. Die folgenden Grundlagenbeschreibungen der Filtergleichungen basieren auf [Gelb et al., 1974] und sollen hier daher nicht nochmals hergeleitet werden.

Prinzipiell lässt sich das lineare dynamische Fehlermodell wie folgt ausdrücken:

$$\vec{x} = \mathbf{F}(t) \cdot \vec{x}(t) + \mathbf{G}(t) \cdot \vec{w}(t) \quad (5.10)$$

Der Beobachtungsvektor ist allgemein folgendermaßen definiert:

$$\vec{z}(t) = \mathbf{H}(t) \cdot \vec{x}(t) + \vec{v}(t) \quad (5.11)$$

oder ausgedrückt durch die fehlerbehafteten Messungen des GNSS Empfängers und der differentiellen Odometrie:

$$\vec{z}(t) = \mathbf{z}^{GNSS}(t) - \mathbf{z}^{DR}(t) \quad (5.12)$$

wobei folgende Definitionen gelten:

$\vec{x}(t)$	=	Zustandsvektor bzw. Vektor der Fehlerzustände
$\mathbf{F}(t)$	=	Übergangsmatrix oder Dynamische Matrix
$\mathbf{G}(t)$	=	Störeingangsmatrix
$\vec{w}(t)$	=	Prozessrauschen
$\vec{z}(t)$	=	Beobachtungsvektor bzw. Vektor der Beobachtungsresiduen
$\mathbf{H}(t)$	=	Beobachtungsmatrix
$\mathbf{z}^{GNSS}(t)$	=	GNSS Messungen
$\mathbf{z}^{DR}(t)$	=	Messungen der differentielle Odometrie
$\vec{v}(t)$	=	Messrauschen

Setzt man nun eine stochastische Beobachtbarkeit des Systems voraus, kann die Quadratsumme der Schätzfehler für den Zustandsvektor $\vec{x}(t)$ minimiert werden. Somit erhält man einen linearen Optimalschätzer für die Zustandsgrößen. Transformiert man nun die Gleichungen 5.10 und 5.11 in den zeitdiskreten Bereich, so ergibt sich:

$$\vec{x}(t_{k+1}) = \mathbf{\Phi}(t_{k+1}, t_k) \cdot \vec{x}(t_k) + \mathbf{\Gamma}(t_{k+1}, t_k) \cdot \vec{w}(t_k) \quad (5.13)$$

$$\vec{z}(t_{k+1}) = \mathbf{H}(t_{k+1}) \cdot \vec{x}(t_{k+1}) + \vec{v}(t_{k+1}) \quad (5.14)$$

mit:

t_k, t_{k+1}	=	diskrete Zeitpunkte k und Folgezeitpunkt (k+1)
$\vec{x}(t_k)$	=	Zustandsvektor bzw. Vektor der Fehlerzustände zum Zeitpunkt t_k
$\vec{x}(t_{k+1})$	=	Zustandsvektor bzw. Vektor der Fehlerzustände zum Zeitpunkt t_{k+1}
$\mathbf{\Phi}(t_{k+1}, t_k)$	=	diskrete Übergangsmatrix
$\mathbf{\Gamma}(t_{k+1}, t_k)$	=	diskrete Störeingangsmatrix
$\vec{w}(t_k)$	=	Prozessrauschen
$\vec{z}(t_{k+1})$	=	Beobachtungsvektor bzw. Vektor der Beobachtungsresiduen
$\mathbf{H}(t_{k+1})$	=	Beobachtungsmatrix
$\vec{v}(t_{k+1})$	=	Messrauschen

Unter der Annahme, dass die Zeitintervalle $\Delta t = t_{k+1} - t_k$ sehr klein sind, lassen sich die Näherungen der 1. Ordnung für die diskrete Übergangsmatrix Φ und das diskrete Prozessrauschen $\vec{w}(t_k)$ aus den kontinuierlichen Größen ableiten:

$$\Phi(t_{k+1}, t_k) \approx \mathbf{I} + \mathbf{F}(t_k) \cdot (t_{k+1} - t_k) \quad (5.15)$$

$$\Gamma(t_{k+1}, t_k) \approx \int_{t_k}^{t_{k+1}} \Phi(t_{k+1}, \tau) \cdot \mathbf{G}(\tau) \cdot d\tau \quad (5.16)$$

$$\vec{w}(t_k) \approx \int_{t_k}^{t_{k+1}} \vec{w}(\tau) \cdot d\tau \quad (5.17)$$

Das Prozessrauschen lässt sich hierbei näherungsweise wie folgt ableiten:

$$\mathbf{Q}_{k+1} \approx \mathbf{Q}_{SPD}(t_{k+1} - t_k) \quad (5.18)$$

Wobei Q_{SPD} die Matrix der spektralen Leistungsdichte (engl. für power spectral density) beschreibt. Die jeweiligen Elemente dieser Matrix werden dabei über die Varianz σ^2 und Korrelationszeit $T \approx \Delta t$ des kontinuierlichen weißen Rauschens beschrieben:

$$q = 2 \cdot \Delta t \cdot \sigma^2 \quad (5.19)$$

Mit den obigen Annahmen und Definitionen ergibt sich somit folgender Gleichungssatz für das zu implementierende Kalman-Filter:

- Systemmodell

$$\vec{x}(t_{k+1}) = \Phi(t_{k+1}, t_k)\vec{x}(t_k) + \Gamma(t_{k+1}, t_k)\vec{w}(t_k) \quad (5.20)$$

- Beobachtungsmodell

$$\vec{z}(t_k) = \mathbf{H}(t_k)\vec{x}(t_k) + \vec{v}(t_k) \quad (5.21)$$

- Extrapolation / Prädiktion Zustandsvektor

$$\vec{\hat{x}}(t_{k+1}) = \Phi(t_{k+1}, t_k)\vec{\hat{x}}(t_k) \quad (5.22)$$

- Extrapolation Kovarianz Matrix

$$\tilde{\mathbf{P}}(t_{k+1}, t_k) = \Phi(t_k)\hat{\mathbf{P}}(t_{k+1}, t_k) \cdot \Phi(t_{k+1}, t_k)^T + \mathbf{G}(t_{k+1}, t_k) \cdot \mathbf{Q}(t_{k+1}, t_k) \cdot \mathbf{G}(t_{k+1}, t_k)^T \quad (5.23)$$

- Beobachtungs - Update

$$\vec{\hat{x}}(t_k) = \vec{\hat{x}}(t_k) + \mathbf{K}(t_k)[\vec{z}(t_k) - \mathbf{H}(t_k)\vec{\hat{x}}(t_k)] \quad (5.24)$$

- Kovarianz - Update

$$\hat{\mathbf{P}}(t_{k+1}) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}(t_k)\mathbf{H}(t_k)]\tilde{\mathbf{P}}(t_{k+1}) \quad (5.25)$$

- Kalman Verstärkung

$$\hat{\mathbf{K}}(t_k) = \tilde{\mathbf{P}}(t_{k+1}, t_k)\mathbf{H}(t_k)^T [\mathbf{H}(t_k)\tilde{\mathbf{P}}(t_{k+1}, t_k)\mathbf{H}(t_k)^T + \mathbf{R}(t_k)]^{-1} \quad (5.26)$$

wobei folgende Annahmen und Anfangsbedingungen gelten:

- Annahmen

$$\vec{w}(t_k) \sim \mathbf{N}(\mathbf{0}, \mathbf{Q}_k)$$

$$\vec{v}(t_k) \sim \mathbf{N}(\mathbf{0}, \mathbf{R}_k)$$

- Anfangsbedingungen

$$\mathbf{E}[\vec{x}(t_0)] = \vec{\hat{x}}(t_0)$$

$$\mathbf{E}[(\vec{x}(t_0) - \vec{\hat{x}}(t_0))(\vec{x}(t_0) - \vec{\hat{x}}(t_0))^T] = \mathbf{P}(t_0)$$

$$\mathbf{E}[\vec{w}(t_k)\vec{v}(t_j)^T] = 0 \text{ für alle } j, k$$

Während der Entwicklung der ersten Filterimplementierung für das Projekt PUMA wurde zunächst eine Navigationslösung für die differentielle Odometrie mit den Geschwindigkeiten der Heckachse implementiert. Nach erfolgreichen ersten Tests und einem stabilen Laufzeitverhalten des Filters wurden im nächsten Schritt daraufhin die Navigationsalgorithmen für die Vorderachse umgesetzt. Die finale Navigationsimplementierung verwendet beide Fahrzeugachsen gleichzeitig, so dass auch bei Wegfallen eines einzelnen Geschwindigkeitssensors die differentielle Navigationslösung weiterhin zur Verfügung steht.

Wie bereits oben erwähnt, ist das Kalman-Filter als Error State Kalman-Filter implementiert. Als Eingangsgrößen dienen dem Filter daher die Differenz zwischen den GNSS und den differentiellen Odometrie Messwerten, siehe Formel 5.27. Hierzu werden zunächst mittels der in Abschnitt 5.1.1 ermittelten Formeln die aktuelle Kurswinkeländerung, zurückgelegte Wegdistanz und Positionsänderung im Navigationskoordinatensystem für den Zeitraum Δt zwischen zwei ABS Messungen ermittelt. Dies geschieht zunächst unabhängig für die Vorder- und die Hinterachse, sofern gültige Messwerte für die einzelnen Raddrehgeschwindigkeiten vorliegen. Zudem werden die so ermittelten Navigationsinformationen zunächst auf Konsistenz geprüft. Wie in Abschnitt 5.1.1 beschrieben besitzen die Standardabweichungen der Bestimmung der Distanz und der Kurswinkeländerung bei starkem Lenkeinschlag ein lokales Maximum, dessen Lage von der Messwertwiederholrate des ABS abhängt.

Für das hauptsächlich genutzte Versuchsfahrzeug, den VW Polo 9N2, liegt dieses Maximum bei ca. 5 km/h. Daher wird zusätzlich bei geringen Geschwindigkeiten (unter 8 km/h) und gleichzeitigem starken Lenkeinschlag nur die Hinterachse verwendet. Diese Praxis des Verwerfens von Messdaten ist allerdings für den Großteil der Anwendungen irrelevant. Im Falle eines gleichzeitigen Ausfalls der ABS Sensoren der Hinterachse würde das System trotzdem auf die Daten der Vorderachse zurückgreifen, was zu geringfügig höheren Abweichungen führen würde. Da dieser Spezialfall allerdings äußerst selten vorkommt, soll er an dieser Stelle nur erwähnt werden.

Für die gemeinsame Nutzung der Daten der Vorder- und Heckachse für die differentielle Odometrie wurde zunächst ein Kalman-Filter entworfen, dessen Messwertvektor neben der Differenz der Position, des Kurswinkels und der Distanz auch die Differenz der einzelnen Wegstreckeninkremente der Räder berücksichtigt hat. Dieser Filterentwurf führte allerdings zu einem instabilen Navigationsfilter, da die einzelnen Wegstreckenelemente bereits durch die Beobachtung des Kurswinkels definiert sind. Das somit deutlich überbestimmte System versuchte dann unterschiedlich starke Änderungen der Korrekturen für die einzelnen Raddrehensensoren zu verwenden, so dass das Gesamtfilter instabil wurde. Aus diesem Grund werden die Abweichungen der einzelnen ABS Sensoren aus der Kurswinkelkorrektur geschätzt, die gemeinsamen Fehler in der Geschwindigkeitsmessung, wie Biases oder Offsets, gehen direkt in die Distanzbestimmung ein.

Zur Nutzung des INS-basierten Kurswinkels im Kalman-Filter müssen kleinere Anpassungen des Filterdesigns durchgeführt werden, der prinzipielle Systemansatz bleibt allerdings bestehen. Der grundlegende Unterschied der beiden Systemansätze ist die Nutzung der Kurswinkelbestimmung durch den IMU basierten Kurswinkel anstelle der differentiellen Odometrie. Grundlegender Unterschied des Filters mit IMU basierter Kurswinkelbestimmung ist die Erweiterung des Zustandsvektors um ein weiteres Element zur Schätzung der Headingdrift.

Somit ergibt sich der Vektor der einfließenden Messwerte mit:

$$\vec{z} = \begin{bmatrix} \Delta x = x_{DR} - x_{GNSS} \\ \Delta y = y_{DR} - y_{GNSS} \\ \Delta \varphi = \varphi_{DR} - \varphi_{GNSS} \\ \Delta s = s_{DR} - s_{GNSS} \end{bmatrix} \quad (5.27)$$

Der entsprechende State-Vektor x ergibt sich zu:

$$\vec{x} = \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta \varphi \\ \Delta s \\ \Delta \dot{\varphi} \end{bmatrix} \quad (5.28)$$

Die Matrix Φ wird für Rechtskurven wie folgt definiert:

$$\Phi_{rechts} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\Delta s \cdot \sin(\varphi) & \cos(\varphi) & 0 \\ 0 & 1 & \Delta s \cdot \cos(\varphi) & \sin(\varphi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\Delta t} & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.29)$$

Die Beobachtungsmatrix H ist definiert mit:

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.30)$$

Für den Fall der differentiellen Odometrie wird aufgrund des hohen Rauschens der Odometrie-Sensoren folgende Kovarianzmatrix des Messrauschens angenommen:

$$R = \begin{bmatrix} 4m^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 4m^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0,02 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0,04m^2 \end{bmatrix} \quad (5.31)$$

Die hier gezeigten Werte wurden mittels Filter Tuning über mehrere Hundert Simulationen und Testläufe bestimmt. Bei der Nutzung der Xsens IMU zur Stützung des Kurswinkels kann der Wert für die Varianz der Kurswinkeldifferenz ($R_{3,3}$) auf 0,001 gesetzt werden. Auch dieser Wert wurde mittels Filter Tuning bestimmt.

Entsprechend berechnet sich der Prädiktionsschritt für den Zustandsvektor und Kovarianzmatrix mittels der Gleichungen 5.20 und 5.23. Der sogenannte Update-Schritt zur Berechnung des Kalman-Gains K und der Verbesserung des Zustandsvektors und der Kovarianzmatrix wird mittels der Gleichungen 5.26, 5.24 und 5.25 durchgeführt. Die verwendeten Parameter des implementierten Filters wurden mittels empirischer Optimierungsverfahren im Filtertuning bestimmt.

In Kapitel 6 wird zu Beginn die erreichbare Genauigkeit der Navigation mittels differentieller Odometrie betrachtet. Wie später gezeigt wird, ist dieser Systemansatz allerdings nicht für eine längere Navigation mittels Koppelnavigation geeignet. Daher wird zur Verbesserung der Navigationslösung neben den ABS Sensoren auch die Nutzung der IMU basierten Kurswinkelbestimmung auf Grundlage von Trägheitsnavigation empfohlen.

5.3 Zustandsbasierte Systemsteuerung

Die eben beschriebenen Trajektorien bilden die Grundlage des im Folgenden beschriebenen und in Abbildung 5.10 gezeigten zustandsbasierten Systemmodells.

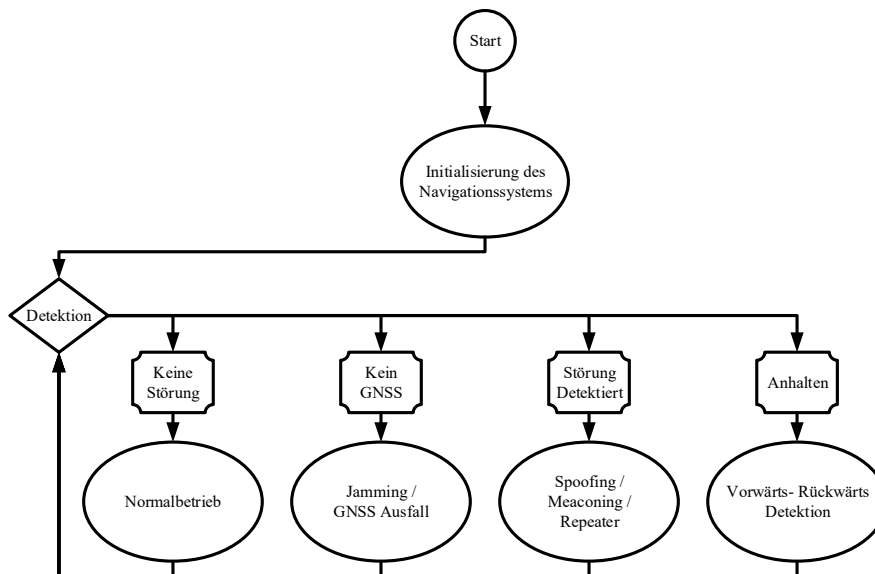


Abbildung 5.10: Zustandsgesteuertes Systemmodell

Zur sicheren Positionierung und gleichzeitiger Detektion von Sensorausfällen oder Störsendereinflüssen verwendet das System insgesamt fünf verschiedene Zustände:

- Vorwärts - Rückwärts Detektion
- Initialisierung
- Normalbetrieb
- Jamming / GNSS Ausfall
- Spoofing (oder andere Verfälschungen des empfangenen GNSS Signals)

Wie in Kapitel 5.1.1 beschrieben liefert das ABS prinzipiell nur betragsmäßige Geschwindigkeiten, so dass bei Start der Fahrt nicht bekannt ist, ob sich das Fahrzeug vorwärts oder rückwärts bewegt. Daher muss noch vor der Durchführung der Initialisierung die Fahrtrichtung bestimmt werden.

5.3.1 Vorwärts - Rückwärts Detektion

Die Implementierung der Vorwärts - Rückwärts Detektion beruht unter anderem auf der grundlegenden Überlegung, dass ein Wechsel der Fahrtrichtung von Vorwärts zu Rückwärts und umgekehrt nur erfolgen kann, wenn das Fahrzeug kurzzeitig stoppt. Prinzipiell ist selbstverständlich auch der Fall von Schleudern möglich, dieser Spezialfall soll allerdings nicht Gegenstand dieser Arbeit sein, da in diesem Fall die Räder die Bodenhaftung verloren haben und so die Fortführung der Koppelnavigation prinzipiell nicht möglich ist. Weil bei normalem Fahrverhalten ohne Verlust der Bodenhaftung der Räder ein entsprechender Richtungswechsel nicht möglich ist, wird bei jedem Anfahren des Fahrzeugs ($|v| > 0 \text{ km/h}$) die Richtungsdetektion durchgeführt.

Um die betragsmäßigen Geschwindigkeiten des ABS einer Richtung zuzuordnen, werden für die Richtungsbestimmung die Beschleunigungsmesser des ESP verwendet. Grundsätzlich ist ein Beschleunigen in Fahrtrichtung immer mit einer positiven Beschleunigung in Fahrzeuglängsrichtung und ein rückwärtiges Anfahren immer mit einer negativen Beschleunigung in Fahrzeuglängsachse verbunden. Würde man für die Detektion der Fahrtrichtung ein INS verwenden, welches entsprechend kalibriert wäre, müsste man nur das Vorzeichen der Längsbeschleunigung auswerten um die Fahrtrichtung zu bestimmen. Im Falle der ESP Beschleunigungsmesser liefern die Sensoren allerdings nur ein entsprechendes Bitmuster der Rohdaten. Zudem weisen die Sensoren einerseits ein recht hohes Sensorrauschen auf, andererseits kann kein identischer Einbauwinkel für sämtliche Fahrzeuge garantiert werden. Somit wird in dieser Arbeit nicht die extrem aufwendige Kalibrierung des Sensors vorgenommen. Stattdessen werden im Folgenden die Sensorrohdaten verwendet.

Zur Bestimmung der Fahrtrichtung werden im ersten Schritt ABS Geschwindigkeiten und ESP Beschleunigungsdaten für eine definierte Zeit gesammelt und dann zeitlich miteinander synchronisiert. Hierbei ist zu beachten, dass die ESP Beschleunigungsmessungen eine geringere Wiederholrate der Messungen besitzt als das ABS. Deswegen werden die aktuellen Beschleunigungsdaten durch einfaches Wiederholen der aktuellen Werte an die Rate des ABS angepasst. Dies ist möglich, weil in diesem speziellen Anwendungsfall nur die Richtung, sprich das Vorzeichen der Beschleunigung detektiert werden soll und eine rechentechnisch aufwendigere Interpolation keinen Informationsgewinn bringt.

Im nächsten Schritt wird nach jedem Nulldurchgang der Geschwindigkeitsmessung eine Korrelation zwischen den Beschleunigungsdaten des ESP und der zeitlichen Ableitung der Geschwindigkeitsdaten des ABS durchgeführt.

Abbildung 5.11 zeigt beispielhaft die Detektion der Vorwärtsfahrt des Versuchsfahrzeugs. In diesem Beispiel wird eine 40s lange Vorwärtsfahrt betrachtet. Der Messzeitraum wurde absichtlich so groß gewählt, um zu zeigen, dass die hauptsächlichen Aktivitäten während der Anfangs- und Endzeit der Testfahrt liegen. Im realen Einsatz wäre eine derartig lange Korrelationszeit deutlich zu hoch angesetzt, hier reichen bereits wenige Sekunden. Vergleicht man allerdings die beiden Beschleunigungskurven

5 Systembeschreibung

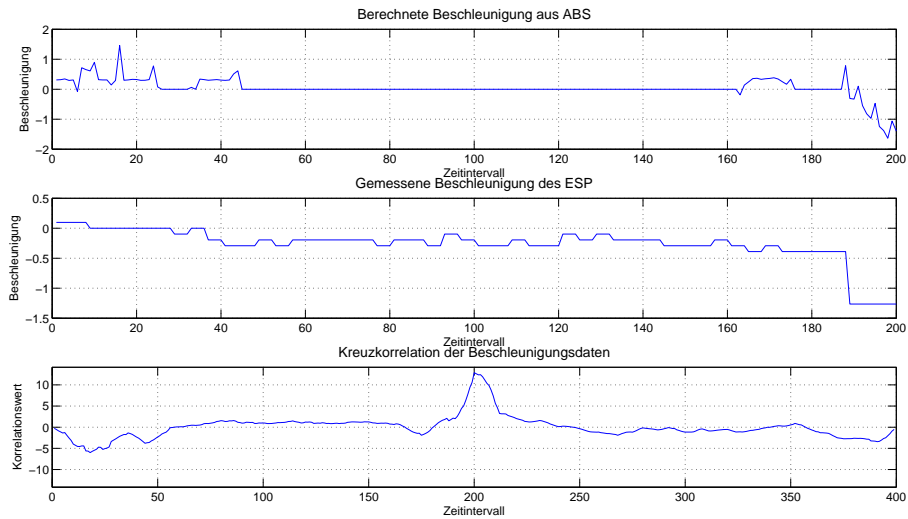


Abbildung 5.11: Beispiel für detektierte Vorwärtsfahrt

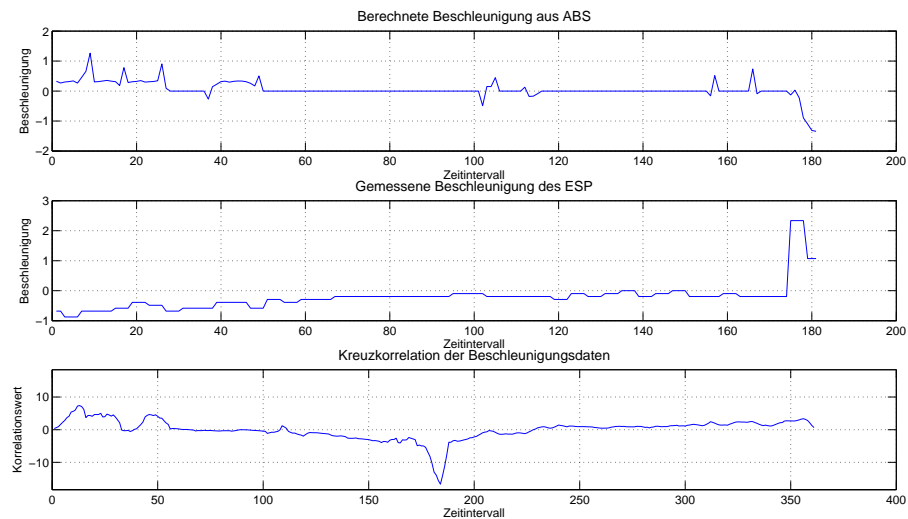


Abbildung 5.12: Beispiel für detektierte Rückwärtsfahrt

(oben die abgeleitete Beschleunigung aus den ABS Geschwindigkeiten und oben die Messwerte des ESP) erkennt man deutlich die großen Quantisierungsschritte und das vergleichsweise hohe Rauschen des ESP Sensors. Deutlich ist bei den Beschleunigungsdaten des ESP Sensors auch die Nullpunktverschiebung der Messwerte zu erkennen, die nicht kompensiert wurde. Betrachtet man nun das Korrelationsmaximum der beiden (einheitslosen) Beschleunigungen, so kann man ein sehr deutliches und stark ausgeprägtes Maximum bei genauer Überlappung der beiden Datensätze erkennen.

Das entsprechende Beispiel für eine Rückwärtsfahrt ist in Abbildung 5.12 dargestellt. Die obere Beschleunigungskurve, die aus den ABS Geschwindigkeiten abgeleitet wurde, beginnt wegen der vorzeichenlosen Messung wiederum mit einer positiven Beschleunigung. Die gemessene Beschleunigung des ESP ist dagegen in diesem Abschnitt ansteigend, weist allerdings wie in der vorigen Messung auch eine entsprechende Verschiebung des Nullpunktes auf. Das resultierende Korrelationsmaximum bei vollständiger Überschneidung der beiden Datensätze weist auch in diesem Falle ein deutliches Optimum auf, nur dass es sich hierbei um ein globales Minimum handelt. Die Rückwärtsfahrt konnte somit also klar detektiert werden.

5.3.2 Initialisierung des Navigationssystems

Zur Initialisierung des Systems muss neben der Startposition vor allem das Startheadung bestimmt werden. Oftmals wird der Initialkurs mittels Magnetkompass bestimmt und wird standardmäßig verwendet, falls keine andere Startinformation für den Kurswinkel vorliegt. Diese Methode kann allerdings sowohl durch Metalle der Karosserie, elektromagnetische Felder der Bordelektrik oder externe Störquellen wie große Metallstrukturen gestört werden. Aus diesem Grund soll für die Initialisierung des Heading wie auch für die Startposition auf die ersten Daten des GNSS Empfängers zurückgegriffen werden. Bei einer späteren Realisierung ist zudem auch die Initialisierung mit den letzten Daten der vorherigen Fahrt möglich, diese Technik wurde im Demonstrator allerdings nur für die Nachverarbeitung von Daten realisiert, um den Spezialfall einer anfänglichen Störung untersuchen zu können.

Die eigentliche Initialisierung wird im störungsfreien Betrieb in zwei Schritten durchgeführt. Zunächst werden die erste gültige GNSS Position des Empfängers als Startpunkt und die erste Kursinformation des Empfängers für die Fahrtrichtung verwendet. In einer vertrauensvollen Umgebung (ohne externe Störungen) und bei guter Sichtbarkeit von GNSS Satelliten ist die GNSS Trajektorie durch einen stochastischen Rauschprozess beeinflusst. Kurzzeitige Beobachtungen sind dabei mit mittelwertfreiem Rauschen behaftet, so dass sich bei der deterministischen Auswertung von Trajektorien im störungsfreien Fall keine Langzeitfehler auswirken. Dem gegenüber steht das integrative Fehlerverhalten der Koppelnavigation. Da bei dieser Navigationsart die aktuelle Position und Lage durch Integration der einzelnen Messwerte ab dem Startpunkt über die Zeit bestimmt werden, integrieren sich auch die Sensorfehler mit der Zeit auf. Neben eventuellen Nullpunktfehlern oder Skalenfaktorfehlern der Distanz

oder Geschwindigkeitsmessungen sind hier vor allem Fehler der Messung der Kurswinkeländerung ausschlaggebend. Trotz der recht guten Kurzzeitstabilität der Koppelnavigation wächst daher der Langzeit-Positionsfehler je nach Güte der Sensoren schneller oder langsamer, aber in jedem Falle kontinuierlich.

Zur Korrektur der Startwerte und zur Verbesserung der Startwerte der Initialisierung des Kalman-Filters wird nach zurücklegen einer kurzen Strecke daher auf die Methode der Helmert-Transformation, siehe [Niemeier, 2002], zurückgegriffen, um die Abweichung in Kurswinkel, Verschiebung nach Nord und Ost sowie den Streckenfehler zu schätzen. Die Berechnung der Helmert-Transformation wird dabei rein in der Ebene durchgeführt, da für die Navigation die Annahme gilt, dass sich das Fahrzeug nur auf der Ebene bewegen kann.

5.3.2.1 Helmert-Transformation

Zur Initialisierung des Systems und der Schätzung der Initialisierungsfehler des Systems wird die Helmert-Transformation (benannt nach Friedrich Robert Helmert, 1843 - 1917) über eine kurze Initialstrecke durchgeführt. Die auch als 7-Parameter-Transformation bekannte Koordinatentransformation wird in der Geodäsie zur verzerrungsfreien Umrechnung zwischen zwei Koordinatensystemen genutzt.

Diese grundlegende Problematik aus der Geodäsie, Punkte zwischen zwei verschiedenen Koordinatensystemen zu transformieren, lässt sich mit der Helmert-Transformation dabei wie folgt beschreiben: Gegeben seien Koordinaten \mathbf{X}_a in Bezugssystem a , welche in Bezugssystem b dargestellt werden sollen:

Die zu verschiebenden Punkte sind hier in kartesischen Koordinaten gegeben:

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (5.32)$$

Ein Punkt aus Bezugssystem a kann nun mittels dreier Rotationen r_x, r_y, r_z und der Korrektur des eventuell unterschiedlichen Maßstabs m in das System b transformiert werden.

$$\mathbf{X}_b = \mathbf{C} + \mathbf{R} \cdot \mathbf{X}_a \quad (5.33)$$

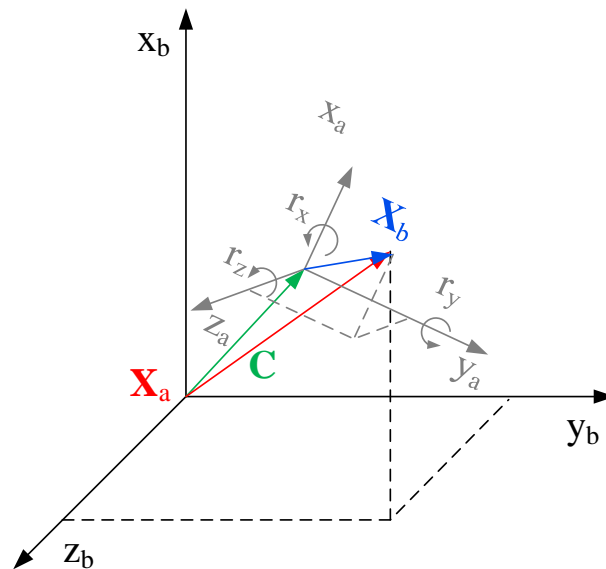


Abbildung 5.13: Dreidimensionale Helmert-Transformation (7-Parameter-Transformation)

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} 1 + m & -r_z & r_y \\ r_z & 1 + m & -r_x \\ -r_y & r_x & 1 + m \end{bmatrix} \quad (5.34)$$

Eine eventuell bestehende Verschiebung zwischen Ursprung a und Ursprung b lässt sich durch das Addieren eines Verschiebungsvektors C kompensieren.

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \Delta x_0 \\ \Delta y_0 \\ \Delta z_0 \end{bmatrix} \quad (5.35)$$

In Rahmen dieser Arbeit wird die Helmert-Transformation dazu genutzt, die Unterschiede in Orientierung, Länge (Maßstab) und Verschiebung zwischen der GNSS Trajektorie und der Koppelnavigationstrajektorie zu schätzen. Da diese Arbeit auf die Anwendung bei Straßenfahrzeugen bezieht, kann davon ausgegangen werden, dass das Fahrzeug zu jedem Zeitpunkt Bodenkontakt hat. Zudem werden für die Fahrzeugnavigation üblicherweise Karten im UTM Format verwendet, die über keine Höheninformation verfügen. Daher kann die Problemstellung der Navigation und der in dieser Arbeit vorgestellten Algorithmen vom allgemeinen dreidimensionalen Fall in eine zweidimensionale Betrachtung überführt werden. Somit kann anstelle der 7-Parametertransformation die einfachere 4-

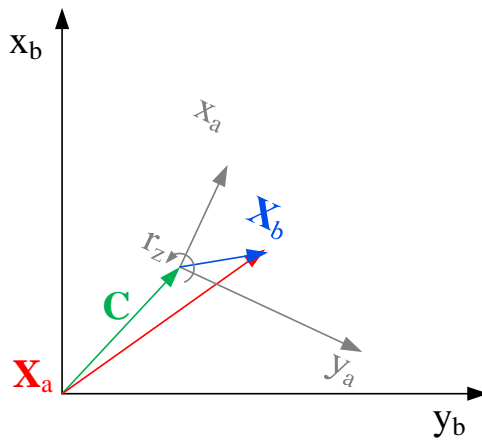


Abbildung 5.14: Zweidimensionale Helmert-Transformation (4-Parameter-Transformation)

Parametertransformation mit einer Rotation r_z , dem Maßstabsfaktor m und den Verschiebungen in x- und y-Richtung (Δx_0 und Δy_0) genutzt werden, wie in Abbildung 5.14 dargestellt.

Als Eingabe für die Helmert-Transformation werden zwei zweidimensionale Trajektorien mit Abtastrate u , Länge l und somit n Positionen bereitgestellt, siehe Abbildung 5.15. Es gilt: $l = n \cdot u$.

Die Durchführung dieses Ansatzes setzt dabei eine gleiche Anzahl von Punkten für die beiden Trajektorien voraus. Daher müssen zunächst die beiden Trajektorien zeitlich synchronisiert werden und gegebenenfalls interpoliert werden, um für beide Trajektorien Punkte zu den jeweils gleichen Zeitpunkten zu erhalten.

Die beiden Trajektorien können im zweidimensionalen Fall (ϕ in Richtung Nord und λ in Richtung Ost) wie folgt angegeben werden:

$$\mathbf{Tr}_{GNSS} = \begin{bmatrix} \phi_{GNSS,1} & \lambda_{GNSS,1} \\ \vdots & \vdots \\ \phi_{GNSS,l} & \lambda_{GNSS,l} \end{bmatrix} \quad (5.36)$$

$$\mathbf{Tr}_{DR} = \begin{bmatrix} \phi_{DR,1} & \lambda_{DR,1} \\ \vdots & \vdots \\ \phi_{DR,l} & \lambda_{DR,l} \end{bmatrix} \quad (5.37)$$

Durch die Reduzierung des Problems auf den zweidimensionalen Fall müssen statt der drei Rotationen

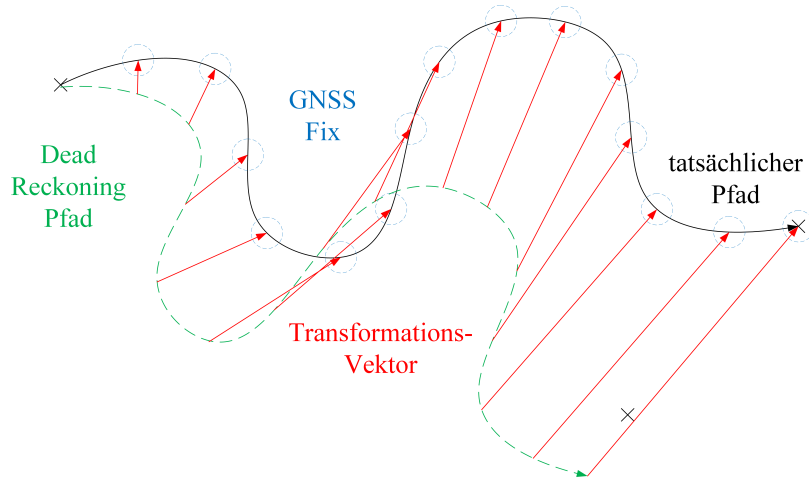


Abbildung 5.15: Schätzen der Initialfehler mittels Helmert-Transformation

und der drei Verschiebungen nur noch eine Rotation (Kurswinkeldifferenz) und zwei Verschiebungen sowie der Maßstab ermittelt werden. Da durch die Koppelnavigation keinerlei Angabe über eventuelle Höhenänderungen getroffen werden kann und die Annahme gilt, dass sich das Fahrzeug auf dem Boden befindet, ist die Reduzierung auf das zweidimensionale Problem gerechtfertigt. Die Berechnung der vier Parameter für die Helmert-Transformation lassen sich beispielsweise durch lineare Ausgleichsrechnung bestimmen, im vorliegenden Fall für die Neuordnung der Koordinaten einer Trajektorie. Die partielle Ableitung des Verschiebungsproblems führt somit zu folgender Jacobimatrix A :

$$\begin{aligned}
 \mathbf{A} &= \begin{bmatrix} a_{1,1} & a_{2,1} & a_{3,1} & a_{4,1} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{1,l} & a_{2,l} & a_{3,l} & a_{4,l} \\ a_{1,l+1} & a_{2,l+1} & a_{3,l+1} & a_{4,l+1} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_{1,2l} & a_{2,2l} & a_{3,2l} & a_{4,2l} \end{bmatrix} = \\
 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & \phi_1 \cdot \cos(\varphi_e) - \lambda_1 \cdot \sin(\varphi_e) & \phi_1 \cdot \sin(\varphi_e) - \lambda_1 \cdot \cos(\varphi_e) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & 0 & \phi_l \cdot \cos(\varphi_e) - \lambda_l \cdot \sin(\varphi_e) & \phi_l \cdot \sin(\varphi_e) - \lambda_l \cdot \cos(\varphi_e) \\ 0 & 1 & \phi_1 \cdot \sin(\varphi_e) + \lambda_1 \cdot \cos(\varphi_e) & \phi_1 \cdot \cos(\varphi_e) - \lambda_1 \cdot \sin(\varphi_e) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 1 & \phi_l \cdot \sin(\varphi_e) + \lambda_l \cdot \cos(\varphi_e) & \phi_l \cdot \cos(\varphi_e) - \lambda_l \cdot \sin(\varphi_e) \end{bmatrix} \quad (5.38)
 \end{aligned}$$

Die lineare Ausgleichsrechnung zur Schätzung der Transformationsparameter ist mathematisch durch den Vergleich der aktuell transformierten Trajektorie und der Zieltrajektorie beschrieben. In Anlehnung an den Newton-Raphson Algorithmus ist die Ausgleichsrechnung dabei nicht auf eine einzelne Dimension limitiert, sondern auch für mehrdimensionale Probleme anwendbar. Im vorliegenden Fall soll die Transformation aus Bezugssystem a (Koppelnavigation) in Bezugssystem b (GNSS) durchgeführt werden, wobei die Parameter für den Skalenfaktorfehler der Distanzbestimmung, die Kurswinkeldifferenz und die Verschiebung in Nord und Ost bestimmt werden sollen.

Definiert wird für die Ausgleichsrechnung daher ein Differenzvektor \vec{d} zwischen den beiden Trajektorien:

$$\vec{d} = (\phi_{DR,1} - \phi_{GNSS,1} \quad \phi_{DR,l} - \phi_{GNSS,l} \quad \lambda_{DR,1} - \lambda_{GNSS,1} \quad \lambda_{DR,l} - \lambda_{GNSS,l}) \quad (5.39)$$

Als Startwert für die Schätzung wird der Korrekturvektor \vec{e} für jedes Element mit 0 initialisiert. die Verschiebung in Nord und Ost werden im Folgenden mit x_e und y_e angegeben, die Abweichung des Kurswinkels mit φ_e und die Stauchung der Trajektorien (Längsfehler) mit M_e :

$$\vec{e} = (x_e \quad y_e \quad \varphi_e \quad M_e) \quad (5.40)$$

Die Differenz zwischen Differenzvektor und Korrekturvektor wird im Iterationsschritt berechnet mit:

$$\Delta\vec{d} = \vec{d} - \mathbf{A} \cdot \vec{e} \quad (5.41)$$

Die Verbesserung \vec{u}_e ergibt sich als:

$$\vec{u}_e = (\mathbf{A}' \cdot \mathbf{A})^{-1} \cdot \mathbf{A}' \cdot \Delta\vec{d} \quad (5.42)$$

Somit kann der neue Korrekturvektor \vec{e}_{new} wie folgt bestimmt werden:

$$\vec{e}_{neu} = \vec{e} + \vec{u}_e \quad (5.43)$$

Die Iteration wird solange durchgeführt, bis die Verbesserungen \vec{u}_e sehr klein werden und unter einen definierten Schwellwert fallen. Sollte der initiale Kurswinkel wegen eines Ausreißers oder fehlerhaften Daten eine sehr große Differenz aufweisen und die Helmert-Transformation nicht in bis zu 10 Iterationen konvergieren, so wird das Startheadung als falsch angenommen und verworfen. In diesem Fall würde die zurückgelegte Trajektorie mit verschiedenen Startkurswinkeln in 15° Schritten neu berechnet werden und für jede dieser Trajektorien die Helmert-Transformation erneut durchgeführt werden. Vielfache Tests

dieses Verfahrens haben ergeben, dass das Starheading ermittelt werden kann, indem die Schätzung derjenigen Trajektorie verwendet wird, die am wenigsten Iterationen zur Konvergenz benötigt hat. Beispiele für konvergierende und nicht konvergierende Trajektorienvergleiche werden in Kapitel 5.4 vor dem Hintergrund der Detektion von fehlerbehafteten GNSS Trajektorien gezeigt.

5.3.3 Normalbetrieb

Sofern mit den nachfolgend beschriebenen Detektionsmethoden keine Sensorausfälle detektiert wurden, geht das System nach der Initialisierungsphase in den normalen Betriebsmodus über. Hierzu wird die Trajektorie vom Startpunkt an mit den Initialisierungswerten neu berechnet und bis zum Abschalten des Systems oder einem Sensorausfall mittels der in Kapitel 5.2 beschriebenen Sensorfusion fortgeführt. Die beiden allein mittels GNSS bestimmten Trajektorien und die reine Koppelnavigationstrajektorie werden während des normalen Betriebs lediglich zur Detektion von Sensorausfällen verwendet. Die Sensorkorrekturen, welche vom Kalman-Filter geschätzt wurden, fließen während des Normalbetriebs automatisch in die Ausgabetrajektorie ein.

5.3.4 Jamming / GNSS Ausfall

Im Falle eines Ausbleibens der GNSS-Navigationsinformation überbrückt das System die Ausfallzeit durch Nutzung der Koppelnavigation und den letzten Sensorkorrekturen des Kalman-Filters. Ausfälle von GNSS haben verschiedene Ursachen. Während vollständige Abschattung aller GNSS Satelliten durch natürliche Objekte wie Berge oder Vegetation eher selten sind, ist dies durch menschengemachte Objekte deutlich wahrscheinlicher. Gerade bei Fahrten in Tunnels, sehr engen Häuserschluchten oder in Parkgaragen ist es nicht möglich, GNSS Signale zu empfangen. Um bei einem Ausbleiben der GNSS Position nicht sofort eine Warnung wegen Jammings auszugeben, wurde einerseits eine geodatenbasierte Abfrage implementiert, welche die aktuelle Nutzerposition auf bekannte Empfangsprobleme wie Tunnel oder Parkhäuser abfragt. Sollte sich das Fahrzeug gegenwärtig nicht in einem derartigen Objekt oder einer besonders engen Häuserschlucht befinden, so wird zunächst ein sogenannter Soft-Alert initiiert, welche den Nutzer vom GNSS Ausfall informiert. Sollte das Ausbleiben der GNSS Position länger anhalten, so wird ein Jamming-Alert ausgelöst, welcher auch durch zusätzliche Kommunikationstechnik an andere Verkehrsteilnehmer oder die Polizei weitergeleitet werden könnte. Ab dem Zeitpunkt, bei dem GNSS-Positionen wieder zur Verfügung stehen, wird das Kalman-Filter neu initialisiert und in den normalen Betriebsmodus übergegangen, sofern kein Spoofing (Empfang verfälschter GNSS Signale) detektiert wird.

5.3.5 Spoofing, Meaconing, Repeater

Im Falle von Spoofing wird der GNSS Empfänger von außen durch falsche GNSS Signale beeinflusst, so dass er eine verfälschte Positions- und eventuell auch Zeitinformation ausgibt. Wird eine Abweichung der GNSS Trajektorie von der Koppelnavigationstrajektorie festgestellt, wird wie bei Jamming die Trajektorie durch die Koppelnavigation fortgeführt. Die Ursachen für eine verfälschte GNSS Trajektorie muss dabei nicht unbedingt durch Spoofing (absichtliches Verfälschen der Signale) entstanden sein. Sie kann auch durch Meaconing (Abstrahlen von aufgezeichneten Signalen, z.B. für Testzwecke) oder durch falsch installierte GNSS-Repeater hervorgerufen werden, siehe beispielsweise [Humphreys et al., 2009], [Shepard et al., 2012] oder [Frankl et al., 2014].

Ein wichtiger Unterschied zum zuvor beschriebenen Fall des Jammings ist vor allem die benötigte Zeit bis zur Detektion der verfälschten GNSS Trajektorie. Empfängt der Empfänger falsche GNSS Signale und erstellt damit eine von der Koppelnavigation deutlich abweichende Trajektorie, so kann dies oftmals nicht sofort detektiert werden. Wie in Abschnitt 5.4 beschrieben verwenden die Detektionsalgorithmen lokal gepufferte sub-Trajektorien vorab definierter Länge. Wird nun Spoofing erkannt, so berechnet das System ab dem zeitlichen Beginn der micro-Trajektorie die Ausgabetrajektorie vollständig neu. Übernommen wird dabei der letzte als echt angenommene Punkt der Fusionstrajektorie und die zu diesem Zeitpunkt geltenden Verbesserungen des Kalman-Filters. Ab dieser Position wird nun bis zur erneuten Übereinstimmung der GNSS- und der Koppelnavigationstrajektorie die Ausgabe mit den Werten der Koppelnavigation fortgeführt.

5.4 Detektion von Störungen und Sensorausfällen

Die angeführten Zustände der Systemsteuerung beeinflussen die Ausgabe der Positionslösung direkt, während unabhängig vom aktuellen Zustand die Störungsdetektion im Hintergrund parallel ausgeführt wird. Die Ergebnisse der Störungsdetektion beeinflussen vor allem die ausgegebene Positionslösung. Die Navigationsalgorithmen werden bei einem erkannten Störfall nur in soweit beeinflusst, als die Fusionstrajektorie für die Dauer der erkannten Störung anders berechnet wird.

Viele geodätische oder wissenschaftliche Empfänger, vor allem Softwarereceiver, gewähren direkten Zugriff auf die internen Zustände des Empfängers wie Filterzustände oder die Werte der Automatic Gain Control. Durch die Auswertung dieser Daten ist es möglich, eventuelle Störsignale zu detektieren und eventuell deren Störeinfluss zu minimieren. Das in dieser Arbeit vorgestellte Konzept zielt dagegen darauf ab, einfache Empfänger zu verwenden, welche nur die in den NMEA [NMEA, 2009] beschriebenen Navigationsdaten zur Verfügung stellen. Daher können keine Techniken verwendet werden, die auf der Analyse der Signalstärke, des Signal-zu-Rauschverhältnisses oder anderen internen Daten des Empfängers beruhen. Auch ist eine direkte Stützung des GNSS Empfängers beispielsweise

durch Odometrie in den meisten Fällen nicht vorgesehen.

Aus diesem Grund wird mit dem vorgestellten System eine Detektion von Sensorfehlern oder Spoofing unter anderem mittels Trajektorienvergleich durchgeführt. Die Grundlage für dieses Vorgehen bilden die in Abschnitt 5.5.4 beschriebenen Trajektorien für GNSS, Koppelnavigation und GNSS-Koppelnavigation.

5.4.1 Trajektorienvergleich

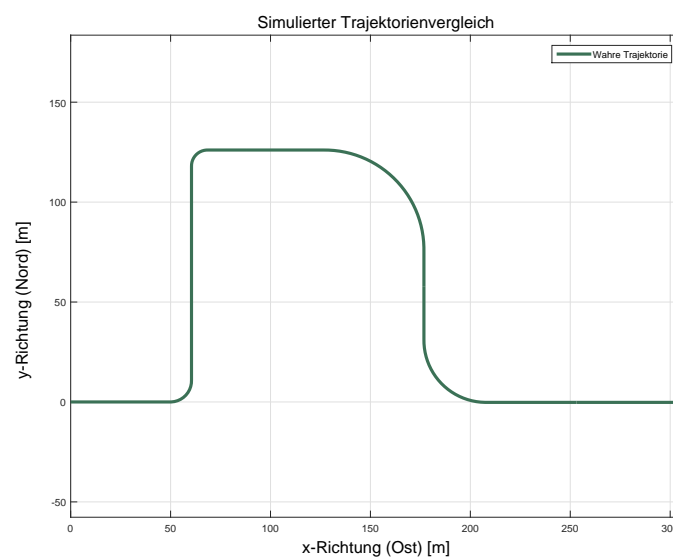


Abbildung 5.16: Simulierte Trajektorie zur Algorithmenbeschreibung

Die Detektion von Sensorausfällen oder Spoofing mittels Trajektorienvergleichs basiert wie die Initialisierung des Systems auf der Helmert-Transformation. Wie bereits in Abschnitt 5.3.2.1 beschrieben, wird dabei versucht, die Unterschiede zwischen zwei unterschiedlichen Trajektorien zu schätzen. Im Gegensatz zur Systeminitialisierung oder der klassischen Map-Matching Aufgabenstellung wird beim Trajektorienvergleich allerdings davon ausgegangen, dass die beiden Trajektorien übereinstimmen. Das heißt, der rechentechnische Aufwand und die erzielbaren Verbesserungen durch die Ausgleichsrechnung der Helmert-Transformation sollten sehr klein sein. Im Falle von Störeinflüssen würde die Ähnlichkeit der beiden verglichenen Trajektorien geringer und die Iteration daher mehrere Schritte benötigen sowie zu signifikanten Verbesserungen führen. Somit lässt sich anhand des Berechnungsaufwands im laufenden Betrieb ein Maß für die Ähnlichkeit festlegen, dessen Überschreiten als Detektion eines Störeinflusses gewertet wird.

Als Beispiel für die folgenden Betrachtungen dieses Kapitels soll das in Abbildung 5.16

dargestellte Trajektorienteilstück einer simulierten Fahrt dienen. Die simulierte Trajektorie beginnt im Koordinatenursprung (0,0) und führt zunächst in Richtung Ost, nach 50 m wird eine Linkskurve in Richtung Nord gefahren. Nach ca. 130 m in Richtung Nord wird eine enge Rechtskurve gefahren und der Kurs für weitere 80 m in Richtung Ost fortgeführt. Die folgende sanfte S-förmige Kurve führt den Kurs zunächst in Richtung Süden um daraufhin das Fahrzeug wieder nach links in Richtung Ost zu leiten. Nach den simulierten 43 s endet die Trajektorie, zu diesem Zeitpunkt wurden 515,52 m zurückgelegt.

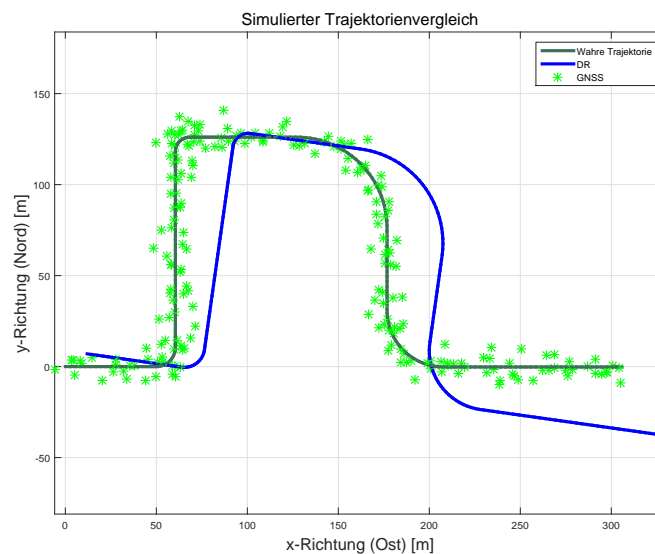


Abbildung 5.17: Simulierte Trajektorie für GNSS und DR

Die hier gezeigte „echte“ Trajektorie soll eine Dauer von 43 Sekunden haben und mit Geschwindigkeiten im Bereich von 20 km/h bis 50 km/h gefahren werden, wobei auf den geraden Teilstrecken jeweils 50 km/h und in den Kurven jeweils 30 km/h, 20 km/h und 40 km/h gefahren wird. Die Abbrems- und Beschleunigungsvorgänge sind dabei dynamisch kontinuierlich simuliert. Für die Simulation der GNSS Daten und der Koppelnavigationsdaten ist jeweils eine Abtastfrequenz von 5 Hz angenommen. Zur Vereinfachung sind die beiden Trajektorien im Überlappungsbereich zeitlich synchronisiert. Die Abtastrate der Sensoren wurde dabei nicht willkürlich gewählt, sondern richtet sich nach den tatsächlichen Raten der verwendeten Sensoren der Hardwareimplementierung.

Dargestellt in Abbildung 5.17 sind die mittels der wahren Trajektorie simulierten Trajektorien für GNSS (grün) und Koppelnavigation (blau). Zur Simulation der GNSS Trajektorie werden die einzelnen Abtastpunkte der GNSS Trajektorie mit weißem Rauschen in x- und y-Richtung mit einer jeweiligen Varianz von 5 m überlagert. Die Trajektorie der Koppelnavigation oder des Dead Reckonings wird durch Verschiebung des Startpunktes um 12 m in Ostrichtung und 7 Meter in Nordrichtung, einen Skalenfaktorfehler von +5 % in Längsrichtung und eine Kurswinkelmissweisung zu Beginn der

Trajektorie von 8° definiert.

Eine der Entwicklungsvorgaben für die Spoofing Detektion im Projekt PUMA war die Erkennung von fehlerhaften GNSS-Navigationsdaten innerhalb von maximal einer Minute nach Auftreten des Störsignals. Die Länge der Detektionszeit ist dabei sowohl von der Abtastrate der Sensoren als auch der Aussagefähigkeit der Trajektorie abhängig. Als zweckmäßig haben sich bei verschiedenen Tests Datenreihen einer Länge von 20 s bis 45 s herausgestellt, vgl. Kapitel 6.3. In den im Folgenden diskutierten Beispielen wird eine Detektionslänge von 20 s verwendet. Die folgenden Beispiele zeigen jeweils nur den Detektionsschritt für den Anfang der Trajektorie. Während in den beiden ersten Beispielen beide Trajektorien zum Zeitpunkt t_0 beginnen, wird im dritten Beispiel die GNSS Trajektorie verzögert.

Für die Verwendung der Detektion in der Praxis lässt sich die Detektionslänge über die Konfigurationsdatei definieren, so können aufgezeichnete Feldtests im Postprocessing auch mit unterschiedlichen Detektionslängen verarbeitet werden. Im Betrieb werden nach dem „sliding window“ Prinzip sub-Trajektorien mit der Länge entsprechend der Detektionslänge gebildet und nacheinander überprüft.

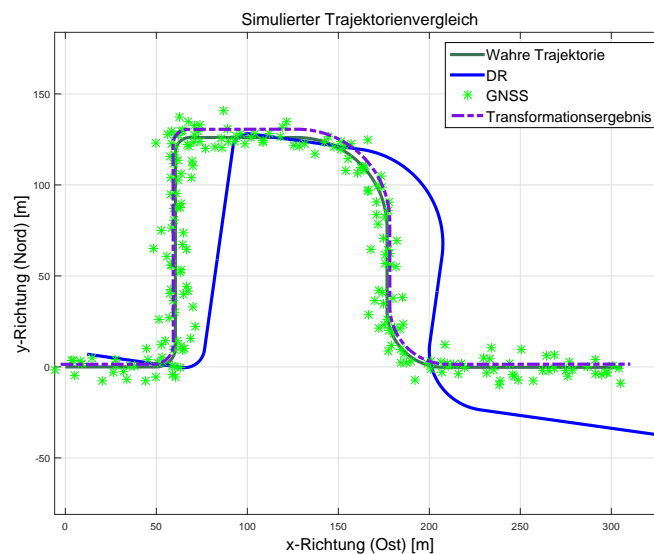


Abbildung 5.18: Ergebnis des Trajektorienvergleichs: Geringe Abweichung von der „wahren“ Trajektorie

Im Unterschied zur Nutzung der Parameterschätzung für die Initialisierung, siehe Abschnitt 5.3.2, wird bei der Detektion falscher GNSS Navigationsdaten zunächst angenommen, dass die beiden zu vergleichenden Trajektorien bis auf kleine Unterschiede durch Sensorfehler identisch sind. Daher wird als Konvergenzschranke für den iterativen Algorithmus ein Schwellwert für die Norm der Verbesserungen von 10^{-1} angesetzt. Dieser Schwellwert muss innerhalb von 5 Iterationen unterschritten

werden. Sollte der Unterschied der beiden Trajektorien so groß sein, dass die Unterschreitung des Schwellwerts für die Schätzung nicht in 5 Iterationen erfolgt, so wird angenommen dass die beiden Trajektorien nicht übereinstimmen. Die Detektion liefert also einen Alarm zurück, welcher in Kombination mit den anderen Detektionsergebnissen dann von der zustandsbasierten Systemsteuerung weiterverarbeitet wird. In obigem Beispiel erfolgte die Konvergenz der Parameterschätzung trotz der großen Abweichung in 3 Iterationsschritten. Die Schätzung der vier Parameter ergab für die Verschiebung 12,25 m in Nord Richtung, 8,13 m in Ostrichtung und einen Skalenfaktorfehler von 2,7 %. Die Kurswinkeldifferenz wurde auf $8,56^\circ$ geschätzt. Die um diese Schätzwerte korrigierte Trajektorie der Koppelnavigation ist in Abbildung 5.18 dargestellt.

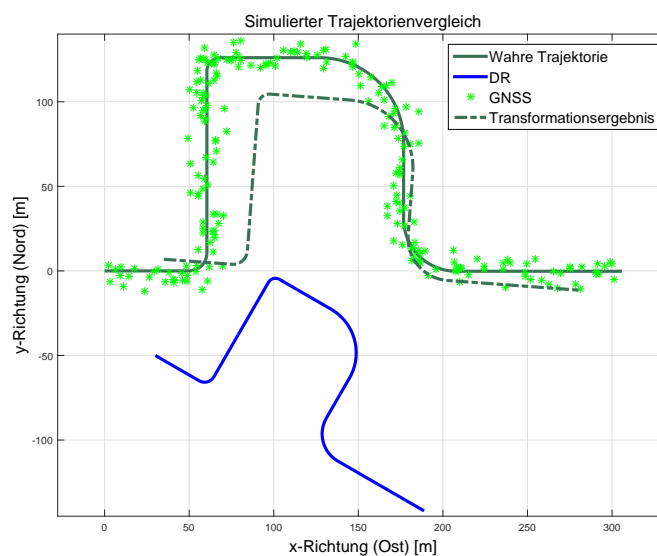


Abbildung 5.19: Ergebnis des Trajektorienvergleichs: Deutliche Divergenz von der Parameterschätzung

Das Verhalten des Schätzalgorithmus bei deutlich unterschiedlichen Trajektorien mit unterschiedlichem Startpunkt ist im zweiten Beispiel erkennbar, siehe Abbildung 5.19. Während die Generierung der GNSS Trajektorie aus dem vorangegangenen Beispiel übernommen wurde, wird die Trajektorie der Koppelnavigation weiter verfälscht. Die Trajektorie weist nun einen Anfangsversatz von 50 m in Süd- und 30 m in Ostrichtung sowie einen Skalenfaktorfehler von 40 % auf. Die Kurswinkelabweichung soll 30° betragen. Versucht man mit der eben beschriebenen Methode die Transformationsparameter zu schätzen, so erhält man 31,07 m Verschiebung in Ostrichtung, -49,92 m in Nordrichtung, einen geschätzten Skalenfaktorfehler von 35,6 % und $25,51^\circ$ Kurswinkeldifferenz. Auch wenn diese Schätzwerte sehr genau sind, so lassen sie sich allerdings nur generieren, wenn das hart gesetzte Limit der maximalen Iterationen überschritten wird. Im aktuellen Beispiel waren 11 Iterationen notwendig um den gesetzten Schwellwert der Iteration von 10^{-1} zu unterschreiten.

Neben der Möglichkeit, den GNSS Empfänger durch falsche Signale zu beeinflussen, welche eine vollständig andere Positionslösung ergeben, ist auch eine Beeinflussung durch aufgezeichnete ähnliche oder zwischengespeicherte Trajektorien ein Gefahrenszenario. Zur Untersuchung der Leistungsfähigkeit der Detektion soll daher auch untersucht werden, welchen Einfluss das Verzögern einer Trajektorie um verschiedene Zeitintervalle hat. Aus diesem Grund soll im folgenden Beispiel demonstriert werden, was unterschiedliche Startpunkte der GNSS Trajektorie für einen Einfluss auf die Zahl der Iterationen und das Ergebnis der Parameterschätzung haben. Genutzt wird für die Simulation wiederum die zuvor beschriebene „wahre“ Trajektorie. Die GNSS und die Koppelnavigationstrajektorie werden wie im ersten Beispiel erzeugt.

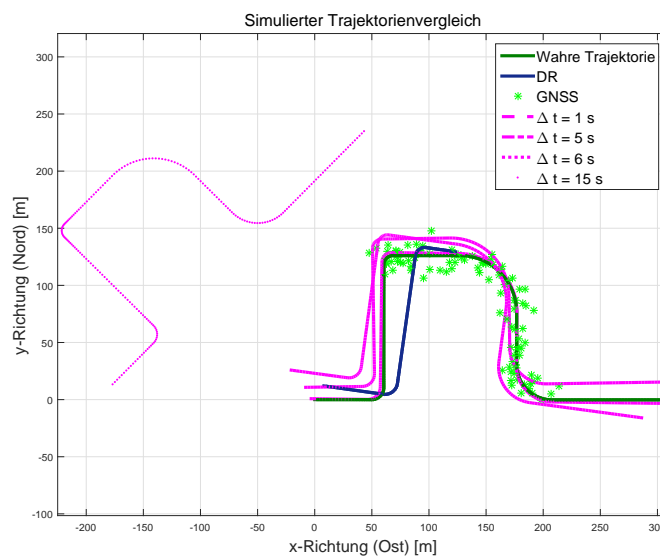


Abbildung 5.20: Ergebnis des Trajektorienvergleichs mit zeitlicher Verzögerung

Zur Überprüfung des Einflusses eines eventuellen zeitlichen Versatzes wird nun der Startpunkt der GNSS Trajektorie jeweils um 1 s in die Zukunft ($t_{GNSS} = t_0 + i \cdot \Delta t$) verschoben. Abbildung 5.20 zeigt exemplarisch die jeweils 20 s langen sub-Trajektorien für die Koppelnavigation (ohne Zeitversatz) und GNSS (15 s Zeitversatz). Außerdem sind die transformierten Trajektorien der Koppelnavigation mit den geschätzten Korrekturwerten für den zeitlichen Versatz von 1 s, 5 s, 6 s und 15 s mit eingezeichnet.

Die vollständige Übersicht der benötigten Iterationen und resultierenden Parameter der Schätzung für den zunehmenden zeitlichen Versatz der beiden Trajektorien ist in Tabelle 5.1 angegeben. Es zeigt sich, dass für sehr kleine Verzögerungen bis 3 s die Werte recht ähnlich sind und neben einer schnellen Konvergenz auch ähnliche Parameter liefern. Bei einem zeitlichen Versatz von 4 s zeigt sich bereits ein größerer Unterschied in der Kurswinkelschätzung, die Positionsverschiebung nimmt dagegen bereits ab einer Verzögerung von nur einer Sekunde zu. Die Überprüfung eines 5 s unterschiedlichen

Trajektorienansatzes führt im aktuellen Beispiel noch zu einer Konvergenz mit 4 Iterationen, wobei die fehlerhaften Parameter bereits zu sehr deutlichen Abweichungen führen. Ab einem Versatz von 6 s (70 % Überlappung der Trajektorien) ist eine Konvergenz der Schätzung unter 5 Iterationen nicht mehr möglich. Die Abweichungen der Parameter und die Zahl der benötigten Iterationen steigt von nun an mit zunehmendem Unterschied der Trajektorien sehr deutlich an.

Δt	0	1	2	3	4	5	6	7
Δx	12,5	4,0	1,9	-2,3	4,8	17,6	31,2	61,1
Δy	8,13	8,9	5,6	-0,5	-10,0	-24,6	-35,8	-42,4
Skalenfaktor in %	2,7	7,6	-2,4	-3,3	-8,2	-14,4	-24,3	-51,2
$\Delta\varphi$ in rad	-0,149	-0,143	-0,142	-0,125	-0,028	0,121	0,218	0,240
Iterationen	3	3	3	3	3	4	6	7
Δt	8	9	10	11	12	13	14	15
Δx	84,4	111,5	136,5	154,5	161,3	173,1	173,2	176,1
Δy	-54,2	-51,4	-49,2	-38,2	-34,6	-23,0	-16,0	-10,0
Skalenfaktor in %	-72,1	-95,0	-108,5	-115,0	-117,2	-118,5	-117,6	-116,7
$\Delta\varphi$ in rad	0,198	-0,050	-0,272	-0,484	-0,588	-0,731	-0,802	-0,872
Iterationen	8	5	8	14	18	26	30	60
Δt	16	17	18	19	20	21	22	23
Δx	175,4	176,7	176,6	181,6	181,1	179,5	172,3	159,4
Δy	-7,5	-10,3	-8,2	-19,2	-27,2	-43,1	-54,6	-72,0
Skalenfaktor in %	-115,5	-115,1	-114,0	-115,5	-115,7	-117,2	-117,0	-117,4
$\Delta\varphi$ in rad	-0,912	-0,942	-0,971	-0,999	-0,997	-0,990	-0,955	-0,886
Iterationen	93	144	293	7602	2887	856	183	68

Tabelle 5.1: Iterationsergebnisse für zunehmenden Zeitversatz

Betrachtet man die resultierenden Ergebnisse und die dazu benötigten Iterationsschritte der Parameterschätzung, so lässt sich sagen, dass die Wahl der Abbruchbedingung mit unter 5 Iterationen sehr konservativ ist. Auch kleinere Abweichungen z.B. hervorgerufen durch Mehrwegeeffekte, niedrige Signalstärken durch Vegetation oder Ausreißer in der GNSS Trajektorie führen nicht direkt zur Auslösung von Alarmen. Andererseits sieht man, dass ab fünf benötigten Iterationen die Ähnlichkeit der beiden Trajektorien bereits derart gering ist, dass von Sensorfehlern oder Auftreten von GNSS Störsignalen ausgegangen werden muss.

5.4.2 Korrelationsbasierte Verfahren

Neben dem eben beschriebenen Verfahren der Detektion von Störsendern durch Trajektorienvergleich wird parallel ein korrelationsbasiertes Verfahren zum Vergleich von Geschwindigkeiten ausgeführt. Als Eingangsgrößen dienen dabei die gemessenen Geschwindigkeiten des GNSS Empfängers und der ABS Sensoren. Ein Vorteil dieses Verfahrens ist die Unabhängigkeit von aktueller Position und aktuellem Kurs. Ebenso haben die über die Zeit aufintegrierten Sensorfehler der Koppelnavigation keinerlei Einfluss auf das Detektionsergebnis.

Auch für dieses Detektionsverfahren werden zunächst die Datenströme der Koppelnavigationssensoren k und des GNSS Empfängers g miteinander synchronisiert und gegebenenfalls interpoliert. Für die Detektion wird aus diesen Datenströmen dann jeweils ein Datensatz mit der entsprechenden Länge der Detektionszeit für die Kreuzkorrelation verwendet. Ein wesentlicher Vorteil dieser Detektionsmethode ist die Möglichkeit (neben unterschiedlichen Geschwindigkeitsprofilen) auch zeitliche Verschiebungen der beiden Datenströme zu erkennen. Somit lässt sich gerade im hochdynamischen Stadtverkehr auch ein eventuell verzögertes (und verfälschtes) GNSS Signal sehr schnell detektieren. Probleme bereiten dagegen lange Strecken, die mit gleichbleibender Geschwindigkeit gefahren werden. Gerade die Nutzung von Tempomaten auf Autobahnen oder gut ausgebauten Landstraßen können dazu führen, dass diese Detektionsmethode auch bei größer werdenden Zeitdifferenzen keine aussagekräftigen Werte mehr liefern kann. Wie im Bereich der Satellitennavigation allgemein üblich wird die Kreuzkorrelation den jeweiligen Datenreihen k und g gebildet, die um ihren Mittelwert μ korrigiert sind:

$$C_{k,g} = \frac{E\{(k - \mu_k)(g - \mu_g)^*\}}{E\{(k - \mu_k)^2\}E\{(g - \mu_g)^2\}} \quad (5.44)$$

Im diskreten Fall wird hierzu jedes einzelne Element der Datenreihe um den Mittelwert der Reihe korrigiert und danach die jeweiligen Datenpunkte unter Berücksichtigung der aktuellen Verschiebung miteinander multipliziert. Folgt man hierzu der Definition aus [Rade et al., 2000], so ergibt sich für die Verschiebung m :

$$c_{k,g}(m) = \begin{cases} \sum_{i=0}^{N-m-1} (k(i+m) - \frac{1}{N} \sum_{j=0}^{N-1} k(j))(g^*(m) - \frac{1}{N} \sum_{j=0}^{N-1} g^*(j)) & \text{für } m \geq 0 \\ c_{g,k}^*(-m) & \text{für } m < 0 \end{cases} \quad (5.45)$$

Die Korrelation der mittelwertfreien Datensätze vereinfacht dabei die Suche nach dem globalen Maximum des Korrelationsergebnisses und damit der Ermittlung der zeitlichen Verzögerung der beiden Datensätze zueinander. Um zudem noch eine Aussage über die Ähnlichkeit der beiden Datensätze treffen zu können, wird der Ergebnisvektor dieser Korrelation mit dem Maximum der Autokorrelation des Koppelnavigationsdatensatzes normiert.

Im folgenden Beispiel soll wiederum auf die Beispieltrajektorie des vorangegangenen Kapitels zurückgegriffen werden. Abbildung 5.21 zeigt die simulierte „wahre“ Geschwindigkeit, die aus der Koppelnavigation ermittelte Geschwindigkeit und die simulierte GNSS Geschwindigkeit. Um realistische Fehlereinflüsse mit einzubeziehen, wird zur Simulation des Geschwindigkeitsprofils von GNSS eine Genauigkeit der Messung von $\pm 0,1 \text{ kn}$ verwendet. Für die Simulation der Geschwindigkeitsmessung durch ABS für die Koppelnavigation (DR) wird eine Genauigkeit von $\pm 0,2 \text{ km/h}$ angenommen. Zu beachten ist dabei zusätzlich, dass nur ganzzahlige Werte über den Bordcomputer bereitgestellt werden.

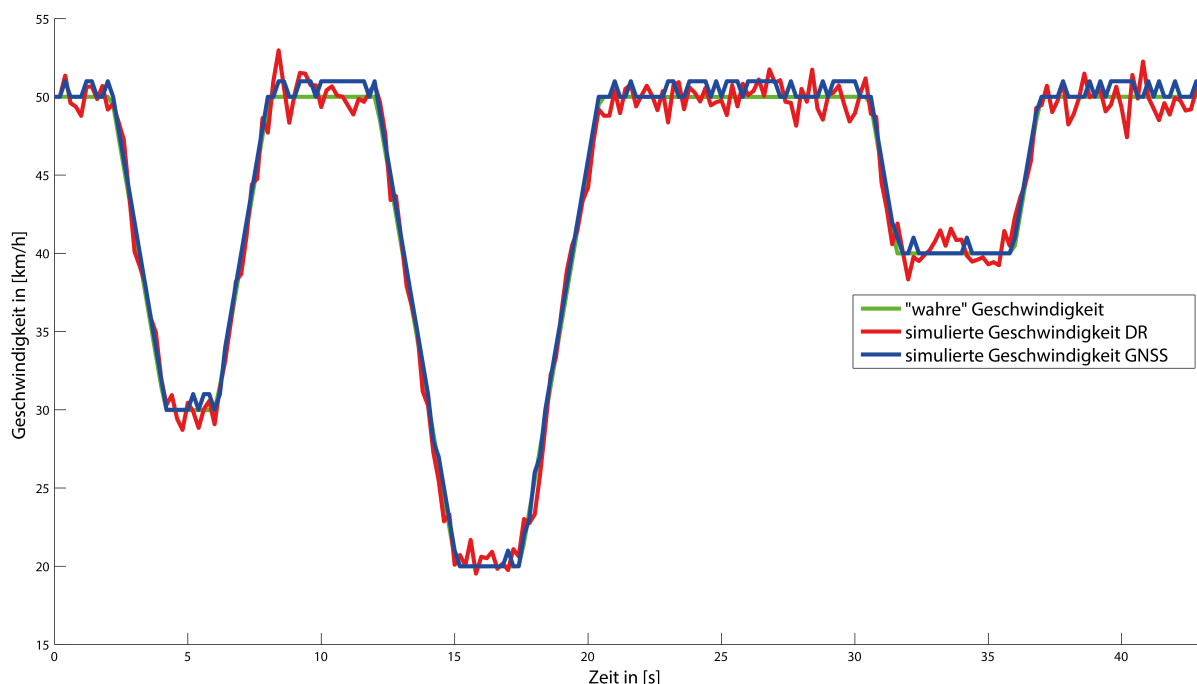


Abbildung 5.21: Simulierte Geschwindigkeiten für Korrelationsdetektion

Für die folgende Betrachtung wird wie im vorangegangenen Abschnitt wieder eine Detektionslänge von 20 s verwendet. Beginnend von zeitlicher Übereinstimmung bis hin zu einer Verschiebung der GNSS Geschwindigkeit um je eine Sekunde analog zum vorigen Abschnitt ergeben sich die in Abbildung 5.22 dargestellten Korrelationswerte.

Eingezeichnet wurden hier die Korrelationen für keine Verschiebung in grün (Maximum bei Zeitversatz 0 s) und für die Verschiebungen 1 s, 2 s, 3 s, 4 s, 5 s, 10 s, 15 s und 20 s. Durch die Normierung der Korrelationsergebnisse mit dem Maximum der Autokorrelation des Geschwindigkeitsprofils des ABS ergeben sich folgende Werte für die Korrelationsmaxima:

Sowohl Tabelle 5.2 als auch Abbildung 5.22 zeigen deutlich, dass mit Zunahme des zeitlichen Versatzes sich einerseits die Position des Korrelationsmaximums entsprechend verschiebt, andererseits

Δt	0	1	2	3	4	5	10	15	20
Korrelationsmax.	0,991	0,937	0,882	0,848	0,853	0,834	0,709	0,554	0,266
erm. Zeitversatz in [s]	0,0	0,8	1,8	3	4	4,8	10	14,4	2,6

Tabelle 5.2: Korrelationsmaxima und ermittelter Zeitversatz

aber auch der normierte Korrelationswert deutlich abnimmt, da auch die Ähnlichkeit der beiden Datensätze abnimmt. Betrachtet man den Fall der vollständigen Überlappung, so wird in diesem Beispiel ein Korrelationswert von 99,1 % erreicht. Dieser Wert mag zunächst falsch erscheinen, da man 100 % erwartet, allerdings müssen sowohl additive Rauschterme auf beiden Datensätzen als auch die Quantisierung der Messdaten mit einbezogen werden. Zur Abschätzung, ob eine Verfälschung eines Datensatzes vorliegt, muss also eine konservative Schranke gesetzt werden, um auch bei stärkeren Rauschprozessen Falschwarnungen zu vermeiden. Als praktikabel hat sich für die Magnitude der Korrelation ein Schwellwert von 90 % - 85 % erwiesen. Dieser wird dabei mit einer maximalen Abweichung der ermittelten Verzögerung von ± 1 s gekoppelt. So erhält man eine einerseits konservative Schätzung der Ähnlichkeit der beiden Daten, kann aber andererseits bereits kleine Verzögerungen der Datensätze detektieren.

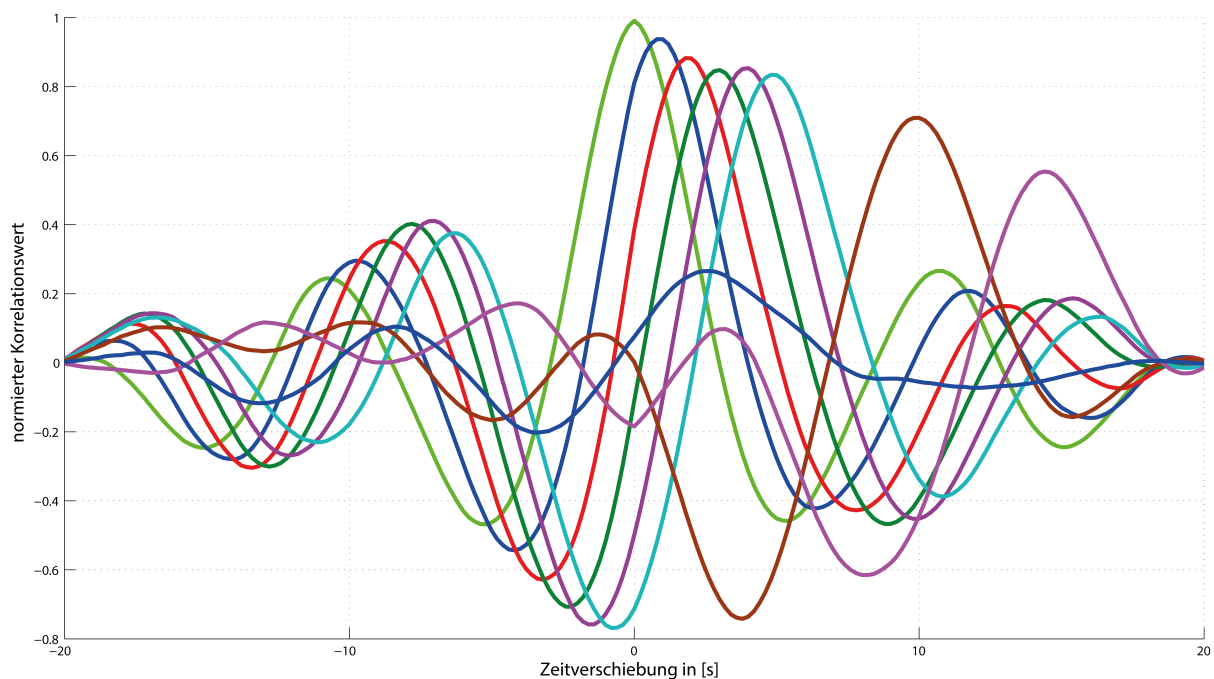


Abbildung 5.22: Korrelationsergebnisse für Beispiel mit simulierten Geschwindigkeiten

Das entwickelte Verfahren ist dabei besonders effektiv gegen einfache Fälle von Navigationsdatenverfälschung mit konstanter Geschwindigkeit oder dem Vortäuschen einer statischen

Position. Auch Fälle von verzögertem Abspielen von GNSS Signalen (sogenanntes Meaconing) kann durch dieses Verfahren sehr effektiv erkannt werden.

5.4.3 Auswertung der Detektionsverfahren

Zur zuverlässigen Detektion der Störsender werden die Ergebnisse der eben beschriebenen Verfahren miteinander kombiniert. Hierbei werden zunächst die einzelnen Detektionen auf die Überschreitung von Schwellwerten bezüglich der notwendigen Iterationen und dem Betrag der Verbesserungen für den Trajektorienvergleich, sowie den Betrag des normierten Korrelationswertes und der zeitlichen Verschiebung der Geschwindigkeitskorrelation untersucht. Die jeweiligen Schwellwerte sind dabei stark von der aktuell genutzten Sensorkonfiguration sowie der Güte der einzelnen Sensoren abhängig. Zur Ermittlung der jeweiligen Schwellwerte für die in Kapitel 6 beschriebenen Jamming, Meaconing und Spoofingtests wurde hierzu eine Vielzahl von Monte-Carlo-Simulationen für verschiedene Szenarien durchgeführt. Die so gewonnenen Schwellwerte wurden daraufhin in Fahrttests mit Störsendereinfluss und mittels Simulation im Postprocessing auf ihre Robustheit geprüft.

Die in der Arbeit genutzten Schwellwerte für die Detektion von Spoofing, Meaconing oder Repeater lassen sich nicht allgemeingültig für alle Sensorkonfigurationen ableiten, da sie stark von der jeweiligen Sensorkonfiguration abhängig sind. Aus diesem Grund wurden die Schwellwerte durch Analyse einiger hundert Testfahrten und Simulationen empirisch bestimmt. Dabei wurde vor allem auf eine robuste und zuverlässige Detektion Wert gelegt. Dabei hat sich die Prüfung auf Überschreiten der folgenden Schwellwerte als robust und aussagekräftig erwiesen:

Detektionsart	Bedingung ohne IMU	Bedingung mit IMU
Trajektorienvergleich zwischen DR und GNSS	≥ 8 Iterationen	≥ 5 Iterationen
Trajektorienvergleich zwischen DR GNSS und GNSS	≥ 3 Iterationen	≥ 3 Iterationen
Maximum Geschwindigkeitskorrelation DR und GNSS	≥ 20 %	≥ 20 %
Abweichung Geschwindigkeitskorrelation	$\geq 1,5$ sec	$\geq 1,5$ sec

Tabelle 5.3: Schwellwerte für die unterschiedlichen Detektionsverfahren

Die Ausgabe der einzelnen Detektionen k ist dabei binär kodiert. So gibt bei Unterschreiten der in Tabelle 5.3 angegebenen Werte der jeweilige Detektor ein Detektionsergebnis $D_k = 0$, bei Erfüllung der Bedingung jedoch $D_k = 1$ aus:

$$D_k = \begin{cases} 1 & \text{Bedingung nach Tab 5.3 erfüllt} \\ 0 & \text{sonst} \end{cases} \quad (5.46)$$

Zur Zusammenfassung der Ergebnisse der einzelnen Detektionen wird ein Wichtungsverfahren verwendet, so dass eine robuste Aussage getroffen werden kann, ob ein Störsendereinfluss vorliegt oder nicht. Die hierzu notwendigen Wichtungsfaktoren sind dabei wiederum von der jeweiligen Sensorkonfiguration und Güte der Einzelsensoren abhängig. So werden die Detektionsergebnisse $D_{TV,DR}$ des Trajektorienvergleichs bei der Nutzung der differentiellen Odometrie beispielsweise geringer gewertet als bei zusätzlicher Kurswinkelstützung mittels IMU:

$$D_{ges} = w \cdot D_{TV,DR} + D_{TV,GNSS} + D_{corr,max} + 2 \cdot D_{corr,\Delta t} \quad (5.47)$$

Mit

- D_{sum} = Gesamtausgabe der Detektion,
- w = Wichtungsfaktor für Trajektorienvergleich zwischen DR und GNSS,
- $D_{TV,DR}$ = Detektionsausgabe des Trajektorienvergleichs DR und GNSS,
- $D_{TV,GNSS}$ = Detektionsausgabe des Trajektorienvergleichs DR GNSS und GNSS,
- $D_{corr,max}$ = Detektionsausgabe der normierten Korrelation zwischen den Geschwindigkeiten der Odometrie und GNSS,
- $D_{corr,\Delta t}$ = Detektionsausgabe zeitlicher Versatz Geschwindigkeitskorrelation.

Der Wichtungsfaktor w ist dabei wie folgt definiert:

$$w = \begin{cases} 1/3 & \text{differentielle Odometrie} \\ 1 & \text{Kurswinkelstützung mittels IMU} \end{cases} \quad (5.48)$$

Für den Zustandsautomat aus Abschnitt 5.3 wurde anhand der Auswertung hunderter Ergebnisse von Simulationen und Testfahrten ein empirischer Schwellwert für die Gesamtausgabe der Detektion D_{ges} zur sicheren Entscheidung zwischen dem Normalfall und einem möglichen Störsendereinfluss bestimmt:

$$\text{Folgezustand} = \begin{cases} \text{Normalbetrieb} & \text{für } D_{ges} < 2,3 \\ \text{Störsendereinfluss erkannt} & \text{für } D_{ges} \geq 2,3 \end{cases} \quad (5.49)$$

5.5 Programmstruktur

Der grundlegende Programmablauf sowie die Ein- und Ausgabedaten sind in Abbildung 5.23 gezeigt.

Grundlegend besteht das System aus folgenden Elementen:

- Eine Konfigurationsdatei, welche alle Startwerte des Systems enthält und während der Programminitialisierung gelesen wird.
- Das Hauptprogramm, welches alle Funktionalitäten des Systems außer dem Echtzeitlesen der Sensoren enthält.
- Die Threads (selbstständige Unterprogramme) für das parallele Echtzeitlesen der verwendeten Sensoren und Übergabe der Sensordaten an den synchronisierten Datenspeicher.
- Die Navigations- und Detektionsalgorithmen, die von der zustandbasierten Systemsteuerung (siehe Abschnitt 5.3) kontrolliert werden.
- Die Dateiausgabe für die intern geführten Trajektorien.
- Das Lese- und Schreibmodul für die Sensor-Logdatei

Auf diese einzelnen Elemente soll in den folgenden Kapiteln näher eingegangen werden.

5.5.1 Konfigurationsdatei

Die Elemente der Konfigurationsdatei für die Sensorfusionssoftware sind in Abbildung 5.23 dargestellt. Die Konfigurationsdatei sollte als „config.ini“ im Programmordner abgespeichert sein, um automatisch erkannt zu werden.

Zunächst wird in der Konfiguration das Startheadung für die Koppelnavigation in Grad definiert. Dieser Wert wird nur im Fall des Postprozessings verwendet, da er im Echtzeitbetrieb entweder durch die automatische Kursbestimmung (siehe Abschnitt 5.3.2) oder die optionale manuelle Eingabe überschrieben wird. Im nächsten Schritt wird das Daten-Logfile angegeben, das verarbeitet werden soll. Die Angabe eines gültigen Dateinamens ist an dieser Stelle wichtig, da das Programm bei fehlender Kommunikationsverbindung zu den Sensoren während der Initialisierungsphase in den Postprozessingmodus übergeht.

Wenn die Echtzeitkommunikation mit den Sensoren besteht, beschreibt der nächste Eintrag den zu verwendenden Communication Equipment Anschluss (COM-Port) für die PUMA-Sensorbox. Es sollte darauf geachtet werden, dass die Vergabe der COM-Schnittstelle in der Geräteverwaltung des verwendeten Rechners für die PUMA-Sensorbox nicht automatisch zugeteilt wird und somit nach jedem Neustart des Systems geändert wird. Bei der Installation der Treiber der XSENS MTi-G sollte im

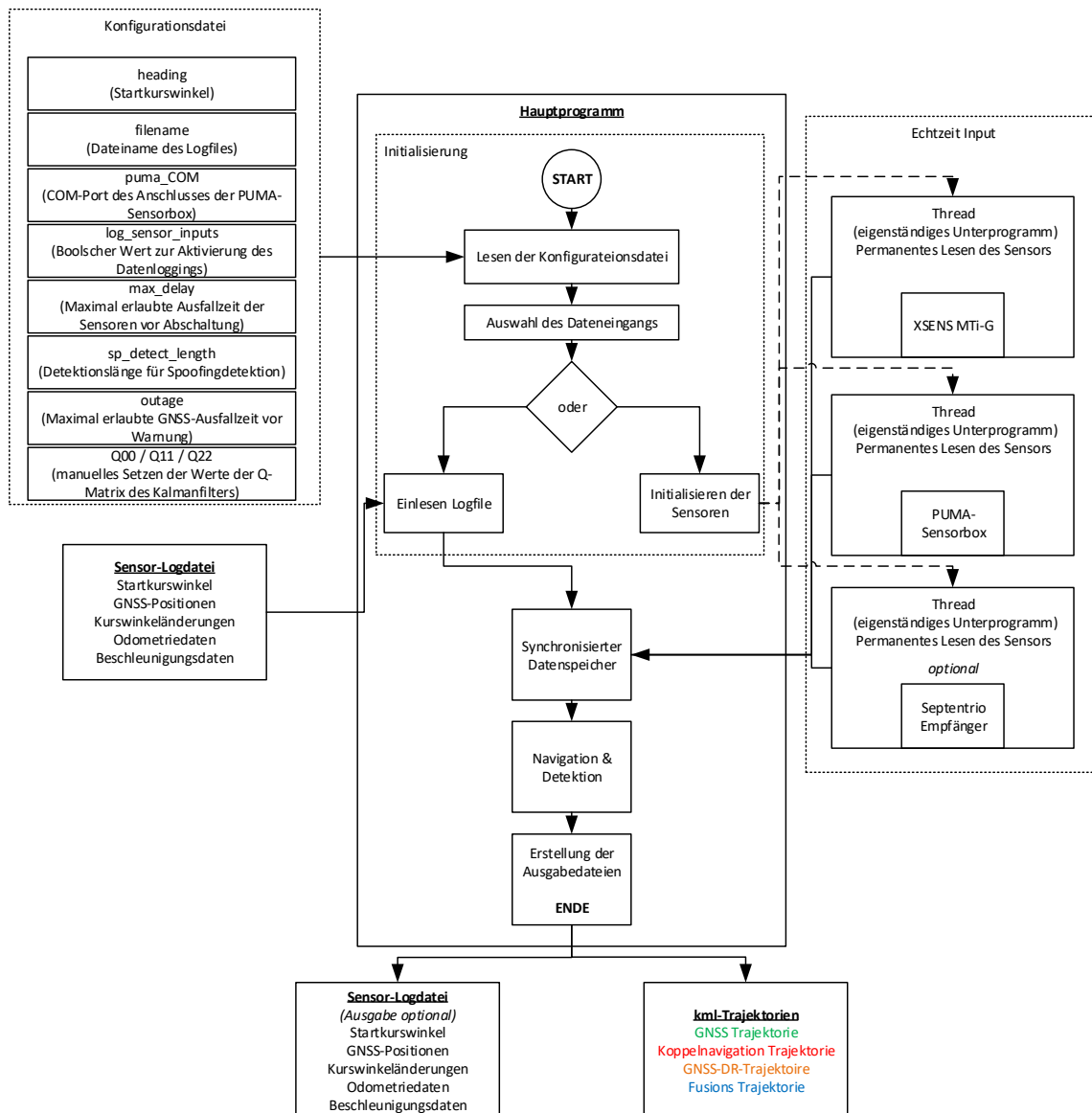


Abbildung 5.23: Schematischer Programmablauf mit Ein- und Ausgabedaten

Gerätemanager der Systemsteuerung des Computers die COM-Schnittstelle als COM1 oder COM2 definiert werden, da dies die einzigen Ports sind, die von dem XSENS Development Kit unterstützt werden.

Als nächstes wird mit dem Flag „log_sensor_inputs“ definiert, ob im Echtzeitbetrieb die Navigationssensordaten geloggt werden sollen oder nicht. Mit „max_delay,“ wird die maximale Zeitdauer angegeben, nach der - bei einem Ausbleiben von Nachrichten der Sensoren – das Programm beendet wird. Zu beachten ist hierbei der Unterschied zwischen den Sensornachrichten und Positions- oder Navigationsdaten. Während Positions- und Navigationsdaten nur gesendet werden, wenn der Sensor voll funktionsfähig ist und im Falle von GNSS auch mindestens 4 Satellitensignale empfängt, stehen Sensornachrichten auch im eingeschränkten Betrieb kontinuierlich zur Verfügung. Diese Zeitgrenze wird daher im Betrieb erst bei komplettem Kommunikationsausfall mit einem Sensor eintreten.

Mit dem Parameter „sp_detect_length“ wird die Länge der Subtrajektorien und der Datenfenster für die Integritätschecks angegeben. Diese Länge ist dabei ausschlaggebend für die Detektionsfähigkeit der implementierten Algorithmen. Wird die Fensterlänge zu kurz gewählt, werden Störungen und Manipulationen entweder eingeschränkt oder gar nicht erkannt. Wird die Länge zu groß gewählt, wird ebenfalls die Leistungsfähigkeit beeinträchtigt, da kurzzeitige Störungen abgeschwächt werden und die Zeit bis zur Detektion zu groß wird. Während der Entwicklung des Systems haben sich hierzu Detektionszeiten von 15 s bis 30 s bewährt.

Als „outage“ wird die Zeit definiert, nach der bei Ausbleiben von GNSS-Positionsdaten (z.B. in Tunnels) eine Warnung ausgegeben wird. Die Warnung wird allerdings nur ausgegeben, wenn bei der Prüfung durch die oben beschriebene Kartendatenunterstützung keine bekannte signalblockende Struktur erkannt wurde. Im letzten Abschnitt der Konfigurationsdatei können die Elemente der Q-Matrix des Kalman-Filters definiert werden, die bei der Nutzung einfacher GNSS Empfänger verwendet werden. Wird stattdessen allerdings ein geodätischer Hochleistungsempfänger verwendet, können die Werte der Q-Matrix auch an die entsprechenden Standardabweichungen der aktuellen Positionsgenauigkeit angepasst werden.

Neben der gerade beschriebenen „config.ini“ sind zum Betrieb der Software zwingend auch die extrahierten Daten für die Kartendatenunterstützung notwendig. Diese werden dem Programm in sechs Textdateien bereitgestellt, die die jeweiligen Punkte und Knoten von möglicherweise GNSS-blockierenden Strukturen enthalten. Die Dateien müssen dabei wie folgt benannt sein:

nodes_x.txt; nodes_y.txt; nodes_z.txt; points_x.txt; points_y.txt; points_z.txt.

Da das Programm automatisch abbricht, falls diese Dateien nicht gefunden werden, müssen auch bei Nichtverwendung der Kartendatenunterstützung zumindest diese sechs Dateien (ohne Inhalt) im Programmordner vorhanden sein.

5.5.2 Echtzeit Input

Für den vollständigen Echtzeitbetrieb wird mindestens die PUMA Sensorbox benötigt. Für eine höhere Genauigkeit der Koppelnavigationstrajektorie kann zusätzlich die XSENS MTi-g verwendet werden. Beide Sensoren werden über USB mit dem Computer verbunden und die Daten mittels eines virtuellen COM-Ports dem Programm bereitgestellt. Das folgende Beispiel zeigt den Datenfluss, der von der Sensorbox geschickt wird.

```
000558634,$PUMA1,43.0,43.0,43.0,43.0*09
000558800,$GPRMC,095628.80,A,4804.52896,N,01137.81020,E,24.005,204.95,060312,
,D*63
000558871,$GPVTG,204.95,T,,M,24.005,N,44.457,K,D*09
000558800,$GPGBA,095628.80,4804.52896,N,01137.81020,E,2,09,0.94,549.0,M,46.2,
M,,0000*64
000558883,$GPGSA,A,3,01,17,20,23,31,32,04,11,13,,,,,1.77,0.94,1.50*38
000558890,$GPGSV,3,1,11,01,51,147,44,04,12,309,28,11,27,157,33,13,23,209,44*44
000558895,$GPGSV,3,2,11,17,37,268,33,20,82,025,41,23,55,201,45,31,27,061,32*4a
000558898,$PUMA2,0.461*06
000558900,$GPGSV,3,3,11,32,55,071,41,33,29,214,39,37,34,166,32*77
000558905,$GPGLL,4804.52896,N,01137.81020,E,095628.80,A,D*5f
000558865,$PUMA1,42.0,43.0,43.0,43.0*02
```

Von den gesendeten Datensätzen werden jedoch nur die folgenden vier verwendet: Die GNSS Positionsdaten des in der PUMA Box verbauten LEA 6 Moduls werden mit dem NMEA 0183 Datensatz übertragen, siehe [NMEA, 2009]:

```
000558800,$GPRMC,095628.80,A,4804.52896,N,01137.81020,E,24.005,204.95,060312,
,D*63
```

Zu beachten ist, dass der obenstehende Datensatz leicht modifiziert wurde. So ist vor der Datensatz-ID (\$GPRMC) ein interner Zeitstempel (Millisekunden seit der Initialisierung) gesetzt, mit dem später die weiteren Datensätze der PUMA Box zeitlich synchronisiert werden können. Zur Überprüfung der korrekten Übertragung der Daten von der PUMA Box zum PC wurde zudem die Prüfsumme am Ende der Nachricht angepasst. Diese schließt nun auch den internen Zeitstempel mit ein. Die übrigen Daten der GPRMC Nachricht sind nicht verändert worden und liefern folgende Informationen: GPS-Zeit (HHMMSS.SS), Status, Breitengrad mit Nord oder Süd Information, Längengrad mit Ost oder West Information, Geschwindigkeit über Grund in Knoten, Kurswinkel gegenüber Nord und aktuelles

Datum. Die Informationen zu magnetischer Abweichung der Nordrichtung werden bei der vorgestellten Implementierung nicht verwendet und auch nicht übertragen.

Alternativ zu diesem einfachen marktüblichen GNSS Empfänger kann die Sensorfusion auch auf Mehrfrequenz-GNSS Empfänger der Firma Septentrio zurückgreifen. Gegenüber dem LEA 6 Modul der Firma u-blox bieten die verwendeten Septentrio Empfänger (PolarX4TR Pro und AsteRX3, siehe [Septentrio, 2015]) die Möglichkeit, nicht nur GPS und Galileo auf der L1 Frequenz zu nutzen, sondern erlauben auch die Verwendung des L2 und der L5/E5 Bänder sowie der Glonass L1 und L2 Bänder. Zudem kann die Positionsgenauigkeit mit Diensten wie DGNSS über Sapos oder Axionet (a Trimble company) oder die Nutzung von RTK deutlich verbessert werden. Zur Anbindung dieser Empfänger an die Sensorfusion wird wiederum ein virtueller serieller COM-Port verwendet. Standardmäßig stellen Septentrio Empfänger 2 virtuelle COM-Ports bereit. Einer der beiden wird zur Steuerung des Empfängers mit der Software RxControl von Septentrio genutzt, über den anderen können bei entsprechender Konfiguration des Empfängers die gewünschten Daten übertragen werden. Die Daten werden hierzu im sogenannten Septentrio Binary Format (SBF, siehe [Septentrio, 2013]) über einen der beiden virtuellen COM-Ports übertragen. Für die vorliegende Arbeit werden die Datensätze „PVTGeodetic“ und „PosCovGeodetic“ verwendet. Diese liefern neben den oben beschriebenen GNSS Daten, die auch in der NMEA 0183 enthalten sind, vor allem Informationen zu den aktuellen Kovarianzen der Schätzungen des GNSS-Navigationsfilters, die auch als Eingangsgröße für das Kalman-Filter verwendet werden können.

Da die Information über die Zahl der aktuell genutzten Satelliten leider nicht im GPRMC Datensatz enthalten ist, wird dieser Datensatz aus der GPGGA Nachricht entnommen.

```
000558800,$GPGGA,095628.80,4804.52896,N,01137.81020,E,2,09,0.94,549.0,M,46.2,M,,0000*64
```

Die Zahl der genutzten Satelliten wird im obigen Beispiel nach der Übertragung von Zeit, Position und Empfängermodus mit 9 angegeben.

Die Nachricht zur Übertragung der einzelnen Raddrehgeschwindigkeiten wurde mit der Datensatz-ID \$PUMA1 versehen:

```
000558634,$PUMA1,43.0,43.0,43.0,43.0*09
```

Neben dem bereits erläuterten internen Zeitstempel liefert diese Nachricht die 4 Radgeschwindigkeiten in km/h mit einer Nachkommastelle an. Die Reihenfolge der Geschwindigkeitsinformation ist dabei folgendermaßen definiert: Geschwindigkeit vorne links, Geschwindigkeit vorne rechts, Geschwindigkeit hinten links, Geschwindigkeit hinten rechts. Abgeschlossen wird die Nachricht wieder mit einer

Prüfsumme. Bezüglich der erreichbaren Genauigkeit sei an dieser Stelle nochmals angemerkt, dass sich diese je nach verwendetem Fahrzeug unterscheidet. Bei älteren Fahrzeugen sind die Geschwindigkeiten meist vorzeichenlos und auf ganze Zahlen gerundet. Zudem unterscheiden sich die verbauten Sensoren auch in der Zahl der magnetischen Geber, vgl. Abschnitt 5.1.1.3. Je nach Alter des Fahrzeugs unterscheidet sich auch die Updaterate der Messungen. So wird bei dem hauptsächlich verwendeten VW Polo 9N2 eine Wiederholrate von 4,7 Hz erreicht. Bei modernen Fahrzeugen ist eine Wiederholrate größer 8 Hz möglich.

Bei neueren Fahrzeugen mit ESP kann man neben den Geschwindigkeiten der einzelnen Räder auch auf die Informationen der Beschleunigungsmesser des ESP zurückgreifen. Hierfür wird mit der \$PUMA2 Nachricht die Beschleunigung in Fahrtrichtung des Fahrzeugs übertragen:

```
000558898,$PUMA2,0.461*06
```

Der Messwert wird dabei in einem fahrzeugspezifischen Format übertragen und dient zur Ermittlung der Fahrtrichtung (Vorwärts / Rückwärts). Wegen des großen Rauschens des Sensors und der sehr groben Quantisierung ist eine Verwendung der Daten zur Stützung der Geschwindigkeitsinformation nicht möglich. Sollte das Fahrzeug nicht über ein ESP System verfügen, so bleibt die Übertragung dieses Datensatzes aus.

Die Daten der Xsens MTi-G werden über das mitgelieferte Software Development Kit (SDK, siehe [Xsens, 2010]) bereitgestellt. Die Konfiguration des Sensors wird in der Initialisierung des Hauptprogramms durchgeführt. Sie definiert die Ausgabe des Sensors mit den beiden folgenden spezifizierten Ausgaben:

- „GPS PVT Output Mode“
- „Calibrated Data Output Mode“

Die Daten werden mit einer Wiederholrate von 100 Hz vom Sensor an den Computer gesendet und die Kommunikation sowie die Pufferung der Rohdaten vom SDK übernommen. Die Sensordaten werden vom SDK in eigenen sogenannten Containern dem Hauptprogramm zur Verfügung gestellt. Die Option der GPS Position Velocity and Timing (PVT) Daten wird verwendet, damit diese Container mit einem Zeitstempel versehen werden, der aus der von GNSS abgeleiteten UTC entspricht.

Im Hauptprogramm werden neben dieser Zeit zur Synchronisierung nur die kalibrierten Beschleunigungs- und Drehratendaten verwendet. Die Kalibrierung beinhaltet dabei lediglich die werkseitige Korrektur der Einbaufehler der einzelnen Sensoren gegenüber dem Sensorgehäuse und statischen Biases sowie anderer systematischer Fehler der Sensoren. Eine sensorinterne Vorverarbeitung der Daten findet dabei nicht statt. Für die weitere Verwendung der IMU Daten werden diese zunächst im Thread des XSENS-Schnittstellenmoduls verarbeitet. Dabei wird nur jede zehnte Kurswinkelberechnung

an die Datenfusion weitergeleitet. Somit ergibt sich eine reduzierte Wiederholrate der Kurswinkeldaten für die Sensorfusion von 10 Hz.

5.5.3 Ein- und Ausgabedaten für Postprozessing

Die Datenausgabe sieht zwei verschiedene Datentypen vor: eine „kml-Datei“ zur jeweiligen Ausgabe der vier verschiedenen Trajektorien und eine „DR_log-Datei“ zur Speicherung der Sensordaten. Diese Sensor-Logdatei wird bei Nutzung des Postprozessings als Eingabedatei verwendet. Da die Daten in der gleichen Wiederholrate und mit den gleichen Genauigkeiten wie im Echtzeitbetrieb verwendet werden, ist die Datenprozessierung im Echtzeitbetrieb und im Postprozessing identisch. Das folgende Beispiel zeigt den Anfang eines Sensor-Logfiles:

```
0, 3222200, 32769.20,220114
2, 3222400, 327694.00,48.084025167,11.623246667,0.2356,0.000,07
1, 3222455, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
2, 3223600, 327706.00,48.084019333,11.623246833,0.0175,0.000,07
1, 3222695, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
1, 3222925, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
2, 3224000, 327710.00,48.084015167,11.623247333,0.0581,0.000,07
1, 3223155, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
2, 3224200, 327712.00,48.084012667,11.623247500,0.0154,0.000,08
2, 3224400, 327714.00,48.084010500,11.623247500,0.0077,0.000,08
1, 3223406, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
2, 3224600, 327716.00,48.084008167,11.623247000,0.0139,0.000,08
1, 3223655, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
2, 3224800, 327718.00,48.084005833,11.623246667,0.0113,0.000,08
1, 3223907, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
2, 3225000, 327720.00,48.084004167,11.623245833,0.0967,0.000,07
1, 3224146, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
2, 3225200, 327722.00,48.084002667,11.623245667,0.0859,0.000,08
2, 3225400, 327724.00,48.084001667,11.623245333,0.1456,0.000,07
1, 3224416, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
1, 3224665, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
2, 3225800, 327728.00,48.084001500,11.623249667,0.2058,0.000,08
1, 3224905, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
2, 3226000, 327730.00,48.084001000,11.623249833,0.1358,0.000,08
1, 3225141, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
```

```

2, 3226200, 327732.00,48.084000000,11.623249667,0.2120,0.000,08
1, 3225385, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
1, 3225635, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
1, 3225875, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
2, 3244000, 327910.00,48.083975000,11.623221000,0.1482,0.000,08
3, 3244008, 327910.00,-0.061701203,0.045564131,1.446903534,0.501285493
3, 3244108, 327911.00,-0.061870491,0.045611324,1.446852723,0.496717572

```

Das Logfile unterscheidet dabei 5 verschiedene Datentypen, die mit verschiedenen Tags gekennzeichnet sind und folgende Informationen beinhalten:

- 0: Startzeit des Logfiles als interner Zeitstempel und als GPS-Tagessekunde mit Datum (TTMMJJ):

```
0, 3222200, 32769.20,220114
```

- 1: ABS- Geschwindigkeitsdaten mit internem Zeitstempel und den vier Radgeschwindigkeiten:

```
1, 3222455, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0
```

- 2: GNSS-Datensatz im NMEA 0183 GPRMC Format mit internem Zeitstempel und Zahl der aktuell verwendeten Satelliten:

```
2, 3223600, 327706.00,48.084019333,11.623246833,0.0175,0.000,08
```

- 3: Vorverarbeitete Daten der IMU mit internem Zeitstempel, Eulerwinkelrepräsentation der Lage (Nick-, Roll- und Gierwinkel) in rad und Beschleunigung in Fahrtrichtung in m/s^2 :

```
3, 3244108, 327911.00,-0.061870491,0.045611324,1.446852723,0.496717572
```

- 4: ESP-Beschleunigungsdaten (falls vorhanden) mit internem Zeitstempel:

```
4, 3144154, 0.461
```

Die Ausgabe der Trajektorien erfolgt im sogenannten Keyhole Markup Language (kml) Format (siehe [Google-Developers, 2015]), das von Google weiterentwickelt wurde und aktueller Standard des Open Geospatial Consortium ist. Der ausschlaggebende Vorteil dieses Dateiformats ist die Unterstützung des Programms Google Earth, mit dem die jeweiligen Trajektorien auf Karten oder Satellitenbilder projiziert werden können.

Das folgende Beispiel zeigt den Header und den ersten Eintrag eines Trajektorienlogfiles.

```
<?xml version="1.0" encoding="UTF-8"?>
<kml xmlns="http://earth.google.com/kml/2.2 ">
<Document>
  <name>DR-Trajektorie</name>
  <Style id="point">
    <IconStyle>
      <scale>0.4</scale>
      <Icon>
        <href>blue_dot.png</href>
      </Icon>
      <hotSpot x="0" y=".5" xunits="fraction" yunits="fraction"/>
    </IconStyle>
  </Style>
  <Style id="check-hide-children">
    <ListStyle>
      <listItemType>checkHideChildren</listItemType>
    </ListStyle>
  </Style>
  <styleUrl>#check-hide-children</styleUrl>
<Placemark>
  <TimeStamp>
    <when>2013-08-30T07:55:25.40Z</when>
  </TimeStamp>
  <styleUrl>#point</styleUrl>
  <Point>
    <coordinates>11.634520167,48.080501667,0</coordinates>
  </Point>
</Placemark>
```

Wesentlicher Unterschied der neu implementierten kml-Ausgabe zu Vorgängerversionen ist vor allem die Speicherung der einzelnen Positionen mit Zeitstempeln anstatt eines Polygonzuges. Diese ermöglichen einen genaueren Vergleich mehrerer Trajektorien untereinander, da so auch der zeitliche Zusammenhang hergestellt werden kann und eventuelle Signalausfälle oder Ausreißer besser beobachteten Ereignissen zugeordnet werden können. Zudem ist jetzt auch eine fokussierte Betrachtung einzelner Ausschnitte möglich.

5.5.4 Verwendete Trajektorien

Wesentlicher Bestandteil der vorliegenden Software ist die parallele Überwachung der Sensordaten verschiedener Sensorinformationen und Trajektorien, die verschiedene Sensorkombinationen repräsentieren. Diese Überwachung, auch autonome Integritätsüberwachung (engl. für autonomous integrity monitoring, oder kurz AIM) genannt, dient dabei einerseits der Verifikation der einzelnen Sensordaten und Detektion von Ausreißern oder falscher Sensordaten. Andererseits wird sie während der Initialisierungsphase der Software auch dazu genutzt, verschiedene Initialwerte des Systems zu schätzen. Dieses Vorgehen basiert auf der Annahme, dass das System während der Initialisierung ungestört arbeitet. Zur Kompensation von Störungen während der Initialisierung könnte bei einer späteren Realisierung auf gespeicherte Informationen des letzten Betriebs zurückgegriffen werden. Dieser Spezialfall soll allerdings in dieser Arbeit nicht weiter betrachtet werden, da er keine wesentlichen Auswirkungen auf das Gesamtkonzept des Systems hätte.

Für den Betrieb des Navigationssystems werden in der aktuellen Version vier verschiedene Trajektorien parallel vorgehalten, die während des Betriebs permanent miteinander verglichen werden. Da diese vier Trajektorien im weiteren Verlauf der Arbeit häufig verwendet werden, sollen sie an dieser Stelle kurz beschrieben werden.

5.5.4.1 GNSS Trajektorie

Die am einfachsten zu beschreibende Trajektorie repräsentiert die GNSS Positionen, welche vom jeweils verwendeten Empfänger bereitgestellt werden. Diese Trajektorie wird in den folgenden Abbildungen in Grün dargestellt, wobei jeder Punkt der jeweils aktuellen GNSS Positionslösung entspricht. Der erste Punkt dieser Trajektorie entspricht zudem der Initialposition für die Koppelnavigations-Trajektorie.

5.5.4.2 Koppelnavigation Trajektorie

Die Koppelnavigation Trajektorie, auch Dead Reckoning (DR) Trajektorie genannt, wird mit dem ersten Punkt der GNSS Trajektorie initialisiert und von dort mit den Geschwindigkeitsinformationen der Räder und (falls vorhanden) der Kurswinkel (Heading) Information der IMU fortgeführt. Bis auf die Initialposition ist diese Trajektorie vollkommen unabhängig von GNSS und somit sehr robust gegen externe Störungen. Die DR Trajektorie wird in den folgenden Darstellungen mit roten Punkten oder Verbindungen repräsentiert. Wie zuvor steht auch hier ein Punkt für je eine Positionslösung.

5.5.4.3 GNSS DR Trajektorie

Hauptsächlich zur Überprüfung der Geschwindigkeits- und Kursinformationen, aber auch zur Verifikation von GNSS Positionen unter Spoofing oder Meaconing Bedingungen wird die GNSS Dead Reckoning Trajektorie verwendet. Diese Trajektorie wird wie die zuvor beschriebene DR Trajektorie mit der ersten Positionslösung des GNSS Empfängers initialisiert und dann durch Koppelnavigation der GNSS Geschwindigkeit und der GNSS Kursinformation weitergeführt. Der Hintergrund für die Verwendung dieser Informationen ist, dass viele einfache GNSS Empfänger unter Jamming, Meaconing oder Spoofing Bedingungen noch Positionsangaben liefern, ohne dass gültige GNSS Messungen vorliegen. In diesem Falle wird die Ausgabe von Positionen vom Empfänger unter Nutzung voriger interner Filterzustände des Empfängers weitergeführt. Beispiele für dieses Verhalten werden im weiteren Verlauf dieser Arbeit gegeben. Die GNSS DR Trajektorie wird im weiteren Verlauf der Arbeit in orange angegeben.

5.5.4.4 Fusions Trajektorie

Die Fusionstrajektorie wird in den folgenden Kapiteln in blau dargestellt. Diese Trajektorie enthält im störungsfreien Fall die Navigationsinformationen aller Sensoren, die mittels des implementierten Kalman-Filters zusammengeführt wurden. Zu beachten ist, dass im Falle einer vorliegenden Störung eines einzelnen oder mehrerer Sensoren die Fusionstrajektorie mit den verbleibenden Sensoren weitergeführt wird. Wie in Abschnitt 5.4 erläutert, werden einzelne Sensorausfälle unter Umständen erst mit einer Verzögerung erkannt, da die Detektionsfunktionen mit sogenannten Subtrajektorien einer bestimmten Länge arbeiten. Um Störeinflüsse auf die Fusionstrajektorie zu vermeiden wird diese ab dem Beginn der jeweiligen Subtrajektorie neu berechnet, wobei der betreffende Sensor von der Neuberechnung ausgeschlossen ist. Die vorhin beschriebenen Trajektorien werden allerdings ohne Veränderung weitergeführt, um eine spätere wiederhergestellte Verfügbarkeit des jeweiligen Sensors zu erkennen.

6 Evaluation des Systemansatzes

Die Funktionsweise der in den vorherigen Kapiteln beschriebenen Sensoren und Algorithmen kann nicht allein durch theoretische Betrachtungen, Simulationen oder Laboraufbauten getestet werden. Im aktuellen Kapitel soll daher das Verhalten des in die Fahrzeuginfrastruktur integrierten Systems anhand echter Fahrttests eingehend analysiert werden. Für die folgenden Tests werden die in Kapitel 5.1 beschriebenen Sensoren verwendet. Dabei werden sowohl das vollständige Hardwaresetup als auch die reduzierte Sensorauswahl ohne IMU basierten Kurswinkel getestet. Abbildung 6.1 zeigt den Aufbau der Hardware mit einfachem GNSS Empfänger am verwendeten Testfahrzeug, einem handelsüblichen Volkswagen Polo 9N2 des Baujahrs 2004.



Abbildung 6.1: Vollständiger Hardwareaufbau des Systems auf Versuchsträger Volkswagen Polo 9N2

Wie in Kapitel 5.1 beschrieben, sind keine Veränderungen an dem Fahrzeug notwendig, um die ABS Sensorik über die Diagnoseschnittstelle auszulesen. Der VW Polo wurde für den Großteil der in dieser Arbeit gezeigten Fahrttests verwendet. Während des Projekts PUMA wurde für erste Fahrttests

mit differentieller Odometrie auch auf einen Skoda Octavia Superb Baujahr 2008 des Projektpartners Automex S.p.z. zurückgegriffen.

Vier der in diesem Projekt gezeigten Messfahrten wurden mit dem Skoda Octavia durch die polnischen Projektpartner von Automex durchgeführt. Die Nutzung eines anderen Fahrzeugs für die Messfahrten zeigt die prinzipielle Anwendbarkeit des Systems bei handelsüblichen PKW der Volkswagengruppe und stellt keine Einschränkungen hinsichtlich der Gültigkeit der folgenden Leistungsbetrachtungen dar. Die mit diesem Fahrzeug durchgeführten Fahrttests sind in den entsprechenden Textstellen und den betreffenden Abbildungen gekennzeichnet. Alle anderen Fahrttests wurden mit dem in Abbildung 6.1 dargestellten VW Polo durchgeführt.

In den folgenden Abschnitten werden nun zunächst Fahrttests und deren Ergebnisse für die allgemeinen Navigations- und die Fusionsalgorithmen gezeigt, bevor dann verschiedene Tests des Verhaltens bei Einfluss von Jamming oder Spoofing gezeigt werden.

Für die Darstellung der folgenden Trajektorien in diesem Kapitel gilt die in Abschnitt 5.5.4 beschriebene Zusammensetzung der jeweiligen Navigationsinformationen und deren farbliche Repräsentation in den Grafiken. Es gelten daher folgende Farbgebungen für die folgenden Trajektorien:

- **Grün:** GNSS Trajektorie basierend auf den Positionsangaben des Empfängers.
- **Rot:** Koppelnavigationstrajektorie basierend auf ABS Geschwindigkeiten und differentieller Odometrie oder IMU basiertem Kurswinkel.
- **Blau:** Fusionstrajektorie als Ergebnis der Kalman-Filterung von GNSS Empfängerdaten und Koppelnavigation oder im Fall von GNSS Ausfällen Koppelnavigationstrajektorie (z.B. Tunnel, Jamming, etc.).
- **Orange:** Koppelnavigationstrajektorie basierend auf GNSS Geschwindigkeit und Kurswinkel.

Da dieses Kapitel den Funktionsumfang der entwickelten Navigationslösung beschreiben soll, werden in den folgenden Abschnitten die Ergebnisse verschiedener Fahrttests erläutert. Teilweise wird dabei mehrfach auf die selben Rohdaten der Fahrttests zurückgegriffen, um verschiedene Funktionsweisen zu erläutern. Im ersten Teil dieses Kapitels wird zunächst der erreichbare Funktionsumfang der Koppelnavigation mit differentieller Odometrie und mit IMU basiertem Kurswinkel beschrieben, bevor im weiteren Verlauf auf die Ergebnisse der Sensorfusion mittels des implementierten Kalman-Filters eingegangen wird. Der darauf folgende Abschnitt befasst sich einerseits mit dem Verhalten des Systems bei GNSS Ausfällen durch natürliche Objekte wie Tunnels oder Brücken als auch durch Einfluss von Jammern. Abschließend wird in diesem Kapitel auf die Detektion von höher entwickelten Störsendern eingegangen. Dabei werden sowohl simulierte Spoofingangriffe auf den GNSS Empfänger als auch Einflüsse von realen statischen GNSS-Repeater-Systemen untersucht.

6.1 Evaluation der Navigationsalgorithmen

Die unabhängige Funktionsweise von GNSS und Koppelnavigation war eine der Kernforderungen an die im Projekt PUMA entwickelte Navigationsplattform. Die beiden folgenden Fahrttests wurden zu Beginn des Projekts PUMA durch die polnischen Projektpartner aufgezeichnet, da diese die Hardware zum Auslesen der ABS Geschwindigkeiten über die Diagnoseschnittstelle des Fahrzeugs entwickelten. Die Trajektorien beginnen daher jeweils auf dem Parkplatz vor dem Firmengebäude von Automex S.p.z. in Danzig, Polen. Die aufgenommenen Daten beinhalten die GPS Positionen und ABS Geschwindigkeiten des Fahrzeuges.

Die folgenden beiden Beispiele zeigen Testfahrten zur Evaluierung der Algorithmen der differentiellen Odometrie. Beide Testfahrten wurden zu Beginn des Projekts PUMA mit dem Testfahrzeug Skoda Octavia in Danzig, Polen durchgeführt. Im Rahmen des Projekts PUMA wurden Teile der hier gezeigten Ergebnisse bereits in [Niedermeier et al., 2010] veröffentlicht.



Abbildung 6.2: Testfall: Geradeausfahrt mit differentieller Odometrie

Für den ersten Test wurde zwar eine geschlossene Trajektorie (siehe Abbildung 6.2) abgefahren, der Augenmerk des Tests besteht aber auf dem südlicheren langen Teilstück, das eine Fahrt mit wenig

Kurven und möglichst geradliniger Bewegung zeigt. Der untersuchte Teilabschnitt beginnt nach der Ausfahrt vom Parkplatz des Projektpartners (mittig im Süden) und dem Auffahren auf die größere Ortsstraße, hier beginnt auch die rot dargestellte Trajektorie der Koppelnavigation. Gut zu erkennen ist in diesem Beispiel die langsame Drift des Kurswinkels der differentiellen Odometrie. Während am Anfang der Trajektorie die Fehler und die damit verbundene Positionsdivergenz noch sehr klein sind, integrieren sich mit größerem Abstand von der Startposition und dem damit verbundenen längeren Integrationszeitraum die Fehler des Systems auf. Da die Fehlerauswirkung des Kurswinkels von der Form der Trajektorie abhängt, ist die Wahl einer geradlinigen Referenztrajektorie zur Beobachtung der Kurswinkeldrift naheliegend. Die Kurswinkelfehler sind allerdings nicht nur von der Form der Trajektorie abhängig, sondern auch von gefahrener Geschwindigkeit, eventuellen Fahrspurwechseln und der aktuell verfügbaren Abtastrate und dem Auflösungsvermögen des Sensors. Deutlich sichtbar ist in diesem Beispiel die zunehmende Abweichung vom „wahren“ Kurswinkel, die hauptsächlich durch Rauschen der Sensormesswerte hervorgerufen werden. Dieses Rauschen, welches größtenteils durch Quantisierungsrauschen hervorgerufen wird, verursacht öfters eine Geschwindigkeitsdifferenz zwischen den Rädern der linken und der rechten Fahrzeugseite. Der Algorithmus nimmt in diesen Fällen an, dass sich das Fahrzeug in einer leichten Kurve fortbewegt und ändert somit den Kurswinkel für diesen Zeitpunkt entsprechend. Somit kommt es auf vermeintlich geraden Strecken auch mit differentieller Odometrie zu Drifterscheinungen des Kurswinkels. Als Maß der Genauigkeit kann der quadratische Mittelwert (engl. distance root mean square, DRMS) der horizontalen Positionsdivergenz zwischen differentieller Odometrie und GNSS Position herangezogen werden. Der DRMS für die in Abbildung 6.2 gezeigte 1,4 km lange Testfahrt beträgt 61,62 m.

Das zweite Beispiel, das in dieser Arbeit vorgestellt werden soll zeigt eine hochdynamische Testfahrt, die auf dem Betriebsgelände des Projektpartners durchgeführt wurde. Auch für diese Testfahrt wurde wiederum der Skoda Octavia als Testfahrzeug verwendet. Ziel dieses Tests ist die Bewertung des differentiellen Odometrieansatzes für hochdynamische Fahrten. Die Trajektorie beginnt im Norden der Abbildung 6.3 mit einer sehr kurzen Geradeausfahrt. Im Anschluss daran wird viermal eine Achterschleife abgefahren, bevor der Trajektorienverlauf entlang von Werkhallen und zwischen Gebäuden fortgeführt wird. Die gewählte Trajektorie zeichnet sich hierbei nicht nur durch die hohe Fahrdynamik, sondern auch durch Streckenabschnitte mit eingeschränktem GNSS Empfang zwischen den Gebäuden aus. Dabei wird die Positionsangabe des GNSS Empfängers einerseits durch massive Abschattung, andererseits aber auch durch starke Reflexionen und Mehrwegeeffekte beeinflusst. Zu Beginn der Trajektorie (im Bereich der Achterschleife) ist der GNSS-Empfang dagegen weit weniger durch entsprechende Effekte beeinflusst.

Wie in Abbildung 6.3 gezeigt, folgt die Koppelnavigation auch während der hochdynamischen Fahrt im ersten Teil sehr gut, da kurz nach der Initialisierung des Systems die aufintegrierten Fehler noch recht klein sind. Nach Verlassen der Achterschleife während des Fahrens durch das Gebiet mit

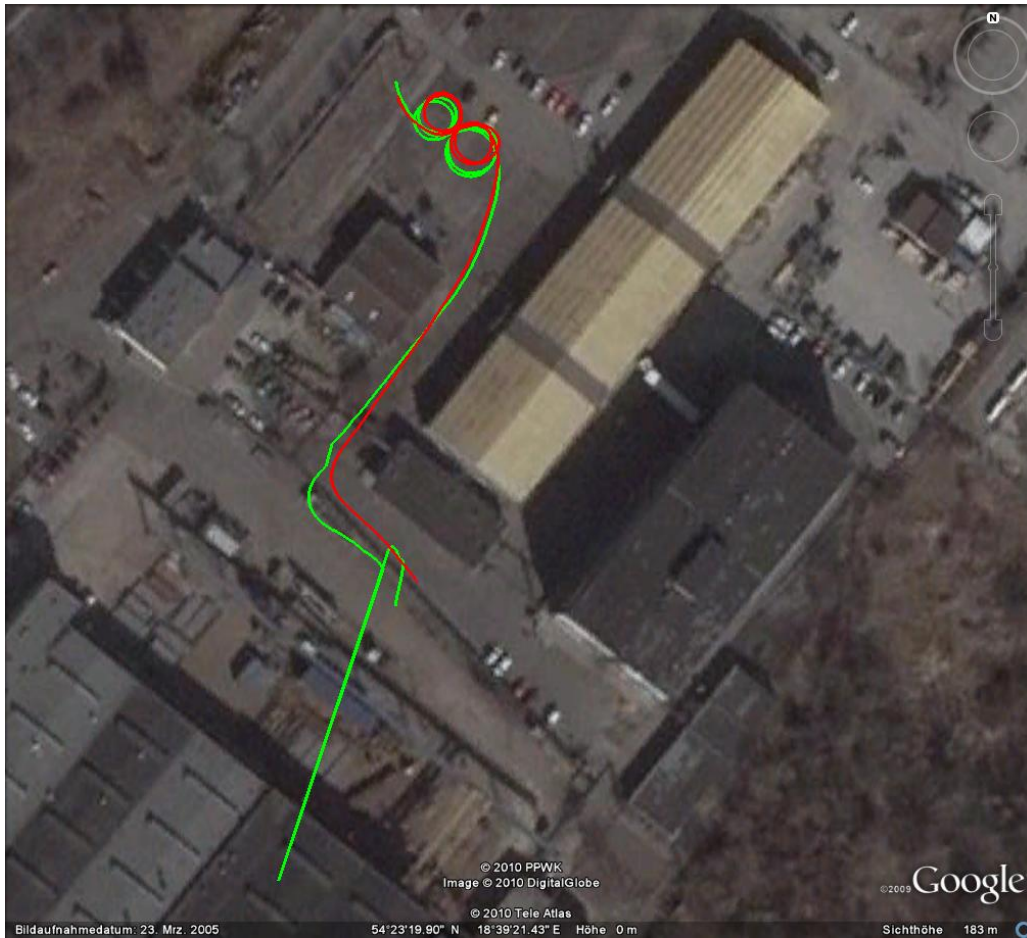


Abbildung 6.3: Testfall: Dynamikfahrt mit differentieller Odometrie

verminderter GNSS Sichtbarkeit ist die Koppelnavigation sogar besser, da die GNSS Lösung neben Sprüngen in der Position und einigen Ausreißern gegen Ende der Fahrt auch Positionsangaben liefert, welche offensichtlich nicht richtig sind. Würde man der GNSS Trajektorie folgen, so würde man nach der letzten Linkskurve beispielsweise durch eine Mauer fahren. Die hier auf den GNSS Empfänger wirkenden Fehler sind dabei vor allem den Mehrwegeeffekten und Abschattungen geschuldet, die eine Positionsverschiebung bewirken. Insgesamt beläuft sich der DRMS bei diesem 276 m langen Beispiel auf 6,37 m.

In Abbildung 6.4 sind die zugehörigen zweidimensionalen Positionsfehler der hochdynamischen Messfahrt dargestellt. Zu sehen ist hier einerseits die Periodizität des Positionsfehlers bei geschlossenen Kurven, wie der Achterschleife zu Beginn der Fahrt, als auch der steigende Fehlereinfluss auf die Koppelnavigation durch Drifterscheinungen des Kurswinkels und durch Skalenfaktorfehler der Distanzbestimmung. Gut zu sehen ist in dieser Abbildung zudem die Auswirkung nicht synchronisierter Trajektorien auf den Positionsvergleich. Diese zeigt sich durch das Rauschen (kurzzeitige kleine

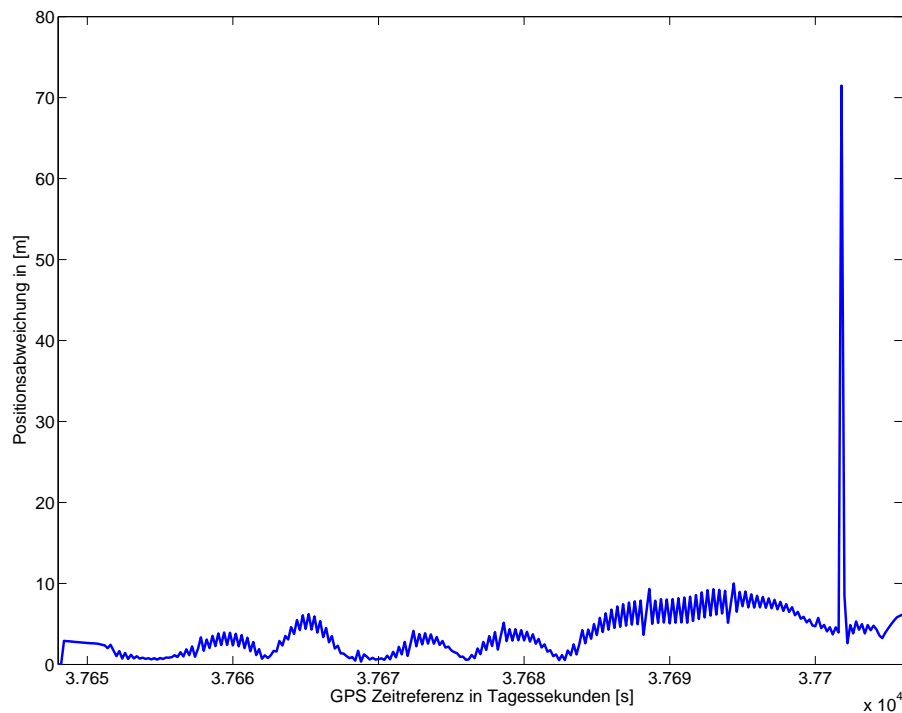


Abbildung 6.4: Testfall: Dynamikfahrt mit differentieller Odometrie - Positionsabweichung

Abweichungen), welches die eigentliche Kurve überlagert. Zum Testzeitpunkt der gezeigten Fahrt stand das entwickelte System noch nicht vollumfänglich zur Verfügung, so dass zu diesem Zeitpunkt die zeitliche Synchronisierung der beiden Datenreihen mittels Hardware noch nicht implementiert war. Erst im weiteren Projektverlauf wurde eine zeitliche Synchronisierung der ABS Messungen mit GPS-Zeit bzw. UTC implementiert. Erst durch die Nutzung des in der OBU verbauten GNSS Empfängers ist die zeitliche Zuordnung aller Messdaten exakt möglich, da über das Fehlverhalten der internen Uhr keine Angaben gemacht werden konnten. Mit Umsetzung der Synchronisierung wird die interne Uhr über den „puls per second“ des GNSS Empfängers gestützt und so eine entsprechende Zuordnung ermöglicht.

Die Trajektorie des dritten Tests, der in diesem Abschnitt vorgestellt werden soll, wurde mit vollständigem Hardwaresetup auf dem Versuchsfahrzeug Volkswagen Polo 9N2 durchgeführt. Teile der hier vorgestellten Ergebnisse wurden bereits für die Veröffentlichung [Beckmann et al., 2014] verwendet. Für diesen Versuch wird das vollständige Setup der Sensorik mit IMU basiertem Kurswinkel und dem aktuellen Stand der Softwareimplementierung genutzt. Die Testfahrt beginnt und endet jeweils auf dem Gelände der Universität der Bundeswehr München auf einem Parkplatz. Die Gesamtlänge der Testfahrt beträgt 14,5 km. Während der Fahrt werden verschiedenste Straßentypen und Umgebungen abgefahren. Die Trajektorie führt teilweise über das Universitätsgelände, durch den Vorstadtbereich von Neubiberg

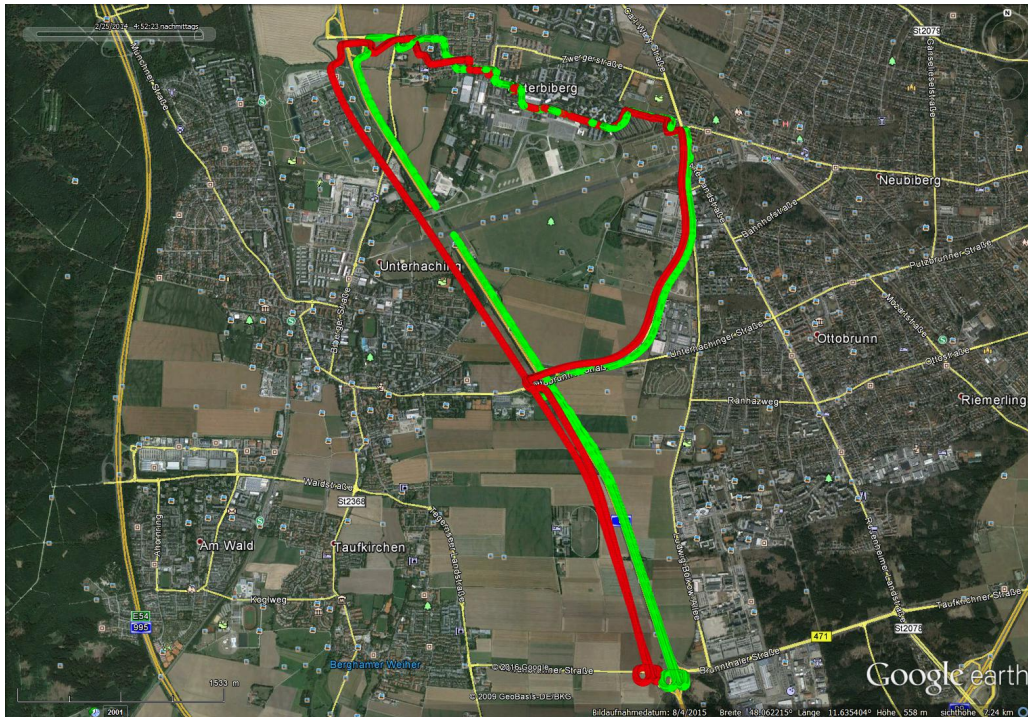


Abbildung 6.5: Testfall: Lange dynamische Testfahrt mit verschiedenartigen Straßenabschnitten

und Ottobrunn (ca. 4km) sowie über Landstraße (ca. 2,5 km) und Autobahn (ca. 8 km) mit sehr guter Sichtbarkeit von GNSS. Zudem werden während der Fahrt zwei Tunnel durchfahren, einer gegen Anfang der Fahrt im äußersten Osten der Trajektorie auf einer Straße innerorts und einer gegen Ende der Fahrt auf der Autobahn A8 (Salzburg-München) im Westen der Trajektorie. Beide Tunnel führen unter der Start- und Landebahn des ehemaligen Bundeswehr Fliegerhorstes Neubiberg hindurch, die Start- und Landebahn ist in Abbildung 6.5 sehr gut erkennbar. Die Gesamtfahrzeit dieses Tests liegt im Bereich von ca. 20 Minuten. Die mittlere Geschwindigkeit über die Gesamtdauer liegt im Bereich von 43 km/h, was unter anderem einigen Stopps an roten Ampeln, geschlossenen Schranken oder dem Durchfahren von Tempo 30 Zonen geschuldet ist. Die maximale Geschwindigkeit, die auf dem Autobahnteilstück der Trajektorie erreicht wurde, liegt bei 140 km/h und wurde auf dem - zum Zeitpunkt der Messfahrt nicht in der Höchstgeschwindigkeit limitierten - Bereich zwischen den Anschlussstellen 94 Taufkirchen Ost und 93 Unterhaching Ost gefahren.

Vergleicht man die beiden Trajektorien aus Abbildung 6.5, so lässt sich gut die mit der Fahrzeit anwachsende Drift des IMU basierten Kurswinkels beobachten, die zu einer zunehmenden Positionsdifferenz führt. Besonders gut lässt sich diese Positionsdifferenz am Ende der Trajektorie beobachten, vergleiche Abbildung 6.6, da Start und Endpunkt auf dem selben Parkplatz liegen. Die Fehler der Kurswinkelbestimmung mittels IMU basiertem Kurswinkel und differentieller Odometrie führen so zu einer Positionsabweichung von 202 m, was bei der Gesamtlänge von 14,5 km etwa



Abbildung 6.6: Detailausschnitt mit Start und Endpunkten der Trajektorien

1,5 % Unterschied entspricht. Der DRMS liegt für diese Testfahrt bei 120,3 m. Die hier gezeigte Güte an Positionsgenauigkeit wurde dabei ohne jegliche Korrekturen durch Kalman Filterung oder andere Systeme gestützt. Lediglich zu Beginn der Messfahrt wurde die Startposition und der Startkurs mittels GNSS initialisiert. Ab dem Startpunkt wird die vollständige Trajektorie dann allein mit differentieller Odometrie und IMU basierter Kurswinkelbestimmung fortgeführt. Von entscheidendem Vorteil ist hier vor allem der Einsatz des IMU basierten Kurswinkels. Frühere Fahrttests mit entsprechender Länge, wie in [Niedermeier et al., 2012] präsentiert, zeigen deutlich größere Positionsdifferenzen beim alleinigen Einsatz von differentieller Odometrie. Vor allem bei Kurven und niedrigen ABS Updateraten ist die Genauigkeit der Bestimmung des Kurswinkels mit differentieller Odometrie von Nachteil. Bei verschiedenen Testfahrten traten hier Abweichungen von bis zu 5° im Kurswinkel nach 90° Kurven auf.

Testfahrt	IMU verwendet	Länge	DRMS
Geradausfahrt (Abb. 6.2)	nein	1,4 km	61,62 m
Dynamikfahrt (Abb. 6.3)	nein	276 m	6,37 m
lange Dynamikfahrt (Abb. 6.5)	ja	14,5 km	120,3 m

Tabelle 6.1: Zusammenfassung der Evaluationsergebnisse des Navigationssystems

Tabelle 6.1 fasst die Ergebnisse der drei ausgewählten Testfahrten für das entwickelte Navigationssystem

zusammen. Die Ergebnisse zeigen klar, dass für die für die Detektion von falschen GNSS Signalen das vorgestellte System mit differentieller Odometrie ausreichend ist und im Fall von Nichtverfügbarkeit von GNSS auch eine Fahrstrecke moderater Länge (einige 100 m) überbrückt werden können. Für längere Überbrückungszeiten ist jedoch die Nutzung des erweiterten Systems mit IMU basierter Kurswinkelbestimmung empfehlenswert.

6.2 Evaluation der Sensor Fusion

Die eben vorgestellte Testfahrt im Süden von München soll auch im folgenden Abschnitt genutzt werden. Unter anderem lässt sich so der Vergleich zwischen der reinen Koppelnavigation und dem Ergebnis der Sensorfusion gut demonstrieren. Im Folgenden soll anhand dieser Testfahrt die Funktionalität der Sensorfusion und die erreichte Genauigkeit gegenüber der GNSS Trajektorie diskutiert werden.

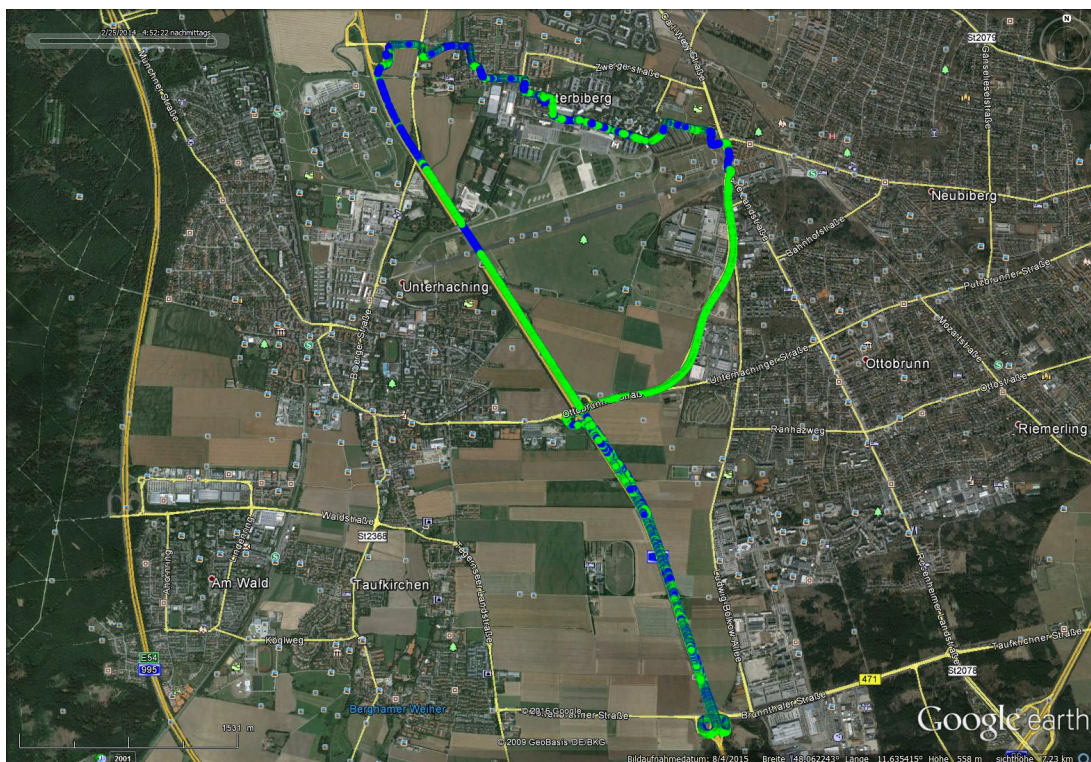


Abbildung 6.7: Übersicht lange Teststrecke mit Ergebnissen für Sensorfusion

Abbildung 6.7 zeigt die im vorigen Abschnitt beschriebene Testfahrt mit der resultierenden Trajektorie für die Sensorfusion (blau). Für die Validierung der Kalman Filter Trajektorie wird während der gesamten Fahrt für jede Position der Filterlösung die entsprechende Differenz zur aktuellen GNSS Position automatisch bestimmt. Für die hier gezeigte Testfahrt ergibt sich so ein DRMS von 0,97 m. Durch diese

permanente Beobachtung der Positionsdifferenz können auch eventuell auftretende Ausreißer von GNSS eindeutig erkannt und zugeordnet werden. In der aktuellen Fahrt tritt eine maximale Positionsdifferenz von 48,2 m auf. Diese Abweichung tritt beim Durchfahren des Tunnels auf dem Autobahnabschnitt auf der A8 in Fahrtrichtung München auf.

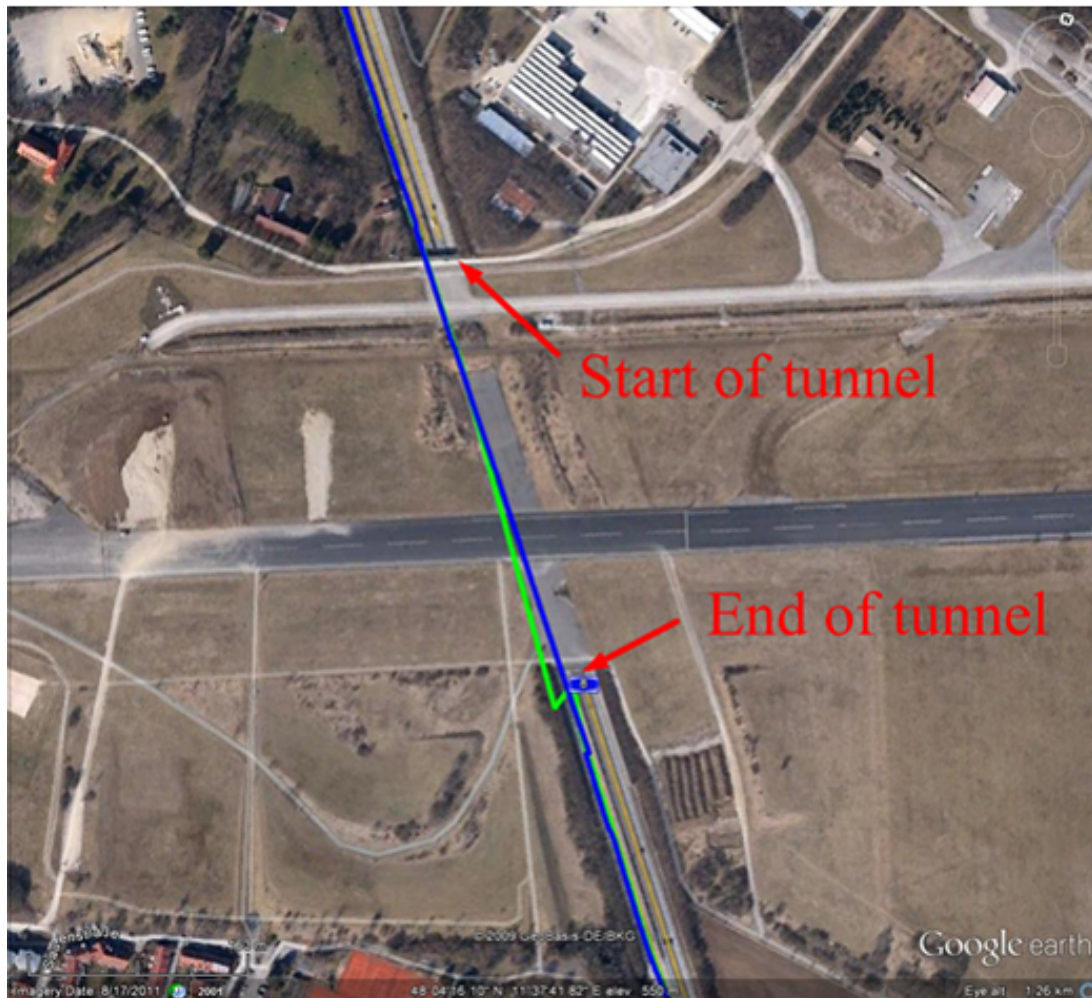


Abbildung 6.8: Detailausschnitt Tunneldurchfahrt auf A8 München - Salzburg

Während der GNSS Empfänger beim Einfahren in den Tunnel auch nach Abreißen der GNSS Signale durch die Abschattung noch weiter Positionsangaben basierend auf den letzten bekannten Navigationsdaten bereitstellt, benötigt der Empfänger nach der Ausfahrt aus dem Tunnel noch einige Zeit zur Re-Initialisierung. Die nächste ausgegebene Position des verwendeten GNSS Empfängers findet sich somit auch erst einige Meter nach Verlassen des Tunnels. Auch bei Durchfahren des Tunnels auf der Ostseite der Trajektorie verliert der GNSS Empfänger das GNSS Signal. Durch die eben beschriebene Fortführung der GNSS Position anhand der Navigationsdaten, die sich noch in dessen internem Navigationsfilter befinden, werden auch hier im Tunnel noch GNSS Positionen in der Abbildung

6.8 dargestellt. Durch die implementierte Abfrage der genutzten Zahl von GNSS Satelliten für die Positionsbestimmung werden diese fortgeführten Positionsangaben des Empfängers ohne eigentlichen Satellitenempfang nicht für die Sensorfusion verwendet, da sie nicht als zuverlässig angesehen werden und auch erste Anzeichen von Störsenderwirkung darstellen könnten. Bei der Durchfahrt beider Tunnel wird daher einerseits bereits bei Abbruch des GNSS Empfangs die Nutzung der Position unterbunden. Durch die Abfrage von zuvor gespeicherten Gebieten mit eingeschränktem GNSS Empfang (z.B. Tunnels oder Unterführungen) und einem Vergleich mit der aktuellen Position des Empfängers konnten die Ausfälle des GNSS Signals auf die beiden Tunnel zurückgeführt werden. Somit wird in diesem Beispiel lediglich eine Warnung an den Nutzer ausgegeben und kein Alarm initiiert. Sollte die Abfrage nach bekannten Positionen mit eingeschränkter GNSS Nutzung nicht bestätigt werden, so könnte auch zunächst eine Warnung ausgegeben und bei längerem Anhalten (mehrere Sekunden) des Signalausfalls ein entsprechender Alarm an den Nutzer oder an eine Behörde weitergegeben werden.

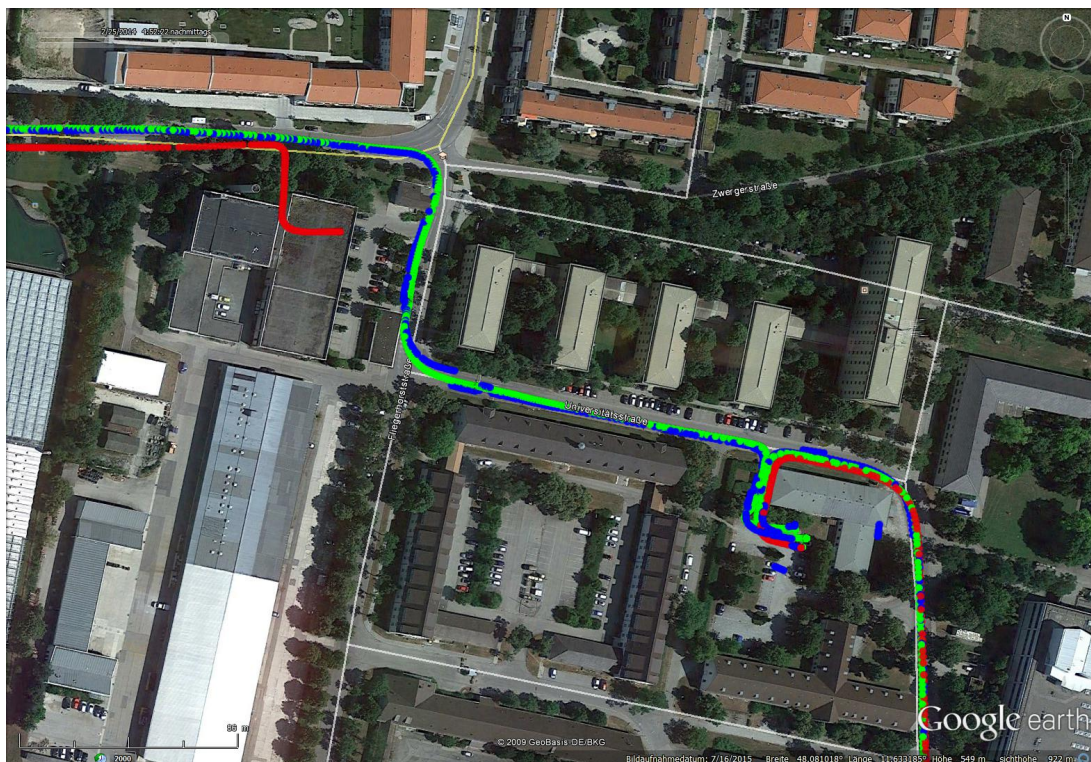


Abbildung 6.9: Detailausschnitt lange Testfahrt mit Trajektorie der Sensorfusion

In Abbildung 6.10 wird ein Teilabschnitt gezeigt, mit dem die Funktion der Vorwärts - Rückwärts Detektion beispielhaft geprüft wird. Die vollständige Trajektorie ist bereits für die Veröffentlichung [Beckmann et al., 2012] verwendet worden. Für das gezeigte Beispiel wurde wiederum das vollständige Sensorsetup wie zuvor verwendet. Das hier gezeigte Teilstück der Testfahrt wurde in Neubiberg nahe der Universität der Bundeswehr München durchgeführt.

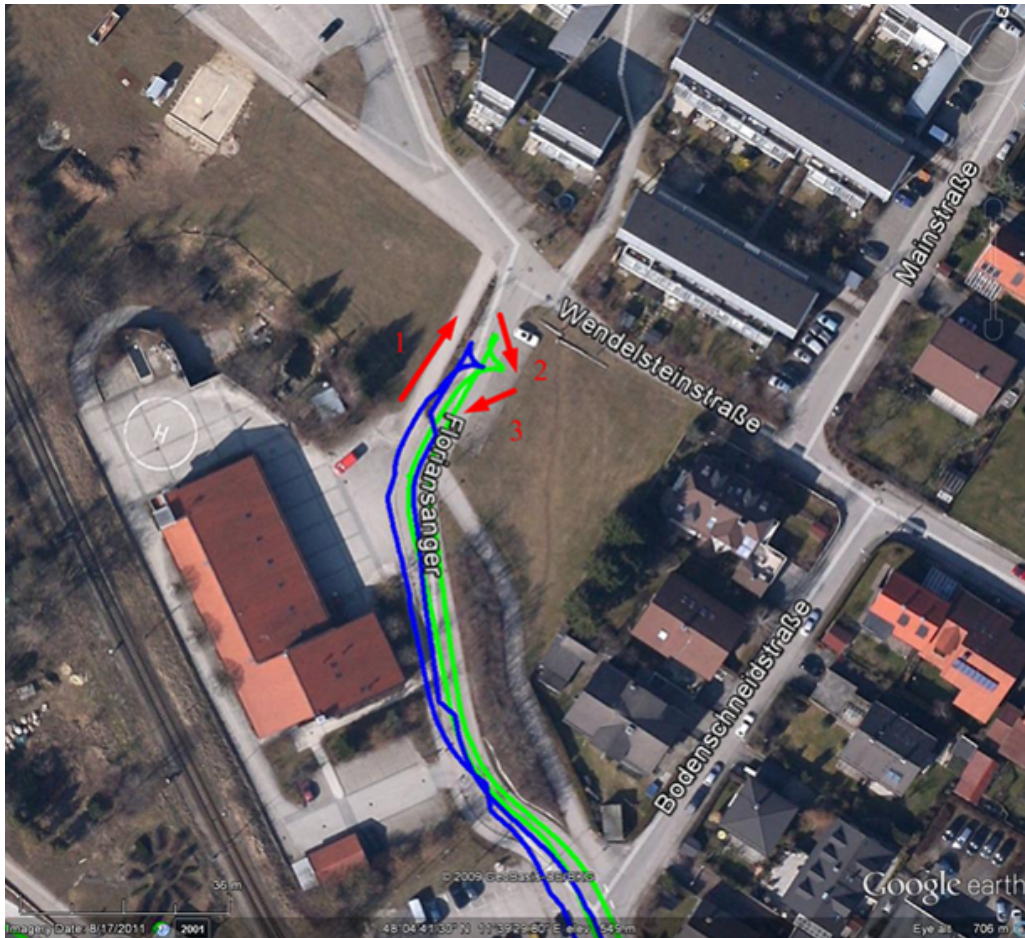


Abbildung 6.10: Kurze Testfahrt zur Validierung der Vorwärts - Rückwärts Detektion

Wie aus der Abbildung ersichtlich, biegt das von Süden kommende Versuchsfahrzeug zunächst nach rechts auf einen seitlichen Parkplatz ein. Im zweiten Wendezug setzt das Fahrzeug rückwärts nach links in die Straße zurück, um dann in Richtung Süden weiter zu fahren. Durch die in Abschnitt 5.3.1 beschriebene Detektion der Fahrtrichtung muss im vorliegenden Beispiel nur die Geschwindigkeit des Fahrzeuges für die Rückwärtsfahrt mit negativem Vorzeichen versehen werden. Der Fehlerzuwachs der Positionsbestimmung für dieses Fahrmanöver ist auch bei Rückwärtsfahren mit normalem Geradeausfahren vergleichbar.

Ein Wendevorgang weist sehr dynamische Fahreigenschaften auf und kann durch die negativen Geschwindigkeiten und Nichtlinearitäten in der Bewegungsbeschreibung zu instabilem Verhalten des Kalman Filters führen. Daher wird das Filter bei der Detektion eines Fahrtrichtungswechsels jeweils neu initialisiert. Da die rückwärts zurückgelegte Wegstrecke sehr kurz ist, wird in diesem Beispiel die Initialisierungszeit des Kalman Filters nicht überschritten. In Folge dessen ist während des Wendens auch keine Kalman Filter Korrektur vorhanden. Erst nach der erneuten Initialisierung des Filters nach

dem Wendemanöver stehen wieder Korrekturen zur Verfügung.

Im Vergleich zu den eben beschriebenen Testfahrten mit vollständigem Hardwaresatz an Sensoren werden in Abbildung 6.11, Abbildung 6.12 und Abbildung 6.13 kurze Trajektorien für Koppelnavigation mit differentieller Odometrie gezeigt. Diesen beiden Testfahrten wurden bei dem ehemaligen Projektpartner Automex S.p.z. in Polen mit einem Skoda Octavia durchgeführt. Das Testgebiet liegt wie in den ersten beiden Beispielen dieses Kapitels in der Nähe von Danzig.

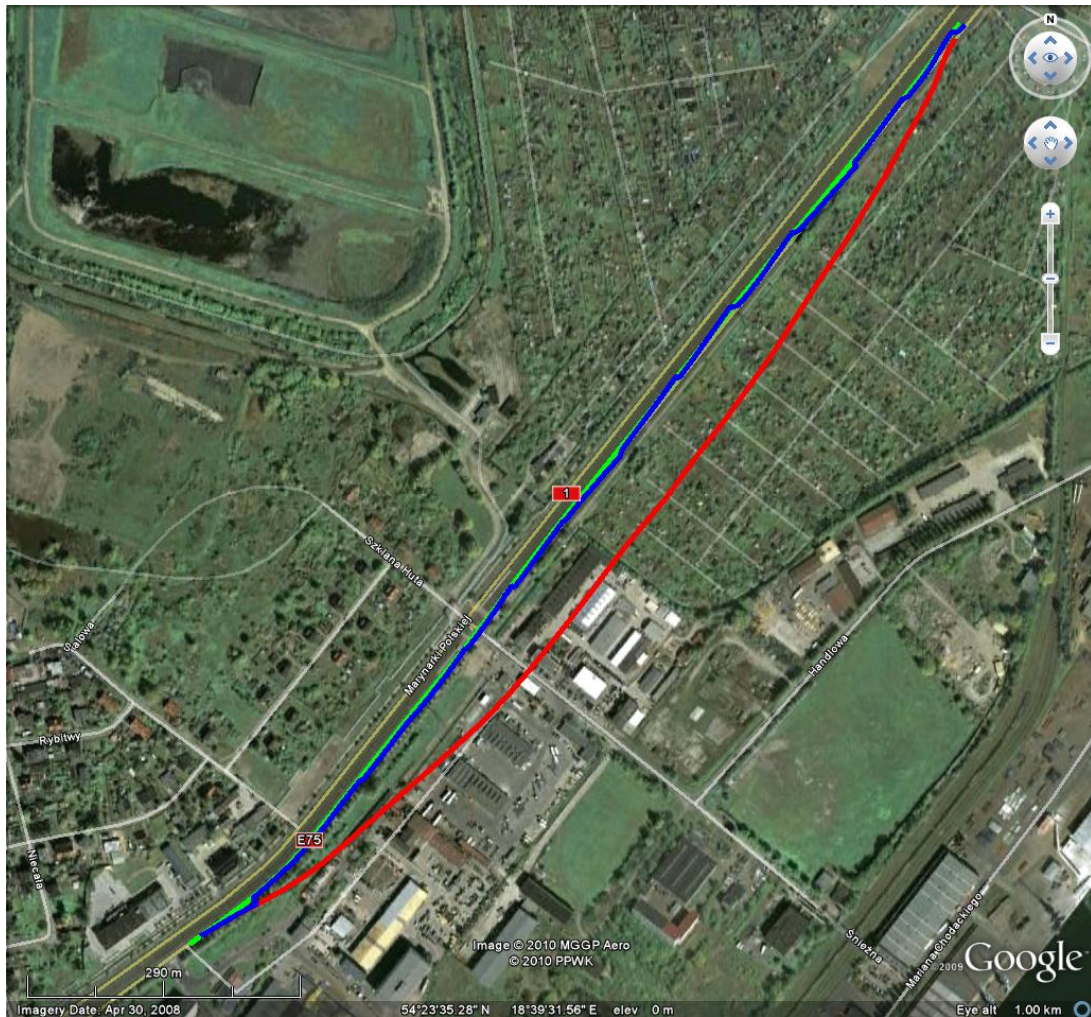


Abbildung 6.11: Geradeausfahrt mit differentieller Odometrie und Sensorfusion

Die erste in Abbildung 6.11 dargestellte Trajektorie zeigt eine längere Geradeausfahrt, bei der die Koppelnavigationslösung durch differentielle Odometrie stark von Drifterscheinungen des Kurswinkels bestimmt ist. Der Startpunkt der Trajektorie liegt im unteren linken Bereich des Bildes, die Fahrtrichtung ist nach Nord-Ost ausgerichtet. Da diese Drift im vorgestellten Beispiel sehr stark nach links ausgeprägt ist, lässt sich hier auf ein kinematisches Problem des Versuchsfahrzeuges schließen. Vergleicht man

hier die Lösung der Sensor Fusion mittels Kalman Filter mit der GNSS und der Koppelnavigations-Trajektorie, so erkennt man die gute Korrektur dieser Drifterscheinungen durch die Filterergebnisse der Sensorfusion. Der DRMS liegt bei der Verwendung der Sensorfusion bei 9,38 m, was eine deutliche Verbesserung gegenüber der reinen differentiellen Odometrie mit einem DRMS von 61,62 m bedeutet.

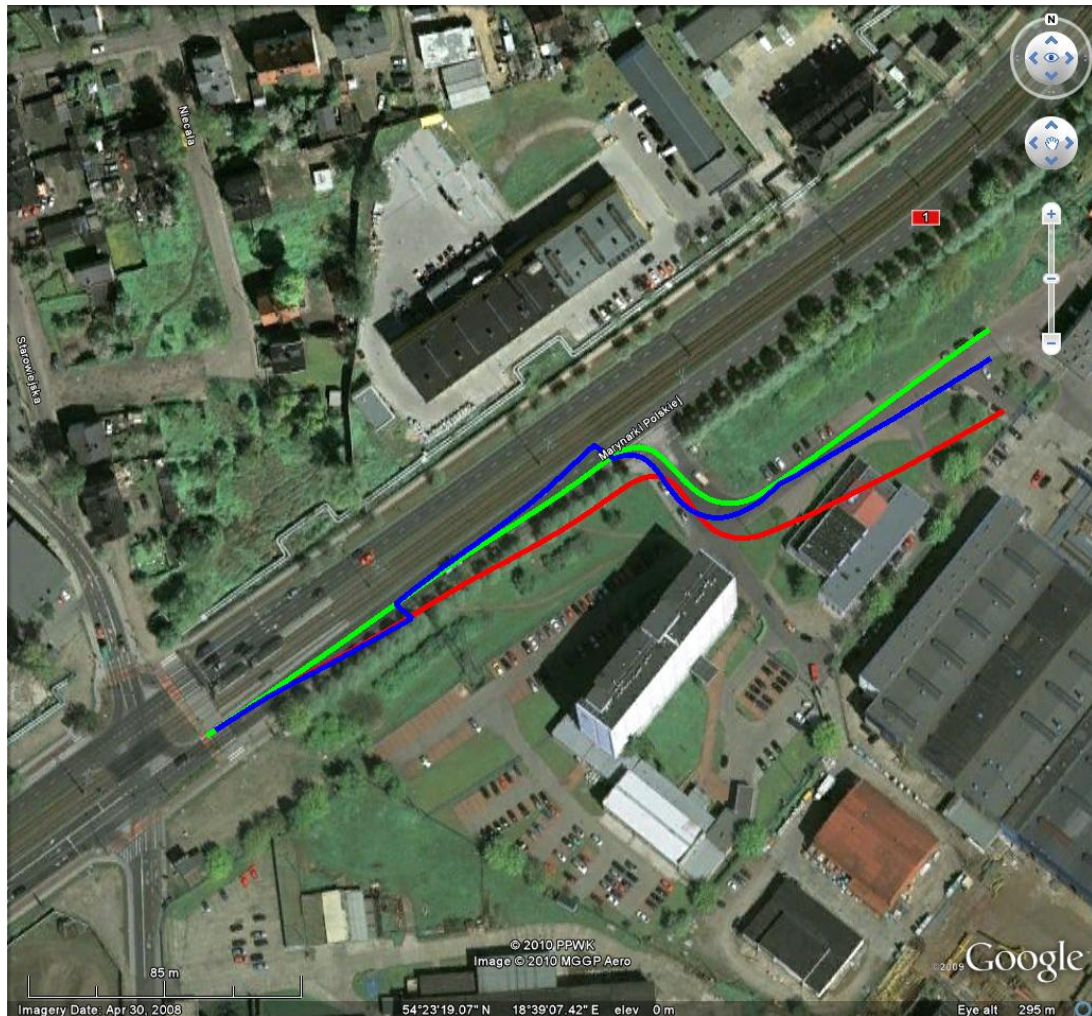


Abbildung 6.12: Teiltrajektorie mit S-Kurve durchgeführt mit differentieller Odometrie und Sensorfusion

Die deutliche Verbesserung der Gesamtnavigationslösung durch die Sensorfusion lässt sich auch in den beiden nächsten Beispielen von kurzen Trajektorien mit Kurvenfahrten beobachten. Im ersten Beispiel wird eine S-förmige Trajektorie abgefahren. Der Startpunkt liegt dabei auf der linken Seite der Abbildung 6.12. Auch in diesem Beispiel korrigiert das implementierte Kalman Filter die Drifterscheinungen des Kurswinkels, welche sich bei der differentiellen Odometrie verstärkt im Bereich von Kurvenfahrten bemerkbar machen. Für den ungestützten Fall dieser 270 m langen Fahrt liegt der DRMS zwischen GNSS und differentieller Odometrie bei 11,8 m. Wird die Sensorfusion verwendet, ergibt sich ein DRMS

zwischen GNSS und Fusionstrajektorie von 4,1 m.

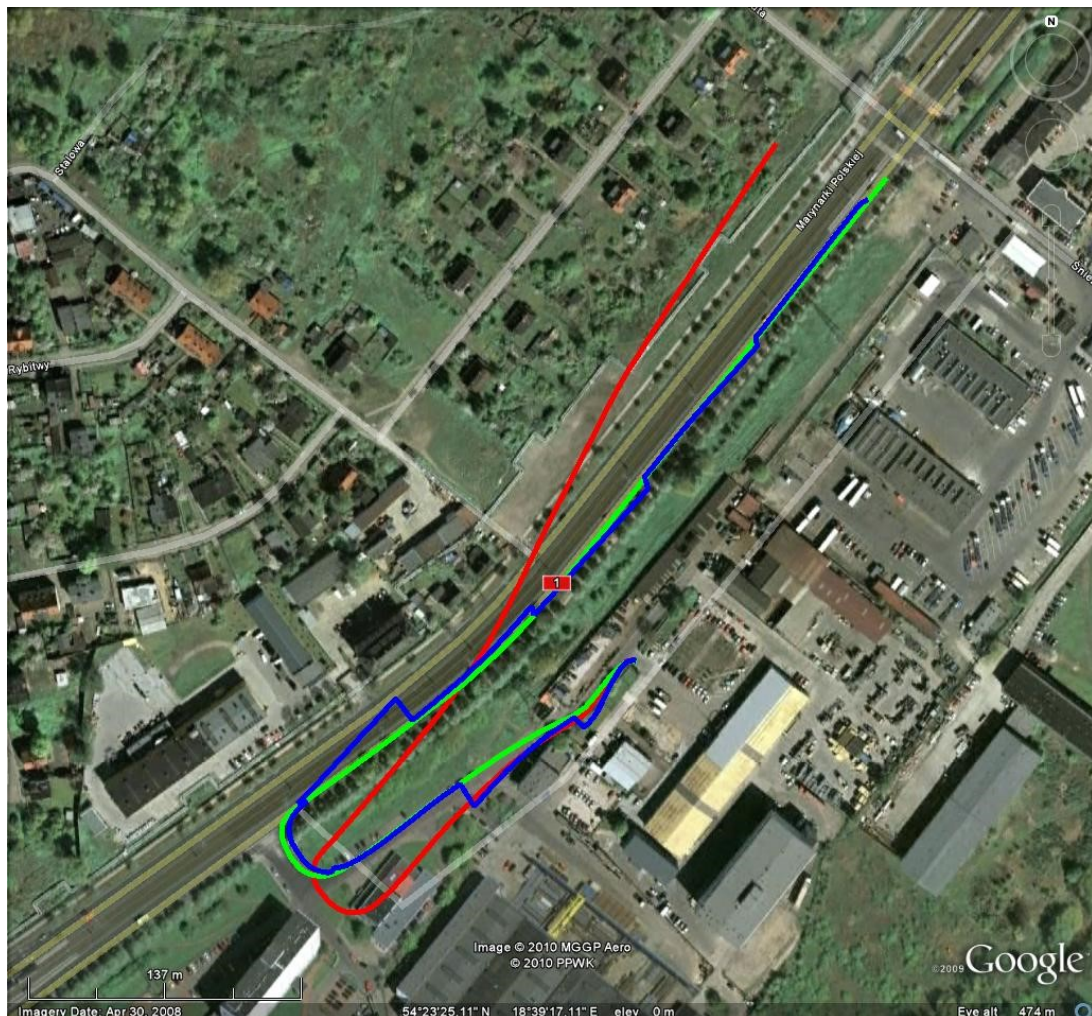


Abbildung 6.13: Teiltrajektorie mit 180°-Kurve durchgeführt mit differentieller Odometrie und Sensorfusion

Die in Abbildung 6.13 dargestellte dritte Trajektorie, die mit differentieller Odometrie bestimmt wurde zeigt eine 180° Kurve. Die Funktionsweise der Sensorfusion wird hier zudem durch ein Anhalten an einer roten Ampel im Kurvenbereich erschwert. Wie bereits bei den beiden vorangegangenen Beispielen liegt auch bei diesem Beispiel ein recht großer Anfangsfehler des Kurswinkels vor, welcher aber mit den ersten Korrekturen des Kalman Filter kompensiert wird. Vergleicht man die drei Beispiele mit differentieller Odometrie zudem mit den Beispielen mit vollständigem Sensor Setup, so lässt sich neben einer verbesserten Kurswinkelbestimmung auch eine schnellere Konvergenz des Kalman Filters feststellen. Die größere Varianz der Kurswinkelfehler bei differentieller Odometrie benötigt im Vergleich zum Hardwareaufbau mit IMU basiertem Kurswinkel mehr Zeit für die korrekte Schätzung der entsprechenden Verbesserungen. Bei dieser 679 m langen Fahrt wurde ein DRMS von 13,9 m für

differentielle Odometrie und 10,1 m für die Fusionierte Trajektorie erreicht.

Testfahrt	IMU genutzt	Länge	DRMS ohne SF	DRMS mit SF
Geradeausfahrt (Abb. 6.11)	nein	1,4 km	61,62 m	9,38 m
S-Kurve (Abb. 6.12)	nein	270 km	11,8 m	4,1 m
180°-Kurve (Abb. 6.13)	nein	679 m	13,9 m	10,1 m
lange Dynamikfahrt (Abb. 6.7)	ja	14,5 km	120,3 m	0,97 m

Tabelle 6.2: Zusammenfassung und Vergleich der Evaluationsergebnisse für das vorgestellte System mit Sensorfusion (SF) und ohne Sensorfusion

Der Vergleich der Ergebnisse der vorigen Tests für die Nutzung der entwickelten Sensorfusion zeigt deutliche Verbesserungen der erreichbaren Genauigkeit durch die Nutzung des implementierten Kalman-Filters. Bei der alleinigen Nutzung der differentiellen Odometrie ist die verbessernde Wirkung des Kalman Filters zwar sichtbar, allerdings nicht so stark ausgeprägt. Dies liegt vor allem an der geringen Genauigkeit der Kurswinkelbestimmung der differentiellen Odometrie mit serienmäßigen Sensoren. Den größten Einfluss der Sensorfusion zeigt dabei das System mit der IMU basierten Kurswinkelbestimmung. Neben der höheren Genauigkeit bei der Bestimmung des Kurswinkels ist hier vor allem die Wirkung des Kalman Filters zur Bestimmung der Drift der IMU ausschlaggebend.

6.3 Evaluation der Sensorchecks (AIM)

Im vorigen Kapitel wurde die prinzipielle Funktionsfähigkeit des Demonstrators sowohl für den vollständigen Sensorensatz, das heißt mit differentieller Odometrie und IMU basiertem Kurswinkel, als auch für den eingeschränkten Betrieb ohne IMU basierten Kurswinkel gezeigt. Da das System vor allem für besonders hohe Sicherheitsansprüche an die Positionsinformation entwickelt wurde, sollen im folgenden Kapitel die Leistungsfähigkeit bei einfachen Störeinflüssen wie starken Interferenzsignalen oder Jamming gezeigt werden. Im Anschluss daran werden Auswirkungen von falschen GNSS Signalen auf das System untersucht. Im Falle von Spoofing wird die Betrachtung im Postprocessing durchgeführt, da die Beeinflussung des Systems auf die gleiche Art geschieht wie unter echten Bedingungen, der technische Aufwand mit derzeitigen Möglichkeiten aber gesprengt würde. Zudem ist gerade wegen des technischen Aufwands des Spoofings die Wahrscheinlichkeit einer derartigen Beeinflussung derzeit noch äußerst gering. Andere Beeinflussungen durch Navigationssignale stellt beispielsweise das Meaconing dar, bei dem aufgefangene GNSS Signale an einem anderen Ort wieder abgestrahlt werden, um Navigationssysteme zu beeinflussen. Eine einfache und doch zunehmend wahrscheinlichere Beeinflussung von GNSS Empfängern geht dabei von Repeatersystemen aus. Diese sind dazu gedacht, GNSS Signale über Außenantennen zu empfangen und im Inneren von Gebäuden (wie Testeinrichtungen

oder Werkhallen) wieder abzustrahlen. Somit können auch innerhalb von Gebäuden GNSS Empfänger getestet oder demonstriert werden. Zu beachten ist dabei aber, dass diese Empfänger die Signale genau so verarbeiten, als würden sie sich an der gleichen Position wie die Empfangsantenne des Repeaters befinden. In einem weiteren Test soll daher das Verhalten des entwickelten Systems bei Beeinflussung durch ein echtes Repeatersystem überprüft werden.

6.3.1 Jamming

Wie in Abschnitt 4 gezeigt, ist die Erzeugung von Interferenz- oder Jamming-Signalen verglichen mit Spoofing und Meaconing sehr einfach zu realisieren. Dennoch sollte vor einem echten Test das System mit reproduzierbaren Rahmenbedingungen getestet werden. Wie bereits in Kapitel 5.5 beschrieben, ist die Verarbeitung von Echtzeitdaten und die Neuberechnung im Postprocessing identisch. Daher wird der erste Test mit simuliertem Jamming im Postprocessing durchgeführt. Als Beispiel wird die Testfahrt aus Abbildung 6.10 genutzt, wobei zwischen den gekennzeichneten Stellen die GNSS Daten aus der Eingabedatei entfernt wurden.

Abbildung 6.14 zeigt die Trajektorien für die tatsächlich gefahrene Strecke (aufgezeichnet mit GNSS) in grün, die GNSS Daten für das Postprocessing in Gelb und die resultierende Fusionstrajektorie in blau. Nach Wegfall des GNSS Signals führt das System die Navigation mittels Koppelnavigation weiter, der zurückgelegte Weg folgt weiter der tatsächlich gefahrenen Trajektorie. Zu erkennen ist in diesem Beispiel auch, dass zwar die Vorwärts - Rückwärts Detektion funktionsfähig ist, die Trajektorie aber deutlich von den letzten Schätzwerten des Kalman-Filter Updates abhängen. Im vorliegenden Fall wird dies durch einen vorangegangenen Stopp an der Ampelkreuzung im Süd-Westen beeinflusst. Während des kurzen Wartens versucht das Kalman Filter weiterhin die Differenz zwischen GNSS und Koppelnavigation zu schätzen, was im Stillstand zu Abweichungen gerade bei dem Schätzwert des Skalenfaktorfehlers führen kann. In einer späteren Weiterentwicklung der Zustandssteuerung wurde die Weiterführung des Filters während Stehzeiten ausgesetzt, da sich keine Bewegungen oder Änderungen an Kurswinkel ergeben können, der GNSS Empfänger aber weiterhin Geschwindigkeiten größer 0 und veränderliche Kursinformationen ausgibt. Somit lässt sich auch die Stauchung der resultierenden Trajektorie erklären. Hier führt ein kurzer Stillstand mit weiter laufendem Kalman Filter zu leicht abweichenden Schätzwerten. Im normalen Betriebsfall würde dies sehr schnell mit dem nächsten Filter Update korrigiert, durch die Simulation des Jammings ist dies an dieser Stelle aber nicht möglich.

Das zweite Szenario zur Überprüfung der Leistungsfähigkeit der Störsenderdetektion beschreibt einen echten Feldtest, bei dem ein sogenannter In-Car-Jammer (vgl. 4) zum Einsatz kam. Die in Abbildung 6.15 gezeigte Testfahrt fand dabei auf dem Gebiet der Universität der Bundeswehr München statt, das nur eingeschränkt öffentlich zugänglich ist. Somit konnte eine Störwirkung auf andere Verkehrsteilnehmer ausgeschlossen werden. Die zurückgelegte Strecke dieser Messfahrt beträgt ca. 2 km und führt zu



Abbildung 6.14: Simulierter Störsendeeinfluss im Bereich eines Wendemanövers

sehr großen Teilen über Wege, auf denen eine Höchstgeschwindigkeit von 30 km/h zulässig ist. Der übrige Teil der Universität gilt als verkehrsberuhigt, wodurch sich eine mittlere Geschwindigkeit für die Gesamttrajektorie von 20 km/h ergibt. Entsprechend dauerte die Messfahrt ca. 6 Minuten. Bezüglich der verkehrsberuhigten Bereiche muss angemerkt werden, dass die betroffenen Wege gepflastert sind, so dass unter anderem die IMU starken Vibrationen ausgesetzt wird. Durch die in Kapitel 5.1 beschriebene Implementierung der Algorithmen mit IMU basiertem Kurswinkel wirken sich die starken auftretenden Rüttelkräfte aber nicht auf die Kurswinkelbestimmung aus.

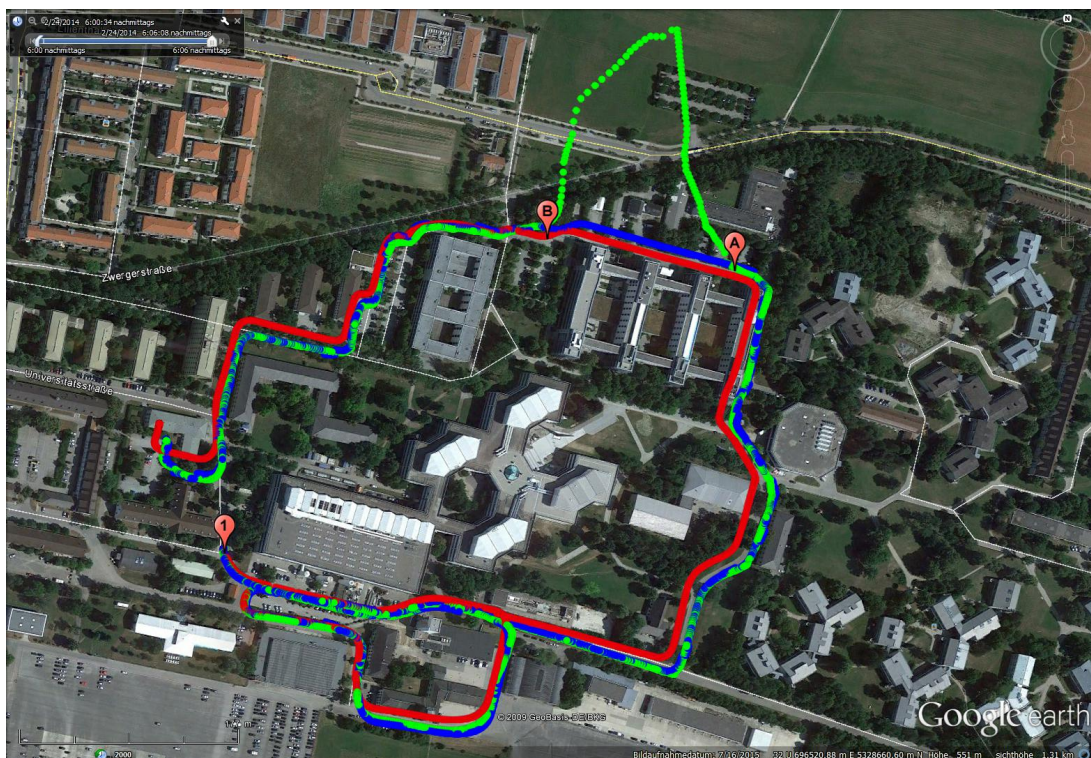


Abbildung 6.15: Gesamtansicht Störsendertest auf dem Gelände der UniBwM

Der Test zur Störsenderdetektion wurde mit einem in [Bauernfeind et al., 2011] beschriebenen Störsender durchgeführt. Dieser erzeugt ein Chirpsignal einer Breite von 45,5 MHz und mit einem 1580 MHz-Träger nahe der GNSS L1 / E1 Mittenfrequenz. Der Beginn der Messfahrt wurde in Abbildung 6.15 als Punkt 1 gekennzeichnet. Von dort aus bewegt sich das Fahrzeug zunächst nach Süden und Osten. Nach dem Fahren einer Schleife um mehrerer Gebäude der Universität biegt die Trajektorie in Richtung Norden ab. Kurz nach der Linkskurve in Richtung Westen wird der In-Car-Jammer eingeschaltet (Punkt A) und erst kurz vor Erreichen der kleinen S-Kurve am Westende des südlichen Gebäudes, nahe Punkt B, deaktiviert. Der GNSS Empfang ist ab diesem Zeitpunkt wieder möglich, dennoch benötigt der Empfänger noch einige Zeit zur Re-Initialisierung, so dass eine nutzbare Position erst ab Punkt B wieder verfügbar ist.

In Abbildung 6.16 ist der vom Jamming beeinflusste Bereich dieser Messfahrt vergrößert dargestellt.

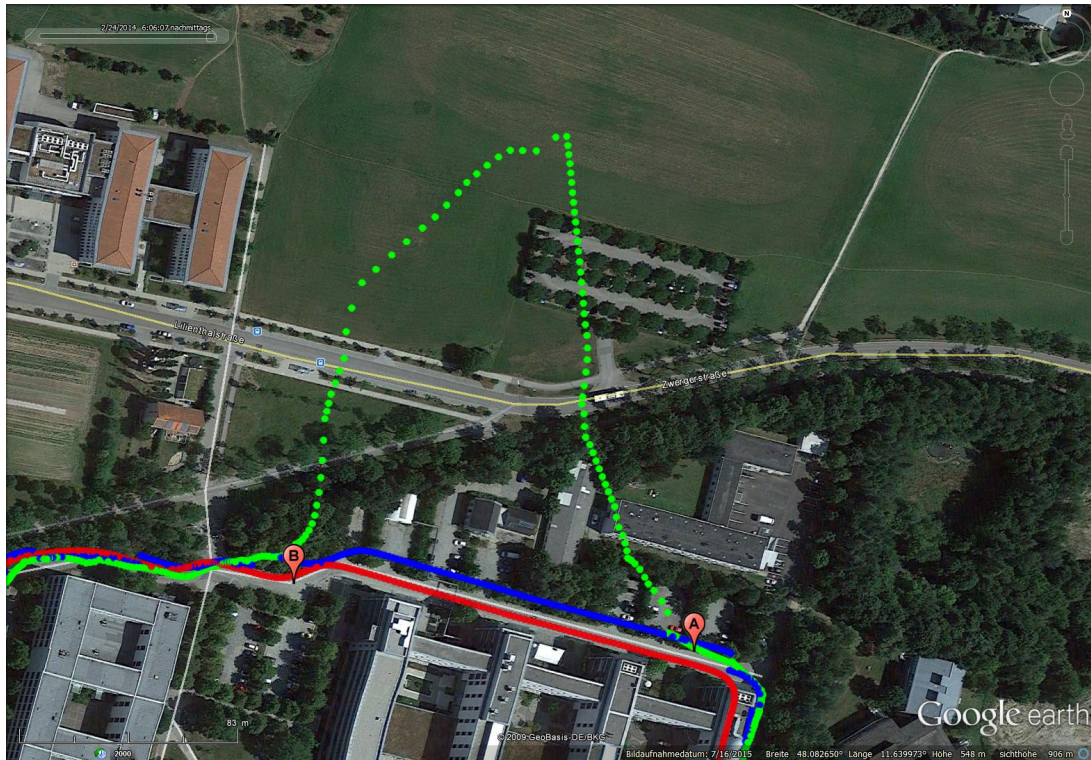


Abbildung 6.16: Detailansicht Störsendertest: Bereich des Störsendereinflusses

Deutlich zu sehen ist, dass der Empfänger trotz des Unterbindens von GNSS Signalen weiter Positionen auf Basis der letzten Schätzwerte des GNSS Empfängerfilters ausgibt. Sobald der Störsender aktiviert wird, setzt der GNSS die Geschwindigkeit auf 0 km/h, den Kurswinkel auf 0° und die Zahl der genutzten Satelliten auf 0. Durch die in Abschnitt 5.4 beschriebenen Techniken wird so der GNSS Ausfall einerseits durch die Auswertung der genutzten Satelliten als auch durch die Trajektorienvergleiche und die Geschwindigkeitskorrelation erkannt. Der Status „GNSS nicht verfügbar,“ wird wegen der deutlichen Differenz der Positionsausgaben erst ab Punkt B wieder aufgehoben. Der Abschaltzeitpunkt des GNSS Störsenders befindet sich ca. 30 m weiter vorne in Richtung Osten. Nach der Re-Initialisierung des Kalman Filters wird die Position dann mit der Sensorfusion ab Punkt B fortgeführt. Zwischen Punkt A und Punkt B wird dagegen ab der letzten als richtig angenommenen Position die blaue Fusionstrajektorie mit Koppelnavigation fortgeführt.

Abschließend soll für dieses Beispiel noch die Genauigkeitsauswertung für die reine Koppelnavigationslösung ab der Initialisierung in Punkt 1 angegeben werden. Wie in Abbildung 6.15 deutlich zu sehen ist, folgt die Koppelnavigation (rot) der GNSS Trajektorie in den ungestörten Bereichen sehr gut. Der Endpunkt der beiden Trajektorien ist nach der 2 km langen und 6 Minuten dauernden Testfahrt lediglich um 11,4 m verschoben, dies entspricht einem Fehler von 0.56 %.

6.3.2 Spoofing / Meaconing / Repeater

Die im vorigen Kapitel beschriebenen Tests zur Verifikation des Systems bei Einwirkung von Jamming-Störsignalen lassen sich wegen der einfachen und kompakten Bauweise der Störsender sehr gut in der Realität testen. Im Gegensatz hierzu stehen Versuche mit Spoofingsystemen. Bei heutigem Stand der Technik benötigen Spoofingsysteme noch immer relativ große Rechenleistungen und entsprechend viel Platz, die Signal- und Datenhardware unterzubringen. Aus diesem Grund wird an dieser Stelle auf eine Echtimplementierung verzichtet und die beiden folgenden Spoofingtests mit manipulierten Datensätzen im Postprozessing durchgeführt. Die Simulation des Spoofings bildet dabei keine Einschränkung der Allgemeingültigkeit der Aussagen zu dem Verhalten des Systems, da lediglich die GNSS NMEA Datensätze verändert werden, nicht aber die Algorithmik des Systems.



Abbildung 6.17: Trajektorienteilstück für simulierten Spoofingtest innerorts

Die Funktionalität der Spoofingdetektion soll in diesem Kapitel an zwei simulierten Spoofingbeispielen gezeigt werden. In beiden Fällen wird das simulierte Spoofingsignal dabei durch Wiederholen

eines zuvor zurückgelegten Wegsegments der aktuellen Trajektorie bei Verwendung der aktuellen Systemzeit gebildet. Die jeweils gelb hervorgehobenen Abschnitte zeigen den manipulierten GNSS Datensatz, welcher als Eingabe für das System genutzt wird. Die Start- und Endpunkte der simulierten Spoofingsignale sind in den jeweiligen Abbildungen mit eingezeichnet.

Im ersten Szenario, siehe Abbildung 6.17, befindet sich das Zielfahrzeug in einer auf Tempo 30 km/h beschränkten Ortsstraße, wobei das verwendete Wegsegment für den Spoofingangriff 90 s zuvor auf einer Landstraße aufgenommen wurde. Somit besteht einerseits eine hohe Differenz zwischen der echten Geschwindigkeit und der des Spoofingsignals, andererseits weisen die beiden Wegelemente auch unterschiedliche Kurswinkel und leicht unterschiedliche Straßenverläufe auf. Man beachte hier vor allem den leichten Knick in der Mitte des für das Spoofing verwendeten Wegelements.

Der Startpunkt des Spoofings liegt in Abbildung 6.17 rechts in der Mitte des Bildes. Mit dem Verfälschen des GNSS NMEA Datensatzes wird hier kurz nach dem Abbiegen des Fahrzeuges von einer Hauptstraße nach links in eine Nebenstraße (die Gartenstraße in Ottobrunn) begonnen. Das simulierte Spoofing dauert dabei genau 60 s, in denen das Versuchsfahrzeug eine Distanz von 250 m zurücklegt. Durch die große Differenz der Geschwindigkeiten von GNSS und Odometrie, sowie die plötzliche Änderung des Kurswinkels und den unterschiedlichen Straßenverläufen kann der Spoofingversuch sehr schnell erkannt werden und bereits ab Beginn der Verfälschung durch Neuberechnung der Trajektorie und dem Fortführen basierend nur auf den Navigationsdaten der Koppelnavigation entschärft werden. Nachdem der Spoofingversuch beendet ist, benötigt der Detektionsalgorithmus ungefähr 20 s, bis die GNSS NMEA Daten wieder als authentisch eingestuft werden. In dieser Zeit legt das Fahrzeug nochmals ca. 100 m zurück, für die die Positionsdaten nur auf der Koppelnavigation beruhen. Der Fehler am Ende der insgesamt 350 m und 70 s Fahrt ohne GNSS Daten liegt bei ca. 28 m oder 8 %.

Das zweite simulierte Szenario zur Validierung der Spoofingdetektion basiert auf dem Abschnitt einer Testfahrt auf der Bundesautobahn A8 (München - Salzburg) kurz nach der Auffahrt Neubiberg, siehe Abbildung 6.18. In diesem Szenario wird angenommen, dass das Versuchsfahrzeug wiederum mit Daten eines zuvor zurückgelegten Wegsegments getäuscht wird. Wie im vorigen Beispiel wird auch hier der GNSS NMEA Datensatz durch Wiederholen der Navigationsdaten zu einem späteren Zeitpunkt verfälscht. Die angenommene Verfälschung dauert dabei nur 15 s, in denen das Fahrzeug ca. 300 m zurücklegt. Zur Verschärfung des Problems trägt bei, dass der Startpunkt des Spoofings innerhalb eines Tunnels liegt und der GNSS Empfänger innerhalb des Tunnels keine GNSS Position liefern kann. Des Weiteren sind die Geschwindigkeiten des wiederholten und des tatsächlichen Wegsegments relativ ähnlich.

Gerade wegen der großen Ähnlichkeit der beiden Trajektoriensegmente ist einerseits die Detektion des Spoofings an sich schwierig, die Zeit bis zur Wiederverwendung des GNSS Signals nach dem Spoofing ist andererseits deutlich länger als im vorangegangenen Test. So benötigt der Detektionsalgorithmus ca.



Abbildung 6.18: Trajektorienteilstück für simulierten Spoofingtest auf Autobahn mit Tunnel

32 s oder 660 m, bis den GNSS Daten nach dem Spoofing wieder vertraut werden. Der Gesamtfehler nach den 960 m ab Beginn des Spoofings beträgt 29 m, oder ca. 3 %. Da sich das Versuchsfahrzeug in diesem Beispiel sehr schnell bewegt, lässt sich auch die Neuinitialisierung des Kalman-Filters bei Wiederaufnahme der Navigation mit Sensorfusion beobachten. Es zeigt sich, dass das Filter eine Zeit von 9 s benötigt, wobei in dieser Zeit 4 Kalman-Filter-Updates durchgeführt werden. Diese Zeit entspricht einem zurückgelegten Weg von ca. 200 m. Nach der Neuinitialisierung des Systems zeigt das System wieder die gleiche Navigationsleistung wie vor dem simulierten Spoofing-Versuch.

Neben den eben vorgestellten simulierten Versuchen zur Spoofingdetektion ist das System auch in Echtzeit unter Einfluss eines GNSS Repeaters im Feldversuch getestet worden. Die Wahl eines Repeaters stellt dabei die wahrscheinlichste Fehlerursache für GNSS-Abweichungen durch falsche Signale dar. Es ist zudem bereits zu Beeinflussungen von GNSS Empfängern durch Repeater-Systeme gekommen.

Der erste gut dokumentierte Fall, bei dem unabsichtlich ein Repeatersystem einen GNSS Empfänger beeinflusst hat, ereignete sich auf dem Flughafen Hannover 2010, siehe [ICAO, 2010]. Verschiedene Studien wie [Steindl et al., 2013] befassen sich mit den Auswirkungen von Repeatersystemen gerade bei ungewollter Interferenz an Flughäfen. Hier werden Repeater dazu genutzt, GNSS Signale auch während Wartungsarbeiten an Flugzeugen in Hangars nutzbar zu machen, z. B. für Überprüfungen des Navigationssystems. Da vermehrt GNSS auch zur Flugzeugführung verwendet werden soll und Zwischenfälle im Flugverkehr sehr intensiv untersucht werden, beschäftigen sich viele Studien mit dem Einfluss von Interferenzsignalen auf den Luftverkehr. Im Straßenverkehrsbereich ist der Einsatz von Repeatersystemen vor allem in Speditionsgebäuden und Rettungswachen von Bedeutung. Sollten hier Fehler bei der Installation von Repeatern auftreten, können sehr viele Verkehrsteilnehmer auf einmal betroffen sein. Solange GNSS primär zur Fahrzeugnavigation in nicht-autonomen Fahrzeugen verwendet wird, sind die Folgen für die Verkehrssicherheit noch nicht sonderlich relevant. Der zunehmende Einsatz von Car-2-Car Kommunikation und die verstärkte Forschung im Bereich des autonomen Fahrens kann dies allerdings sehr schnell ändern. Eine falsche Position oder ein Ausfall der GNSS Positionierung können hier massive Störungen und Beeinträchtigungen von Falschwarnungen bis hin zu gesteigerten Unfallgefahren mit sich bringen. Aus diesem Grund wird angenommen, dass die Problematik der GNSS Repeater oder anderer Interferenzstörungen zukünftig eine deutlich stärkere Aufmerksamkeit im Bereich des Straßenverkehrs mit sich bringen. Deshalb soll im folgenden Test demonstriert werden, wie das entwickelte Demonstrationssystem bei einer vorhandenen Interferenz durch einen GNSS Repeater agiert. Die in Abbildung 6.19 dargestellte Testfahrt ist auf dem abgesperrten Gelände der Universität der Bundeswehr München durchgeführt worden, um eine Beeinträchtigung anderer GNSS Nutzer ausschließen zu können. Zur Durchführung des Test ist auf einen handelsüblichen METROe Repeater der Firma AuCon (siehe [AuCon, 2014]) zurückgegriffen worden.

Die Sendeantenne des Repeatersystems wurde in Punkt T auf dem Dach eines Institutsfahrzeugs installiert. Die Antenne wurde dabei so montiert, dass sie ca. 3,4 m über dem Boden leicht nach unten geneigt Richtung Westen abstrahlt. Als Sendeleistung wurde die Maximalleistung des Systems mit -65 dBm gewählt. Die Empfangsantenne des Repeatersystems wurde in Punkt R aufgestellt. Durch die von der Sendeantenne abgewandte Aufstellung und einem ausreichenden Abstand konnte eine Rückkopplung ausgeschlossen werden.

Im folgenden Abschnitt soll zunächst auf die Auswirkungen des Repeaters auf die Positionsausgaben des einfachen Empfängers im Demonstrator eingegangen werden. Im Anschluss werden die Ergebnisse der Koppelnavigation aus GNSS Kurs und Geschwindigkeit und das Koppelnavigationsergebnis aus den Odometrie Daten und dem IMU basierten Kurswinkel vorgestellt. Zu beachten ist, dass die Spoofing-Detektion bereits bei dem ersten Durchfahren des Wirkungsbereiches des Repeaters angesprochen hat und die Spoofing-Warnung bis zum Ende der Fahrt aufrecht erhält, so dass eine fusionierte Trajektorie nur bis zu diesem Punkt vorhanden ist.

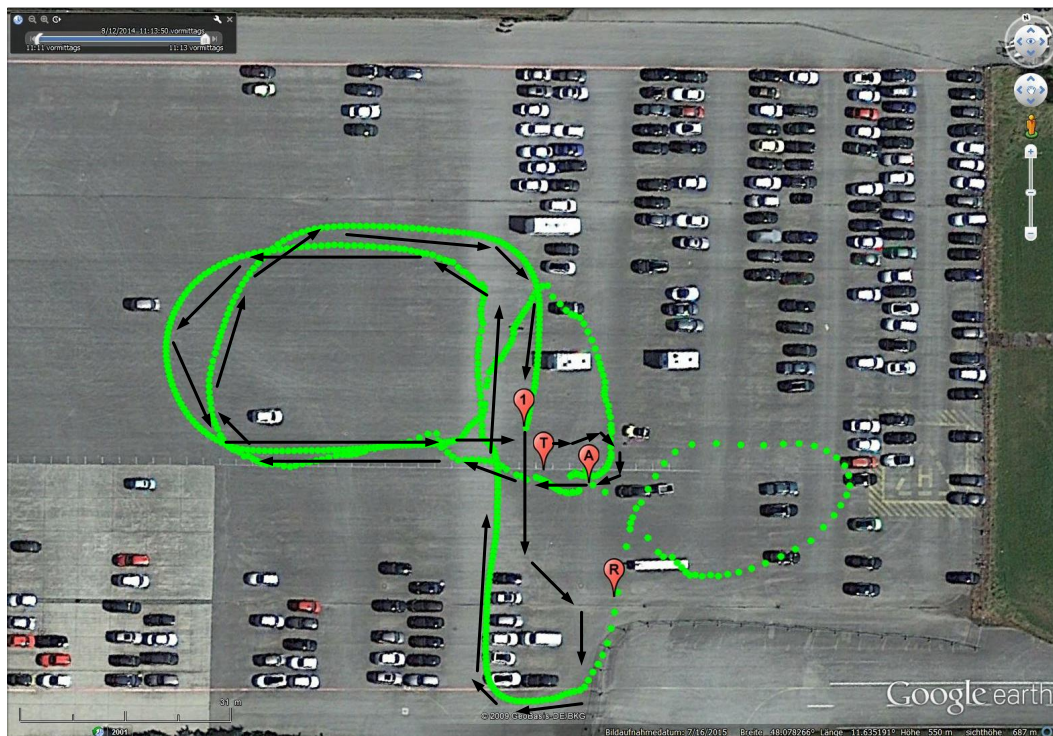


Abbildung 6.19: GNSS Trajektorie für Repeatertest auf Gelände der UniBwM

Die Testfahrt von Abbildung 6.19 beginnt in Punkt A, der sich außerhalb des Wirkbereichs des Repeaters befindet. Durch die leichte Neigung der Sendeantenne des Repeaters tritt das Versuchsfahrzeug bereits kurz nach dem Passieren des Punkts T in den Wirkbereich ein und wird auch durch die Repeatersignale beeinflusst. Der im Demonstrationssystem verbaute einfache Empfänger gibt in diesem Bereich leicht abweichende Positionen von der tatsächlichen Geradeausfahrt von Punkt A bis zur ersten Rechtskurve aus. Nach einem weit ausgeholten Bogen wird der Repeater von Norden kommend sehr nah passiert. Dabei wird der Empfänger des Versuchsfahrzeuges derart von dem Repeatersystem beeinflusst, dass sich nicht nur deutliche Positionsabweichungen ergeben, der Empfänger versucht auch, sich auf die Position der Repeater-Empfangsantenne in Punkt R einzuschwingen. Erst nach deutlicher Entfernung zum Wirkbereich des Repeaters pendelt sich die ausgegebene Position wieder bei der tatsächlichen ein. Nach einer 180° Kurve im Süden der Abbildung wird der Repeater nochmals passiert, diesmal aber in etwas größerer Entfernung (ca. 8 m). Auch bei dieser Vorbeifahrt an dem Repeater ist eine Beeinträchtigung des Systems feststellbar. Wie zu Beginn der Testfahrt wird wieder ein weiter Bogen gefahren (entgegengesetzt zum ersten), um sich dem Repeatersystem aus Richtung West wieder anzunähern. Die Beeinträchtigung des Empfängers im Fahrzeug bewirken hier eine zunehmende Abweichung der Empfängerposition, welche sich in Richtung Norden verschiebt. Erst als das Versuchsfahrzeug sich wieder außerhalb des Repeater Wirkbereichs befindet und am Punkt A wieder

stoppt, endet die Beeinflussung durch den Repeater und die Positionen von Fahrzeug und Empfänger stimmen wieder überein.

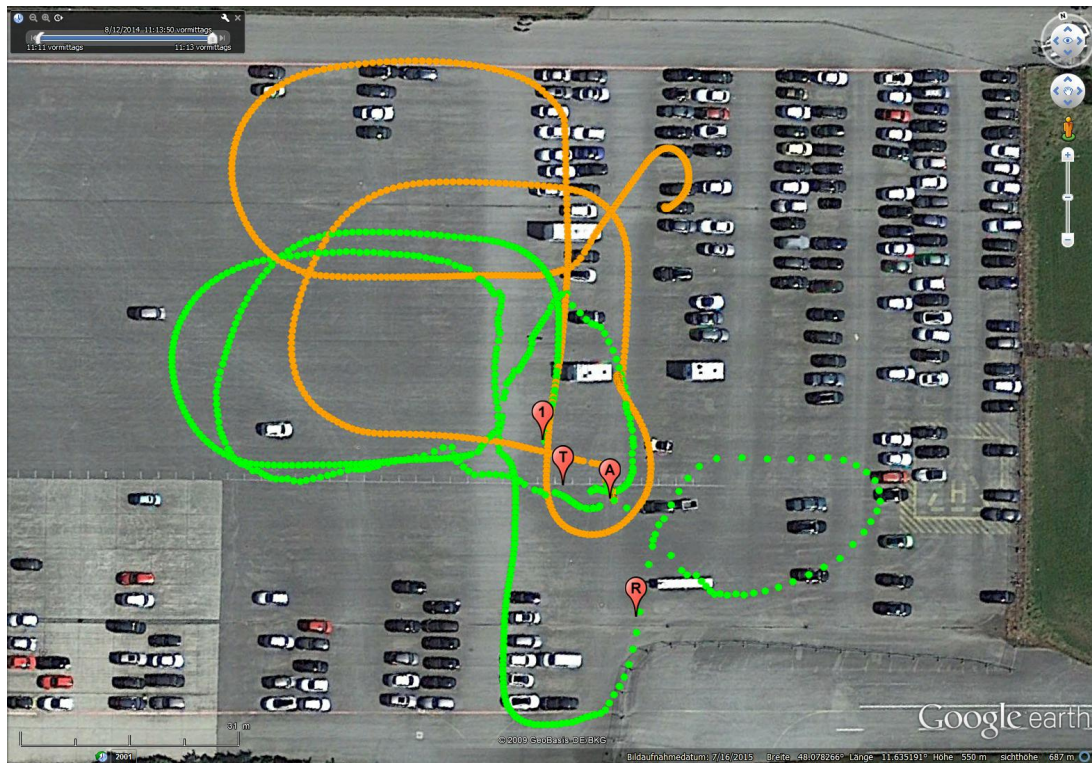


Abbildung 6.20: GNSS Koppelnavigationstrajektorie für Repeater-Test auf Gelände der UniBwM

Betrachtet man die Ergebnisse der Koppelnavigation aus den Geschwindigkeiten und Kursinformationen des NMEA VTG Datensatzes in Abbildung 6.20, so erkennt man, dass zu Beginn des Eintritts in den Wirkbereich des Repeaters die Kursinformation verfälscht wird. Als Folge wird in diesem Abschnitt der Testfahrt ein Heading Richtung Norden angenommen, was eine deutliche Abweichung der Gesamttrajektorie nach sich zieht. Bei dem zweiten Eintritt in den Wirkbereich (von Norden kommend) wirken sich die Störungen vor allem auf die ausgegebene Geschwindigkeit aus, welche auf 0 km/h reduziert wird. Dies resultiert daraus, dass sich der Empfänger des Demonstrators vollständig auf die Signale des Repeaters einschwingt und die echten GNSS Signale vollständig überlagert werden. Da die Signale des Repeaters denen der stationären Empfangsantenne im Punkt R entsprechen, ist daher die Ausgabe einer Geschwindigkeit um 0 km/h verständlich. Nach Verlassen des Wirkbereichs des Repeaters wird die Funktion des Empfängers bei der dritten Durchquerung zumindest in Bezug auf die Geschwindigkeits- und Kursinformation nicht merklich beeinträchtigt. Bei der vierten und letzten Durchquerung des Repeaterbereichs (von Westen kommend) wird sowohl die Geschwindigkeit als auch die Kursinformation massiv gestört. Die Geschwindigkeit steigt hier zunächst sprunghaft an, um dann wieder auf die normale Geschwindigkeit abzufallen. Erkennbar ist dies neben der deutlichen

Verlängerung des zurückgelegten Wegs in Vergleich zur GNSS Positionstrajektorie und dem größeren Abstand der einzelnen Positionsausgaben. Auch der Kurswinkel wird bei dieser letzten Durchquerung deutlich nach Norden abgelenkt, so dass zusätzliche Positionsfehler bei dieser Trajektorie hervorgerufen werden.

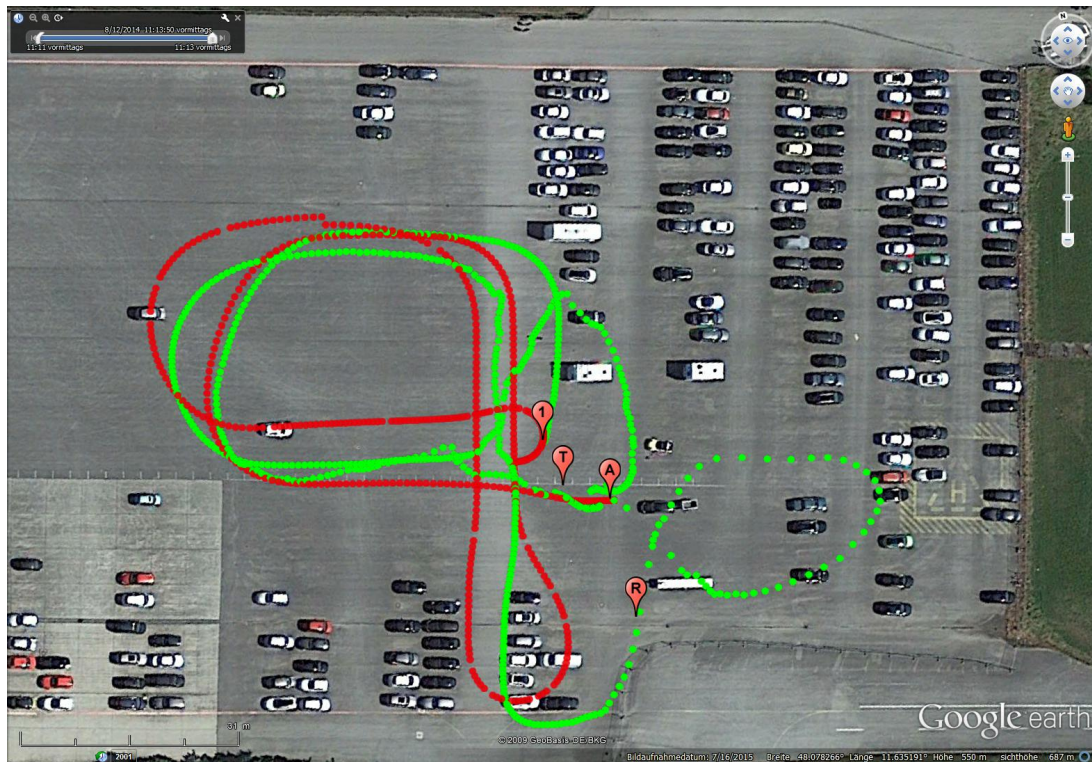


Abbildung 6.21: Koppelnavigationstrajektorie für Repeatertest auf Gelände der UniBwM

Wie zuvor bereits erwähnt, erkennt die Spoofing-Detektion die fehlerbehafteten GNSS Ausgaben des Empfängers bereits ab der ersten Durchquerung des Wirkungsbereichs des Repeaters. Wegen der schnell aufeinanderfolgenden Abweichungen der GNSS Navigationsdaten in diesem Test wird der Systemzustand des detektierten Spoofings nicht verlassen, so dass während der gesamten Fahrt keine Korrekturen der Position oder der Sensordriften angewendet werden können, siehe in Abbildung 6.21. Deutlich wird dies durch die steigenden Fehler gerade in Bezug auf die Länge der zurückgelegten Wegstrecke. Da im normalen Betriebsfall die Driften und Biases der Radgeschwindigkeitssensoren sehr schnell geschätzt und kompensiert würden, sind die in Abbildung 6.19 sichtbaren Fehler der Koppelnavigationstrajektorie auf Basis von Odometrie Daten und IMU basiertem Kurswinkel deutlich stärker ausgeprägt als in den zuvor gezeigten Testfahrten. Alles in allem folgt die Trajektorie dennoch dem gefahrenen Weg und zeigt so die prinzipielle Nutzbarkeit auch unter derart schlechten GNSS Empfangsbedingungen. Im echten Anwendungsfall könnten vor allem Offsetfehler und konstante Biases durch Korrekturwerte kompensiert werden, die sich aus gespeicherten Daten vergangener

Fahrten ergeben. Durch eine solche Erweiterung für die tatsächliche Realisierung würde die Robustheit des Systems weiter verbessert werden können und auch Initialisierungen mit Absolutpositionen beispielsweise beim Start in Parkgaragen möglich gemacht.

Tabelle 6.3 bietet einen Überblick zu den Ergebnissen der Evaluation für die entwickelten Sensorchecks. Die fünf in dieser Arbeit vorgestellten Testfälle bilden nur einen Teil der durchgeführten Tests zum Nachweis der Funktionsfähigkeit der Störsenderdetektion und der Möglichkeit zur Überbrückung von Störsendereinflüssen mittels Koppelnavigation dar. Die gezeigten Testfälle bilden hierbei die wichtigsten und wahrscheinlichsten Fälle für Jamming, Spoofing und Meaconing ab.

Testfahrt	Erkennung	Kommentare
Simuliertes Jamming (Abb. 6.14)	ja	Weiterführung der Position möglich trotz Wendemanöver
Echtes Jamming (Abb. 6.16)	ja	Weiterführung der Position möglich, keine Beeinflussung durch fehlerhafte GNSS-Empfängerausgabe
Simuliertes Spoofing (Abb. 6.17)	ja	Keine Beeinflussung durch Spoofer, Störsender detektiert durch Trajektorienvergleich zwischen DR und GNSS sowie mittels Geschwindigkeitskorrelation
Simuliertes Spoofing (Abb. 6.18)	ja	Keine Beeinflussung durch Spoofer, Störsender detektiert durch Geschwindigkeitskorrelation und Trajektorienvergleichs DR GNSS und GNSS
Echter Repeater (Abb. 6.21)	ja	Keine Beeinflussung durch Repeater, Störsender von allen Detektionsarten erkannt

Tabelle 6.3: Zusammenfassung der Evaluationsergebnisse der Sensorchecks

7 Zusammenfassung und Ausblick

Das in dieser Arbeit vorgestellte Systemkonzept beschreibt den Vorteil der redundanten Nutzung von bereits in Fahrzeugen verbauter Sensoren zur Verbesserung von Stabilität und Zuverlässigkeit der Navigationsinformation. Dabei werden in Abschnitt 5.4 Methoden zur Validierung der Sensorinformationen untereinander vorgestellt, so dass das System externe Angriffe auf einzelne Sensoren detektieren kann. Im Speziellen verwendet das System nur Daten von Sensoren, die bereits im Fahrzeug in entsprechender Qualität verfügbar sind, oder (im Fall der IMU basierten Kurswinkelbestimmung) nur verbessert werden müssten. Die Notwendigkeit der Verbesserung der Kreiselsysteme bezieht sich dabei vor allem auf die Fähigkeit des Systems zur autonomen Weiterführung einer vergleichsweise genauen Koppelnavigationslösung über längere Zeiträume. Die Fähigkeit zur Detektion von GNSS Beeinträchtigungen kann bereits mit den aktuell verbauten Radgeschwindigkeitssensoren vorgenommen werden, wenngleich die überbrückbare Dauer oder Distanz bei erkannter Störung deutlich kürzer ist, vgl. Abschnitt 6.1.

Die Wahl der IMU für die Kurswinkelbestimmung ist also gerade in Bezug auf die Überbrückungsdauer eventueller GNSS Störungen besonders wichtig. Die Genauigkeit der Raddrehgeschwindigkeiten wird dabei hauptsächlich durch systematische Messabweichungen bestimmt. Diese Abweichungen lassen sich bei einer eventuellen späteren Umsetzung des Konzepts entweder durch Kalibrierung in Werkstätten (z.B. bei der Durchführung eines Fahrzeugservices oder einer Sicherheitsuntersuchung) bestimmen oder können mit dem vorgeschlagenen Konzept auch während der Fahrt geschätzt werden. Eine Speicherung der fahrzeugspezifischen Kennlinie dieser Abweichung mit eventueller permanenter Nachführung kann die Geschwindigkeits- und Distanzbestimmung weiter verbessern. Für die systematischen Fehler des IMU basierten Kurswinkels gilt dies nur bedingt. Zwar können hier entsprechende systematische Messfehler bereits vom Hersteller gut kompensiert werden, im Bereich der MEMS Kreiselsensoren überwiegen allerdings temperaturabhängige und stochastische Fehlereinflüsse, die permanent während der Fahrt neu geschätzt und korrigiert werden müssen.

Hierzu wurde für das Konzept ein Kalman Filter (siehe Kapitel 5.2) implementiert und für die ermittelten Sensor- und Bewegungsmodelle (Abschnitte 5.1.1 und 5.1.2) optimiert. Neben der Bestimmung der Fehlerfortpflanzungen für die einzelnen Sensoren und den Einfluss der Fahrzeuggeometrie war vor allem das sogenannte Filter Tuning eine der Hauptaufgaben der Softwareimplementierung. Zur Vereinfachung der ersten Arbeiten und für einen besseren Zugriff auf die einzelnen Daten des Systems sowie die

Überwachung der Filterzustände ist in der ersten Entwicklungsphase eine Realisierung in MATLAB entwickelt worden. Dies hat vor allem den Vorteil, dass viele grundlegende Dinge wie mathematische Operationen, Schnittstellen und das Datenmanagement von der Entwicklungsumgebung bereitgestellt werden. Im ersten Konzeptentwurf, der für das Projekt PUMA (vgl. Abschnitt 5.1.1) umgesetzt wurde, basierte die Koppelnavigationslösung ausschließlich auf differentieller Odometrie, wobei der GNSS Empfänger und das ABS Datenerfassungssystem mittels serieller COM Schnittstelle angebunden wurden. Das System wurde dabei so ausgelegt und entwickelt, dass sowohl eine Aufzeichnung der Sensordaten für eine spätere Nachprozessierung als auch die Nutzung in Echtzeit möglich sind. Die Fähigkeit der Echtzeitberechnung mit diesem Programm ging allerdings vorübergehend verloren, als das System um die IMU basierte Kurswinkelbestimmung erweitert wurde, da die Anbindung der IMU mit der entsprechenden Datenrate nicht möglich war. Die weitere Entwicklung wurde daher mit Nachprozessierung vorangetrieben, bis eine erste stabile Filterimplementierung für das erweiterte System geschaffen wurde. Der nächste große Entwicklungsschritt des Demonstratorsystems wurde durch die Portierung der Software aus der MATLAB Umgebung in C++ erreicht. Hierzu musste neben einer vollständig neuen Implementierung der bestehenden Programmteile vor allem ein stabiles ausfallsicheres Datenmanagement mit entsprechenden Schnittstellen zu den Sensoren entwickelt werden. Neben einigen Verbesserungen im Programmablauf und Stabilität konnte insbesondere die Echtzeitfähigkeit wieder hergestellt werden.

Die aktuelle Version der Systemimplementierung ist somit nun in der Lage, vollständig in Echtzeit zu operieren und dabei die Sensorwerte aufzuzeichnen, die in einer späteren Nachbearbeitung mit den selben Algorithmen wie im Echtzeitbetrieb aber eventuell anderen Einstellungen, erneut verarbeitet werden können. Das System ist zudem fähig (siehe Abschnitt 5.4), GNSS Ausfälle entweder durch Abschattung oder durch Interferenzsignale und Jamming (Abschnitt 4.1) zu detektieren und deren Auftreten mit vorab gespeicherten Geoinformationsdatenbanken abzugleichen. Somit ist eine prinzipielle Unterscheidung zwischen unerwarteten und eventuell beabsichtigten Störungen von natürlichen Störungen durch Tunnels oder andere Bebauung möglich. Auch unbeabsichtigte Beeinträchtigungen durch Repeatersysteme und gezielte Störungen durch Meaconing (Abschnitt 4.2) oder Spoofing (Abschnitt 4.3) können mittels der implementierten autonomen Integritätsüberwachung sicher erkannt werden. Das System überbrückt bei Auftreten einer GNSS Störung dabei automatisch durch die autonome Koppelnavigation mit Odometrie und IMU basiertem Kurswinkel, bis die Vertrauenswürdigkeit neuer GNSS Daten von der Integritätsüberwachung wieder bestätigt wird. Für die Koppelnavigation stehen dabei zwei verschiedene Systemumfänge bereit: Der ungenauere aber kostengünstigere Ansatz mit differentieller Odometrie und die erweiterte Lösung mit IMU basiertem Kurswinkel. Beide Systeme profitieren zwar von Sensorkorrekturen, die im Kalman Filter bei ungestörtem GNSS Empfang ermittelt wurden, die Lösung mit IMU basierter Kurswinkelbestimmung bietet aber eine deutlich bessere Genauigkeit.

Prinzipiell lässt sich die erreichbare Genauigkeit durch die Nutzung von Map-Matching Methoden zum Abgleich der aktuellen Position mit verfügbarem Kartenmaterial weiter verbessern, siehe beispielsweise [Alt et al., 2003]. Dabei könnte die eine allein auf der Koppelnavigation von Odometrie und IMU basierendem Kurswinkel oder nur auf differentieller Odometrie basierende Trajektorie während der Fahrt mit Kartenmaterial abgeglichen werden und bei entsprechender Aussagekraft (erreicht beispielsweise durch signifikante Kurven) helfen, Distanzfehler und Drift des Kurswinkels weiter zu kompensieren. Die dabei erreichbare Genauigkeit ist neben der Aussagekraft der zurückgelegten Trajektorie sowohl von den verwendeten Algorithmen als auch von der Genauigkeit der verwendeten Geoinformationsdaten abhängig. Entsprechende Untersuchungen dieses Ansatzes könnten das vorgeschlagene Konzept weiter verbessern. Eine Verbesserung der Detektionsalgorithmen wird durch das Einbeziehen von Map-Matching allerdings nicht erreicht, da hierzu nur kurze Trajektorienteile verwendet werden und absolute Verschiebungen zwischen Koppelnavigations- und GNSS Daten bereits im vorgestellten System kompensiert sind. Außerdem werden Geoinformationsdaten bewusst nur für eine Unterscheidung zwischen bekannten und potentiell gewollten GNSS Störungen verwendet. Die eigentliche Detektion mittels der autonomen Integritätsüberwachung soll dabei unabhängig von externen Informationsquellen arbeiten. Nur so lassen sich Falschmeldungen durch veränderte Streckenführungen oder bei der Fahrt abseits von den im System hinterlegten Straßen vermeiden. Zudem müssten Datensätze für entsprechende sicherheitsrelevante Systeme aufwändig geprüft und zertifiziert werden, was einen maßgeblichen Organisationsaufwand für den Betreiber eines derartigen Systems zur Folge hätte.

Andere bereits in Kapitel 5.3.2 angesprochene Verbesserungen des Konzepts wie das Speichern der aktuellen Zustände und Navigationsinformationen bei Abschalten des Motors für zukünftige Fahrten wurden nicht in das System übernommen, da sie keinen wesentlichen Einfluss zum Zwecke der Systemanalyse haben und auch bei einer nachträglichen Bearbeitung der aufgenommenen Daten manuell eingegeben werden können. Somit konnten die Vorteile dieser Methoden trotzdem in die Systembeurteilung dieser Arbeit mit einfließen.

Eine weitere Folgeuntersuchung könnte sich der Anbindung an moderne Fahrzeugkommunikationssysteme widmen. Da das System bei detektierten GNSS Störungen bereits einen Abgleich mit bekannten abschattenden Objekten durchführt und so Warnungen vor Jamming nur ausgegeben werden, wenn keine entsprechenden Umgebungsmerkmale vorhanden sind, kann das System mit entsprechenden Schnittstellen auch zur Erkennung von GNSS Störungen beitragen. Da mit dem vorgestellten System auch während der GNSS Störung weiterhin Positionsinformationen zur Verfügung stehen, könnte so nicht nur die Anfangs- und Endposition der Störung, sondern der gesamte betroffene Fahrweg für eine entsprechende Lokalisierung verwendet werden, siehe [Fontanella et al., 2013].

Weitere Anwendungsfelder des Konzepts ergeben sich vor allem im Bereich moderner Maut- und Versicherungstarife, bei denen keine pauschale Gültigkeit pro Zeitintervall oder maximaler

Fahrstrecke, sondern eine benutzungsorientierte Abgabe zu leisten ist. In Deutschland wird die Maut für Bundesautobahnen und ausgebaute Bundesstraßen für Lastkraftwagen durch das GNSS basierte Toll Collect ermittelt. Die entsprechend genutzten OBU's sind dabei neben GNSS auch mit dem Odometer gekoppelt, besitzen aber nicht die Fähigkeit zur Überbrückung von GNSS Ausfällen. In einem solchen Fall wird der Fahrer angewiesen, entweder die Autobahn zu verlassen oder den nächsten Rastplatz anzufahren. Ähnliche Konzepte zur an die Fahrweise und Nutzung angepassten Preisbildung für Fahrzeugversicherungen befinden sich derzeit europaweit in der Einführung. Im Gegensatz zu Mautsystemen ist hier eine gröbere Genauigkeit bei der Ermittlung der Fahrleistung hinnehmbar, da die Nutzungsverteilung verschiedener Straßen und Gebiete sowie die jeweilige Fahrweise deutlich mehr Einfluss auf das Risiko eines Versicherungsfalls haben. Gemein haben beide Anwendungsfälle allerdings, dass mit fortschreitender technologischer Entwicklung die Möglichkeiten zur Manipulation vielfältiger und günstiger werden. Entsprechend müssen daher auch entsprechende Fahrzeugsysteme gegen Missbrauch geschützt und die jeweiligen Navigationsdaten zur Berechnung der Tarife verifiziert werden.

Literaturverzeichnis

Abramowitz, M. und Stegun, I. (1965). *Handbook of Mathematical Functions*. Nat. Bur. Standards 1964, Dover Publications N.Y., ISBN: 0486158241.

Acar, C. und Shkel, A. (2008). *MEMS Vibratory Gyroscopes: Structural Approaches to improve Robustness*. MEMS Reference Shelf. Springer, ISBN: 9780387095363.

Adamy, D. (2003). *Introduction to Electronic Warfare Modeling and Simulation*. Artech House, 1st Edition, ISBN: 9781596933118.

Alt, H., Efrat, A., Rote, G., und Wenk, C. (2003). Matching planar Maps. *Journal of Algorithms*, issue 49, p. 262–283.

AuCon (2014). Produktdatenblatt. *GLI METROe: Online*:
http://www.gps-repeater.de/images/stories/products/repeaters/data_sheets/gps_repeater_metro_de_1014.pdf, zuletzt aufgerufen am 27.10.2015.

Aussems, T. (1999). *Positionsschätzung von Landfahrzeugen mittels Kalman-Filterung aus Satelliten- und Koppelnavigationsbeobachtungen*. Dissertation Geodät. Inst. der RWTH Aachen, ISSN: 0515-0574.

Bauernfeind, R., Kramer, I., Beckmann, H., Eissfeller, B., und Vierroth, V. (2011). In-Car Jammer Interference Detection in automotive GNSS Receivers and Localization by Means of vehicular Communication. *IEEE Forum on Integrated and Sustainable Transportation System (FISTS)*, p. 376-381.

Beckmann, H., Kropp, V., und Eissfeller, B. (2014). New Integrity Concept for Intelligent Transportation Systems (ITS) for Safety of Live (SoL) Applications. *2014 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium - PLANS 2014, Monterey, CA, 2014*, pp. 982-988.

Beckmann, H., Niedermeier, H., und Eissfeller, B. (2012). Improving GNSS Road Navigation Integrity using MEMS INS and Odometry. *2012 6th ESA Workshop on Satellite Navigation Technologies (Navitec 2012) & European Workshop on GNSS Signals and Signal Processing, Noordwijk, 2012*, pp. 1-7.

- Berman, P. (1997). *Atom Interferometry*. Elsevier Science, 1st Edition, ISBN: 9780080527680.
- Bosch (2001a). Aktive Rad-Drehzahlsensoren von BOSCH. *Information für Lehrkräfte der Berufsschulen*, Online: <https://de.scribd.com/document/328045088/Bosch-DF11-sensor>, zuletzt aufgerufen am 23.05.2016.
- Bosch (2001b). Sensor Information. *Sensor Overview*, Online: <http://jenniskens.livedsl.nl/Technical/Tips/Files/Bosch%20Sensor%20information.pdf>, zuletzt aufgerufen am 23.05.2016.
- Continental (2016). Online: http://www.continental-automotive.de/www/automotive_de_de/themes/passenger_cars/chassis_safety/adas/eba_de.html. zuletzt aufgerufen am 02.03.2017.
- Cracknell, A. (1991). *Introduction to Remote Sensing, Second Edition*. Taylor & Francis, 2nd Edition, ISBN: 9780850664096.
- Czommer, R. (2001). *Leistungsfähigkeit fahrzeugautonomer Ortungsverfahren auf der Basis von Map-Matching-Techniken*. PhD thesis, Dissertation Universität Stuttgart, Fakultät für Bau- und Umweltingenieurwissenschaften.
- Deppner, H. G. (1999). Drehratenmessgeber. *STN Atlas Elektronik, Bremen*, Online: <http://www.etech.fh-hamburg.de/tb/tb32/deppner.pdf>, zuletzt aufgerufen am 23.09.2014.
- Dissanayake, G., Sukkarieh, S., Nebot, E., und Durrant-Whyte, H. (2001). The Aiding of a Low-Cost Strapdown Inertial Measurement Unit Using Vehicle Model. *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, vol. 17, no. 5, pp. 731-747, Oct 2001.
- Eichhorn, A. (2008). *Ein Beitrag zur Identifikation von dynamischen Strukturmodellen mit Methoden der adaptiven Kalman-Filterung*. Dissertation Universität Stuttgart, Fakultät für Bau- und Umweltingenieurwissenschaften, Online: <http://dx.doi.org/10.18419/opus-3702>, zuletzt aufgerufen am 06.11.2017.
- FCC (2013). Notice of apparent liability for forfeiture. *File No.: EB-FIELDNER-12-00003665 NAL/Acct. No.: 201332380001 FRN: 0022861959*, Online: <https://transition.fcc.gov/eb/Orders/2013/FCC-13-106A1.html>, zuletzt aufgerufen am 17.02.2017.
- Fontanella, D., Bauernfeind, R., und Eissfeller, B. (2013). In-Car GNSS Jammer Localization using Vehicular Ad-Hoc Networks. *Inside GNSS*, Online: <http://www.insidegnss.com/node/3542>, zuletzt aufgerufen am 11.02.2016.

- Frankl, K., Kropp, V., Beckmann, H., und Eissfeller, B. (2014). Multi GNSS RAIM Module in a Software Defined Receiver for High-Reliability Terrestrial Applications. *Proceedings of the 27th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2014)*, Tampa, Florida, p.2728 - 2735.
- Gelb, A., Kasper, J. F., Nash, R. A., Price, C. F., und Sutherland, A. A., editors (1974). *Applied Optimal Estimation*. MIT Press, ISBN: 0262570483, Cambridge, MA.
- Glück, M. (2015). *MEMS in der Mikrosystemtechnik: Aufbau, Wirkprinzipien, Herstellung und Praxiseinsatz mikroelektromechanischer Schaltungen und Sensorsysteme*. Springer Verlag, 1st Edition, ISBN: 9783663107781.
- Google-Developers (2015). Keyhole Markup Language. *Open Geospatial Consortium, Inc., Online: developers.google.com/kml/documentation/*, zuletzt aufgerufen am 24.10.2017.
- GPSWorld (2016). Khv looks to self-driving cars with inertial sensor plans. *GPS World, Online: <http://gpsworld.com/kvh-looks-to-self-driving-cars-with-inertial-sensor-plans/>*, zuletzt aufgerufen am 28.02.2017.
- Grewal, M., Weill, L., und Andrews, A. (2007). *Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration*. Wiley, 2nd Edition, ISBN: 9780470099711.
- Groves, P. D. (2013). *Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor integrated Navigation Systems*. Artech House, 2nd Edition, ISBN: 1608070050.
- Hofmann-Wellenhof, B., Lichtenegger, H., und Wasle, E. (2007). *GNSS – Global Navigation Satellite Systems: GPS, GLONASS, Galileo, and more*. Springer, 1st Edition, ISBN: 9783211730171.
- Hollenstein, C., Favey, E., Schmid, C., und Ammann, D. (2008). Performance of a low-cost real-time Navigation System using single-frequency GNSS Measurements combined with Wheel-tick Data. *Proceedings of the 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS 2008)*, Savannah, GA, p. 1610-1618.
- Humphreys, T. E., Psiaki, M. L., und Paul M. Kintner, J. (2009). Assessing the Spoofing Threat. *GPS World, Online: <http://gpsworld.com/defensesecurity-surveillanceassessing-spoofing-threat-3171/>*, zuletzt aufgerufen am 09.09.2014.
- ICAO (2010). International Civil Aviation Organization: ACP-WGF23/IP-21. *AERONAUTICAL COMMUNICATIONS PANEL (ACP) TWENTY THIRD MEETING OF WORKING GROUP F: Online: <http://www.icao.int/safety/acp/ACPWGF/ACP-WG-F-23/>*

- ACP-WGF23-IP21-Information%20paper%20on%20fmg%20progress.doc* , zuletzt aufgerufen am 01.02.2016.
- Jahnke, E. und Emde, F. (1945). *Tables of functions*. Dover Publications N.Y.
- Kahmen, H. und Faig, W. (1988). *Surveying*. W. de Gruyter, ISBN: 9783110083033.
- Kaplan, E. und Hegarty, C. (2005). *Understanding GPS: Principles and Applications*. Artech House mobile communications series. Artech House, 2nd Edition, ISBN: 9781580538954.
- Kempe, V. (2011). *Inertial MEMS: Principles and Practice*. Cambridge University Press, 1st Edition, ISBN: 9781139494823.
- Klauder, J., Price, A., Darlington, S., und Albersheim, W. (1960). The theory and design of chirp radars. *The Bell system Technical Journal*, Vol.39 pp 745 - 809.
- Liebske, R. (2014). Automotive adas products for transfer to industry and other markets. *Industrial Sensors, Präsentationsfolien zur Produktpalette ADAS (Advanced Driver Assistance Systems) mit technischer Funktionsbeschreibung*.
- Linauer, M. (2006). *Generierung streckenbezogener Verkehrsdaten als Basis für den Einsatz in Verkehrstelematiksystemen*. Diplom.de, ISBN: 9783832492229.
- Luhmann, T. (2000). *Nahbereichsphotogrammetrie: Grundlagen, Methoden und Anwendungen*. Wichmann, 1. Ausgabe, ISBN: 3879074798.
- Makris, K. (2015). Ring laser gyro. *Aircraft - Rocket Technology*, Online: http://www.k-makris.gr/AircraftComponents/Laser_Gyro/laser_gyro.htm , zuletzt aufgerufen am 28.02.2017.
- Maus, S., Macmillan, S., McLean, S., Hamilton, B., Thomson, A., Nair, M., und Rollins, C. (2010). The US/UK World Magnetic Model for 2010-2015. Online: http://www.ngdc.noaa.gov/geomag/WMM/data/WMM2010/WMM2010_Report.pdf , NOAA Technical Report NESDIS/NGDC, zuletzt aufgerufen am 22.09.2014.
- Misra, P. und Enge, P. (2001). *Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance*. Ganga-Jamuna Press, 1st Edition, ISBN: 9780970954428.
- Neubrex (2017). Fiber optic gyroscope development. *Neubrex Technologies*, pages Online: <http://www.neubrex.com/htm/applications/gyro--principle.htm>, zuletzt aufgerufen am 28.02.2017.

- Niedermeier, H., Beckmann, H., und Eissfeller, B. (2012). Robust, secure and precise Vehicle Navigation System for harsh GNSS Signal Conditions. *Proceedings of the 25th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2012)*, Nashville, TN, p. 1589-1600.
- Niedermeier, H., Beckmann, H., Eissfeller, B., Pozzobon, O., Grzeszczyk, R., und Przybyla, T. (2010). Detection and Mitigation of GNSS Deception by Combination of odometric dead Reckoning and GNSS Observations for Vehicles. *Proceedings of the 23rd International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2010)*, Portland, OR, p. 1145-1156.
- Niemeier, W. (2002). *Ausgleichsrechnung: eine Einführung für Studierende und Praktiker des Vermessungs- und Geoinformationswesens*. De-Gruyter-Lehrbuch, ISBN: 9783110140804. Mathe.
- NMEA (2009). National Marine Electronics Association. *Approved 0183 Manufacturer's Mnemonic Codes*, Online: http://www.nmea.org/Assets/011309-0183_manufacturer_codes.pdf, zuletzt aufgerufen am 02.10.2015.
- Pereira, F., Santos, D., und Landragin, A. (2007). Getting the Measure of Atom Interferometry. *Physics World Volume 20 Number 11, Page 32ff*.
- Psiaki, M., O'Hanlon, B., Bhatti, J., Shepard, D., und Humphreys, T. (2013). Gps spoofing detection via dual-receiver correlation of military signals. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 49, no. 4, pp. 2250-2267.
- Pullen, S. und Gao., G. (2012). Gnss jamming in the name of privacy. *Inside GNSS*, Online: <http://www.insidegnss.com/node/2976> , zuletzt aufgerufen am 17.02.2017.
- Rade, L., Vachenaer, P., und Westergren, B. (2000). *Springers mathematische Formeln: Taschenbuch für Ingenieure, Naturwissenschaftler, Informatiker, Wirtschaftswissenschaftler*. Springer Berlin Heidelberg, ISBN: 9783540675051.
- Ramm, K. (2008). *Evaluation von Filter-Ansätzen für die Positionsschätzung von Fahrzeugen mit den Werkzeugen der Sensitivitätsanalyse*. Dissertation Universität Stuttgart, Fakultät für Bau- und Umweltingenieurwissenschaften, ISBN: 3-7696-5058-1.
- Rees, W. (2001). *Physical Principles of Remote Sensing*. Topics in remote sensing. Cambridge University Press, 1st Edition, ISBN: 9780521669481.
- Reif, K. (2006). *Automobilelektronik: Eine Einführung für Ingenieure : mit 277 Abbildungen und 37 Tabellen*. ATZ/MTZ Fachbuch. Vieweg, 1. Ausgabe, ISBN: 9783528039851.
- Reif, K. (2010b). *Bremsen und Bremsregelsysteme*. Bosch Fachinformation Automobil. Vieweg+Teubner Verlag, ISBN: 9783834813114.

- Reif, K. (2011). *Bosch Autoelektrik und Autoelektronik*. Vieweg+Teubner Verlag, 6. Auflage, ISBN: 9783834812742.
- Reif, K., Dietsche, K., und GmbH, R. (2010a). *Kraftfahrtechnisches Taschenbuch*. Studium und Praxis. Vieweg+Teubner Verlag, 27. Auflage ISBN: 9783834814401.
- Ripka, P. (2001). *Magnetic Sensors and Magnetometers*. Artech House remote sensing library. Artech House, ISBN: 9781580530576.
- Rodriguez, A. und Angel, J. (2008). *On Generalized Signal Waveforms for Satellite Navigation*. Dissertation Universität der Bundeswehr München, Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik.
- Rozelle, D. M. (2014). The Hemispherical Resonator Gyro: From Wineglass to the Planets. Northrop Grumman, Online: <http://www.northropgrumman.com/Capabilities/HRG/Documents/hrg.pdf> , zuletzt aufgerufen am 09.09.2014.
- Savage, P. G. (2000a). *Strapdown Analytics Part 1*. Strapdown Associates, 2nd Edition, ISBN: 9780971778603.
- Savage, P. G. (2000b). *Strapdown Analytics Part 2*. Strapdown Associates, 2nd Edition, ISBN: 0971778604.
- Seeber, G. (1989). *Satellitengeodäsie: Grundlagen, Methoden und Anwendungen*. de Gruyter, ISBN: 9783110100822, Berlin New York, 2nd edition.
- Septentrio (2013). SBF Reference Guide. *Septentrio Satellite Navigation*, Online: <https://wiki.ucar.edu/download/attachments/301237612/SBF%20Reference%20Guide.pdf?api=v2> , zuletzt aufgerufen am 27.10.2015.
- Septentrio (2015). Online: <http://www.septentrio.com>. *Hersteller-Webauftritt*, zuletzt aufgerufen am 27.10.2015.
- Shepard, D. P., Bhatti, J. A., und Humphreys, T. E. (2012). Drone Hack: Spoofing Attack Demonstration on a Civilian unmanned Aerial Vehicle. *GPS World*, Online: <http://gpsworld.com/drone-hack/> , zuletzt aufgerufen am 09.09.2014.
- SiliconSensing (2017). A brief history of the gyro. *Silicon Sensing Systems Ltd*, Online: <http://www.siliconsensing.com/technology/mems-gyroscopes/> , zuletzt aufgerufen am 28.02.2017.
- Steindl, E., Dunkel, W., Hornbostel, A., Hättich, C., und Remi, P. (2013). The Impact of Interference caused by GPS Repeaters on GNSS Receivers and Services. *European Navigation Conference. ENC GNSS 2013*, Online: <http://elib.dlr.de/84739/>, zuletzt aufgerufen am 01.02.2016.

- Sternberg, H. (2000). *Zur Bestimmung der Trajektorie von Landfahrzeugen mit einem hybriden Messsystem*. Universität der Bundeswehr München, ISSN: 0173-1009.
- Subirana, J. S., Zornoza, J. J., und Hernandez-Pajares, M. (2012). GNSS data processing: Volume 1: Fundamentals and Algorithms. *ESA Communications, 1st Edition, ESTEC, Noordwijk, the Netherlands, online:*
http://www.navipedia.net/GNSS_Book/ESA_GNSS-Book_TM-23_Vol_I.pdf, zuletzt aufgerufen am 23.01.2014.
- Titterton, D., Weston, J., und of Electrical Engineers, I. (1997). *Strapdown Inertial Navigation Technology*. IEE radar, sonar, navigation, and avionics series. Institution of Engineering and Technology, ISBN: 9780863413582.
- TollCollect (2016). Online: https://www.toll-collect.de/de/toll_collect/unternehmen/fakten___zahlen/fakten___zahlen.html. zuletzt aufgerufen am 23.08.2016.
- Volkswagen (2010). Rettungskarte volkswagen polo 9n2 online:
http://www.volkswagen.de/content/medialib/vwd4/de/Modelle/Sonderfahrzeuge/Rettungsfahrzeuge/Downloads/2010_10_rettungsdatenblaettervwd/_jcr_content/renditions/rendition.file/2010_10_rettungsdatenblaetter_vw_d.pdf. zuletzt aufgerufen am 11.09.2014.
- Wendel, J. (2011). *Integrierte Navigationssysteme: Sensordatenfusion, GPS und inertielle Navigation*. Oldenbourg, 2. Auflage, ISBN: 9783486704396.
- Xsens (2010). MT Software Development Kit Documentation. *Online:*
<http://www.xsens.com/mt-software-development-kit-sdk>, zuletzt aufgerufen am 26.09.2014.
- Zhao, Y. (1997). *Vehicle Location and Navigation Systems*. Artech House, ISBN: 0-89006-861-5.

A Anhang

A.1 Herleitung der Geometriebeziehungen und Fehlerfortpflanzung für differentielle Odometrie

In diesem Teil des Anhangs werden zunächst die mathematischen Beziehungen der Berechnung der Navigationsparameter sowie der Fehlerbetrachtungen für die jeweilig gültigen Störgrößen aufgezeigt.

A.1.1 Grundsätzliche Geometriebetrachtung

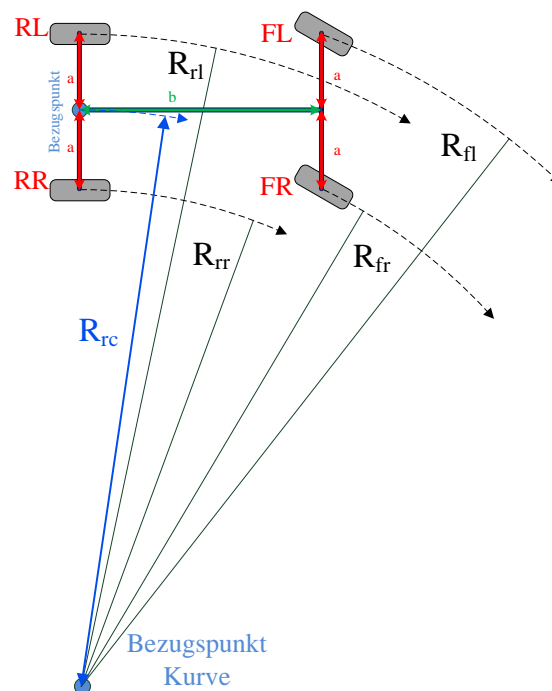


Abbildung A.1: Definition der Radien und Bezugspunkte für differentielle Odometrie

Wie bereits in 5.1.1.1 gezeigt sind die wesentlichen Parameter der Fahrzeuggeometrie wie folgt definiert:

- R_{fl} Kurvenradius bezüglich Vorderrad links
- R_{fr} Kurvenradius bezüglich Vorderrad rechts
- R_{rl} Kurvenradius bezüglich Hinterrad links
- R_{rr} Kurvenradius bezüglich Hinterrad rechts
- R_{rc} Kurvenradius bezüglich Bezugspunkt
- Δs_{fl} in Updateintervall Δt zurückgelegte Strecke Vorderrad links: $\Delta s_{fl} = v_{fl} \cdot \Delta t$
- Δs_{fr} in Updateintervall Δt zurückgelegte Strecke Vorderrad rechts: $\Delta s_{fr} = v_{fr} \cdot \Delta t$
- Δs_{rl} in Updateintervall Δt zurückgelegte Strecke Hinterrad links: $\Delta s_{rl} = v_{rl} \cdot \Delta t$
- Δs_{rr} in Updateintervall Δt zurückgelegte Strecke Hinterrad rechts: $\Delta s_{rr} = v_{rr} \cdot \Delta t$
- Δs_{rc} in Updateintervall Δt zurückgelegte Strecke am Bezugspunkt: $\Delta s_{rc} = v_{rc} \cdot \Delta t$
- a ist die Hälfte der Spurweite
- b ist der Abstand der beiden Achsen voneinander

Die grundlegenden Navigationsgleichungen nach [Czommer, 2001] sind wie folgt gegeben:

$$\Delta s = \Delta \phi \cdot R \quad (\text{A.1})$$

Für die folgenden Betrachtungen wird angenommen, dass das Fahrzeug eine Rechtskurve fährt. Die Berechnungen für Linkskurven sind analog, hier ändert sich jeweils nur das Vorzeichen für a bei der Umrechnung auf den Bezugspunkt.

$$(R_{fl})^2 = (R_{rc} + a)^2 + b^2 \quad (\text{A.2})$$

$$(R_{fr})^2 = (R_{rc} - a)^2 + b^2 \quad (\text{A.3})$$

$$R_{rl} = R_{rc} + a \quad (\text{A.4})$$

$$R_{rr} = R_{rc} - a \quad (\text{A.5})$$

A.1.2 Berechnungen Heckachse

Ausgehend von A.1 ergeben sich für die Heckachse folgende Beziehungen:

$$\Delta s_{rr} = \Delta\phi \cdot R_{rr} = \Delta\phi \cdot (R_{rc} - a) \quad (\text{A.6})$$

und

$$\Delta s_{rl} = \Delta\phi \cdot R_{rl} = \Delta\phi \cdot (R_{rc} + a). \quad (\text{A.7})$$

So ergibt sich

$$\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr} = \Delta\phi \cdot (R_{rc} + a - R_{rc} + a) \quad (\text{A.8})$$

und

$$\Delta\phi = \frac{\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr}}{2a}. \quad (\text{A.9})$$

Des Weiteren ergibt sich aus

$$\frac{\Delta s_{rl}}{\Delta s_{rr}} = \frac{R_{rc} + a}{R_{rc} - a} \quad (\text{A.10})$$

$$\Delta s_{rl} \cdot (R_{rc} - a) = \Delta s_{rr} \cdot (R_{rc} + a) \quad (\text{A.11})$$

$$R_{rc} \cdot (\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr}) - a \cdot (\Delta s_{rl} + \Delta s_{rr}) = 0 \quad (\text{A.12})$$

$$R_{rc} = a \cdot \frac{(\Delta s_{rl} + \Delta s_{rr})}{(\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr})} \quad (\text{A.13})$$

und mit

$$\Delta s_{rc} = \Delta\phi \cdot R_{rc} = \frac{\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr}}{2a} \cdot a \cdot \frac{(\Delta s_{rl} + \Delta s_{rr})}{(\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr})} \quad (\text{A.14})$$

ergibt sich:

$$\Delta s_{rc} = \frac{\Delta s_{rl} + \Delta s_{rr}}{2} \quad (\text{A.15})$$

A.1.3 Berechnungen Vorderachse

Ausgehend von A.1 und A.2 sowie A.3 ergeben sich für die Frontachse folgende Beziehungen:

$$\Delta s_{fl} = \Delta \phi \cdot R_{fl} = \Delta \phi \cdot \sqrt{(R_{rc} + a)^2 + b^2} \quad (\text{A.16})$$

$$\Delta s_{fr} = \Delta \phi \cdot R_{fr} = \Delta \phi \cdot \sqrt{(R_{rc} - a)^2 + b^2} \quad (\text{A.17})$$

und

$$\Delta s_{fl}^2 = \Delta \phi^2 \cdot (R_{rc} + a)^2 + b^2 \quad (\text{A.18})$$

$$\Delta s_{fr}^2 = \Delta \phi^2 \cdot (R_{rc} - a)^2 + b^2. \quad (\text{A.19})$$

Mit

$$\begin{aligned} \Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2 &= \Delta \phi^2 \cdot (R_{rc} + a)^2 + b^2 - \Delta \phi^2 \cdot (R_{rc} - a)^2 + b^2 = \\ &= \Delta \phi^2 \cdot (R_{rc}^2 + 2 \cdot a \cdot R_{rc} + a^2 - R_{rc}^2 + 2 \cdot a \cdot R_{rc} - a^2) \quad (\text{A.20}) \end{aligned}$$

folgt

$$\Delta \phi^2 = \frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{4 \cdot a \cdot R_{rc}} \quad (\text{A.21})$$

woraus für die Berechnung des Kurvenwinkels folgt (wie oben erwähnt werden nur die Formeln für Rechtskurven angegeben):

$$\Delta \phi = \sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{4 \cdot a \cdot R_{rc}}}. \quad (\text{A.22})$$

Für die Berechnung des Kurvenradius beginnt man analog zur Heckachse mit

$$\frac{\Delta s_{fl}^2}{\Delta s_{fr}^2} = \left(\frac{\Delta s_{fl}}{\Delta s_{fr}} \right)^2 = \frac{(R_{rc} + a)^2 + b^2}{(R_{rc} - a)^2 + b^2}. \quad (\text{A.23})$$

Zur Vereinfachung der Schreibweise wird folgendes definiert:

$$M := \left(\frac{\Delta s_{fl}}{\Delta s_{fr}} \right)^2. \quad (\text{A.24})$$

Somit ergibt sich:

$$M \cdot ((R_{rc} - a)^2 + b^2) = ((R_{rc} + a)^2 + b^2) \quad (\text{A.25})$$

$$M \cdot (R_{rc}^2 - 2 \cdot a \cdot R_{rc} + a^2 + b^2) = (R_{rc}^2 + 2 \cdot a \cdot R_{rc} + a^2 + b^2) \quad (\text{A.26})$$

$$R_{rc}^2 \cdot (M - 1) - 2 \cdot a \cdot R_{rc} \cdot (M + 1) + (M + 1) \cdot (a^2 + b^2) = 0 \quad (\text{A.27})$$

Durch Umstellen und Nutzen der Beziehung

$$A \cdot x^2 + B \cdot x + C = 0 \quad (\text{A.28})$$

mit der Lösung

$$x_{1,2} = \frac{-B \pm \sqrt{B^2 - 4 \cdot A \cdot C}}{2 \cdot A} \quad (\text{A.29})$$

und folgenden Substitutionen

$$A = M - 1 = \frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{\Delta s_{fr}^2}, \quad (\text{A.30})$$

$$B = -2 \cdot a \cdot (M + 1) = -2 \cdot a \cdot \frac{\Delta s_{fl}^2 + \Delta s_{fr}^2}{\Delta s_{fr}^2}, \quad (\text{A.31})$$

$$C = (a^2 + b^2) \cdot (M - 1) = (a^2 + b^2) \cdot \frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{\Delta s_{fr}^2}, \quad (\text{A.32})$$

erhält man

$$R_{rc(1,2)} = \frac{-B \pm \sqrt{B^2 - 4 \cdot A \cdot C}}{2 \cdot A} \quad (\text{A.33})$$

$$R_{rc(1,2)} = \frac{-(-2 \cdot a \cdot (M + 1)) \pm \sqrt{(-2 \cdot a \cdot (M + 1))^2 - 4 \cdot (M - 1) \cdot ((a^2 + b^2) \cdot (M - 1))}}{2 \cdot (M - 1)} \quad (\text{A.34})$$

$$R_{rc(1,2)} = \frac{a \cdot (M + 1)}{M - 1} \pm \frac{\sqrt{a^2 \cdot (M + 1)^2 - (M - 1)^2(a^2 + b^2)}}{M - 1} \quad (\text{A.35})$$

$$R_{rc(1,2)} = \frac{a \cdot (M + 1)}{M - 1} \pm \sqrt{a^2 \cdot \frac{(M + 1)^2}{(M - 1)^2} - (a^2 + b^2)} \quad (\text{A.36})$$

Wobei unter der oben getroffenen Annahme, dass das Fahrzeug eine Rechtskurve fährt, der Kurvenradius wie folgt berechnet wird:

$$R_{rc} = \frac{a \cdot (M + 1)}{M - 1} + \sqrt{a^2 \cdot \frac{(M + 1)^2}{(M - 1)^2} - (a^2 + b^2)} \quad (\text{A.37})$$

A.1.4 Fehlerbetrachtung

In den folgenden Unterkapiteln werden sowohl die Ableitungen zur Bestimmung des Fehlereinflusses der einzelnen Parameter sowie die grafische Darstellung des prinzipiellen Fehlereinflusses bei unterschiedlicher Geschwindigkeit angegeben.

A.1.4.1 Fehlerbetrachtung Heckachse

Für die Berechnungen der Heckachse werden folgende Parameter verwendet:

- a , die halbe Spurweite,
- Δs_{rl} , die zurückgelegte Distanz des linken Hinterrades und
- Δs_{rr} , die zurückgelegte Distanz des rechten Hinterrades.

Distanzmessung

Wie in Abschnitt A.1.2 gezeigt berechnet sich die zurückgelegte Distanz der Heckachse mit:

$$\Delta s_{rc} = \frac{\Delta s_{rl} + \Delta s_{rr}}{2}. \quad (\text{A.38})$$

Somit ergeben sich die Ableitungen nach Δs_{rl} , Δs_{rr} und a :

$$\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{rl}} = \frac{1}{2} \quad (\text{A.39})$$

$$\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{rr}} = \frac{1}{2} \quad (\text{A.40})$$

$$\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial a} = 0. \quad (\text{A.41})$$

Die Standardabweichung der Geschwindigkeitsbestimmung durch die Messungen an der Heckachse $\sigma_{r,\Delta s}$ ist somit nach Gleichung 2.24 analog zu Gleichung 2.36 definiert durch:

$$\sigma_{r,\Delta s} = \sqrt{\left(\frac{1}{2} \cdot \sigma_{rl}\right)^2 + \left(\frac{1}{2} \cdot \sigma_{rr}\right)^2} = \frac{1}{\sqrt{2}} \cdot \sigma_r \quad \text{für } \sigma_{rl} = \sigma_{rr} = \sigma_r \quad (\text{A.42})$$

Kurvenradius

Wie in Abschnitt A.1.2 gezeigt berechnet sich der Kurvenradius der Heckachse mit:

$$R_{rc} = a \cdot \frac{(\Delta s_{rl} + \Delta s_{rr})}{(\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr})}. \quad (\text{A.43})$$

Somit ergeben sich die Ableitungen nach Δs_{rl} , Δs_{rr} und a :

$$\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{rl}} = \frac{a}{\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr}} - \frac{a \cdot (\Delta s_{rl} + \Delta s_{rr})}{(\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr})^2} \quad (\text{A.44})$$

$$\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{rr}} = \frac{a}{\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr}} + \frac{a \cdot (\Delta s_{rl} + \Delta s_{rr})}{(\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr})^2} \quad (\text{A.45})$$

$$\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial a} = \frac{\Delta s_{rl} + \Delta s_{rr}}{\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr}}. \quad (\text{A.46})$$

Die Standardabweichung der Geschwindigkeitsbestimmung durch die Messungen an der Heckachse $\sigma_{r,\Delta s}$ ist somit nach Gleichung 2.24 analog zu Gleichung 2.36 definiert durch:

$$\sigma_{r,\Delta s} = \sqrt{\left(\frac{a}{\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr}} + \frac{a \cdot (\Delta s_{rl} + \Delta s_{rr})}{(\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr})^2} \right)^2 \cdot \sigma_r^2 + \left(\frac{\Delta s_{rl} + \Delta s_{rr}}{\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr}} \right)^2 \cdot \sigma_a^2} \quad \text{für } \sigma_{rl} = \sigma_{rr} = \sigma_r \quad (\text{A.47})$$

Kursänderung

Wie in Abschnitt A.1.2 gezeigt berechnet sich der Kurvenwinkel der Heckachse mit:

$$\Delta \phi = \frac{\Delta s_{rl} - \Delta s_{rr}}{2a}. \quad (\text{A.48})$$

Somit ergeben sich die Ableitungen nach Δs_{rl} , Δs_{rr} und a :

$$\frac{\partial \Delta \phi}{\partial \Delta s_{rl}} = \frac{1}{2 \cdot a} \quad (\text{A.49})$$

$$\frac{\partial \Delta \phi}{\partial \Delta s_{rr}} = -\frac{1}{2 \cdot a} \quad (\text{A.50})$$

$$\frac{\partial \Delta \phi}{\partial a} = \frac{\Delta s_{rr} - \Delta s_{rl}}{2 \cdot a^2}. \quad (\text{A.51})$$

Die Standardabweichung der Geschwindigkeitsbestimmung durch die Messungen an der Heckachse $\sigma_{r,\Delta s}$ ist somit nach Gleichung 2.24 analog zu Gleichung 2.36 definiert durch:

$$\sigma_{r,\Delta s} = \sqrt{\left(\frac{1}{2 \cdot a^2}\right) \cdot \sigma_r^2 + \left(\frac{\Delta s_{rr} - \Delta s_{rl}}{2 \cdot a^2}\right)^2 \cdot \sigma_a^2} \quad \text{für } \sigma_{rl} = \sigma_{rr} = \sigma_r \quad (\text{A.52})$$

A.1.4.2 Fehlerbetrachtung Vorderachse

Für die Berechnungen der Vorderachse werden folgende Parameter verwendet:

- a , die halbe Spurweite,
- b , der Achsabstand,
- Δs_{fl} , die zurückgelegte Distanz des linken Vorderrades und
- Δs_{fr} , die zurückgelegte Distanz des rechten Vorderrades.

Die Ableitungen für die Fehlerbetrachtungen der Vorderachse wurden unter Zuhilfenahme der Mathematiksoftware Maple 18 erstellt.

Kurvenradius

Wie in Abschnitt A.1.3 gezeigt berechnet sich der Kurvenradius der Frontachse mit:

$$R_{rc} = \frac{a \cdot (M + 1)}{M - 1} + \sqrt{a^2 \cdot \frac{(M + 1)^2}{(M - 1)^2} - (a^2 + b^2)} = \frac{a \cdot (M + 1)}{M - 1} + \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M + 1)^2}{(M - 1)^2} - b^2 - a^2} \quad (\text{A.53})$$

Somit ergeben sich die Ableitungen nach Δs_{fl} , Δs_{fr} , a und b :

$$\frac{\partial R_{rc}}{\partial \Delta s_{fl}} = \frac{\frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl} \cdot (M + 1)}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M - 1)^2} - \frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl} \cdot (M + 1)^2}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M - 1)^3}}{2 \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M + 1)^2}{(M - 1)^2} - b^2 - a^2}} - \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl} \cdot (M + 1)}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M - 1)^2} + \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl}}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M - 1)} \quad (\text{A.54})$$

$$\frac{\partial R_{rc}}{\partial \Delta s_{fr}} = \frac{\frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl}^2 \cdot (M + 1)^2}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M - 1)^3} - \frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl}^2 \cdot (M + 1)}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M - 1)^2}}{2 \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M + 1)^2}{(M - 1)^2} - b^2 - a^2}} + \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl}^2 \cdot (M + 1)}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M - 1)^2} - \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl}^2}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M - 1)} \quad (\text{A.55})$$

$$\frac{\partial R_{rc}}{\partial a} = \frac{M + 1}{M - 1} - \frac{2 \cdot a - \frac{2 \cdot a \cdot (M + 1)^2}{(M - 1)^2}}{2 \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M + 1)^2}{(M - 1)^2} - b^2 - a^2}} \quad (\text{A.56})$$

$$\frac{\partial R_{rc}}{\partial b} = -\frac{b}{\sqrt{\frac{a^2 \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2} - b^2 - a^2}} \quad (\text{A.57})$$

Die Standardabweichung der Bestimmung des Kurvenradius durch die Messungen an der Frontachse $\sigma_{r,R_{rc}}$ ist somit nach Gleichung 2.24 analog zu Gleichung 2.36 definiert durch:

$$\sigma_{r,R_{rc}} = \sqrt{\left(\frac{\partial R_{rc}}{\partial \Delta s_{fl}} \cdot \sigma_{fl}\right)^2 + \left(\frac{\partial R_{rc}}{\partial \Delta s_{fr}} \cdot \sigma_{fr}\right)^2 + \left(\frac{\partial R_{rc}}{\partial a} \cdot \sigma_a\right)^2 + \left(\frac{\partial R_{rc}}{\partial b} \cdot \sigma_b\right)^2} \quad (\text{A.58})$$

Kurswinkel

Wie in Abschnitt A.1.3 gezeigt berechnet sich der Kurvenradius der Frontachse mit:

$$\Delta\phi = \sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{2 \cdot a \cdot R_{rc}}} \quad (\text{A.59})$$

Somit ergeben sich die Ableitungen nach Δs_{fl} , Δs_{fr} , a und b :

$$\frac{\partial \Delta\phi}{\partial \Delta s_{fl}} = \frac{\frac{\Delta s_{fl}}{2 \cdot a \cdot R_{rc}} - \left(\frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl} \cdot (M+1)}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M-1)^2} - \frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl} \cdot (M+1)^2}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M-1)^3} - \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl} \cdot (M+1)}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M-1)^2} + \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl}}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M-1)} \right)}{4 \cdot a \cdot R_{rc}^2} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{a \cdot R_{rc}}}} \quad (\text{A.60})$$

$$\frac{\partial \Delta\phi}{\partial \Delta s_{fr}} = \frac{\left(\frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl}^2 \cdot (M+1)}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M-1)^2} - \frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl}^2 \cdot (M+1)^2}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M-1)^3} - \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl}^2 \cdot (M+1)}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M-1)^2} + \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl}^2}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M-1)} \right) \cdot \frac{1}{2 \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2} - b^2 - a^2}}}{4 \cdot a \cdot R_{rc}^2} - \frac{\Delta s_{fr}}{2 \cdot a \cdot R_{rc}^2} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{a \cdot R_{rc}}}} \quad (\text{A.61})$$

$$\frac{\partial \Delta\phi}{\partial a} = \frac{\left(\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2 \right) \cdot \left(\frac{2 \cdot a - 2 \cdot a \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2} - \frac{M+1}{M-1} \right)}{4 \cdot a \cdot R_{rc}^2} - \frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{4 \cdot a^2 \cdot R_{rc}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{a \cdot R_{rc}}}} \quad (\text{A.62})$$

$$\frac{\partial \Delta\phi}{\partial b} = \frac{b \cdot (\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2)}{4 \cdot a \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2} - b^2 - a^2}} \cdot \sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{a \cdot R_{rc}}} \cdot R_{rc} \quad (\text{A.63})$$

Die Standardabweichung der Bestimmung des Kurvenwinkels durch die Messungen an der Frontachse $\sigma_{r,\Delta\phi}$ ist somit nach Gleichung 2.24 analog zu Gleichung 2.36 definiert durch:

$$\sigma_{r,\Delta\phi} = \sqrt{\left(\frac{\partial\Delta\phi}{\partial\Delta s_{fl}} \cdot \sigma_{fl}\right)^2 + \left(\frac{\partial\Delta\phi}{\partial\Delta s_{fr}} \cdot \sigma_{fr}\right)^2 + \left(\frac{\partial\Delta\phi}{\partial a} \cdot \sigma_a\right)^2 + \left(\frac{\partial\Delta\phi}{\partial b} \cdot \sigma_b\right)^2} \quad (\text{A.64})$$

Distanz

Wie in Abschnitt A.1.3 gezeigt berechnet sich die zurückgelegte Distanz der Frontachse mit:

$$\Delta s_{rc} = \Delta\phi \cdot R_{rc} \quad (\text{A.65})$$

Somit ergeben sich die Ableitungen nach Δs_{fl} , Δs_{fr} , a und b :

$$\frac{\partial\Delta s_{rc}}{\partial\Delta s_{fl}} = \frac{\left(\frac{\Delta s_{fl}}{2 \cdot a \cdot R_{rc}} - \frac{\left(\frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl} \cdot (M+1)}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M-1)^2} - \frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl} \cdot (M+1)^2}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M-1)^3} - \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl} \cdot (M+1)}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M-1)^2} + \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl}}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M-1)}\right) \cdot R_{rc}}{4 \cdot a \cdot R_{rc}^2}\right) + \sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{a \cdot R_{rc}}}}{\left(\frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl} \cdot (M+1)}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M-1)^2} - \frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl} \cdot (M+1)^2}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M-1)^3} - \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl} \cdot (M+1)}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M-1)^2} + \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl}}{\Delta s_{fr}^2 \cdot (M-1)}\right) \cdot \sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{a \cdot R_{rc}}}} + \frac{2}{2 \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M+1)^2 - b^2 - a^2}{(M-1)^2} - b^2 - a^2}} \quad (\text{A.66})$$

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{fr}} &= \left(\frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl}^2 \cdot (M+1)}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M-1)^2} - \frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl}^2 \cdot (M+1)^2}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M-1)^3} + \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl}^2 \cdot (M+1)}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M-1)^2} - \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl}^2}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M-1)} \right) \cdot \sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{a \cdot R_{rc}}} + \\
 &= \frac{2}{2 \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2} - b^2 - a^2}} \left(\frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl}^2 \cdot (M+1)}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M-1)^2} - \frac{4 \cdot a^2 \cdot \Delta s_{fl}^2 \cdot (M+1)^2}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M-1)^3} - \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl}^2 \cdot (M+1)}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M-1)^2} + \frac{2 \cdot a \cdot \Delta s_{fl}^2}{\Delta s_{fr}^3 \cdot (M-1)} \right) \cdot R_{rc} \\
 &= \frac{2}{2 \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2} - b^2 - a^2}} \cdot \frac{4 \cdot a \cdot R_{rc}^2}{4 \cdot a \cdot R_{rc}^2} \cdot \sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{a \cdot R_{rc}}} \quad (A.67)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial a} &= \left(\frac{\frac{M+1}{M-1} - \frac{2 \cdot a - 2 \cdot a \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2}}{2 \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2} - b^2 - a^2}} \right) \cdot \sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{a \cdot R_{rc}}} \cdot R_{rc} \\
 &= \frac{2}{2 \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2} - b^2 - a^2}} \cdot \left(\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{4 \cdot a^2 \cdot R_{rc}} - \frac{2 \cdot a - 2 \cdot a \cdot (M+1)^2}{2 \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2} - b^2 - a^2}} \cdot \frac{2 \cdot a \cdot (M+1)^2}{4 \cdot a \cdot R_{rc}^2} \right) \cdot R_{rc} \\
 &= \frac{2}{2 \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2} - b^2 - a^2}} \cdot \sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{a \cdot R_{rc}}} \quad (A.68)
 \end{aligned}$$

$$\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial b} = \frac{b \cdot (\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2)}{4 \cdot a \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2} - b^2 - a^2}} - \frac{b \cdot \sqrt{\frac{\Delta s_{fl}^2 - \Delta s_{fr}^2}{a \cdot R_{rc}}}}{2 \cdot \sqrt{\frac{a^2 \cdot (M+1)^2}{(M-1)^2} - b^2 - a^2}} \cdot R_{rc} \quad (A.69)$$

Die Standardabweichung der Bestimmung der zurückgelegten Distanz durch die Messungen an der Frontachse $\sigma_{r,\Delta\phi}$ ist somit nach Gleichung 2.24 anlog zu Gleichung 2.36 definiert durch:

$$\sigma_{r,\Delta s_{rc}} = \sqrt{\left(\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{fl}} \cdot \sigma_{fl} \right)^2 + \left(\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{fr}} \cdot \sigma_{fr} \right)^2 + \left(\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial a} \cdot \sigma_a \right)^2 + \left(\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial b} \cdot \sigma_b \right)^2} \quad (A.70)$$

A.1.4.3 Graphische Darstellung der Ableitungen

Im folgenden werden die obigen Ableitungen graphisch dargestellt, um den Fehlereinfluss der einzelnen Standardabweichungen in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit darzustellen.

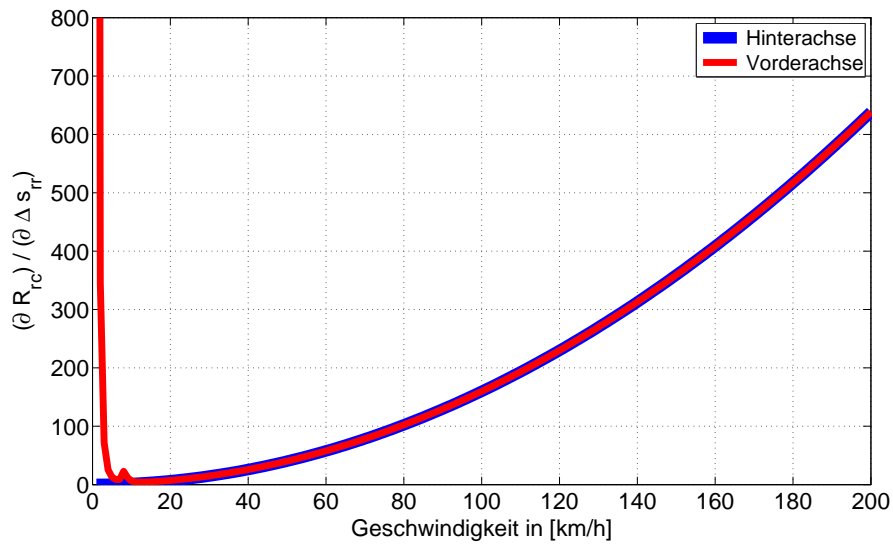


Abbildung A.2: $\frac{\partial R_{rc}}{\partial \Delta s_{rl}}$ und $\frac{\partial R_{rc}}{\partial \Delta s_{fl}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

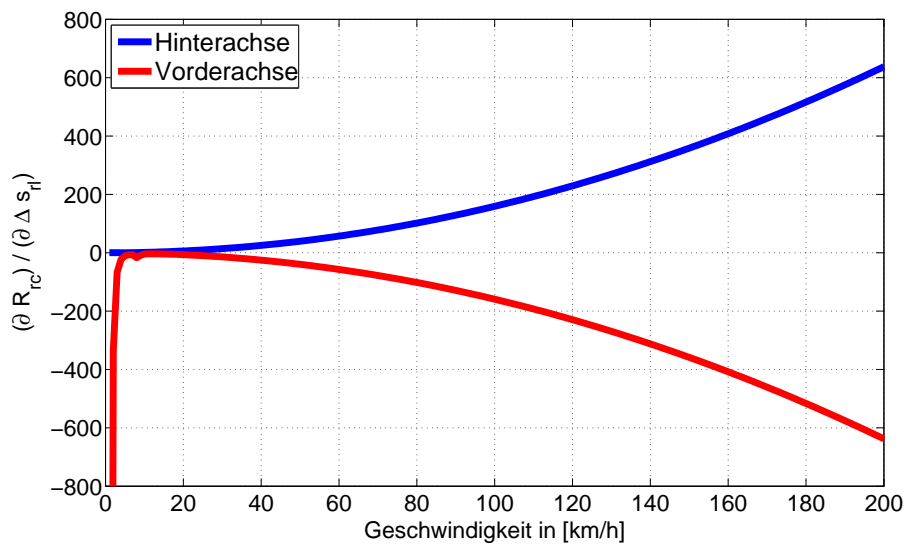


Abbildung A.3: $\frac{\partial R_{rc}}{\partial \Delta s_{rr}}$ und $\frac{\partial R_{rc}}{\partial \Delta s_{fr}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

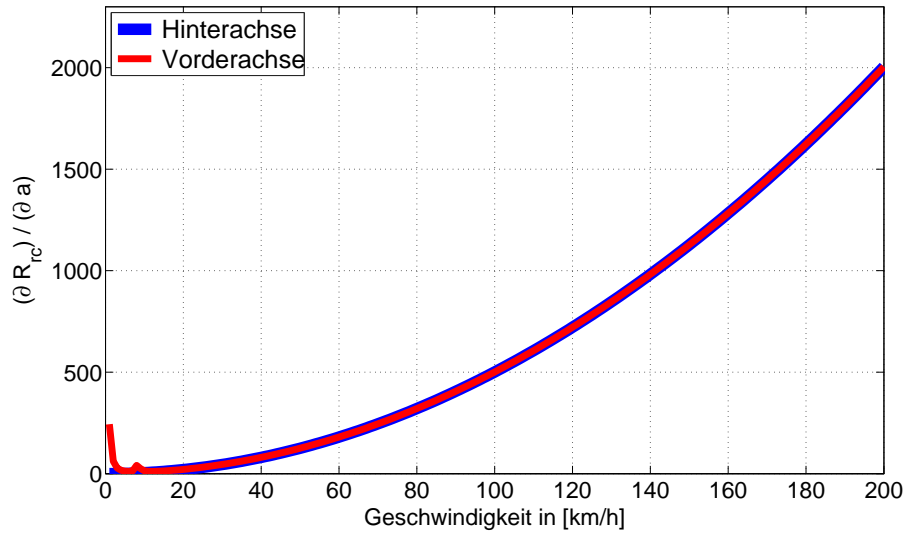


Abbildung A.4: $\frac{\partial R_{rc}}{\partial a}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

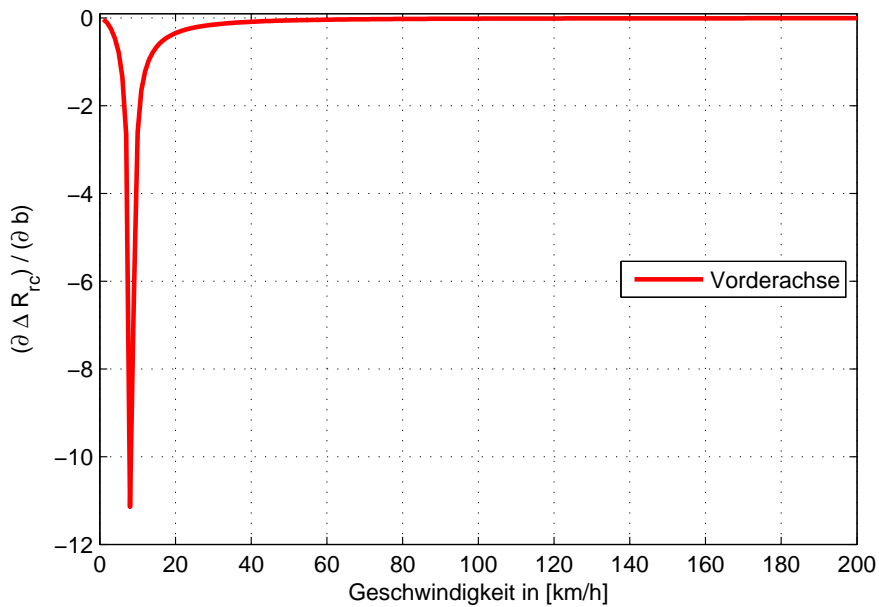


Abbildung A.5: $\frac{\partial R_{rc}}{\partial b}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

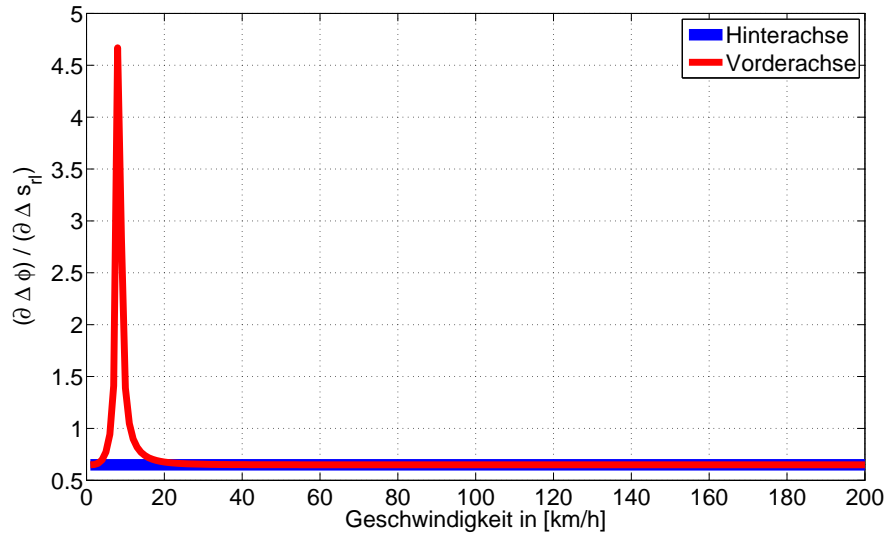


Abbildung A.6: $\frac{\partial \Delta \phi}{\partial \Delta s_{rl}}$ und $\frac{\partial \Delta \phi}{\partial \Delta s_{fl}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

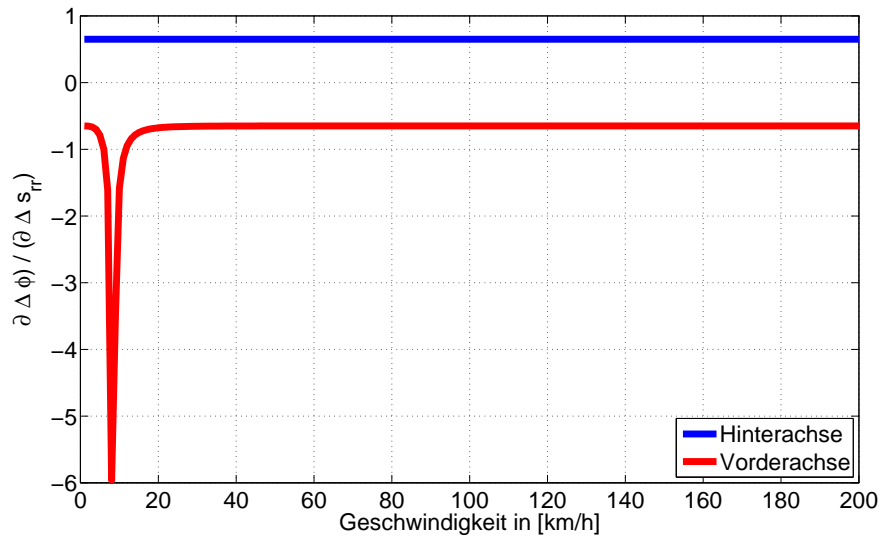


Abbildung A.7: $\frac{\partial \Delta \phi}{\partial \Delta s_{rr}}$ und $\frac{\partial \Delta \phi}{\partial \Delta s_{fr}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

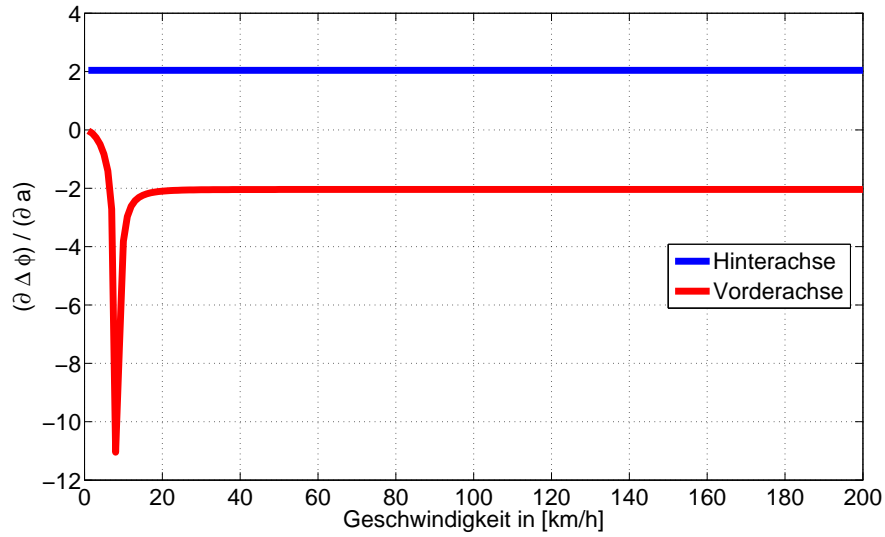


Abbildung A.8: $\frac{\partial \Delta \phi}{\partial a}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

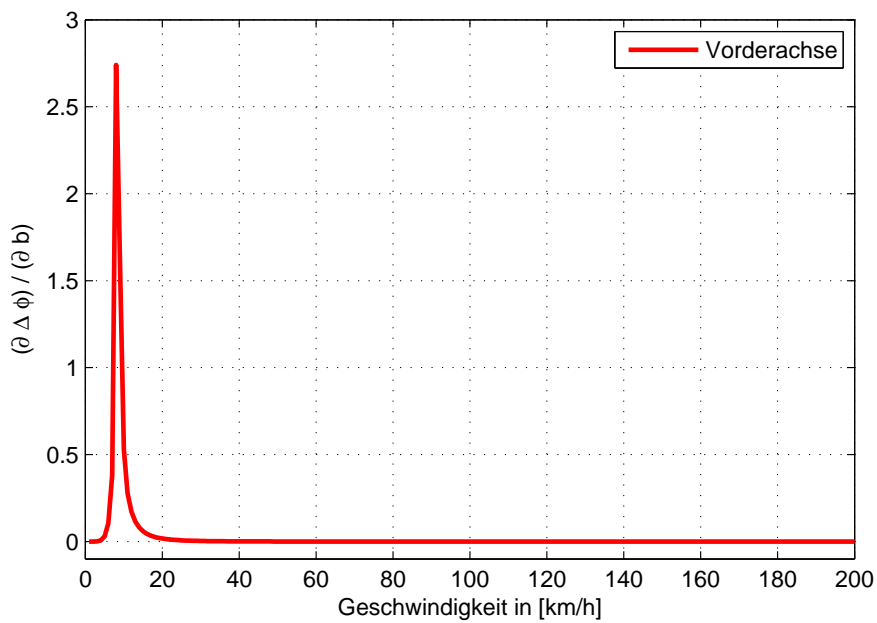


Abbildung A.9: $\frac{\partial \Delta \phi}{\partial b}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

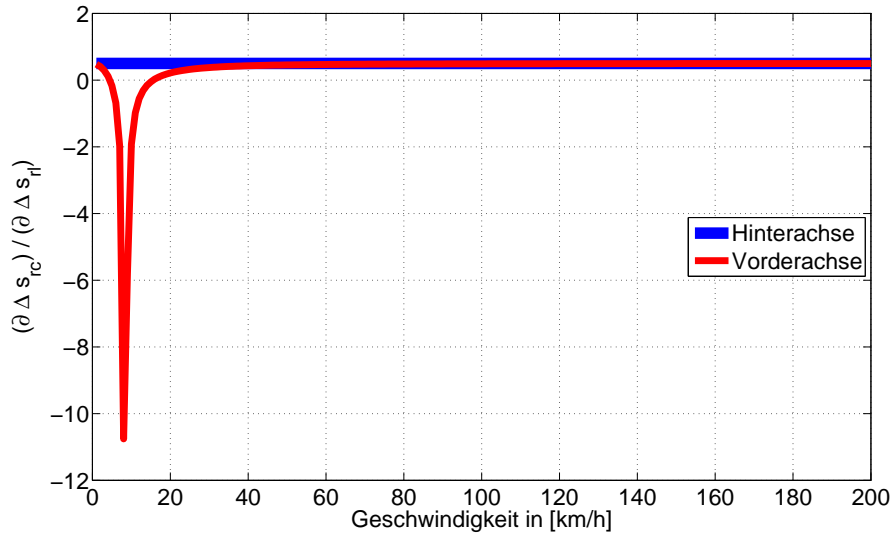


Abbildung A.10: $\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{rl}}$ und $\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{fl}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

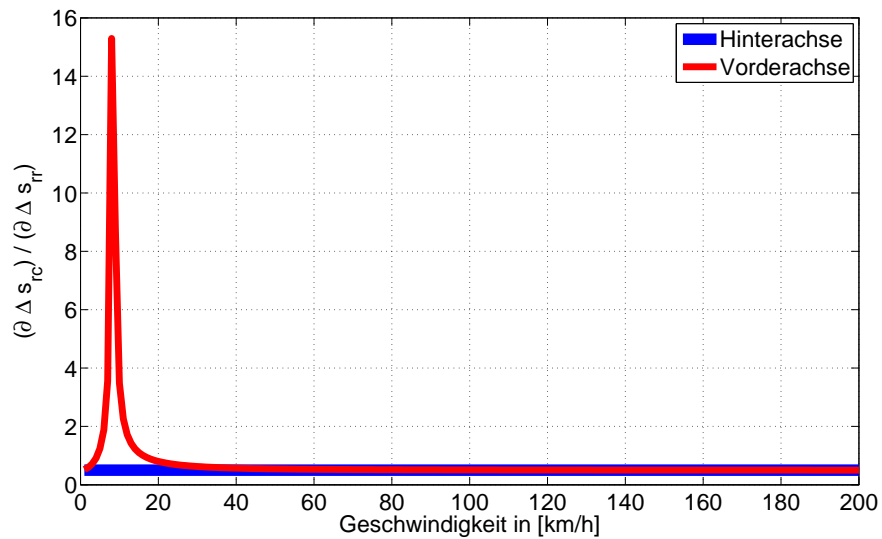


Abbildung A.11: $\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{rl}}$ und $\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial \Delta s_{fr}}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

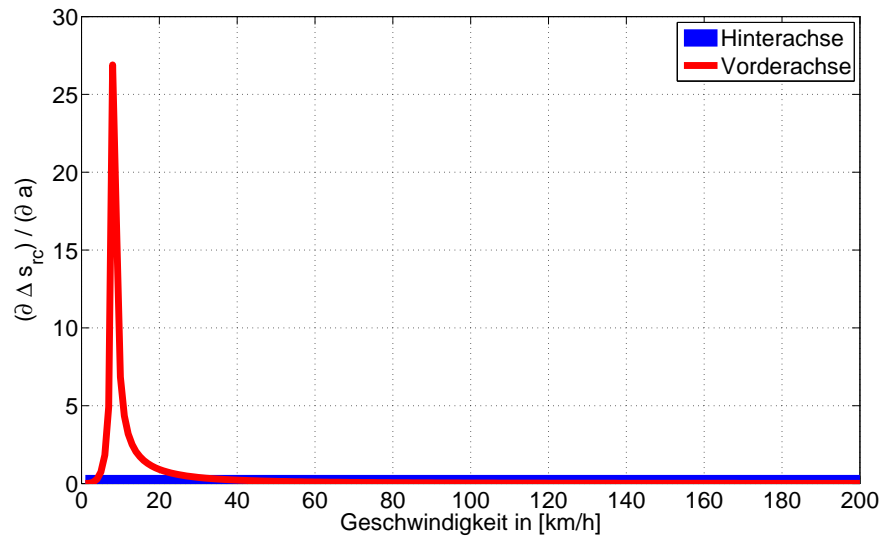


Abbildung A.12: $\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial a}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

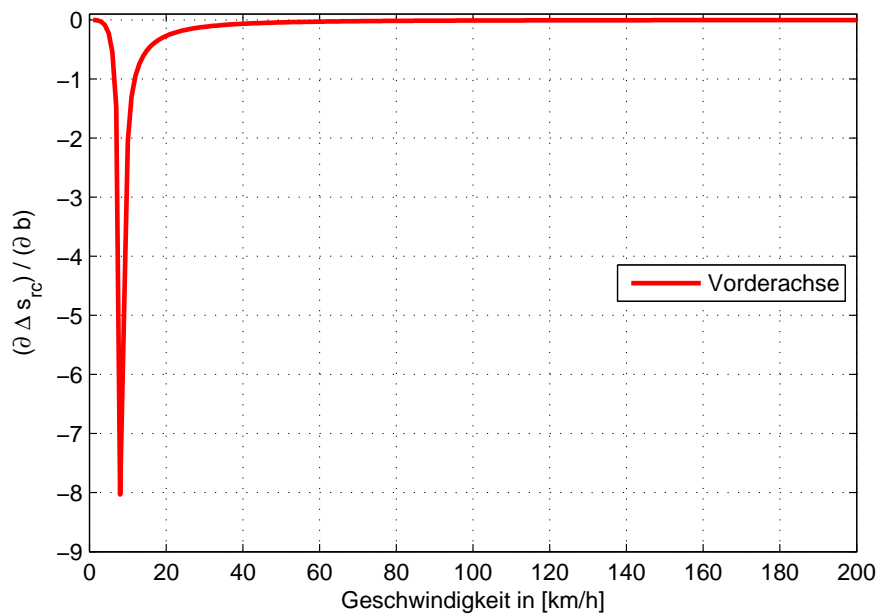


Abbildung A.13: $\frac{\partial \Delta s_{rc}}{\partial b}$ in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit

A.2 Verwendete Koordinatensysteme und Transformationen

Für die vorliegende Arbeit werden zwei verschiedene Koordinatensysteme für die verschiedenen Untersysteme und Datenverarbeitungsalgorithmen verwendet:

- Das World Geodetic Reference System 1984 beschreibt das verwendete globale erd-zentrierte und erd-fixierte (earth centered earth fixed, ECEF) Koordinatensystem, das sowohl bei dem Global Positioning System (GPS) als auch bei den meisten Visualisierungsapplikationen (wie z.B. Google Earth) genutzt wird.
- Für die Koppelnavigation sowie die trajektorienbasierten Berechnungen wird ein lokales Nord-Ost-Unten (North East Down, NED) Koordinatensystem verwendet.

A.2.1 Globales Koordinatensystem

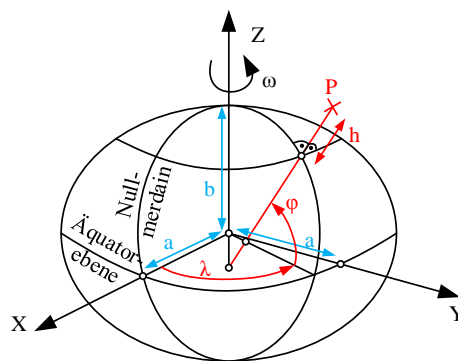


Abbildung A.14: World Geodetic Reference System 1984

Für Navigationsaufgaben werden bei der Positionsangabe Koordinaten in einem global gültigen Koordinatensystem benötigt. In der vorliegenden Arbeit wird als erdfestes Koordinatensystem das World Geodetic Reference System 1984 verwendet. Dieses ist das Bezugssystem des Global Positioning Systems und wird bei einem Großteil der heute verwendeten Geoinformationssysteme als Bezugssystem verwendet. Die Achsen des kartesischen Koordinatensystems des WGS 84 sind als Rechtshandsystem definiert, dessen Ursprung im Massezentrum der Erde liegt. Die Z-Achse ist entlang der Erdrotationsachse in Nordrichtung definiert. Die X-Achse weist in Richtung des Schnittpunktes von Nullmeridian und Äquator und die Y-Achse in Richtung 90° Ost.

Mit Hilfe des WGS 84 Referenzellipsoids können die Koordinaten eines Punktes auch in Breite (B oder φ), Länge (L oder λ) und Höhe (h) angegeben werden. Die Breite ist als Winkel zwischen

der Äquatorialebene und dem Normalenvektor des entsprechenden Punktes auf dem Referenzellipsoid definiert, siehe Abbildung A.14. Die Länge ist definiert als Winkel gegenüber dem Nullmeridian in der Äquatorialebene. Die Höhe h gibt die relative Höhe des Punktes gegenüber dem Referenzellipsoid wieder.

Weiterführende Informationen zu Definition und der Geschichte des WGS 84 finden sich beispielsweise in [Seeber, 1989], [Hofmann-Wellenhof et al., 2007], [Misra und Enge, 2001], [Kaplan und Hegarty, 2005] oder [Groves, 2013].

A.2.2 Lokales Koordinatensystem

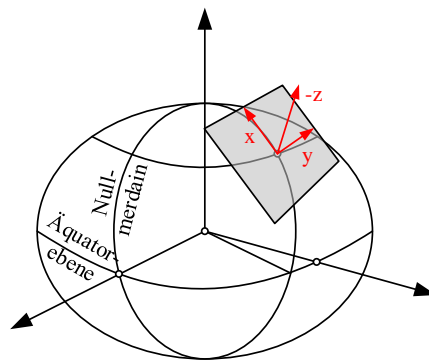


Abbildung A.15: Lokales Navigationskoordinatensystem

Für die Durchführung der Koppelnavigation wird üblicherweise ein lokales Navigationskoordinatensystem verwendet. Da sich im Falle der bodengebundenen Bewegung der Fahrzeuge die Berechnung der Verschiebungsvektoren zwischen zwei Zeitstempeln auf der Erdoberfläche abspielt, können die Bewegungsgleichungen somit auf den zweidimensionalen Fall reduziert werden. Eventuelle Höhenänderungen, beispielsweise durch Bewegungen bergauf oder bergab, können extra betrachtet werden. Diese sind für die gegebene Problemstellung nicht signifikant.

Das in der Arbeit verwendete NED Koordinatensystem ist ein kartesisches Rechtshandsystem, dessen Achsen wie folgt definiert sind: Die X-Achse zeigt in Richtung des Nordpols, die Y-Achse in Richtung Osten und die Z-Achse entgegengesetzt des Normalenvektors bezüglich eines Referenzellipsoids am Aufpunkt, siehe Abbildung A.15.

A.2.3 Koordinatenumrechnung

A.2.3.1 Ellipsoidische Koordinaten zu kartesischen Koordinaten

Gegeben sei ein Vektor in elliptischer Form $\vec{v} = (\varphi, \lambda, h)'$, welcher in einen Vektor $\vec{w} = (x, y, z)'$ in kartesische Koordinaten transformiert werden soll. Nach [Zhao, 1997] wird diese Transformation wie folgt durchgeführt:

$$x = (N + h) \cdot \cos(\varphi) \cdot \cos(\lambda) \quad (\text{A.71})$$

$$y = (N + h) \cdot \cos(\varphi) \cdot \sin(\lambda) \quad (\text{A.72})$$

$$z^2 = \left(\frac{b^2}{a^2} N + h \right) \cdot \sin^2(\varphi) \quad (\text{A.73})$$

mit

$$b = a \cdot (1 - f) \quad (\text{A.74})$$

und

$$N = \frac{a^2}{\sqrt{a^2 \cdot \cos^2(\varphi) + b^2 \cdot \sin^2(\varphi)}}. \quad (\text{A.75})$$

Wobei die große Halbachse a mit 6378137 m und die Abplattung f als $1/298,257223563$ im WGS 84 definiert sind.

A.2.3.2 Kartesische Koordinaten zu ellipsoidischen Koordinaten

Ebenfalls nach [Zhao, 1997] wird die Rücktransformation des Vektors \vec{w} aus kartesischen Koordinaten in elliptische Koordinatensystem durchgeführt:

$$\varphi = \tan^{-1} \left[\frac{(2 \cdot t + e^2) \cdot z}{(2 \cdot t + e^2) \cdot \sqrt{x^2 + y^2}} \right] \quad (\text{A.76})$$

$$\lambda = 2 \cdot \tan^{-1} \left[\frac{\sqrt{x^2 + y^2} - x}{y} \right] \quad (\text{A.77})$$

$$h = \text{sign}\left(t + \frac{e^2}{2} - 1\right) \cdot \sqrt{(x^2 + y^2) \cdot \left(1 - \frac{2}{2 \cdot t + e^2}\right)^2 + z^2 \cdot \left(1 - \frac{2 - 2 \cdot e^2}{2 \cdot t - e^2}\right)^2} \quad (\text{A.78})$$

mit

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a^2} = \sqrt{1 - (1 - f)^2} \quad (\text{A.79})$$

$$t = \sqrt{\sqrt{\beta^2 - k} - \frac{\beta + i}{2}} - \text{sign}(m - n) \cdot \sqrt{\frac{\beta - i}{2}} \quad (\text{A.80})$$

$$\beta = \frac{i}{3} - \sqrt[3]{q + D} - \sqrt[3]{q - D} \quad (\text{A.81})$$

$$k = \frac{e^4}{4} \cdot \left(\frac{e^4}{4} - m - n\right) \quad (\text{A.82})$$

$$i = -\frac{\frac{e^4}{2} + m + n}{2} \quad (\text{A.83})$$

$$m = \frac{x^2 + y^2}{a^2} \quad (\text{A.84})$$

$$n = \left[\frac{(1 - e^2) \cdot z}{b}\right]^2 \quad (\text{A.85})$$

$$q = \frac{(m + n + e^4)}{216} + \frac{m \cdot n \cdot e^4}{4} \quad (\text{A.86})$$

$$D = \sqrt{\left(2 \cdot q - m \cdot n \cdot \frac{e^4}{4}\right) \cdot m \cdot n \cdot \frac{e^4}{4}} \quad (\text{A.87})$$

Der Vollständigkeit halber sollen an dieser Stelle auch die Berechnungen für Positionen entlang der Z-Achse angegeben werden, wenn gilt $\sqrt{x^2 + y^2} = 0$:

$$h = \text{sign}(z) \cdot z - b \quad (\text{A.88})$$

$$\varphi = \text{sign}(z) \cdot 90^\circ \quad (\text{A.89})$$

A.2.3.3 Kartesische Koordinaten zu lokalen Koordinaten

Entsprechend [Kahmen und Faig, 1988] wird die Transformation von kartesischen ECEF Koordinaten zu Koordinaten im lokalen Navigationskoordinatensystem in zwei Schritten durchgeführt:

Zunächst wird die Position des Ursprungs des lokalen Koordinatensystems, ausgedrückt in WGS 84 Koordinaten ($O_{N,WGS84}$), von der Position des zu transformierenden Vektors $\vec{w} = (x_E, y_E, z_E)'$ subtrahiert. Im zweiten Schritt wird der resultierende Vektor dann mit der Rotationsmatrix C_E^N multipliziert, so dass man den Vektor $\vec{u} = (x_N, y_N, z_N)'$ erhält:

$$\vec{u} = \left(\vec{w} - \vec{O}_{N,WGS84} \right) \times C_E^N \quad (\text{A.90})$$

mit

$$C_E^N = \begin{bmatrix} -\sin(\varphi) \cdot \cos(\lambda) & -\sin(\varphi) \cdot \sin(\lambda) & \cos(\varphi) \\ -\sin(\lambda) & \cos(\lambda) & 0 \\ -\cos(\varphi) \cdot \cos(\lambda) & -\cos(\varphi) \cdot \sin(\lambda) & -\sin(\varphi) \end{bmatrix} \quad (\text{A.91})$$

A.2.3.4 Lokale Koordinaten zu kartesischen Koordinaten

Ebenfalls nach [Kahmen und Faig, 1988] ist die Rücktransformation von lokalen zu ECEF Koordinaten durch Umkehrung der Rechenschritte der Hintransformation definiert. Die Rotationsmatrix für die Rücktransformation ist dabei die Transponierte der C_E^N :

$$\vec{w} = \vec{u} \times C_N^E + \vec{O}_{N,WGS84} \quad (\text{A.92})$$

$$C_N^E = (C_E^N)' = \begin{bmatrix} -\sin(\varphi) \cdot \cos(\lambda) & -\sin(\lambda) & -\cos(\varphi) \cdot \cos(\lambda) \\ -\sin(\varphi) \cdot \sin(\lambda) & \cos(\lambda) & -\cos(\varphi) \cdot \sin(\lambda) \\ \cos(\varphi) & 0 & -\sin(\varphi) \end{bmatrix} \quad (\text{A.93})$$