

Unterstützung einer INS/GNSS-Kopplung mittels eines Zielverfolgenden Tachymeters

Bachelorarbeit

Steve Göhner 1184620

Luft- und Raumfahrttechnik

**Universität der Bundeswehr München
Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik
Institut für Raumfahrttechnik und Weltraumnutzung
Professur für Navigation
Univ.-Prof. Mag. Dr. habil. Thomas Pany**

Betreuer: Dipl.-Ing. Mohamed Bochkati

Hiermit möchte ich mich ausdrücklich bei meinem Betreuer Mohamed Bochkati bedanken, der mich stets unterstützte, mir Hilfestellung gegeben hat und mir das ein oder andere Thema leicht verständlich machte.

Besonderen Dank geht an meine Eltern und meinem Bruder, welche sich nicht nur schon seit Anfang an um mich gekümmert haben, sondern auch jetzt noch immer für mich da sind, wenn ich sie brauche.

Des weiteren möchte ich mich noch bei meiner Freundin bedanken, die jederzeit da ist um mein Stress runterzuholen und sich die Mühe gemacht hat, Korrektur zu lesen. Dies geht auch an all meine anderen Freunde, ob an der Uni oder Zuhause.

Ohne euch alle wäre mir diese Arbeit, in diesem Ausmaß, nicht geglückt!

EIDESSTATTLICHE ERKLÄRUNG

Hiermit versichere ich an Eides statt und durch meine Unterschrift, dass die vorliegende Arbeit von mir selbstständig, ohne fremde Hilfe angefertigt worden ist. Inhalte und Passagen, die aus fremden Quellen stammen und direkt oder indirekt übernommen worden sind, wurden als solche kenntlich gemacht. Ferner versichere ich, dass ich keine andere, außer der im Literaturverzeichnis angegebenen Literatur verwendet habe. Diese Versicherung bezieht sich sowohl auf Textinhalte sowie alle enthaltenden Abbildungen, Tabellen und Quelltexte. Die Arbeit wurde bisher keiner Prüfungsbehörde vorgelegt und auch noch nicht veröffentlicht.

23. März 2021

[Vorname] [Name]

Inhaltsverzeichnis

Danksagung	II
Abbildungsverzeichnis	VI
Tabellenverzeichnis	VII
Abkürzungsverzeichnis	VIII
1 Einleitung	9
2 Sensoren	11
2.1 GNSS	11
2.1.1 GNSS Beobachtungen	12
2.1.1.1 Codephase (Pseudoentfernung)	12
2.1.1.2 Trägerphase	12
2.1.2 Messmethoden	13
2.1.2.1 Differentiales GNSS (DGNSS)	13
2.1.2.2 Real Time Kinematic (RTK)	14
2.1.2.3 Precise Point Positioning (PPP)	14
2.2 Tachymeter	14
2.3 Inertialmesssysteme	15
2.3.1 XSens MTi-G-710	17
2.3.2 Fehlercharakteristik	17
2.3.3 Alignment	18
2.3.3.1 Statische Alignmente	18
2.3.3.2 Dynamisches Alignment	19
2.3.3.3 Zusammenfassung	19
2.3.4 Updates	20
2.3.5 Strap-Down	21
3 Kopplung	22
3.1 Kopplungsarten	22
3.1.1 Ungekoppelte Integration	22
3.1.2 Loosely Coupling	22
3.1.3 Tightly Coupling	23
3.1.4 Vergleich der Kopplungsarten	23
3.1.5 Kalman-Filter	24
3.2 Referenzsysteme	25
4 Messfahrt	27
4.1 Aufbau	27
4.2 Durchführung	28
4.2.1 Fahrtmuster	28
5 Auswertung	30
5.1 TerraPos	30
5.1.1 Hebelarm	30
5.1.2 Koordinatentransformation	31
5.2 GNSS-Only Lösung	32
5.3 Lose/Enge Kopplung zwischen GNSS und IMU	34
5.4 Simulierter GNSS Ausfall	36

5.5	Lose/Enge Kopplung zwischen GNSS, IMU und Tachymeter	39
5.6	GNSS Ausfall mit Unterstützung der Multistation 60	40
6	Zusammenfassung und Ausblick	45
7	Anhang	47
7.1	TerraPos	47
7.1.1	GNSS only	47
7.1.2	Lose Kopplung	47
7.1.3	Enge Kopplung	47
7.1.4	Integration der Leica Multistation 60 Beobachtungen in TerraPos	48
7.2	Vergleich der LC Lösung mit integriertem Tachymeter	51

Abbildungsverzeichnis

Signet der UniBwM	1
2.1 Trimble NetR9 [1]	11
2.2 Verfahren des DGNSS bzw. RTK	14
2.3 Leica Nova Multistation 60 [2]	15
2.4 Definition der Drehwinkel	16
2.5 Xsens MTi-G-710 [3]	17
3.1 Blockschaltbild einer Losen Kopplung [S.16][4]	23
3.2 Blockschaltbild einer Engen Kopplung [S.17][4]	23
3.3 Positionsbestimmung eines PKW´s anhand einer Gaus Verteilung	24
3.4 Positionsbestimmung eines PKW´s anhand mehreren Gaus Verteilung	24
3.5 Bildliche Darstellung der Vorgänge des Kalman Filters [S.147][5]	25
4.1 Messbus mit IMU (links); Prisma (rechts unten) und GNSS Antenne (rechts oben) .	27
4.2 Bewegungsmuster des Messbusses	29
5.1 Auftretende Koordinatensysteme während der Messung	31
5.2 Referenzstation (rot) und das Messfeld (blau)	33
5.3 Trajektorie des Messbus (aufgenommen mit ausschließlich GNSS Daten)	33
5.4 Standardabweichung der Position (links) und Geschwindigkeit (rechts) der GNSS Lösung	34
5.5 Standardabweichung der Position (links) und Geschwindigkeit (rechts) der LC Lösung	35
5.6 Standardabweichung der Position (links) und Geschwindigkeit (rechts) der TC Lösung	35
5.7 Differenz der LC und TC Lösung	36
5.8 Differenz der LC (links) und TC Lösung (rechts) zum GNSS	36
5.9 GNSS Datenausfall mit roten Kreisen symbolisiert	37
5.10 Standardabweichung der LC (links) und TC (rechts) mit simulierten GNSS Ausfall .	38
5.11 Differenz zwischen LC (links) / TC (rechts) mit Signalausfall zu GNSS	38
5.12 Differenz zwischen LC (links) und TC (rechts) mit MS60 zu GNSS	39
5.13 Differenz zwischen LC (links) und TC (rechts) mit MS60 zur Referenz bei GNSS Ausfall	41
5.14 Standardabweichung mit der MS60 bei GNSS Ausfall durch LC (links) und TC (rechts)	41
5.15 GNSS Ausfall von 40s	42
5.16 Differenz der TC zur Referenz, ohne (links) und mit (rechts) der MS60	43
5.17 Standardabweichung der TC, ohne (links) und mit (rechts) der MS60	43
7.1 Verwendetes <i>Mount File</i> mit den genannten Einstellungen	48
7.2 Format, welches die Textdatei besitzt	49
7.3 Einstellungen des Imports	49
7.4 Zusammenfügen der Dateien um Import zu starten	50
7.5 Integration in das TC Projekt	50
7.6 Datei für das <i>Position sensor setup</i>	51
7.7 Differenz der LC zur Referenz, ohne (links) und mit (rechts) der MS60	52
7.8 Standardabweichung der LC, ohne (links) und mit (rechts) der MS60	52

Tabellenverzeichnis

2.1	Genauigkeit Xsens MTi-G-710[3]	18
4.1	Hebelarm der Sensoren bezüglich des IMU Koordinatenursprungs	28
4.2	Zeiten der Messungen	28
5.1	Schätzungen des Hebelarms durch <i>TerraPos</i> in [m]	31
5.2	Abweichungen zwischen den Kopplungen zur reinen GNSS Lösung in [mm]	36
5.3	Zeitintervalle der Messungen mit GNSS Ausfall	37
5.4	Maximale Abweichung zur GNSS Lösung in [cm]	39
5.5	Maximal Auftretender Fehler bei GNSS Ausfall	40
5.6	Beispiel zur Erklärung der Standardabweichung	42
5.7	Übersicht der Werte beim TC in [cm]	44
7.1	Übersicht der Werte beim LC in [cm]	52

Abkürzungsverzeichnis

MS60	Multistation 60
LC	Loosely Coupled, lose Kopplung
TC	Tightly Coupled, enge Kopplung
ZUPT	Zero Velocity Update
CUPT	Coordinate Update
IMU	Inertial Measurement Unit
INS	Inertial Navigation System
GNSS	Global Navigation Satellite System
RINEX	Receiver Independent Exchange Format
KOS	Koordinatensystem
PPP	Precise Point Positioning, Absolute Positionierung
DGNSS	Differenzielle GNSS
RTK	Real Time Kinematic, Echtzeit Positionierung
ARP	Antennen Referenz Punkt

1 Einleitung

Schon im Jahre 1993 wurde der Grundstein der Satelliten bedingten Messung ins Leben gerufen, indem die Amerikaner ihr Globales Positionierung System (GPS) voll funktionsfähig im Erdorbit hatten[6]. Nicht viel später zogen auch weitere Konkurrenten nach und schickten ihre eigenen Satelliten ins All, um nicht von den Amerikanern abhängig zu sein. Dies war zu dieser Zeit extrem wichtig, denn das GPS wurde anfangs nur für militärische Zwecke genutzt. Heute, ein viertel Jahrhundert später, ist es uns möglich, jeglichen funktionsfähigen Satellit zu benutzen, um ganz alltägliche Herausforderungen zu meistern, sei es zum Navigieren zu unserem Urlaubsziel oder das Messen der gelaufenen Strecke, nach einem intensiven Dauerlauf. Das Globale Navigations Satellitensystem (GNSS), umgangssprachlich auch GPS genannt¹, ist heute nicht mehr aus unserem Alltag wegzudenken, sei es das Auto oder ein Smartphone, überall treffen wir diese Technik an.

Jedoch kann der Fall eintreffen, dass die Sichtverbindung zu den Satelliten gestört oder auch ganz geblockt wird. Gründe dafür können sein, dass hohe Gebäude oder andere Hindernisse diese Verbindung abschatten, wodurch nur eine geringe Anzahl der Satelliten sichtbar sind. Weitere Ursachen sind die beabsichtigten oder unbeabsichtigten Störungen, wie zum Beispiel Spoofing oder Jamming. Auch können die Signale der Satelliten keine Wände durchqueren, was die Navigation im Tunnel oder Gebäuden erschwert. Aus genau diesen Gründen wird eine Kopplung zwischen der GNSS und einem Inertialen Messsystem (IMS) bevorzugt. Durch solch eine Fusion ist es möglich die Navigation, auch ohne genügend Positionsinformationen der Satelliten, kurzzeitig weiter durchzuführen. Ein IMS benutzt gemessene Beschleunigungen um so auf die aktuelle Position zu gelangen, was unabhängig von anderen Faktoren erreicht wird. Jedoch ist die Genauigkeit eines solchen System nicht lange gewährt, weswegen die ermittelte Position mit der Zeit sehr unpräzise wird. Im Vergleich weisen zwar die Messungen mit GNSS Daten eine konstant hohe Genauigkeiten auf, haben jedoch eine starke Abhängigkeit zu den Satelliten. Werden nun in speziellen Fällen die beiden Systeme miteinander gekoppelt, so ist es möglich die positiven Eigenschaften beider Sensoren zu erhalten. Für die Anwendung in einer Stadt mit hohen Gebäuden, sollte darauf zurückgegriffen werden, da oft genug das Signal der Satelliten abgeschattet wird. Sollte dies geschehen kann das IMS selbstständig die Navigation, bis zur erneuten Sichtverbindung zu Satelliten, fortführen. Anders ist es bei Tunneln oder Parkhäusern, dort ist die Zeitspanne ohne GNSS Daten zu groß um eine Positionsbestimmung durchzuführen. Gerade deshalb ist es in solchen Umgebungen, wo mit einem GNSS Ausfall gerechnet wird, wichtig ein weiteres System zu integrieren, um dem IMS zusätzliche Stützdaten zu liefern. Ein passender Sensor wäre ein elektronisches Tachymeter, das mithilfe von Lasern den Abstand und daraus später die Position und Geschwindigkeit des Fahrzeuges bestimmt. Vorteil eines solchen Sensors ist die hoch genaue Bestimmung der Position eines Objektes, welche allerdings nur lokal gelten gemacht wird.

An der Universität der Bundeswehr München wurde vergangenes Jahr, im Rahmen einer Studienarbeit, ein Versuch zwischen GNSS und Tachymetrischen Daten, gestartet. Dabei wurde die Position eines fahrenden Autos, mithilfe von Satelliten und einem Tachymeter gemessen und die Ergebnisse verglichen. Dabei stellte sich heraus, dass die Genauigkeit der beiden Messungen, bei niedriger Geschwindigkeit und einem relativ kleinen Abstand zu den Messgeräten², sich nur um einige Millimeter unterscheiden. Somit stellt sich die Frage, ob unter den gegebenen Bedingungen ein Tachymeter als lokaler Ersatz zu den Satelliten dienen kann, wodurch eine Navigation auch in Gebäuden oder anderen Orten mit schlechtem GNSS Empfang gewährleistet werden könnte. Genau auf diese Frage wird im Laufe der Arbeit näher eingegangen und mithilfe von durchgeführten Versuchen auch beantwortet. Dazu wird eine Kopplung der gesamten vorliegenden Daten durchgeführt, um die präziseste Positionsbestimmung zu erhalten. Später wird noch ein

¹Dabei ist GPS die amerikanische Satellitenkonstellation und GNSS ist allgemein gefasst

²Niedrige Differenzen bei Fahrt bis zu 30km/h und bis zu einer Entfernung von ca. 60 Metern

Signalverlust des Satelliten simuliert und beobachtet wie sich die alleinige Kopplung der IMS und Tachymeter, in Bezug auf die Navigation, verhalten.

Durch das Abschließen dieser Auswertung können auch Aussagen über die Navigationsperformanz des Autonomen Fahrens getroffen werden, da dort die ständige Bestimmung der Position, Geschwindigkeit und der Beschleunigung unerlässlich sind. Die entwickelte Fusionsstrategie könnte auch als potentielle Referenzlösung für die Validierung von Fahrerassistenzsystemen, sowohl im Indoor- als auch in Outdoorbereich dienen.

2 Sensoren

Diese Arbeit beschäftigt sich mit der Fusion der Daten aus verschiedenen Messgeräten um eine gemeinsame Kopplungsmethode zu erzeugen. Die verwendeten Sensoren sind ein GNSS Empfänger, eine *Inertial Measurement Unit* (IMU) und ein zielverfolgendes Tachymeter. Um ein besseren Eindruck von diesen Gerätschaften und deren Funktionsweise zu bekommen, werden diese in den folgenden Abschnitten erläutert. Dabei wird ein größerer Fokus auf die Inertiale Messmethode gesetzt, da die anderen beiden schon detailliert in der vergangenen Arbeit beschrieben wurden³. In dieser sind auch Informationen über die Verwendeten Systeme und deren Fehlertoleranzen enthalten.

2.1 GNSS

Das *Global Navigation Satellite System* (GNSS), beschreibt unterschiedliche Satellitenkonstellationen, die es ermöglicht, durch verschiedene Messmethoden und Messverfahren, eine Positionsbestimmung zu erhalten. Es gibt einige Satellitensysteme die dafür genutzt werden können, das bekannteste ist das *Global Positioning System* (GPS), welches auch oft irrtümlich für das ganze Verfahren oder die Methode an sich gehalten wird. Um GNSS Signale zu empfangen, ist zu den sichtbaren Satelliten, auch ein Empfänger nötig, der die Signale aufnehmen und verarbeiten kann. Die Signale, sowie die Verarbeitung, kann je nach dem Empfänger unterschiedlich sein, was auch die Genauigkeit des Systems beeinflusst. Über die ein- und ausgehenden Signale wird in dem folgenden Kapitel näheres beschrieben.

Im Gegensatz zu der Inertialen Messmethode wird mithilfe der GNSS Daten keine Ausrichtung gemessen, allein durch die Daten von Satelliten ist es nur möglich, Aussagen über die Position und die Geschwindigkeit zu tätigen. Es wäre zwar möglich Informationen über die Raumlage zu bekommen, jedoch ist dies, im Hinblick auf Kosten und Konstruktion, weitaus aufwändiger [8], da mehrere Antennen nötig sind.

Der GNSS Empfänger, welcher für diese Arbeit genutzt wird, ist der *Trimble NetR9* (Abbildung 2.1), dieser kann Satelliten aus verschiedenen Konstellationen aufnehmen und dessen Daten verarbeiten. Für die hier durchgeführten Messungen, wird eine Abtastrate von 1Hz gewählt. Um nähere Informationen zu dem verwendeten Messinstrument zu erhalten, siehe die Studienarbeit von Steve Göhner „Untersuchung verschiedener Zeitsynchronisierungsansätze eines elektronischen Tachymeter für das Autonome Fahren“.



Abbildung 2.1: Trimble NetR9 [1]

³Studienarbeit von Steve Göhner,2020 [7]

2.1.1 GNSS Beobachtungen

Um mittels GNSS Daten eine Position und die Geschwindigkeit zu bestimmen, gibt es zwei Möglichkeiten die in Betracht gezogen werden können. Zum einem ist es das Code Verfahren, wobei ein pseudozufälliger (PRN- pseudo random noise) Code genutzt wird, zum anderen die Phasenmessung wo nicht länger der Code, sondern die Trägerphase selbst genutzt wird. Zusätzlich besteht die Möglichkeit der Doppler-Beobachtung, wobei die Relativgeschwindigkeit von Satellit und Empfänger benutzt wird, was in diesem Rahmen nicht weiter besprochen wird.

2.1.1.1 Codephase (Pseudoentfernung)

Um die Distanz zwischen einem Empfänger und dem Sender zu berechnen, wird die Ausbreitungsgeschwindigkeit und die Zeit des Signals, welche gebraucht wird um von einem zum anderen Objekt zu gelangen, benötigt. Die Ausbreitungsgeschwindigkeit ist gegeben durch die Lichtgeschwindigkeit, welche ungefähr $3 \cdot 10^8 \frac{m}{s}$ beträgt. Um das Zeitintervall zu berechnen, wird jeweils in dem Satelliten (Sender) und in der Antenne (Empfänger) derselbe Code gleichzeitig aufmoduliert. Dabei ist es von Bedeutung, dass der Empfänger die PRN Codes für alle Satelliten besitzt[9]. Dadurch dass der Code im Empfänger die ganze Sendezeit über weiter generiert wird, ist dieser bei Ankunft des Sendesignals unterschiedlich als zu Beginn. Um nun aber den Abschnitt zu finden, in dem der Sendecode direkt mit dem aufmodulierten Code übereinstimmt, wird dieser zeitlich verschoben. Mithilfe der Kreuzkorrelation wird dies gewährleistet, da ein Maximum entsteht, wenn die zu untersuchenden Codes exakt übereinstimmen. Das Zeitintervall ΔT , um welches der Empfängercode verschoben wird, ist die Zeit, die das Signal von Satelliten bis zum Empfänger brauchte. Dadurch sind die zwei unbekanntes bestimmt und es kann die Entfernung berechnet werden: $s = c \cdot \Delta T$. Um jetzt die Position des Empfängers im dreidimensionalen Raum zu ermitteln, sind drei Satelliten nötig, jeder Satellit für eine Raumrichtung. Jedoch ist die berechnete Entfernung nicht die reale Distanz zwischen den Objekten. Durch qualitativ niederwertige Quarzuhren in den Empfängern oder durch anderweitige Übertragungsfehler, kommt es zu einem Uhrfehler. Dieser Fehler mag zwar sehr gering ausfallen, doch erreicht mit der Multiplikation der Lichtgeschwindigkeit hohe Werte. Zur Verdeutlichung wird ein Empfängeruhrfehler von 0.1 ms angenommen. Das Produkt aus dem Zeitintervall und der Ausbreitungsgeschwindigkeit ergibt eine Distanz von 30 km. Diese Abweichung ist sehr markant und verfälscht das Ergebnis, weshalb mithilfe der zuvor erwähnten Formel nur die sogenannte Pseudoentfernung berechnet wird. Um nun auf die tatsächliche Position (R) des Objektes zu schließen, ist ein weiterer Satellit nötig, um die vierte Unbekannte (Uhrfehler δt) zu bestimmen. Somit sind im realen Fall vier Satelliten notwendig, welche auch alle gleichzeitig sichtbar sein müssen, um die Position eines Objektes zu bestimmen. Wird nun auch der Uhrfehler in der Berechnung berücksichtigt, so entsteht die Formel

$$R = (\delta t + \Delta T) \cdot c \quad (2.1)$$

für die reelle Entfernung zwischen Satellit und Empfänger. Durch diese Art der Messung können Genauigkeiten von weniger als einem Meter erreicht werden [9].

2.1.1.2 Trägerphase

Eine weitere Methode der Positionsbestimmung mittels GNSS ist die Trägerphasenmessung. Hierbei wird nicht mehr der Code moduliert, sondern es wird vielmehr die Trägerphase selbst verwendet. Dies wird mithilfe von NCO (Numerical Controlled Oscillator) in dem Empfänger bewerkstelligt, die zum einen, wie bei der Codephase, ein Referenzsignal erzeugen und ein weiterer NCO, der das Satellitensignal rekonstruiert, nachdem er es von Phasensprüngen befreit hat [S.214][10]. Nun ist ein Vergleich der Phasenlagen möglich, welcher zu eindeutigen Messepochen stattfindet. Dazu wird die Differenz von dem Satellitenphase Φ_{Sat} und der Phase der Referenzfrequenz Φ_R gebildet:

$$\Phi_m = \Phi_{Sat} - \Phi_R + N \quad (2.2)$$

Jedoch ist eine Differenzbildung der Phasen selbst nicht möglich, weshalb nur die Amplituden dieser genutzt werden [S.215][10]. Dies wiederum führt zu Ambiguitäten, was bedeutet, dass ein Mehrdeutigkeitsfehler vorhanden ist, da der Unterschied von ganzzahligen Vielfachen der Phasen nicht gemessen werden kann. Durch ununterbrochene Verbindung zu den Satelliten, ist es möglich die Ambiguitäten konstant zu halten und nur die Phasenreststücke aufzuaddieren, da die Mehrdeutigkeit N über längere Messepochen für jeden Satelliten gleich bleiben. In Wendel J. (2007) wurde dies mit den Worten

„Bei der Trägerphasenmessung handelt es sich also um eine Messung der Änderung des Abstandes zwischen Empfänger und Satellit, die um die Änderung des Uhrenfehlers seit dem Zeitpunkt, zu dem der Satellit sichtbar wurde, verfälscht ist.“ [S.106][11]

sehr gut verdeutlicht. Um solch eine Methode zu verwenden, setzt es wiederum voraus, dass für die Messung mindestens zwei Epochen benötigt werden. Eine Epoche beschreibt die Aufnahme und das Heranziehen von Daten aller sichtbaren Satelliten, welche für die Messung benötigt werden. Durch die Phasenlänge von unter einem Meter, werden Genauigkeiten von bis zu einigen Millimetern erreicht [9], wobei jedoch die Sichtverbindung zu den Satelliten nicht gestört werden darf, da sonst die Ambiguität nicht gelöst wird. Dieser Verlust der Phasenbeziehung wird auch *Cycle-slip* genannt und kann unter Umständen die Genauigkeit senken. Dies ist bei der Codephase nicht der Fall, da diese nicht der Ambiguität unterliegt und somit nur mithilfe einer Epoche eine Position ermittelt.

2.1.2 Messmethoden

Im folgenden werden häufig genutzte Methoden beschrieben, die zur Messung, von zentimeter- bis dezimetergenaue Positionen, herangezogen werden. Dabei soll sich nur auf drei der häufigsten Methoden beschränkt werden, die absolute -, differentielle - und Echtzeit Positionierung.

2.1.2.1 Differentiales GNSS (DGNSS)

Um eine Messung mit dem DGNSS durchzuführen, ist es notwendig, neben der Nutzerstation, welches in der Regel das zu messende Objekt ist, auch eine Referenzstation zu nutzen (siehe Abb.2.2). Die Position einer solchen Station wird durch unterschiedliche Verfahren sehr genau bestimmt [S.246][10], sodass diese als Referenz genutzt wird. Die Referenzstation misst auch die derzeitige Position, welche durch die aktuellen Satelliten bestimmt werden und kann dadurch den momentan auftretenden Fehler der Position bestimmen, weil sie Informationen über die gemessene und tatsächliche Lage der Referenzstation verfügt. Dieser Fehler wird nun an den Nutzerempfänger weitergegeben, welche sich mit den Informationen auch die tatsächliche Position herleitet, indem sie die gemessene Position mit den Werten der Referenzstation korrigiert. Für diesen Vorgang benötigt der Nutzerempfänger jedoch zwei Signalempfangseinrichtungen, da zu einem die Satellitensignale und zum anderen die Korrekturdaten der Referenzstation aufgenommen werden müssen. Um dies zu umgehen, ist es auch möglich die Auswertung und Korrektur im *post-processing* durchzuführen. Dadurch wird nicht die tatsächliche Position während der Messung bekannt, sondern erst durch das Zusammenfügen mit den Daten der Referenzstation. Sollte sich das Messobjekt nicht weiter als wenige 100km von einer solchen Station befinden, so kann die Position auf ein Meter genau bestimmt werden [S.248][10], im bereits erwähnten *post-processing* sogar auf wenige Zentimeter genau. Die erhöhte Genauigkeit kommt aus den zusätzlichen Daten die im Nachhinein der Messung hinzugefügt werden, sei es Ephemeriden oder präziser bestimmte Korrekturen.

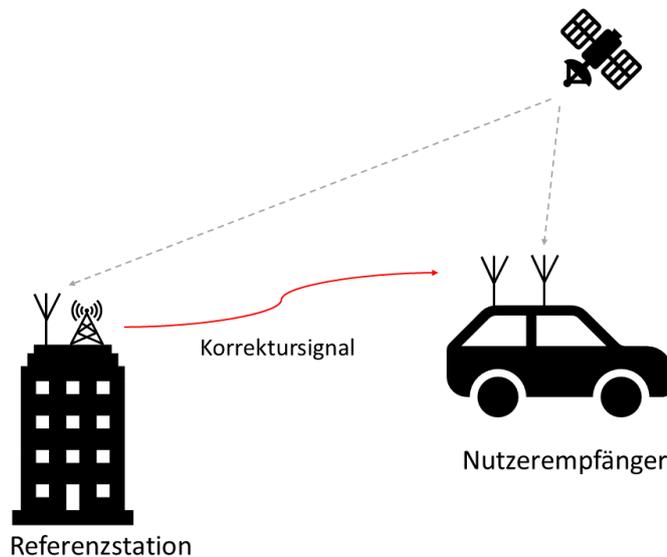


Abbildung 2.2: Verfahren des DGNSS bzw. RTK

2.1.2.2 Real Time Kinematic (RTK)

Die Methode der Echtzeitfähigkeit gleicht bei der Durchführung dem DGNSS. Auch hier wird neben der Nutzstation noch eine Referenzstation benötigt, um die Fehler zu ermitteln. Anders als zuvor werden neben der Codeinformationen noch Phaseninformationen mit berücksichtigt, um auf eine Genauigkeit von bis zu wenigen Zentimetern zu gelangen [S.249][10]. Allerdings ist es dabei wichtig, dass die Entfernung zur Referenzstation, aufgrund des steigenden Atmosphärischen Fehler, nur noch wenige Kilometer betragen darf.

2.1.2.3 Precise Point Positioning (PPP)

Der größte Unterschied zu den zuvor genannten Methoden, ist die Unabhängigkeit des Empfängers, denn dieser benötigt bei der PPP keine weiteren Referenzstationen mehr. Es können bei unterschiedlichen Bahndienste⁴ selber zusätzliche Informationen über den Satellitenorbit oder deren Uhrenkorrekturen heruntergeladen werden um so zu einer präzisen Lösung von wenigen Zentimetern zu gelangen [S.258][10]. Diese zusätzlichen Daten können in Echtzeit (PPP-RTK) oder auch im *post-processing* verarbeitet werden, wobei die PPP-RTK Methode nur lokal verfügbar ist und die allgemeine Form des PPP über einen längeren Zeitraum⁵ angewendet werden muss, um diese Genauigkeiten zu erreichen. Phasenmehrdeutigkeiten, welche nicht ganzzahlig gelöst werden, sind die Ursache der längeren Beobachtungszeit beim PPP, wohingegen bei der PPP-RTK diese ganzzahlig gelöst werden, um so schon nach wenigen Sekunden die genannte Genauigkeit erreicht wird. Diese schnelle Initialisierung ist jedoch nur durch weitere Informationen der Satelliten realisierbar, darunter auch Aussagen über den Zustand von Ionosphäre und Troposphäre, welche sehr Ortsabhängig sind, weshalb die PPP-RTK nur Regional anwendbar ist.

2.2 Tachymeter

In dieser Arbeit wird ein elektronisches Tachymeter genutzt, das es einem ermöglicht, ähnlich wie bei dem Satellitengestützten Verfahren, die Position zu messen. Ein großer Unterschied zu dem GNSS Verfahren, ist die Unabhängigkeit von Satelliten, wodurch ein größeres Einsatzspektrum möglich ist (wie zum Beispiel in Gebäuden oder Orte mit hoher Mehrwegausbreitung). Begrenzt ist dieses System von der lokalen Verfügbarkeit, denn das Tachymeter muss stationär aufgestellt

⁴z.B. der zivile Bahndienst IGS

⁵Laut [10] sind dafür 30-60 Minuten nötig

werden und misst die Daten in ein, davor erstelltes, Koordinatensystem. Dieses System ist meist lokal angelegt, kann aber durch bestimmte Orientierung global geltend gemacht werden.

Die *Leica Nova MultiStation 60 (MS60)* ist das Tachymeter, auf dem in dieser Arbeit zurückgegriffen wurde, welches in Abbildung 2.3 abgebildet ist. Dieses wird in der schon erwähnten Arbeit von Göhner S. (2020) näher erläutert. Mit diesem Tachymeter wird in den Versuchen, mithilfe einer internen Applikation (*Meas and Stream App*), eine Abtastrate von 20 Hz angestrebt.



Abbildung 2.3: Leica Nova Multistation 60 [2]

2.3 Inertialmesssysteme

Die bereits beschriebenen Systeme sind für die Bestimmung der Position und der Geschwindigkeit eines Objektes unausweichlich, gerade das GNSS wird auf Land, See und in der Luft angewendet. Jedoch sind, unter anderem, in der Luftfahrt die Anforderungen sehr hoch und es werden noch weitere Daten, wie die Ausrichtung des Flugzeugs, benötigt, welche mit zusätzlichen Instrumenten bestimmt werden können. Eins dieser Instrumente ist das Inertialmesssystem (IMS), welches durch mehrere Beschleunigungs- und Drehratenmesser dies bewerkstelligen kann. Unter anderem wird noch der Begriff Inertial Navigation System (INS) genutzt, welcher das nutzen eines Navigationsrechners impliziert. Vollständigkeitshalber wird zusätzlich der Begriff Inertial Measurement Unit (IMU) erläutert. Die IMU ist ein konkretes Instrument, welches die oben genannten Messungen verwendet, das IMS hingegen ist eher der allgemeine Begriff dieser Instrumente [S.18][12].

Als wichtigstes Merkmal eines IMS ist die Unabhängigkeit von anderen Quellen, so ist es möglich alleine durch die gesammelten Daten der IMS die Lage des Objektes, in dem Inertial Koordinatensystem⁶, zu bestimmen. Es ist ratsam zusätzliche Beobachtungen von GNSS zu nutzen, da dadurch der IMU Drift kompensiert werden kann. Dies wird in Abschnitt 3 näher erläutert.

Die Funktionsweise eines IMS beruht auf Beschleunigungs- und Drehratensensoren, wobei in

⁶Lagebestimmung auch in anderen Koordinatensystemen möglich

der Regel jeweils ein dreiachsiger Accelerometer und ein dreiachsiges Gyroskop im System enthalten sind. Dadurch können Aussagen über die Translation (durch Beschleunigungssensoren) und die Rotation (durch Drehratensensoren) eines Objektes getroffen werden. Diese drei Sensoren, welche zu einer Einheit gehören, sind meist orthogonal ausgerichtet, damit die Auswertung und das Fehlverhalten beschleunigt und verbessert werden kann. Durch das Messen der Beschleunigung in die drei Raumrichtung, kann durch Integration die Geschwindigkeit, sowie nach weiterer Integration die Position festgestellt werden. Doch mit der Integration entstehen unbekannte Konstanten, welche ohne zusätzlichen Daten nicht bestimmt werden können. Dies ist für eine lokale Bestimmung nicht ausschlaggebend, sollten die Daten jedoch in anderen Koordinatensystemen transformiert und die Bewegung global betrachtet werden, so ist es nötig diese Konstanten mittels GNSS Daten zu bestimmen. Als Beispiel soll ein fahrender PKW betrachtet werden, dieser hat eine konstante Geschwindigkeit $v_0 = 20 \frac{m}{s}$, die er durch eine Beschleunigung auf $v_1 = 30 \frac{m}{s}$ erhöht. Die IMU wurde erst während v_0 gestartet und misst die Beschleunigung, integriert diese um die Geschwindigkeit zu erhalten $\int a_{R1} dt = v_{R1} + C$. Dabei wäre jedoch die ermittelte Geschwindigkeit nur die, welche durch die Beschleunigung zusätzlich auftritt. Mithilfe der GNSS Geschwindigkeitsdaten kann die Konstante berechnet werden, um so zur tatsächlichen Geschwindigkeit zu gelangen. Theoretisch werden nur Informationen über den Anfangszustand des Objektes benötigt, für den weiteren Verlauf kann das IMS die Unbekannten mithilfe der zuvor ausgewerteten Daten berechnen. Allerdings werden jedes mal konstante Fehleranteile und das Rauschen des Sensors mitberechnet was wiederum über die Zeit, je nach Endgerät, zu einem großen Drift führen kann. Deshalb ist es nötig die IMU ständig mit GNSS Updates zu versorgen, da sonst nach einem langen Zeitraum keine genauen Daten ausgegeben werden kann und somit keine deutliche Positionierung stattfindet.

Mithilfe der Gyroskope kann die Lageänderung des Objektes berechnet werden. Wie der Abbildung 2.4 zu entnehmen ist, wird dazu die Norm aus der Luftfahrt verwendet [S.21][12]. Die Drehung um die Vertikalachse (x_3^b) wird als Yaw-Winkel bezeichnet, der Vorgang wird im Deutschen als Gieren betitelt. Der Pitch-Winkel ist die Drehung um die Querachse (x_2^b) und wird auch als Nicken bezeichnet. Findet eine Drehung um die Längsachse (x_1^b) statt, so ist damit der Roll-Winkel gemeint, welcher Vorgang auch als Rollen betrachtet werden kann [13]. Nachdem die Translation und Rotationen zusammengeführt werden, so ist es möglich, die Ausrichtung und Lage des Objektes zu bestimmen.

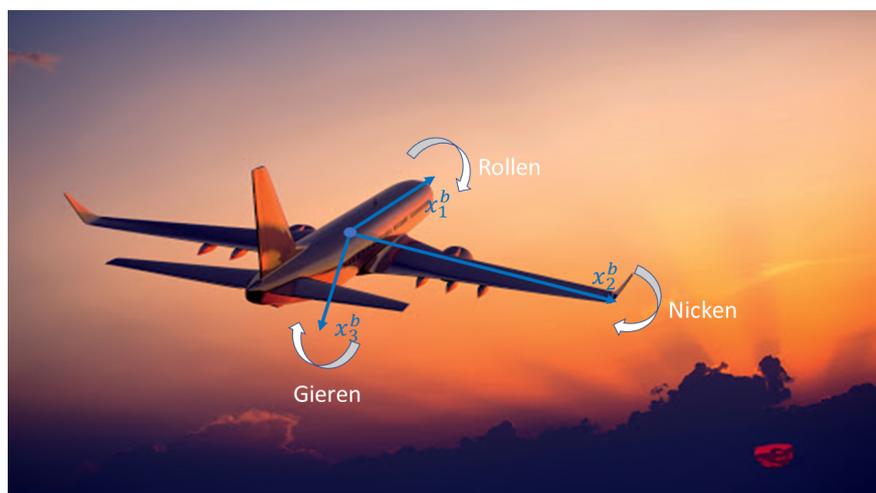


Abbildung 2.4: Definition der Drehwinkel

2.3.1 XSens MTi-G-710

Die in dieser Arbeit verwendete IMU, ist die MTi-G-710 von der Firma XSens (Abbildung 2.5), welches das Flaggschiff der MiT 100-Serie ist [14]. Diese Modelle in der Serie können, durch Luftlöcher, den inneren Druck an den äußeren Atmosphärischen Druck anpassen, um so den zusätzlich vorhandenen Barometer ordnungsgemäß in Betrieb zu nehmen. Im Gegensatz zu den anderen Produkten der Serie, hat die 710 ein eingebauten GNSS Empfänger, der mittels einer Antenne, Satellit-verbesserte 3-Dimensionale Ausrichtung ausgeben kann. Durch die Kopplung mit den GNSS Empfänger ist eine Aussage über die Position, der Geschwindigkeit und Zeit möglich, welche so direkt nicht von einem Inertialen Messsystem gemessen werden können. Die IMU kann, auch ohne die Antenne, Beschleunigung, Drehrate und das Magnetfeld⁷ messen, wodurch auch auf die Geschwindigkeit und Position geschlossen werden kann [14]. Die Messungen der IMU erfolgen in 400 Hz.



Abbildung 2.5: Xsens MTi-G-710 [3]

2.3.2 Fehlercharakteristik

Wie auch bei anderen Messverfahren, kann es hier zu einigen Fehlereinflüssen kommen. Diese sind nicht immer konstant, weswegen sie nicht durch ein einmaliges Messen ausgeschlossen werden können. Dabei wird hier zwischen den Kurz- und Langzeitfehlern unterschieden. Die Gerätefehler sind, wie auch bei jedem anderen Messinstrument, vom Werk aus in dem System integriert. Die Rede ist von nicht perfekt ausgelegten Sensorachsen, die nicht exakt orthogonal zueinanderstehen. Da dies jedoch die Auslegung solch einer Inertialen Messung ist, muss eine Korrekturmatri \mathbf{M} mit den tatsächlichen auftretenden Daten \vec{w}_{ib} verrechnet werden. Noch dazu tritt, intern im Sensor, ein Rauschen \vec{n}_w auf, welches, wie der Nullpunktfehler \vec{b}_w , aufaddiert werden muss. Wird nun die Messung der Beschleunigungssensoren \vec{w}_{ib} betrachtet, so setzt sich das Ergebnis wie folgt zusammen:

$$\vec{w}_{ib} = \mathbf{M} * \vec{w}_{ib} + \vec{b}_w + \vec{n}_w \quad (2.3)$$

[S.67][11] Diese Fehler hängen stark von der Güte des Produktes ab und können sehr unterschiedlich ausfallen. In Tabelle 2.1 sind die Herstellerangaben der hier verwendeten IMU zu sehen.

Wie bereits oben beschrieben, wird durch Integration der zuvor gemessenen Daten auf Geschwindigkeit und Position geschlossen. Dabei wird nicht nur der Messwert, sondern auch der vorhandene Fehler mit aufintegriert und zur neuen Messung hinzugefügt, was genauso wie der Drift das Messergebnis negativ beeinträchtigt. Nun haben diese Fehler, bei einer kurzen Messung, nur eine geringe Auswirkung, welche auf längerer Sicht jedoch eklatant werden. Denn desto länger die IMU den Wert,

⁷Dazu ist ein Magnetometer verbaut

Tabelle 2.1: Genauigkeit Xsens MTi-G-710[3]

Kalibrierte Sensor Daten		
Roll/pitch	Static	0.2°
	Dynamic	0.3°
Yaw		0.8°
Position und Geschwindigkeit		
Horizontale Position	1 σ STD	1.0 m
Vertikale Position	1 σ STD	2.0 m
Genauigkeit der Geschwindigkeit	1 σ RMS	0.05 $\frac{m}{s}$
Sensor Spezifikationen		
	Gyroskope	Accelerometer
Initialer Bias Fehler	0.2 $\frac{c}{s}$	5mg
Bias Stabilität	10 \bar{h}	15 μg

mit dem sie die Messung gestartet hat, aufintegriert und diesen dann weiter propagiert, wächst die Abweichung und es können keine validen Aussagen über Geschwindigkeit und Position getroffen werden [S.60][11]. Durch solche Numerischen Fehlern schafft es die IMU nur zu einer Kurzzeitstabilität. Um trotzdem eine Langzeit Messung, mit präzisen Ergebnissen durchzuführen, müssen Vergleichswerte mitberücksichtigt werden. Beispielsweise können zusätzliche GNSS Daten dabei helfen, den Drift zu verringern und ermöglicht so eine Langzeitstabilität [S.59][15].

2.3.3 Alignment

Das Alignment, zu Deutsch Ausrichtung, ist ein notwendiger Vorgang, bei dem die Startlage ($\phi_{yaw}(t_0)$; $\phi_{roll}(t_0)$; $\phi_{pitch}(t_0)$) der IMU bestimmt wird. Dadurch dass die IMU in einem Bezugssystem arbeitet, müssen dessen Sensorachsen jedes mal erneut orientiert werden, was durch diesen Vorgang gewährleistet wird. Es ist wichtig die Ausrichtung ordnungsgemäß und vollständig durchzuführen, denn davon hängt später die Genauigkeit der Messung ab [15]. Um dies zu bewerkstelligen gibt es verschiedene Durchführungen, welche die mehr Zeit in Anspruch nehmen und andere die sehr zeitschonend sind. Je nach Bedarf kann eine Form des Alignment für die eigenen Bedürfnisse ausgewählt werden.

2.3.3.1 Statische Alignmente

Wie der Name vermuten lässt, befindet sich das System in Ruhe während die Startlage bestimmt wird. Dabei wird zwischen zwei Vorgehensweisen unterschieden, wobei der einzige grundlegende Unterschied in der Ruhezeit des Objektes liegt. Es ist offensichtlich, dass eine höhere Genauigkeit erreicht wird, desto länger das System die Fehler schätzen kann. Durch das statische Messen, können nicht alle Parameter geeicht werden, bei dieser Methode kann nur der Roll und Pitch Winkel relativ genau bestimmt[S.33][12].

Grobes Alignment

Um solch eine Art der Ausrichtung durchzuführen, ist es nötig das sich der Messkörper in Ruhe befindet. Berechtigter Weise werden bei einem statischen Verfahren keine Beschleunigungen erwartet, wodurch kein effektives Alignment gewährleistet werden würde. Doch auch in Ruhe wirken auf dem Messkörper Beschleunigungen, denn der Körper ist nur in Bezug zur Erde in Ruhe, die Erdbeschleunigung wirkt wie gewohnt auf ihn. Somit sollte dies die einzige Beschleunigung sein, die gemessen wird. Doch durch Fehlkalibrierung oder anderweitige Fehler, wie zum Beispiel stochastische Fehleranteile, kann das Ergebnis gestört werden. Nun hat aber die IMS die erforderlichen Randbedingungen und kann auf diese unvorhergesehenen Beschleunigungen

reagieren um ihre Standardabweichung zu verringern. Dieser grobe Prozess nimmt ungefähr 120 Sekunden in Anspruch [12], sollte deshalb unter den besten Voraussetzungen stattfinden. Damit ist gemeint, dass keine unnötig weiteren Beschleunigungen hervorgerufen werden sollten, weswegen es sich anbietet, ein solches Alignment in vibrationsarmer Umgebung durchzuführen. Sollte sich die IMS an einem Fahrzeug befinden, ist es auch Ratsam die im Fahrzeug befindlichen Personen herauszuholen, denn jede Bewegung der Personen im Auto wirkt sich negativ auf die Kalibrierung aus.

Feines Alignment

Wie auch zuvor muss sich der Messkörper in Ruhe befinden und vor möglichen Störungen geschützt sein. Hinzu kommt ein Kalman-Filter, der die Messdaten so filtert, dass eine Schätzung des Instrumentenfehlers durchgeführt werden kann und somit die Genauigkeit der Messung erhöht wird. Der Filter besitzt ein dynamisches Modell und ist daher eher für Prozesse in Bewegung geeignet, kann allerdings für solch eine Methode auch als ruhend angesetzt werden [S.35][12]. Die Dauer für ein solchen Prozess ist von Sensor zu Sensor unterschiedlich, doch es sollten ungefähr 10 Minuten dafür in Anspruch genommen werden [S.35][12]. Mit statischen Alignments schafft es die IMU nur die Raumlage zu bestimmen, für die Auflösung des Headings ist das Systeminterne Rauschen zu groß. Um dies trotzdem zu bestimmen, wird ein kinematisches Alignment durchgeführt.

2.3.3.2 Dynamisches Alignment

In dieser Methode ist es notwendig das System in Bewegung zu bringen, damit durch den Kalman-Filter genügend Informationen gesammelt werden können, um so eine hinreichende Kalibrierung durchzuführen. Dabei ist es vom Vorteil Kreis- oder S-Förmige Bewegungen durchzuführen, denn somit wird ein höherer Effekt der Rotationen und Beschleunigungen erreicht, was sich positiv auf die Ergebnisse der Standardabweichungen auswirkt.

„Dies gilt im Besonderen für den Fehler im heading Winkel und die horizontalen Accelerometer-biases, die in Ruhe oder geradliniger Bewegung im Vergleich zu den restlichen Zuständen relativ schlecht geschätzt werden.“ [S.44][12]

Durch die vorher beschriebenen Bewegungen treten hohe Querschleunigung und *Attitude* Änderungen auf, welche deutlich in der Auswertung ersichtlich sind. Sollten nun Probleme oder Unstimmigkeiten in den beiden Bereichen auftreten, so kann der Fehler genauer bestimmt und nachträglich eliminiert werden. Auch auf die Sicht des Gier-Winkel ist es vom Vorteil sich dynamisch zu bewegen, denn somit verbessert sich auch diese Schätzung enorm [S.45][12].

Im Vergleich zu dem Statischen Alignment ist der ständige Empfang des GNSS Signals unabdingbar, da fortlaufend Updates der Position benötigt werden, um so das Fehlerverhalten der IMU positiv zu beeinflussen.

2.3.3.3 Zusammenfassung

Das statische Alignment beherbergt einen sehr viel geringeren Aufwand, da sich das System durchgehend auf nur einer Position befinden muss. Als Nachteil fällt auf, dass die Genauigkeit darunter leidet und nicht alle Winkel ideal geschätzt werden.

Wenn viel Zeit und genügend Platz (für das Bewegungsmuster) vorhanden ist, sollte besser auf das kinematische Alignment zurückgegriffen werden, da durch die optimale Nutzung des Kalman-Filter eine präzisere Schätzung der Winkel erfolgen kann. Dennoch sollte darauf geachtet

werden, dass die Fahrt dort vollzogen wird, wo keine negativen Einflüsse auf das GNSS Signal stattfinden. Sollte dies nicht zu gewährleisten sein, so ist es empfehlenswert auf das einfache statische Alignment zurückzugreifen, da es sonst zu fehlerhaften GNSS Updates kommt und dies wiederum führt zu mangelhaften Schätzungen der Winkel.

2.3.4 Updates

In dem folgenden Abschnitt werden auf die Updates eingegangen, welche durch die IMU selbstständig durchgeführt werden können. Im folgenden wird das *Zero Velocity Update* (ZUPT) und das *Coordinate Update* (CUPT) vorgestellt, wobei das Update des ZUPT sich auf die Geschwindigkeit bezieht, dass der CUPT hingegen auf die Koordinaten der Position.

Zero Velocity Update

Wie der Name schon erahnen lässt, kann dieses Verfahren nur ausgeführt werden, wenn sich die IMU im stationären Fall befindet [15]. Dies kann je nach Einsatzort unterschiedlich ausfallen, zum Beispiel sind es beim Auto nur die roten Ampelphasen, bei einem Fußgänger besteht jeder Schritt aus einem stationären Anteil, wohingegen bei einem fliegenden Flugzeug nur ein CUPT und keine ZUPT durchgeführt werden kann.

Erkennt das System, dass die Geschwindigkeit nahezu null ist⁸, so wird diese Information in den Kalman Filter integriert, wodurch eine neue Einschätzung der Fehler hervorgerufen wird [16]. Zusätzlich werden die zuvor propagierten Positionen verbessert, da mithilfe des korrigierten Fehlers, Rückschlüsse auf die aktuelle Position getroffen werden kann [17]. Ein Auto, welches sich an einer roten Ampel befindet, soll als Beispiel dienen. Die IMU trifft die ganze Zeit Aussagen über die Position, Geschwindigkeit und Beschleunigung des Autos, welche mit der Zeit immer mehr Abweichen können, weswegen es im Kalman Filter einen Term gibt, welcher die Fehlereinschätzung beinhaltet. Nachdem das Auto zum Stillstand gekommen ist, wird dies vom System erkannt und es wird ein ZUPT in die Wege geleitet, wobei fest gesagt wird, dass keine Geschwindigkeit vorhanden ist. Dies geht in dem Kalman Filter ein und dessen Fehlereinschätzung, in Bezug auf die Geschwindigkeit, wird erneuert. Aus der Differenz wird ersichtlich wie genau die Einschätzung war, die der Filter propagiert hat. Nun kann eine genauere Aussage über die tatsächliche Position des Autos getroffen werden. Neben Korrektur der Position, Geschwindigkeit und Beschleunigung, wird auch die Neigung der Längs- und Querachse korrigiert, wohingegen die Vertikalachse nicht durch einen solchen Vorgang beeinflusst werden kann [17].

Coordinate Update

Anders als beim ZUPT wird sich nicht auf die Geschwindigkeit beschränkt, sondern es werden die Koordinaten aktualisiert. Dies kann die ganze Zeit, während des aktiven Einsatz der IMU, oder an sogenannten CUPT Stationen erfolgen [4], wobei die Position einer solchen Station sehr präzise ermittelt wurden. Um sich von diesen Stationären Einrichtungen zu lösen, können auch weitere Sensoren benutzt werden, wie zum Beispiel ein GNSS Empfänger. Mithilfe der satellitengestützten Daten werden die gemessenen Positionen miteinander verglichen und somit eine optimale Lösung gefunden. Für die Bewertung der gemessenen Werte wird ein Kalman Filter genutzt, um so die Parameter, darunter auch die Fehlereinschätzungen, der IMU zu idealisieren.

⁸Geschwindigkeit kann, aufgrund von Sensorrauschen, nicht exakt gemessen werden

2.3.5 Strap-Down

Am Anfang der Inertialen Navigation wurde auf die Methode der Plattform- Systeme zurückgegriffen. Diese Systeme bestanden aus 3 Kardanischen Gelenken, welche dazu dienten, Rotationskräfte auf die, in der Mitte befindende, Plattform zu unterbinden. Auf der Plattform sind drei Beschleunigungsmesser installiert, die durch die Lagerung, immer gleich im Raum ausgerichtet sind. Dies führt zu einer Entkopplung der Plattform von der Bewegung des Objektes. In einigen Bereichen werden solche Systeme noch heute verwendet [S.23][12], doch sie wurden schon vor einiger Zeit von Strapdown-System abgelöst, nicht zuletzt wegen des geringeren Gewichts und des Platzbedarfs.

Bei Strapdown-Systemen findet keine Entkopplung zwischen den Objekt und Sensoren statt, vielmehr wird das System regelrecht an das Objekt festgeschnallt (engl.: strap down). Dadurch wird nunmehr die Rotationen und die Beschleunigung des Objektes gemessen. Trotzdem findet auch hier eine Stabilisierung der Plattform statt, welche nicht mehr mechanisch, sondern durch Numerische Methoden verwirklicht werden. Dieser wird allgemein als Strapdown-Algorithmus deklariert, welche einer Rechenvorschrift gleicht. Mithilfe der Rechnungen können die aktuellen Beschleunigungen und Drehraten anhand der vorhergegangenen Ergebnissen berechnet werden.

„Die Strapdown-Rechnung lässt sich grob in drei Schritte einteilen: Propagation der Lage durch Integration der Drehraten, Propagation der Geschwindigkeit durch Integration der Beschleunigung und Propagation der Position durch Integration der Geschwindigkeit.“ [S.45][11]

Wie bereits erwähnt, ist dabei ein ständiger Austausch der Ergebnisse von vorherigen Rechnungen essentiell um eine möglichst genaue Lösung beizubehalten.

3 Kopplung

Um die Daten der IMU und deren Propagation zu stützen, wird der Fokus auf eine Fusion mit GNSS Daten gelegt. Es gibt einige Möglichkeiten dies zu realisieren, welche in dem kommenden Abschnitt erläutert werden. Auch wird im folgenden noch darauf eingegangen, welche Bezugssysteme es gibt und in welchem Referenzkoordinatensystem sich die gemessenen Daten der IMU befinden.

3.1 Kopplungsarten

Die GNSS und INS Daten werden mit verschiedenen Methoden miteinander gekoppelt. Es gibt, aufgrund von nicht einheitlich festgelegten Definitionen, mehrere Kopplungsarten. Um es überschaubar zu lassen, werden im Folgenden auf diese Vertreter eingegangen:

- Ungekoppelte Integration
- Lose gekoppelte Integration, Loosely Coupling
- Eng gekoppelte Integration, Tightly Coupling

Die verschiedenen Integrationen werden anhand der verwendeten Stützinformationen festgelegt.

3.1.1 Ungekoppelte Integration

Die ungekoppelte Integration ist die einfachste Methode um die Daten, der beiden unterschiedlichen Systeme, miteinander zu kombinieren, denn die IMU und der GNSS Empfänger messen unabhängig voneinander und übergeben diese Daten jeweils an einem Kalman Filter, dessen Ergebnisse im Nachhinein kombiniert werden. Für das GNSS wird die Position und Geschwindigkeit ermittelt, im Gegensatz dazu, wird durch die IMU noch zusätzlich die Orientierung herausgefunden [S.40][12]. Die Daten werden in der Kombination jedoch ständig, durch die Standardabweichung, neu gewichtet. Wie bereits beschrieben, ist die Genauigkeit der GNSS Daten nahezu konstant, wohingegen die der IMU mit laufender Zeit abdriften. Aus diesem Grund ist nach einer gewissen Zeitperiode der Anteil von Satellitengestützten Daten in der Kombination deutlich größer als der Anteil, welcher aus dem INS System hergeht. Die eben erklärte Gewichtung findet allerdings nur bei der Position und Geschwindigkeit statt, bei der *Attitude*, die Orientierung, wird sich nur auf Ergebnisse der INS gestützt, da diese die einzigen vorhandenen Informationen sind.

3.1.2 Loosely Coupling

Wie auch in der ungekoppelten Integration wertet jedes System die Daten einzeln aus, jedoch findet eine Rückführung der GNSS-Position und Geschwindigkeit in den Kalman Filter der INS [S.41][12] statt, wodurch die Messung der GNSS Empfänger als Stützinformationen für die IMU verwendet wird. Dies ist hilfreich, um den Sensorfehler des INS zu schätzen. Ein Problem, welches in beiden besprochenen Kopplungsarten auftritt, ist das der Navigationsfehler zunimmt, sobald weniger als vier Satelliten sichtbar sind [S.192][11]. Bei der Losen Kopplung ist durch die Schätzung des Fehlers der IMU, die Genauigkeit trotzdem höher als bei der Methode ohne Kopplung. In Abbildung 3.1 ist dieser Vorgang noch einmal bildlich dargestellt.

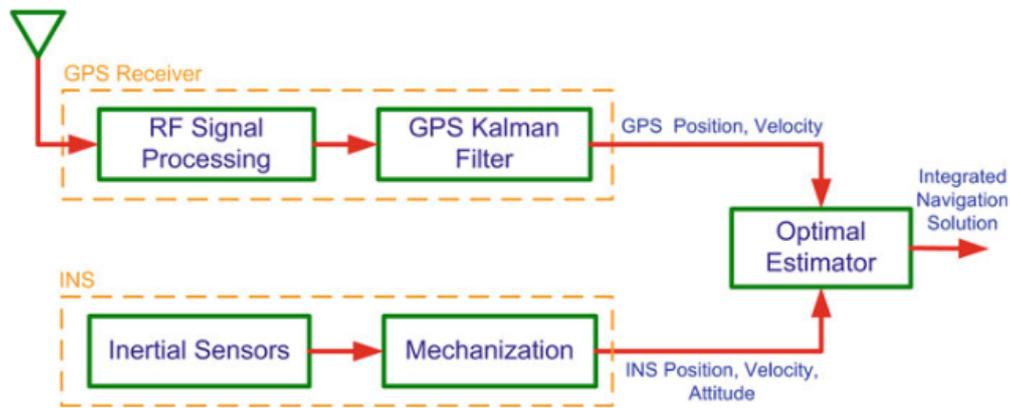


Abbildung 3.1: Blockschaltbild einer Losen Kopplung [S.16][4]

3.1.3 Tightly Coupling

Im Gegensatz zu den bereits erwähnten Methoden, wird in dieser nur ein zentraler Kalman Filter zum Einsatz kommen, auch werden die Daten nicht erst kombiniert, nachdem diese separat ausgewertet wurden, die Kombination findet auf der Rohdatenebene statt [S.41][12]. Durch eine Rückführung der Fehlervariablen beider Systeme, kann eine ständige Fehlerkorrektur durch den Filter erfolgen. Auch ist es durch die Verarbeitung der Rohdaten möglich, bei weniger als vier sichtbaren Satelliten eine hinreichende Stützung des Inertialnavigationssystem zu schaffen, da trotzdem Pseudorange- und Deltarange- Messungen von verbliebenen Satelliten an den Kalman Filter übertragen werden (siehe Abb. 3.2). Dadurch kann der anwachsende Navigationsfehler, der in den vorher beschriebene Kopplungsarten, verlangsamt oder gar verhindert werden.

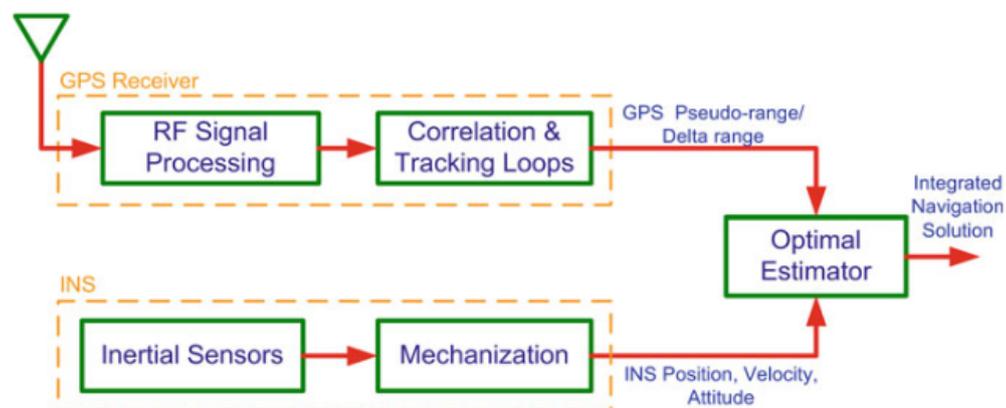


Abbildung 3.2: Blockschaltbild einer Engen Kopplung [S.17][4]

3.1.4 Vergleich der Kopplungsarten

Der Aufbau der Methoden unterscheidet sich, auf den ersten Blick, nur gering voneinander. Doch dies ist sehr relevant auf Hinblick der Genauigkeiten und Robustheit des Systems. So ist der Entwicklungsaufwand der losen Kopplung viel geringer als der einer engen Kopplung (wohingegen eine ungekoppeltes System noch einfacher zu realisieren ist), doch es werden ständig mindestens vier Satelliten benötigt, was dieses System anfälliger macht, weshalb es abhängig vom Einsatzgebiet ist, ob und welche Kopplung bevorzugt werden sollte.

3.1.5 Kalman-Filter

Der Kalman Filter ist ein, in den 1960er Jahre entwickelter, Algorithmus, der den Zustand eines linearen Systems schätzt. Dieser Algorithmus wurde schon für die Apollo Missionen genutzt und findet noch heute weitreichenden Einsatz, zum Beispiel bei der Navigation [18].

Im groben besteht der Kalman Filter aus zwei Vorgängen, Schätzungen und Updates von Messungen, welche sich gegenseitig beeinflussen.

In Bezug auf dieser Arbeit, wird dies anhand eines fahrenden PKW 's beschrieben, dessen Position (in Richtung x-Achse) zum Zeitpunkt $t = 0$ gemessen wird. In den Schätzungen werden alle vorhandenen Messwerte verarbeitet und somit die Position des Objektes festgelegt. Die Bestimmung der Position kann nicht deutlich ausgegeben werden, da in den Rechnungen auch Abweichungen berücksichtigt werden (zum Beispiel das Rauschen bei dem Satellitensignal). Mithilfe der Messwerte und dem geschätzten Fehler wird zum Beispiel eine Gaus Verteilung erstellt, die die Wahrscheinlichkeit des Aufenthaltsort widerspiegelt. Anhand Abbildung 3.3 wird ersichtlich das diese Gaus Funktion schmal ist und nur der Bereich zwischen den Nullstellen in Frage kommt, wo sich das Objekt befinden kann. Dies ist die geschätzte Position zum Zeitpunkt $t = 0$, mit Berücksichtigung der Fehlereinflüsse.



Abbildung 3.3: Positionsbestimmung eines PKW 's anhand einer Gaus Verteilung

Nun erfolgt ein weiterer Propagationsschritt, in diesem wird mithilfe des bereits ermittelten Schätzwert und dem Fehler, eine weitere Gaus Verteilung erstellt, welche eine Aussage über Position des Fahrzeug, zum Zeitpunkt $t = 1$, trifft. Im Gegensatz zum Update durch die Messsensoren, werden bei diesem Verfahren keine aktuellen gemessenen Daten genutzt, sondern nur die bereits verwendeten, um so zu einer Positionsschätzung zu gelangen (siehe 3.4, rot). Auch zum Zeitpunkt $t = 1$ werden die Daten durch Instrumente gemessen und es erfolgt eine weitere Schätzung, welcher in der Abbildung blau markiert ist.

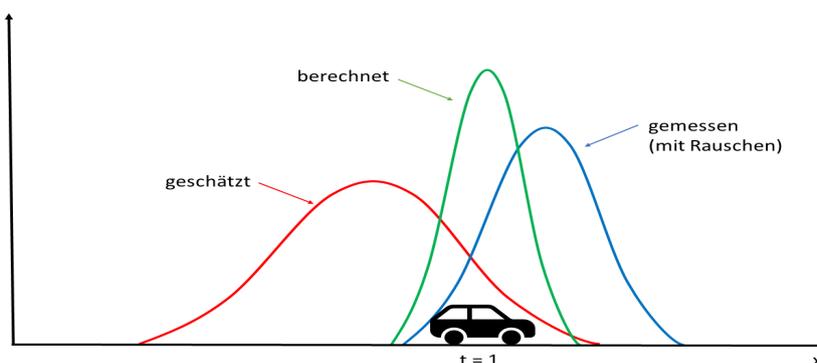


Abbildung 3.4: Positionsbestimmung eines PKW 's anhand mehreren Gaus Verteilung

Nun sind dadurch zwei unterschiedliche Gauss Verteilungen entstanden, welche sich nur bedingt überlappen. Um nun die tatsächliche Position des Fahrzeuges zu bestimmen, werden die Funktionen miteinander multipliziert, wodurch eine weitere Distribution (siehe Abb. 3.4, grün) entsteht, die weder komplexer noch größere Werte einnimmt [18]. Durch diesen Algorithmus kann die tatsächliche Position, aufgrund eines Zustandsvektor, ausfindig gemacht werden. In diesem Zustandsvektor sind alle Informationen des Systems enthalten.

Zudem verfügt der Filter über eine Bestimmung des Kalman Gewinn, welcher über das Verhältnis, der sich bildenden Kovarianzen, ermittelt wird. Dadurch findet eine Gewichtung statt, die über den Einfluss der Messwerte zu den propagierten Werten festlegt [S.34][12]. Dies spielt in dem Algorithmus eine große Rolle, denn nur so ist es möglich unter verschiedenen Einflussfaktoren eine noch präzisere Einschätzung der aktuellen Position zu erhalten. So kann der Filter beispielsweise den Messdaten der IMU mehr *vertrauen* schenken, sollte sich das Fahrzeug in einer Umgebung befinden, wo es nur erschwert GNSS Daten aufnehmen kann.

Um hier mehr ins Detail zu gehen, wird die Abbildung 3.5 zur Hilfe genommen. Mithilfe des geschätzten Messwertes $\hat{\mathbf{x}}_0^-$ und dessen Fehler Kovarianzmatrix \mathbf{P}_0^- , kann der Kalman Gewinn berechnet werden. Dabei wird zusätzlich noch die rauschfreie Matrix (Messmatrix) \mathbf{H}_k zwischen Messung und Zustandsvektor, sowie die Korrelationsfaktor R_k zur Berechnung genutzt. Nach diesem Schritt werden die Ergebnisse der Schätzung mit einer realen Messung \mathbf{z}_k fusioniert, wodurch ein Vektor $\hat{\mathbf{x}}_k$ entsteht, der als tatsächlichen Messwert anzunehmen ist. Mit diesem wird eine neue Fehler Matrix gebildet, welche zusätzlich dazu dient eine neue Kovarianzmatrix zu erstellen, die für den nächsten geschätzten Wert gelten soll. Für die Berechnung der Schätzung für die neue Matrix \mathbf{P}_{k+1}^- und des Messwertes $\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^-$ ist noch die Übergangsmatrix ϕ_k erforderlich. Danach geht es wieder weiter mit dem Kalman Gewinn, und dies solange bis keine weiteren Messwerte in den Kalman Filter eingehen. Dieser kurze Absatz sollte nur einmal die Mathematik des Kalman Filters aufzeigen, um tiefer in Materie zu gehen, empfiehlt es sich in [5] oder 19 hineinzulesen.

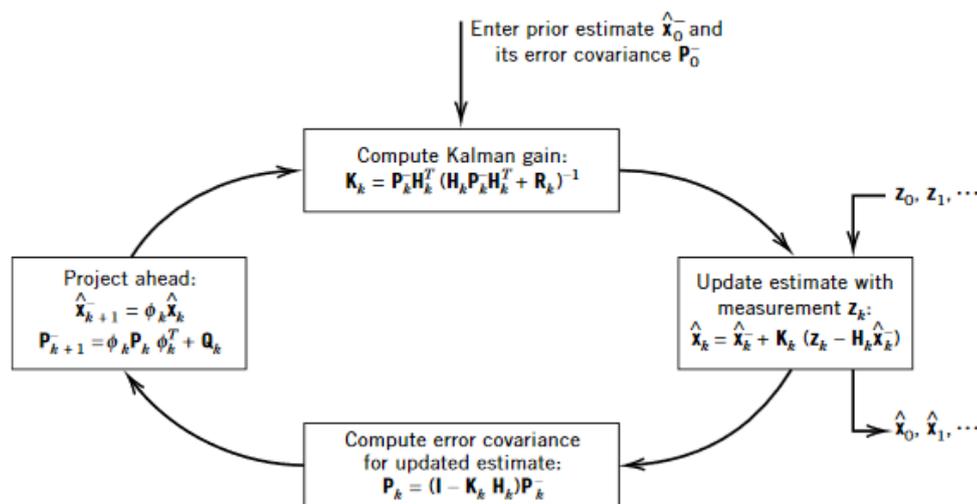


Abbildung 3.5: Bildliche Darstellung der Vorgänge des Kalman Filters [S.147][5]

3.2 Referenzsysteme

Die Inertialnavigation stellt ihre Messungen in bestimmten Koordinatensystemen dar, wohingegen die Daten der GNSS in ein anderes überführt werden. Daher ist es wichtig, die Daten von dem

einem Koordinatensystem in ein anderes zu übertragen, um so eine Kopplung von mehreren Messdaten zu bewerkstelligen. Aus Gründen der Übersichtlichkeit wird in diesem Kapitel nur auf die wichtigsten Vertreter der Referenzsysteme eingegangen, nämlich auf das körperfeste Koordinatensystem (b-frame), das Inertialkoordinatensystem (i-frame), das erdfeste Koordinatensystem (e-frame) und das Navigationskoordinatensystem (n-frame). Dabei ist die Erklärung der Koordinatensystem an [11] angelehnt.

Das **körperfeste Koordinatensystem** hat den Ursprung in dem zu messenden Objekt. Dabei richten sich die Achsen in Fahrzeuglängsrichtung (x^b), dazu orthogonal nach rechts (y^b) und nach unten (z^b). Durch Strapdown Systeme und die senkrechte Ausrichtung der Inertialsensoren, werden die Messdaten einer IMU in genau diesem Koordinatensystem ausgegeben [S.28][11].

Der Ursprung des **Navigationskoordinatensystem** fällt mit dem des körperfesten zusammen. Die x^n und die y^n Achse sind tangential zum Erdellipsoid und zeigen in Nord- beziehungsweise Ostrichtung. Die z^n Achse liegt auf einer Linie mit der Schwerebeschleunigung, welche in Richtung der Erdmitte verläuft.

Das **Inertialkoordinatensystem** besitzt den Ursprung im Mittelpunkt des Erdellipsoids. Die Rotationsachse der Erde wird als z^i Achse bezeichnet, wobei die x^i und die y^i Achse senkrecht zur ihr auf der Äquatorebene liegen.

„Eine IMU misst Beschleunigungen und Drehraten des körperfesten Koordinatensystems bezüglich des Inertialkoordinatensystems.“ [S.28][11]

Der Ursprung des **Erdfesten Koordinatensystems** liegt, wie auch bei dem Inertialkoordinatensystem, im Mittelpunkt des Erdellipsoids. Jedoch dreht sich dieses Koordinatensystem mit der Erde mit, sodass es in Bezug zur Erde als fest angenommen wird. Dadurch fallen die z^i und die z^e zusammen und die anderen Achsen liegen senkrecht auch auf der Äquatorebene, wobei sich dessen Ausrichtungen unterscheiden. Die x^e Achse verläuft durch den Greenwich-Meridian (auch Nullmeridian genannt), die y^e Achse steht orthogonal zu den beiden und vervollständigt das rechtsdrehende kartesische Koordinatensystem [S.19][12].

4 Messfahrt

Die folgende beschriebene Durchführung, erfolgte im Rahmen meiner Studienarbeit an der Universität der Bundeswehr München, wobei die Genauigkeit eines elektronischen Tachymeters gegenüber eines GNSS Empfänger überprüft wurde. (Für eine detailliertere Beschreibung der Durchführung siehe [7].)

4.1 Aufbau

Durch das Verfolgen eines Kraftfahrzeuges, an dessen Dach unterschiedliche Applikationen montiert werden können, wurde die Messfahrt realisiert. In Abbildung 4.1 ist das ganze Setup zu sehen, dabei ist in grün die *XSens MTi-G-710*, in rot das 360 °Prisma von der Firma Leica und in blau die *Trimble Zephyr 2 Antenne* dargestellt. Zusätzlich befand sich im Messbus noch der *Trimble NetR9 Empfänger* und auf der Teststrecke die Multistation. Das Prisma dient der Reflektion des Lasers, welcher von der *MS60* stammt, wohingegen die Antenne zum Empfangen der Satellitensignale genutzt wird. Das Prisma wurde mit einem Dreifuß auf ein Gestell des Daches montiert, wobei die Antenne Konzentrisch darüber fixiert wurde, damit nur die Hebelarmkomponente in Z-Richtung, zwischen diesen zwei Sensoren, berücksichtigt werden muss. Die IMU wurde fest an dem Messbus fixiert, um ein Strap-down System (vgl. Abschnitt 2.3.5) zu erhalten.



Abbildung 4.1: Messbus mit IMU (links); Prisma (rechts unten) und GNSS Antenne (rechts oben)

An Abbildung 4.1 ist zu erkennen das das Antennenphasenzentrum, der Punkt an dem die GNSS Signale zusammentreffen, die Mitte des Prisma, welcher den gemessenen Punkt des Tachymeters entspricht, und die IMU sich nicht gleichen. Aus diesem Grund wurde im Vorfeld der Hebelarm zwischen den montierten Systemen ausgemessen um so später die Daten auf einen gemeinsamen Punkt zurückzuführen. Dazu wurde als Referenzpunkt die IMU genutzt, was bedeutet das die Entfernung der Antenne und des Prismas in Bezug auf diese festgelegt wurden. Die Hebelarme sind in der folgenden Tabelle 4.1 nochmal gesondert aufgeführt. Durch eine koaxiale Lagerung gleichen sich die Abstände der X- und Y-Achse, weswegen sich nur die Z-Achse verändert. Messungen und Korrektur der Hebelarme fanden im *b-frame* statt.

Als Teststrecke wurde ein großer freiräumiger Bereich gewählt, auf dem unterschiedlichste Muster, ohne Platzprobleme, abgefahren werden konnten. Die Strecke ist zwar so gewählt, dass die GNSS Signale keine nennenswerten Behinderungen erfahren (hohe Gebäude, Verspiegelungen /Reflexionen), jedoch ist sie sehr offen, was den Bereich stark Windanfällig macht und sich dies negativ auf

Tabelle 4.1: Hebelarm der Sensoren bezüglich des IMU Koordinatenursprungs

Sensoren	X-Abstand[m]	Y-Abstand[m]	Z-Abstand[m]
GNSS Antenne	0,074	-0,405	-0,230
360° Prisma	0,074	-0,405	-0,170

das statische Alignment der IMU auswirkt. Sobald das Fahrzeug losfährt sind solche Einflüsse an den Messwerten der *Xsens* nicht bemerkbar.

4.2 Durchführung

Nach nur kurzer Konfiguration war der *Trimble NetR9* einsatzbereit. Mit der *MS60* musste zunächst noch ein Koordinatensystem definiert werden, da sonst die Daten nur lokal gemessen würden. Dazu wurde ein bereits existierendes übergeordnetes topozentrisches KOS aufgestellt. Durch das Messen weiterer Prismen, die auf Festpunkte gestellt wurden, die zuvor exakt mittels GNSS ausgemessen wurden, konnte eine freie Stationierung des Tachymeters durchgeführt werden, welche es ermöglicht die gemessenen Daten global zu betrachten. Bei der IMU wurden vor dem Start noch die Rohdaten, mittels einem GPS-Zeitstempel, bestimmt. In dem folgenden Absatz wird auf das Fahrmuster, welches der Messbus durchgeführt hat, eingegangen.

4.2.1 Fahrmuster

An Abbildung 4.2 kann der weitere Verlauf der Fahrt abgelesen werden. Nachdem sich das Auto in Bewegung gesetzt hat, wurde angestrebt senkrecht zur *MS60*, vor- und zurückzufahren (a). Das Tachymeter wurde an der Position *N3* (vgl. Abb. 4.2) stationiert. Als dies einige Male wiederholt wurde, setzte sich das Messobjekt parallel zum Tachymeter in Bewegung (b). Zum Abschluss wurden noch einige Schleifen gefahren (c), um so viele Daten für die Beschleunigungs- und Drehratensensoren der IMU zu sammeln. Das Muster wurde so gewählt, sodass die Bewegung in allen Richtungen, mit Ausnahme der Höhe oder Tiefe, erfolgte und somit eine reelle Fahrt eines Autos simuliert wurde.

Insgesamt hat die Fahrt ungefähr 10 Minuten betragen, inklusive der wenigen Minuten die statisch verliefen. In der Tabelle ?? sind die Zeitintervalle noch einmal gesondert aufgelistet. Dabei steht in der Tabelle zuerst die Zeit im Format *hh:mm:ss* und daneben noch im Bezug zum Start der Messung ($t=0$). Das Wetterverhältnis während der Fahrt, setzte sich aus mäßigen Wind und teilweise bedeckten Himmel zusammen, weswegen größere Fehler aufgrund dieser Umwelteinflüsse, auszuschließen sind.

Tabelle 4.2: Zeiten der Messungen

Bewegung	Uhrzeit	Sekunden seit Start [s]	Δt [s]
Statisch (Anfang)	12:31:23 - 12:32:15	0 - 52	52
a	12:32:15 - 12:35:16	52 - 233	181
b	12:35:16 - 12:37:21	233 - 358	125
c	12:37:21 - 12:40:41	358 - 558	200
Statisch (Ende)	12:40:41 - 12:41:26	558 - 604	46

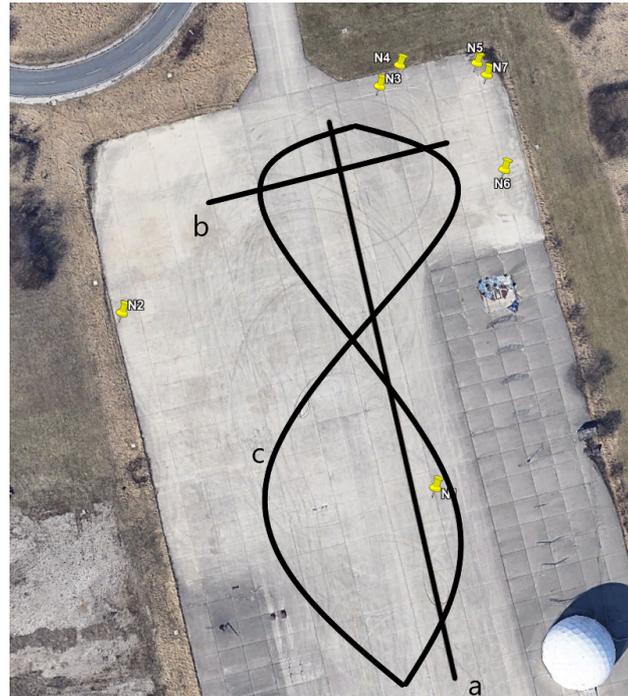


Abbildung 4.2: Bewegungsmuster des Messbusses

5 Auswertung

Während der Fahrt wurden Daten von verschiedenen Sensoren gesammelt, welche im Nachhinein zusammengefügt und verglichen werden mussten, um Aussagen über die Genauigkeit der einzelnen Sensoren oder der Fusion zu tätigen. Bei der Auswertung wurde ein kommerzielles Software-Paket von der Firma *TERRATEC AS* genutzt, bei der es möglich ist, alle gemessenen Daten zusammenzufügen und anschließend zu vergleichen. Dabei geht es viel mehr darum, die komplementären Eigenschaften aller verwendeten Sensoren zu untersuchen. Dazu sollen auch die GNSS und IMU Daten mithilfe von LC und TC fusioniert werden, um sie danach miteinander zu vergleichen. Als nächstes soll aus dem Datensatz des *Trimble NetR9* einige Zeitintervalle herausgeschnitten werden, um so einen Satellitenausfall zu simulieren. Ist dies vollzogen, wird zur der Kopplung noch die *MS60* hinzugefügt. Auch hier soll beobachtet werden, wie sich die Lösung verändert, vor allem im Hinblick auf die Versuche mit den Simulierten GNSS Ausfällen. Nach Abschluss können Aussagen darüber getroffen werden, ob es möglich ist, einen Tachymeter zur Stützung einer IMS zu nutzen, um so auch während blockierter oder unzureichenden Satellitensichtverbindung stets valide Positions- und Dynamikinformationen zu erhalten.

5.1 TerraPos

Um die Fusion von Verschiedenen Sensoren zu ermöglichen, wird auf die Software *TerraPos* (*Version 2.5.6*) zurückgegriffen. Dieses Programm ermöglicht sehr präzise Datenauswertung der Position und der Ausrichtung eines Objektes [20], welche durch Inertiale- und/oder GNSS Sensoren gemessen wurden. Dabei werden alle globalen, sowie lokalen, Satellitenkonstellationen und die unterschiedlichen Kopplungsarten unterstützt. Der Prozess kann durch weitere Instrumente, z.B. Hodometer und Magnetometer, ergänzt werden, um so eine Fusion aller bereitgestellten Daten zu gewährleisten. Die Daten werden in *post-processing* ausgewertet [21], was bedeutet, dass die gesammelten Daten erst im Nachhinein bearbeitet und beurteilt werden. Dadurch erst ist es möglich, die ganzen Informationen zu koppeln und auszuwerten. Für eine genauere Beschreibung dieses Programms siehe [20].

In dieser Arbeit soll durch dieses Software Paket eine Fusion des verwendeten GNSS Empfänger, der IMU und dem Tachymeter stattfinden. Dabei wird eine lose, oder auch gegebenenfalls enge Kopplung zwischen dem *Trimble NetR9* und der *Xsens* erstellt, welche zusätzlich noch von der *MS60* auf Koordinatenebene gestützt wird. Um die Messdaten in dass Programm einzupflegen, mussten bestimmte Dateitypen benutzt werden, welche, genauso wie die Implementierung der Daten, im Anhang näher erläutert werden.

5.1.1 Hebelarm

Wie bereits angesprochen ist es wichtig die Hebelarme der Sensoren zu berücksichtigen, da sich sonst ein Offset einstellen würde und die Daten nicht miteinander verglichen und fusioniert werden können. In Tabelle 4.1 wurden diese schon erwähnt, welche jedoch nur mittels einem Meterstab bestimmt wurden. Daraus kann geschlossen werden, dass die Angaben nicht unbedingt den realen Hebelarm, aufgrund der Messunsicherheit, widerspiegeln. Aus diesem Grund wurde auch hier das Programm *TerraPos* genutzt, denn dieses hat eine Einstellung, mit der es einem ermöglicht den Hebelarm zu schätzen. Um eine Propagation der geforderten Daten zu starten, wurde die TC Methode ausgewählt, da diese als eine sehr präzise und stabile Kopplung gilt. Nachdem die Daten Ausgewertet wurden, konnte der geschätzte Hebelarm eingesehen werden, welcher wieder in das System eingepflegt wurde und ein weiteres mal Propagiert wird. Dies wurde solange fortgeführt,

bis die Differenz der neuen zur alten Lösung nur noch im Millimeterbereich lagen. In der folgenden Tabelle sind die Daten der Durchführungen aufgelistet⁹.

Tabelle 5.1: Schätzungen des Hebelarms durch *TerraPos* in [m]

Schätzungen	X-Richtung	Y-Richtung	Z-Richtung
0 (eigene Messung)	0,0740	-0,4050	-0,23
1	0,1135	-0,4024	-0,2631
2	0,1215	-0,4021	-0,2923
3	0,1221	-0,4021	-0,3186

Nachdem das Programm dreimal den Hebelarm anhand der vorherigen Werte geschätzt hat, sind sie annähernd konvergiert. Der einzige Ausreißer ist die Messung in der Z-Richtung, diese erhöhte sich mit jedem Vorgang¹⁰ erneut, weshalb hier der Ursprüngliche Hebelarm von 23 Zentimetern genutzt wird.

Die Hebelarme beziehen sich nur auf die Lösungen der Kopplungen, dieser beschreibt die Entfernung des GNSS Referenz Punktes (ARP) zu der IMU in dem Körperfesten Rahmen *b-frame*. Um später Vergleiche zu erzielen, werden die Daten über *MATLAB* ausgewertet, wobei die Kopplungen gegenüber der reinen GNSS Lösung aufgezeigt werden. Die Messdaten der LC und TC beziehen sich auf den Ursprung der IMU, die GNSS Lösung hingegen auf den Antennen Referenz Punkt. Aus diesem Grund muss der Hebelarm auch bei dem Vergleich berücksichtigt werden, um nicht einen Offset zu bekommen. Anfangs wurde versucht die GNSS Daten um den Hebelarm zu reduzieren, was jedoch zu keiner aussagekräftigen Lösung führte, weswegen es in *TerraPos* selbst eine Option gibt, das die Ergebnisse der Kopplungen sich auch auf den ARP beziehen. Nachdem diese Daten exportiert wurden, konnte mit der Auswertung gestartet werden, da die Ergebnisse den Erwartungen entsprachen.

5.1.2 Koordinatentransformation

Durch den Aufbau der Sensoren, welcher in Abbildung 4.1 nochmal gesondert aufgezeigt ist, gab es neben den Hebelarmen auch unterschiedliche Koordinatensysteme die berücksichtigt werden müssen, diese sind in Abbildung 5.1 abgebildet. Die Auswertung der Daten hat im *b-frame* stattge-

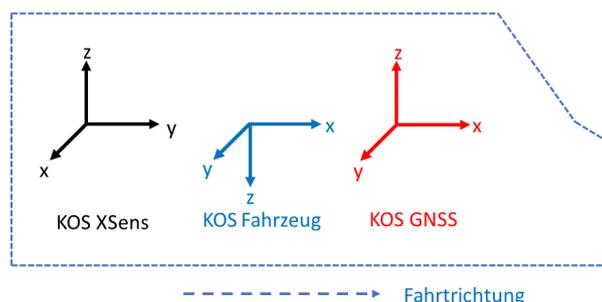


Abbildung 5.1: Auftretende Koordinatensysteme während der Messung

⁹Werte gelten auch, mit Ausnahme von der Z-Richtung, für die *MS60*

¹⁰Es wurden zusätzlich noch zwei weitere Schätzungen vorgenommen

funden, wobei die Fahrtrichtung auf der X-Achse lag, senkrecht nach rechts die Y-Achse und nach unten zeigte die Z-Achse. Die IMU war jedoch nicht zur Fahrtrichtung ausgelegt, weshalb bei der Auswertung mit *TerraPos* eine Drehung des KOS unabdingbar war. Zum Anfang wurde die Z-Achse um -90° gedreht, danach die X-Achse um 180° , was dazu führte, dass die IMU nun auch in dem entsprechenden KOS des *Bodyframe* transformiert wurde. Um dies Mathematisch Auszudrücken, wird dies an der Rotationsmatrix verdeutlicht. Dabei setzt sich diese Matrix aus drei Komponenten zusammen:

$$R_x(\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & -\sin\alpha \\ 0 & \sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix}; R_y(\beta) = \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & \sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix}; R_z(\gamma) = \begin{bmatrix} \cos\gamma & -\sin\gamma & 0 \\ \sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

Diese werden wie folgt zusammengerechnet

$$R = R_x(\alpha) \cdot R_y(\beta) \cdot R_z(\gamma) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & -\sin\alpha \\ 0 & \sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & \sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\gamma & -\sin\gamma & 0 \\ \sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

$$R = \begin{bmatrix} \cos\alpha\cos\beta & \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma - \sin\alpha\cos\gamma & \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma + \sin\alpha\sin\gamma \\ \sin\alpha\cos\beta & \sin\alpha\sin\beta\sin\gamma + \cos\alpha\cos\gamma & \sin\alpha\sin\beta\cos\gamma - \cos\alpha\sin\gamma \\ -\sin\beta & \cos\beta\sin\gamma & \cos\beta\cos\gamma \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

mit den Winkeln

$$\alpha = 180^\circ; \beta = 0^\circ; \gamma = -90^\circ$$

vereinfacht sich die Matrix zu

$$R = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

mit der die Transformation durchgeführt werden kann.

Die GNSS Antenne wird automatisch in das vorhergesehen KOS transformiert, wobei sich dort nur die Z-Achse ändert (siehe Abb. 5.1). Bei dem Tachymeter ist dies auch der Fall, genau wie die Antenne, misst die *MS60* ihre Daten in einem topozentrischen KOS, jedoch nur solange sie ihre Daten, durch eine Orientierungsmethode, global gelten macht.

5.2 GNSS-Only Lösung

Hier wird mithilfe der Software eine GNSS Lösung im *post-processing* bestimmt. Um dies zu realisieren, wird zusätzlich noch eine Referenzstation benötigt, die im Nachhinein die GNSS Daten korrigiert, wodurch eine DGNSS-Lösung entsteht. Solche Stationen sind stationär und auf der ganzen Welt verteilt, um so die GNSS Lösung zu verbessern. In Abbildung 5.2 ist die genutzte Referenzstation zu sehen, die sich auf dem Gelände der Universität der Bundeswehr befindet. Auch ist dieser Abbildung das aufgetretene Bewegungsmuster zu entnehmen, welches in Abbildung 5.3 nochmal gesondert dargestellt wurde. Dabei ist zu beachten, dass der Koordinatenursprung genau der Startpunkt des Messbusses ist.

In Abbildung 5.4 ist die Standardabweichung der Position, sowie der Geschwindigkeit dargestellt. Wird die Position betrachtet, so wird ersichtlich das der Fehler bei der Nord- und Ost Komponente einem Zentimeter entspricht, die Höhe hingegen, liegt bei einer Genauigkeit von etwas mehr als zwei Zentimetern. Die Ergebnisse waren zu erwarten, da sich diese mit den Herstellerangaben gleichen[1]. Bei der Höhe wird eine doppelte bis dreifache Ungenauigkeit zu den anderen Komponenten erwartet, was auf die Konstellation der Satelliten zurückzuführen ist. Wird zum Beispiel die zwei Dimensionale Position auf der Erdoberfläche gemessen, so könnte, vereinfacht dargestellt,

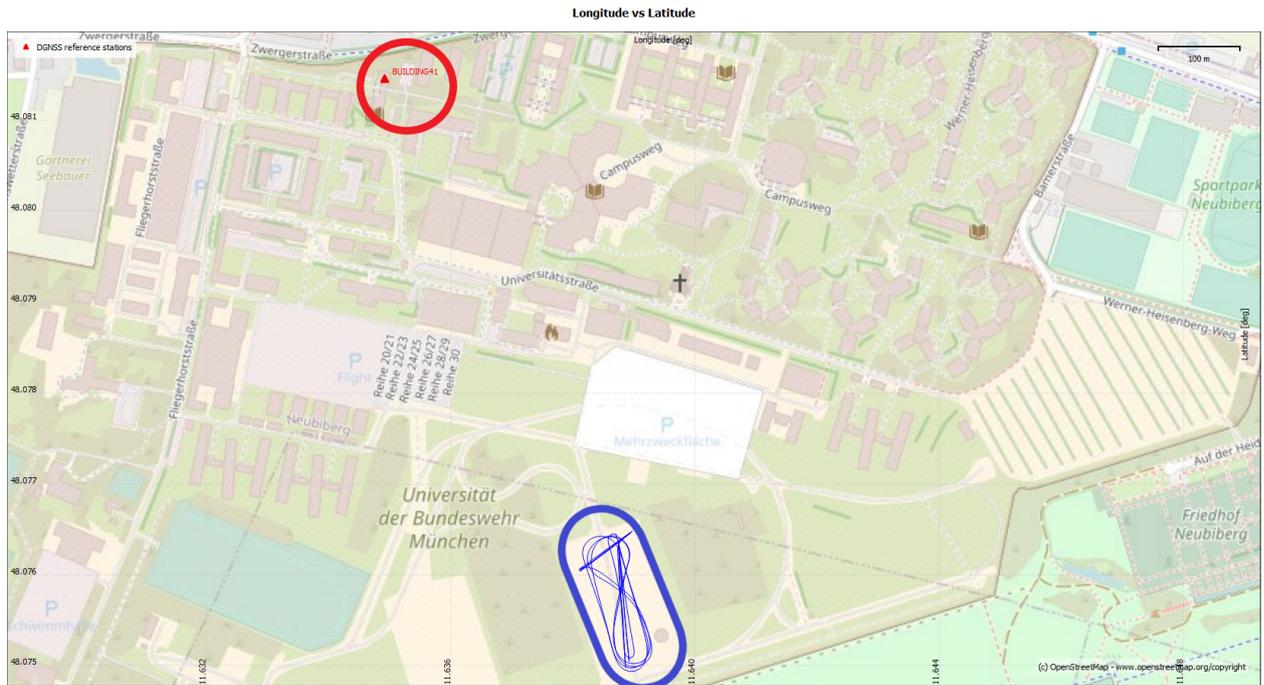


Abbildung 5.2: Referenzstation (rot) und das Messfeld (blau)

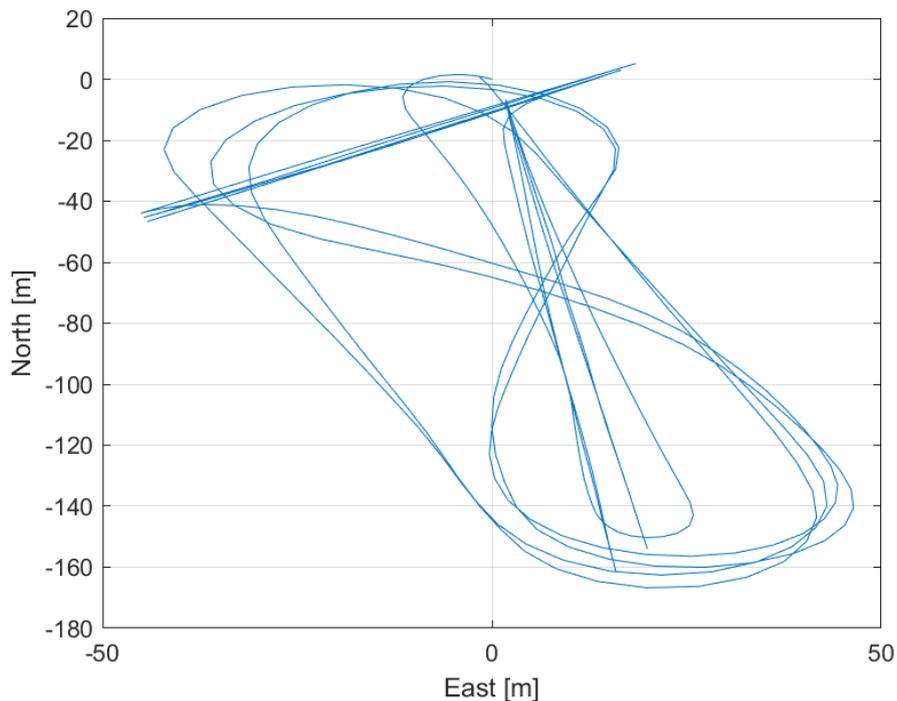


Abbildung 5.3: Trajektorie des Messbus (aufgenommen mit ausschließlich GNSS Daten)

ein Satellit von rechts und ein anderer von links Ergebnisse zur Position messen. Durch zweifache Messungen aus verschiedenen Standpunkten kann eine genaue Lösung ermittelt werden, was bei der Höhe nicht der Fall sein kann, da die Höhe nur von einer Position gemessen wird, von oben. Würde zusätzlich noch eine Messung von unterhalb stattfinden, so stellt sich die gleiche Genauigkeit wie bei der Nord- und Ost Komponente ein, was jedoch aufgrund der Undurchlässigkeit der Erdkugel, in Bezug zu Satellitensignalen, nicht möglich ist.

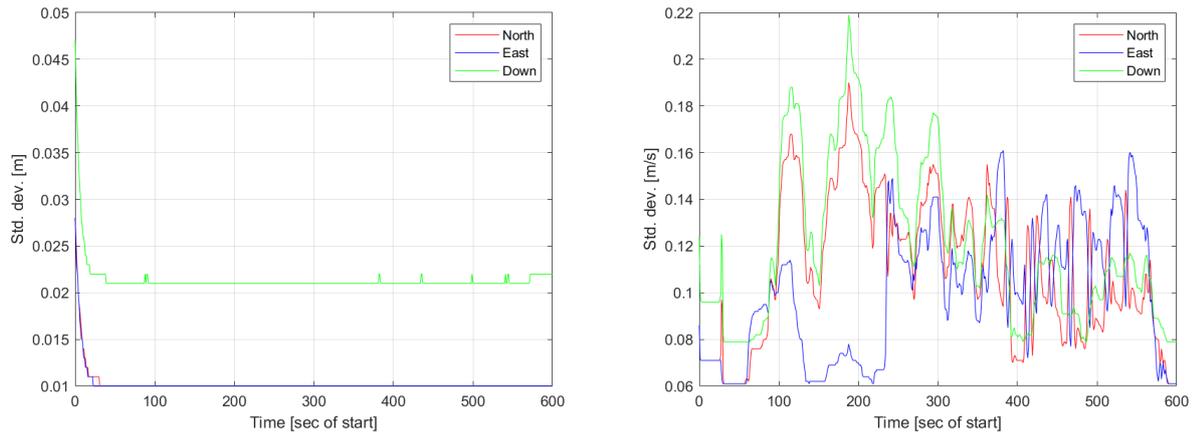


Abbildung 5.4: Standardabweichung der Position (links) und Geschwindigkeit (rechts) der GNSS Lösung

In Abbildung 5.4 ist die Ungenauigkeit der Geschwindigkeit abzulesen, welche im Gegensatz zur Position deutlich größer ausfällt. Die Daten folgen aus einer nicht gleichmäßigen Bewegung, wobei viele Beschleunigungs- und Richtungsänderungen aufgetreten sind. Sehr geringe Geschwindigkeitsfehler bei Sekunde 50 und ab 600 sind auf den statischen Betrieb zurückzuführen. Wie bereits angesprochen wurde zuerst das Fahrzeug in Richtung Norden und Süden bewegt, was die Spitzen der Nordkomponente widerspiegeln, die zunehmen der Höhe sind mit dem abbremsen zu erklären, da in solch einer Situation sich das Auto ruckartig in Richtung der Vorderachse kippt, an dem auch die GNSS Antenne befestigt ist. Diese Vorgänge sind von recht kurzer Dauer und können nicht mithilfe einer Messung von 1Hz genau beschrieben werden, weshalb der Fehler bei diesem Abschnitt sehr stark auffällt. Wird nun der letzte Teil der Auswertung betrachtet, kann ein generell weniger ausgeprägter Fehler festgestellt werden, was darauf zurückzuführen ist, dass keine allzu starken Beschleunigungsänderungen aufgetreten sind, da versucht wurde eine schleifenförmiges Bewegungsmuster abzufahren.

Durch die genannten Daten und den Fakt, dass die Messung auf einer freien Fläche ohne nennenswerte Störgrößen erfolgte, wodurch perfekte Messbedingungen getroffen wurden, kann gesagt werden, dass die Aussagen mittels der GNSS Daten sehr genau ausfallen und als Referenz, zu den anderen Kopplungen und Experimenten, dienen können.

5.3 Lose/Enge Kopplung zwischen GNSS und IMU

Bevor Aussagen über Genauigkeiten während eines GNSS Ausfall getroffen werden können, sollte kurz über die allgemeine Lösung der Kopplungen diskutiert werden, wobei in diesem Fall noch nicht das Tachymeter mit einbezogen wurde.

Anhand der Abbildung 5.5 sind die Abweichungen der LC für die Position und die Geschwindigkeit zu sehen. Dabei fällt auf, dass die Ungenauigkeit der Geschwindigkeit in Nord- und Ost Komponente, im Vergleich zu der GNSS Lösung, minimal erhöht ist. Dies ist die Folge aus der Losen Kopplung, da die GNSS und die IMU Lösung unterschiedlich in den Kalman Filter eingehen (siehe 3.1.5). Wird nun die Standardabweichung der Position in Abbildung 5.6 betrachtet, so kann festgestellt werden, dass mit einer engen Kopplung fast identische Ergebnisse, wie bei der GNSS Lösung, geliefert werden. Ein deutlicher Unterschied zur GNSS zeigt sich bei den ausgewerteten Geschwindigkeitsfehlern, wobei sich die Lösungen der TC und LC stark ähneln. Diese liegen nach der Fusion bei wenigen Millimetern pro Sekunde, was eine große Verbesserung zu der alleinigen GNSS Lösung darstellt, welche jedoch zu erwarten war, da jetzt durch die IMU eine höhere Abtastrate gewährt wird, welche vor allem durch die häufig auftretenden Querbeschleunigungen,

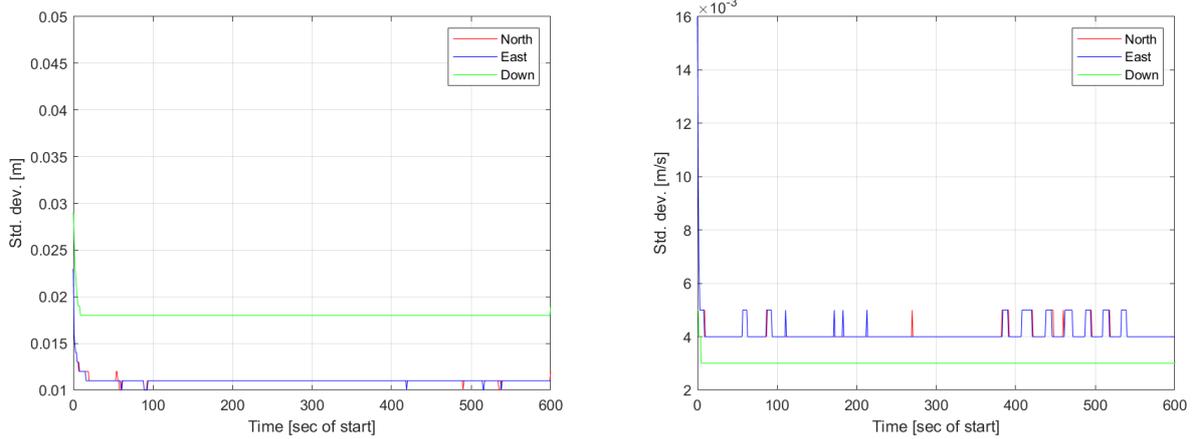


Abbildung 5.5: Standardabweichung der Position (links) und Geschwindigkeit (rechts) der LC Lösung

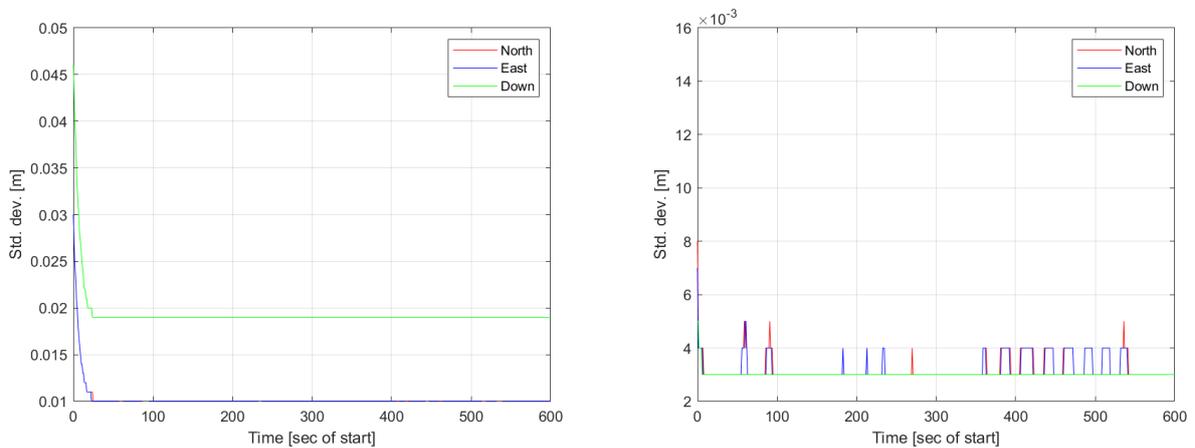


Abbildung 5.6: Standardabweichung der Position (links) und Geschwindigkeit (rechts) der TC Lösung

vermehrt Informationen über die Dynamik des Objektes liefert. Ein weiterer Auffallender Punkt ist die Glättung der Kurven, die durch den Kalman Filter realisiert wurden. Um nun reelle Abweichungen zwischen den Kopplungen zu sehen, wurden die Ergebnisse in den drei Achsen (Nord, Ost, Höhe) dargestellt und voneinander subtrahiert. In Abbildung 5.7 ist erstmals die Differenz der beiden Kopplungsarten gezeigt. Zu sehen ist eine Abweichung von einigen Millimetern, was daraus schließen lässt, dass die Verfahren sich in den Ergebnissen gleichen. Auch wenn keine starken Abweichungen vorhanden sind, werden die Lösungen mit der reinen GNSS Lösung verglichen, um so eine Aussage zu treffen, welche der beiden Kopplungen näher an der GNSS Trajektorie liegt. Dies wurde in Abbildung 5.8 vorgenommen. Dabei ist zu erkennen, dass die Differenz zu der LC Lösung fast ausschließlich um die Nulllinie schwingt, wohingegen die Ergebnisse mit dem TC erst ab oder nur bis zur Hälfte um Null schwingt. Zwar sind beide Ergebnisse mit einer maximalen Genauigkeit von ungefähr einem Zentimeter sehr präzise, doch die LC ist hier, durch ihr Schwingverhalten um Null, eine bessere Lösung. Dazu ist noch zu erwähnen das die Mittelwerte der Differenzen bei allen Lösungen im niedrigeren Millimeterbereich lagen, was die hohen Genauigkeiten bekräftigt. Für eine ausführliche Betrachtung wurden in der Tabelle 5.2 die Differenzen aufgezeigt.

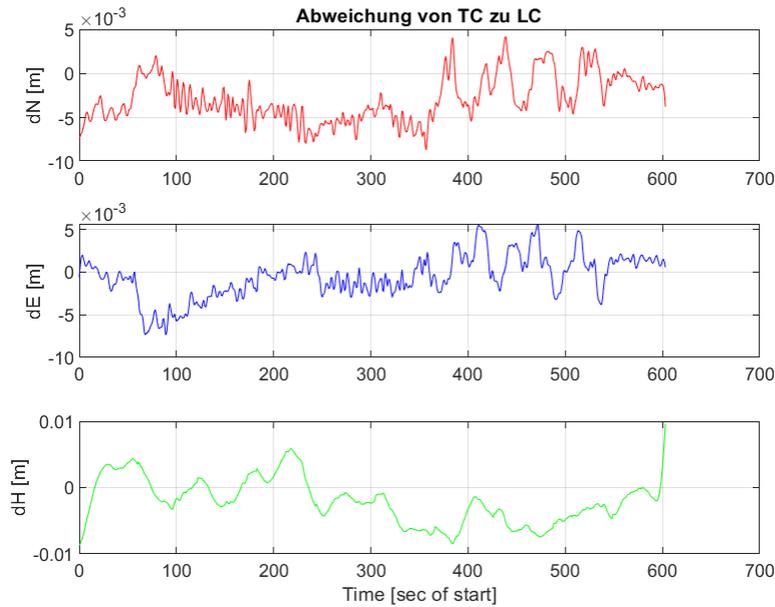


Abbildung 5.7: Differenz der LC und TC Lösung

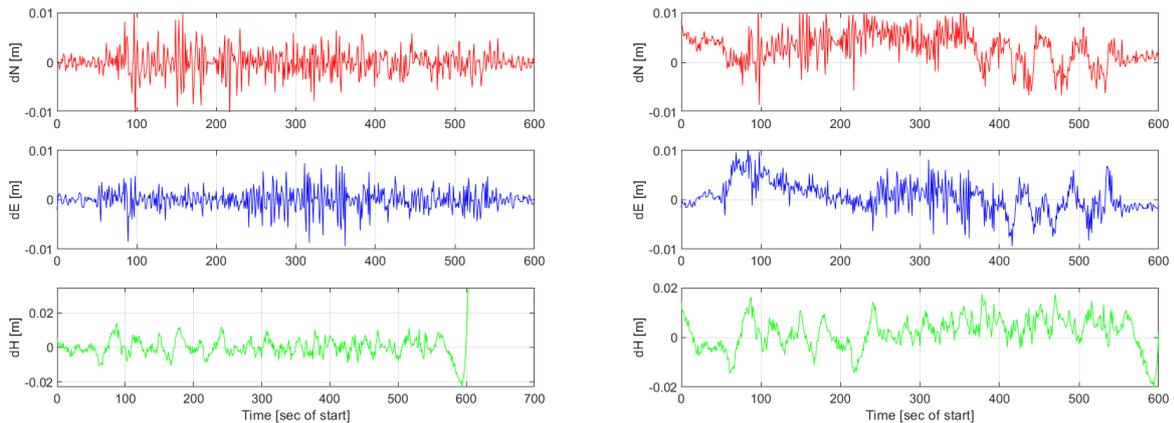


Abbildung 5.8: Differenz der LC (links) und TC Lösung (rechts) zum GNSS

Tabelle 5.2: Abweichungen zwischen den Kopplungen zur reinen GNSS Lösung in [mm]

Komponente	Loose Kooplung				Enge Kooplung			
	min	max	rms	std	min	max	rms	std
Nord	0.01	12.3	2.6	2.6	0.008	12.5	4.4	3.4
Ost	0.004	9.4	2.1	2.1	0.004	10.8	3.2	3.2
Höhe	0	17.8	4.8	4.8	0	17.6	6.5	6.1

5.4 Simulierter GNSS Ausfall

Wie bereits erwähnt, wird durch das entfernen von GNSS Messdaten, ein Ausfall dieses Systems simuliert. Um dies zu bewirken, genügt es in dem RINEX File die Datensätze eines bestimmten Zeitintervall, händisch zu löschen. Dafür wurden jeweils 20 Sekunden aus den verschiedenen Bewegungsmustern entfernt, welche in 4.2.1 nochmal genauer dargestellt wurden. Die Kürzungen haben wie folgt stattgefunden:

- Abschnitt a 12:34:01 - 12:34:20 Uhr
- Abschnitt b 12:35:46 - 12:36:05 Uhr
- Abschnitt c 12:37:36 - 12:37:55 Uhr

Die Zeitintervalle wurden dort ausgeschnitten, wo keine reine gleichförmige Bewegung stattgefunden hat, denn so ist mit einer höheren Genauigkeit der IMU zu rechnen. Die herausgeschnittenen Intervalle ergänzen die Tabelle 5.3 wie folgt. Wobei die Zeit bei dem GNSS Ausfall hier ausgehend vom Start der Messung angegeben ist, welche in Abbildung 5.9 zusätzlich visualisiert wurden.

Tabelle 5.3: Zeitintervalle der Messungen mit GNSS Ausfall

Bewegung	Uhrzeit	Sekunden seit Start [s]	Δt [s]	GNSS Ausfall [s]
Statisch (Anfang)	12:31:23 - 12:32:15	0 - 52	52	/
a	12:32:15 - 12:35:16	52 - 233	181	159 - 179
b	12:35:16 - 12:37:21	233 - 358	125	164 - 284
c	12:37:21 - 12:40:41	358 - 558	200	434- 454
Statisch (Ende)	12:40:41 - 12:41:26	558 - 604	46	/

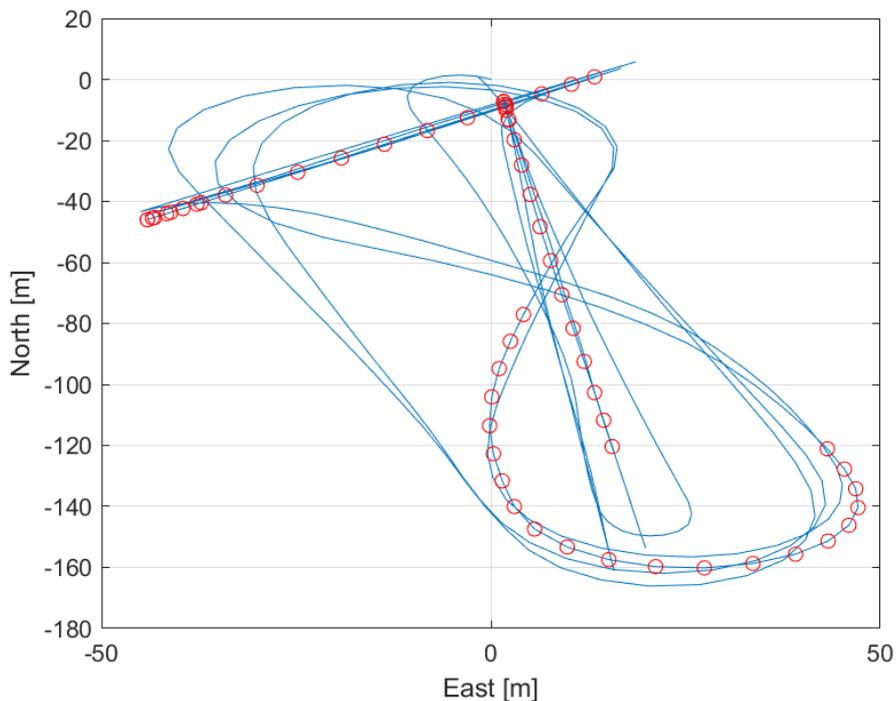


Abbildung 5.9: GNSS Datenausfall mit roten Kreisen symbolisiert

Um Aussagen über das Verhalten der IMU zu treffen, genügt es sich die Standardabweichungen der Position anzuschauen, welche in Abbildung 5.10 dargestellt sind.

Neben den Ergebnissen, fällt der Verlauf der Kurven auf, welche nicht intuitiv erscheinen. Der Fehler wächst zwar mit dem Zeitpunkt, an dem das GNSS Signal entfernt wurde, besitzt jedoch das Maximum jeweils bei der Hälfte des Zeitintervalls und nicht, wie erwartet, bis kurz vor dem Punkt, an dem die GNSS Daten wieder ein Update für die IMU bereitstellen. Theoretisch würde der Fehler die ganzen 20 Sekunden lang steigen und dann abrupt, mit einer sehr hohen Steigung, sinken. Durch das Programm *TerraPos* wird dies jedoch unterbunden, da dort der Kalman Filter

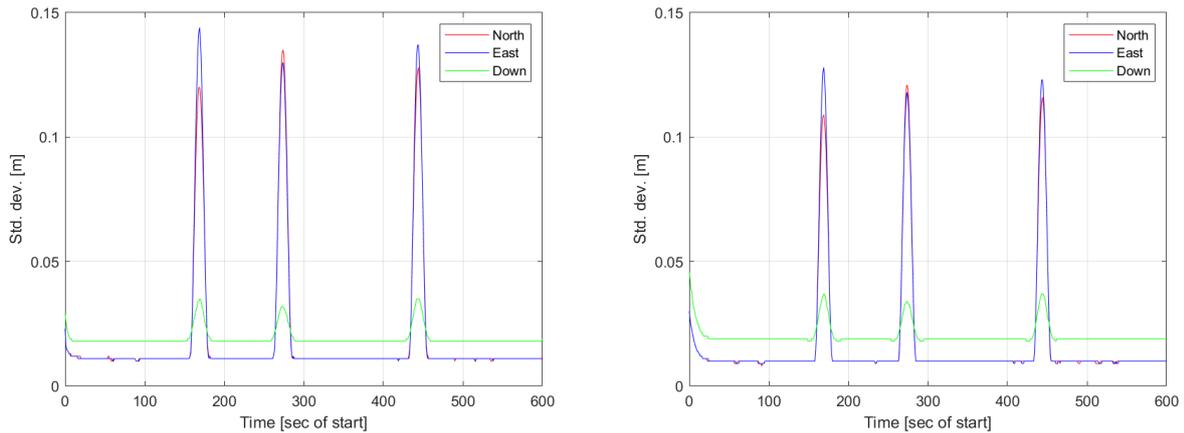


Abbildung 5.10: Standardabweichung der LC (links) und TC (rechts) mit simulierten GNSS Ausfall

nicht nur vom Startpunkt bis zum Ende läuft, sondern vorwärts **und** rückwärts filtert. Dies ermöglicht eine Abflachung der Kurven und reduziert den Fehler, jedoch nur bei Messungen die im Nachhinein ausgewertet werden, da sonst die Rückwertführung des Kalman Filters nicht möglich ist.

Werden nun die Ergebnisse betrachtet, so wird festgestellt, dass kein großer Unterschied zwischen den beiden Kopplungsarten vorliegt. Die Lose Kopplung schneidet nur minimal schlechter als die Enge ab, was wiederum von den unterschiedlichen eingehenden Datensatz in dem Kalman Filters stammt. Die maximale Abweichung der TC Lösung liegen bei allen drei Abschnitten bei ungefähr 12 Zentimetern, bei der LC sind es etwa 13 cm. Dahingehen fallen die maximalen Fehler der Höhe bei beiden Fusionen nur sehr gering aus, in etwa zwischen drei bis vier Zentimetern. Auffällig ist jeweils der erste herausgeschnittene Zeitintervall der Lösungen, da dort der Fehler in Ost Richtung deutlich größer ist als bei den beiden anderen Abschnitten, was aus der Bewegung des Autos folgt. Das Auto hat sich zu diesem Zeitpunkt Richtung Nord und wieder zurück bewegt, wodurch viele Informationen zu Beschleunigungen in dieser Richtung gesammelt wurden und dadurch mehr Argumente in den Filter einfließen konnten. Durch mangelnde Informationen zu der Ost Komponente stieg folglich dieser Fehler, im Gegensatz zur Abweichung in Nord Richtung, weiter an. Beim zweiten und dritten Abschnitt gab es keine reine Bewegung in eine der Koordinatenrichtung, wodurch sich dort der Fehler in Ost- und Nord Komponente nicht wirklich unterscheidet. Um jetzt die tatsächliche Abweichung zu sehen, wurden in Abbildung 5.11 die

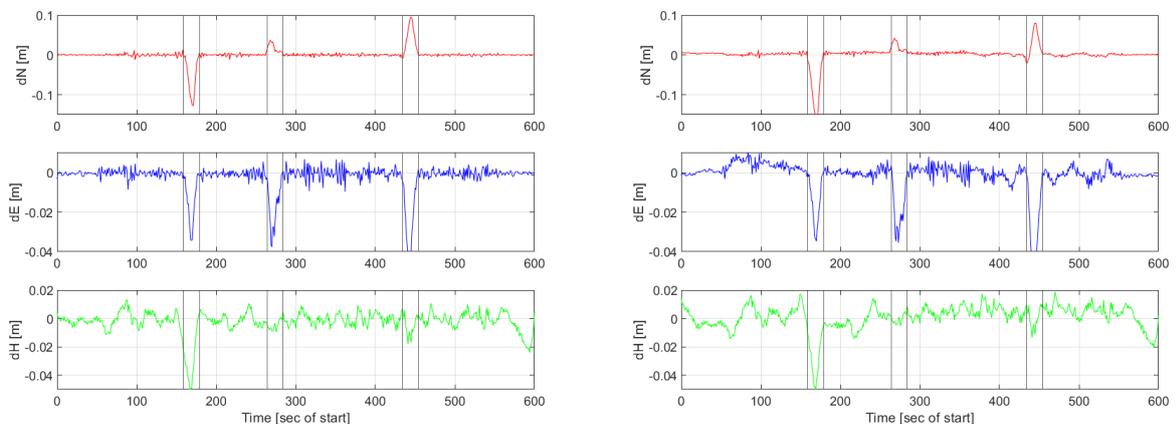


Abbildung 5.11: Differenz zwischen LC (links) / TC (rechts) mit Signalausfall zu GNSS

Differenzen zwischen der TC und LC gegenüber der GNSS Trajektorie dargestellt. Beide Verläufe

ähneln sich, wobei aber bei der TC wieder die unregelmäßige Schwingung um die Nulllinie auffällt, was hier nicht weiter besprochen wird, da es um die Abschnitte geht, an dem das GNSS Signal ausgefallen ist. Beide Lösungen haben in der Höhe keine großen Unterschiede während des GNSS Ausfalls, außer bei dem ersten Abschnitt, dort liegen die Fehler bei ungefähr 5 Millimeter, was durch die ruckartigen Bremsbewegungen, welche in diesem Abschnitt häufig waren, zu erklären sind. Die größte Abweichung ist in der Nord Komponente zu beobachten, wo beide wieder sehr gleich mit einer Differenz von maximal 15 Zentimetern abschneiden. Hier wird auch deutlich das dass Fahrtpattern des Messbusses die Ergebnisse beeinflusst, da bei dem zweiten Abschnitt, als nur in Ost und West Richtung gefahren wurde, die Abweichung in Norden stark sinken. Bei dem letzten Abschnitt ist die Ungenauigkeit wieder höher, da dort die Schleifen in Richtung Norden und Süden gefahren worden sind. In Ost Richtungen fallen die Abweichungen in den ersten beiden Abschnitten eher konstant aus, bei einem maximalen Fehler von weniger als vier Zentimeter, der letzte Abschnitt jedoch, liegt um ein bis zwei Millimeter darüber, was durch das nicht gleichmäßige fahren zu erklären ist. Somit ist zu sagen, das beide Lösungen annähernd gleiche Daten übermitteln, wobei manchmal das LC oder TC besser ist, jedoch an keiner Stelle größere Unterschiede zwischen den beiden Kopplungen zu entdecken sind. In der Tabelle 5.4 sind zur Übersicht die maximal auftretenden Fehler notiert.

Tabelle 5.4: Maximale Abweichung zur GNSS Lösung in [cm]

Komponente	Nord	Ost	Höhe
max LC	12.84	4.86	5.09
max TC	16.12	5.65	5.01

5.5 Lose/Enge Kopplung zwischen GNSS, IMU und Tachymeter

In diesem Abschnitt wird kurz der Vergleich zwischen der GNSS Lösung und die Kopplung mit allen drei Sensoren¹¹ aufgezeigt. In Abbildung 5.12 ist einmal die Differenz der engen und der losen Kopplung im Gegensatz zur reinen GNSS Lösung dargestellt.

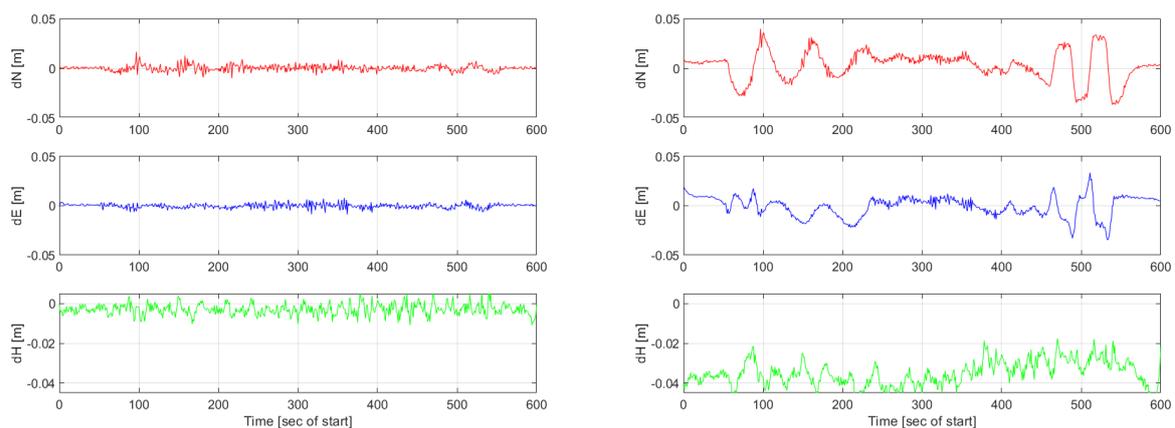


Abbildung 5.12: Differenz zwischen LC (links) und TC (rechts) mit MS60 zu GNSS

Die LC Lösung ist hier, wie auch bei den anderen Vergleichen, deutlich stabiler und erreicht niedrigere Abweichung im Gegensatz zu der TC Variante, welche im vorderen und hinteren Abschnitt große Differenzen aufweist. Gerne wird nochmal darauf hingewiesen, das aufgrund der Referenz, welche die reine GNSS Lösung ist, bei der LC eine geringere Differenz zu erwarten ist,

¹¹Tachymeter, GNSS, IMU

da in der Kopplung selbst schon die GNSS Daten als Referenz herangezogen werden. Bei der TC hingegen werden alle vorhandenen Daten genutzt und durch den Kalman Filter eine sinnvolle Gewichtung dieser vorgenommen, was bedeutet das ohne eine festgeschriebene Referenz die Daten ausgewertet werden. Somit ist begründet, warum die LC Lösung in diesen Beispielen häufig besser abschneidet als die der TC.

Durch die Integration der *MS60*, welche nur bedingt für dynamische Messungen geeignet ist [7], wurde eine Verschlechterung der Kopplung erwartet. Werden nun diese Ergebnisse mit der Abbildung 5.8 verglichen, so fällt kein größerer Unterschied auf. Die Einzige Unstimmigkeit stellt die TC Lösung da, denn diese wird, mit der Integration der *MS60*, ungenauer. Zum einem ist die Maximal auftretende Differenz, in Nord- und Süd- Richtung, auf ungefähr vier Zentimetern angewachsen, zum anderen ist die Amplitude der Schwingungen stark gestiegen, die Schwingung um die Amplitude jedoch gesunken. Diese Ergebnisse zeigen, das die Integration eines Tachymeters jetzt, ohne GNSS Ausfall, noch keine nennenswerte Vorteile liefert.

5.6 GNSS Ausfall mit Unterstützung der Multistation 60

Dieser Abschnitt soll aufzeigen, ob und wie sinnvoll eine Integration eines zusätzlichen Sensors ist, wenn mit GNSS Ausfall zu rechnen ist. Wichtig hierbei anzumerken ist, das während des Ausfalls von GNSS, das Tachymeter trotzdem weiter Daten für den Kalman Filter bereitgestellt hat, wodurch keine Lücken in der Position zu erwarten sind. Um darüber zu urteilen, werden auch hier die Differenzen der einzelnen Kopplungen dargestellt, welche in Abbildung 5.13 ersichtlich sind. Die Abweichungen steigen in der Phase des GNSS Ausfalls, welche auch teilweise versetzt sind (siehe Abb. 5.13 Nord Komponente, erste Ausfall), welches wiederum durch die Vor- und Rückwärts Betrachtung des Kalman Filters zu erklären ist. Im Vergleich zu 5.11 haben sich die Vorzeichen einiger Extrempunkte, auffällig in der Nord- und Ost- Komponente, und die Absolutwerte verändert. Durch die auftretenden Abweichung der TC Lösung, welche schon in 5.12 aufgefallen sind, wird auch hier das Ergebnis beeinträchtigt. Die größten Unterschiede sind in der Höhe zu beobachten, so ist in der Lösung ohne den Tachymeter nur in einem Abschnitt eine große Abweichung erkennbar, jedoch in der LC Lösung, als die *MS60* integriert wurde, traten zu jedem Ausfall erhöhte Werte auf. Bei dem TC mit dem Tachymeter hingegen, sind dort keine klaren Spitzen zu erkennen, was wiederum bedeutet, das in diesem Fall die Integration erhöhte Werte verhindert hat. Neben der Höhe sticht noch der Verlauf der Nord- Komponente hervor, denn diese hat bei dem dritten GNSS Ausfall, in Vergleich zu den Werten ohne Tachymeter, eine weitaus niedrigere Differenz von ca. fünf Zentimetern. Auch ist in der Ost- Komponente, bei dem ersten Ausfall, ein weiteres Vorteil der Integration zu sehen, denn dort schwingt die Abweichung der TC und LC Lösung um die Nulllinie, was zu einer geringeren Differenz führt.

In Tabelle 5.5 sind noch einmal die maximalen Auftretenden Abweichungen aufgeführt, wobei LC hier wieder mit einigen Zentimetern präziser abschneidet, außer bei der Höhe, die mit der TC Lösung auf nur wenige Zentimetern genau ist. Mithilfe diesen Ergebnissen scheint es so, als ob die

Tabelle 5.5: Maximal Auftretender Fehler bei GNSS Ausfall

Komponente	max. dev. LC [cm]	max. dev. TC [cm]
Nord	10.89	14.59
Ost	3.54	5.88
Höhe	5.77	1.51

Integration der *MS60* noch keinen entscheidenden Vorteil bringen würde, da die Abweichungen sich nicht allzu sehr verändert haben. Aus diesem Grund wird sich noch ein anderer Parameter angeschaut, welcher auch sehr Ausschlaggebend für eine präzise Positionsbestimmung ist, die Rede ist

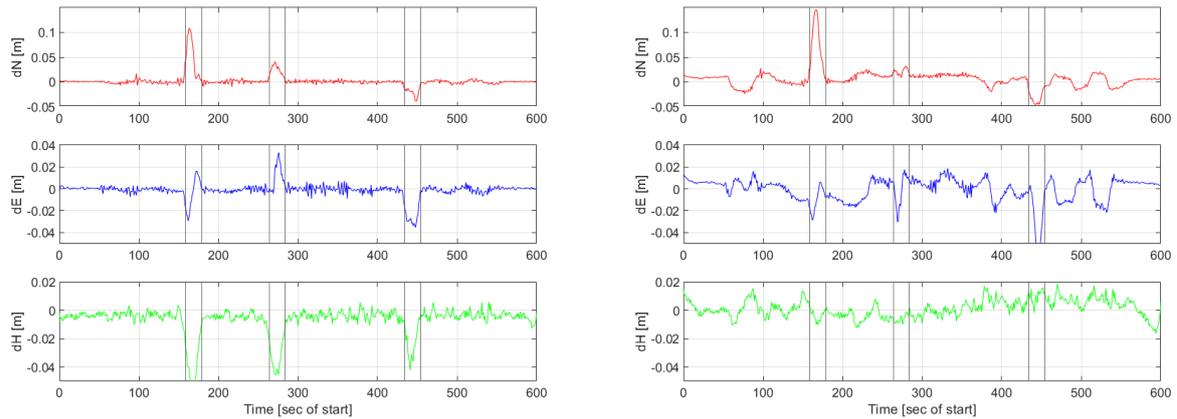


Abbildung 5.13: Differenz zwischen LC (links) und TC (rechts) mit MS60 zur Referenz bei GNSS Ausfall

von der Standardabweichung. In einigen Abschnitten vorher in Abbildung 5.10 kann beobachtet werden, wie stark der Wert mit der Zeit des GNSS Ausfalls ansteigt. In Abbildung 5.14 ist zu erkennen, dass die Integration der MS60 im Hinblick auf die Standardabweichung einen enormen Vorteil erschaffen hat, wodurch deutlicher auf die Position geschlossen werden kann. Vorher hat die Abweichung bei ungefähr 12 Zentimetern gelegen, dies konnte durch die Integration auf nur zwei Zentimetern reduziert werden. Die Standardabweichung ist der Mittelwert der Abweichungen um den Mittelwert. Da dies nicht leicht verständlich ist, wird dazu ein Beispiel genutzt. Die Position eines auf sich zukommendes Autos wird viermal gemessen, einmal mit Gerät 1 welches eine hohe Standardabweichung besitzt und zusätzlich mit Gerät 2, welches eine niedrigere Standardabweichung aufweist. In Tabelle 5.6 sind diese Werte dargestellt. Die Messungen zwischen den Geräten ist sehr unterschiedlich, jedoch besitzen sie beide den gleichen Mittelwert. Bei dem Gerät 2 kann mit hoher Wahrscheinlichkeit die Position des Autos bestimmt werden, da die gemessenen Werte nicht allzu weit von dem Mittelwert entfernt sind, wobei die Messungen mit Gerät 1 keine Möglichkeit bietet, deutliche Aussagen zu treffen, ob das Objekt noch 80m oder 20m entfernt ist. Durch dieses Beispiel soll gezeigt werden, das nicht nur die Differenzen zur der optimalen Lösung entscheiden sind, vielmehr die Sicherheit mit der es sich auch an dieser Position befindet.

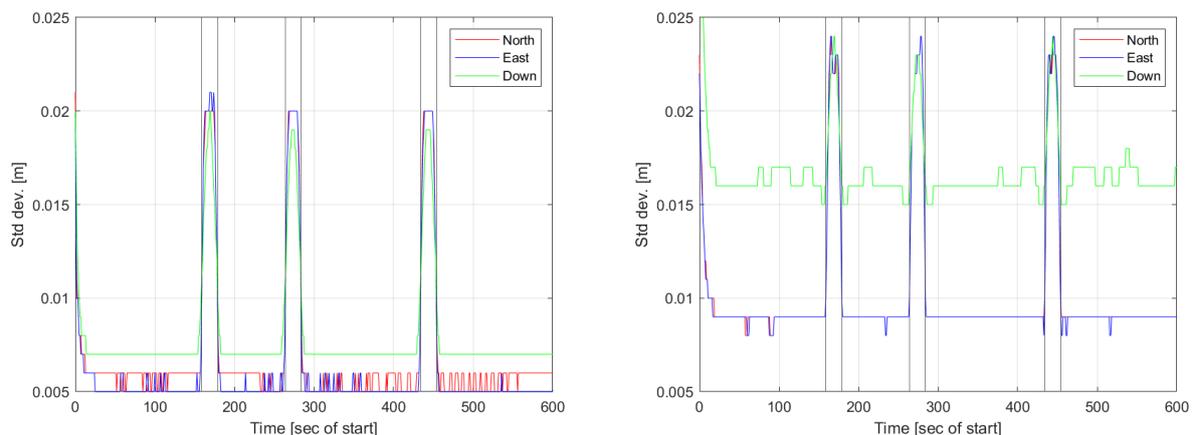


Abbildung 5.14: Standardabweichung mit der MS60 bei GNSS Ausfall durch LC (links) und TC (rechts)

Mit dem Wissen, dass die Abweichungen mit der *MS60* zwar gleich bleiben, aber die Standardabweichung viel geringer ist, wird ein weiteres Experiment gestartet. Dabei geht es um einen längeren GNSS Ausfall von 40 Sekunden, um zu sehen ob sich auch hier der Fehler genauso aus-

Tabelle 5.6: Beispiel zur Erklärung der Standardabweichung

	Gerät 1.	Gerät 2
1. Messung [m]	80	60
2. Messung [m]	20	45
3. Messung [m]	75	55
4. Messung [m]	25	40
Mittelwert [m]	50	50

prägt wie bei nur 20 Sekunden Ausfall. Es wurden während des fahren der Schleifen (siehe Abbildung 5.15) die GNSS Daten herausgeschnitten, da dies einer Autofahrt am nächsten kommt.

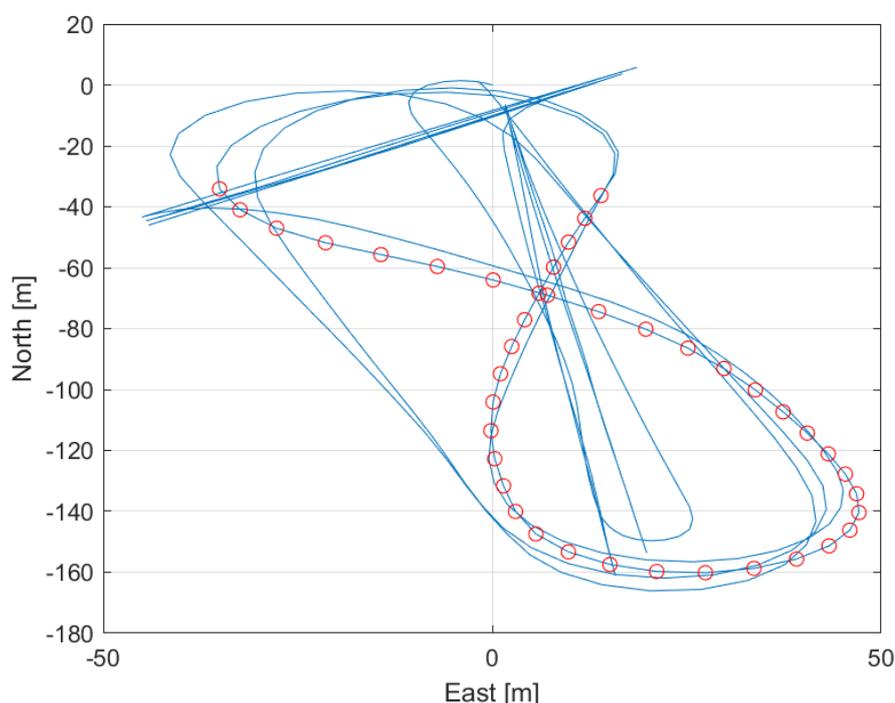


Abbildung 5.15: GNSS Ausfall von 40s

Für die Auswertung werden lediglich die Kopplungsart TC betrachtet¹², dessen Ergebnisse in Abbildung 5.16 dargestellt sind. Die Lösung ohne die *MS60* verhält sich wie erwartet, die Abweichungen werden größer als zuvor, mit Ausnahme der Höhe, welche weiterhin im Zentimeterbereich liegt. Die geringe Abweichung der Höhe ist damit zu erklären, dass das Auto nicht einfach vom Asphalt abhebt, wodurch keine größeren Änderungen in dieser Richtung vorkommt. Das Verhalten der Schwingung der Lösung mit *MS60* ähnelt der vorherigen Abbildung (vgl. 5.12), bei dem die *MS60* erstmals mit der TC integriert wurde. Der Offset von ungefähr vier Zentimetern in der Höhe ist auch geblieben. Die Komponenten in Nord- und Ost-Richtungen sind jedoch sehr stabil geblieben, auch in Hinblick auf den 40s Ausfall, bei dem die Differenz im Zentimeterbereich blieben. In Norden schwingt die Differenz auch wieder ungefähr um die Nulllinie herum, was den Mittelwert verbessert. Auffällig in Abbildung 5.16 ist das die maximalen Fehler bei der Integrierten *MS60* Lösungen geringer sind als zuvor bei den 20s Ausfall. Eine Vermutung ist wieder der Kalman Filter, welcher bei den längeren GNSS Ausfall eine stärkere Gewichtung den Daten der *MS60* zuweist. Dadurch wird dem Tachymeter mehr Vertrauen geschenkt, was dazu führt, dass seine

¹²Vergleich der LC Lösungen sind im Anhang zu finden

Daten als Referenz für die IMU genutzt werden. Durch das vor- und zurückrechnen des Filters in *TerraPos* wird dies auf die ganze Messung bezogen, wodurch auch der Verlauf der Schwingung zu erklären ist, welche sich stark mit der ähnelt, als noch kein Ausfall stattgefunden hat. In den 20s Ausfall, hat der Filter sich noch zu sehr auf die IMU bezogen, weswegen dort die Integration kein wirklichen Vorteil erbrachte, im Gegensatz zum letzten durchgeführten Experiment.

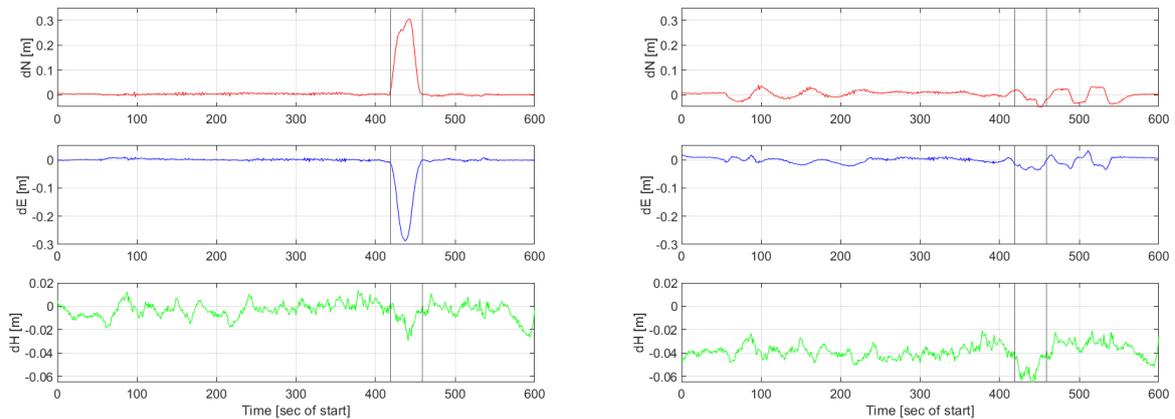


Abbildung 5.16: Differenz der TC zur Referenz, ohne (links) und mit (rechts) der MS60

In Abbildung 5.17 ist ein Vergleich der Standardabweichung dargestellt. Auch hier wird deutlich das die Integration der MS60 Vorteile bietet, denn dadurch konnte der Wert von ungefähr 50 Zentimetern auf bis zu zwei reduziert werden, welcher genau dem Ergebnis bei dem 20s Ausfall gleicht.

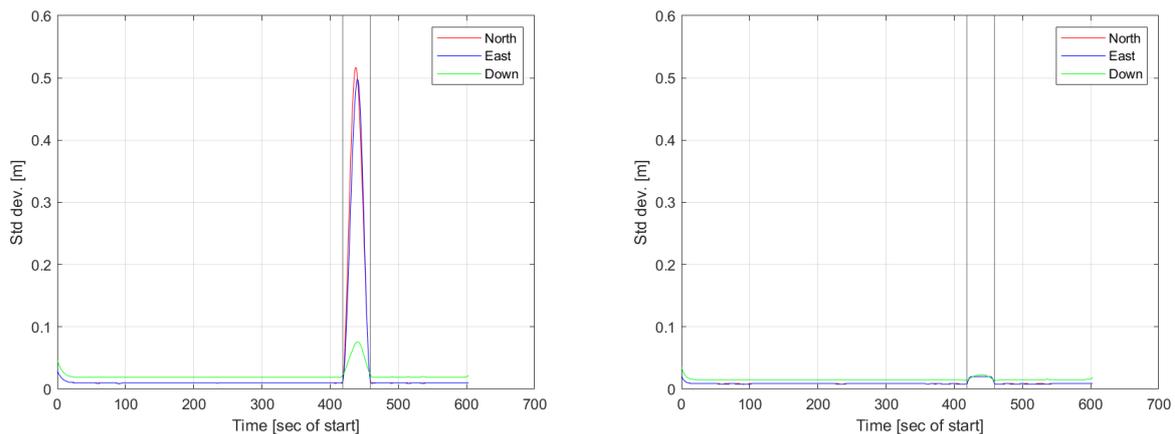


Abbildung 5.17: Standardabweichung der TC, ohne (links) und mit (rechts) der MS60

Um nun eine Übersicht über die ganzen TC Messungen zu bekommen, sind diese in der Tabelle 5.7 aufgeführt (Übersicht der LC im Anhang). In der Tabelle ist deutlich dargestellt, wann und wie sehr die Integration des Tachymeters geholfen hat. Bei dem Ausfall von nur 20s ist kein nennenswerter Unterschied zu der Lösung ohne *MS60* zu sehen, anders als bei den Ausfall von 40s, wo durch die Multistation die Genauigkeiten stark erhöht wurden, mit Ausnahme der Höhe. Die Höhe sticht hier nur so hervor, da dort ein konstanter Offset zu verzeichnen war, welcher bei ca. vier Zentimetern

lag. Wird dieser Betrag von der Lösung abgezogen, so stimmen diese der Lösung ohne Tachymeter überein. Dies ist auch an der Standardabweichung zu erkennen, die, trotz des Offsets in der Höhe, sehr gering ausfällt.

Tabelle 5.7: Übersicht der Werte beim TC in [cm]

Komponente	20s Ausfall						40s Ausfall					
	ohne MS60			mit MS60			ohne MS60			mit MS60		
	max	std	rms	max	std	rms	max	std	rms	max	std	rms
Nord	16.12	2.01	2.07	14.59	2.03	2.13	30.58	5.29	5.50	5.11	1.61	1.62
Ost	5.65	0.86	0.87	5.88	1.11	1.11	28.81	4.54	4.63	3.74	1.22	1.23
Höhe	5.01	0.87	0.88	1.86	0.62	0.64	2.96	0.65	0.74	7.00	0.71	3.97

6 Zusammenfassung und Ausblick

Nachdem nun alle Experimente durchgeführt und analysiert wurden, kann auf die Eingangsfrage zurückgekehrt werden. Ob nun solch eine Kopplung, zwischen einem GNSS Empfänger, einem Inertialen Messsystem und einem Tachymeter sinnvoll ist, um dadurch eine erhöhte Positionsbestimmung und Verfügbarkeit, bei einem Signalverlust von Satellitendaten, zu erreichen.

Bevor darüber eine Aussage getroffen wird, sollte folgendes erwähnt werden. Mit *TerraPos* ist es möglich den Kalman Filter so zu nutzen, sodass er nach der Messung und Durchführung nochmal die Daten überarbeitet und somit genauere Ergebnisse liefert. Dies ist allerdings die Folge des *post-processing*, was bedeutet das in der Auswertung mehr Zeit und Informationen genutzt werden konnten, als zum Beispiel bei einer realen Durchgeführten Messung, die einem sofort das Ergebnis liefert. Für viele Anwendungen genügt es die korrigierten Daten erst im Nachhinein zu haben, bei der Positionsbestimmung eines fahrendes Autos ist dies jedoch nicht der Fall, dort werden die Messungen in Echtzeit abgerufen um valide Aussagen zu treffen. In dieser Arbeit sollte kein Setup oder Auswertungsmechanismus für solch eine Anwendung erarbeitet werden, Ziel war es eher sich kritisch mit einer kommerziellen GNSS/INS Software auseinanderzusetzen und den gängigen Kopplungsarten zwischen GNSS und einer INS durch einem Zielverfolgenden Tachymeter zu stützen. Wichtig dabei war die Integration des Tachymeters und das Zusammenspiel mit der IMU, sollte das GNSS kurzzeitig ausfallen. Zu erwähnen ist noch das Problem des Zeitstempels der *MS60*, welches es erschwerte die Position zu der passenden Zeit zu bestimmen. Für nähere Informationen siehe Göhner S. (2020)

Aus diesem Grund wurden verschiedene Experimente durchgeführt, zum einem wurden die Kopplungsarten mit der reinen GNSS Lösung verglichen, zum anderen wurde das alleinige Verhalten der IMU bei einem GNSS Ausfall beobachtet, um damit eine Grundlage zum Vergleich zu schaffen. Nachdem die Daten aufgezeichnet wurden, konnte die *MS60* integriert werden und es wurden die gleichen Experimente, wie zuvor durchgeführt. Der Hauptaspekt liegt dabei auf den GNSS Ausfall, der jeweils 20s oder 40s angedauert hat. Diese haben gezeigt das die Integration der *MS60* Vorteile liefert. Zu sehen ist dies bei der Standardabweichung, die bei allen Durchführungen drastisch gesenkt wurde, genauso wie die Positionsbestimmungen. Zum Vergleich soll der Ausfall über 40s dienen, wo durch das Tachymeter die Abweichungen von mehreren Dezimetern auf Zentimetergenaue Positionsdaten verringert wurden. Diese Werte treffen auch annähernd mit dem überein, die das Tachymeter selbst, im Vergleich zum GNSS Empfänger gemessen hat, welches durch vorangegangene Experimente selbst bestimmt wurde (vgl.[7]). Damit steht fest, dass es möglich ist, die IMU mit einem zusätzlichen Sensor zu updaten, wenn mal keine GNSS Daten vorhanden sind und das ohne große Einschränkung in der Positionsgenauigkeit.

Zwar entsprechen, teilweise auch übertreffen, die gewonnenen Ergebnisse den vorher getroffenen Erwartungen, doch es können noch einige Einstellungen verändert werden. Es ist trivial, dass wenn teurere und bessere Sensoren verwendet werden, auch die Genauigkeit an sich gesteigert wird, worauf allerdings nicht weiter eingegangen wird. Es geht vielmehr um die Beurteilung der Positionsgenauigkeit und Robustheit die von den einzelnen Sensoren stammen, es müssen mehr Informationen gesammelt werden, um zu entscheiden welchen Daten mehr vertraut wird. Der Kalman Filter geht darauf stark ein, kann jedoch auch von außen noch etwas gelenkt werden. So ist bei dem 20s Ausfall zusehen, dass den tachymetrischen Daten keine hohe Wertigkeit zugeordnet wurde, was sich aber bei den Ausfall von 40s stark änderte. Wenn vorher bekannt ist wo und wie lange ungefähr das GNSS Signal gestört wird, kann der Filter so reguliert werden, dass er ab diesen Zeitpunkt, den Daten des Tachymeters mehr vertraut.

Solche Kopplungen von mehreren Systemen, können in der Zukunft neue Wege ebnen. So wäre es möglich das Autonome fahren deutlich zu verbessern, indem neben einer IMU und den GNSS Daten noch zusätzlich ein tachymetrisches System im Auto integriert wird. Dies jedoch nur,

wenn wirklich damit gerechnet wird, dass das GNSS ausfallen wird, was in den meisten Fällen lange Tunnel oder Parkhäuser sind. Dort wäre es möglich mehrere Tachymeter zu platzieren, um die IMU zu stützen. Zwar ist die Abweichung von sehr teuren Inertialen Messsystemen, ohne GNSS Updates sehr genau, würde jedoch den Preis eines Neuwagen deutlich erhöhen (vgl.[12]). Ein weiterer negativer Aspekt von Tachymetern, ist der Punkt der optischen Zielverfolgung. Dies bedeutet das eine freie Sicht zwischen Auto und dem Sensor gewährleistet werden muss, auch die Verfolgung beschränkt sich auf nur ein Ziel. Zum jetzigen Stand ist es noch nicht möglich mit einem Tachymeter, mehrere Ziele gleichzeitig zu messen. Des weiteren gibt es ein Problem mit dem Design der Autos. Für die *MS60* wird ein Prisma benötigt welcher durch die vorherigen Kriterien möglichst auf dem Dach platziert werden sollte, was das Auto weniger attraktiv macht und dadurch die Nachfrage senken würde.

Diese Arbeit sollte zeigen das eine Integration mit einem Tachymeter möglich ist, und das auch die IMU diesen als Unterstützung nutzt. Für eine Nutzung im alltäglichen Gebrauch sind wir jedoch noch weit Entfernt, sei es wegen der fehlenden Infrastruktur oder den aktuellen Fortschritt dieser Sensoren. Mit dieser Arbeit sollte aufzeigen werden, was mit den jetzigen Mitteln möglich ist und wozu solch ein System dienen könnte, zum Beispiel für die Referenzierung von autonomen Fahrzeugen während des Entwicklungsprozess oder für die Navigation auf anderen Planeten.

7 Anhang

7.1 TerraPos

Um Datensätze miteinander zu fusionieren, gibt es zwei Möglichkeiten, Lose und Enge Kopplung. Auch ist es möglich nur eine eigenständige Satellitenauswertung zu betrachten. Dies wird nach dem *Projekt* in dem *Subprojekt* definiert, wo auch entsprechende Einstellung getätigt werden kann, wo die Messung stattgefunden hat (z.B. auf dem Wasser, Land oder in der Luft). Nach der Auswertung ist es möglich, sich verschiedene Graphiken anzeigen zu lassen, wie zum Beispiel die gemessene Höhe oder die Standardabweichungen der gegebenen Parameter.

7.1.1 GNSS only

Bei dieser Art der Analyse werden nur die Daten der GNSS, welche in einem RINEX Format vorliegen müssen, benötigt und prozessiert. **RINEX** ist ein empfängerunabhängiges Format, welches Daten über die Code- oder Phasenmessungen und die Satellitenemissoren besitzt (für nähere Informationen siehe [22]). Wurde solch eine Datei hochgeladen, kann direkt die Auswertung beginnen. Wird zudem noch eine Referenzstation in das *Subprojekt* eingefügt, werden die Daten, durch *post-processing*, eine geringere Standardabweichung besitzen. Eine solche Station befindet sich an der Universität und wurde deshalb mit in der Auswertung integriert. Dadurch dass die Messung auf einem weitläufigem Gelände stattgefunden hat, konnte Gewissenhaft der *Elevation cutoff angle* auf 5° gesetzt werden, um so mehr Satelliten für die Auswertung heranzuziehen.

7.1.2 Lose Kopplung

Um solch eine Fusion zwischen der GNSS und IMS herzustellen, wird ein bereits prozessiertes *Subprojekt* benötigt, welches nur die GNSS Lösung darstellt. Diese wird in dem Reiter *Loosely Coupled* hinzugefügt, wo auch eingestellt werden kann, wie die Standardabweichung anzunehmen sind, um den Daten eine stärkere Gewichtung in dem Kalman Filter zu geben. Im LC wird dann das erste mal das *Mount File* bedeutend, denn dort kann eingestellt, wie groß der Hebelarm zwischen IMU und dem Satelliten Empfänger ist. Aufgrund der unterschiedlichen Lage beider Sensoren, musste der sich einstellende Offset gemessen und hier vermerkt werden. Das Koordinatensystem, welches die IMU nutze, war unterschiedlich zu dem GNSS Empfänger, welches auf die Platzierung der IMU auf dem Dach geschuldet war. Dieses Problem kann auch in diesem Dokument gelöst werden, indem das KOS der IMU so gedreht wird, dass es den Achsen der Antenne gleicht. Zuletzt muss hier noch der geeignete IMU Dateityp und die Ausführdatei ausgewählt werden, was in Abbildung 7.1 ersichtlich ist. Nachdem dies erledigt wurde, kann der Datensatz der IMU eingefügt werden und die Kopplung der beiden Sensoren kann beginnen.

7.1.3 Enge Kopplung

Anders als bei der LC, musste neben den IMU Datensatz, auch die Rohdaten der GNSS eingefügt werden. Die Einstellung im Reiter *GNSS* können wie zuvor bei einem Projekt, indem nur GNSS Daten ausgewertet wurden, eingerichtet werden. Für die IMU können die Einstellung und der *Mount File* aus dem LC übernommen werden. Bei der Auswertung der Daten ist jedoch ein Fehler aufgetreten, welcher erst nach Analyse der *Log* Daten ersichtlich wurde¹³. Es gab Probleme mit der Verarbeitung der GLONASS Daten, was zu einem Fehler führte, wodurch die Auswertung

¹³Dabei musste auch die sichtbaren Fehlermeldungen erhöht werden (verbosity threshold)

Property	Value
▼ General	
Identifier	
Valid from	07.10.2020
Valid to	07.10.2021
▼ Primary GNSS receiver/antenna	
Antenna type ID	
Receiver type	
Position X	0,1221
Position Y	-0,4021
Position Z	-0,2300
Antenna standard deviation X Coordinate	0,0200
Antenna standard deviation Y Coordinate	0,0200
Antenna standard deviation Z Coordinate	0,0200
▼ Primary IMU	
IMU raw data type	xsense-rate
IMU performance spec.	xsense-test
IMU calibration file	
IMU raw data time system	UTC
Position X	0,0000
Position Y	0,0000
Position Z	0,0000
Rotation X	180,0000
Rotation Y	0,0000
Rotation Z	-90,0000
▼ Platform stabilization	
Stabilized platform frame	<input type="checkbox"/> False
Gimbal data format	
Gimbal to body frame R3-rotation (deg)	0,000
Pivot point position X	0,0000
Pivot point position Y	0,0000
Pivot point position Z	0,0000
▼ Vehicle/Vessel frame	
Rotation X	0,000
Rotation Y	0,000
Rotation Z	0,000

Abbildung 7.1: Verwendetes *Mount File* mit den genannten Einstellungen

gehindert wurde. Nachdem jedoch die GLONASS Satelliten bei den GNSS Einstellung unter *Import filter* entfernte, hat sich dieses Problem gelöst und es konnte eine Auswertung vorgenommen werden.

7.1.4 Integration der Leica Multistation 60 Beobachtungen in TerraPos

Die Integration eines Tachymeters in dem Programm ist nicht wirklich trivial. Zum Anfang mussten die Daten der MS60 in eine **.txt* Datei gespeichert werden, in einem Format, welches später noch in *TerraPos* selbst definiert werden musste. Um dies zu realisieren, wurde ein Matlab Skript geschrieben, welches die Messdaten aus der ursprünglichen Datei in die neue **.txt* Datei überführt. Nun musste ein passendes ASCII Format in *TerraPos* erstellt werden (**.ard*), welche an die erstellte Datei aus Matlab angepasst ist. Aufgrund der Messdaten, wurde in diesem Fall je eine Spalte zu GPSWeek (Nummer der Woche, seit 1980), ToW (Second of the Week), Position 1 (X-Achse), Position 2 (Y-Achse) und Position 3 (Höhe) erstellt (siehe Abb.7.2). Zusätzlich muss noch angegeben werden, in welchem Koordinatensystem sich die Daten befinden, was in Abbildung 7.3 dargestellt wurde. Anfangs war diese auf ECEF (Earth Centering Earth fixed) und musste auf Gitter-Koordinaten umgestellt werden. Zur Kontrolle der Messdaten, kann die **.txt* importiert werden (siehe 7.4), wodurch ein neues Subproject, mit der Trajektorie der *MS60* erstellt wird. Ein wichtiger Punkt ist Zeitsynchronisation der Daten, denn anfangs waren die Daten des Tachymeters um eine Stunde versetzt als die der GNSS Daten, weshalb in den *MS60* Daten jeweils eine Stunde

Available elements	Current elements
> Position	WEEK
> Velocity	TOW
> Attitude	POS2
> Time and date	POS1
> Position covariance	POS3
> Velocity covariance	
> Attitude covariance	
> Events	
> Pass-through	
> Skip	
> GNSS	
> Reliability	

Abbildung 7.2: Format, welches die Textdatei besitzt

Property	Value
Navigation states	
Position input frame	Map (grid coordinates)
Position input unit	Metric
User heights input unit	Metric
Velocity input frame	Earth Centered Earth Fixed
Attitude representation	Map to object
Attitude rotation sequence	XYZ_S
Navigation state precision	
Position	
Position variance input frame	Earth Centered Earth Fixed
Position covariance matrix diagonal entries	Variance or covariance
Position covariance matrix off-diagonal entries	Variance or covariance
Multiplier	1,000000
Default North value (m)	0,050
Default East value (m)	0,050
Default Down value (m)	0,100
Velocity	
Velocity variance input frame	Earth Centered Earth Fixed
Velocity covariance matrix diagonal entries	Variance or covariance
Velocity covariance matrix off-diagonal entries	Variance or covariance
Multiplier	1,000000
Default North value (m/s)	0,050
Default East value (m/s)	0,050
Default Down value (m/s)	0,100
Attitude	
Attitude variance input frame	Map (grid coordinates)
Attitude covariance matrix diagonal entries	Variance or covariance
Attitude covariance matrix off-diagonal entries	Variance or covariance
Multiplier	1,000000
Default roll value (deg)	0,010
Default pitch value (deg)	0,010
Default heading value (deg)	0,050
Navigation state reliability	
Position	
Position reliability input frame	Earth Centered Earth Fixed
Delimiter	

Abbildung 7.3: Einstellungen des Imports

abgezogen werden musste.

Mit der korrekten Textdatei und dem Import Format, welches eine **.ard* Datei ist, kann in LC oder TC der zusätzlichen Sensor integriert werden. Dazu muss der Reiter *External Aids* aufgerufen werden und die Daten der *MS60* und eine weitere Datei eingefügt werden. In Abbildung 7.5 sind diese eingefügt, wobei die obere eine Datei ist, welche dem Programm Informationen über die Textdatei übermittelt. Zum einem kann dort der Hebelarm beschrieben werden, zum anderen kann dort die Genauigkeiten verändert werden. Ganz wichtig jedoch ist, dass in dieser Datei der zuvor beschriebene Input Format von 7.2 und 7.3¹⁴ eingebettet ist. In Abbildung 7.6 wird die

¹⁴Die Einstellung der beiden genannten Abbildungen ergeben das Input Format (**.ard*)

Property	Value
Navigation states	
Position input frame	Map (grid coordinates)
Position input unit	Metric
User heights input unit	Metric
Velocity input frame	Earth Centered Earth Fixed
Attitude representation	Map to object
Attitude rotation sequence	XYZ_S
Navigation state precision	
Position	
Position variance input frame	Earth Centered Earth Fixed
Position covariance matrix diagonal entries	Variance or covariance
Position covariance matrix off-diagonal entries	Variance or covariance
Multiplier	1,000000
Default North value (m)	0,050
Default East value (m)	0,050
Default Down value (m)	0,100
Velocity	
Velocity variance input frame	Earth Centered Earth Fixed
Velocity covariance matrix diagonal entries	Variance or covariance
Velocity covariance matrix off-diagonal entries	Variance or covariance
Multiplier	1,000000
Default North value (m/s)	0,050
Default East value (m/s)	0,050
Default Down value (m/s)	0,100
Attitude	
Attitude variance input frame	Map (grid coordinates)
Attitude covariance matrix diagonal entries	Variance or covariance
Attitude covariance matrix off-diagonal entries	Variance or covariance
Multiplier	1,000000
Default roll value (deg)	0,010
Default pitch value (deg)	0,010
Default heading value (deg)	0,050
Navigation state reliability	
Position	
Position reliability input frame	Earth Centered Earth Fixed
Delimiter	

Abbildung 7.4: Zusammenfügen der Dateien um Import zu starten

*.pos Datei nochmal dargestellt. Mit diesen Schritten ist die Kopplung von den drei Sensoren vollständig.

Property	Value
External position and velocity observations	
Position sensor setup	extpos_leverarm.pos
Position sensor observations	MS60_TerraPos_GPStime.txt

Abbildung 7.5: Integration in das TC Projekt

```

1  <?xml version="1.0" encoding="utf-8" ?>
2  <extpos-setup>
3  <general>
4      <transformation></transformation>
5  <projection>
6      <name>UTM</name>
7      <zone>32</zone>
8      <hemisphere>N</hemisphere>
9  </projection>
10 <user-height>
11     <setup></setup>
12     <ID>1</ID>
13 </user-height>
14 <ellipsoid>GRS80</ellipsoid>
15 <time-system>GPS</time-system>
16 </general>
17
18 <!-- Use the ascii import format editor to define a format -->
19 <observation-format>StreamAppImport_skip_corrected.ard</observation-format>
20
21 <!-- Define a sensor as reference for the position input -->
22 <sensors>
23 <sensor>
24     <name>Reflector</name>
25     <lever-arm>
26         <xp> 0.1208</xp>
27         <yp>-0.4034</yp>
28         <zp>-0.170</zp>
29         <!-- Set to true to estimate -->
30         <estimate>>false</estimate>
31         <!-- Set values below accordingly (a priori precision) -->
32         <xp-sigma>0.05</xp-sigma>
33         <yp-sigma>0.05</yp-sigma>
34         <zp-sigma>0.05</zp-sigma>
35     </lever-arm>
36 </sensor>
37 </sensors>
38 </extpos-setup>

```

Abbildung 7.6: Datei für das *Position sensor setup*

7.2 Vergleich der LC Lösung mit integriertem Tachymeter

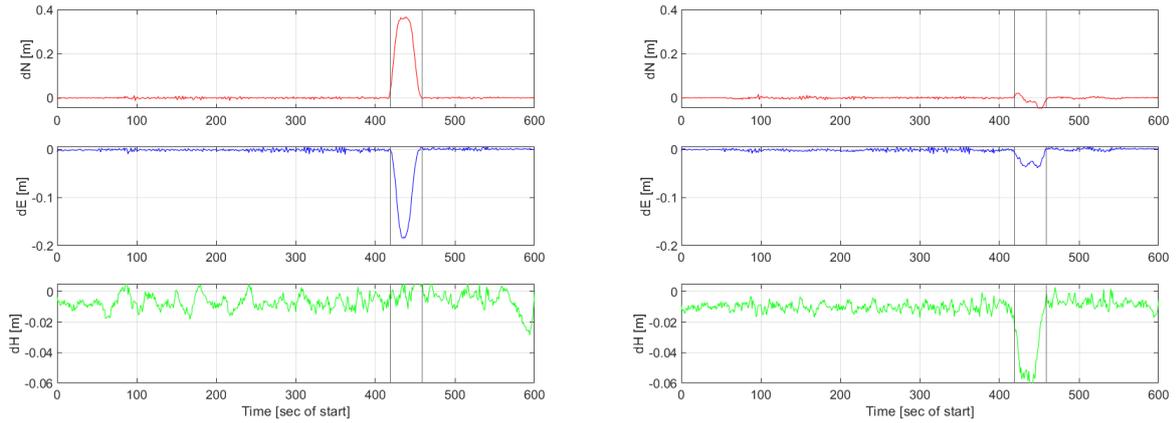


Abbildung 7.7: Differenz der LC zur Referenz, ohne (links) und mit (rechts) der MS60

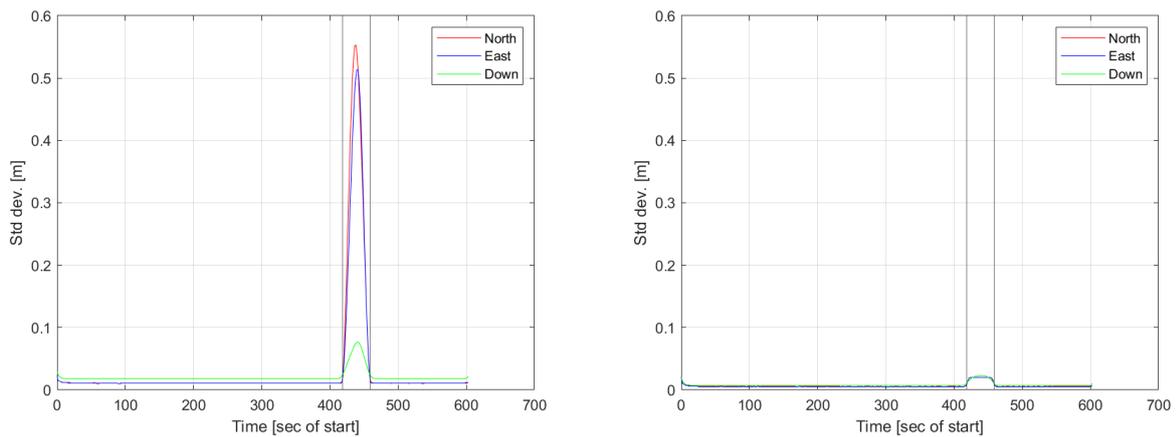


Abbildung 7.8: Standardabweichung der LC, ohne (links) und mit (rechts) der MS60

Tabelle 7.1: Übersicht der Werte beim LC in [cm]

Komponente	20s Ausfall						40s Ausfall					
	ohne MS60			mit MS60			ohne MS60			mit MS60		
	max	std	rms	max	std	rms	max	std	rms	max	std	rms
Nord	12.85	1.73	1.73	10.89	1.36	1.37	36.63	6.78	6.94	5.17	0.72	0.73
Ost	4.86	0.71	0.74	3.54	0.69	0.70	18.47	2.90	2.97	3.85	0.70	0.74
Höhe	5.1	0.77	0.79	5.77	1.00	1.21	2.34	0.53	0.81	6.80	0.98	1.52

Literatur

- [1] *Datasheet NetR9*. Available: <http://www.zoneegypt.com/products/monitoring-systems/trimble-netr9>.
- [2] *Datasheet Multistation60*. Available: <https://globalsurvey.co.nz/shop/solutions/surveying-gis/total-stations/multistation/leica-nova-ms60/>.
- [3] *Datasheet MTi-G-710*.
- [4] Aboelmagd Noureldin, Tashfeen B. Karamat, and Jacques Geogy. *Fundamentals of inertial navigation, satellite-based positioning and their integration*. Springer, 2013.
- [5] Robert Grover Brown and Hwang Patrick Y C. *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering with Matlab Exercises, 4th Edition*. John Wiley & Sons, 2012.
- [6] Thuy Mai. *Global positioning system history, August 2017*. Available: <https://www.nasa.gov/directorates/heo/scan/communications/policy/GPSHistory.html>.
- [7] Steve Göhner. Untersuchung verschiedener zeitsynchronisierungsansätze eines elektronischen tachymeters für das autonome fahren. Technical report, Institut für Raumfahrttechnik und Weltraumnutzung, 2020.
- [8] *Attitude determination, 2011*. Available: https://gssc.esa.int/navipedia/index.php/Attitude_Determination.
- [9] Charles Jeffrey. *An introduction to GNSS: GPS, GLONASS, Galileo and other Global Navigation Satellite Systems*. NovAtel, 2 edition, 2010.
- [10] Manfred Bauer. *Vermessung und Ortung mit Satelliten: globale Navigationssatellitensysteme (GNSS) und andere satellitengestützte Navigationssysteme*. Wichmann, 7 edition, 2018.
- [11] Jan Wendel. *Integrierte Navigationssysteme Sensordatenfusion, GPS und inertielle Navigation*. Oldenbourg, 2007.
- [12] Klemens Laengauer. Trajektorienbestimmung mittels integration von gnss und ims. Master's thesis, Technische Universität Graz, 2010.
- [13] Univ.-Prof. Dr.-Ing. Axel Schulte. *Grundlagen der flugmechanik*, 2020.
- [14] *MTi User Manual for MTi 10-series and MTi 100-series 5th Generation*.
- [15] Paul D. Groves. Navigation using inertial sensors. *IEEE A&E Systems Magazine*, 2015.
- [16] Jianguo Jack Wang Yan Li. A pedestrian navigation systembased on low cost imu. *THE JOURNAL OF NAVIGATION*, 2014.
- [17] Eric Foxlin. Pedestriantracking withshoe-mountedinertial sensors. *IEEE Computer Graphics and Applications*, 2005.
- [18] Ramsey Faragher. Understanding the basis of the kalman filter via a simple and intuitive derivation. *Signal Processing Magazine*, 2012.
- [19] Esmat Bekir. *Introduction to modern navigation systems*. World Scientific, 2007.
- [20] *TerraPos Manual*.
- [21] *TerraPos Internet* Available: <https://terratec.no/en/services/terrapos/>.
- [22] RINEX Working Group International GNSS Service (IGS) and Radio Technical Commission for Maritime Services Special Committee 104 (RTCM-SC104). *The Receiver Independent Exchange Format*, Mai 2015.