

Klemens Längauer

Trajektorienbestimmung mittels Integration von GNSS und IMS

Genauigkeitsuntersuchung unterschiedlicher Systeme und Kopplungsarten

MASTERARBEIT

zur Erlangung des akademischen Grades
Diplom-Ingenieur/in

Masterstudium Geomatics Science



Technische Universität Graz

Betreuer:

Ao.Univ.-Prof. Dipl.-Ing. Dr.techn. Manfred Wieser

Institut für Navigation und Satellitengeodäsie

Graz, September 2010

Deutsche Fassung:
Beschluss der Curricula-Kommission für Bachelor-, Master- und Diplomstudien vom 10.11.2008
Genehmigung des Senates am 1.12.2008

EIDESSTÄTTLICHE ERKLÄRUNG

Ich erkläre an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig verfasst, andere als die angegebenen Quellen/Hilfsmittel nicht benutzt, und die den benutzten Quellen wörtlich und inhaltlich entnommenen Stellen als solche kenntlich gemacht habe.

Graz, am

.....
(Unterschrift)

Englische Fassung:

STATUTORY DECLARATION

I declare that I have authored this thesis independently, that I have not used other than the declared sources / resources, and that I have explicitly marked all material which has been quoted either literally or by content from the used sources.

.....
date

.....
(signature)

*Besonderer Dank gebührt
meinem Betreuer Prof. Dr. Manfred Wieser,
allen Kollegen und Kolleginnen am Institut,
allen Freunden in Graz, Oberösterreich und der weiten Welt,
meiner Familie
und natürlich meiner lieben Freundin Christa!*

.....

*Jeder von euch weiß,
dass diese Arbeit ohne jeden einzelnen nie so gut gelungen wäre!*

Kurzfassung

Globale Satellitennavigationssysteme (GNSS) dienen vielen Anwendungen als zentrales Navigationsinstrument. Werden allerdings höhere Genauigkeiten und Zuverlässigkeiten gefordert oder soll zusätzlich die Ausrichtung des Vehikels bestimmt werden, müssen weitere Sensoren mit den GNSS-Empfängern kombiniert werden. In diesem weiten Feld der Sensorfusion hat sich die Integration von GNSS und inertialen Messsystemen (IMS) als besonders gewinnbringend herauskristallisiert.

Diese Masterarbeit untersucht die Integration von GNSS und IMS mit Fokus auf drei wichtigen Punkten:

- Auswertung mit kommerzieller Software und Einfluss einzelner Parameter
- Vergleich unterschiedlicher Preisklassen der Sensoren
- Vergleich unterschiedlicher Kopplungsarten der Integration

Für die notwendigen Tests wurde eine Messplattform geschaffen, die auf einem Auto montiert werden kann und Platz für drei GNSS-Empfänger und drei inertielle Messeinheiten (IMUs) verschiedener Preisklassen bietet. Die Messfahrt wurde südlich von Graz auf einer etwa 15 km langen Strecke durchgeführt, wobei zu Beginn und am Ende eines jeden Abschnitts Zeit für das statische *Alignment* der IMUs gewährt wurde. Die Auswertung der Daten und Integration erfolgte in der kommerziellen Software *Inertial Explorer*.

Die Arbeit beschreibt einzelne Parameter der Auswertung und untersucht den Einfluss einer eventuell falschen Wahl dieser Parameter auf die resultierende Trajektorie. Konkret beleuchtet werden die Auswirkungen

- eines falschen Hebelarms zwischen IMU und GNSS-Phasenzentrum,
- falscher Zeitsynchronisierung und
- eines falschen IMU-Fehlermodells.

Es werden die selben Abschnitte der Messfahrt mit unterschiedlichen Sensor-Kombinationen und verschiedenen Kopplungsarten ausgewertet. Die Ergebnisse in Position und *Attitude* können so miteinander verglichen werden. Neben den Standardabweichungen der Parameter können auch tatsächliche Unterschiede zwischen den einzelnen Varianten berechnet werden. Vor allem dem Vergleich der losen und engen Kopplung wird vermehrte Aufmerksamkeit geschenkt und die Ergebnisse zeigen eine starke Abhängigkeit von der Verfügbarkeit von GNSS-Signalen: Bei durchgängigem GNSS-Empfang liefert die lose Kopplung bessere Ergebnisse, während bei langen Phasen mit unzureichender Anzahl an Satelliten die enge Kopplung zuverlässiger ist.

Abstract

For many applications, Global Navigation Satellite Systems (GNSS) are the primary means of navigation. As accuracy and reliability demands are increasing or attitude information is required, GNSS needs to be aided by additional sensors. In the field of sensor fusion, integration of GNSS and inertial measurement systems (IMS) emerges as the most promising technique.

This master thesis investigates the integration with respect to three major aspects:

- use of a commercial software and the effects of different parameters
- comparison of sensors in different price classes
- comparison of different coupling techniques

For the field test, a lightweight carbon fiber frame which can be attached to the roof rack of a car was developed. It carries three GNSS-receivers and three inertial measurement units (IMUs) of different price classes. The field tests were conducted on a 15 km track south of Graz. At the beginning and the end of every section of the test sufficient time was allowed for the IMU to align. The measurement data was post processed using the commercial software *Inertial Explorer*.

This thesis describes various parameters of the software and investigates the influence of wrong settings of these parameters on the resulting trajectory. The consequences of

- wrong lever arm,
- time offset between GNSS and IMS-data and
- wrong IMU error model

are studied in more detail.

The second key part of the thesis is the comparison between various price classes and coupling techniques. Therefore, the same section of the field test is processed with different sensor systems or coupling methods and the results can be compared with respect to position and attitude. Not only the standard deviation values of the parameters can be matched, but also the difference between the actual parameters can be computed to verify the standard deviations. Especially loose and tight coupling are investigated in detail and the results show a strong dependence on GNSS-updates: with continuous availability of GNSS-signals loosely coupled integration performs better, whereas tight coupling improves its accuracy if less than 4 satellites are available for longer periods of time.

Inhaltsverzeichnis

1	Einführung	1
2	Globale Satelliten Navigationssysteme	2
2.1	Prinzip	2
2.2	Messgrößen	3
2.2.1	Code moduliert auf Trägerwelle	4
2.2.2	Phasenmessung der Trägerwelle	5
2.2.3	Doppler Messungen	8
2.3	Messmethoden	8
2.3.1	Absolute Verfahren	8
2.3.2	Differential Global Navigation Satellite System (DGNSS)	9
2.3.3	Relative Positionierung	10
2.4	Navigation mit GNSS	11
2.5	Genauigkeit von GNSS	12
2.5.1	Fehlereinflüsse auf die Entfernungsmessung	12
2.5.2	Ausgleich nach Parametern	13
2.5.3	Dilution of Precision (DOP)	15
2.5.4	Genauigkeit der Parameter	16
2.5.5	Genauigkeitsparameter in der Auswertung	17
2.6	Kurz & bündig	17
3	Inertialmesssysteme	18
3.1	Terminologie	18
3.2	Referenzsysteme	18
3.3	Transformationen	20
3.4	Grundlagen der Inertialnavigation	23
3.5	Plattform- versus Strapdown-Systeme	23
3.6	Aufgaben eines Strapdown-Systems	24
3.7	Sensoren	25
3.7.1	Gyroskope	25
3.7.1.1	Mechanische Kreisel	25
3.7.1.2	Optische Kreisel	25
3.7.1.3	MEMS Kreisel	27
3.7.2	Beschleunigungsmesser	28
3.8	Alignment	30
3.8.1	Grobes Alignment	30
3.8.2	Feines Alignment	33
3.9	Strapdown Algorithmus	35
3.9.1	Initialisierung	35
3.9.2	Attitude-Computer	36

3.9.3	Transformation in das <i>l-frame</i>	37
3.9.4	Erste Integration	37
3.9.5	Zweite Integration	38
3.9.6	Navigation Computer	38
3.9.7	Zusammenfassung des Algorithmus	38
3.10	Kurz & bündig	38
4	Integration von GNSS und IMS	39
4.1	Sensorfusion	39
4.2	Kopplungsarten	40
4.2.1	Ungekoppelte Integration	40
4.2.2	Lose gekoppelte Integration (LC)	41
4.2.3	Eng gekoppelte Integration(TC)	41
4.2.4	Vergleich der Kopplungsarten	42
4.3	Zeitliche Zuordnung - Synchronisation	43
4.4	Räumliche Zuordnung - Hebelarm	43
4.5	Einfluss der Fahrzeugdynamik und Trajektorie	44
4.6	Kurz & bündig	45
5	Messfahrt	46
5.1	Messsystem	46
5.1.1	GNSS Sensoren	47
5.1.2	Inertial Measurement Units	49
5.2	Vorbereitung der Messfahrt	50
5.3	Durchführung der Messfahrt	50
5.4	Strecke der Messfahrt	53
5.4.1	Abschnitte	53
5.5	Probleme bei der Messfahrt	56
5.6	Kurz & bündig	56
6	Auswertung	57
6.1	Datenformate	57
6.2	Waypoint Products Group	58
6.3	GrafNet	59
6.4	GrafNav	59
6.5	Inertial Explorer	59
6.5.1	Eingangsdaten	59
6.5.2	Kopplungsarten	60
6.5.3	Forward-Reverse	60
6.5.4	Alignment	62
6.5.5	Updates	62
6.5.6	Hebelarm	63
6.5.7	Fehlermodell	63
6.5.7.1	Initial Standard Deviation Values	64
6.5.7.2	Spectral Densities Values	64
6.5.8	Ausgabe	64
6.6	Xsens	65
6.7	Grafischer Vergleich der Trajektorien	66

6.8	Kurz & bündig	67
7	Analyse einzelner Parameter	68
7.1	Hebelarm	68
7.1.1	„Grob falscher“ Hebelarm	68
7.1.2	Kein Hebelarm	70
7.1.3	Einfluss auf die Attitude	71
7.1.4	Interpretation	72
7.2	Fehlermodell	72
7.2.1	Veränderung der geschätzten Genauigkeit	73
7.2.2	Veränderung der tatsächlichen Position	74
7.2.3	Interpretation	75
7.3	Zeitsynchronisierung	75
7.3.1	Veränderung der geschätzten Genauigkeit	75
7.3.2	Veränderung der tatsächlichen Position	76
7.4	Kurz & bündig	76
8	Vergleich verschiedener Systeme und Kopplungsarten	78
8.1	GPS-Trajektorien	78
8.1.1	Geschätzte Genauigkeit	78
8.1.2	Positionsdivergenz	79
8.2	Kopplungsarten	80
8.2.1	Ungekoppelte Integration	81
8.2.2	Positionsvergleich für alle Kopplungsarten	81
8.2.3	Attitude-Vergleich für alle Kopplungsarten	83
8.3	Preisklassen	85
8.3.1	Low-Cost	85
8.3.2	Mittel- und hochpreisig	86
8.4	Szenario: Häuserschlucht	90
8.4.1	Ausgangssituation	90
8.4.2	Position	91
8.4.3	Attitude	92
8.4.4	Einschränkungen	93
8.5	Kurz & bündig	93
9	Zusammenfassung & Ausblick	95

Abkürzungsverzeichnis

A/D-Wandler	Analog-Digital-Wandler
B-Messer	Beschleunigungsmesser, Accelerometer
DGNSS	Differential Global Navigation Satellite System
DOP	Dilution of Precision
FO	Faseroptik
GLONASS	Globalnaja Nawigazionnaja Sputnikowaja Sistema
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
HDOP	Horizontal Dilution of Precision
IMU	Inertiale Messeinheit, Inertial Measurement Unit
IMS	Inertialmesssystem, Inertial Measurement System
INS	Inertial Navigation System
ITRF05	International Terrestrial Reference Frame 2005
K.A.	Kinematisches Alignment
LC	Loosely Coupled, lose Kopplung
LADGNSS	Local Area DGNSS
MEMS	Micro--Electro-Mechanical Systems
NED	North-East-Down
PPS	Pulse per Second
PRN	Pseudo Random Noise
RLG	Ring Laser Gyro
RTK	Real Time Kinematic
TC	Tightly Coupled, enge Kopplung
VDOP	Vertical Dilution of Precision
ZUPT	Zero Velocity Update

1 Einführung

Die Navigation dringt über Smartphone-Applikationen und Fahrzeugnavigationssysteme weiter in das Leben *aller* Menschen vor. Die Stärken von globalen Satellitennavigationssystemen (GNSS) werden weitgehend ausgereizt, während nach Möglichkeiten gesucht wird, den Schwachstellen der Abschattung und leichten Signalstörbarkeit entgegenzuwirken. Eine vielversprechende Möglichkeit im weiten Feld der integrierten Navigation mittels Sensorfusion stellt dabei die Einbindung von inertialen Messsystemen (IMS) dar. Vor allem die direkte Georeferenzierung von Luftbildern oder terrestrischer Aufnahmen durch *Mobile Mapping* Systeme verleiht dieser Kombination eine immer weiter wachsende Bedeutung. Um dieser zunehmenden Bedeutung gerecht zu werden, muss die Navigation in diesem Zusammenhang die Trajektorien- und Ausrichtungsbestimmung der Sensorplattform zu diskreten Zeitpunkten mit immer höheren Update-Raten und mit immer besserer Genauigkeit bewerkstelligen.

Am Institut für Navigation und Satellitengeodäsie der Technischen Universität Graz wurde daher das Projekt *VarloNav* initiiert, welches sich zum Ziel gesetzt hatte, GNSS- und IMS-Systeme verschiedener Genauigkeitsklassen sowie die unterschiedlichen Kopplungsarten der beiden Systeme miteinander zu vergleichen. Die Durchführung erfolgte in enger Zusammenarbeit mit dem Konsortialpartner *Joanneum Research* und mit einem zweiten am Institut durchgeführten Projekt (*GRAVIS*), in welchem der Erdschwerevektor während der Fahrzeugbewegung bestimmt werden sollte. Die verwendete Messplattform wurde gemeinsam entwickelt und auch die Messfahrten erfolgten in gegenseitiger Abstimmung und gemeinschaftlicher Vorbereitung.

Das Projekt *VarloNav* bildet auch die Grundlage zur Erstellung dieser Masterarbeit. Der Inhalt dieser Arbeit deckt sich allerdings nicht ganz mit den Projektzielen von *VarloNav*. Im Gegensatz zum Projekt wird in der Masterarbeit vor allem auch der Einfluss unterschiedlicher Parameter der Integration auf das Ergebnis untersucht. Speziell werden die Einflüsse des Hebelarms zwischen IMS und GNSS-Phasenzentrum, der Synchronisierung der Daten, der Wahl des Fehlermodells und der Alignmentphase beleuchtet. Im Auswertekapitel werden Vergleiche zwischen GNSS-Empfängern, integrierten GNSS-IMS Systemen verschiedener Preisklassen und unterschiedlichen Kopplungsarten betrachtet. Es wird vor allem auf die hoch- und mittelpreisigen Sensoren detaillierter eingegangen. Zum Abschluss werden noch die enge und lose Kopplung am Beispiel der eingeschränkten GNSS-Signalverfügbarkeit in einer städtischen Häuserschlucht verglichen.

Den Beginn bilden jedoch drei Kapitel zur Einführung in die Grundlagen von globalen Satellitennavigationssystemen, inertialen Messsystemen und der Integration und Sensorfusion.

2 Globale Satelliten Navigationssysteme

Dieses Kapitel soll eine kurze Einführung in GNSS (Global Navigation Satellite Systems) leisten. Vor allem die verschiedenen Messgrößen (Code und Phase), das Konzept der relativen Positionierung und die Problematik der Ambiguitäten sollen am Ende verständlich sein. Zum Abschluss folgt noch ein Überblick über die Schätzung von Positionsgenauigkeiten, was für die spätere Integration wichtig sein wird.

2.1 Prinzip

Das Akronym GNSS wird als weltraumbasiertes System definiert, welches mit einer oder mehreren Satellitenkonstellationen rund um die Uhr Position und Geschwindigkeit für erdnahe Anwender mit der notwendigen Ausrüstung zur Verfügung stellt (United Nations Conference, 1998). Bis zum heutigen Datum wird dies nur durch das US-amerikanische GPS (Global Positioning System) und das russische GLONASS (Globalnaja Nawigazionnaja Sputnikowaja Sistema), die beide nationale und militärische Systeme sind, erreicht. Doch auch die Europäische Union und China drängen auf den Markt und arbeiten ebenfalls an einem eigenen System.

Das Bestreben vieler großer Wirtschaftsmächte, ein autonomes GNSS aufzubauen, ist eng verbunden mit den immer vielfältigeren Einsatzmöglichkeiten und den gehobenen Anforderungen an die satellitengestützte Positionierung und Navigation. Während die Vorläufer der heutigen Systeme eine Schiffsnavigation mit Genauigkeitsanforderungen > 100 m zu erreichen suchten, können heute für Vermessungsaufgaben Millimetergenauigkeiten erreicht und sogar kinematische Positionsbestimmung in Echtzeit auf 5 cm genau bewerkstelligt werden (Real Time Kinematic (RTK) laut Hofmann-Wellenhof et al. (2008)). Von der Vergrößerung der Anzahl an GNSS wird eine weitere Steigerung der Verlässlichkeit erwartet, wodurch die noch breitere Anwendung in der Flug-, Schiffs- und Fahrzeugnavigation sowie im Bereich von Logistik und Verkehrsmanagement beschleunigt wird.

Während also die Anwendungsmöglichkeiten immer vielseitiger werden, liegt doch allen Systemen und Anwendungen *dasselbe* Prinzip zu Grunde. GNSS ist immer ein aktives Positionierungssystem. Das heißt, der Anwender bestimmt seine Position unter Zuhilfenahme der Satellitensignale selbst. Wie Abbildung 2.1 zeigt, stehen die Position des Nutzers ρ_E , die Position eines Satelliten ρ_S und die Entfernung zum Satelliten miteinander in folgender Beziehung:

$$\rho = \left\| \rho^S - \rho_E \right\| \quad (2.1)$$

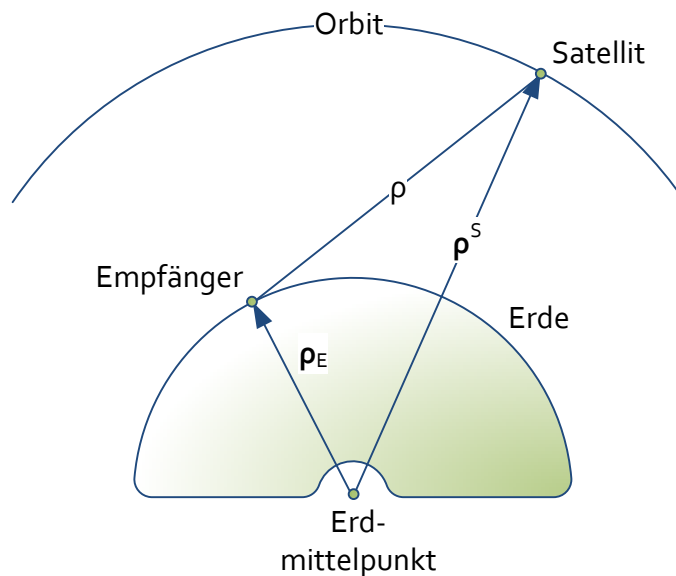


Abbildung 2.1: Grundsätzliches Prinzip eines jeden GNSS

Die Messgröße im Empfänger ist die Laufzeit des Signals vom Satellit zum Empfänger, welche über die Signalgeschwindigkeit eindeutig der Distanz ρ entspricht¹. Durch einen einfachen Bogenschnitt von mindestens drei Distanzen können die drei unbekanntes Koordinaten des Empfängers bestimmt werden. Diese Methode setzt allerdings eine hochwertige, synchronisierte Uhr im Empfänger voraus, was in den allermeisten Fällen nicht realisierbar ist. Durch die Verwendung einer minderwertigeren Quarzuhr wird die tatsächliche Distanz ρ durch den Empfängeruhrenfehler δ , wie in (2.2) gezeigt, verfälscht und eine Pseudoentfernung R gemessen.

$$R = \rho + c \delta \quad (2.2)$$

Um die nunmehr 4 Unbekannten (Koordinatentripel und Empfängeruhrenfehler) bestimmen zu können, sind Beobachtungen zu mindestens 4 Satelliten notwendig. Dem Prinzip dieser Beobachtungen und den Unterschieden zwischen den Signalbestandteilen, die zur Positionsbestimmung verwendet werden, widmen sich die nächsten Absätze.

2.2 Messgrößen

Zur Positionsbestimmung werden Code- und Phasenmessung unterschieden, die in Messprinzip und Genauigkeit voneinander abweichen. Zur direkten Messung der Geschwindigkeit wird die Doppler-Verschiebung des ankommenden Signals zur Nominalfrequenz gemessen. Die Nomenklatur wird im Folgenden aus Hofmann-Wellenhof

¹Signalausbreitungseffekte werden in dieser einfachen Annahme vernachlässigt

et al. (2008) übernommen. Weiterführende Informationen zum Thema GNSS finden sich ebenfalls dort oder auch in Farrell und Barth (1999).

2.2.1 Code moduliert auf Trägerwelle

Auf die Trägerwelle wird ein pseudozufälliger (PRN - *pseudo random noise*) Code aufmoduliert. Dieser PRN-Code ist für jeden Satelliten *eindeutig*. Im Empfänger wird ebenfalls dieser PRN-Code generiert und mit dem empfangenen Signal kreuzkorreliert. Wird der generierte Code exakt um die Laufzeit des Signals verschoben, ist die Ähnlichkeit der beiden Signale am größten und folglich liefert die Kreuzkorrelationsfunktion an dieser Stelle ein Maximum. So kann auf die Pseudoentfernung (*pseudorange*) $R_e^s(t)$ geschlossen werden.

$$R_e^s(t) = \rho_e^s(t) + c \Delta\delta_e^s(t) \quad (2.3)$$

Die Lichtgeschwindigkeit c überführt die Kombination aus Satellitenuhrenfehler und Empfängeruhrenfehler in eine Distanz und verfälscht somit die wahre, geometrische Entfernung $\rho_e^s(t)$. Wie (2.4) zeigt, stecken die Koordinaten der Empfängerposition implizit in der wahren Distanz $\rho_e^s(t)$.

$$\rho_e^s(t) = \sqrt{(X^s(t) - X_e)^2 + (Y^s(t) - Y_e)^2 + (Z^s(t) - Z_e)^2} \quad (2.4)$$

Der Uhrenfehler $\Delta\delta_e^s(t)$ kann weiter in seine 2 Bestandteile aufgespalten werden.

$$\Delta\delta_e^s(t) = \delta_e(t) - \delta^s(t) \quad (2.5)$$

Der Fehler der Satellitenuhr wird über ein Polynom angenähert und die Koeffizienten werden in der Navigationsnachricht übermittelt. Diese Korrekturterme werden gemeinsam mit den relativistischen Effekten im Empfänger angebracht und dürfen daher als bekannt angenommen werden. Die Beobachtungsgleichung teilt sich somit in gemessene oder bekannte Terme (links) und zu bestimmende Parameter (rechts):

$$R_e^s(t) + c \delta^s(t) = \rho_e^s(t) + c \delta_e(t) \quad (2.6)$$

Die Beobachtungsgleichung hat demnach 4 unbekannte Größen, nämlich die 3 Koordinaten der Empfängerposition laut (2.4) und den Empfängeruhrenfehler $\delta_e(t)$. Da diese Parameter für Beobachtungen zu anderen Satelliten gleich bleiben, erhöht sich die Anzahl an Unbekannten nicht, wenn Pseudoentfernungen zu weiteren Satelliten beobachtet werden. Bei mindestens 4 Beobachtungen kann das Gleichungssystem gelöst werden. Das heißt, Sichtbarkeit von zumindest 4 Satelliten erlaubt die Bestimmung der Position anhand der Code-Lösung für *jede* Epoche.

2.2.2 Phasenmessung der Trägerwelle

Ein anderes Messprinzip wird für genauere Anforderungen gewählt. Es wird nicht länger der aufmodulierte Code verwendet, sondern dieser vielmehr in einem Vorverarbeitungsschritt vom Signal entfernt. Für die Messung wird die Trägerphase selbst verwendet. Dies führt allerdings zum Problem der ambiguitätenbehafteten Lösung, da die Trägerwellenlänge bei den unterschiedlichen GNSS zwischen 18 cm und 25 cm beträgt und der ganzzahlige Unterschied der Phasen nicht gemessen werden kann.

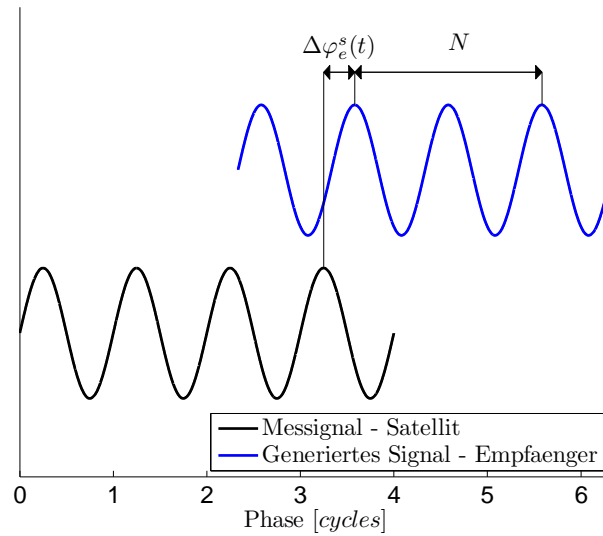


Abbildung 2.2: Phasenverschiebung $\Delta\varphi_e^s$ und Ambiguität N

Beobachtungsmodell Da sich diese Arbeit zur Positionsbestimmung der Phasenmessung bedient, wird im Folgenden näher darauf eingegangen und es werden einige mathematische Zusammenhänge erläutert. Wie bei der Codemessung wird auch hier ein Referenzsignal im Empfänger generiert. Folglich ergeben sich 2 Gleichungen für die Phase des jeweiligen Signals:

$$\varphi^s(t) = f^s t - f^s \frac{\rho}{c} - \varphi_0^s, \quad (2.7)$$

$$\varphi_e(t) = f_e t - \varphi_{0e} \quad (2.8)$$

Die Terme φ_0^s und φ_{0e} bezeichnen die Phase zum Ausgangszeitpunkt, definiert durch

$$\varphi_0^s = -f^s \delta^s, \quad (2.9)$$

$$\varphi_{0e} = -f_e \delta_e, \quad (2.10)$$

wo δ^s und δ_e die Abweichungen vom gewählten Nullpunkt – also die Uhrenfehler – bezeichnen und im Folgenden zu $\Delta\delta$ zusammengefasst werden. f^s und f_e entsprechen den Signalfrequenzen, die nur minimal von der Nominalfrequenz f abweichen. Diese Abweichungen können im Folgenden vernachlässigt werden und die Berechnung der Phasenverschiebung durch Differenzbildung von (2.7) und (2.8) vereinfacht sich zu

$$\begin{aligned} \varphi_e^s(t) &= \varphi^s(t) - \varphi_e(t) \\ &= -f^s \frac{\rho}{c} + f^s \delta^s - f_e \delta_e + (f^s - f_e) t \\ &= -f \frac{\rho}{c} - f \Delta\delta. \end{aligned} \quad (2.11)$$

Ambiguitäten Von dieser gesamten Phasendifferenz φ_e^s kann nur ein mehrdeutiges Reststück $\Delta\varphi_e^s$ gemessen werden. Die Mehrdeutigkeit besteht im unbekanntem ganzzahligen Anteil N der Phasendifferenz. Abbildung 2.2 verdeutlicht die Problematik der Mehrdeutigkeit.

$$\varphi_e^s = \Delta\varphi_e^s + N \quad (2.12)$$

Solange die Verbindung zum Satellit nicht unterbrochen wird, können die Ambiguitäten konstant gehalten werden und die gemessenen Phasenreststücke werden aufaddiert. Geometrisch lässt sich dieser Zusammenhang für verschiedene Epochen in Abbildung 2.3 sehr gut erkennen.

Wird jetzt (2.12) in (2.11) eingesetzt und die Beobachtungsgröße $\Delta\varphi_e^s$ mit geändertem Vorzeichen ersetzt durch $\Phi = -\Delta\varphi_e^s$, erhält man die Gleichung für die Phasenpseudoentfernung

$$\Phi = \frac{1}{\lambda} \rho + \frac{c}{\lambda} \Delta\delta + N, \quad (2.13)$$

wobei hier die Wellenlänge im Sinne von $c = \lambda \cdot f$ eingeführt wurde. Durch Multiplikation mit derselben erhält man die Messgröße als geometrische Entfernung in der Einheit Meter:

$$\lambda \Phi = \rho + c \Delta\delta + \lambda N. \quad (2.14)$$

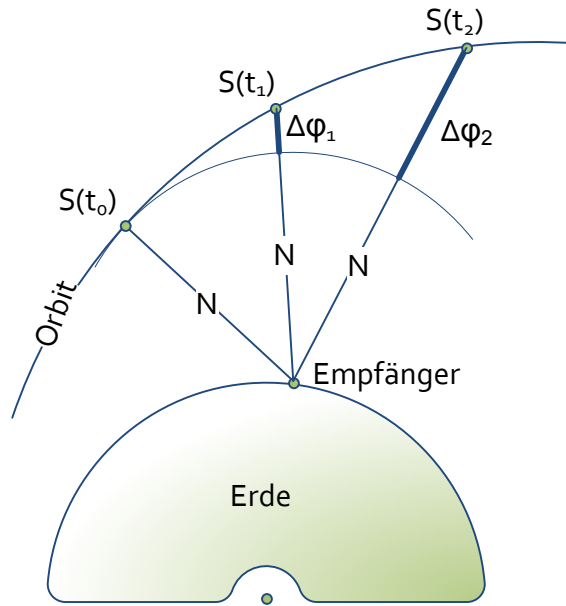


Abbildung 2.3: Ambiguitäteneinfluss bei Phasenmessung zu mehreren Epochen

Positionslösung Analog zu (2.5) und (2.6) lässt sich auch hier der Term der Uhrenfehler aufspalten und es lassen sich alle bekannten ($f^s, \delta^s(t)$) oder beobachteten ($\Phi_e^s(t)$) Größen auf die linke Seite bringen.

$$\Phi_e^s(t) + f^s \delta^s(t) = \frac{1}{\lambda^s} \rho_e^s(t) + N_e^s + f^s \delta_e(t) \quad (2.15)$$

Da hier die Abhängigkeiten von Empfänger bzw. Satellit hervorgehoben werden sollen, wurden Sub- bzw. Superskripts eingeführt. Zu beachten ist, dass sich f^s im Gegensatz zu (2.11) auf die Nominalfrequenz eines bestimmten Satelliten bezieht - nicht auf die leicht abweichende tatsächliche Frequenz des ankommenden Signals.

Im Gegensatz zur Beobachtungsgleichung der Code-Lösung stecken in (2.15) nicht nur die Koordinaten der Empfängerposition und die Uhrenfehler als unbekannte Parameter, sondern auch die ganzzahlige Ambiguität N . Die minimal notwendige Anzahl an Beobachtungen für die Lösung des resultierenden Gleichungssystems ergibt sich aus der Ungleichung

$$n_s n_t \geq 3 + n_s + (n_t - 1), \quad (2.16)$$

welche die Anzahl der Beobachtungen $n_s n_t$ auf der linken, und die zu schätzenden Parameter auf der rechten Seite enthält. 3 sind die Koordinatenunbekannten für den statischen Empfängerstandpunkt, n_s die Ambiguitäten (1 für jeden Satellit) und n_t

der Empfängeruhrenfehler, der für jeden Zeitpunkt t neu geschätzt werden muss. Die Verminderung um 1 ist deshalb nötig, weil sonst ein Rangdefekt auftreten würde. Das heißt, der Empfängeruhrenfehler wird für einen Zeitpunkt frei gewählt, da er in diesem Zeitpunkt denselben Effekt hätte wie die Summe aller Ambiguitäten. Eine Umformung der Ungleichung zu

$$n_t \geq \frac{n_s + 2}{n_s - 1} \quad (2.17)$$

lässt einen Schluss auf die mindestens notwendige Anzahl an Epochen zu. Auch wenn die Anzahl an Satelliten n_s willkürlich erhöht werden könnte, die Anzahl der nötigen Epochen würde laut (2.17) *nie* auf 1 sinken. In anderen Worten: Bei Phasenmessung ist nie eine Lösung während nur einer Epoche möglich! Vielmehr ist es notwendig, Beobachtungen über einen längeren Zeitraum durchzuführen. Solange das Satellitensignal nämlich *getrackt* ist, bleibt die Ambiguität N konstant und die Phasenreststücke summieren sich auf. Dieser Zusammenhang verdeutlicht sich in Abbildung 2.3 sehr gut.

2.2.3 Doppler Messungen

Basierend auf dem Prinzip des Dopplereffekts wird die Dopplerverschiebung der Frequenz gemessen, die proportional zur relativen Radialgeschwindigkeit zwischen Satellit und Empfänger ist. Dies ist vor allem für die Geschwindigkeitsbestimmung in Echtzeit zur Navigation erforderlich, kann allerdings auch unterstützend zur Ambiguitäten- und Positionsbestimmung verwendet werden.

2.3 Messmethoden

Neben der bisherigen Unterscheidung nach der Messgröße, die zur Positionsbestimmung verwendet wird, ist auch eine Differenzierung nach der gewählten Messmethode möglich. So unterscheidet man absolute, relative und differentielle Verfahren. Dieses Kapitel gibt einen kurzen Überblick über die einzelnen Methoden, legt allerdings wieder den Schwerpunkt auf die für diese Arbeit relevante relative Positionsbestimmung. Alle Verfahren können generell statisch und kinematisch durchgeführt werden.

2.3.1 Absolute Verfahren

Werden die bisherigen Kenntnisse aus dem Kapitel „Messgrößen“ (Seite Kapitel 2.2) verwendet, um die Position mit nur einem einzigen Empfänger zu bestimmen, sprechen wir von absoluter Positionsbestimmung und erhalten Koordinaten bezogen auf den Ursprung eines erdfesten Koordinatensystems. Neben den Signalen der „sichtbaren“ Satelliten werden dabei keine zusätzlichen Informationen verwendet.

2.3.2 Differential Global Navigation Satellite System (DGNSS)

Etwas anders gestaltet sich dies bei *Differential Global Navigation Satellite Systems* (DGNSS). Diese Methoden versuchen Fehlereinflüsse, welche die Ergebnisse der absoluten Verfahren stark beeinträchtigen, zu eliminieren. Viele dieser Fehler zeigen nämlich eine hohe räumliche Korrelation. Das heißt, sie sind bei räumlich benachbarten Empfängern ähnlich. Diese Eigenschaft machen sich nun differentielle Verfahren zu Nutze. Allen Verfahren liegen ein oder mehrere zusätzliche Empfänger zu Grunde, die sich auf bekannten Positionen befinden und aus deren Beobachtungen sich die Fehlereinflüsse auf die gesuchte Position verringern lassen.

DGNSS ermöglicht die Positionsbestimmung in Echtzeit, wobei die Position des zu bestimmenden Empfängers (*rover*) durch Korrekturinformation von einer bekannten Referenzstation verbessert wird. Der Empfänger mit bekannten Koordinaten bestimmt für jede gemessene Pseudoentfernung die geometrische Distanz aus bekannter Satellitenposition (aus Ephemeridendaten) und seiner eigenen Position. Die Differenz *PRC* (*pseudorange correction*) zwischen diesen beiden Entfernungen beinhaltet satelliten-, ausbreitungs- sowie empfängerabhängige Fehler. *PRC* und dessen zeitliche Ableitung *RRC* (*range rate correction*) werden in Echtzeit an den *rover* übertragen. t_0 bezeichnet den Zeitpunkt, zu dem die Korrekturinformation bestimmt wurde, zum Zeitpunkt t wird diese dann beim *rover* angebracht. $(t - t_0)$ ist demnach die Zeit, die für die Datenübertragung und -verarbeitung gebraucht wird. Der Empfänger errechnet die Korrektur der Pseudoentfernung zum aktuellen Zeitpunkt

$$PRC^s(t) = PRC^s(t_0) + RRC^s(t_0) (t - t_0) \quad (2.18)$$

und bringt diese an die gemessenen Pseudoentfernungen an

$$R_B^s(t)_{corr} = R_B^s(t) + PRC^s(t). \quad (2.19)$$

$R_B^s(t)$ ist die Pseudoentfernung zwischen Empfänger B und Satellit s . Voraussetzung für DGNSS ist, dass die beiden Empfänger die selben Satelliten beobachten.

Zu beachten ist, dass in der korrigierten Pseudoentfernung des bewegten Empfängers $R_B^s(t)_{corr}$ auch die empfängerabhängigen Fehler der Referenzstation stecken. Werden Multipath-Effekte negiert, führt das dazu, dass als vierte Unbekannte (siehe Kapitel 2.2.1) einfach die Differenz aus den beiden Empfängeruhrenfehlern geschätzt wird. Des Weiteren wird hier natürlich vorausgesetzt, dass durch die Korrektur die satelliten- sowie die ausbreitungsabhängigen Fehler eliminiert werden. Dies ist nur zutreffend, solange diese Einflüsse auf beide Empfänger gleich sind. Daher nimmt die Qualität einer DGNSS-Lösung mit zunehmendem Abstand von der Referenzstation ab.

2.3.3 Relative Positionierung

Bei *DGNSS* werden von der Referenzstation Korrekturdaten übertragen und die Beobachtungen des Empfängers mit Hilfe dieser Daten verbessert. Im Gegensatz dazu müssen bei relativer Positionierung die Messdaten selbst an den rover geschickt werden, um den *Basislinienvektor* \mathbf{b}_{AB} zu bestimmen. Abbildung 2.4 veranschaulicht das Prinzip und macht deutlich, dass auch hier von beiden Empfängerstandpunkten *dieselben* Satelliten beobachtet werden müssen. Die einzelnen Komponenten des Basislinienvektors \mathbf{b}_{AB} ergeben sich durch Differenzbildung zu

$$\mathbf{b}_{AB} = \mathbf{X}_B - \mathbf{X}_A = \begin{bmatrix} X_B - X_A \\ Y_B - Y_A \\ Z_B - Z_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta X_{AB} \\ \Delta Y_{AB} \\ \Delta Z_{AB} \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

wobei \mathbf{X}_B die Koordinaten des bewegten Empfängers und \mathbf{X}_A die Koordinaten der Referenzstation bezeichnen. Prinzipiell ist eine relative Positionierung sowohl mit Code-Messung als auch mittels Phasenmessung möglich. Da allerdings die Auswertung der Phasenunterschiede viel genauer erfolgen kann, wird der Fokus der weiteren Betrachtungen auf relative Positionierung durch Phasenmessung gelegt.

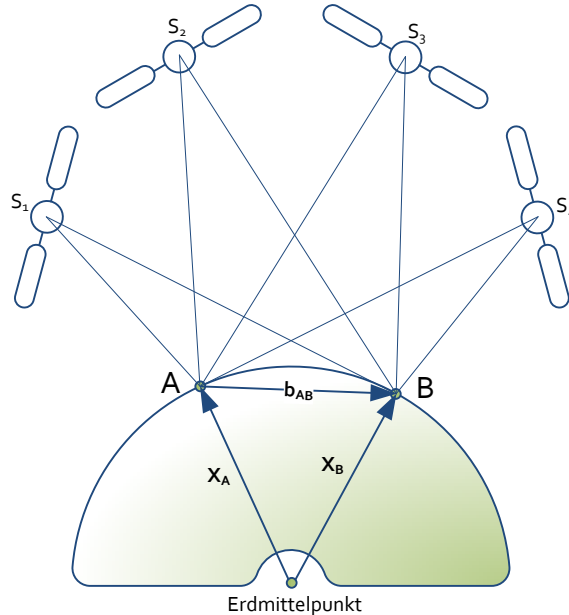


Abbildung 2.4: Prinzip der relativen Positionierung

In Kapitel 2.2.2 wurde bereits auf das Problem der Positionslösung durch die Ambiguität der Phasenmessung eingegangen und (2.16) beschreibt die Minimalkonfiguration für statische Phasenmessung, das heißt, die mindestens erforderliche Anzahl

an Satelliten für die Positionslösung. Im Rahmen dieser Arbeit wurde hauptsächlich kinematische relative Positionierung durchgeführt, d.h., der Empfänger bewegte sich fortwährend. In diesem Fall ändert sich die Minimalkonfiguration und wird auf der Seite der gesuchten Parameter um 3 Koordinaten für *jede einzelne* Zeitepoche erweitert:

$$n_s n_t \geq 3 n_t + n_s + (n_t - 1). \quad (2.21)$$

n_t bezeichnet wieder die Anzahl an Beobachtungsepochen und n_s die Zahl der Satelliten. Bisher waren für statische Zwecke unabhängig von der Beobachtungsdauer 3 Koordinatenunbekannte zu bestimmen. Dies ändert sich im Fall des bewegten Empfängers und es sind *pro Epoche* 3 Positionsparameter gesucht. Die Umformung von (2.21) resultiert in

$$n_t \geq \frac{n_s + 2}{n_s - 4}. \quad (2.22)$$

Um den Nenner positiv zu halten, müssen mindestens $n_s = 5$ Satelliten sichtbar sein, was zu mindestens $n_t = 4$ Epochen führt. Ab $n_s = 7$ Satelliten sind mindestens $n_t = 2$ Epochen nötig. Für $n_t = 1$ ist obige Gleichung nicht lösbar und somit eine Positionsbestimmung mittels Trägerwellen-Phasenmessung für eine einzelne Epoche nicht möglich. Erst wenn die Ambiguitäten gelöst sind (diese ändern sich bei kontinuierlichem Tracking eines Satelliten nicht mehr), kann die Position für jede weitere Epoche bestimmt werden. Daher wird eine Initialisierungsphase notwendig, in welcher die Ambiguitäten bestimmt werden. Die Initialisierung kann auf zwei Arten erfolgen:

Statische Initialisierung Hier ändert sich die Position des Empfängers *nicht* und die Ambiguitäten können auf ihre ganzzahligen Werte (*fixed integer solution*) geschätzt werden. Die Verlässlichkeit der Lösung nimmt mit längerer Beobachtungsdauer zu.

Kinematische Initialisierung Wie der Name sagt, verändert sich hier die Position des Empfängers. Dies macht das Verfahren etwas komplexer und viele Arbeiten beschäftigen sich mit der Lösung der Ambiguitäten *on-the-fly*. Meist wird mit einer qualitativ schlechten Lösung gestartet und dann versucht, die Lösung epochenweise zu verbessern, bis die Ambiguitäten als ganzzahlige Werte vorliegen.

2.4 Navigation mit GNSS

Navigation meint unter anderem die Bestimmung von Position, Geschwindigkeit und Raumlage eines bewegten Objekts. Die Positionsbestimmung mittels GNSS wurde bereits ausführlich diskutiert, weshalb hier auf Geschwindigkeit und Raumlagebestimmung eingegangen werden soll.

Geschwindigkeitsbestimmung Wie bereits in Kapitel 2.2.3 erwähnt, eignen sich die Doppler-Messungen sehr gut, um die Geschwindigkeit des Objekts zum gewünschten Zeitpunkt anhand der Verschiebung der Signalfrequenz zu bestimmen. Die Geschwindigkeit liegt dann nicht nur als skalare Größe, sondern als Vektor im Raum vor.

Raumlagebestimmung Die Raumlage (*Attitude*) bezeichnet die Orientierung eines Objekts im Raum. Diese kann zum Beispiel durch drei Euler'sche Winkel beschrieben werden. Ein einzelner GNSS-Empfänger ist allerdings nicht in der Lage, die räumliche Orientierung zu erfassen. Dazu ist ein GNSS-Antennensystem von zumindest 3 Antennen erforderlich, dessen relative Basislinien die räumliche Orientierung der Plattform beschreiben. Diese Art der *Attitude*-Bestimmung wurde durch die Entwicklung von niedrigpreisigen Empfängern immer reizvoller. Im Rahmen dieser Arbeit kommt hier allerdings die Integration von GNSS mit Inertialnavigation zum Tragen und die *Attitude*-Bestimmung wird durch die IMU bewerkstelligt. Details zur *Attitude*-Bestimmung mittels Inertialnavigation folgen in Kapitel 3.

2.5 Genauigkeit von GNSS

Dieses Kapitel zielt nicht darauf ab, eine qualitative Bewertung einzelner GNSS-Positionierungsverfahren durchzuführen und deren Genauigkeitspotential auszuloten. Vielmehr soll aufgezeigt werden, welche Faktoren die Genauigkeit beeinflussen und vor allem, wie einer Positionsbestimmung mittels GNSS eine Genauigkeit zugeordnet werden kann. Dies spielt in der Integration der GNSS-Beobachtungen mit IMU-Beobachtungen eine wichtige Rolle, da für den Erfolg einer jeden Filterung die korrekte Gewichtung der einzelnen Eingangsgrößen essentiell ist.

2.5.1 Fehlereinflüsse auf die Entfernungsmessung

Grundlage aller GNSS ist die Pseudoentfernungsmessung zwischen Empfänger und mehreren Satelliten. Diese Distanzmessung beruht, wie in der Einleitung dieses Kapitels erwähnt, auf der Laufzeitmessung des Signals und wird durch systematische und zufällige Fehler gestört. Eine Möglichkeit, systematische Fehler (*bias*) zu berücksichtigen, ist, diese in das funktionale Modell zu integrieren. Auf diese Art wird in den allermeisten modernen Empfängern der Empfängeruhrenfehler modelliert. Eine weitere Möglichkeit zur Elimination oder zumindest starken Reduktion systematischer Fehler ist die Kombination verschiedener Beobachtungen. So fallen zum Beispiel bei Differenzbildung der Pseudoentfernung von zwei Empfängern zum selben Satellit alle satellitenspezifischen Fehler heraus (Konzept der relativen Positionierung siehe Kapitel 2.3.3). Ganz anders verhält es sich mit zufälligen Fehlern. Diese können funktional nicht beschrieben werden und müssen anhand ihrer statistischen Eigenschaften in einem stochastischen Modell im Zuge der Parameterschätzung berücksichtigt werden.

Die Menge aller bei der Messung der Pseudoentfernung auftretenden Fehler lässt sich anhand ihrer Quelle grob in drei Gruppen unterteilen, nämlich satelliten- und empfängerspezifische Fehler und Signalausbreitungsfehler – zusammengefasst in Abbildung 2.5.

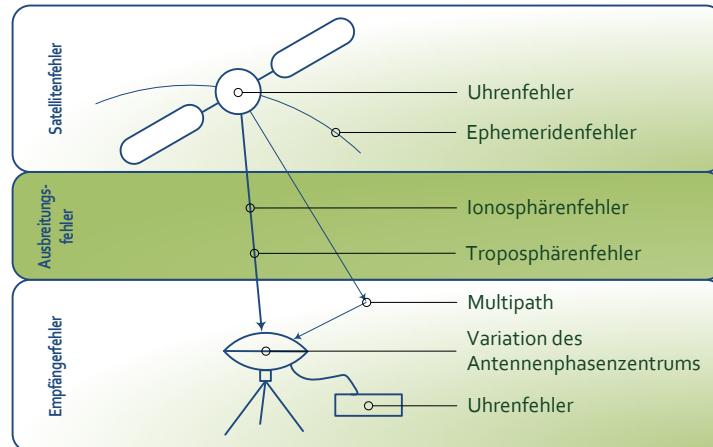


Abbildung 2.5: Fehlereinflüsse auf GNSS-Messungen

Die Ionosphäre ist für den größten Anteil der Signalausbreitungseffekte verantwortlich. Da dieser Effekt frequenzabhängig ist, kann eine Kombination von zwei verschiedenen Signalfrequenzen benutzt werden, um den Fehler zu eliminieren. Ähnliche Ansätze gibt es für den ebenfalls frequenzabhängigen Multipath, der allerdings sehr stark von der unmittelbaren Umgebung des Empfängers bestimmt wird. (Hofmann-Wellenhof et al., 2008, Seite 110) geben für die verschiedenen Beobachtungsgrößen typische Werte der Fehler in Abhängigkeit der Messgröße an. Diese beinhalten vor allem das Messrauschen und Multipath und sind in Tabelle 2.1 gegeben.

Tabelle 2.1: Typische Größenordnung der Fehler der Distanzmessung

Beobachtungsgröße	Typische Code-Länge/Wellenlänge	Typischer Fehler
Grob-Code	300 m	300 cm
Fein-Code	30 m	30 cm
Phasenmessung	20 cm	5 mm

2.5.2 Ausgleich nach Parametern

Um kontrollierte Ergebnisse zu erzielen, ist man in der Messtechnik immer bestrebt, überbestimmt zu messen, das heißt, mehr Beobachtungen als Unbekannte in das Gleichungssystem einzuführen. Die unweigerlich auftretenden Messfehler in den einzelnen Beobachtungen führen zu Inkonsistenzen und die Parameter können nicht

eindeutig bestimmt werden. Durch Einführen von Verbesserungen \mathbf{v} wird der Zusammenhang zwischen den Beobachtungen \mathbf{l} (Pseudoentfernungen) und den Parametern \mathbf{x} (Position und Empfängeruhrenfehler) wieder konsistent.

$$\mathbf{l} = \mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{v} \quad (2.23)$$

Fundamental für den Ausgleich ist die Annahme, die Verbesserungen \mathbf{v} wären normal verteilt mit einem Erwartungswert $E[\mathbf{v}] = 0$. Den Beobachtungen \mathbf{l} werden im stochastischen Modell ebenfalls Genauigkeiten zugeordnet. Die Kovarianzmatrix $\mathbf{\Sigma}_l = \sigma_0^2 \mathbf{Q}_l$ enthält also den skalaren Faktor σ_0 (a-priori Varianz der Gewichtseinheit) und die Kofaktormatrix \mathbf{Q}_l . Die Inverse der Kofaktormatrix wird oft als Gewichtsmatrix $\mathbf{P} = \mathbf{Q}_l^{-1}$ im Ausgleich verwendet.

Die eindeutige Lösung des Gleichungssystems (2.23) benötigt eine zusätzliche Bedingung, da ansonsten unendlich viele Lösungen möglich wären. In diesem Fall wird verlangt, dass die Summe der Quadrate der Verbesserungen minimal sei. Erst diese Annahme erlaubt (unter Auslassung einiger Zwischenschritte) die Ermittlung des Schätzwerts $\hat{\mathbf{x}}$ für die gesuchten Parameter

$$\hat{\mathbf{x}} = \left(\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A} \right)^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{l}. \quad (2.24)$$

Mit Hilfe der geschätzten Parameter können nun die Verbesserungen \mathbf{v} berechnet werden.

$$\mathbf{v} = \mathbf{l} - \mathbf{A} \hat{\mathbf{x}} \quad (2.25)$$

Diese Verbesserungen sind ein Maß für die Unsicherheiten in den Beobachtungen, solange diese normal verteilt sind und keine systematischen Fehler auftreten. Eine einzige skalare Größe für die Unsicherheiten in den Parametern stellt die a-posteriori Gewichtseinheitsvarianz

$$\hat{\sigma}_0^2 = \frac{\mathbf{v}^T \mathbf{P} \mathbf{v}}{n - u} \quad (2.26)$$

dar, wobei n die Anzahl der Beobachtungen und u die Anzahl der unbekannt Parameter bezeichnet. Analog zu der a-priori Varianz ist auch $\hat{\sigma}_0^2$ ein Skalierungsfaktor, der den Zusammenhang zwischen Kofaktormatrix und Kovarianzmatrix $\mathbf{\Sigma}_{\hat{\mathbf{x}}} = \hat{\sigma}_0^2 \mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{x}}}$ beschreibt. Die Kofaktormatrix $\mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{x}}}$ ergibt sich durch Kovarianzfortpflanzung von (2.24):

$$\mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{x}}} = \left(\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A} \right)^{-1}. \quad (2.27)$$

Diese Kofaktormatrix ist Grundlage für die Berechnung der *Dilution Of Precision* (DOP).

2.5.3 Dilution of Precision (DOP)

Die in Tabelle 2.1 gegebenen Fehler wirken auf jede beobachtete Distanz und entsprechen *nicht* den Positionsfehlern. Dieses Kapitel beschäftigt sich damit, welche Umstände die Auswirkung von Streckenfehlern auf die Position bestimmen. Abbildung 2.6 illustriert sehr gut den Einfluss der Satellitenposition und Schnittgeometrie. Schneiden sich die Strahlen unter einem kleineren Winkel, wird die Fläche der Schnittfigur deutlich größer. Der selbe Effekt tritt auch beim Schnitt von 4 oder mehr Pseudoentfernungen von den Satelliten auf.

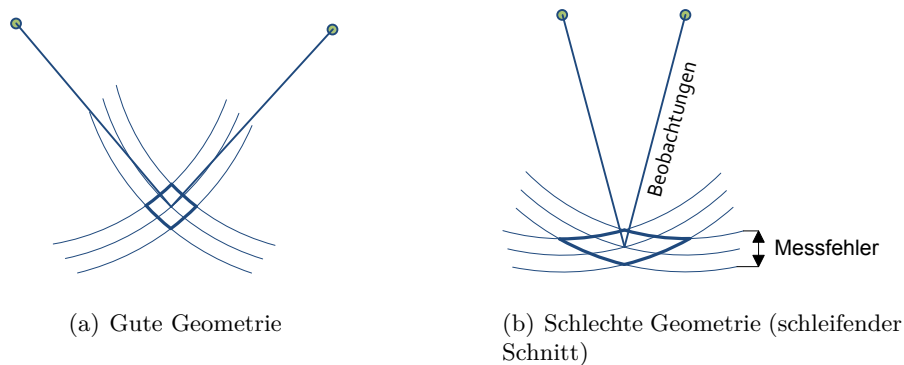


Abbildung 2.6: Auswirkung der Streckenfehler auf die Position

Dilution of Precision (DOP) beziffert dabei die Schnittgüte der momentan sichtbaren Satelliten. Durch die Bewegung von sowohl Satelliten als auch Empfänger ändert sich dieser Wert ständig und ist somit eine Funktion der Zeit. Wie (Hofmann-Wellenhopf et al., 2008, Kapitel 7.3) zeigen, ist der DOP-Faktor nicht an tatsächliche Beobachtungen gebunden, sondern kann bereits *vor* Beginn der Messkampagne aus der erwarteten Position und den bekannten Ephemeriden berechnet werden. Wie oben erwähnt, leitet sich der DOP-Wert einzig aus der Kofaktormatrix $\mathbf{Q}_{\hat{x}}$ ab.

$$\mathbf{Q}_{\hat{x}} = \left(\mathbf{A}^T \mathbf{P} \mathbf{A} \right)^{-1} = \begin{bmatrix} q_{XX} & q_{XY} & q_{XZ} & q_{Xt} \\ q_{XY} & q_{YY} & q_{YZ} & q_{Yt} \\ q_{XZ} & q_{YZ} & q_{ZZ} & q_{Zt} \\ q_{Xt} & q_{Yt} & q_{Zt} & q_{tt} \end{bmatrix} \quad (2.28)$$

Die Kofaktormatrix $\mathbf{Q}_{\hat{x}}$ ist die skalierte Kovarianzmatrix der gesuchten Parameter. Mit den Hauptdiagonalelementen von $\mathbf{Q}_{\hat{x}}$ können nun verschiedene DOP-Faktoren gebildet werden.

$$\begin{aligned}
 GDOP &= \sqrt{q_{XX} + q_{YY} + q_{ZZ} + q_{tt}} && \text{geometric dilution of precision} \\
 PDOP &= \sqrt{q_{XX} + q_{YY} + q_{ZZ}} && \text{position dilution of precision} \\
 TDOP &= \sqrt{q_{tt}} && \text{time dilution of precision}
 \end{aligned}$$

Es muss angemerkt werden, dass sich die DOP-Werte oben auf ein erdfestes Äquatorsystem beziehen. Um die DOP-Werte im lokalen Horizontsystem zu erhalten, muss die Kofaktormatrix nach dem Varianzfortpflanzungsgesetz gedreht werden, wobei die Drehmatrix $\mathbf{R}^T = [\mathbf{n} \ \mathbf{e} \ \mathbf{u}]$ spaltenweise die Achsen des Zielsystems enthält. Die zeitabhängigen Anteile werden hier nicht mehr betrachtet.

$$\mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{x}}}^l = \mathbf{R} \mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{x}}} \mathbf{R}^T = \begin{bmatrix} q_{nn} & q_{ne} & q_{nu} \\ q_{ne} & q_{ee} & q_{eu} \\ q_{nu} & q_{eu} & q_{uu} \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

Aus dieser Kofaktormatrix lassen sich nun 2 verschiedene DOP-Werte generieren:

$$\begin{aligned}
 HDOP &= \sqrt{q_{nn} + q_{ee}} && \text{horizontal dilution of precision} \\
 VDOP &= \sqrt{q_{uu}} && \text{vertical dilution of precision}
 \end{aligned}$$

Da sich die Satelliten bei Beobachtungen auf oder nahe der Erde immer oberhalb der horizontalen Ebene befinden, ist die Schnittgeometrie zur Höhenbestimmung schlechter als jene zur Lagebestimmung. Diese Tatsache spiegelt sich im Verhältnis HDOP zu VDOP wider, weshalb VDOP-Werte meist doppelt so groß (also schlechter) sind als HDOP-Werte.

Allen DOP-Werten gemein ist, dass sie sich rein auf die Geometrie zwischen Satelliten und Empfänger beziehen und keine tatsächlichen Messungen voraussetzen.

2.5.4 Genauigkeit der Parameter

Die zentrale Aussage dieses Kapitels bezieht sich auf die Hauptdiagonale der Kovarianzmatrix $\Sigma_{\hat{\mathbf{x}}}$. Diese enthält die Genauigkeiten der Koordinaten σ_X^2 , σ_Y^2 und σ_Z^2 während die Elemente abseits der Hauptdiagonale die Korrelationen zwischen den Parametern beschreiben. Wie in Kapitel 2.5.3 erläutert, beinhaltet $\mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{x}}}$ die Geometrie zwischen Satelliten und Empfänger und beeinflusst damit, wie die Messunsicherheiten auf die einzelnen Parameter aufgeteilt werden. Der zweite Teil des Zusammenhangs $\Sigma_{\hat{\mathbf{x}}} = \sigma_0^2 \mathbf{Q}_{\hat{\mathbf{x}}}$ ist die a-posteriori Gewichtseinheitsvarianz, welche die eigentlichen Messungen und deren Residuen berücksichtigt.

Sind die Pseudoentfernungen allerdings durch systematische Fehler beeinflusst, repräsentieren die Verbesserungen \mathbf{v} diese Fehler *nicht* und die Schätzung der Genauigkeit mittels $\Sigma_{\hat{\mathbf{x}}}$ liefert zu optimistische Werte für die Genauigkeit. Vor Interpretation der resultierenden Varianzen ist daher eine Untersuchung der Daten auf systematische Fehler anzuraten.

2.5.5 Genauigkeitsparameter in der Auswertung

In Kapitel 7 und 8 wird zwischen Lage und Position unterschieden. Die Standardabweichung der „Lage“ (oft auch nur: Genauigkeit der Lage) ist dabei die pythagoräische Summe der Varianzen in Nord- und Ostrichtung $\sigma_{Lage} = \sqrt{\sigma_n^2 + \sigma_o^2}$. Für die Position gilt dies analog im 3D-Fall $\sigma_{Pos} = \sqrt{\sigma_n^2 + \sigma_o^2 + \sigma_h^2}$.

2.6 Kurz & bündig

Relative Positionierung mittels Phasenmessung ermöglicht den Einsatz von GNSS für höchste Genauigkeitsanforderungen. Allerdings hat die Phasenmessung den Nachteil der ambiguitätenbehafteten Messgröße, was zur Folge hat, dass für eine *einzelne* Epoche keine Position berechnet werden kann.

Außerdem eignet sich GNSS auch nicht zur *Attitude*-Bestimmung sofern nur eine Antenne verwendet wird und ist in diesem Bereich auf die Unterstützung anderer Sensoren (oder eines GNSS-Antennenarrays) angewiesen.

Sollen allerdings GNSS-Beobachtungen mit anderen Sensoren kombiniert werden, passiert dies gewichtet nach den Standardabweichungen der Messungen. Diese leiten sich einerseits aus der Satellitengeometrie und andererseits aus den Verbesserungen der tatsächlichen Beobachtungen ab. Systematische Fehler können allerdings die Position beeinflussen ohne Niederschlag in der geschätzten Standardabweichung zu finden. Diese Diskrepanz zwischen geschätzter Genauigkeit und tatsächlicher Abweichung durch systematische Fehler lässt das Ergebnis der Integration mit anderen Sensoren suboptimal werden. Daher sind systematische Einflüsse nach Möglichkeit zu eliminieren.

3 Inertialmesssysteme

Inertialmesssysteme (IMS) erfassen durch die Messung von Beschleunigungen und Drehraten Änderungen der Position und der Ausrichtung. Dieses Kapitel bietet einen Überblick über die komplexe Thematik. Nach einer kurzen Einführung in die verschiedenen Referenzsysteme und Transformationen wird zwischen *Strapdown*- und Plattform-Systemen unterschieden, wobei sich der Rest des Kapitels mit *Strapdown*-Systemen beschäftigt. Die wichtigsten weiteren Punkte sind die Beschreibung der Sensoren, die Bestimmung der initialen Ausrichtung im *Alignment* und der Algorithmus zur Positionsbestimmung.

3.1 Terminologie

Um Missverständnissen vorzubeugen, werden kurz die drei Begriffe

- Inertial Navigation System (INS)
- Inertial Measurement System (IMS)
- Inertial Measurement Unit (IMU)

diskutiert. Der Term „Navigation“ verlangt von einem INS streng genommen nicht nur die Positionsbestimmung, sondern auch Routenplanung und Zielführung. Die hier verwendeten Instrumente dürften also *nicht* als INS bezeichnet werden. IMS hingegen bezeichnet allgemein ein Messsystem, welches Drehraten- und Beschleunigungsmessungen durchführt und auch in der Lage ist, Korrekturalgorithmen abzuarbeiten und bei Bedarf auch die Position zu bestimmen. Der Begriff IMU richtet sich dann weniger an ein allgemeines als vielmehr an *ein* bestimmtes Instrument. In den Grundlagenkapiteln wird sich daher vermehrt der Begriff IMS wiederfinden, während bei konkreten Auswertungen auch von einer IMU die Rede sein wird.

3.2 Referenzsysteme

Bevor auf das Prinzip der Inertialnavigation eingegangen werden kann, müssen grundsätzlich die koordinativen Referenzsysteme behandelt werden. Die fünf wichtigsten Vertreter sind das Vehikel- oder Körpersystem (engl.: *body-frame*, daher

kurz: *b-frame*), das Navigationssystem (kurz: *n-frame*), das erdfeste Koordinatensystem (kurz: *e-frame*), das lokale Horizontsystem (kurz: *l-frame*) und das Inertialsystem (kurz: *i-frame*). Das Superskript b, n, l, e oder i in den Formeln später bezeichnet das Referenzsystem, in welchem die jeweilige Matrix oder der Vektor definiert ist.

Körpersystem (b-frame) Das Körpersystem ist fest mit dem Vehikel verbunden und im Falle des *Strapdown*-Systems fallen die Achsen des *b-frames* oft mit den Sensorachsen der IMU zusammen.

Lokales Horizontsystem (l-frame) Um ein rechtsdrehendes System zu erhalten, wird im jeweiligen Standpunkt des IMS ein *NED (North-East-Down)*-System implementiert. Das heißt, die erste Achse ist tangential an den Meridian nach Norden ausgerichtet, die dritte entlang der Ellipsoidnormalen nach unten und die zweite orthogonal dazu nach Osten.

Navigationssystem (n-frame) Das *n-frame* bezeichnet jenes Referenzsystem, auf das sich der *Strapdown*-Algorithmus stützt. Für die Navigation auf oder in der Nähe der Erde wird meist das lokale Horizontsystem verwendet.

Erdfestes System (e-frame) Das erdfeste Referenzsystem hat seinen Ursprung im Erdmittelpunkt und die dritte Achse entspricht der mittleren Rotationsachse. Während die erste Achse durch den Schnittpunkt von Greenwich-Meridian und Äquator geht, komplettiert die zweite Achse das rechtsdrehende kartesische System.

Inertialsystem (i-frame) Ein inertiales Referenzsystem ist ein *nicht-beschleunigtes* System. Als solches gelten darin die Gesetze der Newton'schen Mechanik – im Speziellen das zweite Bewegungsgesetz: Die Bewegung eines Körpers im inertialen Raum ändert sich demnach proportional zur einwirkenden Kraft \mathbf{F} und in derselben Richtung.

$$m_i \ddot{\mathbf{x}} = \mathbf{F} \tag{3.1}$$

m_i bezeichnet die Masse, \mathbf{x} den Ortsvektor des Körpers und \mathbf{F} die angreifende Kraft. Jeder Punkt (über den Variablen) symbolisiert eine Ableitung nach der Zeit, womit $\ddot{\mathbf{x}}$ den Beschleunigungsvektor des Körpers darstellt. Ein solches *inertiales* – also nicht beschleunigtes – System ist allerdings schwer realisierbar, denn auf jedes Referenzsystem in unserem Sonnensystem wirken die Gravitationskräfte der Planeten. Ein Körper in Ruhe wird daher von diesen Gravitationskräften beschleunigt. Um dies zu berücksichtigen, müssen die klassischen Gesetze der Newton'schen Mechanik

etwas erweitert werden. Und zwar um den Gravitationsvektor \mathbf{g} , der mit der Masse multipliziert die Gravitationskraft \mathbf{F}_g ergibt:

$$m_i \ddot{\mathbf{x}} = \mathbf{F} + m_g \mathbf{g}. \quad (3.2)$$

Da die Masse $m_i = m_g = m$ gesetzt werden kann und der neue Term $\mathbf{f} = \mathbf{F}/m$ als spezifische Kraft (Kraft pro Masseneinheit) eingeführt werden kann, ergibt sich folgende Form der Bewegungsgleichung:

$$\ddot{\mathbf{x}} = \mathbf{f} + \mathbf{g} \quad (3.3)$$

Die spezifische Kraft \mathbf{f} ist beispielsweise die Reaktionskraft auf die Erdanziehungskraft, die einen Körper hindert, von der Erdoberfläche Richtung Erdmittelpunkt gezogen zu werden. Weitere Betrachtungen zur spezifischen Kraft folgen in Kapitel 3.5. Aufgrund der Gravitationskräfte gibt es daher keine wirklichen inertialen Referenzsysteme, in denen die Navigation stattfinden kann. Durch Berücksichtigung der Gravitationskräfte und entsprechender Adaptierung der Newton'schen Gesetze handelt es sich höchstens um „Pseudo-Inertialsysteme“. Nachdem dies zu Beginn verdeutlicht wurde, wird in weiterer Folge dennoch, wie auch in der Literatur üblich, die Bezeichnung *inertial-frame* oder *i-frame* verwendet. Das *i-frame* befindet sich im freien Fall in den Schwerkraftfeldern der Sonne, des Mondes und aller Planeten, während die Orientierung anhand von Beobachtungen von extrem weit entfernten Himmelskörpern (Fixsterne) raumfixiert ist.

3.3 Transformationen

Im Zuge der Inertialnavigation müssen Koordinaten oft zwischen den eben beschriebenen Referenzsystemen transformiert werden. Eine allgemeine 7-Parametertransformation berücksichtigt dabei den Maßstabsfaktor, 3 Translationen und 3 Rotationen.

Der Maßstabsfaktor ist für die allermeisten Fälle nicht zu berücksichtigen. Falls verschiedene Sensorsysteme mit unterschiedlichen Maßstäben verwendet werden, ist es einfacher, bereits die rohen Messdaten entsprechend zu skalieren. Die drei *Translationsparameter* sind sehr wichtig und werden zum Beispiel in Kapitel 4.4 für die Integration von GNSS- und IMS-Messungen verwendet, um die Koordinatenupdates vom GNSS-Phasenzentrum in das IMU-Zentrum zu transformieren. Es ist allerdings relativ einfach, einen Translationsvektor an alle Koordinaten anzubringen.

Die wichtigste Transformation stellt die *Rotation* dar. Die relative Orientierung zweier konzentrischer Referenzsysteme kann über drei Rotationsparameter beschrieben werden. Verschiedene Möglichkeiten der Darstellung sind:

- Quaternionen

- Euler'sche Winkel
- Richtungskosinusmatrix

wobei die einzelnen Darstellungen leicht ineinander übergeführt werden können. In den verschiedenen Algorithmen der Inertialnavigation werden meist Quaternione verwendet, weil sie numerisch stabiler sind (keine *Gimbal Lock* bei einem *pitch*-Winkel von 90°) und die Auswertung von trigonometrischen Funktionen entfällt.

Aufgrund der leichteren geometrischen Interpretation werden im Folgenden allerdings Euler'sche Winkel und deren Entsprechung in der Richtungskosinusmatrix beschrieben und im späteren Algorithmus auch verwendet. Die Eulerschen Winkel beschreiben eine allgemeine Rotation durch die Drehwinkel von drei aufeinander folgenden Drehungen um jeweils eine Achse des (mitgedrehten) kartesischen Koordinatensystems. Die drei Winkel müssen nicht zwingenderweise um verschiedene Achsen durchgeführt werden. Es könnte auch um eine Achse zweimal gedreht werden (z.B. 1. und 3. Drehung). In der Inertialnavigation hat sich die Norm aus der Luftfahrt (Abbildung 3.1) durchgesetzt, in welcher die Transformation vom lokalen Horizontsystems in das Körpersystems durch die Drehung um Φ , Θ und Ψ geleistet wird:

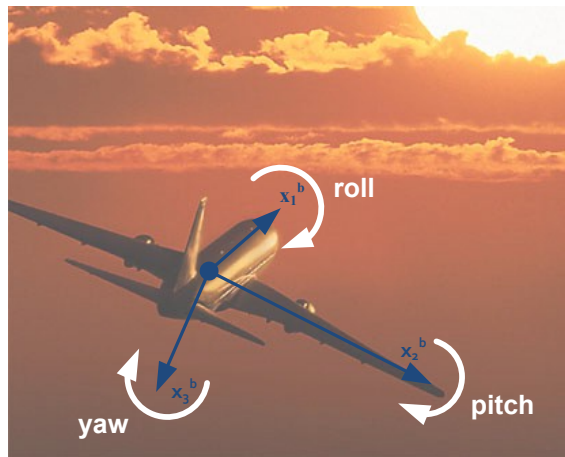


Abbildung 3.1: Definition der Rotationswinkel

1. Ψ yaw-Winkel: Drehung um die Hochachse. Der yaw-Winkel wird auch als Kurswinkel oder *heading* bezeichnet.
2. Θ pitch-Winkel: Drehung um die (mitgedrehte) Querachse, wird auch als Nick-Winkel bezeichnet
3. Φ roll-Winkel: Drehung um die (mitgedrehte) Längsachse des Vehikels

Mit diesen Eulerschen Winkeln lässt sich die momentane Ausrichtung (Attitude) eines Vehikels leicht verständlich angeben. Für die Berechnung müssen diese Winkel

allerdings in eine Rotationsmatrix – die Richtungskosinusmatrix – konvertiert werden. Jede Rotation um eine der drei Achsen lässt sich als Rotationsmatrix wie folgt angeben:

$$\mathbf{R}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha_1 & \sin \alpha_1 \\ 0 & -\sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

$$\mathbf{R}_2 = \begin{bmatrix} \cos \alpha_2 & 0 & -\sin \alpha_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_2 & 0 & \cos \alpha_2 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

$$\mathbf{R}_3 = \begin{bmatrix} \cos \alpha_3 & \sin \alpha_3 & 0 \\ -\sin \alpha_3 & \cos \alpha_3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

Eine allgemeine relative Orientierung lässt sich durch Multiplikation der einzelnen Rotationsmatrizen darstellen. Jede Multiplikation entspricht einer sequentiellen Drehung um die *mitgedrehte* Achse und ist daher *nicht* kommutativ!

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_1 \mathbf{R}_2 \mathbf{R}_3 \neq \mathbf{R}_3 \mathbf{R}_2 \mathbf{R}_1 \quad (3.7)$$

Die oben beschriebenen Winkel können einfach an Stelle von $\alpha_1 = \Phi$, $\alpha_2 = \Theta$ und $\alpha_3 = \Psi$ gesetzt werden.

Multiplikation in der richtigen Reihenfolge der Drehungen ergibt die Richtungskosinusmatrix für die Transformation vom *l-frame* in das *b-frame*:

$$\mathbf{R}_l^b = \mathbf{R}_1(\Phi) \mathbf{R}_2(\Theta) \mathbf{R}_3(\Psi) \quad (3.8)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \cos \Theta \sin \Phi & -\sin \Theta \\ \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - & \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + & \sin \Phi \cos \Theta \\ -\cos \Phi \sin \Psi & +\cos \Phi \cos \Psi & \\ \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + & \cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - & \cos \Phi \cos \Theta \\ +\sin \Phi \sin \Psi & -\sin \Phi \cos \Psi & \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Um die umgekehrte Rotation – also die *Attitude*-Matrix \mathbf{R}_b^l – zu erhalten, muss nur \mathbf{R}_l^b transponiert werden, weil $(\mathbf{R}_b^l)^{-1} = (\mathbf{R}_l^b)^T$ gilt.

$$\mathbf{R}_b^l = (\mathbf{R}_l^b)^T \quad (3.10)$$

3.4 Grundlagen der Inertialnavigation

Die inertielle Navigation beruht auf den Grundgesetzen der Bewegung, die Isaac Newton 1687 formulierte:

Ein Körper verharrt im Zustand der Ruhe oder der gleichförmigen Translation, sofern er nicht durch einwirkende Kräfte zur Änderung seines Zustands gezwungen wird.

Diese *einwirkende Kraft* übt eine Beschleunigung auf den Körper aus. Die inertielle Navigation versucht nun, diese Beschleunigung zu erfassen. Ist die Geschwindigkeit zum Ausgangszeitpunkt gegeben, kann durch Integration der Beschleunigung die momentane Geschwindigkeit berechnet werden. Im Zuge einer weiteren Integration über die Zeit kann die Position bestimmt werden, sofern die jeweilige Position zum Ausgangszeitpunkt (als Integrationskonstante) gegeben ist.

Da die Beschleunigungen im *b-frame* erfasst werden, ist für die Navigation im Referenzsystem zusätzlich die Ausrichtung der Beschleunigungsmesser im Referenzsystem erforderlich. Denn die Richtung der Beschleunigung gibt erst Auskunft über die Richtung der Bewegungsänderung. So sind in einem IMS neben den Beschleunigungssensoren (B-Messer) auch Gyroskope im Einsatz, welche Drehraten messen und somit durch Aufintegration die Ausrichtungsbestimmung ermöglichen.

Beide Sensoren sind wichtig, um die Positionsänderung im Referenzsystem bestimmen zu können.

3.5 Plattform- versus Strapdown-Systeme

Während die fundamentalen Prinzipien für alle INS gleich sind, unterscheidet man mehrere verschiedene Ausführungen. Historisch entwickelte sich die inertielle Navigation in Form von stabilisierten Plattformen. Das heißt, die Gyroskope dienten nicht dazu, die Raumrichtung nur zu erfassen, sondern sie fixierten die Plattform vielmehr stabil im Raum. Es wurde also die Plattform, auf der sich die Beschleunigungssensoren befanden, von der Bewegung des Objekts entkoppelt. Dies hat den Vorteil, dass die Beschleunigungsmessungen über den gesamten Messzeitraum die gleiche Ausrichtung im Navigationssystem haben. Auch heute sind in manchen Bereichen noch solche Systeme in Verwendung.

Moderne *Strapdown*-INS haben die mechanisch komplexen Plattformsysteme allerdings weitgehend abgelöst. Sowohl Beschleunigungsmesser als auch Gyroskope werden nun in diesen *Strapdown*-Systemen fix mit dem Objekt verbunden (engl.: *to*

strap down - festschnallen). Dies erfordert die numerische Umsetzung der vormals mechanischen Stabilisierung der Plattform. Im Vergleich zu den Plattformsystemen sind bei *Strapdown*-Systemen neben höherer Rechenleistung auch genauere Gyroskope und hohe Updateraten erforderlich, um die Fehler in der numerischen Integration klein zu halten.

Unabhängig von der Ausführung spielt die Erdanziehungskraft eine große Rolle. Denn die Messgröße der Beschleunigungsaufnehmer ist die sogenannte spezifische Kraft - die reale Kraft pro Einheitsmasse (siehe Kapitel 3.2). Die Erdanziehungskraft kann von den B-Messern nur eingeschränkt erfasst werden. So weist ein Körper in freiem Fall keine gemessenen Beschleunigungen auf. Wird der Körper allerdings auf der Erdoberfläche festgehalten ist die Reaktionskraft auf die Erdanziehung sehr wohl in den Messungen enthalten. Um auf die Bewegung des Körpers schließen zu können, müssen die Beschleunigungsmessungen daher um die Erdanziehungskraft reduziert werden. Hierfür ist ein Modell des Schwerefeldes für die gesamte Erde nötig, von welchem das INS die Erdanziehung am momentanen Standpunkt ableiten kann.

Da im Rahmen dieser Arbeit ausschließlich *Strapdown*-Systeme verwendet wurden, bezieht sich die weitere Diskussion nur auf diese. Allerdings wird zum Zwecke der Veranschaulichung in ausgewählten Kapiteln wieder auf die Plattformsysteme verwiesen.

3.6 Aufgaben eines Strapdown-Systems

Das globale Ziel des *Strapdown*-Systems ist die Bestimmung von Position, Geschwindigkeit und Ausrichtung des Vehikels. Dieses Ziel lässt sich allerdings in einige Teilbereiche herunterbrechen, die sequentiell abgearbeitet werden müssen. Detaillierter werden die einzelnen Aufgaben dann in Kapitel 3.9 besprochen.

- Verwendung der Gyroskope, um die Drehbewegung bzw. die Drehraten des Fahrzeugs oder Körpers zu bestimmen. Die Orientierung im Referenzsystem kann daraus abgeleitet werden
- Messung der spezifischen Kraft mit den Beschleunigungsaufnehmern
- Unter Verwendung der Orientierung werden die Messungen der spezifischen Kraft vom Sensorsystem in das Referenzsystem transformiert
- Zugriff auf ein Modell des Erdschwerefeldes, um die spezifischen Kraft um die jeweilige Erdanziehungskraft zu reduzieren
- Integration der resultierenden Beschleunigungen, um Schätzungen für Position und Geschwindigkeit zu erhalten

Diese Aufgaben geben eine grobe Vorstellung über die Arbeitsweise eines *Strapdown*-Systems. Bevor auf das *Alignment* (Kapitel 3.8) und den genauen Algorithmus (Kapitel 3.9) genauer eingegangen wird, werden in Kapitel 3.7 die Hardwarekomponenten näher beschrieben.

3.7 Sensoren

Generell können Bewegungen in *Translationen* und *Rotationen* unterteilt werden, weshalb auch zwei unterschiedliche inertielle Sensoren in jedem IMS zum Einsatz kommen: Gyroskope und Beschleunigungsmesser. Gemeinsam ist ihnen, dass im allgemeinsten Fall jeweils 3 Sensoren verwendet werden, deren Input-Achsen normal aufeinander stehen. Die Orthogonalität ist zwar nicht zwingend notwendig, erleichtert allerdings die Auswertung und verbessert das Fehlerverhalten.

3.7.1 Gyroskope

Gyroskope (kurz: *Gyros* oder zu Deutsch: Kreisel) sind Instrumente, die eine Bestimmung der räumlichen Ausrichtung oder auch der Drehraten ermöglichen. Der Name ist historisch bedingt, denn moderne Kreisel greifen nur in seltenen Fällen tatsächlich auf die Prinzipien des mechanischen Kreisels zurück.

3.7.1.1 Mechanische Kreisel

Das Grundprinzip der mechanischen Kreisel ist das Bestreben eines rotierenden Körpers, die Richtung seiner Rotationsachse im inertialen Raum beizubehalten. Wird dieser Kreisel beispielsweise in einem System von drei Kardangelenken derart befestigt, dass 3 Freiheitsgrade erhalten bleiben, kann das Gehäuse beliebig rotiert werden, ohne die Raumrichtung des Kreisels zu beeinträchtigen.

Von diesem Grundprinzip lassen sich verschiedene Varianten von mechanischen Kreiseln ableiten, die zum Beispiel in Lawrence (1998) bzw. Titterton und Weston (1997) sehr ausführlich beschrieben sind. Da für diese Arbeit allerdings nur optische, faseroptische oder auf MEMS-Technologie (Micro--Electro-Mechanical Systems) beruhende Kreisel verwendet wurden, wird diesen Varianten mehr Aufmerksamkeit geschenkt.

3.7.1.2 Optische Kreisel

Grundlage der optischen Verfahren ist der Sagnac-Effekt, der 1913 von Georges Sagnac entdeckt wurde. Abbildung 3.2 zeigt das grundlegende Prinzip. Wird Licht von einem Emitter ausgesendet und auf einer (nicht notwendigerweise kreisförmigen) Bahn wieder an den Ursprung zurück geleitet, legt dieses Licht einen bestimmten Weg s in der Zeit $\Delta t = \frac{s}{c}$ zurück, wobei c die Lichtgeschwindigkeit bezeichnet. Rotiert das System während dieser Zeit, verändert sich die Länge des Weges und somit die benötigte Zeit.

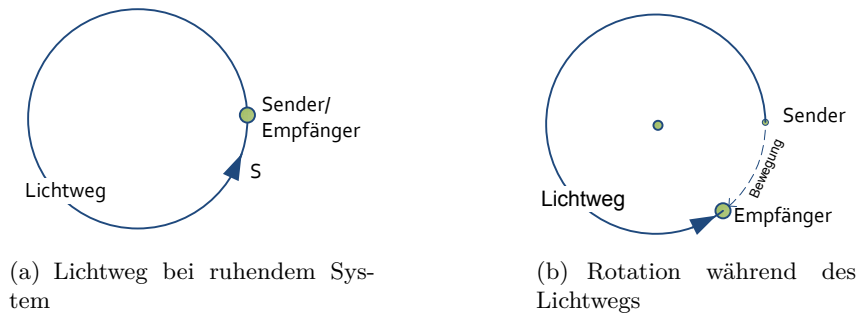


Abbildung 3.2: Verkürzung des Lichtwegs durch Rotation des Referenzsystems

Ring Laser Gyro (RLG) Über reine Zeit- oder Phasenmessung des Lichts ist die Erfassung typischer Drehraten sehr schwer möglich, wenn das Instrument in vernünftigen Größen verfügbar sein soll. Dem Ring Laser Gyro (RLG) liegt daher das Resonatorprinzip zu Grunde. In einem geschlossenen Resonator (Abbildung 3.3(a)) wird der Laserstrahl erzeugt und über mehrere Spiegel auf seiner Bahn gehalten. Einer der Spiegel ist beweglich und ermöglicht so die Erzeugung einer stehenden Welle. Die Wellenlänge hängt unter anderem von der Länge des Resonanzkörpers ab (2. Laserbedingung), da sich in diesem Resonanzkörper eine stehende Welle bilden muss. Rotiert das gesamte System, verändert sich (scheinbar) die Länge des Resonators und damit die Wellenlänge des Laserlichts.

Im RLG werden nun 2 Laserstrahlen in entgegengesetzten Richtungen auf diese Dreiecksbahn geschickt und an einem halbdurchlässigen Spiegel des Systems ausgekoppelt und zur Interferenz gebracht. Ist das System in Ruhe, entstehen statische Interferenzmuster. Bei Rotation der gesamten Anordnung vergrößert sich die Frequenz des *einen* Laserstrahls, während sich die Frequenz des gegenläufigen Laserstrahls vermindert – es entsteht ein bewegtes Interferenzmuster, dessen Geschwindigkeit proportional zur Rotationsgeschwindigkeit ist. Die Geschwindigkeit des Interferenzmusters kann gemessen und ausgegeben werden.

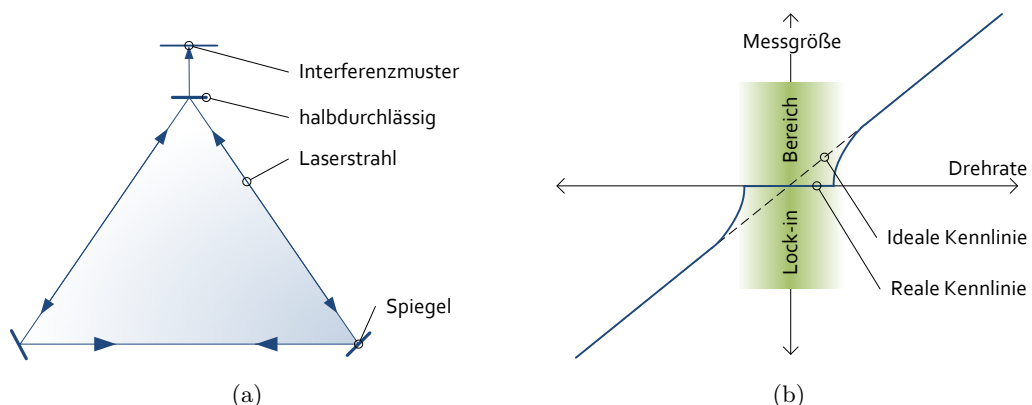


Abbildung 3.3: Prinzipieller Aufbau (a) eines Ring Laser Gyros und Kennlinie des RLG durch *lock-in* Effekt (b)

Allerdings entsteht bei sehr langsamer Drehbewegung (auch zum Beispiel in der Größenordnung der Erdrotation) der sogenannte *lock-in* Effekt. Wenn sich die Frequenzen der beiden Strahlen nur wenig unterscheiden, verursachen minimale Abweichungen von der idealen Reflexion an den Spiegeln, dass sich die beiden Strahlen auf dieselbe Frequenz „koppeln“. Dies hat zur Folge, dass bei langsamen Drehungen der RLG keine Rotation signalisiert, was an der Kennlinie in Abbildung 3.3(b) ersichtlich ist. Daher wäre beispielsweise die Erdrotation mit einem solchen RLG-System nicht messbar. Abhilfe schaffen hier zum Beispiel definierte Schwingungen, denen der Kreisel ausgesetzt wird. Diese deterministischen Schwingungen lassen den Gyro nicht in der *lock-in*-Region verharren sondern um einen Nullpunkt pendeln und können anschließend von den Messdaten subtrahiert werden.

Auch nach Berücksichtigung dieses Effekts verbringt der Kreisel noch während jedem Nulldurchgang der definierten Schwingung eine kurze Zeit im *lock-in*-Bereich. Die Fehler, die während dieser Zeit entstehen, können als *random walk* charakterisiert werden. Durch hochgenaue Fertigung der Spiegel (Verringerung der Streuung an den Spiegelflächen und damit Verkleinerung des *lock-in*-Bereichs) und ausgefeilte Korrekturmechanismen erreichen moderne Ring Laser Kreisel Genauigkeiten von unter $0,001^\circ/\text{h}$. Die Vorteile gegenüber den mechanischen Kreiseln liegen vor allem im großen dynamischen Bereich, der unmittelbar digitalen Ausgabe, der langen Lebensdauer, der größeren Unabhängigkeit von Umwelteinflüssen und der mechanisch weniger komplexen Ausführung.

Faseroptische Kreisel Mit Entwicklung der Faseroptik wurde es möglich, den „Lichtpfad“ mehrfach um die sensitive Achse des Sensors zu führen (Abbildung 3.4). Dadurch hat eine bestimmte Rotation größere Auswirkung auf den scheinbaren Lichtweg und anstatt des Lasers kann daher auf eine breitbandige Lichtquelle zurückgegriffen werden. Dabei wird wieder die ursprünglich von Sagnac eingesetzte Phasemessung durch Interferometrie verwendet.

Wie beim RLG werden wieder Lichtstrahlen in verschiedenen Richtungen durch den mehrfach gewundenen und auf einer Spule befindlichen Lichtleiter geschickt und am Ende wird die Phasenverschiebung zwischen den beiden Strahlen bestimmt, welche ein direktes Maß für die Rotation um die sensitive Achse darstellt. Der Vorteil dieser Technik ist die im Vergleich zum RLG kleinere Bauform und der niedrigere Preis, da die hochwertige Ausführung der Spiegel und optischen Elemente entfällt. Dennoch können faseroptische Kreisel Genauigkeiten von unter $0,01^\circ/\text{h}$ erreichen.

3.7.1.3 MEMS Kreisel

Wenn die Anforderungen an die Genauigkeit sinken, werden auch kleinere Baugrößen ermöglicht. Extreme Beispiele hierfür sind MEMS-Sensoren, die mit Abmessungen von unter einem Millimeter ihr Auslangen finden. Ausgenutzt werden wieder mechanische Prinzipien, wie beispielsweise die Raumstabilität von Schwingungen bei Vibrations-Kreiseln. Allen MEMS-Gyroskopen gemein sind die minimalen Abmessungen. Bisher sind sie allerdings für reine Inertialnavigation nicht geeignet, da die

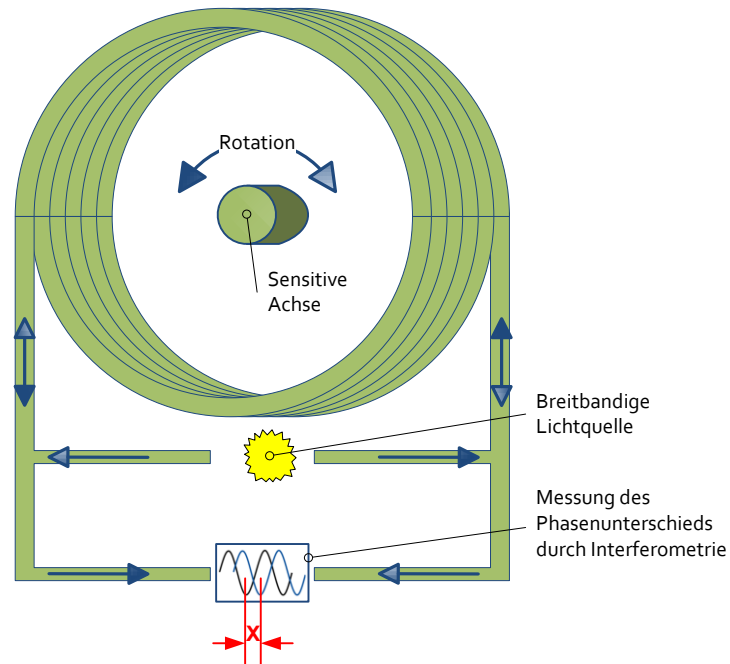


Abbildung 3.4: Prinzipieller Aufbau eines faseroptischen Kreisels

biases nicht stabil genug sind und die Fehler mit der Zeit sehr stark anwachsen bis die Lösung unbrauchbar wird. Allerdings spielen sie ihre Stärke vor allem in der Kombination mit GNSS aus. In diesem Fall spielen sie eine eher unterstützende als tragende Rolle in der Navigation.

3.7.2 Beschleunigungsmesser

Die Beschleunigungssensoren (auch B-Messer oder *Accelerometer*) erfassen die translatorischen Beschleunigungen, die auf einen festen Körper wirken. Nach Newtons zweitem Gesetz ist die Ursache für jede Beschleunigung a eine Kraft F , welche auf den Körper mit der Masse m wirkt.

$$F = m a \quad (3.11)$$

Um auf die Beschleunigung schließen zu können, wird in der Praxis nicht die Kraft auf das gesamte Fahrzeug gemessen, sondern die auf eine kleine Prüfmasse wirkende Kraft. Diese Prüfmasse ist Teil des *Accelerometers*, welcher in seiner einfachsten Form in Abbildung 3.5 dargestellt ist. Auf das Gehäuse wirkt eine Kraft F , die eine Beschleunigung a verursacht. Die *Trägheit* der Prüfmasse widersetzt sich allerdings der Beschleunigung. Um das Kräftegleichgewicht in diesem System zu erhalten, dehnt (bzw. komprimiert) sich die Feder soweit, bis die resultierende Federkraft $F_F = k \cdot \Delta l$ der Trägheitskraft $F_T = m \cdot a$ gleichet. k ist in diesem

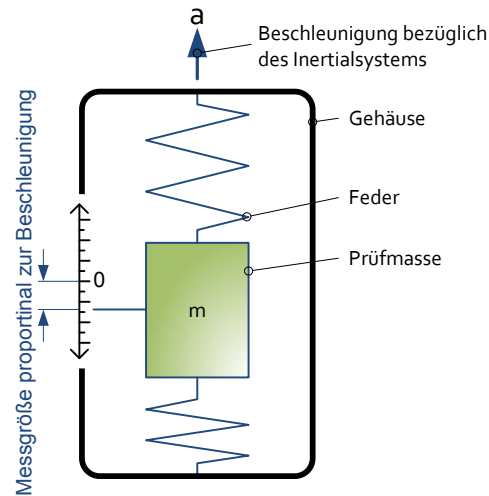


Abbildung 3.5: Aufbau eines einfachen Feder-Masse Beschleunigungssensors

Fall die Federkonstante und Δl die Dehnung (Stauchung) der Feder. Im Gleichgewicht

$$F_F = F_T \quad (3.12)$$

$$k \cdot \Delta l = m \cdot a \quad (3.13)$$

ist somit die Dehnung (Stauchung) Δl der Feder proportional der Beschleunigung.

Die totale Kraft F , die auf einen im Raum befindlichen Körper wirkt, setzt sich nun aus der Beschleunigung und der Gravitation zusammen:

$$F = m a = m f + m g. \quad (3.14)$$

f sind alle Beschleunigungen außer der Gravitationsbeschleunigung - was bereits in Kapitel 3.5 als *spezifische Kraft* bezeichnet wurde. Beschleunigungsmesser können nur diese spezifische Kraft erfassen. Bewegt sich ein B-Messer im freien Fall auf die Erde zu, wirkt auf Prüfmasse und Gehäuse die selbe Beschleunigung und die Feder dehnt sich nicht aus, weshalb der *Accelerometer* keine Beschleunigung wahrnimmt. Die Beschleunigung in Bezug auf ein inertiales Referenzsystem ist demnach $a = g$. Somit ist die spezifische Kraft laut (3.14) Null. B-Messer erfassen im freien Fall *keine* Beschleunigung!

Wenngleich in den meisten modernen Beschleunigungssensoren keine Feder-Masse Systeme mehr im Einsatz sind, greifen doch alle auf ein sehr ähnliches Prinzip zurück.

3.8 Alignment

Alignment ist der Vorgang zu Beginn der Inertialnavigation, im Zuge dessen die Orientierung der Sensorachsen im Bezugssystem bestimmt wird. Für die Inertialnavigation ist dieser Prozess sehr kritisch, da sich die gesamte spätere Position und Ausrichtung auf die anfängliche Ausrichtung stützt. Dem Prinzip nach kann ein *Selbst-Alignment*, eine Stützung durch weitere Sensoren und ein *Transfer-Alignment* unterschieden werden. Das *Selbst-Alignment* verwendet dabei nur die Messwerte der B-Messer und Gyroskope. Diese Methode, untergliedert in ein grobes und feines *Alignment*, wird im folgenden Kapitel behandelt.

Greifen andere Sensoren unterstützend ein, dient dies meist der besseren Bestimmung des *yaw*-Winkels. Denn, wie im nachfolgenden Abschnitt aufgezeigt wird, ist dies die kritischste Aufgabe in der *Alignment*-Phase.

Das *Transfer-Alignment* wird beispielsweise verwendet, um die Ausrichtung einer Rakete vor dem Start vom Flugzeug-INS aus zu bestimmen. Die Ausrichtung des Flugzeugs wird dabei auf das INS der Rakete übertragen (engl.: *to transfer*).

3.8.1 Grobes Alignment

Dem *Alignment* vorausgehen muss die Bestimmung der absoluten Position auf der Erde. Da Inertialnavigationssysteme nur relativ zum Ausgangspunkt navigieren können, muss dieser Startpunkt möglichst genau bekannt sein. Eine weitere Bedingung für die Durchführung des groben *Selbst-Alignments* ist, dass sich das Vehikel in Ruhe befindet. Es werden nur die Messungen der 6 Sensoren (B-Messer und Kreisel) verwendet, um die räumliche Ausrichtung in Bezug auf das *l-frame* zu bestimmen.

Auch wenn sich der Messkörper in Ruhe (im Bezug zur Erde) befindet, wirken bezogen auf den Inertialraum Beschleunigungen und Drehraten auf ihn ein. Bereits mehrfach erwähnt wirkt natürlich die Reaktionskraft auf die Gravitationskraft in Richtung des lokalen Vertikals. Außerdem messen die Kreisel die Erdrotation um eine zur Rotationsachse der Erde parallele Achse. Die Kenntnis des Betrags und der Richtung dieser beiden Vektoren, sowohl im *l-frame* als auch im *b-frame*, erlaubt die Bestimmung der Rotation zwischen den beiden Systemen und damit der *Attitude*.

Um das Prinzip besser zu verstehen, wird es in Abbildung 3.6(a) auf den zweidimensionalen Fall herunter gebrochen und es werden nur die B-Messer betrachtet. Die Reaktionskraft auf die Erdanziehung $-g$ wirkt entlang der lokalen Lotrichtung. Im Ruhezustand ist dies die einzige wirkende Kraft und wird somit von den Beschleunigungssensoren erfasst. Der Messwert, den die beiden orthogonal aufeinander stehenden B-Messer erfassen, hängt von der Verkippung θ zur Vertikalen ab. Im Fall eines Plattformsystems könnte man nun die Plattform so lange verkippeln, bis nur noch *ein* Beschleunigungsmesser die Gravitationsbeschleunigung erfasst und der zweite 0 ausgibt. Dann wäre die Plattform genau horizontal. Angemerkt werden muss, dass sich die Horizontierung auf die physikalische Lotrichtung bezieht. Zu der Normalen auf

das Ellipsoid, welches dem Navigationssystem zu Grunde liegt, besteht im Allgemeinen eine Lotabweichung. Wird diese vernachlässigt, entspricht dies einer FehlAusrichtung des Systems in der Größenordnung der Lotabweichung.

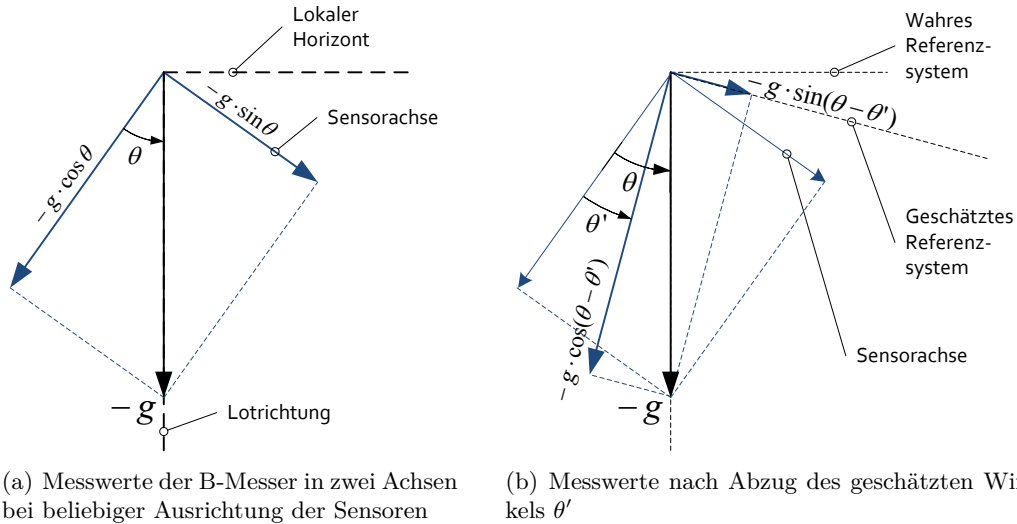


Abbildung 3.6: „Horizontale Ausrichtung“ mit Hilfe der B-Messer im zweidimensionalen Fall

Analog funktioniert diese „Horizontierung der Plattform“ bei einem *Strapdown*-System, nur dass es nicht physikalisch, sondern rein mathematisch erfolgt. Wie in Abbildung 3.6(b) gezeigt, wird ein Schätzwert θ' der Verkippung θ ermittelt und die Messwerte mit Hilfe dieses Schätzwerts vom Körpersystem in das Navigationssystem transformiert. Beim *Alignment* wird dieser Schätzwert

$$g_x = -g \sin(\theta - \theta') \tag{3.15}$$

so lange angepasst, bis die Messwerte im Navigationssystem 0 bzw. $-g$ ergeben. Um wieder auf den allgemeinen Fall des dreidimensionalen Systems überzugehen, muss man sich nur vorstellen, dass dieser Vorgang analog auch in der zweiten Raumrichtung – orthogonal auf die in Abbildung 3.6 dargestellte Ebene – durchgeführt wird. So können mit Hilfe der Beschleunigungsmesser die *roll*- und *pitch*-Winkel bestimmt werden.

In einer ähnlichen Vorgehensweise werden nun die Drehratenmessungen der Kreisel verwendet, um den *yaw*-Winkel (auch: *heading*) – also den horizontalen Winkel zur wahren Nordrichtung – zu bestimmen, was auch als *Gyrocompassing* bezeichnet wird. Grundlage dieser Methode ist der Erdrotationsvektor ω , der in Abbildung 3.7(a) parallel verschoben in den Standpunkt dargestellt ist. Die Abbildung zeigt die Meridianebene des Standpunkts und veranschaulicht den wichtigen Sachverhalt, dass der Erdrotationsvektor in der Rotationsachse und damit *genau in* der Meridianebene liegt. Zerlegt man den Vektor in Achsrichtung eines lokalen Horizontsystems (Abbildung 3.7(a)) in seine drei Komponenten $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, so zeigt sich, dass die Ost-Komponente $\omega_y = 0$ ist, während die Größenordnung der anderen beiden Komponenten von der geografischen Breite φ abhängt:

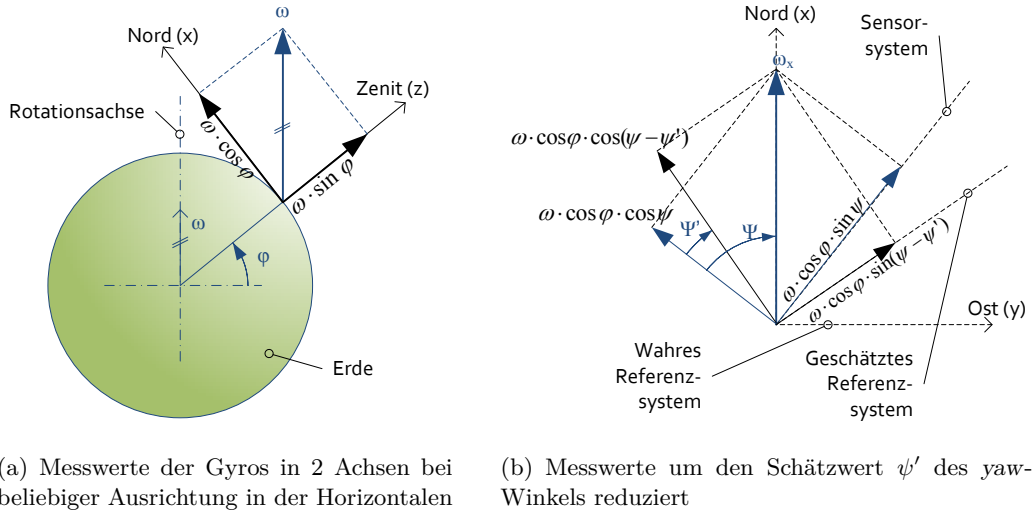


Abbildung 3.7: Prinzip des *Gyrocompassing*: Bestimmung des yaw-Winkels mit Hilfe der Drehratenmessungen

$$\omega_x = \omega \cos \varphi \tag{3.16}$$

$$\omega_z = \omega \sin \varphi \tag{3.17}$$

In einem *Strapdown*-System stimmen allerdings die Sensorachsen nicht mit dem lokalen Horizontsystem zusammen¹ und die Messwerte der Kreisel werden abhängig von der Verdrehung ψ um die vertikale Achse (Abbildung 3.7(b)) andere Werte als in (3.17) aufweisen. Vorerst kann ein geschätzter Wert ψ' für den yaw-Winkel angenommen werden und der Messwert des y-Gyroscopes mittels

$$\omega'_y = \omega \cos \varphi \sin(\psi - \psi') \tag{3.18}$$

in eine Näherung des lokalen Horizontsystems transformiert werden. Erst wenn der Schätzwert $\omega'_y = 0$ ist, stimmt die Näherung mit dem tatsächlichen lokalen Horizontsystem überein und der Schätzwert ψ' ist der gesuchte yaw-Winkel.

Der Einfachheit halber wurde für das *Gyrocompassing* angenommen, dass aus den Beschleunigungsmessungen bereits die Horizontierung errechnet wurde und die Kreisel-Messwerte aus dem Körpersystem in ein allgemeines, horizontiertes, lokales Referenzsystem transformiert wurden. Es muss also nur noch der yaw-Winkel bestimmt werden.

In der Praxis werden allerdings die Messwerte aller 6 Sensoren mit den bekannten theoretischen Werten des Erdrotationsvektors und des Gravitationsvektors in *einem*

¹Hier wird vorausgesetzt, dass *roll*- und *pitch*-Winkel schon aus den Accelerometer-Messungen bekannt sind und nur noch der yaw-Winkel bestimmt werden muss.

linearen Gleichungssystem verknüpft und in *einem* Schritt gelöst. Die gewählte Art der Beschreibung dient lediglich dem besseren Verständnis.

Genauigkeit des Alignments Die Bestimmung von *roll* und *pitch* kann mit den oben erläuterten Verfahren relativ genau erfolgen. Bereits mittelpreisige Beschleunigungsmesser erreichen typischerweise Genauigkeiten von unter $1/1000$ des Messwerts (g), während hochpreisige B-Messer Beschleunigungen bis zu einigen μg erfassen können.

Anders gestaltet sich dies bei der Bestimmung des *yaw*-Winkels. Die zu erfassende Größe ist die Erdrotation $\omega \approx 15^\circ/\text{h}$. Ist die Genauigkeit der Kreisel in diesem Bereich oder schlechter, dann wird die zu erfassende Größe durch Messrauschen verdeckt und die Bestimmung des *yaw*-Winkels ist nicht möglich. Laut Söhne (1996) ist eine Genauigkeit der Kreisel von mindestens $\pm 0.1^\circ/\text{h}$ erforderlich, um das *Alignment* ohne stützende Zusatzinformation durchzuführen. MEMS-Gyroskope sind daher nicht im Stande ein *Selbst-Alignment* zu vollziehen². Aber auch bei hochpreisigen RLG-Kreisel ist die *yaw*-Lösung nicht sehr robust. Jekeli (2001) nennt als Gründe dafür neben der *bias*-Stabilität auch Wind und andere Störeinflüsse, die die Annahme der „ruhenden Position“ stören.

Charakteristik des „groben“ Alignments Mit den oben beschriebenen Methoden kann mit den Messungen *einer* Epoche die *Attitude* bestimmt werden. Um die Stabilität der Lösung zu verbessern, wird in der Praxis etwa über einen Zeitraum von 120 Sekunden ein Mittelwert errechnet. Dies erhöht die Genauigkeit des *Alignments*, sofern die zufälligen Bewegungen des Vehikels normalverteilt sind, mit Mittelwert Null. Darüber hinaus empfiehlt es sich, die erhaltene *Attitude* in einem weiteren Schritt zu verfeinern. Dieses *Fine Alignment* ist vor allem aus zwei Gründen wichtig:

- Es ist bisher keine Information über die Genauigkeit der resultierenden Raumlage bekannt.
- In der Berechnung werden die statistischen Eigenschaften der Sensorfehler nicht berücksichtigt und keine entsprechende Gewichtung der Messungen durchgeführt.

3.8.2 Feines Alignment

Die im groben *Alignment* auftretenden Abweichungen zwischen idealer und tatsächlicher Ausrichtung sind durch nicht-kalibrierbare *Sensor-biases* und *biases*, die sich bei jedem Einschalten des Systems verändern, begründet. Ziel des feinen *Alignments* ist nun die Schätzung dieser systematischen Instrumentenfehler, um die Lösung des IMS zu verfeinern. Grundlage des feinen Alignments ist die Filterung der Messdaten mittels Kalman-Filter. In diesem Filter werden neben den Orientierungswinkeln auch Sensorfehler als Parameter geschätzt. Auch im feinen *Alignment* ist das System

²Der MEMS-Sensor Xsens (Kapitel 5.1.2) ist daher zusätzlich mit Magnetometern ausgestattet

in Ruhe zu halten und vor Störbeschleunigungen möglichst zu schützen, um ideale Ergebnisse zu erzielen.

Der Kalman-Filter als häufig verwendetes Werkzeug zur Filterung von Messdaten in dynamischen Prozessen der Navigation wird zum Beispiel in Jekeli (2001) im Kapitel „Linear Estimation“ ausführlich behandelt. Hier wird nur ein kurzer Einblick in die Funktionsweise gegeben. Für detailliertere Information wird auf die oben genannte Quelle verwiesen.

Kalman-Filterung Grundlage des Kalman-Filters besteht in der Tatsache, dass die gesamte Information eines Systems zu einem bestimmten Zeitpunkt t_k im Zustandsvektor enthalten ist. Keine Information des Zustandsvektors (Position, Geschwindigkeit, Ausrichtung, ...) zu einem früheren Zeitpunkt würde dem System Information hinzufügen. Dieser Zustandsvektor, dessen stochastische Information und die Dynamik der Bewegung werden vom Kalman-Filter modelliert und mit den Beobachtungen der jeweils aktuellen Epoche aktualisiert.

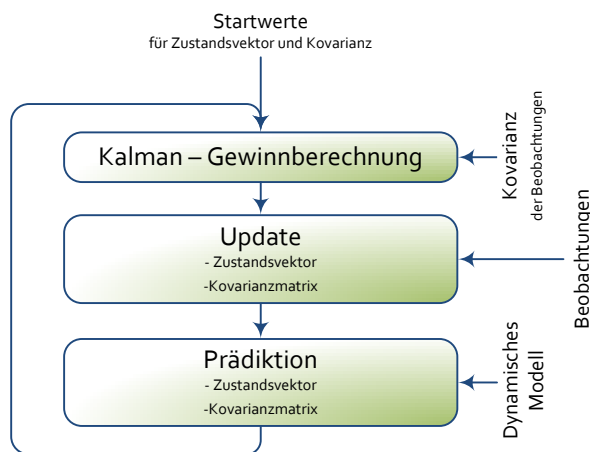


Abbildung 3.8: Prinzip des Kalman-Filters

Abbildung 3.8 stellt den rekursiven Ablauf im Kalman-Filter dar. Im Zustandsvektor sind wie schon erwähnt alle systemrelevanten Größen enthalten, während in der Kovarianzmatrix die zugehörigen Standardabweichungen und Kreuzkorrelationen berücksichtigt werden. Beide müssen beim Start des Filterprozesses mit Startwerten versehen an den Kalman-Filter übergeben werden. Vage formuliert wird in weiterer Folge aus dem Verhältnis von Kovarianz der Beobachtungen zu Kovarianz des prädierten Zustandsvektors der Kalman-Gewinn ermittelt. Der Kalman-Gewinn bestimmt, wie stark die neuen Beobachtungen im Vergleich zum prädierten Zustandsvektor gewichtet werden (bei Beobachtungen mit hoher Standardabweichung wird dem prädierten Zustandsvektor „eher vertraut“). Mit Hilfe dieser Gewinn-Matrix wird der Zustandsvektor mittels der Beobachtungen aktualisiert. Im nächsten Schritt hilft das dynamische Modell (also etwa die Information, dass sich das Vehikel mit gleichmäßiger Geschwindigkeit fortbewegt), den Zustandsvektor in die zukünftige Epoche zu prädiieren. Der zugehörigen Kovarianzmatrix wird die Matrix des

Systemrauschens, welche die Unsicherheit im dynamischen Modell ausdrückt, aufaddiert. Mit diesen prädierten Werten beginnt die nächste Iteration des Kalman-Filters.

Charakteristik des feinen *Alignments* Die Beobachtungen im *Fine Alignment* bestehen einerseits aus den Beschleunigungs- und Drehratenmessungen des IMS und andererseits aus der externen Information, dass sich das System während des ZUPTs (Zero Velocity Update) in Ruhe befindet (und somit Geschwindigkeit und Beschleunigung 0 sind). Die Parameter, die im Zustandsvektor geschätzt werden, sind die Orientierungsfehler, die Kreisel- und *Accelerometerbiases*. Die Orientierungsfehler sind dabei die Abweichung zwischen dem *Schätzwert* der Ausrichtung und der tatsächlichen Orientierung. Für Präzisionsinstrumente, wie die unter anderem für diese Arbeit verwendete iNAV-RQH (iMAR), empfiehlt der Hersteller in etwa 10 Minuten *Fine Alignment*. Während dieser Zeit befindet sich die IMU in Ruhe – sämtliche Störbeschleunigungen während dieser Zeit wirken sich negativ auf die Qualität des Alignments aus. Das dynamische Modell im Kalman-Filter wird ruhend ange-setzt.

Die Wichtigkeit des Alignments soll zum Schluss noch einmal hervorgehoben werden, da die Inertialnavigation als *Dead-Reckoning* Verfahren über die gesamte Dauer der Bewegung von der Startausrichtung abhängig ist. Auch im Falle der Stützung durch GNSS verliert das IMS jede Bedeutung für die resultierende Trajektorie, wenn im *Alignment* die Startausrichtung nicht genau genug bestimmt wird.

3.9 Strapdown Algorithmus

Nach erfolgreichem *Alignment* werden die Drehraten- und Beschleunigungsmessungen verwendet, um die Bewegung des Vehikels zu verfolgen und die drei Bewegungsparameter *Attitude*, Geschwindigkeit und Position zu bestimmen. Welche Schritte hierfür nötig sind, ist in Abbildung 3.9 ersichtlich und wird im Folgenden näher erklärt (in Anlehnung an Skaloud und Legat (2006) und Titterton und Weston (1997)).

3.9.1 Initialisierung

Wie schon mehrfach erwähnt, ist die Inertialnavigation ein *Dead-Reckoning* Verfahren und benötigt somit Initialisierungswerte für *Attitude*, Geschwindigkeit und Position. Die *Attitude* kommt aus dem in Kapitel 3.8 diskutierten *Alignment*. Bei Start aus der Ruhelage ist die Geschwindigkeit $\dot{\mathbf{x}} = 0$ und die Position \mathbf{x} kann durch eine externe Messung oder durch Start über einer bekannten Position bestimmt werden. Der Initialisierungsschritt ist in Abbildung 3.9 gelb hervorgehoben.

3.9.2 Attitude-Computer

Um die Beschleunigungen aus dem b -frame in das l -frame zu transformieren, ist die Orientierung nötig. Diese wird durch Integration der Drehraten im *Attitude-Computer* berechnet. Als Richtungskosinusmatrix (Kapitel 3.3) R_b^l werden die Orientierungsparameter gespeichert und zur Transformation verwendet. Diese Matrix muss in einem *Strapdown*-System mit hoher Frequenz aktualisiert werden, um Ungenauigkeiten der numerischen Integration der Differentialgleichung

$$\dot{R}_b^l = R_b^l \Omega_{ib}^b - \Omega_{il}^l R_b^l \quad (3.19)$$

so klein wie möglich zu halten. Ω_{ib}^b bezeichnen dabei die gemessenen Gyro-Drehraten, die mit Hilfe der *Attitude*-Matrix R_b^l aus der letzten Epoche in das l -frame transformiert werden. Ω_{il}^l ist die Rotation des l -frames bezogen auf den Inertialraum – beinhaltet also die Erdrotation und die Bewegung des Vehikels (Geschwindigkeit und Position). Dieser Term kommt aus dem letzten Schritt des *Navigation Computer*.

Die in diesem Schritt berechnete Orientierung wird einerseits für die Transformation der Beschleunigungsmessungen ins l -frame benötigt und andererseits als „aktuelle Attitude“ (Abbildung 3.9) direkt ausgegeben.

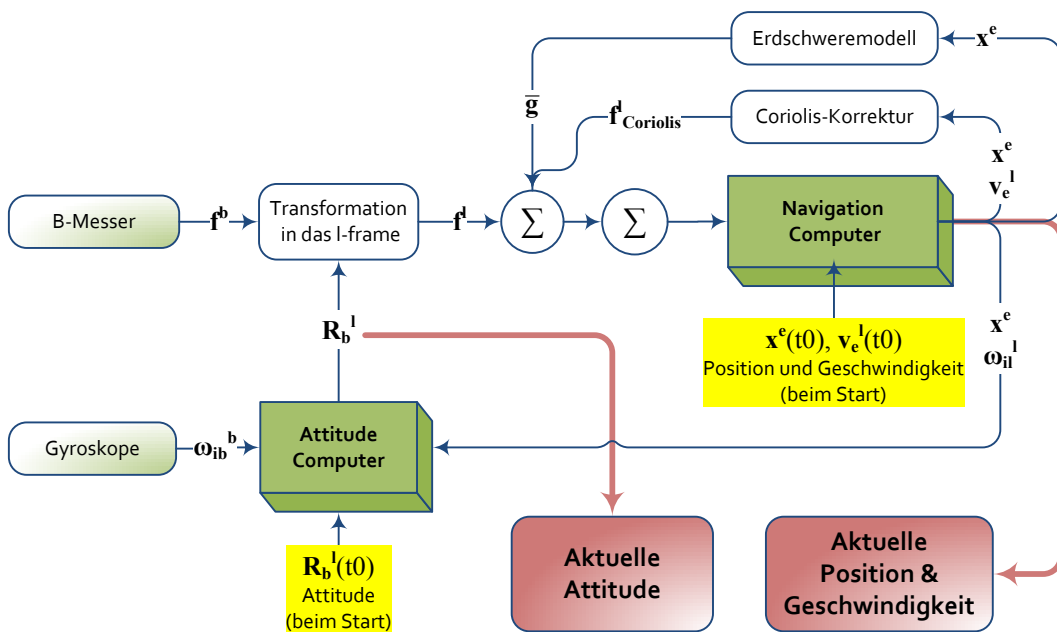


Abbildung 3.9: Flussdiagramm des Strapdown Algorithmus zur Bestimmung von *Attitude*, Geschwindigkeit und Position

3.9.3 Transformation in das l -frame

Die Messungen der spezifischen Kraft \mathbf{f}^b beziehen sich auf das b -frame, da im *Strap-down*-System die Accelerometer fest mit dem Körper verbunden sind. Weil die Navigation üblicherweise im l -frame stattfindet, muss der gemessene Beschleunigungsvektor transformiert werden. Dies erfolgt mit der Richtungskosinusmatrix \mathbf{R}_b^l aus dem Attitude-Computer in folgender Form:

$$\mathbf{f}^l = \mathbf{R}_b^l \mathbf{f}^b. \quad (3.20)$$

3.9.4 Erste Integration

An die Messungen der spezifischen Kraft im l -frame \mathbf{f}^l müssen vor der Integration einige Korrekturen angebracht werden. Während Korrekturen aufgrund der Vehikeldrehung und hoher Kinematik hier vernachlässigt werden, müssen die Erdanziehungskraft und die Coriolis-Beschleunigung unbedingt berücksichtigt werden.

Gravitationskorrektur Das IMS verfügt über ein Modell des Erdschwerefeldes (Gravitation und Fliehkraft). Mittels der bekannten Position wird ein theoretischer Wert der Schwere $\bar{\mathbf{g}}^l$ ermittelt und für die Korrektur verwendet. Eine einfache Möglichkeit ist die Verwendung der Normalschwere, die von der geografischen Breite, der ellipsoidischen Höhe und dem Referenzellipsoid abhängt.

Coriolis-Term Der Coriolis-Effekt ist abhängig von der Geschwindigkeit des Vehikels und der Erdrotation. Die auf den Körper wirkende Coriolis-Beschleunigung lässt sich mit $\mathbf{f}_{Coriolis}^l = -(\boldsymbol{\omega}_{il}^l + \boldsymbol{\omega}_{ie}^l) \times \mathbf{v}_e^l$ berechnen. $\boldsymbol{\omega}_{il}^l$ ist dabei die Summe aus Erdrotation und Vehikelbewegung, $\boldsymbol{\omega}_{ie}^l$ bezeichnet nur die Erdrotation im l -frame und \mathbf{v}_e^l ist die Geschwindigkeit in Bezug zur Erde ausgedrückt im l -frame.

Erst der korrigierte Wert

$$\dot{\mathbf{v}}_e^l(t_{k+1}) = \mathbf{f}^l(t_{k+1}) + \bar{\mathbf{g}}^l(t_k) + \mathbf{f}_{Coriolis}^l \quad (3.21)$$

wird zur aktuellen Geschwindigkeit integriert. Die Art der numerischen Integration kann abhängig von den Genauigkeitsanforderungen gewählt werden. Für geringe Genauigkeitsanforderungen kann die Rechteck- oder Trapezintegration verwendet werden. Für anspruchsvollere Aufgaben müssen Integrationsmethoden höherer Ordnung wie Simpson oder Runge-Kutta angewandt werden. Als Feedback dient die aktuelle Geschwindigkeit auch dem *Attitude-Computer* zur Berechnung der Drehrate $\boldsymbol{\omega}_{il}^l$ (siehe Abbildung 3.9).

3.9.5 Zweite Integration

Der aus dem vorigen Schritt erhaltene Geschwindigkeitsvektor kann nun aus dem l -frame in das erdfeste e -frame transformiert werden, wo die Integration unter den selben Gesichtspunkten wie im ersten Integrationsschritt durchgeführt wird.

$$\dot{\mathbf{x}}^e = \mathbf{R}_l^e \mathbf{v}_e^l \quad (3.22)$$

Daraus resultiert die aktuelle Position, die einerseits ausgegeben und andererseits als Feedback für die Berechnung der Korrekturterme (Normalschwere und Coriolis-Beschleunigung) und den *Attitude-Computer* in der nächsten Iteration zur Verfügung gestellt wird.

3.9.6 Navigation Computer

Der *Navigation Computer* verarbeitet die eben besprochenen Schritte und liefert als Ergebnis die aktuelle Position und Geschwindigkeit. Außerdem werden über Feedback-Schleifen die vorherigen Stufen im Algorithmus mit neuen Informationen versorgt.

3.9.7 Zusammenfassung des Algorithmus

Das vorige Kapitel liefert einen kurzen Überblick über die notwendigen Schritte im Rahmen der Auswertung der IMU-Messungen im *Strapdown*-System. Für detailliertere Informationen und Algorithmik wird Titterton und Weston (1997) empfohlen. Auch Grewal et al. (2001) geben einen guten Überblick über die *Strapdown*-Algorithmen, legen dann allerdings mehr Wert auf die Integration mit GPS.

3.10 Kurz & bündig

Strapdown-Systeme realisieren die Stabilisierung der Plattform nicht mehr mechanisch, sondern numerisch durch hochfrequente Aktualisierung der *Attitude*-Matrix. Dafür sind optische und faseroptische Kreisel im Einsatz, deren Messwerte in kurzen Intervallen ausgelesen und zur aktuellen *Attitude* aufintegriert werden.

Eine kritische Phase ist die Ausrichtungsbestimmung zu Beginn – das *Alignment*. Bei ausreichend genauen Kreiselinstrumenten ist ein *Alignment* ohne zusätzliche Sensoren möglich. Position und Geschwindigkeit zum Startzeitpunkt sind dennoch immer extern zu bestimmen. Nach erfolgreichem *Alignment* ermöglicht der *strapdown*-Algorithmus die fortlaufende Bestimmung der aktuellen Ausrichtung, Position und Geschwindigkeit durch Integration der Messwerte. Die Genauigkeit der bestimmten Parameter nimmt allerdings mit der Zeit ab.

4 Integration von GNSS und IMS

Dieses Kapitel konzentriert sich vor allem auf die unterschiedlichen Kopplungsarten mit ihren Vor- und Nachteilen. Außerdem werden die wichtigen Punkte der räumlichen und zeitlichen Zuordnung der verschiedenen Messungen näher betrachtet.

4.1 Sensorfusion

Bei der Integration von Sensoren wird versucht, die Vorteile der einzelnen Sensoren auszunützen und eine möglichst optimale Kombination zu finden. Dabei können nicht nur *verschiedene* Sensoren verwendet werden, sondern auch im Design der Kopplungsart stehen viele verschiedene Möglichkeiten zur Verfügung. Im Zuge dieser Arbeit wurden die beiden in den vorigen Kapiteln besprochenen Sensorsysteme GNSS und IMS kombiniert. Tabelle 4.1 fasst die Charakteristiken zusammen und macht deutlich, dass sich die beiden Systeme in ihren Eigenschaften beinahe diametral gegenüber stehen. Dies erlaubt in der Kombination eine ideale Ergänzung.

Tabelle 4.1: Komplementäre Eigenschaften von GNSS und INS laut Jekeli (2001)

	GNSS	INS
Messprinzip	Streckenmessung über Laufzeit	inertiale Beschleunigungen
Abhängigkeit	Abhängig von Satelliteninfrastruktur	autonom
Ausgabeparameter	Position, Zeit	Position, Orientierungswinkel
langfristige Fehler	niedrig	hoch
kurzfristige Fehler	hoch	niedrig
Datenrate	niedrig (< 20 Hz)	hoch (bis 2000 Hz)
Anschaffungskosten	≈ \$20.000, geodät. Equipment	≈ \$100.000, gehobene Genauigkeit

4.2 Kopplungsarten

Abhängig von der „Tiefe“ der Integration können verschiedene Kopplungsarten unterschieden werden. Wichtig ist, dass keine strikte Trennung zwischen den einzelnen Varianten möglich ist und viele Abstufungen dazwischen möglich sind. Drei markante Vertreter werden im Folgenden vorgestellt:

- Ungekoppelte Integration
- Lose gekoppelte Integration
- Eng gekoppelte Integration

In der Literatur gibt es aufgrund der verschwommenen Grenzen verschiedene Definitionen. Die hier gegebene Auflistung entspricht in etwa Jekeli (2001). Mehr Unterscheidungen trifft etwa Söhne (1996).

4.2.1 Ungekoppelte Integration

Dies ist die einfachste Art, die beiden Messungen zu kombinieren. Beide Systeme werten ihre Messungen unabhängig voneinander aus und beschicken getrennte Kalman-Filter. Das Ergebnis (Position, Geschwindigkeit für GNSS und zusätzlich noch die Orientierung beim IMS) wird dann, gewichtet mit den gegebenen Standardabweichungen, kombiniert. Da die Genauigkeit der freien IMS-Lösung durch die starken Drift-Einflüsse mit der Zeit immer schlechter wird, sinkt auch der Anteil des IMS am kombinierten Ergebnis rapide ab. Dann entspricht die kombinierte Trajektorie über weite Teile der GPS-Trajektorie. Die *Attitude* stützt sich allerdings zur Gänze auf das IMS.

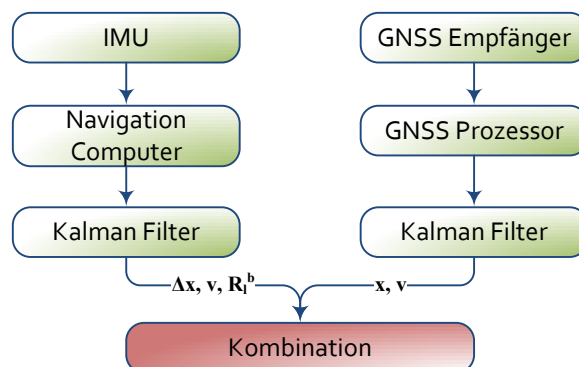


Abbildung 4.1: Ungekoppelte Integration von GNSS und IMS

Eine einfache Möglichkeit diese Integration zu verbessern wäre, wie von Jekeli (2001) vorgeschlagen, bei Vorhandensein von GNSS-Beobachtungen die Position des IMS wieder auf den GNSS-Wert zurückzusetzen. Abbildung 4.1 deutet dies bereits an, da aus dem IMS-Filter nicht die absolute Position \mathbf{x} , sondern die Positionsänderung $\Delta\mathbf{x}$ an den Kombinationsblock übergeben wird.

4.2.2 Lose gekoppelte Integration (LC)

Abbildung 4.2 zeigt schematisch den Aufbau eines lose gekoppelten Systems. Der große Unterschied ist die Rückführung der GNSS-Position (und Geschwindigkeit) in den Kalman-Filter des IMS. So wird es möglich – ähnlich dem ZUPT beim *Fine Alignment* – die Sensorfehler des IMS zu schätzen. Es handelt sich dabei noch um keine *enge Kopplung*, da jedes System separat die Daten auswertet. Durch die Schätzung der IMU-Fehler wird allerdings auch während eines eventuellen GNSS-Signalausfalls die Genauigkeit im Vergleich zur *ungekoppelten* Integration verbessert.

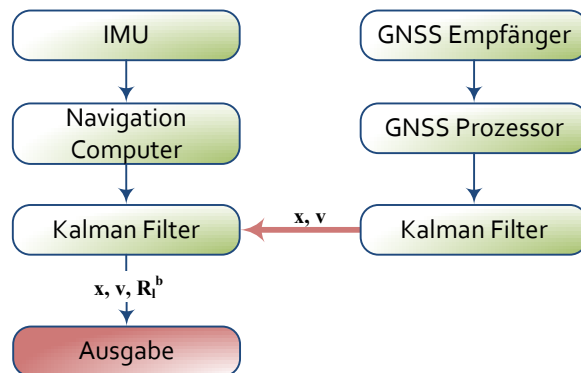


Abbildung 4.2: Lose Kopplung von GNSS und IMS

4.2.3 Eng gekoppelte Integration(TC)

Die enge Kopplung unterscheidet sich in zwei wesentlichen Punkten von den bisher diskutierten Ansätzen:

- Die Kombination der beiden Systeme erfolgt auf Rohdatenebene
- Es wird nur ein zentraler Kalman-Filter für die Prozessierung beider Messungen verwendet

Abbildung 4.3 zeigt den gemeinsamen Auswerteprozess der beiden Systeme. Wichtig ist die Rückführung der geschätzten Fehler der IMS- bzw. GNSS-Beobachtungen zu der ersten Fehlerkorrektur-Einheit. Die mit dieser Korrektur versehenen Beobachtungen werden dann wieder weiter verwendet. Im Gegensatz zur losen Kopplung werden Pseudoentfernungen bzw. Phasenreststücke $\Delta\rho$ vom GNSS-Empfänger an den Kalman-Filter übertragen.

Die Prozessierung der *Rohdaten* bietet vor allem Vorteile, wenn die Anzahl der verfügbaren Satelliten keine alleinige GNSS-Lösung zulassen würde ($n_{Sat} < 4$). In diesem Fall würde bei den anderen Kopplungsarten die Stützung durch GNSS entfallen. Bei der engen Kopplung können noch immer die Strecken zu den verbleibenden Satelliten verwendet werden, um die IMS-Lösung zu stützen. Ein weiterer Unterschied zu den bisher besprochenen Verfahren ist, dass auch die IMS-Prozessierung

im *e-frame* erfolgt, um über eine gemeinsame Referenz mit den GNSS-Koordinaten zu verfügen.

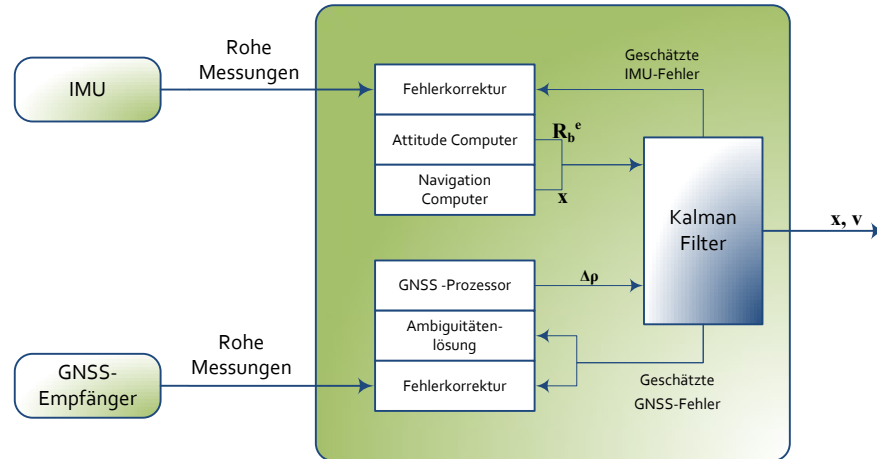


Abbildung 4.3: Enge Kopplung von GNSS und IMS

Die in Abbildung 4.3 dargestellte Kopplung ist nicht die „engste“ vorstellbare Variante. Die durch das IMS detektierte Bewegung des Vehikels zwischen den Zeitpunkten der GNSS-Lösung könnte verwendet werden, um in der *Tracking*-Schleife des GNSS-Prozessors die „Verfolgung“ der Satelliten zu unterstützen. So könnte die Bandbreite des *Phasen-Trackings* erhöht und die Robustheit gegenüber *Multipath* und Störfrequenzen verbessert werden (Alban et al. (2003)). Diese Variante ist allerdings für *Postprocessing* nicht geeignet.

4.2.4 Vergleich der Kopplungsarten

Die ungekoppelte Integration besteht zwar durch seine Einfachheit, schafft es allerdings bei weitem nicht, das volle Potential der gegenseitigen Unterstützung von GNSS und IMS auszuschöpfen. Hier gehen die lose und enge Kopplung den entscheidenden Schritt weiter. Jekeli (2001) legt in Kapitel 10.3 großen Wert auf die Feststellung, dass sich die Ergebnisse einer losen und engen Integration nur unwesentlich voneinander unterscheiden sollten, sofern die Fehlermodelle bei beiden Kopplungsarten richtig angesetzt werden und vor allem die Fehlerfortpflanzung zwischen den Filterschritten bei der losen Kopplung streng durchgeführt wird. Das heißt zum Beispiel, die volle Kovarianzmatrix der GNSS-Lösung beim Update sowie die Korrelation zwischen den Epochen zu berücksichtigen. Natürlich bleibt der oben beschriebene Sachverhalt, dass bei loser Kopplung zumindest 4 Satelliten nötig sind, um ein GNSS-Update zu ermöglichen. Hier beweist die enge Kopplung also bessere Robustheit.

Andererseits ist es beim lose gekoppelten Ansatz wahrscheinlicher, dass die Fehlfunktion eines Systems aufgedeckt wird, da beide Sensoren prinzipiell unabhängig voneinander agieren.

4.3 Zeitliche Zuordnung - Synchronisation

Die Datenaufzeichnung in den beiden Systemen läuft unabhängig voneinander unter Verwendung unterschiedlicher Zeitskalen. Diese Zeitskalen dienen dazu, den einzelnen Messwerten Zeitpunkte zuzuordnen und müssen vor der Integration angeglichen – synchronisiert – werden.

Ding et al. (2008) geben einen Einblick in die verschiedenen Möglichkeiten der Zeitsynchronisation. Für diese Arbeit wurde die Synchronisation mittels des *1 pulse-per-second*-Signals (1PPS) durchgeführt. Der GPS-Empfänger gibt hier zu jeder vollen Sekunde der GPS-Zeit einen Impuls über die Schnittstelle des PPS-Signals aus. Die Flanke dieses Impulses stimmt mit einer Genauigkeit von weniger als $1\ \mu\text{s}$ (Mumford (2003)).

Zu den Zeitpunkten des PPS-Signals wird der interne IMS-Oszillator synchronisiert – die tatsächlichen IMS-Messzeitpunkte werden dann von der synchronisierten internen Uhr mit einem Zeitstempel versehen. Die Zuordnung kann laut Heinze (1996) auf Bruchteile von Millisekunden erfolgen.

Wie genau die Synchronisation erfolgen muss und wie groß der dadurch entstehende Fehler ist, hängt von der auftretenden Kinematik und der Qualität des IMS ab. Generell erfordert höhere Kinematik und bessere Qualität auch eine genauere Zeitsynchronisation der IMS- mit den GNSS-Messungen.

Wie sich inkorrekte Zeitsynchronisation auf die resultierende Trajektorie auswirkt, wird in Kapitel 7.3 diskutiert.

4.4 Räumliche Zuordnung - Hebelarm

Rein physikalisch ist es nicht möglich, das GNSS-Phasenzentrum in den Ursprung des IMS zu legen, weshalb zwischen diesen beiden Zentren immer ein Offset in Form eines Exzentrizitätsvektors bestehen wird. Dieser wird als Hebelarm (engl.: *lever arm*) bezeichnet. Sollen GNSS-Updates genutzt werden, müssen diese zuerst um diesen Hebelarm korrigiert werden. Abbildung 4.4 zeigt den Zusammenhang zwischen den beiden Zentren und die Definition des Exzentrizitätsvektors im *b-frame* – dem Körpersystem des IMS.

Als Ursprung des IMS wird der Schnittpunkt der drei Accelerometer-Achsen festgelegt. Diese können von außen nicht eingemessen werden, die Durchstoßpunkte sind aber eventuell am Gehäuse markiert oder können aus einer Skizze im Manual entnommen werden. Die Bestimmung des Hebelarms erfolgt vor der Messkampagne entweder durch terrestrische Vermessung mit Theodolit oder bei geringerer Genauigkeitsanforderung mit Maßband. Da die Definition des Hebelarms im Körpersystem des IMS erfolgt, muss er zuerst transformiert werden, um an die GNSS-Updates (im *e-frame*) angebracht werden zu können. Hierfür werden die Richtungskosinusmatrix R_b^l aus der *Attitude*-Berechnung des IMS und das Wissen um die aktuelle Position verwendet.

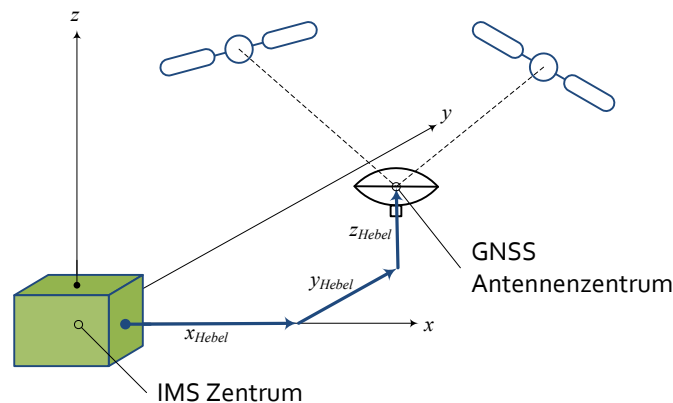


Abbildung 4.4: Hebelarm zwischen IMS und GNSS-Phasenzentrum im *b-frame*

Die Genauigkeit der Hebelarmbestimmung wirkt sich beim Update *unmittelbar* auf die Positionsgenauigkeit aus. Aber auch Fehler in der *Attitude* wirken sich durch die Transformation in Abhängigkeit von der Länge des Hebelarms aus.

Der Hebelarm ist unbedingt zu bestimmen und als Korrektur an die Messungen anzubringen. Die Auswirkungen fehlender Hebelarmkorrektur wird etwa in Seo et al. (2006) diskutiert. Dort verschlechtert ein relativ großer Hebelarm von 10 m den RMS-Fehler in der Nordkomponente von 0,88 m auf 4,07 m. Die weiteren Fehler verhalten sich ähnlich. In Kapitel 7.1 wird ebenfalls der Einfluss des Hebelarms auf das Ergebnis untersucht.

4.5 Einfluss der Fahrzeugdynamik und Trajektorie

Werden die eben beschriebenen Punkte der räumlichen und zeitlichen Zuordnung korrekt berücksichtigt, bringt die Integration der beiden Sensorsysteme bedeutende Verbesserungen der Positions- und Raumlagegenauigkeit. Aber auch die *Form* der Trajektorie und die auftretenden Beschleunigungen haben Einfluss auf die erzielbaren Genauigkeiten.

Wang et al. (2003) untersuchten anhand von Simulation und empirischen Daten diese Zusammenhänge und stellten fest, dass bei kontinuierlicher GNSS-Unterstützung die Schätzungen des Filters präziser ausfallen, wenn die Trajektorie kreis- oder S-förmig und *nicht* geradlinig ist. 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. Allerdings hat die höhere Fahrzeugdynamik bei einem Ausfall der GNSS-Updates einen negativen Einfluss auf die Genauigkeit der Schätzwerte.

Dieses Verhalten wird beim kinematischen *Alignment* ausgenutzt. Bei terrestrischen Messungen können kreis- oder achterförmige Trajektorien gefahren werden.

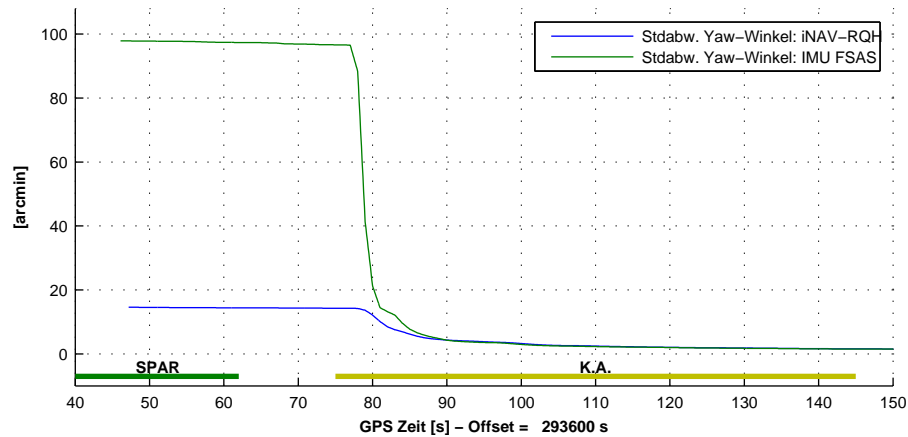


Abbildung 4.5: Einfluss der Bewegung und der GPS-Updates auf die Genauigkeit des yaw-Winkels für verschiedene IMUs

Bei flugzeuggetragenen Systemen dienen auch Kurven mit großem *roll*-Winkel diesem Zweck.

Ein Beispiel für einen typischen Genauigkeitsverlauf des geschätzten yaw-Winkels findet sich in Abbildung 4.5. Abhängig von der Güte der Kreisel ist es dem IMS möglich, auch im statischen Betrieb (grün) den yaw-Winkel zu bestimmen. Sobald allerdings das Fahrzeug in Bewegung ist und das kinematische *Alignment* (K.A.) durchgeführt wird, verbessert sich die Schätzung des Winkels sehr schnell.

4.6 Kurz & bündig

Um heterogene Messdaten zu integrieren, sind die räumliche und zeitliche Zuordnung der Messungen wichtig und die Bestimmung der jeweiligen Parameter hat direkten Einfluss auf die Genauigkeit des kombinierten Ergebnisses. Die Kombination selbst kann in verschiedenen Stufen erfolgen. Zwischen keiner, loser und enger Kopplung sind allerdings fließende Übergänge möglich. In Kapitel 7 und 8 werden die Auswirkungen der hier beschriebenen Parameter *Zeit* und *Hebelarm* untersucht.

5 Messfahrt

Ziel der Arbeit ist die empirische Genauigkeitsuntersuchung verschiedener GNSS und IMS sowie die Untersuchung unterschiedlicher Kopplungsarten. Um Vergleiche zwischen den einzelnen Systemen durchführen zu können, ist die Montage auf einer gemeinsamen Plattform notwendig. Dieses Kapitel beschreibt den Aufbau dieser Plattform, die verwendeten Sensoren, die notwendigen Vorbereitungen und den Ablauf der Messfahrt.

5.1 Messsystem

Diese Arbeit entstand im Rahmen des Projekts *VarloNav* an der *Technischen Universität Graz*. *VarloNav* wurde als Teil des Projekts *IMUVAR* mit dem Projektpartner Joanneum Research durchgeführt.

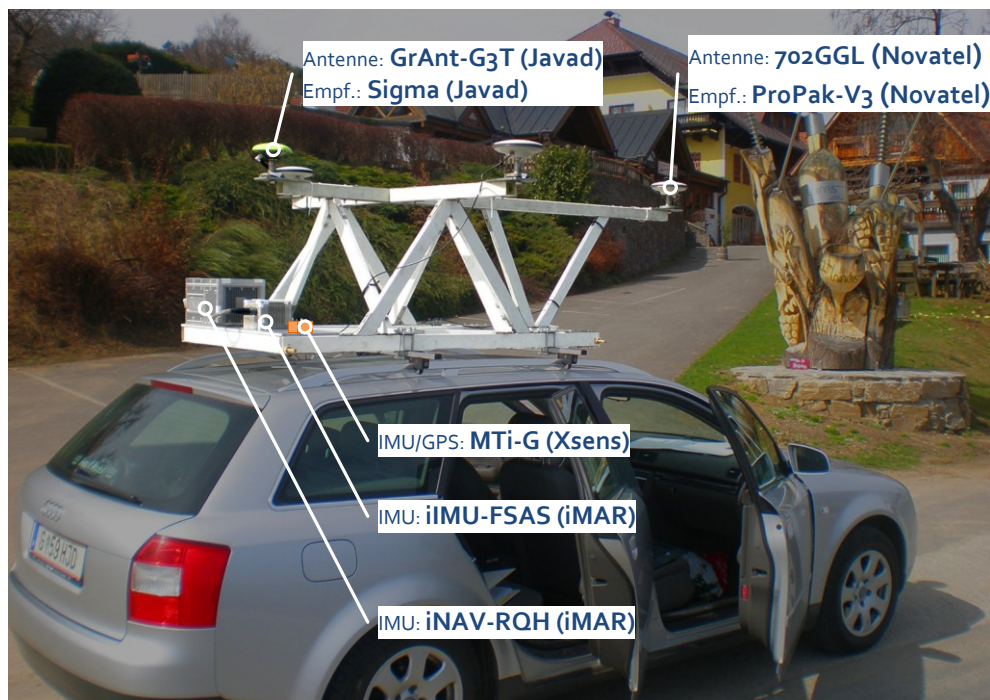


Abbildung 5.1: Dachträger samt Rahmenkonstruktion und verwendeter Sensoren

Das Messsystem sollte also nicht nur dem Projekt *VarloNav*, sondern auch *IMUVAR* dienen. Deshalb sind auf Abbildung 5.1 auch mehr Sensoren sichtbar als für diese Ar-

beit (und für *VarloNav*) notwendig wären. Die Anforderungen an die zu entwickelnde Messplattform waren umfangreich:

- Formstabiler Aufbau
- Invariant bezüglich Temperaturschwankungen
- Geringes Gewicht
- Auf Autodach montierbar
- Wiederholbare Befestigung für vier GNSS-Antennen
- Stabile Befestigungsmöglichkeit für drei IMUs

Die Wahl fiel auf eine Rahmenkonstruktion aus Kohlefaser, die Platz für die GNSS-Antennen bot und auf dem Dachträger eines Autos montiert werden konnte. Im zweiten Teilprojekt *GRAVIS* wurden GNSS-Basislinien zur *Attitude*-Bestimmung verwendet – daher wurden die Montagepunkte der Antennen auf auskragende Teile des Rahmens gelegt. Im hinteren Bereich der Konstruktion wurde eine stabile Plattform für die Befestigung der IMUs geschaffen. Abbildung 5.1 zeigt die beschriebene Konstruktion im Einsatz am Dach des Testwagens und ebenfalls die verwendeten Sensoren mit ihren Montagepunkten. Auf die Sensoren wird im folgenden Abschnitt näher eingegangen.

5.1.1 GNSS Sensoren

Für den Vergleich wurden GNSS-Empfänger dreier verschiedener Genauigkeitsklassen verwendet. Die Empfänger werden im Folgenden kurz beschrieben. Einen detaillierteren Überblick über die Charakteristika der Sensoren gibt Tabelle 5.1. Die Daten sind den jeweiligen Datenblättern entnommen.

SIGMA (Javad) ist ein qualitativ hochwertiger Empfänger und eignet sich mit Updateraten von bis zu 100 Hz (siehe Tabelle 5.1) sehr gut für hochkinematische Anwendungen. Gespeist wird der Empfänger von der Antenne GrAnt-G3T (Javad).

ProPak-V3 (NovAtel) ist preislich günstiger als der SIGMA-Empfänger, allerdings ebenfalls ein geodätischer Zweifrequenz-Empfänger, der verbunden mit der NovAtel-Antenne GPS-702-GGL betrieben wird.

MTi-G (Xsens) ist kein reiner GNSS-Empfänger, sondern ein bereits integrierter GNSS-IMS Sensor. Daher kann beim Preis nur *ein* Wert für das Gesamtsystem (auch inklusive Antenne) angegeben werden. Die qualitative Differenz zu SIGMA und ProPak-V3 ist weit größer als zwischen den anderen beiden Empfängern, da der MTi-G nur Code-Messung (Kapitel 2.2.1) auf der L1-Frequenz durchführen kann. Mehr über die zusätzlich integrierten Sensoren im MTi-G wird in Kapitel 5.1.2 erläutert.

Tabelle 5.1: Vergleich der Spezifikationen der GNSS-Empfänger

	SIGMA (Javad)	ProPak-V3 (NovAtel)	MTi-G (Xsens)
Kanäle	216	72	50
GLONASS	ja	ja	nein
L1 & L2	ja	ja	nein
Phasenmessung	ja	ja	nein
Max. Update Rate	100 Hz	50 Hz	4 Hz
Datenaufzeichnung	intern	Notebook	Notebook
Stromversorgung	intern	9-18V – extern	USB-Verbindung
Preis	≈ 27.000 €	≈ 18.000 €	3.500 € ¹

Z-Xtreme (Ashtech) Die Referenzstationen, welche bei der Auswertung für jeden der drei oben beschriebenen Empfänger als Basisstationen verwendet wurden, konnten mit den robusten, wetterfesten Zweifrequenz-Empfängern Z-Xtreme von Ashtech realisiert werden. Da diese allerdings nicht in der Lage sind, *GLONASS*-Signale zu empfangen, war eine Unterstützung der relativen GPS-Auswertung durch *GLONASS*-Daten bei keinem der 3 oben genannten GNSS-Empfänger möglich.

Tabelle 5.2: Spezifikationen des GNSS-Empfängers für die Referenzstation

Z-Xtreme (Ashtech)	
Kanäle	12
GLONASS	nein
L1 & L2	ja
Phasenmessung	ja
Max. Update Rate	10
Datenaufzeichnung	intern
Akku	intern

¹Der Preis bezieht sich auf das komplette System aus GNSS-, IMU-, Luftdrucksensor, Magnetometer und GNSS-Antenne

5.1.2 Inertial Measurement Units

Auch bei den inertialen Messsystemen fanden drei verschiedene Genauigkeitsklassen Anwendung:

Tabelle 5.3: Vergleich der Spezifikationen der IMUs

	iNAV-RQH (iMAR)	FSAS (iMAR)	MTi-G (Xsens)
Datenrate	2000 Hz	500 Hz	512 Hz
Bandbreite Gyros	400 Hz	250 Hz	40 Hz
Bandbreite B-Messer	400 Hz	> 50 Hz	30 Hz
Gyro-Drift	< 0,003 °/h	< 0,75 °/h	1 °/h
B-Messer Offset	< 0,06 mg	< 1 mg	100 mg
Gewicht	9,8 kg	1,9 kg	0,068 kg
Preis	≈ 160.000 €	≈ 39.000 €	3.500 € ²

iNAV-RQH (iMAR) ist ein hochpräzises Messsystem, dessen RLGs (Kapitel 3.7.1) eine hohe *bias*-Stabilität aufweisen und mit 0,003 °/h im Spitzenfeld der zur Zeit erreichbaren Genauigkeit liegen. In die IMU integriert, kann eine Navigationssoftware gestützt durch externe GNSS RTK-Messungen und/oder Odometrie-Messungen eine *on-the-fly* Lösung berechnen. Diese Funktionalität wurde allerdings nicht verwendet, da die mitgespeicherten Rohdaten im Postprocessing ausgewertet wurden.

FSAS (iMAR) bildet gemeinsam mit dem ProPak-Empfänger das SPAN-System, welches eine *on-the-fly* Lösung einer *engen Kopplung* ermöglicht. Wieder wurden allerdings die Rohdaten aufgezeichnet und im Postprocessing kombiniert. Die FSAS verwendet robuste faseroptische Kreisel, die zwar nicht an die Präzision der iNAV-RQH heran kommen, aber deutlich über jener des Xsens-Systems liegen. Auch die Accelerometer sind eine Genauigkeitsklasse unter denen der iNAV-RQH, gleichwohl beide von Honeywell hergestellt werden.

MTi-G (Xsens) ist das *low-cost* System, das im Gegensatz zu den beiden oben genannten auf MEMS-Technologie (siehe Kapitel 3.7) beruht. Die Drift und Offset-Werte liegen deutlich unter den „Konkurrenten“. Allerdings ist der MTi-G zusätzlich mit Magnetometern (zur Unterstützung der Kurswinkelbestimmung) und Luftdrucksensoren (zur Höhenbestimmung) ausgestattet. Wie schon erwähnt erfolgt der Vergleich mit den anderen GNSS-Sensoren und IMUs ohne Zugriff auf die Rohdaten. Es wird vielmehr das Ergebnis einer systeminternen Integration aller Sensoren zum Vergleich herangezogen.

²Der Preis bezieht sich auf das komplette System aus GNSS-, IMU-, Luftdrucksensor, Magnetometer und GNSS-Antenne

5.2 Vorbereitung der Messfahrt

Aufgrund der hohen Anzahl an verwendeten Sensoren für die beiden Teilprojekte aus *IMUVAR* gestaltete sich die Durchführung der Messfahrt auch als logistische Herausforderung und machte einiges an Vorbereitung notwendig.

Test der GNSS-Sensoren Am Dach des Instituts für Navigation und Satellitengeodäsie wurden die Empfänger mit den dazugehörigen Antennen getestet. Es wurden probeweise Daten aufgezeichnet, auf den PC übertragen und konvertiert. Hier wurde bereits bemerkt, dass es bei der Konvertierung der Daten vom SIGMA-Empfänger (Javad) Probleme gibt und ein Umweg über das RINEX-Format notwendig war.

Test der Antennenkabel Bei vorangegangenen Testfahrten kam es immer wieder zu Signalausfällen der GNSS-Empfänger, wobei die Antennenkabel als mögliche Ursache ausgemacht wurden. Die „Problemzone“ der Kabel befindet sich im Bereich der Steckverbindung. Durch einfache Widerstandsmessung wurde die Leitfähigkeit der Kabel vorab bestimmt.

Test der IMUs Vor allem um sich im Umgang mit den IMUs vertraut zu machen, aber auch um die richtigen Einstellungen zu treffen und zu testen, wurden iNAV-RQH und FSAS in der Vorbereitung in Betrieb genommen. Datenaufzeichnung, -ausgabe und -konvertierung wurden getestet.

Einmessen der Hebelarme Der Hebelarm zwischen IMU- und GNSS-Zentrum muss vor der Auswertung genau bestimmt werden (siehe Kapitel 4.4). Um dies zu gewährleisten, wurden alle Punkte jeweils geodätisch mittels Theodolit eingemessen. Die IMUs wurden vorerst anhand von Markierungen am Gehäuse eingemessen. Anschließend wurde unter Zuhilfenahme der Informationen aus den Montageplänen auf das Zentrum rückgerechnet. Auch die Entfernung der einzelnen IMU-Zentren untereinander konnte so bestimmt werden.

Kontrolle der Akkus Nachdem bei einer vorangegangenen Messfahrt Probleme mit der Stromversorgung auftraten, die vermutlich auch auf die extrem tiefen Temperaturen und die resultierende Leistungsminderung der Akkus zurückzuführen waren, wurden bei den weiteren Messfahrten für die beiden IMUs iNAV-RQH und FSAS jeweils 2 Akkus in Serie geschaltet. Dieser Betrieb mit 24 V war deutlich stabiler, da die Eingangsspannung ohnehin zwischen 10 V und 30 V liegen sollte. Außerdem wurden alle Akkus vor der Messfahrt noch einmal auf volle Leistungsfähigkeit geprüft.

5.3 Durchführung der Messfahrt

Nachdem alle Vorbereitungsschritte abgeschlossen waren, wurde am Tag der Messfahrt das System entsprechend Abbildung 5.2 & Abbildung 5.3 aufgebaut. GNSS-Antennen und IMUs wurden am Dach befestigt und die Kabel durch ein leicht geöffnetes Seitenfenster in den Innenraum geführt. Dort befanden sich die Akkus, GNSS-Empfänger und Laptops.

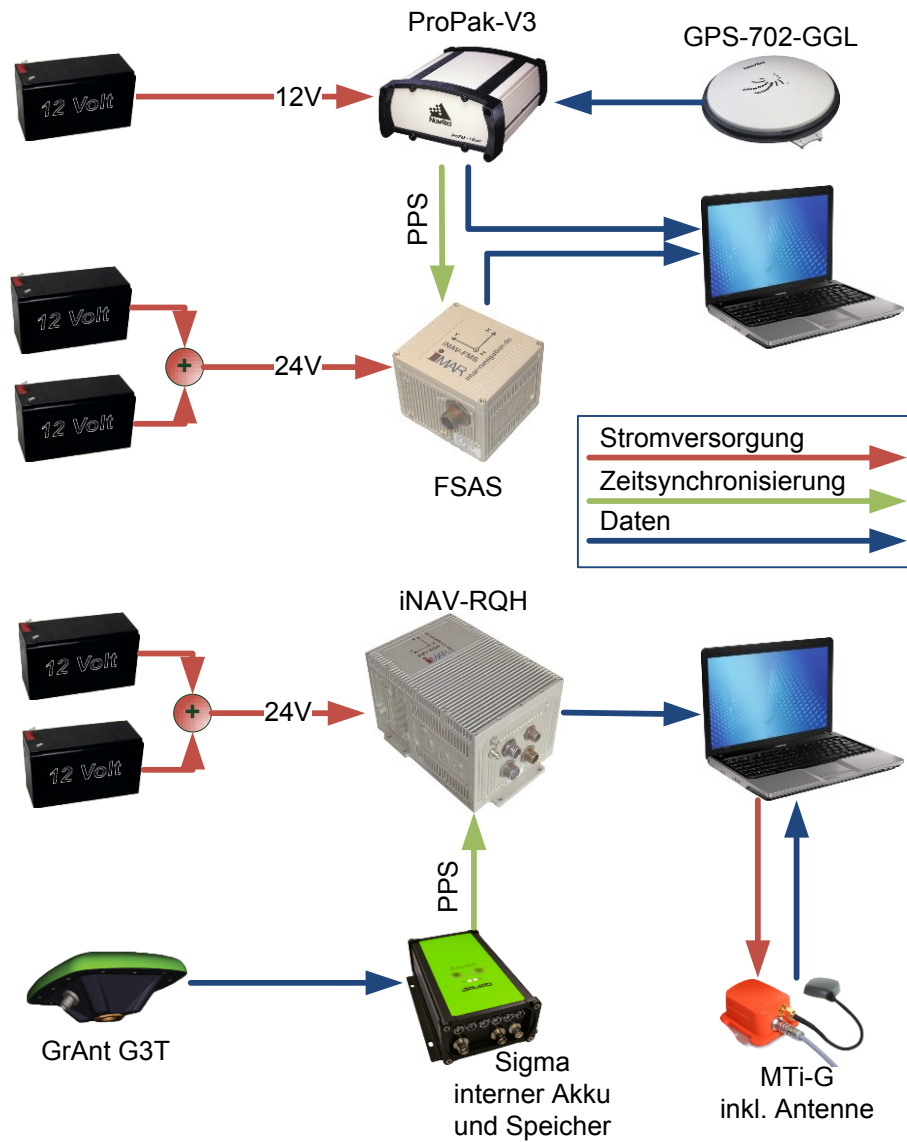


Abbildung 5.2: Zusammenwirken aller benötigten Komponenten am bewegten Vehikel. Die weiteren Sensoren, die für das Projekt *GRAVIS* ebenfalls montiert wurden, sind hier nicht erwähnt



Abbildung 5.3: Die dargestellten Komponenten waren an jeder der beiden Referenzstationen im Einsatz.

Die durchzuführenden Aufgaben während der Messfahrt werden im Folgenden aufgelistet und kurz erläutert.

Referenzstationen Nach Montage und Verkabelung aller Systeme am und im Auto, wurde eine Referenzstation am Dach des TU-Gebäudes Steyrergasse 30 aufgebaut. Auf dem Dachpfeiler war optimale Satellitensichtbarkeit gegeben. Die zweite Referenzstation wurde zu Beginn der Messfahrt direkt im Gebiet der Fahrt auf einem Stativ aufgebaut. Verwendet wurde für beide Stationen das Ashtech Z-Xtreme System (siehe Abschnitt 5.1.1).

Kontrolle und Dokumentation Um Fehler bei der Aufzeichnung weitgehend ausschließen zu können, wäre es erforderlich gewesen, nach einer kurzen „Aufwärmrunde“ alle Daten zu sammeln und auszuwerten. Da dies zeitlich bedingt nicht durchführbar war (und außerdem die Daten der weit entfernten Referenzstation benötigt worden wären) beschränkte sich die Kontrolltätigkeit auf einige wenige Punkte:

- Bei der Datenaufzeichnung von FSAS und iNAV-RQH wurde darauf geachtet, dass die am Laptop angelegten Files beständig wuchsen. Im *Nav-command* (der Kontrollsoftware der iNAV-RQH) konnten weiters die ungestützten Raumlagewinkel beobachtet werden.
- Die Datenaufzeichnung des SIGMA-Empfängers konnte nur durch die blinkenden LEDs kontrolliert werden.
- Da die Daten des ProPak-V3 GNSS-Empfängers zum Laptop übertragen wurden (siehe Abbildung 5.2), konnten hier die Anzahl der verfügbaren Satelliten, die *locktime* seit dem letzten Signalausfall und die DOP-Werte überwacht werden. Die Datenaufzeichnung erfolgte mit Hilfe der *NovAtel CDU-Software* in einer Datei gemeinsam mit den FSAS-Daten.

Aufwärmen der IMUs Da sich die IMUs im Betrieb etwas erwärmen und die Temperaturänderungen laut Hersteller iMAR vor allem bei der A/D-Wandlung systematische Fehler verursachen, wurden die IMUs bereits 30 Minuten vor Messbeginn eingeschaltet.

Abschnitte Die Messfahrt wurde in mehrere Abschnitte unterteilt (mehr dazu in Kapitel 5.4.1). Zu Beginn und am Ende eines jeden Abschnitts wurde ein

statisches *Alignment* durchgeführt. Dies ermöglicht sowohl eine Prozessierung in Vorwärts- als auch in Rückwärtsrichtung.

Statisches Alignment Bei einer vorangegangenen Messfahrt traten Probleme beim *Alignment* auf, da sich währenddessen noch die Personen im Fahrzeug befanden und somit durch ihre Bewegungen Störbeschleunigungen auf das Auto und damit die IMUs übertrugen. Für alle weiteren Messfahrten wurde der ZUPT daher erst gestartet, wenn alle Personen ausgestiegen waren. Das statische *Alignment* wurde mit einer Dauer von ca. 10 Minuten durchgeführt.

Kinematisches Alignment Wie bereits in Kapitel 4.5 beschrieben, wirkt sich eine hohe Fahrzeugdynamik (z.B. durch Kurvenfahrt) positiv auf die Genauigkeit der Schätzwerte des Filters aus. Aus diesem Grund wurde im Anschluss an das statische, ein kinematisches *Alignment* (K.A.) durchgeführt. Das Auto wurde dabei auf einer Kreisbahn zuerst in die eine, danach in die entgegengesetzte Richtung gesteuert. Um für diese Manöver genügend Platz zu haben, wurde das *Alignment* immer auf einem größeren Parkplatz durchgeführt. Wie ebenfalls in Kapitel 4.5 angedeutet, ist während dieser Phase kontinuierlicher GNSS-Empfang sehr wichtig, um mit Hilfe der GNSS-Updates auch wirklich einen positiven Effekt auf das Fehlerverhalten des Systems zu erzielen.

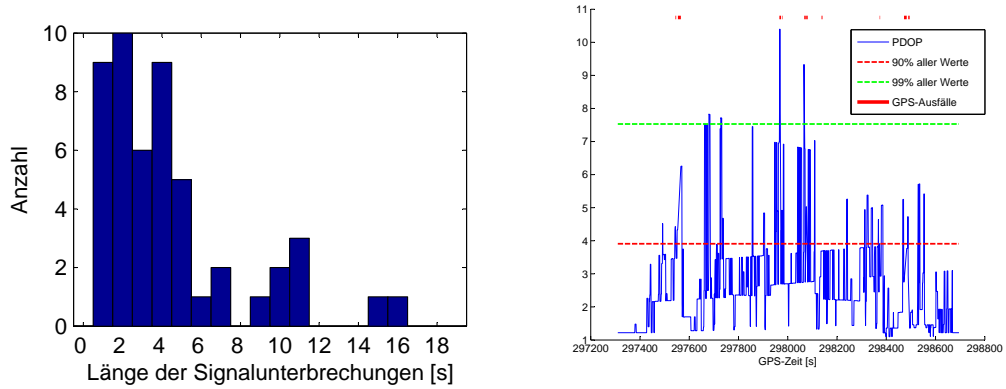
5.4 Strecke der Messfahrt

Die Wahl fiel auf eine Streckenführung in Stainz südlich von Graz. Den Ort bestimmte hauptsächlich das Teilprojekt *GRAVIS*, da für dessen Zwecke ein großer Gradient im Erdschwerefeld von Vorteil war. Der Messzeitpunkt wurde so gewählt, dass gute Bedingungen für GPS-Messungen herrschten, d.h., viele Satelliten in diesem Gebiet sichtbar waren. Während einer Runde waren zu 80% der Zeit mehr als 6 Satellitensignale zu empfangen. Die ausgewählte Runde wies eine Länge von etwa 15 km auf. Das Design der Strecke war so gewählt, dass am Beginn und Ende Platz für enge Kreisfahrten (kinematisches Alignment) sowie möglichst freie Sicht nach oben gegeben war.

Abbildung 5.4 gibt einen Überblick über Häufigkeit und Dauer der Signalabschattungen während des dritten Abschnitts der Messfahrt. Hier muss angemerkt werden, dass sich die GPS-Bedingungen im Vergleich zu den ersten beiden Abschnitten spürbar verschlechtert hatten. In Abbildung 5.5 sind außerdem die Bereiche, in denen der GPS-Empfang aufgrund enger Waldschneisen generell gemindert war, markiert (Bereiche 1 und 2). Abbildung 5.4 (b) gibt außerdem einen Eindruck von der Qualität der GPS-Beobachtungen.

5.4.1 Abschnitte

Abbildung 5.5 zeigt sowohl das großräumige Gebiet der Messfahrt als auch die Topografie der unmittelbaren Umgebung. Die Fahrt selbst wurde in mehrere Abschnitte



(a) Histogramm der GPS-Signalabschattungen (b) Verlauf der PDOP-Werte während einer Runde

Abbildung 5.4: Beschreibung der 15km langen Runde anhand der Häufigkeit der Signalunterbrechungen und PDOP-Werte (Daten des dritten Abschnitts)

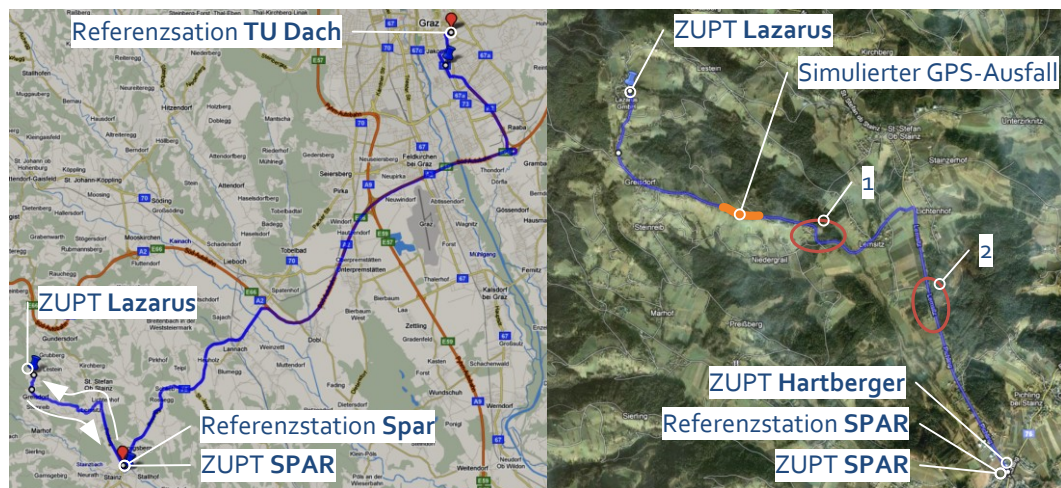


Abbildung 5.5: Überblick über das gesamte Gelände mit Position der Referenzstationen und Anfahrt (links) sowie Detailkarte mit Luftbild der Messfahrts-Strecke (rechts); (Bilder von google maps)

unterteilt und mit ihren Eckdaten in Tabelle 5.4 aufgelistet. Bei Diskussion der Auswertungen werden diese Abschnitte nur noch über ihre Nummer aus Tabelle 5.4 referenziert. Die Zeitangaben beziehen sich jeweils auf GPS-Zeit.

Tabelle 5.4: Beschreibung der einzelnen Abschnitte der Messfahrt

#	ZUPT Start (Dauer)	Zeit Start	ZUPT Ende (Dauer)	Zeit Ende	Länge
1	Spar (916 s)	292746 s	Lazarus (541 s)	295266 s	7,5 km
2	Lazarus (541 s)	294725 s	Spar (951 s)	297309 s	7,5 km
3	Spar (951 s)	296358 s	Hartberger (715 s)	299411 s	15 km

Abschnitt 1 Vor Beginn des ZUPTs wurde am Parkplatz vor dem SPAR-Supermarkt die Referenzstation auf einem Leica-Stativ aufgebaut und in Betrieb genommen. Nach einer etwa 15-minütigen Ruhephase für das grobe *Alignment* wurden am Parkplatz Kreise zuerst in eine, dann in die andere Richtung gefahren. Im Anschluss startete die Fahrt in Richtung der Buschenschank Lazarus. Dort wurde dann wieder ein ZUPT als Abschluss des ersten Abschnitts durchgeführt. Allerdings wurde auf das kinematische *Alignment* verzichtet, da nicht genügend Platz zur Verfügung stand.

Abschnitt 1 – Simulierter GPS-Ausfall Für Zwecke der Analyse wurde während des ersten Abschnitts bei der Auswertung ein 50-sekündiger GPS-Ausfall (siehe Abbildung 5.5) simuliert. Von 294359 s bis 294400 s wurden bei der Auswertung der Daten in *GrafNav* bzw. *Inertial Explorer* die Messungen zu allen Satelliten ignoriert. In einem zweiten Szenario (Kapitel 8.4) wurden alle bis auf die drei Satelliten mit höchsten Elevationswinkeln ignoriert.

Diese Vorgehensweise ermöglicht die Simulation eines GNSS-Ausfalls. Die resultierenden Trajektorien können allerdings mit der GNSS-Trajektorie als Referenz verglichen werden. So sind Aussagen über die tatsächlichen Positionsfehler bei ungestützter Inertialnavigation möglich.

Abschnitt 2 Die statische Phase vor der Buschenschank Lazarus, die als Abschluss des ersten Abschnitts verwendet wurde, dient gleichzeitig dem groben *Alignment* für die zweite Messphase. Aus Platzmangel wieder ohne kinematisches *Alignment* führt der Weg im Anschluss auf dem gleichen Weg wie in Abschnitt 1 retour zum Parkplatz des SPAR-Supermarkts. Dort werden vor dem abschließenden ZUPT wieder Kreisfahrten für das kinematische *Alignment* durchgeführt. Die ersten beiden Abschnitte wurden mit eher unterdurchschnittlicher Geschwindigkeit durchgeführt, um durch zu hohe Kinematik verursachte GPS-Signalausfälle zu vermeiden.

Abschnitt 3 Der dritte Teil der Fahrt wurde mit normaler Geschwindigkeit durchgeführt. Ausgehend vom ZUPT vor dem SPAR-Parkplatz und dem kinematischen *Alignment* dort, führt die Strecke auf selbem Weg wie in Abschnitt 1 zur Buschenschank Lazarus. Dort wurde allerdings nur gewendet und sofort

die Rückfahrt angetreten. Bei der Ankunft am SPAR-Parkplatz behinderten 2 große geparkte LKWs die Kreisfahrten und hätten auch negativen Einfluss auf die Satellitensichtbarkeit im ZUPT gehabt. So wurde das abschließende kinematische *Alignment* und der ZUPT kurzerhand auf den Parkplatz vor der Firma Hartberger auf der gegenüberliegenden Straßenseite gelegt.

5.5 Probleme bei der Messfahrt

Obwohl die Messfahrt sehr gut verlief und alle Kontrollen während der Fahrt zu unserer Zufriedenheit ausfielen, wurden im Rahmen der Auswertung doch einige Probleme aufgedeckt:

Zeitversatz FSAS Bereits bei vorangegangenen Tests wurden Probleme mit der Zeitsynchronisation der FSAS detektiert. Allerdings glaubte man, in der Software *CDU* die Ursache gefunden zu haben. Doch stellte sich bei näherer Untersuchung der Daten erneut ein Offset von 0,85 s im Vergleich zu den iNAV-RQH Daten heraus. Die Beseitigung ist allerdings unproblematisch im Konvertierungsschritt *IMU Data Converter* möglich. Dennoch ist für zukünftige Einsätze der FSAS ohne Kontrollmöglichkeit durch eine zusätzliche IMU die Klärung dieses Zeitoffsets von Nöten.

Zeitstempel xSens Die Datenaufzeichnung funktionierte zwar. Allerdings sind den einzelnen Messwerten keine Zeitstempel zugeordnet. Daher ist ein Vergleich der Trajektorien im Zeitbereich nicht möglich. Es wird in der Auswertung nur ein geometrischer Vergleich der Trajektorie zwischen der *low-cost* Xsens und den beiden hochpreisigeren Systemen durchgeführt.

Javad SIGMA-Empfänger Es war nach der Messfahrt nicht möglich, die Daten vom Javad-Format mittels *GrafNav* in das *Waypoint*-Format *.gpb* zu konvertieren (was bis dahin immer problemlos möglich war). Die Ursache konnte nicht geklärt werden. Vermutet wird allerdings ein Zusammenhang mit einem Firmware-Update des SIGMA-Empfängers. Zur Lösung wurden die SIGMA-Daten zuerst in das RINEX-Format und anschließend in *.gpb* konvertiert.

5.6 Kurz & bündig

Die verwendeten Sensoren auf der Messplattform und die gewählte Messfahrtstrecke wurden ausführlich beschrieben. Vor allem auf die Untergliederung der Fahrtstrecke in verschiedene Abschnitte wird in den Ergebniskapiteln immer wieder hingewiesen. Die beschriebenen Probleme bei der Messfahrt wurden erst im Zuge der Auswertung, die in Kapitel 6 diskutiert wird, aufgedeckt.

6 Auswertung

Die Auswertung der während der Messfahrt gesammelten Daten erfolgte mit dem Softwarepaket *Waypoint Products Group* von *NovAtel Inc.* Der wichtigste Bestandteil für Zwecke der Auswertung von GNSS- und IMS-Daten waren *Inertial Explorer 8.3* und *GrafNav 8.3*. Nur für den Vergleich der Ergebnisse und die grafische Aufbereitung wurde eine eigene Benutzeroberfläche in *Matlab* programmiert. Das folgende Kapitel beschreibt die wichtigsten Schritte von den Rohdaten bis zur fertigen Trajektorie sowie das Funktionsprinzip und einige Erkenntnisse im Umgang mit *Inertial Explorer 8.3*. Die Erkenntnisse stützen sich zum einen auf die Benutzerhandbücher (NovAtel, 2006, 2010) und zum anderen auf Erfahrungen aus der Anwendung der Software.

6.1 Datenformate

Bevor die Daten mit *Inertial Explorer* ausgewertet werden können, müssen die Rohdaten in das richtige Format gebracht werden. Abbildung 6.1 zeigt die Konvertierungsschritte für die einzelnen Sensoren.

iNAV-RQH Die Daten der iNAV-RQH werden auf einem Laptop im binären dump-Format während der Messfahrt abgespeichert. Mittels *ReadXIOFile* wird eine ebenfalls binäre *.dat*-Datei erzeugt. Bei diesem Konvertierungsschritt können die Exzentrizitäten der Beschleunigungsmesser angegeben werden, die dem Kalibrierungsprotokoll von *iMAR* entnommen werden können. Im nächsten Schritt kann bereits der *Raw IMU Data Converter*, der in *Inertial Explorer* integriert ist, verwendet werden. Es ist hier unter anderem möglich, die Definition der Achsen zu bestimmen, das Zeitsystem (GPS oder UTC) und etwaige Zeit-Offsets anzugeben. Die Einstellungen können als Profil abgespeichert werden und für jede weitere Konvertierung der iNAV-RQH Daten herangezogen werden. Die resultierende binäre Datei im *.imr* Format kann in der Folge von *Inertial Explorer* eingelesen werden.

FSAS-ProPak Die Aufzeichnung der Daten des ProPak-Empfängers und der IMU FSAS erfolgt, wie schon in Kapitel 5.3 erwähnt, in *einer* Datei. Zuerst wird also im *Raw IMU Data Converter* ein Profil für die FSAS angelegt. Die Datei mit den Rohdaten selbst wird allerdings im *GNSS Data Converter* eingelesen. Dieser greift dann auf das FSAS-Profil zu und erzeugt eine *.imr* und eine *.gpb* Datei. *.gpb* bezeichnet das *Waypoint*-Format für GNSS-Beobachtungen.

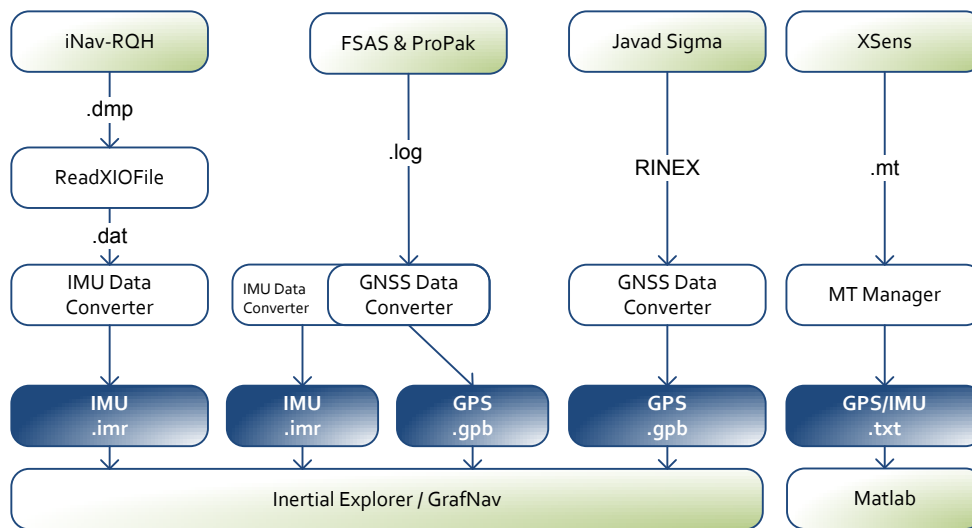


Abbildung 6.1: Alle Schritte von den Rohdaten zu den *Inertial Explorer*-tauglichen *.gpb/.imr* Formaten

Javad SIGMA Aufgrund der in Kapitel 5.5 beschriebenen Probleme wurden die SIGMA-Daten zuerst in das RINEX-Format konvertiert und dann mit der *Waypoint*-Software *GNSS Data Converter* in das *Waypoint*-Format *.gpb* gebracht.

Xsens Die Xsens ist ein System, welches mehrere Beobachtungstypen integriert (siehe Kapitel 5.1) und das Ergebnis ausgibt. Daher wird vom Hersteller keine Software bereit gestellt, welche eine Konvertierung der Rohdaten in ein *Waypoint*-taugliches Format bewerkstelligt. Aus diesem Grund können nur die binären Rohdaten mit dem *MT Manager* eingelesen und die resultierende Trajektorie als ASCII-Datei mit *Matlab* weiterverarbeitet werden. Die zusätzlich aufgetretenen Probleme mit dem Zeitstempel wurden bereits beschrieben (Kapitel 5.5). Daher kann nur die Geometrie der Trajektorie mit Hilfe selbst programmierter *Matlab*-Skripts mit den anderen Auswertungen verglichen werden.

6.2 Waypoint Products Group

Die einzelnen Komponenten der *Waypoint Products Group* sind sehr eng miteinander verknüpft und verfügen über eine sehr ähnliche Benutzeroberfläche. So ist zum Beispiel eine Auswertung der GPS-Messungen in *GrafNav* möglich. Werden allerdings zum Zwecke der Integration GPS-Messungen in *Inertial Explorer* ausgewertet, greift dieses Programm im Hintergrund auf die *GrafNav*-Software zurück. Alle Erklärungen zu *GrafNav* in diesem Kapitel gelten also analog für die GNSS-Funktionen der losen und engen Kopplung in *Inertial Explorer*.

6.3 GrafNet

Zu Beginn wurden die Daten der Referenzstationen (eine am Dach des Instituts für Navigation und Satellitengeodäsie der TU Graz, Steyrergasse 30 und eine vor dem SPAR-Supermarkt in Stainz) in *GrafNet* ausgewertet. Die Positionen der beiden Referenzstationen wurden relativ zur Station am Lustbühel in Graz bestimmt. Dabei wurde Phasenmessung auf dem L1- und L2-Band von GPS mit einer Datenrate von 1 Hz verwendet. Die so erhaltenen Koordinaten im System ITRF05 (International Terrestrial Reference Frame 2005) werden bei der weiteren Auswertung mit GrafNav als bekannte Koordinaten der Referenzstation verwendet.

Wenn beim Einlesen der Daten die entsprechende Antenne ausgewählt wird, werden die Koordinaten automatisch vom Antennenphasenzentrum auf einen definierten Punkt (meist die Unterseite der Antenne) reduziert.

6.4 GrafNav

Um für die Vergleichbarkeit der Ergebnisse gleiche Ausgangsdaten bei der Berechnung der lose gekoppelten Integration zu verwenden, wurden die GPS-Daten zuerst in *GrafNav* ausgewertet. Die fertige Trajektorie kann dann zur Unterstützung der lose gekoppelten Integration in *Inertial Explorer* herangezogen werden. Im Fall der engen Kopplung ist dies natürlich nicht möglich – hier müssen die GPS-Beobachtungen ebenfalls in *Inertial Explorer* ausgewertet werden. Natürlich werden auch hier die Daten von ProPak und SIGMA wieder unter Berücksichtigung beider Frequenzen (L1 und L2) relativ zu den Referenzstationen ausgewertet. Obwohl die bewegten Empfänger (SIGMA und ProPak) auch GLONASS-Daten empfangen, können diese nicht genutzt werden, da die Referenzstationen nur GPS-tauglich sind (siehe Kapitel 5.1.1).

6.5 Inertial Explorer

Der wichtigste Block in der Auswertung ist zweifelsohne *Inertial Explorer*. Dieses Kapitel behandelt nicht nur die prinzipielle Vorgehensweise, sondern hebt auch einige wichtige Parameter hervor. Kapitel 7 untersucht Unterschiede durch die Variation dieser Parameter.

6.5.1 Eingangsdaten

Für eine korrekte Prozessierung ist in jedem Fall eine *.imr*-Datei des IMS notwendig. Im Falle einer reinen IMU-Auswertung wird ansonsten nur noch die Anfangsposition und -geschwindigkeit benötigt. Für den Fall der lose gekoppelten Auswertung kommen einige Anforderungen hinzu:

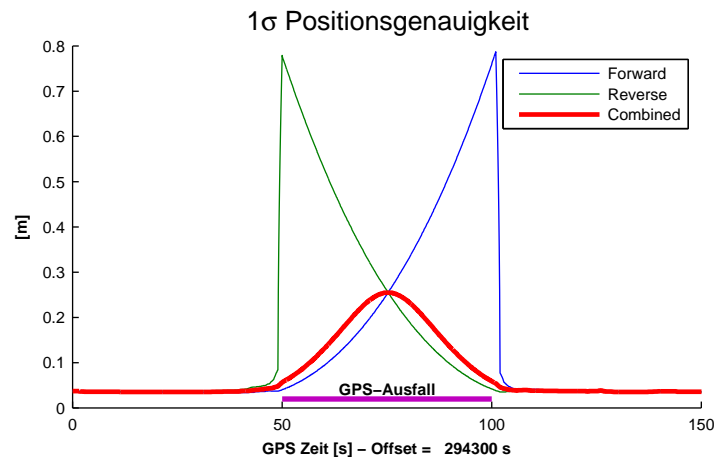


Abbildung 6.2: Vergleich der Forward-, Reverse- und Combined-Lösungen

- Entweder alle notwendigen Daten für eine korrekte GNSS-Auswertung (siehe Kapitel 6.4) oder eine fertig prozessierte Trajektorie aus einer *GrafNav*-Auswertung.
- Der Hebelarm zwischen IMU- und GNSS-Phasenzentrum

Für eine enge Kopplung müssen dann zusätzlich in jedem Fall alle notwendigen GNSS-Daten (*.gpb*-Datei der Referenzstationen und deren Koordinaten, *.gpb*-Datei des bewegten Empfängers und eventuelle präzise Ephemeriden) vorhanden sein.

6.5.2 Kopplungsarten

Wie im vorigen Abschnitt erwähnt stehen lose und enge Kopplung zur Auswahl, wobei sich die Einstellungen bezogen auf die IMU nicht unterscheiden. Alle Parameter bezüglich der GNSS-Daten entsprechen jenen in *GrafNav*. Die ungekoppelte Integration kann insofern realisiert werden, als zuerst eine reine GNSS- und reine IMU-Auswertung durchgeführt wird. Im Anschluss können die resultierenden Trajektorien kombiniert werden.

6.5.3 Forward-Reverse

Eine Zeitreihe von Daten sowohl von GNSS als auch IMS kann sowohl in fortlaufender Reihenfolge oder von hinten beginnend ausgewertet werden. Es ergeben sich daher zwei mögliche Trajektorien, die zur Genauigkeitssteigerung miteinander kombiniert werden können und die *Combined*-Trajektorie ergeben. Am Beispiel eines Tunnels kann die Verbesserung deutlich gemacht werden. Im Tunnel fallen die GNSS-Updates aus und die Genauigkeit der nunmehr reinen IMS-Lösung nimmt mit der Zeit ab. In der *Forward*-Lösung ist die Genauigkeit am Tunnelende bereits sehr schlecht. In der *Reverse*-Lösung allerdings ist die Position noch sehr gut durch das letzte GNSS-Update gestützt und die zugehörige Standardabweichung somit gering. In der Kombination wird der *Reverse*-Trajektorie in diesem Bereich mehr Gewicht

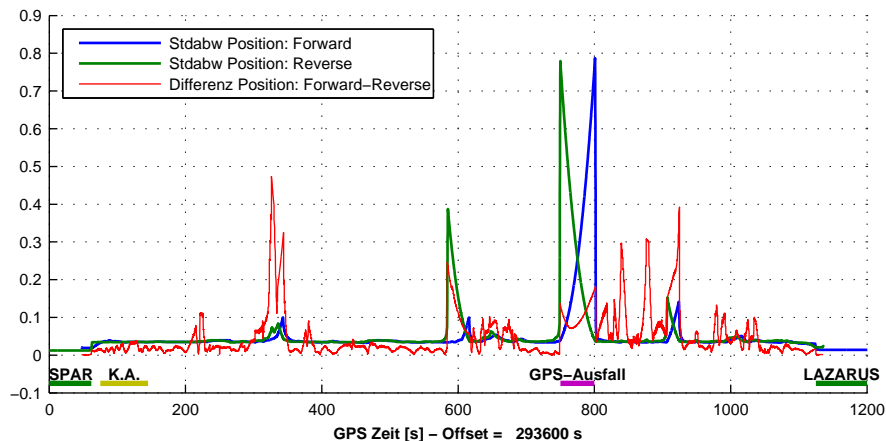


Abbildung 6.3: Standardabweichungen der Forward- und Reverse-Lösungen und deren Positionsdifferenz als Qualitätskriterium

zugeschrieben und somit die Genauigkeit der kombinierten Lösung im Vergleich zur *Forward*-Trajektorie deutlich gesteigert. Am Tunnelanfang tritt dieser Sachverhalt genau in umgekehrter Weise auf.

Wie in Kapitel 5.4.1 erklärt, wurde in Abschnitt 1 der Messfahrt ein GPS-Ausfall simuliert. Die Resultate dieser simulierten Tunnelfahrt werden in Abbildung 6.2 gezeigt. Zu Grunde liegt eine lose Kopplung von SIGMA-Empfänger und iNAV-RQH. In der Abbildung wird die geschätzte 1σ -Positionsgenauigkeit der Trajektorie dargestellt. Die maximale Ungenauigkeit verbessert sich durch die Kombination von *forward*- und *reverse*-Lösung von 0,8 m auf 0,25 m.

Obwohl also die kombinierte Lösung Verbesserungen in der Qualität des Ergebnisses bringt, werden sich alle weiteren Auswertungen in dieser Arbeit mit einer reinen *Forward*- oder *Reverse*-Lösung begnügen. So sind eventuell auftretende systematische Effekte leichter auffind- bzw. interpretierbar. Die Kombination würde Auffälligkeiten „verwischen“ und die Deutung erschweren.

Die Methode der Vorwärts- und Rückwärts-Prozessierung kann auch als Qualitätswerkzeug eingesetzt werden. Und zwar, wenn die Differenz zwischen beiden Trajektorien berechnet wird. Verschlechtern systematische Effekte die Lösung (Probleme mit Zeitsynchronisation, falsches Fehlermodell, falscher Hebelarm, ...), so liegt die Differenz zwischen diesen beiden Werten deutlich über der geschätzten Standardabweichung der Position. Abbildung 6.3 zeigt dies anhand einer lose gekoppelten Trajektorie von Javad SIGMA und iNAV-RQH für den ersten Abschnitt der Messfahrt inklusive simuliertem Signalausfall bei 294350 s. In diesem Fall passt die Differenz mit den Standardabweichungen sehr gut zusammen – ein Indiz dafür, dass keine systematischen Fehler in den Daten sind.

6.5.4 Alignment

Wie in Kapitel 3.8 beschrieben unterteilt auch *Inertial Explorer* das *Alignment* in eine grobe und feine Bestimmung. Es werden ca. 120s grobes und ca. 10 min feines *Alignment* empfohlen. Seit Version 8.3 ist eine automatische Erkennung (aus den Rohdaten) von statischen und dynamischen Phasen implementiert, die sehr gut funktioniert und die manuelle Einstellung der Dauer von grobem und feinem *Alignment* überflüssig macht.

6.5.5 Updates

Mit *Updates* wird der Vorgang der Unterstützung der IMS-Lösung durch externe Information oder zusätzliche Sensoren bezeichnet. *Inertial Explorer* unterscheidet verschiedene Update-Typen:

Zero Velocity Update (ZUPT) Phasen des Stillstands können entweder manuell definiert werden oder werden seit der Version 8.3 auch recht gut automatisch von der Software erkannt. Interessant ist der Fall der ungestützten IMS-Auswertung. Hier wird zu Beginn des ZUPTs nicht nur die fälschlicherweise aufintegrierte Geschwindigkeit auf 0 gesetzt, sondern auch versucht, den dadurch entstandenen Positionsfehler zu korrigieren. Eine nicht bestätigte Annahme ist, dass die Korrektur der Geschwindigkeit auf die gesamte Zeit seit dem letzten Update verteilt wird und der so entstandene Positionsfehler ebenfalls korrigiert wird. In jedem Fall sind jeweils zu Beginn des ZUPTs deutliche Sprünge auszumachen. Im Falle der losen und engen Kopplung sind die ZUPTs nicht mehr die einzige Möglichkeit der Stützung, sondern werden um die GNSS-Koordinaten-Updates ergänzt.

Inertial Explorer führt im Bereich der ZUPTs eine hoch gewichtete Beobachtung $v_e^l = 0$ in den Kalman-Filter ein. Der Vorgang entspricht dem feinen *Alignment* aus Kapitel 3.8.2

GNSS Position Update Bei der losen und engen Kopplung werden die GNSS-Positionen verwendet, um die IMS-Lösung zu stützen. Die Implementierung kann einfach als zusätzliche Beobachtung im Kalman-Filter erfolgen. Die Gewichtung erfolgt abhängig von der Relation zwischen Genauigkeit der prädierten Position im Zustandsvektor und der Genauigkeit der GNSS-Beobachtung aus deren Kovarianzmatrix.

Range Update Diese Möglichkeit ist neu in Version 8.3 und unterstützt die IMS-Lösung bei schlechter Satellitengeometrie zumindest mit der durch Code-Messung erhaltenen Entfernung zwischen Empfänger und Satellit. Dies ist kein vollständiges Positions-Update.

Phasen Update Die Phasenmessung zu den einzelnen Satelliten wird bei enger Kopplung verwendet, um die IMS-Lösung zu stützen, auch wenn keine Positionslösung möglich ist (weil $n_{Sat} < 4$). Mindestens 2 Satelliten sind aufgrund des Empfängeruhrenfehlers dennoch erforderlich (siehe Kapitel 4.2.3).

Edit Error Model Values

Name: Source:

Initial Standard Deviation Values

	X-Axis	Y-Axis	Z-Axis	
Misalignment:	1.00000e+000	1.00000e+000	5.00000e+000	deg
Accel Bias:	3.00000e-004	3.00000e-004	3.00000e-004	metres/s ²
Gyro Drift:	2.77778e-007	2.77778e-007	2.77778e-007	deg/s

Spectral Densities Values (square root of)

	X-Axis	Y-Axis	Z-Axis	
Misalignment:	2.77778e-004	2.77778e-004	2.77778e-004	deg/s
Accel Bias:	3.16196e-005	3.16196e-005	3.16196e-005	metres/s ²
Gyro Drift:	8.78410e-010	8.78410e-010	8.78410e-010	deg/s
Velocity:	1.00000e-004	1.00000e-004	1.00000e-004	m/s
Position:	1.00000e-003	1.00000e-003	1.00000e-003	m

OK Cancel

Abbildung 6.4: Parameter des Fehlermodells in *Inertial Explorer*

Jedes Mal, wenn eines der oben beschriebenen Updates durchgeführt wird, überprüft *Inertial Explorer* mit Hilfe eines Residuentests die Plausibilität im Vergleich zum momentanen Zustandsvektor. Im Prinzip wird ein Ausgleich nach kleinsten Quadraten durchgeführt und im Anschluss daran werden die Residuen in Relation zur Genauigkeit der Beobachtung getestet.

6.5.6 Hebelarm

Der Hebelarm zwischen GNSS-Phasenzentrum und IMU-Zentrum muss bei jeder Prozessierung von loser oder enger Kopplung angegeben werden. Wie sich falsche Angaben des Hebelarms auswirken, wird in Kapitel 7.1 gezeigt.

6.5.7 Fehlermodell

Die Werte im Fehlermodell repräsentieren die Genauigkeit mit der die systematischen Fehler der IMU bekannt sind und deren zeitliches Verhalten. Die richtige Wahl des entsprechenden Fehlermodells ist für jede Auswertung mit *Inertial Explorer* essentiell. Es sind bereits vordefinierte Fehlermodelle für verschiedene IMUs sowie für spezielle Anwendungsfälle (High precision, automotive, ...) vorhanden. Diese vordefinierten Modelle entstammen reiner Empirie und garantieren somit keine optimalen Ergebnisse. Vom Hersteller wird für präzise Anwendungen ebenfalls empirisches Feintuning empfohlen. Wie sich eine falsche Wahl des Fehlermodells auf die Ergebnisse auswirkt, wird in Kapitel 7.2 beleuchtet.

Die in Abbildung 6.4 gezeigten Parameter des Fehlermodells in *Inertial Explorer* werden in weiterer Folge kurz erklärt.

6.5.7.1 Initial Standard Deviation Values

Misalignment: Diese Werte geben die Genauigkeit an, mit der *roll*-, *pitch*- und *yaw*-Winkel während des *Alignments* zu Beginn bestimmt werden können. Der Wert für den *yaw*-Winkel ist vor allem für qualitativ minderwertige IMUs viel größer als die Werte für *roll*- und *pitch*-Winkel.

Accelerometer Bias: Entsprechen den Unsicherheiten, mit denen die a-priori angenommenen systematischen Fehler der Beschleunigungsmesser bekannt sind.

Gyro Drift: Analog zu den Fehlern der B-Messer, betreffen diese Werte die Unsicherheit in der angenommenen initialen Kreisel-Drift.

6.5.7.2 Spectral Densities Values

Generell sind die Werte hier umso kleiner, je höher die Qualität der IMU ist. Das heißt, je größer die Werte umso weniger werden die IMU-Beobachtungen im Filterprozess gegenüber den GNSS-Updates gewichtet. Während der Kovarianzfortpflanzung werden die *spectral densities* mit dem Zeitintervall multipliziert und werden so als Rauschen zu den Kovarianzen hinzugefügt (NovAtel (2006)). Die hier angegebenen Werte gehen in quadrierter Form in den Filterprozess ein.

Misalignment [$\frac{arcsec}{s}$]: Assoziiert mit der Kovarianz der *Misalignment*-Parameter

Accelerometer Bias [$\frac{m}{s^2}$]: Assoziiert mit der Kovarianz des B-Messer-*Bias*

Gyro Drift [$\frac{deg}{s}$]: Assoziiert mit der Kovarianz der Gyroskop-Drift

Velocity [$\frac{m}{s}$]: Diese Werte helfen dem Kalman-Filter, unmodellierte Effekte während des Geschwindigkeits-Updates zu berücksichtigen. Je größer, umso mehr Gewicht wird den GNSS-Updates überlassen.

Position [m]: Diese Werte helfen dem Kalman-Filter, unmodellierte Effekte während des Positions-Updates zu berücksichtigen. Je größer, umso mehr Gewicht wird den GNSS-Updates überlassen.

6.5.8 Ausgabe

Wurden alle Einstellungen in *Inertial Explorer* getroffen, können die Daten prozessiert werden. Die Software verfügt im Anschluss daran zwar über eine Möglichkeit, die resultierende Trajektorie grafisch und numerisch zu analysieren, allerdings ist der Vergleich verschiedener Lösungen nicht möglich. Daher fiel die Entscheidung auf die Ausgabe als ASCII-Datei mittels der *Export Wizard*-Funktion. Zur besseren Vergleichbarkeit ist es darüber hinaus möglich, die Koordinaten nicht im IMS-Zentrum zu exportieren, sondern durch Angabe eines zusätzlichen Hebelarms exzentrisch zu exportieren. Als Bezugspunkt für alle Auswertungen wurde das Sensorzentrum der iNAV-RQH gewählt. Alle FSAS-Trajektorien mussten daher um den Hebelarm FSAS-RQH korrigiert werden.

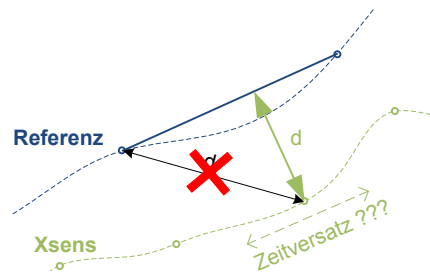


Abbildung 6.5: Prinzip des geometrischen Vergleichs der Xsens-Trajektorie

6.6 Xsens

Die Daten der Xsens konnten nicht in *Inertial Explorer* ausgewertet werden, da keine Konvertierung des Xsens-Formats in ein *Waypoint*-taugliches Format möglich war. Außerdem sind bei der Aufzeichnung die unter Kapitel 5.5 beschriebenen Probleme mit der zeitlichen Zuordnung der Messfahrt aufgetreten. Daher mussten die Xsens Daten in *Matlab* verarbeitet werden, bevor sie zum Trajektorienvergleich analysiert werden konnten. Es wird bei diesem Sensor darauf verzichtet, verschiedene Kopplungsarten und Integrationen mit anderen Sensoren zu testen. Wichtig für die Arbeit war nur der Vergleich eines integrierten *out-of-the-box* MEMS-Systems mit den hochpreisigen Alternativen. Eine Verwendung der reinen inertialen Messdaten aus der Xsens würde auch wenig Sinn machen, da die Schätzung des *yaw*-Winkels stark durch die Magnetometermessungen gestützt ist, um verlässliche *Attitude*-Information bereitzustellen.

Die einzelnen Schritte in der Auswertung der Daten waren wie folgt:

MT Manager Die am Laptop aufgezeichneten Binärdaten wurden mittels der Software *MT Manager* als ASCII-Datei exportiert. Ein Problem beim Öffnen konnte nach Rücksprache mit dem Xsens-Support durch manuelle Veränderung von Bit 122 auf 0xD2 behoben werden.

Zeitversatz Der resultierenden Trajektorie fehlte der absolute Zeitbezug. Die Daten waren zwar nummeriert und mit einer Rate von 25 Hz ausgegeben worden, doch galt es, den Startzeitpunkt herauszufinden. Es wurde in *Matlab* eine Kreuzkorrelation der Nord- und Ostrichtung mit der Trajektorie einer lose gekoppelten Lösung zwischen ProPak-V3 und iNAV-RQH gerechnet und das Maximum der Kreuzkorrelationsfunktion berechnet. Dieser Wert für die Verschiebung wurde den Xsens-Zeitstempeln addiert.

Geometrischer Vergleich Allerdings unterscheidet sich die mittels Kreuzkorrelation berechnete Verschiebung für die Nord- von der Ostrichtung um 4 s. Da dies bei einer angenommenen Geschwindigkeit von 10 m/s einer Distanz von 40 m entspricht, wurde von einem Vergleich der Trajektorien im Zeitbereich abgesehen und ein reiner Vergleich der Geometrie durchgeführt (siehe Abbildung 6.5). Dabei wird immer der Abstand zur Verbindung der beiden nächstgelegenen Punkte als Maß für die Lagedifferenz herangezogen.

Darstellung Die Funktionalität zum geometrischen Vergleich der Trajektorien wurde in die *Matlab*-Software zum Trajektorienvergleich (siehe Kapitel 6.7) eingebettet.

6.7 Grafischer Vergleich der Trajektorien

Zum Zwecke der grafischen Aufbereitung der Ergebnisse wurde eine *Matlab*-Software mit grafischer Benutzeroberfläche erstellt. Das Hauptaugenmerk bei der Entwicklung lag auf der grafischen Aufbereitung der Daten zur leichteren Interpretation. So konnten die ASCII-Ergebnisdateien aus *Inertial Explorer* sehr gut analysiert, grafisch dargestellt und miteinander verglichen werden. Die Hauptfunktionalitäten der Software sind:

Darstellung einzelner Trajektorien Verschiedene Größen des Zustandsvektors und der zugeordneten Varianzen können als Zeitreihe dargestellt werden. Natürlich ist es möglich, die Werte mehrerer Trajektorien zu Vergleichszwecken in einer Grafik darzustellen. (Verfügbare Parameter: Nord, Ost, Höhe, *roll*, *pitch*, *yaw* jeweils mit Standardabweichung, Standardabweichung von Lage und Position)

Differenz zweier Trajektorien Die Differenzendarstellung ermöglicht die Bildung der Differenzen von Koordinaten, Lage, Position oder Orientierungsparametern zwischen zwei Trajektorien. Beispielsweise können so die Standardabweichungen zweier Lösungen und die Differenz der beiden Lösungen untereinander in einer Grafik dargestellt werden.

Markierung von Zeitintervallen über Text-Dateien ZUPTs, kinematische Phasen, GNSS-Signalausfälle und ähnliches mit ihrem Anfangs- und Endzeitpunkt können in einer Text-Datei gespeichert werden. Über das Menü „Load“ kann diese Datei geladen und die enthaltenen Zeitabschnitte können in der Grafik dargestellt werden.

Umfassende Formatierung Die Formatierung erfolgt auf zwei Ebenen. Zuerst können Titel und Gitternetz hinzugefügt, Legendeneinträge, Linienstärke, -farbe und -art direkt angepasst werden. Außerdem können über das Einstellungs Menü die Optionen für den Export der Grafik angepasst werden. Dies beinhaltet vor allem die Größe der Grafik und der Schrift sowie das Schriftgewicht der Textelemente.

Export als .png oder .pdf Über die Symbolleiste kann die generierte Grafik entweder als *.png* oder *.pdf* exportiert werden. Wie oben erwähnt, bietet das Menü einige Möglichkeiten zur Anpassung dieser Exportfunktion.

Statistik für einzelne Bereiche Um neben der grafischen Ausgabe auch auf numerische Werte der Trajektorien Zugriff zu haben, ist es möglich, über das „Compute“-Menü statistische Größen für den momentan betrachteten Zeitraum zu berechnen. Für jede in der Grafik dargestellte Zeitreihe werden Median, Mittelwert, Standardabweichung, Minimum und Maximum für den in der Grafik dargestellten Bereich berechnet und im *Matlab* Befehlsfenster ausgegeben.

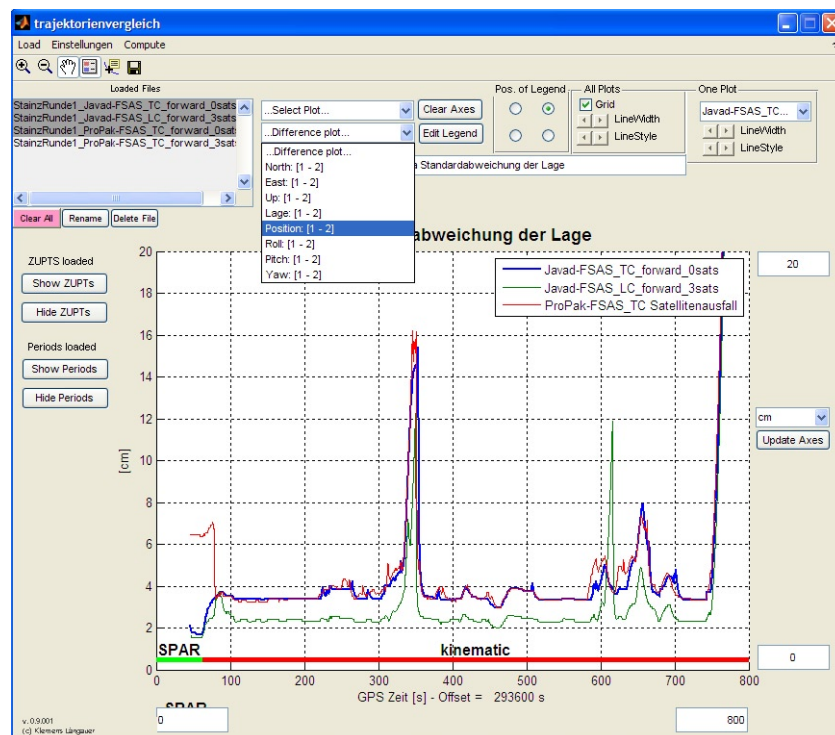


Abbildung 6.6: Benutzeroberfläche der im Rahmen dieser Arbeit erstellten *Matlab*-Software zum Trajektorienvergleich

6.8 Kurz & bündig

Die Rohdaten werden nach entsprechender Konvertierung mit den Komponenten der *Waypoint Products Group* verarbeitet. Vor allem *Inertial Explorer*, welcher die Integration von IMS- und GNSS-Beobachtungen durchführt, wird mit seinen Parametern und Arbeitsabläufen näher beschrieben. Die endprozessierten Trajektorien werden anschließend mit der selbst erstellten *Matlab*-Software für die kommenden Analysen und Vergleiche grafisch aufbereitet.

7 Analyse einzelner Parameter

Nachdem sich Kapitel 6 mit dem Ablauf, der Auswertung und der Beschreibung der Parameter auseinandersetzt, sollen in weiterer Folge Hebelarm, Fehlermodell und Zeitsynchronisierung explizit untersucht werden. Vor allem die Auswirkungen einer falschen bzw. suboptimalen Wahl dieser Parameter werden beleuchtet.

7.1 Hebelarm

Um den Einfluss des Hebelarms auf das Ergebnis zu illustrieren, werden im folgenden Beispiel eine Trajektorie mit korrektem und 2 Trajektorien mit fehlerhaftem Hebelarm verglichen. Die verwendeten Werte für den Hebelarm sind in Tabelle 7.1 aufgelistet. Betrachtet wird die Trajektorie aus Abschnitt 1 der Messfahrt mit simuliertem GPS-Signalausfall in der lose gekoppelten Integration zwischen Javad SIGMA und iNAV-RQH.

Tabelle 7.1: Komponenten des Hebelarms für drei verschiedene analysierte Varianten

	x (rechts) [m]	y (vorne) [m]	z (hoch) [m]	Länge des Offset-Vektors
Richtiger Hebelarm	0,174	0,067	0,546	0,0 m
Kein Hebelarm	0,0	0,0	0,0	0,577 m
„Grob falscher“ Hebelarm	10,0	0,0	0,0	9,842 m

7.1.1 „Grob falscher“ Hebelarm

Bei Betrachtung der geschätzten Standardabweichung der Position (Abbildung 7.1) zeigt sich, dass der grob falsche Hebelarm immer wieder „nach oben ausreißt“. Diese regelmäßigen Spitzen in der Grafik entstehen durch die (in Kapitel 6.5.5) besprochenen Residuentests beim Update. Über längere Zeiträume wird hier immer das GNSS-Update ignoriert, da die Messungen von IMS und GNSS aufgrund des falschen Hebelarms nicht zusammenpassen. Daher nimmt die geschätzte Genauigkeit der Trajektorie, die sich jetzt nur noch auf die IMS-Lösung stützt, mit der Zeit ab. Erst, wenn das nächste Update akzeptiert wird, verbessert sich die Standardabweichung und ist vergleichbar mit jener Trajektorie mit korrektem Hebelarm.

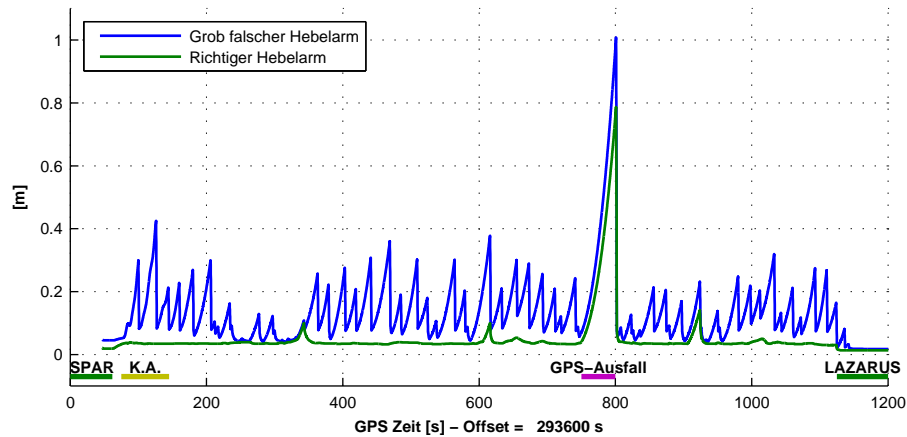


Abbildung 7.1: Geschätzte 3D-Positionsgenauigkeit bei drei verschiedenen Werten für den Hebelarm; Zur besseren Darstellung wurde auf der x-Achse ein Offset von 293600 s von der GPS-Zeit abgezogen. Dies gilt analog für alle weiteren Abbildungen ähnlicher Bauart.

Der „grob falsche“ Hebelarm wirkt also nicht nur als Translation der resultierenden Koordinaten, sondern erschwert generell die Integration der beiden Sensoren. Abbildung 7.2 zeigt die Positionsdifferenz zwischen dem „grob falschen“ Hebelarm und der korrekten Referenz. Der Median liegt mit 9,8 m ganz in der Nähe der tatsächlichen Differenz zwischen den Werten für den Hebelarm (siehe Tabelle 7.1). Allerdings streut die Differenz ziemlich stark auf Unterschiede von bis zu 40 m. Diese Streuung entspricht dem Fehler, der zusätzlich zur reinen Translation der Trajektorie entsteht.

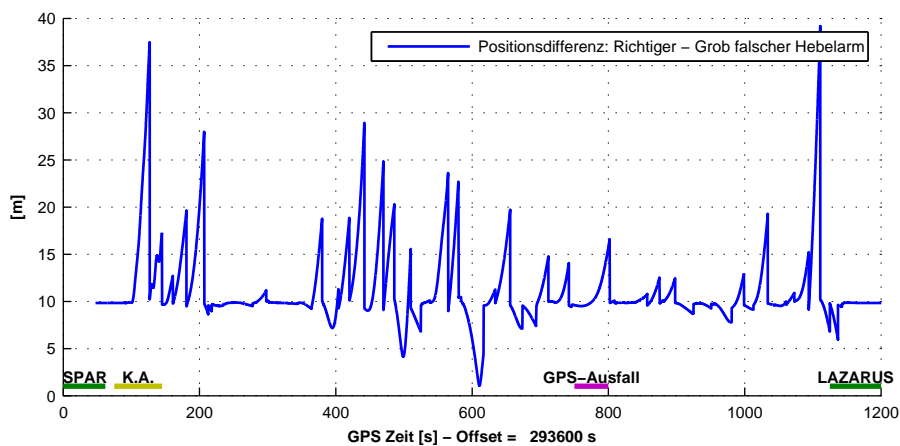


Abbildung 7.2: Abweichung der Lösung mit „grob falschem“ Hebelarm von der korrekten Referenz

7.1.2 Kein Hebelarm

Hier wurde auf Eingabe des Hebelarms in *Inertial Explorer* verzichtet und so eine Positionsdifferenz von 0,577 m akzeptiert (siehe Tabelle 7.1). Natürlich sind die resultierenden Koordinaten (wie eben gesehen) um genau diesen Wert falsch. Aber es interessiert auch, ob darüber hinaus noch zusätzliche Fehler aus dem falschen Hebelarm resultieren. Beim „grob falschen“ Hebelarm war bereits die Integration der Messdaten beinahe unmöglich, da die GNSS-Updates ständig verworfen wurden.

Für den nur leicht falschen Hebelarm trifft dies nicht zu. Über weite Strecken der Trajektorie funktioniert die Prozessierung einwandfrei und die GNSS-Updates werden beim Residuentest akzeptiert. Nur in Phasen hoher Kinematik – wie zum Beispiel den Kreisfahrten beim kinematischen *Alignment* – werden die GNSS-Updates verworfen, was wieder zu Spitzen in der geschätzten Genauigkeit der Position führt (Abbildung 7.3).

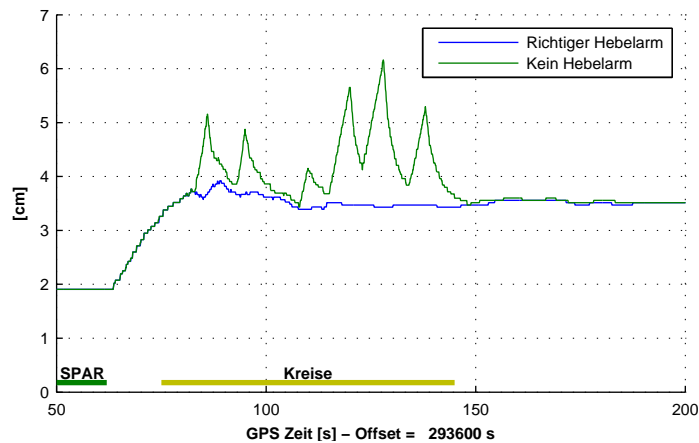


Abbildung 7.3: Geschätzte 3D-Positionsgenauigkeit zu Beginn des Abschnitts 1 der Messfahrt während des kinematischen Alignments (K.A.)

Um die Abweichung zwischen den beiden Lösungen besser analysieren zu können, wurde die Trajektorie „ohne Hebelarm“ nach der Prozessierung um den (vorher nicht angebrachten) Hebelarm in das tatsächliche IMS-Zentrum verschoben. So beziehen sich beide Trajektorien auf den selben Bezugspunkt (das IMS-Zentrum).

Abbildung 7.4 zeigt die verbleibende Differenz und die geschätzten Standardabweichungen der 3D-Position für beide Fälle. Betrachtet wird wieder der Beginn des Abschnitts und es zeigt sich, dass bei hoher Dynamik während des kinematischen *Alignments* (K.A.) die Fehler am größten sind. Bei eher konstanter Fahrt verringert sich die Abweichung. Zusätzlich zu den in der Grafik dargestellten Differenzen unterscheidet sich die Trajektorie natürlich um den „konstanten Offset“ des falschen Hebelarms.

Anmerkung zum „konstanten Offset“: Dieser ist zwar konstant bei Betrachtung der Differenz der 3D-Position, wird allerdings nur eine Komponente (beispielsweise die

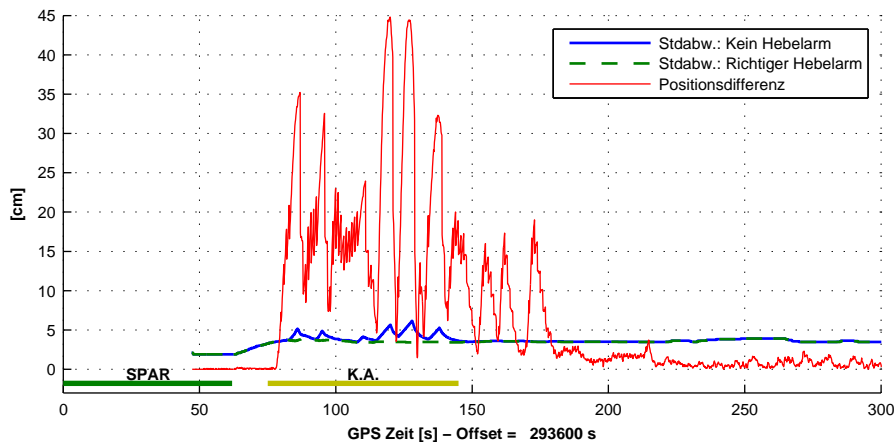


Abbildung 7.4: Standardabweichungen und Positionsdifferenz (korrigiert um den konstanten Wert des falschen Hebelarms) zwischen „keinem“ Hebelarm und der korrekten Referenz im Bereich des kinematischen Alignments (K.A.)

Nord-Richtung) betrachtet, dann ist die Verschiebung natürlich von der momentanen *Attitude* abhängig.

7.1.3 Einfluss auf die Attitude

Nachdem sich gezeigt hat, dass der „grob falsche“ Hebelarm bereits die Prozessierung der Daten beeinträchtigt, wird nur noch der Fall ohne Berücksichtigung des Hebelarms mit der korrekten Referenz verglichen.

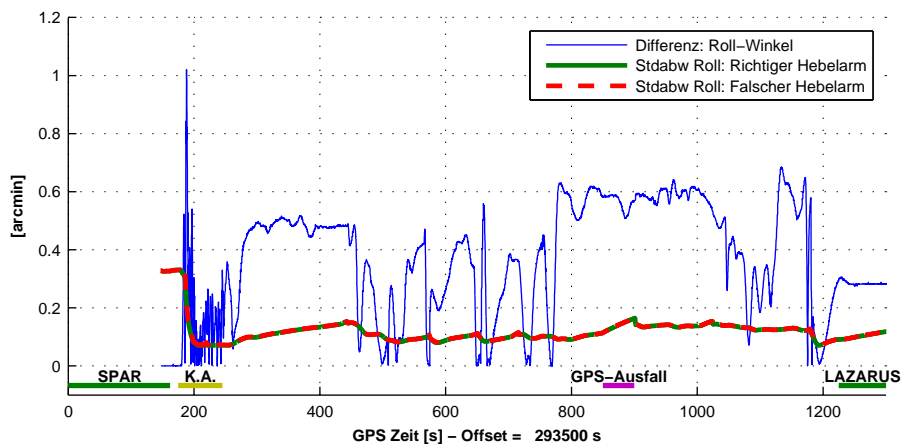


Abbildung 7.5: Standardabweichung und Differenz im *roll*-Winkel zwischen der Lösung mit korrekter und ohne Angabe des Hebelarms

Abbildung 7.5 zeigt den gesamten ersten Abschnitt der Messfahrt und die Standardabweichungen sowie die Differenz der beiden Trajektorien im *roll*-Winkel. Es zeigt

sich, dass die Abhängigkeit von der hohen Dynamik im kinematischen *Alignment* (K.A.) nicht so stark gegeben ist, wie bei der Position. Dennoch besteht eine deutliche Diskrepanz zwischen der erwarteten Genauigkeit (im Mittel: $0,12'$) und der tatsächlichen Differenz zwischen beiden Trajektorien (im Mittel: $0,37'$).

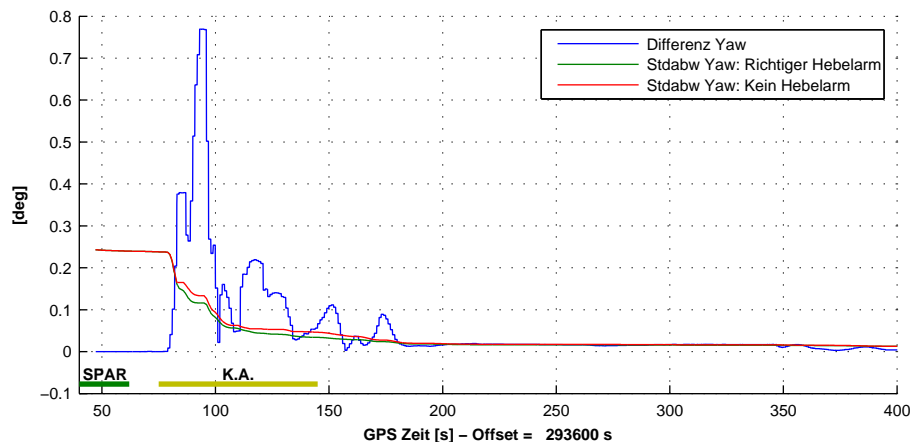


Abbildung 7.6: Standardabweichung und Differenz im yaw-Winkel zwischen der Lösung mit korrekter und ohne Angabe des Hebelarms

Interessant ist, dass sich der yaw-Winkel durch die falsche Angabe des Hebelarms nicht so stark stören lässt. Abbildung 7.6 zeigt die Anfangsphase. Im Bereich des kinematischen *Alignments* ist die Differenz noch relativ groß und liegt deutlich über der Standardabweichung. Doch mit der Zeit pendelt sich die Differenz im Bereich der Standardabweichung ein. Die Lösung im yaw-Winkel ist demnach in diesem Fall nicht mehr merklich durch den falschen Hebelarm beeinflusst.

Anzumerken ist, dass sich diese Tatsache beim „grob falschen“ Hebelarm nicht verifizieren lässt. Hier sind die Abweichungen zu Beginn bis zu 10° groß und pendeln bis zuletzt um die 1° -Marke.

7.1.4 Interpretation

Es zeigt sich, dass die Integration der GNSS- und IMS-Daten bei falschem Hebelarm nicht mehr reibungslos funktioniert. Die resultierenden Differenzen zur korrekten Trajektorie liegen also noch über dem Wert des Fehlers, der beim Hebelarm selbst begangen wurde, und sind von der Dynamik der Bewegung abhängig.

7.2 Fehlermodell

Kapitel 6.5.7 beschreibt die Einstellungen betreffend des Fehlermodells des IMS in *Inertial Explorer*. Vom Hersteller wurden diese für verschiedene Genauigkeitsklassen angelegt. Wie sich eine nicht optimale Wahl dieses Fehlermodells auswirkt, soll in diesem Abschnitt untersucht werden. Die Auswertung basiert auf dem ersten Abschnitt der Messfahrt und einer Trajektorie, der eine lose Kopplung des SIGMA

GNSS-Empfänger und der IMU iNAV-RQH zu Grunde liegt. Die verwendeten Fehlermodelle im Vergleich sind:

- iNAV-RQH: Das „korrekte“ Modell beschreibt die hochpräzise IMU am besten.
- IMU FSAS: Dieses Fehlermodell ist auf die etwas weniger genaue FSAS zugeschnitten.
- Automotive: Ohne speziellen Bezug zu einer IMU, allgemein für niederqualitative IMS ausgelegt.

Tabelle 7.2: Farbkodierte Werte der Fehlermodelle (auszugsweise nur für die X-Komponente)

Anfängliche Stdabw.	RQH-RLG	IMU FSAS	Automotive
Misalignment	1,0E+00	5,0E-01	2,8E-01
Accelerometer bias	3,0E-04	2,0E-02	3,0E-01
Kreiseldrift	2,8E-07	9,0E-05	2,8E-04

Spectral Densities	RQH-RLG	IMU FSAS	Automotive
Misalignment	2,8E-04	7,0E-04	8,8E-02
Accelerometer Bias	3,2E-05	3,0E-05	1,0E-02
Kreiseldrift	8,8E-10	5,0E-10	2,8E-06
Geschwindigkeit	1,0E-04	5,0E-04	1,0E-03
Position	1,0E-03	1,0E-03	1,0E-03

In Tabelle 7.2 sind die Werte der einzelnen Fehlermodelle miteinander verglichen. Die Beschreibung der Parameter erfolgte bereits in Kapitel 6.5.7. Gut zu erkennen ist, dass sich die ersten beiden sehr ähnlich sind, während die Werte des Automotive-Modells klar darüber liegen.

7.2.1 Veränderung der geschätzten Genauigkeit

Die Information im Fehlermodell beschreibt prinzipiell die Genauigkeit der IMS-Beobachtungen (Beschleunigungen und Drehraten) und deren zeitliches Verhalten. Bei Wahl eines schlechteren Modells, führt das daher im Kalman-Filter einerseits dazu, dass die GNSS-Beobachtungen mehr Gewicht in der Integration bekommen. Andererseits wird natürlich auch das Ergebnis an Genauigkeit einbüßen – speziell in Bereichen, in denen die GNSS-Untestützung ausbleibt. Genau dieses Verhalten ist in Abbildung 7.7 zu sehen. Beim 50-sekündigen GPS-Ausfall wächst die Standardabweichung der Position im Falle des „Automotive“-Modells bis auf 150 m an (in der Grafik abgeschnitten). Ansonsten sind die Grafiken in der Genauigkeit leicht versetzt. Der Unterschied zwischen dem RQH- (Median: 3,4 cm) und FSAS-Modell (Median: 3,7 cm) ist allerdings minimal während das Modell „Automotive“ darüber liegt (Median: 6,8 cm).

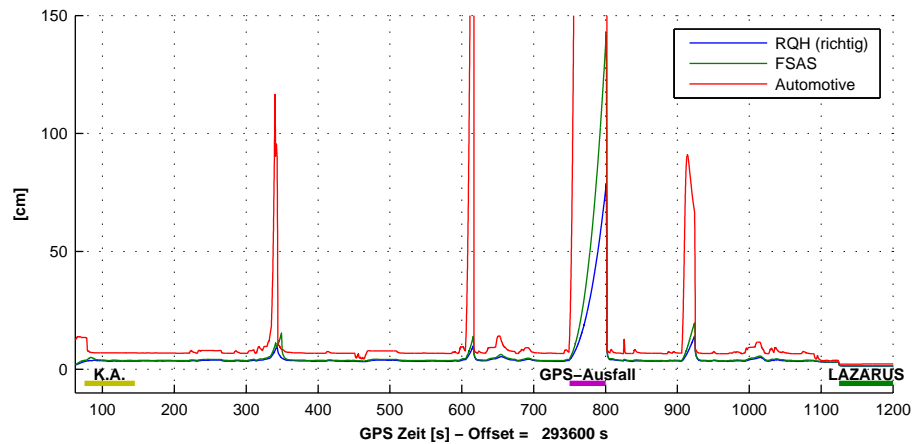


Abbildung 7.7: Standardabweichung der Position aus der Kovarianzmatrix für 3 verschiedene Fehlermodelle

7.2.2 Veränderung der tatsächlichen Position

Nachdem gezeigt wurde, dass sich natürlich die stochastische Information im Kalman Filter ändert, ist es weiters interessant, welche Auswirkung dies auf die geschätzten Parameter hat.

Abbildung 7.8 zeigt die Abweichung zur Referenztrajektorie (ohne GPS-Signalverlust) während der simulierten GPS-Signalabschattung. Die tatsächlichen Abweichungen fallen viel kleiner aus als die geschätzten Genauigkeiten in diesem Bereich (vgl. Abbildung 7.7). Der Vergleich der einzelnen Fehlermodelle untereinander weist wiederum nur minimale Unterschiede zwischen dem RQH- und FSAS-Modell auf und akkumuliert nur 17 cm über den 50-sekündigen Signalausfall.

Das Automotive-Modell liegt mit über 160 cm klar darüber.

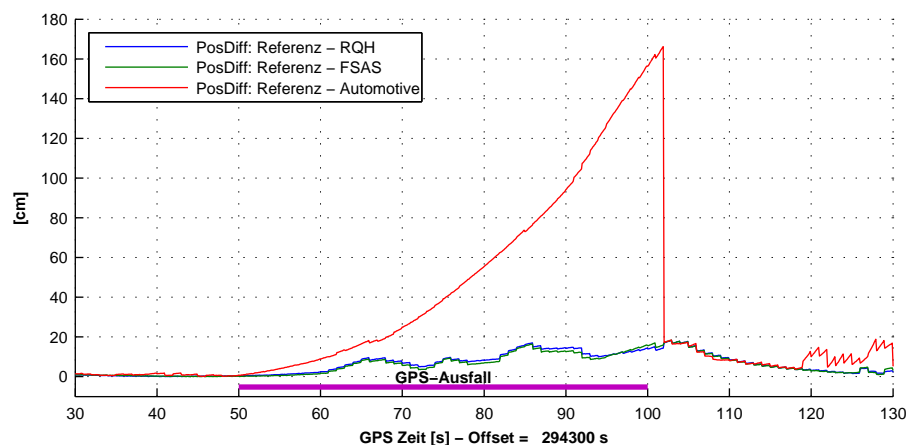


Abbildung 7.8: Positionsdifferenz aller drei Fehlermodellvarianten zur Referenztrajektorie ohne GPS-Signalausfall

7.2.3 Interpretation

Die Versuche wurden mit einer hochpräzisen IMU durchgeführt. Die Wahl des Fehlermodells beeinflusst in jedem Fall die, den geschätzten Parametern zugeordnete, Standardabweichung. Doch auch die Position selbst wurde durch Wahl eines falschen Fehlermodells (Automotive) stark verfälscht. Im Bereich des GPS-Ausfalls wird durch Zuordnung von zu hoher Messunsicherheit zu den IMS-Beobachtungen deren Gewicht im Vergleich zum Systemrauschen zu stark reduziert und somit die tatsächliche Bewegung „maskiert“.

Geringe Unterschiede im Fehlermodell haben keinen großen Einfluss auf das Ergebnis. Allerdings muss angemerkt werden, dass die Wahl des Fehlermodells bei weniger präzisen Instrumenten laut NovAtel (2010) kritischer ist.

7.3 Zeitsynchronisierung

Wie schon in Kapitel 5.5 berichtet, traten bei der IMU FSAS Probleme bei der Zeitsynchronisierung der Daten auf. In diesem Abschnitt wird die Auswirkung dieses Zeitversatzes von 0,85 s auf die resultierende Trajektorie diskutiert. Im Beispiel handelt es sich um den zweiten Abschnitt der Messfahrt vom ZUPT Lazarus zum ZUPT Spar. Die verwendeten Daten stammen von der IMU FSAS und dem GPS-Empfänger ProPak-V3, die eng gekoppelt integriert werden. Verglichen werden die originalen Messdaten mit den, um den Zeitversatz korrigierten, Daten.

7.3.1 Veränderung der geschätzten Genauigkeit

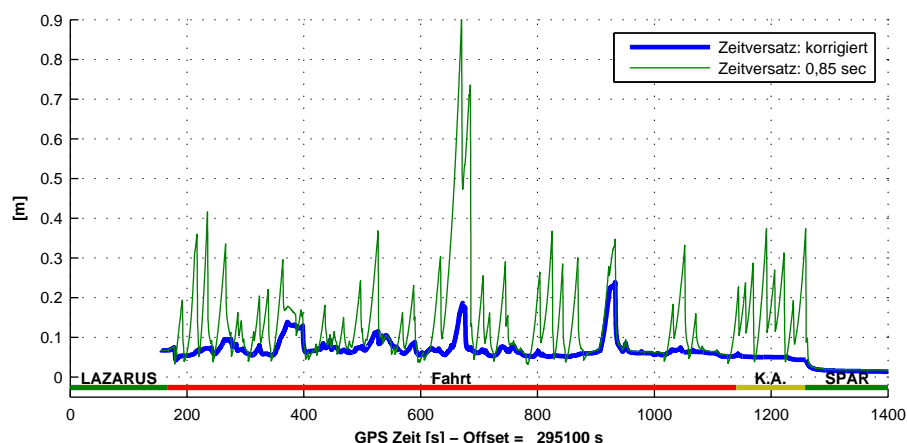


Abbildung 7.9: Standardabweichung der Position aus der Kovarianzmatrix mit und ohne Korrektur des Zeitversatzes von 0,85 s

Abbildung 7.9 zeigt ein ähnliches Bild wie schon beim „grob falschen“ Hebelarm gesehen: Durch den Zeitoffset sind die Daten im Zeitbereich nicht mehr synchron. Dies resultiert in fehlschlagenden Residuentests, wenn die IMS-Messungen mit GPS-

Beobachtungen integriert werden sollen. Deshalb werden die GPS-Updates häufig ignoriert und die Lösung stützt sich über längere Zeitbereiche nur auf das IMS – die Varianzen wachsen an.

Die zweite Parallele mit dem Hebelarm ist die Korrelation mit der Fahrzeugdynamik – im Speziellen mit der Änderung des Kurswinkels im kinematischen *Alignment*. Ändert sich dieser rasch, werden die GPS-Updates falsch in das IMS-Zentrum transformiert und der Zeitversatz wirkt somit wie ein falscher Hebelarm.

7.3.2 Veränderung der tatsächlichen Position

Auch bei der tatsächlichen Positionsdifferenz zwischen der Trajektorie mit Zeitversatz und jener mit den korrigierten FSAS-Daten zeigt sich die Abhängigkeit von der Fahrzeugdynamik sehr deutlich (Abbildung 7.10). Gegen Ende des zweiten Abschnitts verlief die Fahrt sehr gleichmäßig und der *yaw*-Winkel veränderte sich nur langsam. Hier treten auch nur Unterschiede im Meter-Bereich auf. Im kinematischen *Alignment* (K.A.) gegen Ende der Fahrt hingegen wachsen die Differenzen wieder auf bis zu 25 m an.

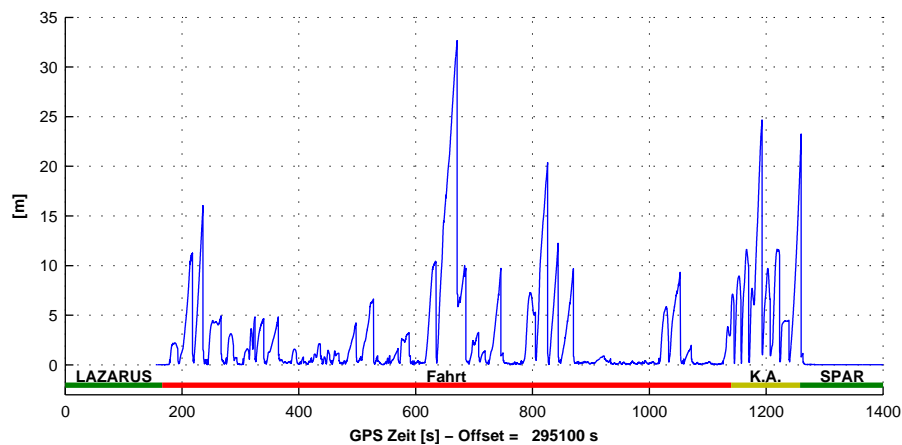


Abbildung 7.10: Positionsdifferenz zwischen den Trajektorien mit und ohne Korrektur des Zeitversatzes

Generell ist zu sagen, dass die Positionsdifferenzen die geschätzten Genauigkeiten aus dem Filter um ein Vielfaches übersteigen. Ohne die Korrektur um den Zeitversatz wäre eine Auswertung nicht sinnvoll gewesen.

7.4 Kurz & bündig

An der Analyse der Genauigkeiten und Positionsdifferenzen zeigt sich, dass die ausgegebenen Standardabweichungen zwar ein statistisches Maß für die Genauigkeit der geschätzten Parameter im Kalman-Filter sind, allerdings bei Vorhandensein von systematischen Fehlern (falscher Hebelarm, Zeitoffset, falsches Fehlermodell) nicht mehr aussagekräftig sind.

Bei beiden Parametern, die die Zuordnung der unterschiedlichen Messdaten zueinander beeinflussen (Hebelarm und Zeitsynchronisierung), zeigt sich eine starke Abhängigkeit von der Fahrzeugdynamik. So stellt das kinematische *Alignment* (Kapitel 4.5), bei dem hohe Querbeschleunigungen und schnelle *Attitude*-Veränderungen durch Kreisfahrten erzeugt werden, auch eine Möglichkeit zur Überprüfung dieser beiden Parameter dar. Denn falls Probleme in einem der oben genannten Bereiche auftreten, sind diese im kinematischen *Alignment* ersichtlich und können nicht unentdeckt die Genauigkeit der gesamten Trajektorie verschlechtern.

8 Vergleich verschiedener Systeme und Kopplungsarten

Bisher wurden die unterschiedlichen Systeme beschrieben, Aufbau und Durchführung der Messfahrt erklärt, die Auswertung der Daten näher erläutert und anhand einiger Beispiele gezeigt, welche Auswirkungen eventuell falsche Einstellungen auf die resultierende Trajektorie haben. All dies geschah im Hinblick auf die Möglichkeit, Vergleiche zwischen unterschiedlichen Kopplungsarten und Preisklassen durchzuführen. Dieses Kapitel analysiert die verschiedenen Varianten und vergleicht die Trajektorien mit Fokus auf Genauigkeit von Position und *Attitude*. Aufgrund der hohen Anzahl an möglichen Kombinationen werden diese Vergleiche allerdings nur exemplarisch und nicht ganzheitlich oder vollständig durchgeführt.

8.1 GPS-Trajektorien

Da die GPS-Beobachtungen den absoluten Bezug der späteren integrierten Trajektorie herstellen, werden zuerst die reinen GPS-Trajektorien verglichen. Da für die Xsens nur die integrierte Lösung zur Verfügung steht, wird statt dessen eine reine Code-Lösung des ProPak-V3-Empfängers herangezogen. Diese ist vermutlich sogar genauer als die reine GPS-Lösung der Xsens, da eine weitaus bessere Antenne zur Anwendung kommt.

Für den Vergleich dient der erste Abschnitt der Messfahrt. Erwartungsgemäß wird bereits bei statistischer Betrachtung (Tabelle 8.1) der Positionsgenauigkeiten deutlich, dass die Code-Lösung nicht vergleichbar ist mit den relativ zu einer Referenzstation mittels Phasenmessung bestimmten Positionen durch den SIGMA- und ProPak-V3-Empfänger. Für detailliertere Betrachtungen wird daher die Code-Lösung ausgeklammert und der Fokus auf ProPak-V3 und Javad SIGMA gelegt.

8.1.1 Geschätzte Genauigkeit

Die geschätzte Genauigkeit – also die Werte der Kovarianzmatrix – für ProPak-V3 und Javad SIGMA liegen über den gesamten Zeitbereich hinweg auf dem annähernd gleichen Niveau. In Abbildung 8.1 wurde zur übersichtlicheren Darstellung eine Spitze ($\text{ProPak}_{max} = 1,7 \text{ m}$; $\text{SIGMA}_{max} = 5,8 \text{ m}$) bei 320 s nicht dargestellt

Tabelle 8.1: Median der 3D-Positionsgenauigkeit der reinen GPS-Trajektorien

	Median der Positionsgenauigkeit
SIGMA (Javad)	0,043 m
ProPak-V3 (Novatel)	0,045 m
CODE-Lösung	9,047 m

und der maximale y -Wert auf 0,9 m gesetzt. Diese Spitze trat bei einem Straßenstück auf, an dem die Bäume auf beiden Seiten sehr eng am Straßenrand standen und der Satelliten-Signalempfang kurz unterbrochen war.

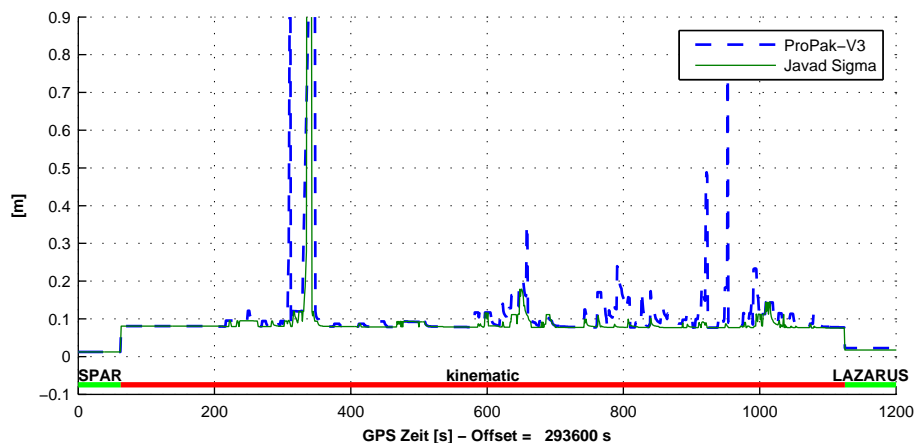


Abbildung 8.1: Vergleich zwischen reiner GPS-Trajektorie und lose gekoppelter Integration

8.1.2 Positionsdifferenz

Es sollen aber nicht nur die geschätzten Werte aus der Kovarianzmatrix, sondern auch tatsächliche Abweichungen der Position betrachtet werden. Problematisch hierbei ist, dass es nicht möglich war, die Trajektorie mit einem hochgenauen übergeordneten System zu bestimmen, um die „wahre“ Trajektorie zu ermitteln.

Bei Kombination der GPS-Trajektorie mit der hochpräzisen IMU iNAV-RQH wird allerdings davon ausgegangen, dass kurzzeitige Fehler der GPS-Lösung durch die IMU kompensiert werden und die Differenz ein Bild der kurzfristigen GPS-Fehler zeigt.

Abbildung 8.2 zeigt die Differenz zwischen reiner GPS-Trajektorie und dieser lose gekoppelten „Referenztrajektorie“. Die mittleren Werte dieser Differenz von 2,0 cm (ProPak) und 4,8 cm (SIGMA) sind aufgrund dieser Korrelation sicher zu optimistische Schätzwerte für die tatsächliche Genauigkeit.

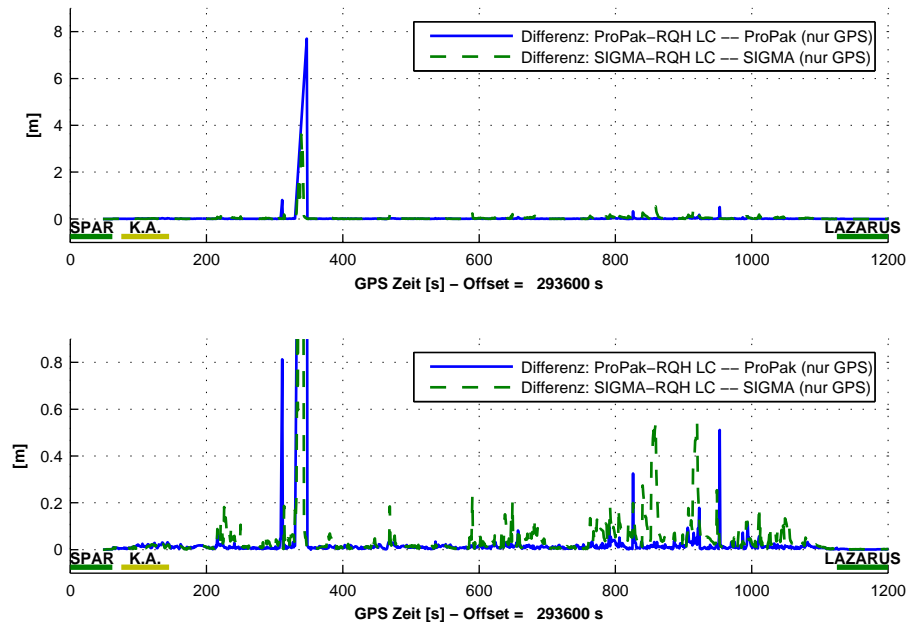


Abbildung 8.2: Vergleich zwischen reiner GPS-Trajektorie und lose gekoppelter Integration. Die untere Abbildung ist um den Faktor 10 vergrößert

Dennoch zeigen sie, dass die kurzzeitigen Fehler des teureren Javad SIGMA hier deutlich über jenen des ProPak-V3 liegen. Dies entspricht nicht der Erwartungshaltung. Unter Umständen ist dieser Effekt auch mit den Problemen beim Auslesen der Daten aus dem SIGMA-Empfänger korreliert (Kapitel 5.5).

8.2 Kopplungsarten

Die in Kapitel 4.2 beschriebenen Kopplungsarten

- ungekoppelt
- lose gekoppelt
- eng gekoppelt

sollen im Folgenden im Hinblick auf die erreichbaren Genauigkeiten miteinander verglichen werden. Da die ungekoppelte Lösung wesentlich ungenauere Ergebnisse liefert als die beiden anderen, wird in einem ersten Schritt auf die ungekoppelte Trajektorie eingegangen.

Für alle Betrachtungen in diesem Abschnitt gilt: Die Daten stammen aus dem ersten Abschnitt der Messfahrt wobei *keine* GPS-Signalabschattung simuliert wurde. Es handelt sich immer um Kombinationen von ProPak-V3-Empfänger und der IMU FSAS.

8.2.1 Ungekoppelte Integration

Zu Beginn wird darauf hingewiesen, dass in diesem Beispiel die IMU FSAS und damit eine mittelpreisige IMU verwendet wurde. Reine IMU-Auswertungen mit der hochpreisigen iNAV-RQH führen zu besseren Ergebnissen.

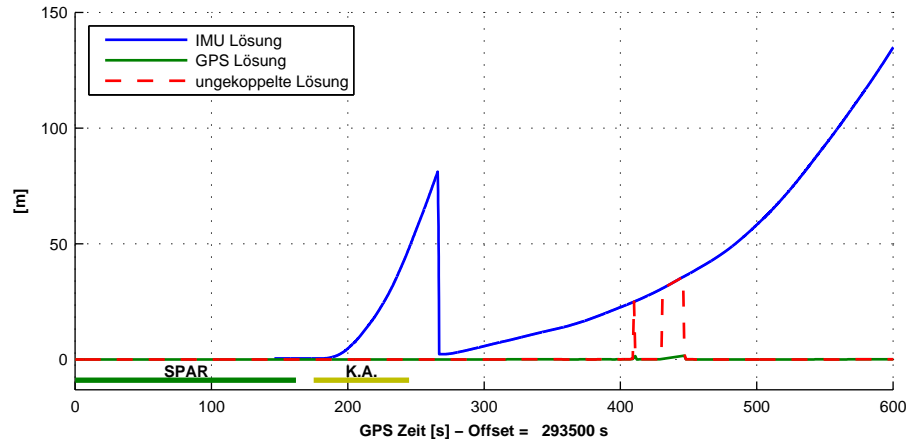


Abbildung 8.3: Positionsgenauigkeit der reinen IMU-Trajektorie (IMU FSAS), der reinen GPS-Trajektorie (ProPak-V3) und der ungekoppelt kombinierten Trajektorie

Wie schon in Kapitel 4.2.1 erwähnt, führt *Inertial Explorer* die Kopplung basierend auf den Standardabweichungen der vorprozessierten Trajektorien durch. Abbildung 8.3 zeigt die Verläufe für beide Trajektorien und macht deutlich, dass die IMU-Genauigkeit mit der Zeit stark ansteigt. Die sprunghafte Verbesserung in Abbildung 8.3 bei ≈ 270 s markiert eine Periode des Stillstands, die die Software automatisch als ZUPT identifiziert, und die Lösung somit durch diese zusätzliche Information verbessern kann.

Außerdem zeigt die Grafik das Verhalten von *Inertial Explorer* bei Integration der beiden Trajektorien. Durch das rasche Ansteigen der IMU-Standardabweichung wird das gesamte Gewicht auf die GPS-Trajektorie gelegt und die integrierte Trajektorie entspricht im Prinzip der GPS-Trajektorie. Nur bei Ausfall von GPS wird auf die IMU zurück gegriffen. In Abbildung 8.4 ist dieser Sachverhalt ebenfalls schön zu sehen. Die Differenz zwischen GPS und ungekoppelt integrierter Trajektorie ist immer annähernd 0 und schnell nur bei den kurzen GPS-Ausfällen nach oben.

Anders verhält es sich mit der *Attitude*, da diese bei jeder der Kombinationen zum großen Teil von der IMU alleine getragen wird.

8.2.2 Positionsvergleich für alle Kopplungsarten

Die Genauigkeit der ungekoppelten Integration wird in Abbildung 8.5 mit loser und enger Kopplung verglichen. Wie gerade beschrieben, entspricht der Genauigkeitsverlauf ziemlich exakt der reinen GPS-Trajektorie und die Ausreißer aus Abbildung 8.3

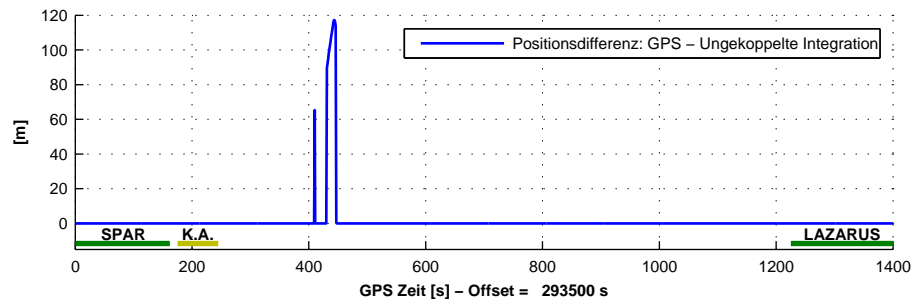


Abbildung 8.4: Positionsabweichung zwischen ungekoppelter Integration und reiner GPS-Trajektorie

beim GPS-Ausfall wurden hier abgeschnitten, um eine deutliche Darstellung der restlichen Informationen zu gewährleisten.

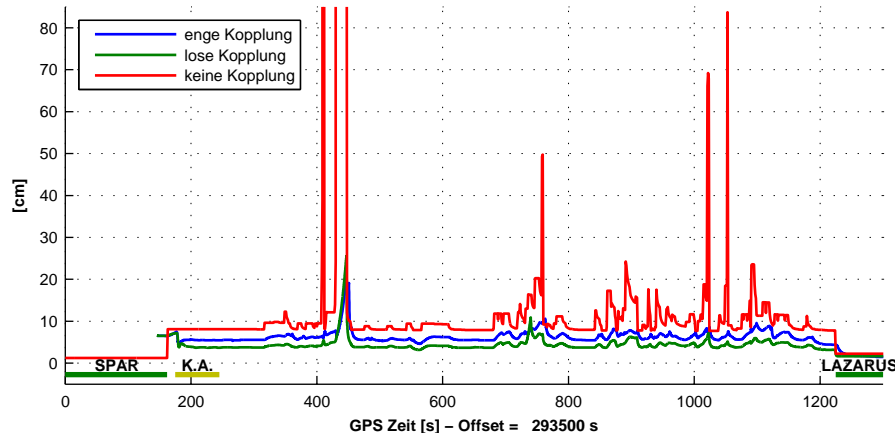


Abbildung 8.5: Geschätzte 1σ -Genauigkeit der Position von lose, eng und nicht gekoppelter Integration

Interessant ist, dass die lose gekoppelte Trajektorie eine bessere Genauigkeit erreicht als die eng gekoppelte. Dies ist sowohl grafisch in Abbildung 8.5 als auch in Tabelle 8.2 zu sehen. Die Vorteile der engen Kopplung machen sich bei weitgehend durchgängigem GPS-Empfang noch nicht bemerkbar. Nur bei ≈ 440 s wirkt sich ein Ausreißer in der losen Kopplung etwas stärker aus als bei der engen Kopplung. Wie sich lose und enge Kopplung bei *partieller* Signalabschattung verhalten, wird in Kapitel 8.4 untersucht.

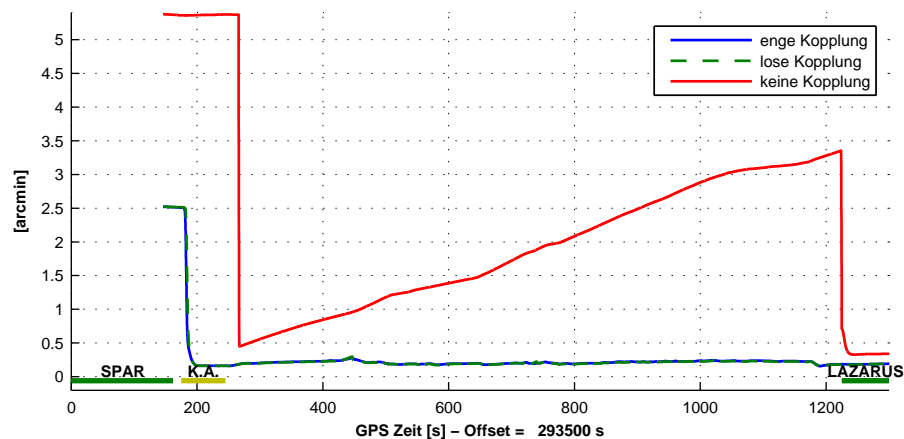
In jedem Fall ist deutlich, dass die Integration ohne Kopplung der Sensoren das Genauigkeitspotential der *Hardware* bei weitem nicht ausschöpft und die lose Kopplung bei guter GNSS-Verfügbarkeit etwas genauere Positions- und Lageinformation liefert.

Tabelle 8.2: Übersicht über die 1σ Standardabweichungen in Position, Lage und *Attitude* für keine, lose und enge Kopplung

Kopplung		roll	pitch	yaw	Lage	Position
keine	Mittel	1,67'	1,27'	45,4'	13,8 cm	16,7 cm
	Median	1,26'	0,89'	57,3'	4,4 cm	7,2 cm
lose	Mittel	0,27'	0,27'	3,6'	2,4 cm	3,5 cm
	Median	0,22'	0,22'	1,4'	2,4 cm	3,7 cm
eng	Mittel	0,27'	0,27'	3,5'	3,0 cm	4,7 cm
	Median	0,22'	0,22'	1,5'	3,4 cm	5,5 cm

8.2.3 Attitude-Vergleich für alle Kopplungsarten

Für die *Attitude* werden nur *roll*- und *yaw*-Winkel getrennt grafisch dargestellt, da das Verhalten in *roll* und *pitch* sehr ähnlich ist. Tabelle 8.2 zeigt aber alle *Attitude*-Parameter.

Abbildung 8.6: 1σ -Genauigkeit des *roll*-Winkels für verschiedene Kopplungsarten

In Abbildung 8.6 zeigt sich, dass sich die Genauigkeit mit Einsetzen der GPS-Updates in der Bewegung bei etwa 200 s für die lose und eng gekoppelte Lösung rapide verbessert. Die Genauigkeit der ungekoppelten Lösung verbessert sich immer dann schlagartig, wenn die Software einen ZUPT erkennt und so externe zusätzliche Information in den Filterprozess einfließen lassen kann. Dies passiert bei 260 s in einer kurzen Stillstandsphase bevor der Parkplatz nach dem kinematischen *Alignment* verlassen wird und beim abschließenden ZUPT. Ohne GNSS-Unterstützung nimmt die Genauigkeit mit der Zeit ab.

Die weit schlechtere Leistung der ungekoppelten Lösung bestätigt sich auch in den tatsächlichen Differenzen zwischen den drei *Attitude*-Lösungen (Abbildung 8.7). Während enge und lose Kopplung bei der Lösung des *roll*-Winkels relativ wenig

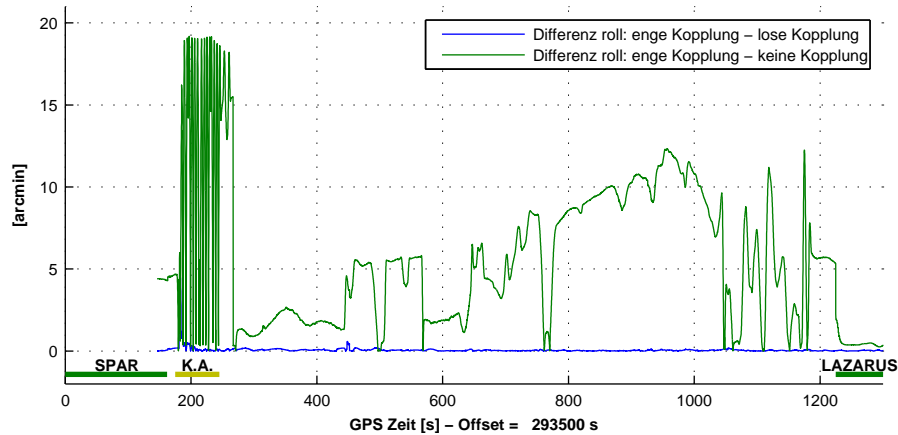


Abbildung 8.7: Differenz im *roll*-Winkel zwischen den verschiedenen Kopplungsarten

Unterschiede erkennen lassen (im Mittel nur $0,04'$), liegt die ungekoppelte Lösung im Mittel um $4'$ daneben.

Vergleicht man Abbildung 8.6 und 8.7, erkennt man, dass die geschätzten Standardabweichungen und die Differenzen zwischen den Lösungen in der selben Größenordnung liegen – die Schätzwerte der Standardabweichung demnach plausibel sind.

Die Genauigkeiten im *yaw*-Winkel liegen erwartungsgemäß darüber und auch hier zeigt die ungekoppelte Integration weit größere Werte der Standardabweichung (im Mittel $45,4'$) als die beiden anderen Kopplungsarten ($\approx 4'$; siehe Abbildung 8.8).

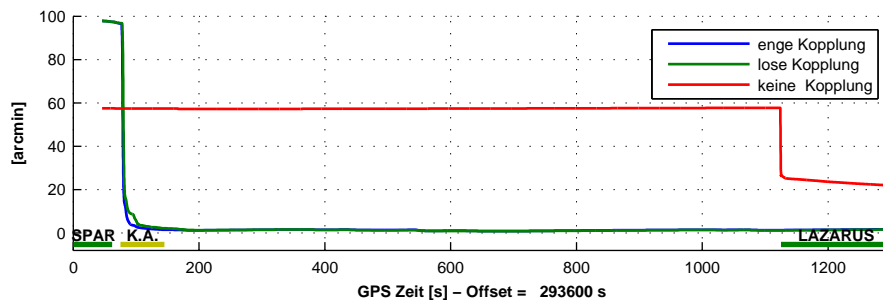


Abbildung 8.8: 1σ -Standardabweichung im *yaw*-Winkel von keiner, loser und enger Kopplung

Enge und lose Kopplung sind in Abbildung 8.9 noch einmal gesondert dargestellt, um eine bessere Unterscheidung der beiden vorzunehmen. Die beiden verlaufen nahezu parallel mit etwas besserem Start der engen Kopplung. Im Mittel liegt die enge Kopplung bei $3,5'$ und die lose Kopplung bei $3,6'$ (Tabelle 8.2).

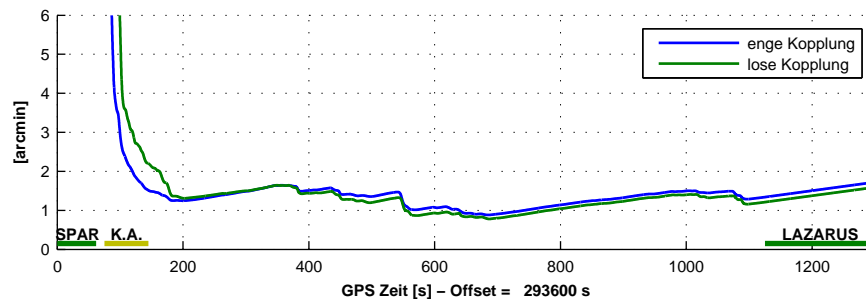


Abbildung 8.9: 1σ -Standardabweichung im yaw-Winkel von loser und enger Kopplung

8.3 Preisklassen

Aus den vorhandenen Sensoren werden drei verschiedene Preisklassen definiert:

- low-cost: Die Xsens MTi-G liegt als integriertes GPS-IMU System (mit zusätzlicher Unterstützung durch Magnetometermessungen) preislich mit $\approx 3.500\text{ €}$ weit unter den beiden anderen Systemen.
- mittelpreisig: Die Kombination von ProPak-V3 als GNSS-Empfänger und IMU FSAS kostet $\approx 57.000\text{ €}$.
- hochpreisig: Bei der Kombination aus Javad SIGMA und iNAV-RQH ist die hochgenau gefertigte IMU iNAV-RQH der Hauptkostenträger. Insgesamt kostet das System $\approx 187.000\text{ €}$.

Zu Beginn wird die low-cost Lösung betrachtet, da sie in einer anderen Genauigkeitsklasse liegt und durch die separate Prozessierung (siehe Kapitel 6.6) nicht in allen Facetten mit der mittel- und hochpreisigen Lösung verglichen werden kann. Im Anschluss werden dann das mittel- und hochpreisige System näher beleuchtet.

8.3.1 Low-Cost

Zu klären ist vor allem die Frage, welche Genauigkeit von einem System dieser Preisklasse erwartet werden kann und welche Vorteile die Integration weiterer Sensoren bringt.

Zuerst wird die Abweichung der Xsens-Trajektorie von der Referenz für den ersten Abschnitt der Messfahrt betrachtet. Als Referenz darf in diesem Zusammenhang die eng gekoppelte ProPak/FSAS-Trajektorie verwendet werden, da die Genauigkeit (gemittelt über den ersten Abschnitt: 5,2 cm) erwartungsgemäß deutlich unter der erwarteten Genauigkeit der Xsens-Trajektorie (im Meterbereich) liegt.

In Abbildung 8.10 ist die Differenz in der Geometrie (Details zur Bestimmung siehe Kapitel 6.6) der Trajektorie zwischen Referenz und Xsens dargestellt, wobei die

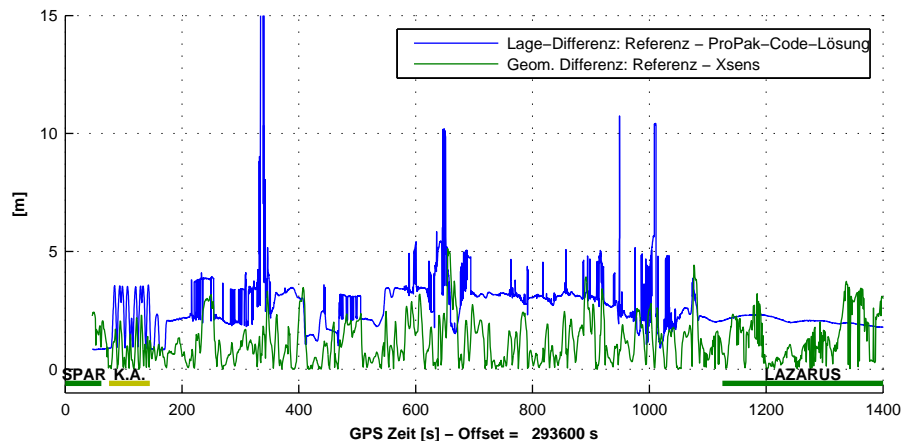


Abbildung 8.10: Lageabweichung der Xsens und ProPak-Code-Lösung von der Referenz

Differenz ein Maximum von 5,1m erreicht. Ansonsten pendelt der Wert um eine mittlere Abweichung von 1,1m.

Um die Betrachtung des *low-cost*-Systems abzuschließen, wird noch der Gewinn durch die Integration betrachtet – also die Verbesserung zur reinen GPS-Lösung. In Abbildung 8.10 stellt die ProPak-Codelösung die reine GPS-Trajektorie dar. Die Xsens (im Mittel: 1,2m) zeigt deutliche Verbesserungen durch die Integration im Vergleich zur GPS-Codelösung (im Mittel: 2,6m). Vor allem aber ist die Xsens-Lösung stabiler gegenüber schlechten GPS-Bedingungen und kurzzeitigen Signalausfällen. Während die ProPak-Code-Trajektorie öfter Ausreißer mit über 10m Differenz zur Referenz aufweist, bewegt sich die Xsens-Lösung relativ gleichmäßig um die 1-Meter-Marke.

8.3.2 Mittel- und hochpreisig

Zwischen dem hoch- und mittelpreisigen GPS-Empfänger waren wenig Unterschiede auszumachen (Kapitel 8.1). Genau betrachtet zeigte der etwas billigere ProPak-V3 sogar ein besseres Verhalten. Sollten sich Unterschiede beim Vergleich der integrierten Trajektorien ergeben, wird dies demnach hauptsächlich auf die Qualitätsunterschiede zwischen iNAV-RQH und IMU FSAS zurückzuführen sein. Es wird der Vergleich mittels enger Kopplung der Sensoren im ersten Abschnitt der Messfahrt mit simuliertem GPS-Signalausfall durchgeführt.

Position Die Genauigkeit der integrierten Positionslösungen ist in Abbildung 8.11 dargestellt, wobei hier die Spitzen beim GPS-Ausfall abgeschnitten sind, da diese in Abbildung 8.13 noch eingehend betrachtet werden. Die hochpreisige Variante (Javad-RQH) ist hier über den gesamten Zeitraum der Messfahrt besser als die mittelpreisige Alternative. Die Angabe der Medianwerte in Tabelle 8.3 verringert den Einfluss von Ausreißern auf den Mittelwert.

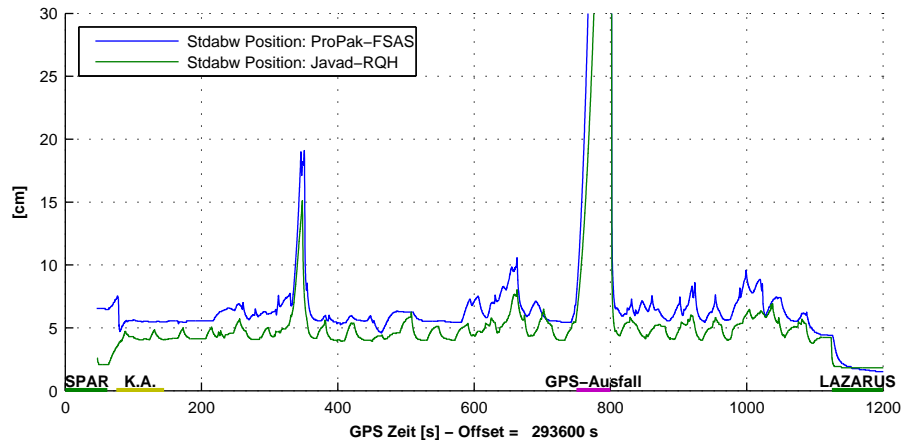


Abbildung 8.11: 1σ -Standardabweichung der Position aus der Kovarianzmatrix des Filters für hoch- und mittelpreisige Kombination

Tabelle 8.3: Median der 3D-Positionsgenauigkeit der hoch- und mittelpreisigen integrierten Trajektorie und der Differenz durch Varianzfortpflanzung sowie der Median der Positionsdifferenzen zwischen den beiden Trajektorien

	Median
Stdabw. Position: hochpreisig $\bar{\sigma}_h$	4,6 cm
Stdabw. Position: mittelpreisig $\bar{\sigma}_m$	6,0 cm
Stdabw. der Differenz $\sqrt{\bar{\sigma}_h^2 + \bar{\sigma}_m^2}$	7,6 cm
Positionsdifferenz: hoch- mittelpreisig $\bar{\Delta x}$	7,5 cm

Um die Plausibilität dieser stochastischen Information zu verifizieren, werden zwei Ansätze gezeigt. Die Schwierigkeit ist in jedem Fall, dass keine „wahre“ Referenztrajektorie zur Verfügung steht:

- Vergleich der Positionsdifferenzen zwischen den beiden Trajektorien mit der 1σ -Standardabweichung. Liegen die beiden Werte im selben Bereich, können die Standardabweichungen als plausibel angenommen werden.
- Vergleich der Standardabweichungen mit der Differenz zu einer genauen Referenz. Als Referenz eignet sich während des simulierten GPS-Ausfalls eine Trajektorie ohne diese simulierte Abschattung.

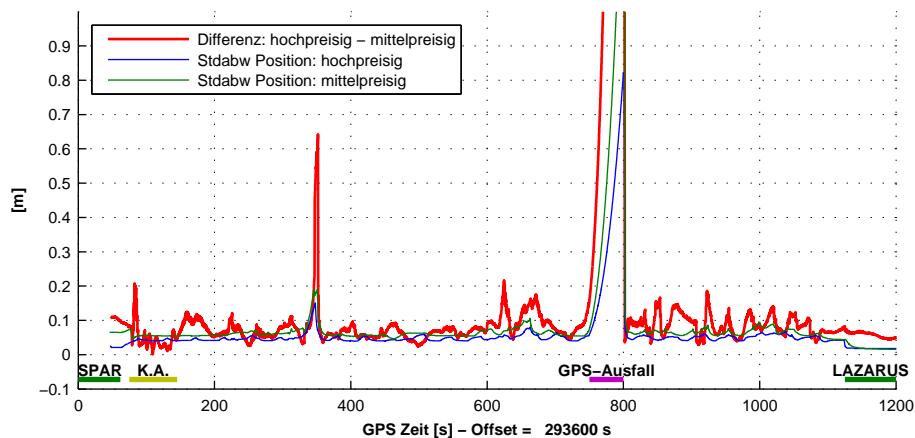


Abbildung 8.12: Standardabweichungen und Positionsabweichung zwischen den beiden Trajektorien (hoch- und mittelpreisig)

Abbildung 8.12 und Tabelle 8.3 zeigen den im ersten Punkt besprochenen Fall und veranschaulichen, dass die resultierenden 1σ -Standardabweichungen (Varianzfortpflanzung: 7,6 cm) recht gut zu den wahren Differenzen (Median: 7,5 cm) passen. *Achtung:* Systematische Effekte, die auf beide Trajektorien wirken (Prozessierungsfehler, Referenzstationen, . . .), scheinen hier natürlich nicht auf.

Der im zweiten Punkt angesprochene Vergleich mit einer Referenztrajektorie während des simulierten GPS-Signalausfalls ist in Abbildung 8.13 gezeigt. Da während dieser Zeit die GPS-Signale keine Rolle spielen, lässt sich die Grafik als Leistung der IMUs deuten. Hier zeigt sich, dass die hochpreisige IMU (iNAV-RQH) auch das deutlich bessere zeitliche Driftverhalten zeigt. Während bei der IMU FSAS (mittelpreisig) die Differenz (5,3 m) zur Referenz deutlich über der geschätzten Standardabweichung (1,5 m) liegt, verhält es sich bei der hochpreisigen iNAV-RQH genau umgekehrt: Der 50-sekündige GPS-Ausfall wird mit einer Abweichung von nur 0,2 m überbrückt, obwohl die geschätzte Genauigkeit bei 0,8 m liegt.

Attitude Da sich *roll*- und *pitch*-Winkel beinahe nicht unterscheiden (siehe Tabelle 8.4), wird im Folgenden nur auf den *roll*-Winkel näher eingegangen. Zunächst

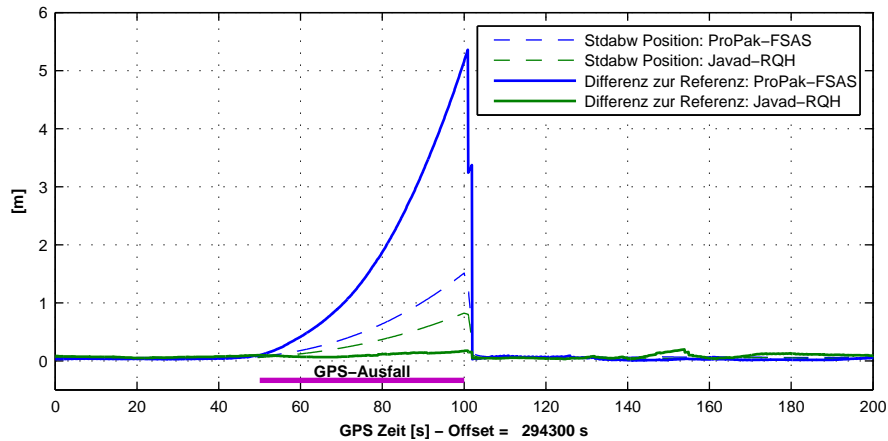


Abbildung 8.13: Standardabweichung der Position und Abweichung von der Referenztrajektorie während des GPS-Ausfalls

zeigt Abbildung 8.14 eine deutliche Verbesserung der Genauigkeit im Anfangsbereich. Dieser Effekt wurde bereits in Kapitel 4.5 für den yaw-Winkel beschrieben.

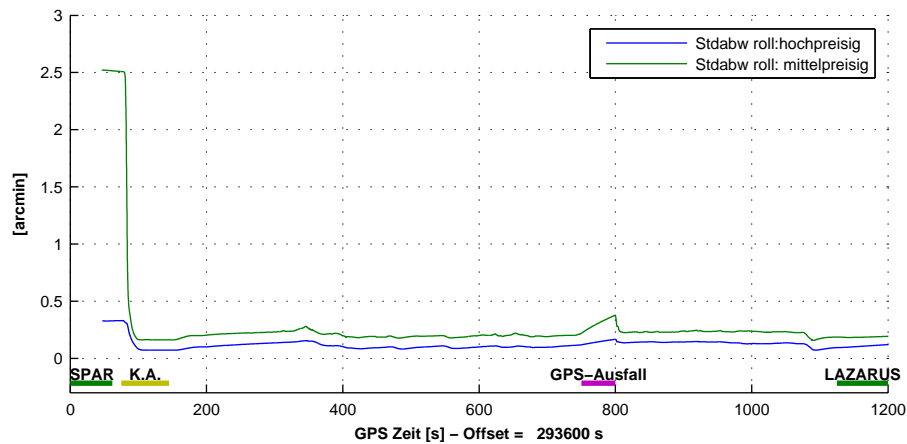


Abbildung 8.14: Standardabweichung des roll-Winkels für hoch- und mittelpreisige Variante

Im restlichen Bereich liegt die Genauigkeit der hochpreisigen Javad SIGMA/iNAV-RQH-Kombination durchwegs unter der mittelpreisigen ProPak-FSAS-Lösung, was auch durch die Medianwerte in Tabelle 8.4 bestätigt wird. Es zeigt sich weiters, dass sich die Genauigkeit der *Attitude* nicht merklich durch den GPS-Signalausfall verschlechtert wurde.

Für den yaw-Winkel zeigen sich sogar noch größere Unterschiede zwischen der hoch- und mittelpreisigen Kombination. Bis zum Ende des kinematischen *Alignments* verhalten sich beide noch in etwa gleich. Doch dann sinkt der Wert der Genauigkeit der SIGMA/iNAV-RQH-Lösung weiter, während die ProPak/FSAS-Lösung in etwa

Tabelle 8.4: Median 1σ -Standardabweichung der drei *Attitude*-Winkel

	roll	pitch	yaw
hochpreisig	0,13'	0,13'	0,53'
mittelpreisig	0,22'	0,22'	1,47'

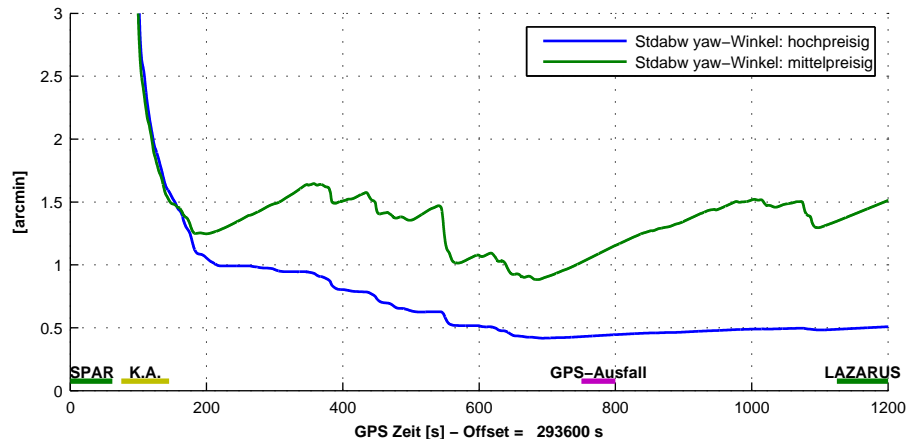


Abbildung 8.15: Standardabweichung des yaw-Winkels für hoch- und mittelpreisige Variante

auf diesem Niveau bleibt. Wiederum ist keine merkliche Korrelation mit dem GPS-Signalausfall zu beobachten.

8.4 Szenario: Häuserschlucht

Zum Abschluss soll eine partielle GPS-Abschattung durch eine Häuserschlucht simuliert werden und das Verhalten von loser und enger Kopplung in diesem Szenario miteinander verglichen werden.

8.4.1 Ausgangssituation

Es wird der erste Abschnitt der Messfahrt verwendet und anhand der Daten von ProPak-V3 und IMU FSAS werden die Unterschiede zwischen enger und loser Kopplung untersucht. Im Gegensatz zu Kapitel 8.2 wird hier allerdings der GPS-Ausfall nur *partiell* simuliert. Um dem Szenario einer Häuserschlucht (Abbildung 8.16) zu entsprechen, werden alle Satelliten, bis auf die drei unter dem höchsten Elevationswinkel, eliminiert. Das heißt, jene drei Satelliten, deren Signale auch in einer hochhausgesäumten Straße noch zum Empfänger durchdringen, werden auch in dieser Simulation berücksichtigt. Für die lose gekoppelte Integration ändert dies natürlich nichts, da auch mit dem Empfang von 3 Satellitensignalen keine Positionslösung



Abbildung 8.16: Häuserschlucht in New York

möglich ist. Im zentralen Filter der engen Kopplung unterstützen die Signale allerdings sehr wohl die Prozessierung der IMS-Daten (Kapitel 4.2.3). Zu erwarten wäre demnach eine bessere Genauigkeit der eng gekoppelten Lösung im Bereich der simulierten partiellen Signalabschattung. Dieser Bereich deckt sich mit dem Zeitraum der totalen Abschattung in den entsprechenden, bisherigen Beispielen (294350 s – 294400 s).

Als Referenz dient die lose gekoppelte Integration aus Javad SIGMA und iNAV-RQH, die ohne GPS-Signalabschattung prozessiert wurde.

8.4.2 Position

Die Betrachtung der Position im Bereich der partiellen Abschattung wird zuerst durchgeführt. Abbildung 8.17 zeigt neben den Standardabweichungen der Position für lose und enge Kopplung auch die Abweichungen der jeweiligen Trajektorie von der Referenztrajektorie.

Die tatsächlichen Differenzen liegen für beide Fälle über den geschätzten Standardabweichungen. Allerdings ist ein deutlicher Unterschied zwischen loser und enger Kopplung feststellbar. Die lose Kopplung, die während der 50 Sekunden ganz ohne GPS-Updates auskommen muss, entfernt sich 4,7 m von der Referenz, während die enge Kopplung am Ende der Abschattungsphase nur etwa 0,8 m Differenz zur Referenz aufweist.

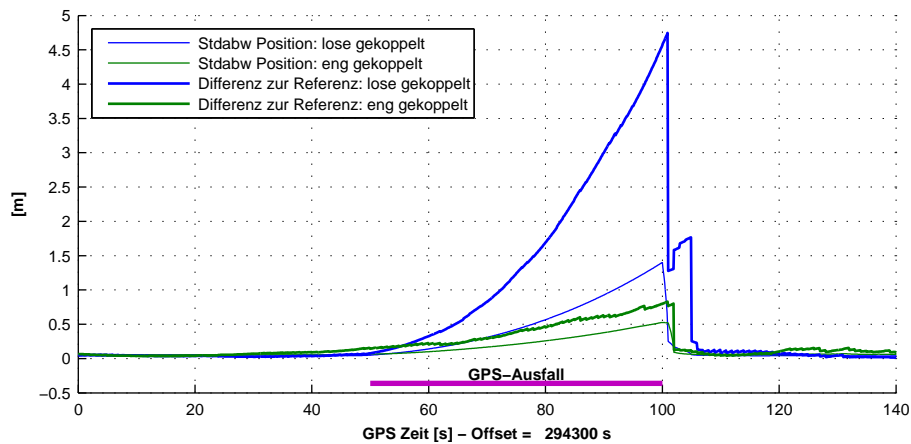


Abbildung 8.17: Standardabweichung der Position und Abweichung von einer Referenztrajektorie für lose und enge Kopplung von ProPak und FSAS

Aufgrund der in Kapitel 4.2.3 beschriebenen Vorteile erweist sich die enge Kopplung im Falle eines eingeschränkten Satellitenempfangs als bessere Alternative.

8.4.3 Attitude

Bei der *Attitude* werden wieder nur *roll*- und *yaw*-Winkel unterschieden, da sich *roll* und *pitch* beinahe gleichen. Abbildung 8.18 zeigt den *roll*-Winkel im Bereich der Signalabschattung. Hier zeigt sich der positive Effekt der engen Kopplung, da sich die Genauigkeit des *roll*-Winkels während der GPS-Signalabschattung nur unwesentlich verschlechtert.

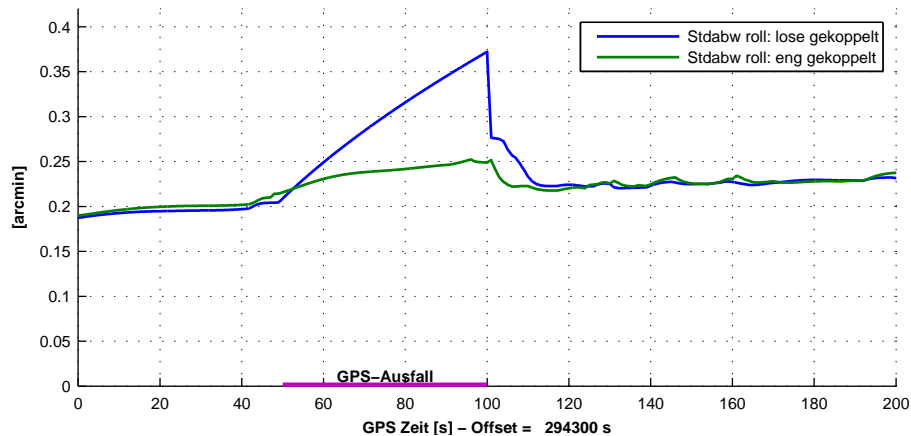


Abbildung 8.18: Standardabweichung des *roll*-Winkels für lose und enge Kopplung im Bereich des GPS-Signalausfalls

Beim *yaw*-Winkel zeigt sich wieder, dass dessen Genauigkeitsverlauf keine Korrelation mit der Signalabschattung aufweist. Die Standardabweichung der engen Kopp-

lung verbessert sich nach der Initialisierung zwar schneller auf den Wert von $1.3'$, liegt ab 250 s allerdings immer leicht über der lose gekoppelten Trajektorie.

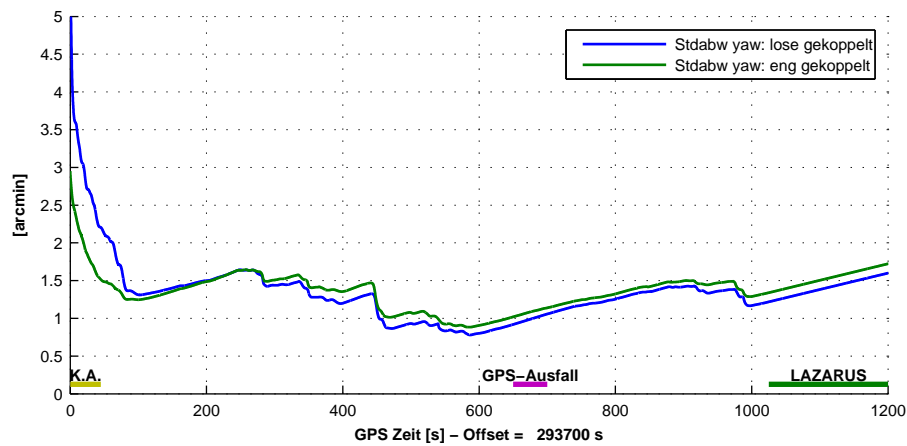


Abbildung 8.19: Standardabweichung des yaw-Winkels für lose und enge Kopplung

8.4.4 Einschränkungen

Das oben behandelte Beispiel verwendet simulierte Signalausfälle. Somit sind die verbleibenden 3 Satelliten durch perfekten Signalempfang ausgezeichnet. In einer realen Häuserschlucht wären die verbleibenden Signale allerdings sehr anfällig für Multipath-Effekte und die verwendeten Updates im zentralen Filter hätten nicht die Qualität, die hier verwendet werden kann.

Außerdem hängt die Signifikanz der Phasenupdates, wie sie bei enger Kopplung anstatt der Positionsupdates bei Empfang von weniger als 4 Satelliten verwendet werden, auch stark von der Qualität der verwendeten IMU ab. So zeigte sich bei Verwendung der hochgenauen RQH, dass die Phasenupdates bei enger Kopplung teilweise auch die Positionsdifferenz zur Referenz vergrößerten. Das heißt, die Lösung wäre bei reiner Stützung auf die IMU besser.

8.5 Kurz & bündig

Beim Vergleich der GPS-Empfänger lag die Qualität der Code-Lösung natürlich unter jenen der geodätischen Empfängern. Allerdings schnitt der billigere ProPak-V3 besser ab als der hochpreisige SIGMA-Empfänger. Beim Vergleich der integrierten Lösungen nach Preisklassen zeigte sich vor allem die Qualität der IMUs während des simulierten GPS-Ausfalls. Hier wich die SIGMA/iNAV-RQH nach 50 s nur 20 cm von der Referenz ab, während die ProPak/FSAS-Lösung weit (5,3 m) darüber lag.

Es zeigte sich vor allem auch, dass die *Attitude* nicht so stark von den GNSS-Updates abhängig ist, da sie sich größtenteils auf die reinen IMS-Messungen stützt.

Die Unterschiede zwischen loser und enger Kopplung in Bezug auf die *Attitude* sind eher gering.

Beim Vergleich nach Preisklassen lag die iNAV-RQH mit Javad SIGMA deutlich voran und konnte Genauigkeiten von 0,13' in *roll* und *pitch* und 0,53' beim *yaw*-Winkel erreichen. Die IMU FSAS liegt bei Integration mit ProPak-V3 im Vergleich dazu bei 0,22' (*roll & pitch*) und 1,47' (*yaw*).

9 Zusammenfassung & Ausblick

Die Integration von GNSS- und IMS-Beobachtungen ermöglicht eine verlässlichere und genauere Bestimmung von Position und *Attitude* als es mit den einzelnen Systemen möglich wäre. Anwendung findet diese Art der Sensorfusion zur Zeit sowohl beim *Mobile Mapping* zur direkten Georeferenzierung als auch bei der Navigation unterschiedlicher Vehikel. Diese Masterarbeit untersucht diese Sensorfusion hinsichtlich dreier Bereiche:

- Auswertemethodik der kommerziellen Software und deren Parameter
- Vergleich unterschiedlicher Preisklassen der Sensoren
- Vergleich unterschiedlicher Kopplungsarten der Integration

Für die notwendigen Tests wurde eine Messplattform geschaffen, die auf einem Auto montiert werden kann und Platz für drei verschiedene GNSS-Empfänger und drei verschiedene IMUs bietet. Die Aufzeichnung der Testdaten erfolgte südlich von Graz auf einer etwa 15 km langen Strecke, an deren Anfang und Ende Zeit für ausgedehnte ZUPTs (für das *Alignment* der IMUs) gewährt wurden. Die Auswertung der Daten und Integration erfolgte in der kommerziellen Software *Inertial Explorer*.

Untersuchung der Rohdaten und Auswerteparameter Um die Auswertung und ihre Parameter besser zu verstehen, wurden zuerst die Auswirkungen eventuell falscher Parameter auf das Resultat der Auswertung untersucht. Mit diesem Wissen ließen sich in weiterer Folge die Ergebnisse der Vergleiche besser interpretieren. So wurde in den Daten der mittelpreisigen IMU FSAS ein Zeitoffset von 0,85 s entdeckt, um welchen die Daten korrigiert wurden. Die Größe des Zeitversatzes konnte durch Kreuzkorrelation mit den Beschleunigungsmessungen der iNAV-RQH bestimmt werden. Ein Vergleich der Trajektorien mit und ohne Korrektur des Zeitversatzes zeigt Abweichungen von bis zu 33 m. Die Unterschiede erreichen deshalb diese Größenordnung, weil durch den Zeitversatz die Messungen nicht mehr zusammenpassen und die GPS-Updates beim Residuentest teilweise verworfen werden.

Die weitere Untersuchung betraf den Hebelarm, der korrekt mit 58 cm eingemessen wurde. Bei Prozessierung ohne Berücksichtigung dieses Hebelarms entstanden noch zusätzlich zum Hebelarm-Fehler (58 cm) bis zu 45 cm Abweichungen in hochkinematischen Phasen der Fahrt. Für diesen Bereich wurde allerdings eine Standardabweichung der Position von 6 cm angegeben. Diese Diskrepanz zwischen geschätzter Genauigkeit und tatsächlicher Abweichung ist bedingt durch den Einfluss des systematischen Hebelarm-Fehlers. Daher empfiehlt es sich, die Daten durch redundante

Messungen und Plausibilitätstests auf systematische Fehler zu überprüfen. Im vorliegenden Messaufbau waren gegenseitige Kontrollen der Sensoren leicht möglich. Auch die Messwerte der beiden qualitativ besseren IMUs konnten gut miteinander verglichen werden.

Vergleich unterschiedlicher Preisklassen Der Vergleich der GPS-Trajektorien zeigte erwartungsgemäß, dass die *low-cost* Codelösung im Mittel mit einer Standardabweichung von 9 m weit zurück liegt. Allerdings schnitt der mittelpreisige ProPak Empfänger (4,3 cm) überraschend etwas besser ab als der hochpreisige Javad SIGMA (4,5 cm). Da also die Leistung der hoch- und mittelpreisigen GNSS-Empfänger keine großen Unterschiede aufwies, sollte der Vergleich der GNSS-IMU-Kopplungen nach Preisklassen vor allem durch die Qualität der IMU geprägt sein. Für diese Analyse wurde ein GPS-Ausfall von 50 s simuliert. Die integrierten Trajektorien konnten in diesem Zeitraum mit einer Lösung ohne GPS-Ausfall verglichen werden. Dieser Vergleich wies die hochpreisige iNAV-RQH als klar bessere IMU aus und die Kombination aus Javad SIGMA und iNAV-RQH überbrückte den 50-sekündigen Signalausfall mit nur 20 cm Abweichung, während die ProPak/FSAS Kombination 530 cm daneben lag.

Auch bei der *Attitude* zeigt sich die Qualität der RQH. Die Standardabweichung des *roll*- und *pitch*-Winkels liegt im Mittel bei 0,13' und beim *yaw*-Winkel bei 0,53'. Die IMU FSAS liegt im Vergleich dazu bei 0,22' (*roll* & *pitch*) und 1,47' (*yaw*).

Vergleich unterschiedlicher Kopplungsarten Einen wichtigen Vergleich stellt die Gegenüberstellung der Kopplungsarten dar. Da *Inertial Explorer* nicht explizit auf die Prozessierung ungekoppelter Trajektorien ausgelegt ist und diese Variante daher nur in ihrer einfachsten Form implementiert ist, schnitt sie auch relativ schlecht ab. Bei kurzen Ausfällen von GPS wurde auf die reine IMS-Trajektorie zurück gegriffen und Abweichungen von über 100 m waren die Folge. Bei Vorhandensein von GPS-Beobachtungen entsprach die ungekoppelte Lösung der GPS-Trajektorie.

Während sich lose und enge Kopplung in den *Attitude*-Winkeln kaum unterscheiden, (*roll*-Unterschiede im Mittel bei 0,04') liegt auch hier die ungekoppelte Lösung weit daneben (im *roll*-Winkel im Mittel um 4').

Interessant ist die Betrachtung der Positionsgenauigkeiten. Hier liegt die lose gekoppelte Integration bei weitgehend durchgängigem GPS-Empfang besser (im Mittel 3,5 cm) als die eng gekoppelte Integration (im Mittel 4,7 cm).

Um die Vorteile der engen Kopplung zu verifizieren, wurde das Szenario einer Häuserschlucht simuliert und es werden nur die 3 Satelliten unter dem höchsten Elevationswinkel in der Prozessierung berücksichtigt. Diese partielle Signalabschattung wurde für einen Zeitraum von 50 s festgelegt. Unter diesen Voraussetzungen verbessert sich die Leistung der engen Kopplung enorm. Am Ende der 50-sekündigen partiellen Signalabschattung lag sie nur 0,8 m von der Referenztrajektorie entfernt, während die Abweichung der losen Kopplung bereits 4,7 m betrug.

Ausblick Für diese Arbeit wurden die unterschiedlichen Messungen nur untereinander verglichen. Es fehlt eine „wahre“ Referenz, die mit einem genaueren System zu erfassen wäre, um die Genauigkeitsaussagen verlässlich zu verifizieren. Es wurde zwar versucht, durch automatische Zielverfolgung einer Totalstation die Position der Messplattform zu bestimmen, allerdings stellte sich die Zeitsynchronisation als problematisch heraus und die benötigte Genauigkeit konnte mit dieser Messanordnung nicht erreicht werden. Alternativ wäre die Einmessung während kurzer statischer Phasen möglich.

Noch schwieriger gestaltet sich die Schaffung einer wahren Referenz für die *Attitude*. Durch terrestrische Einmessung mehrerer Reflektor-Basislinien könnte die Ausrichtung der Messplattform bestimmt werden. Auch hier ist dies nur während statischer Phasen möglich. Eine Möglichkeit für die Untersuchung von billigeren Sensoren besteht natürlich, wie auch in dieser Arbeit, im Vergleich mit der präzisen iNAV-RQH.

Die Ergebnisse dieser Arbeit geben einen sehr guten Überblick über die erreichbaren Genauigkeiten durch Integration von GNSS und IMS. Vor allem die Unterschiede durch Qualität der Sensoren und „Tiefe“ der Kopplung werden anhand der Ergebnisse offensichtlich. Überraschend zeigte sich, dass der mittelpreisige ProPak-V3 Empfänger bessere Genauigkeiten erreichte als der teurere Javad SIGMA und dass je nach Verfügbarkeit von Satellitensignalen lose oder enge Kopplung bessere Ergebnisse liefern.

Abbildungsverzeichnis

2.1	GNSS Prinzip	3
2.2	GNSS Phasenmessung	5
2.3	Ambiguitäteneinfluss bei Phasenmessung zu mehreren Epochen	7
2.4	Prinzip der relativen Positionierung	10
2.5	Fehlereinflüsse auf GNSS-Messungen	13
2.6	Auswirkung der Streckenfehler auf die Position	15
3.1	Definition der Rotationswinkel	21
3.2	Verkürzung des Lichtwegs durch Rotation des Referenzsystems	26
3.3	Prinzipieller Aufbau und Kennlinie des Ring Laser Gyros	26
3.4	Prinzipieller Aufbau eines faseroptischen Kreisels	28
3.5	Aufbau eines einfachen Feder-Masse Beschleunigungssensors	29
3.6	„Horizontale Ausrichtung“ mit Hilfe der Accelerometer	31
3.7	Prinzip des <i>Gyrocompassing</i>	32
3.8	Prinzip des Kalman-Filters	34
3.9	Strapdown Algorithmus	36
4.1	Ungekoppelte Integration von GNSS und IMS	40
4.2	Lose Kopplung von GNSS und IMS	41
4.3	Enge Kopplung von GNSS und IMS	42
4.4	Hebelarm zwischen IMS und GNSS-Phasenzentrum im <i>b-frame</i>	44
4.5	Einfluss von Bewegung und GPS-Updates auf den yaw-Winkel	45
5.1	Dachträger samt Rahmenkonstruktion und verwendeter Sensoren	46
5.2	Zusammenwirken aller benötigten Komponenten am bewegten Vehikel	51
5.3	Komponenten der Referenzstationen	52
5.4	Beschreibung der 15km langen Runde der Messfahrt	54
5.5	Überblickskarten zur Messfahrt	54
6.1	Datenformate	58
6.2	Vergleich der Forward-, Reverse- und Combined-Lösungen	60
6.3	Forward- und Reverse-Lösung als Qualitätskriterium	61
6.4	Parameter des Fehlermodells in <i>Inertial Explorer</i>	63
6.5	Prinzip des geometrischen Vergleichs der Xsens-Trajektorie	65
6.6	Benutzeroberfläche der <i>Matlab</i> -Software zum Trajektorienvergleich	67
7.1	Standardabweichung der Position für verschiedene Hebelarme	69
7.2	Positionsdifferenz zwischen „grob falschem“ und korrektem Hebelarm	69
7.3	Standardabweichung der Position für „keinen Hebelarm“	70
7.4	Standardabweichungen und Positionsdifferenz zwischen „keinem“ und korrektem Hebelarm	71

7.5	Standardabweichung und Differenz im <i>roll</i> -Winkel zwischen der Lösung mit korrekter und ohne Angabe des Hebelarms	71
7.6	Standardabweichung und Differenz im <i>yaw</i> -Winkel zwischen der Lösung mit korrekter und ohne Angabe des Hebelarms	72
7.7	Standardabweichung der Position aus der Kovarianzmatrix für 3 verschiedene Fehlermodelle	74
7.8	Positionsdifferenz aller drei Fehlermodellvarianten zur Referenztrajektorie ohne GPS-Signalausfall	74
7.9	Standardabweichung der Position aus der Kovarianzmatrix mit und ohne Korrektur des Zeitversatzes von 0,85 s	75
7.10	Positionsdifferenz zwischen den Trajektorien mit und ohne Korrektur des Zeitversatzes	76
8.1	Vergleich zwischen reiner GPS-Trajektorie und lose gekoppelter Integration	79
8.2	Vergleich zwischen reiner GPS-Trajektorie und lose gekoppelter Integration. Die untere Abbildung ist um den Faktor 10 vergrößert . . .	80
8.3	Genauigkeit von reiner GPS-, reiner IMU- und ungekoppelt kombinierter Trajektorie	81
8.4	Positionsdifferenz zwischen ungekoppelter Integration und reiner GPS-Trajektorie	82
8.5	Geschätzte 1σ -Genauigkeit der Position von lose, eng und nicht gekoppelter Integration	82
8.6	1σ -Genauigkeit des <i>roll</i> -Winkels für verschiedene Kopplungsarten . .	83
8.7	Differenz im <i>roll</i> -Winkel zwischen den verschiedenen Kopplungsarten	84
8.8	1σ -Standardabweichung im <i>yaw</i> -Winkel von keiner, loser und enger Kopplung	84
8.9	1σ -Standardabweichung im <i>yaw</i> -Winkel von loser und enger Kopplung	85
8.10	Lageabweichung der Xsens und ProPak-Code-Lösung von der Referenz	86
8.11	1σ -Standardabweichung der Position aus der Kovarianzmatrix des Filters für hoch- und mittelpreisige Kombination	87
8.12	Standardabweichungen und Positionsdifferenz zwischen den beiden Trajektorien (hoch- und mittelpreisig)	88
8.13	Standardabweichung der Position und Abweichung von der Referenztrajektorie während des GPS-Ausfalls	89
8.14	Standardabweichung des <i>roll</i> -Winkels für hoch- und mittelpreisige Variante	89
8.15	Standardabweichung des <i>yaw</i> -Winkels für hoch- und mittelpreisige Variante	90
8.16	Häuserschlucht in New York	91
8.17	Standardabweichung der Position und Abweichung von einer Referenztrajektorie für lose und enge Kopplung von ProPak und FSAS .	92
8.18	Standardabweichung des <i>roll</i> -Winkels für lose und enge Kopplung im Bereich des GPS-Signalausfalls	92
8.19	Standardabweichung des <i>yaw</i> -Winkels für lose und enge Kopplung .	93

Tabellenverzeichnis

2.1	Typische Größenordnung der Fehler der Distanzmessung	13
4.1	Komplementäre Eigenschaften von GNSS und INS laut Jekeli (2001)	39
5.1	Vergleich der Spezifikationen der GNSS-Empfänger	48
5.2	Spezifikationen des GNSS-Empfängers für die Referenzstation	48
5.3	Vergleich der Spezifikationen der IMUs	49
5.4	Beschreibung der einzelnen Abschnitte der Messfahrt	55
7.1	Komponenten des Hebelarms für drei verschiedene analysierte Varianten	68
7.2	Farbkodierte Werte der Fehlermodelle	73
8.1	Median der 3D-Positionsgenauigkeit der reinen GPS-Trajektorien . .	79
8.2	Standardabweichungen in Position, Lage und <i>Attitude</i> für keine, lose und enge Kopplung	83
8.3	Standardabweichung der Position für hoch- und mittelpreisige Systeme	87
8.4	Median 1σ -Standardabweichung der drei <i>Attitude</i> -Winkel	90

Literaturverzeichnis

- Alban, S., Akos, D. M. und Rock, S. M. (2003). *Performance Analysis and Architectures for INS-Aided GPS Tracking Loops*. In *ION - National Technical Meeting 2003*.
- Ding, W., Wang, J., Li, Y., Mumford, P. und Rizos, C. (2008). *Time Synchronization Error and Calibration in Integrated GPS/INS Systems*. *ETRI Journal*, 30.
- Farrell, J. A. und Barth, M. (1999). *The Global Positioning System & Inertial Navigation*. McGraw-Hill Companies, Inc.
- Grewal, M., Weill, L. und Andrews, A. (2001). *Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration*. John Wiley & Sons, Inc.
- Heinze, O. (1996). *Aufbau eines operablen inertialen Vermessungssystems zur Online-Verarbeitung in der Geodäsie auf Basis eines kommerziellen Strapdown Inertialsystems*. Dissertation, TU Darmstadt, Darmstadt. URL <http://tubiblio.ulb.tu-darmstadt.de/33143/>. DGK Reihe C, Nr. 459.
- Hofmann-Wellenhof, B., Lichtenegger, H. und Wasle, E. (2008). *GNSS - Global Navigation Satellite Systems*. Springer-Verlag Wien.
- Jekeli, C. (2001). *Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications*. Walter de Gruyter.
- Lawrence, A. (1998). *Modern inertial technology*. Springer, 2 Auflage.
- Mumford, P. (2003). *Timing Characteristics of the 1 PPS Output Pulse of Three GPS Receivers*. In *6th Int. Symp. on Satellite Navigation Technology Including Mobile Positioning & Location Services, Melbourne, Australia*, Seite 45.
- NovAtel (2006). *Grafnav, Grafnet, Grafmov, Grafnav Lite and Grafnav Batch User Manual*. NovAtel Inc.
- NovAtel (2010). *Inertial Explorer User Guide*. NovAtel Inc.
- Seo, J., Lee, H. K., Lee, J. G. und Park, C. G. (2006). *Lever arm compensation for GPS/INS/odometer integrated systems*. *International Journal of Control, Automation, and Systems*, 4:247–254.
- Söhne, W. (1996). *Ein hybrides System in der Geodäsie*.
- Skaloud, J. und Legat, K. (2006). *Navigation techniques*. Lecture Notes.
- Titterton, D. H. und Weston, J. (1997). *Strapdown inertial navigation technology*. Peter Peregrinus Ltd.

United Nations Conference (1998). *A/CONF.184/BP/4 - Satellite navigation and location systems.*

Wang, J., Lee, H., Hewitson, S. und Lee, H.-K. (2003). *Influence of dynamics and trajectory on integrated GPS/INS navigation performance. Journal of Global Positioning Systems, 2.*