

Institut für Geodäsie und Geoinformation der Universität Bonn

Entwicklung einer direkten Georeferenzierungseinheit
zur Positions- und Orientierungsbestimmung
leichter UAVs in Echtzeit

Inaugural-Dissertation

zur

Erlangung des akademischen Grades

Doktor der Ingenieurwissenschaften (Dr.-Ing.)

der

Landwirtschaftlichen Fakultät

der

Rheinischen Friedrich-Wilhelms-Universität Bonn

vorgelegt im Juni 2016 von

M.Sc. Christian Eling

aus Leverkusen

Referent: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Heiner Kuhlmann
Korreferenten: Univ.-Prof. Dr.-Ing. habil. Andreas Wieser
Univ.-Prof. Dr.-Ing. habil. Volker Schwieger

Tag der mündlichen Prüfung: 16. September 2016

Erscheinungsjahr: 2016

Publikation: Diese Dissertation ist auf dem Hochschulschriftenserver der ULB Bonn
http://hss.ulb.uni-bonn.de/diss_online elektronisch publiziert.

Entwicklung einer direkten Georeferenzierungseinheit zur Positions- und Orientierungsbestimmung leichter UAVs in Echtzeit

Zusammenfassung

Seit einigen Jahren werden im Bereich der Geodäsie immer häufiger auch Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) als kinematische Trägerplattformen eingesetzt. Dazu werden diese mit objekterfassender Sensorik, wie z.B. Digitalkameras oder Laserscannern, ausgestattet. Ein wesentlicher Schritt zur Nutzung von UAVs für geodätische Anwendungen ist die Georeferenzierung, d.h. die Herstellung eines Raumbezugs der während eines Fluges aufgenommenen Daten.

In dieser Arbeit wird die Entwicklung einer direkten Georeferenzierungseinheit zur Positions- und Orientierungsbestimmung leichter UAVs in Echtzeit beschrieben, wobei der Begriff direkt hier bedeutet, dass die Georeferenzierung über ein fest mit dem UAV verbundenes Multisensorsystem realisiert wird. Als Sensoren kommen dabei Global Positioning System (GPS)-Empfänger, Inertialsensoren und Magnetfeldsensoren zum Einsatz. Da in der Geodäsie meist Micro-UAVs verwendet werden, die eine Gewichtsobergrenze von 5 kg aufweisen, spielen Gewichts-, Platz- und Stromversorgungslimitationen hier eine wesentliche Rolle. Daraus folgt insbesondere, dass für die direkte Georeferenzierung ausschließlich kleine und leichte, auf MEMS (Micro Electro Mechanical System)-Technologien basierende, Inertialsensoren zum Einsatz kommen können, deren Beobachtungen aufgrund temperatur- und zeitabhängiger Abweichungen schon nach kurzer Zeit zu einer signifikanten Drift in der Positions- und Orientierungsbestimmung führen. Um dennoch hohe Genauigkeiten (z.B. Position: 5 cm, Orientierung: 0.5 deg) in der direkten Georeferenzierung eines UAVs gewährleisten zu können, ist eine hohe Verfügbarkeit an präzisen GPS-Trägerphasenbeobachtungen von enormer Bedeutung. Daraus folgend werden in dieser Arbeit insbesondere die folgenden Aspekte thematisiert:

- GPS-Trägerphasenbeobachtungen sind mehrdeutig. Da es unter kinematischen Anwendungen häufig zu GPS-Signalunterbrechungen kommen kann, die jeweils ein erneutes Lösen der Mehrdeutigkeiten der Trägerphasenbeobachtungen zur Folge haben, werden in dieser Arbeit Verfahren zur schnellen Mehrdeutigkeitslösung erarbeitet und evaluiert, mit denen auch unter schwierigen GPS-Bedingungen eine hohe Verfügbarkeit an Trägerphasenbeobachtungen ermöglicht werden kann.
- Zur Realisierung hoher Genauigkeiten und einer hohen Zuverlässigkeit wird in Algorithmen zur Sensorfusion redundante Information verschiedener Sensoren möglichst gut kombiniert. Um auch mit schwierigen GPS-Bedingungen gut umgehen zu können, erfolgt die Sensorfusion in dieser Arbeit unter anderem auf Ebene von GPS-Rohdaten in einer tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration. Auf diese Weise können auch dann GPS-Trägerphasenbeobachtungen in die Positions- und die Orientierungsbestimmung des UAVs mit einfließen, wenn weniger als vier Satelliten sichtbar sind. Der Vergleich der Ergebnisse einer tightly-coupled zu einer loosely-coupled Auswertung verdeutlicht den Genauigkeitsgewinn, der durch eine tightly-coupled Auswertung unter schwierigen GPS-Bedingungen möglich ist.
- Die zuvor angesprochenen Algorithmen werden auf einem im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Multisensorsystem zur direkten Georeferenzierung leichter UAVs angewandt. Die Ergebnisse von Testmessungen mit einem Multikopter-UAV und tragbaren Testsystemen verdeutlichen, dass mit dem entwickelten Multisensorsystem Genauigkeiten von < 5 cm in der Position und < 0.2 deg in der Orientierung (Roll, Pitch und Yaw) erreicht werden können, wenn GPS-Trägerphasenbeobachtungen verfügbar sind.

Im Gesamten gibt diese Dissertation einen detaillierten Einblick in die Entwicklung von Algorithmen und eines Multisensorsystems zur direkten Georeferenzierung leichter UAVs in Echtzeit. Die dabei gewonnenen Erkenntnisse sind jedoch nicht nur für die Positions- und Orientierungsbestimmung eines UAVs gültig, sondern auch auf andere mobile Objekte, wie z.B. Autos, Schiffe, Flugzeuge oder schienengebundene Systeme übertragbar. Damit leistet diese Arbeit einen wichtigen Beitrag zu einem aktuellen Trend in der Ingenieurgeodäsie, wonach insbesondere die Aufnahme- und Überwachungsvermessung zunehmend über Mobile-Mapping-Systeme, d.h. über die Verwendung flächenhaft abtastender Sensoren auf mobilen Trägerplattformen, erfolgt.

Development of a direct georeferencing system for the position and attitude determination of lightweight UAVs in real-time

Abstract

In recent years, Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have been used increasingly as mobile mapping platforms for kinematic applications in the field of geodesy. For this purpose a UAV is usually equipped with a mapping sensor, such as a camera or a laserscanner. A major step to make the collected data useful for surveying applications is the georeferencing, which associates the images or range measurements and the derived products (point clouds, orthofotos, 3D models) with a spatial reference.

In this dissertation the development of a direct georeferencing system for real-time position and attitude determination of lightweight UAVs is presented. The term „direct“ means that the georeferencing is based on an onboard multi-sensor system. Sensors, which are typically used in this context, are GPS (Global Positioning System) receivers, inertial sensors and magnetometers. For geodetic UAV-applications Micro-UAVs are usually applied, which have a weight limit of 5 kg. Therefore, weight, size and power supply constraints play an important role here. As a result of these limitations inertial sensors based on MEMS (Micro Electro Mechanical System) technology are mostly used. This technology enables the compliance with size and weight limits, but it also leads to significant drift effects in the position and attitude determination after a short period of time. To bound these drift effects and to be able to provide high accuracies (e.g. position: 5 cm, attitude: 0.5 deg) in the direct georeferencing of a Micro-UAV, a high availability of precise GPS carrier phase measurements is crucially important. As a consequence the following aspects will be addressed in this dissertation:

- GPS carrier phase measurements are ambiguous by an unknown number of integer cycles. These so called ambiguities have to be resolved after every loss of lock of the satellite signals to fully exploit the high accuracies of the carrier phase observables. Since the satellite signals are interrupted frequently during kinematic applications, procedures are developed, implemented and evaluated, which enable a fast ambiguity resolution and allow for a high availability of GPS carrier phase measurements under challenging GPS measurement conditions.
- With the aim to realize high accuracies and a high robustness, redundant information from several sensors is integrated in a sensible manner in sensorfusion algorithms. In order to be able to deal with challenging GPS measurement conditions, the sensorfusion is realized at the level of GPS raw measurements in a tightly-coupled GPS/MEMS-IMU integration algorithm. In this way GPS carrier phase measurements can even be used, if less than four satellites are visible, which also increases the availability of a precise position estimation. The accuracy improvements of a tightly-coupled over a loosely-coupled integration during challenging GPS measurement conditions are investigated.
- The algorithms are implemented on a multi-sensor system, which has been developed for the direct georeferencing of lightweight UAVs in this dissertation. Results of flight tests and measurements with a portable test system demonstrate that the developed direct georeferencing system leads to position accuracies of less than 5 cm and attitude (roll, pitch, yaw) accuracies of less than 0.2 deg, if GPS carrier-phase measurements are available.

Overall, this dissertation gives detailed insights into the development of algorithms and a multi-sensor system for the direct georeferencing of lightweight UAVs in real-time. The findings gained in this thesis are not only valid for the position and attitude determination of lightweight UAVs but also for other mobile platforms, such as cars, ships, airplanes or rail-borne vehicles. Therefore, this work makes an important contribution to a current trend in the field of engineering geodesy, where mapping, monitoring and also setting-out is more and more realized using mobile mapping systems.

Inhaltsverzeichnis

Vorwort	1
1 Einleitung	3
1.1 Motivation	4
1.2 Zielsetzung	6
1.3 Aufbau der Arbeit	9
2 Wissenschaftlicher Kontext	11
3 Grundlagen zur Positions- und Orientierungsbestimmung mobiler Objekte	15
3.1 Sensorik	15
3.1.1 Inertialsensoren	15
3.1.2 GNSS	17
3.1.3 Magnetfeldsensoren	21
3.1.4 Zusammenfassung	23
3.2 Mathematische Grundlagen	23
3.2.1 Koordinatensysteme	23
3.2.2 Eulerwinkel und Richtungskosinusmatrix	24
3.2.3 Quaternionen	25
3.3 Kalman Filterung	25
3.3.1 Diskretes Kalman-Filter	26
3.3.2 Linearisierung	27
3.3.3 Zustandsraumerweiterung (State Vector Augmentation)	28
3.3.4 Zusammenfassung	29
3.4 GPS/IMU-Integration	29
3.4.1 Strapdown-Algorithmus	29
3.4.2 Sensorfusion	30
3.4.3 Zusammenfassung	32

4 Zusammenfassung der relevanten Veröffentlichungen	33
4.1 Orientierungsbestimmung mobiler Objekte	34
4.2 Positionsbestimmung mobiler Objekte	36
4.3 Systemdesign, Systemkalibrierung und Systemevaluierung	39
5 Tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration	43
5.1 Kalman-Filterung	43
5.2 Mehrdeutigkeitslösung	47
6 Herausstellung der wichtigsten Aspekte	49
6.1 Einzelepochen-Mehrdeutigkeitslösung zur Optimierung kinematischer Positions- und Orientierungsbestimmung mit GPS	49
6.1.1 Mehrdeutigkeitslösung zur Orientierungsbestimmung mit GPS	49
6.1.2 Mehrdeutigkeitslösung zur Positionsbestimmung mit GPS	54
6.1.3 Zusammenfassung	56
6.2 Sensorfusion zur Positions- und Orientierungsbestimmung einer Trägerplattform unter schwierigen GNSS-Bedingungen	57
6.2.1 Umgang mit schwierigen GNSS-Bedingungen	57
6.2.2 Ausnutzung redundanter Information zur Steigerung der Genauigkeit	60
6.3 Entwicklung und Evaluierung eines Systems zur direkten Georeferenzierung eines UAVs in Echtzeit	62
6.3.1 Systemaufbau	62
6.3.2 Systemevaluierung	66
6.3.3 Anwendungsbeispiele	70
6.3.4 Zusammenfassung	73
7 Weiterführende Überlegungen	75
7.1 Einbindung visueller Informationen	75
7.2 Einbindung weiterer GNSS in die GPS-Algorithmen	76
7.3 Verbesserung des stochastischen Modells von GNSS-Beobachtungen unter kinematischen Anwendungen	77
7.4 Nutzung kleiner und leichter Laserscanner auf UAVs	78
8 Fazit und Ausblick	79
9 Aufzählung weiterer Veröffentlichungen	83
Verzeichnisse	85
Abbildungsverzeichnis	85
Abkürzungsverzeichnis	89
Literaturverzeichnis	91

Vorwort

Die vorliegende kumulative Dissertation stellt die Untersuchungen und Ergebnisse zur Entwicklung eines Multisensorsystems, inklusive der methodischen Aspekte, zur direkten Georeferenzierung leichter Fluggeräte in Echtzeit dar. Sie beruht auf den folgenden 9 Veröffentlichungen, von denen 7 Veröffentlichungen einer Peer-Review-Begutachtung unterzogen wurden:

- Veröffentlichung A1:
Eling, C., Zeimet, P., & Kuhlmann, H. (2010). Determination of orientation based on GPS double differences. In Schulze Lammers & Kuhlmann (Hrsg.), *2nd International Conference on Machine Control & Guidance*, Schriftenreihe des Instituts für Geodäsie und Geoinformation (S. 151–159). Bonn, Germany
- Veröffentlichung A2 (peer-review):
Eling, C., Zeimet, P., & Kuhlmann, H. (2013b). Development of an instantaneous GNSS/MEMS attitude determination system. *GPS Solutions*, 17, 129–138
- Veröffentlichung A3 (peer-review):
Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2015b). Real-time single-frequency GPS/MEMS-IMU attitude determination of lightweight UAVs. *Sensors*, 15, 26212–26235
- Veröffentlichung B1 (peer-review):
Eling, C., Zeimet, P., & Kuhlmann, H. (2012). Single-epoch ambiguity resolution for kinematic GNSS positioning. In *3rd International Conference on Machine Control & Guidance* (S. 35–46). Stuttgart, Germany
- Veröffentlichung B2 (peer-review):
Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2014c). Development of an RTK-GPS system for precise real-time positioning of lightweight UAVs. In A. Wieser (Hrsg.), *Ingenieurvermessung 2014: Beiträge zum 17. Internationalen Ingenieurvermessungskurs* (S. 111–123). Zürich, Schweiz: Wichmann Verlag
- Veröffentlichung B3:
Eling, C., Heinz, E., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2014a). Cycle slip detection in the context of RTK GPS positioning of lightweight UAVs. In *4th International Conference on Machine Control & Guidance* (S. 148–155). Braunschweig, Germany
- Veröffentlichung C1 (peer-review):
Eling, C., Klingbeil, L., Wieland, M., & Kuhlmann, H. (2014f). Direct georeferencing of micro aerial vehicles - system design, system calibration and first evaluation tests. *PFG - Photogrammetrie, Fernerkundung, Geoinformation*, 4, 227–237
- Veröffentlichung C2 (peer-review):
Eling, C., Wieland, M., Hess, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2015d). Development and evaluation of a UAV based mapping system for remote sensing and surveying applications. In *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. XL-1/W4 (S. 233–239). UAV-g 2015, Toronto, Canada
- Veröffentlichung C3 (peer-review):
Eling, C., Klingbeil, L., Wieland, M., & Kuhlmann, H. (2016b). Towards deformation monitoring with UAV-based mobile mapping systems. In *3rd Joint International Symposium on Deformation Monitoring (JISDM)* Vienna, Austria

Diese Veröffentlichungen sind drei Gruppen (A-C) zugeordnet. Die Erläuterung dieser Gruppen erfolgt, genau wie auch eine Zusammenfassung der hier aufgelisteten relevanten Veröffentlichungen, in Kapitel 4. Anschließend werden die wichtigsten Aspekte herausgestellt (Kapitel 6).

Der Verfasser dieser Dissertation hat in jeder dieser Veröffentlichungen den Hauptbeitrag geleistet und insbesondere den jeweiligen methodischen Fortschritt selbst erbracht. Einen Sonderfall stellt die Veröffentlichung C3 dar: Hier ist der Verfasser dieser Dissertation für alle methodischen Darlegungen bezüglich der Georeferenzierung verantwortlich. Die Auswertung der Punktwolken sowie der Punktwolkenvergleich erfolgte in Zusammenarbeit mit den Koautoren.

Im weiteren Verlauf dieser Arbeit werden an Stelle der Bezeichnung „direkte Georeferenzierungseinheit“ auch die Begriffe „Georeferenzierungseinheit“, „Multisensorsystem“ oder „Sensoreinheit“ verwendet. Damit ist jeweils ein System zur direkten Georeferenzierung leichter Fluggeräte gemeint.

1. Einleitung

In der Ingenieurgeodäsie ist seit einigen Jahren ein deutlicher Trend im Bereich der Messtechnik und in der Vorgehensweise zur Aufnahme und Überwachung von Objekten zu erkennen. Zum einen werden die Objekte immer öfter nicht mehr durch sorgfältig ausgewählte und signalisierte Einzelpunkte repräsentiert, sondern mit Punktwolken überzogen. Zum anderen erfolgt die Messung mittlerweile häufig von einer sich bewegenden Plattform [Kuhlmann et al., 2013]. Während die Aufnahme- und Überwachungsvermessung vor einigen Jahren also noch statisch mit Einzelpunktsensoren wie bspw. Totalstationen vorgenommen wurde, werden nun vermehrt flächenhaft abtastende Sensoren wie Laserscanner und Digitalkameras auf sogenannten Mobile-Mapping-Systemen eingesetzt.

Mit dem Ziel der Erfassung räumlicher Daten von einer mobilen Trägerplattform aus, verfügen Mobile-Mapping-Systeme in der Regel sowohl über objekterfassende als auch georeferenzierende Sensorik [El-Sheimy, 1996; Li, 1997]. In dieser Konstellation dient die Georeferenzierung oftmals nicht nur der Herstellung des Raumbezugs der aufgenommenen Daten der objekterfassenden Sensorik, sondern immer häufiger auch der Navigation und Steuerung des Fahrzeugs. Als Fahrzeuge für Mobile-Mapping-Systeme werden klassischerweise Autos, Schiffe, Flugzeuge oder schienengebundene Systeme eingesetzt. Beispiele sind in [Bossler & Toth, 1996; Schwarz & El-Sheimy, 1996; Gräfe et al., 2001; Glaus, 2006; Hesse, 2007] zu finden.

Wesentlich durch die Entwicklung von Micro Electro Mechanical System (MEMS) Sensoren und Mikroprozessoren beeinflusst, haben in den letzten Jahren auch unbemannte Fluggeräte (Unmanned Aerial Vehicle (UAV)) die professionellen Märkte durchdrungen und sind somit als kinematische Trägerplattform in der Ingenieurgeodäsie zu einer neuen Alternative herangewachsen [Colomina & Molina, 2014; Eling et al., 2016a]. Die Statistiken der Unmanned Vehicle Systems (UVS) International Association (eine gemeinnützige Organisation, die die Interessen der Hersteller von sogenannten Remotely Piloted Aerial Systems (RPAS) vertritt) geben einen Anhaltspunkt dafür, inwieweit UAVs in den letzten Jahren an Bedeutung gewonnen haben. Während im Jahr 2005 nur 544 verschiedene UAV-Modelle auf dem Markt angeboten wurden, ist die Anzahl unterschiedlicher Modelle bis 2015 auf 2125 (davon 84 aus Deutschland) angestiegen [van Blyenburgh, 2015]. Auch die Anzahl der bei der UVS registrierten UAV-Hersteller hat sich zwischen 2005 und 2015 von 207 auf 637 mehr als verdreifacht [van Blyenburgh, 2015].

Von den vielen verschiedenen UAV-Systemen, die mittlerweile auf dem Markt erhältlich sind, kommen für geodätische Zwecke in Deutschland, aufgrund der rechtlichen Rahmenbedingungen, hauptsächlich sogenannte Micro-UAVs in Frage. Diese Systeme haben laut der in van Blyenburgh [2015] vorgenommenen Klassifikation ein maximal zulässiges Gesamtgewicht (Maximum Take Off Weight (MTOW)) von 5 kg, eine Reichweite von 1-10 km und ermöglichen Flugzeiten von maximal 2 Stunden. Laut der Luftverkehrsordnung (LuftVO) und den länderspezifischen Regularien dürfen in den meisten Bundesländern in Deutschland Micro-UAVs mit einer Allgemeinerlaubnis an beliebigen Orten innerhalb des Zuständigkeitsbereichs der jeweiligen Landesluftfahrtsbehörde für kommerzielle und wissenschaftliche Zwecke eingesetzt werden [Grenzdörffer, 2016].

Für den Einsatz von UAVs für vermessungstechnische Zwecke müssen sie, genau wie auch andere Mobile-Mapping-Systeme, mit objekterfassender Sensorik ausgestattet werden und es muss eine Georeferenzierung der während eines Fluges aufgenommenen Daten erfolgen.

Als objekterfassende Sensoren kommen für UAVs bspw. Digitalkameras oder Laserscanner in Frage. Derzeit wird meist eine Digitalkamera eingesetzt, mit der Bilder des zu vermessenden Objektes aus verschiedenen Perspektiven aufgenommen werden. Die Bildverarbeitung erfolgt anschließend über eine Bündelblockausgleichung (Aerotriangulation) und ein Dense Image Matching (Dichte Rekonstruktion). Als Ergebnis stehen in der Regel eine dreidimensionale Punktwolke sowie ein Orthophoto zur Verfügung.

Bei der Realisierung der Georeferenzierung der während eines UAV-Fluges aufgenommenen Daten muss grundsätzlich zwischen einer direkten und einer indirekten Georeferenzierung unterschieden werden. Während bei der indirekten Georeferenzierung Passpunkte (Ground Control Points (GCPs)) für die Herstellung des Raumbezugs verwendet werden (siehe z.B. [d'Oleire Oltmanns et al., 2012] oder [Eisenbeiss et al., 2005]), erfolgt die 3D-Positions- und die 3D-Orientierungsbestimmung der aufgenommenen Daten bei einer direkten Georeferenzierung über ein auf dem Fluggerät angebrachtes Multisensorsystem [Schwarz et al., 1993; Skaloud, 1999; Cramer et al., 2000].

Im Vergleich zu statischen Messsystemen und zu anderen Trägerplattformen für Mobile-Mapping-Systeme weisen UAVs einige Vorteile auf [Gruen, 2012; Eling et al., 2016a]. Diese werden im folgenden aufgeführt, wobei hier davon ausgegangen wird, dass das UAV mit einem objekterfassenden Sensor ausgestattet ist:

- UAVs sind in der Lage, unzugängliche oder sogar gefährliche Gebiete zu überfliegen und können so auch dort Erkundungen und Vermessungen durchführen, wo Menschen nicht einsetzbar sind.
- Da zu vermessende Objekte in der Regel sowohl überflogen als auch seitlich angefliegen werden können, besteht mit UAVs auch die Möglichkeit der vollständigen Aufnahme eines 3D-Objektes aus allen Richtungen. Des Weiteren können fast alle zu vermessenden Objekte mit UAVs gut erreicht werden (z.B. Kirchtürme).
- UAVs ermöglichen eine hohe Effizienz bei der Vermessung großflächiger Bereiche (Tagebaue, Kiesgruben etc.). Die Anwendung von UAVs und die Auswertung der gewonnenen Daten ist bereits jetzt weitestgehend automatisierbar.
- UAVs arbeiten üblicherweise in einem Bereich von 0-100 m über Grund. Ein wesentlicher Vorteil ist hier, dass sie in niedriger Höhe und in direkter Nähe zu einem Objekt fliegen können, so dass ein Objekt auch ohne hochauflösenden objekterfassenden Sensor mit hoher Auflösung vermessen und modelliert werden kann.
- Die Auswahl von Systemen und Sensoren im Bereich der UAV-Technik ist vielfältig. Im Vergleich zur Verwendung von bemannten Flugzeugen oder Helikoptern sind die Kosten beim Einsatz von UAVs deutlich geringer, so dass diese Systeme auch für kleinere Vermessungsbüros erschwinglich sind.

1.1 Motivation

Grundsätzlich gibt es im ingenieurgeodätischen Bereich viele verschiedene Anwendungen, bei denen UAVs zum Einsatz kommen können. Meist werden dabei entweder rotorbetriebene UAVs oder Starrflügler-UAVs verwendet. Rotorbetriebene UAVs sind in der Lage, einen Schwebeflug durchzuführen und ermöglichen bei geringen Fluggeschwindigkeiten und geringen Entfernungen zum Objekt einen hohen Detailgrad in der Vermessung. Starrflügler-UAVs weisen hingegen Vorteile bei der Vermessung großflächiger Gebiete auf, da sie mit einer höheren Geschwindigkeit fliegen und weniger Energie verbrauchen. Rotorbetriebene UAVs bieten des Weiteren die Möglichkeit des Vertikal Take Off and Landing (VTOL). Starrflügler UAVs benötigen in der Regel eine Landebahn. Dementsprechend eignen sich rotorbetriebene UAVs eher für kleinräumige Projekte, bei denen ein hoher Detailgrad gefordert ist, wie z.B. die Vermessung von Straßenkreuzungen oder Bauwerken [Grenzdörffer et al., 2015], während Starrflügler-UAVs besser für die Vermessung von Kiesgruben oder Tagebauen [Tscharf et al., 2015] geeignet sind. In dieser Arbeit liegt der Fokus vor allem auf den rotorbetriebenen UAVs. Im folgenden werden zwei Anwendungen näher vorgestellt, die als Motivation für diese Arbeit fungieren.

Mapping on Demand

Als ein Beispiel für die Anwendung eines UAVs als Mobile-Mapping-System im ingenieurgeodätischen Bereich ist das von der Deutsche Forschungsgemeinschaft (DFG) geförderte Projekt namens „Mapping on Demand“ (FOR 1505) zu nennen, in dessen Kontext auch diese Dissertation entstanden ist. Das Ziel dieses Projektes ist die Entwicklung von Methoden, mit denen unter Nutzung eines UAVs und visueller Information unzugängliche 3D-Objekte identifiziert und vermessen werden können [Klingbeil et al., 2014b]. Eine wesentliche Herausforderung ergibt sich in diesem Zusammenhang mit der Bezeichnung „on demand“, die eine automatische Objektsuche und -interpretation sowie eine benutzerspezifische Visualisierung räumlicher Informationen schon während des Fluges mit einschließt. Das Fluggerät soll dazu autonom fliegen, Hindernissen ausweichen [Holz et al., 2013], die gesammelten Bildinformationen direkt prozessieren und semantische Informationen extrahieren [Loch-Dehbi et al., 2013]. Diese sollen dann wiederum in die Trajektorienplanung mit einfließen [Nieuwenhuisen et al., 2014].

Eine Beispielanwendung für das im Projekt Mapping on Demand entwickelte System ist in Abb. 1.1 zusammen mit dem zur Realisierung der Anwendung notwendigen Prozessablauf zu sehen. Die Aufgabe könnte

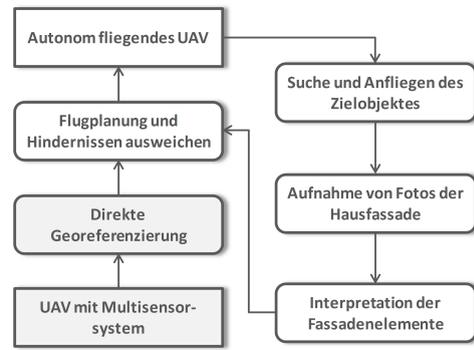


Abbildung 1.1: Ein Anwendungsbeispiel aus dem Projekt Mapping on Demand mit einem zu vermessenden Haus¹ (links) und dem Prozess zur automatisierten Vermessung mit einem autonom fliegenden UAV (rechts).

dabei die automatische dreidimensionale Vermessung und Modellierung des dargestellten Gebäudes sein. Die Fassade des Gebäudes muss dazu mit objekterfassender Sensorik (Kameras oder Laserscanner) aufgenommen werden und einzelne Elemente der Fassade, wie zum Beispiel die Fensterrahmen (Abb. 1.1), müssen interpretiert werden. Die gewonnenen Informationen gehen anschließend zurück an die Flugplanung, in der die Entscheidung zu treffen ist, wo das Fluggerät als nächstes hinfliegt.

Voraussetzung für die Umsetzung des autonomen Fluges sowie der automatischen Vermessung mit dem UAV, ist hier die direkte Georeferenzierung mittels eines auf dem UAV montierten Multisensorsystems. Die direkte Georeferenzierung umfasst dabei die 3D-Positions- und 3D-Orientierungsbestimmung der Plattform und der sich auf der Plattform befindenden objekterfassenden Sensorik in einem übergeordneten Koordinatensystem. Dabei sollen hohe Genauigkeiten erzielt werden, ohne dass Messungen zu am Boden gebundenen Passpunkten verwendet werden. Soll diese Georeferenzierung nicht nur für Mapping-Aufgaben, sondern auch für die Flugplanung, Navigation und Steuerung des UAVs genutzt werden, müssen die Positionen und Orientierungen der Plattform in Echtzeit zur Verfügung stehen.

Präzisionslandwirtschaft

Das Ziel der Präzisionslandwirtschaft (precision farming bzw. precision agriculture) besteht in der Optimierung der Erträge eines Landwirtschaftsbetriebs und der Einsparung an Betriebsmitteln unter gleichzeitiger

¹Gutshaus des Versuchsgutes Frankenforst der Landwirtschaftlichen Fakultät der Universität Bonn. Quelle des Fotos: modifiziert nach <http://virtuellesbrueckenhofmuseum.de>

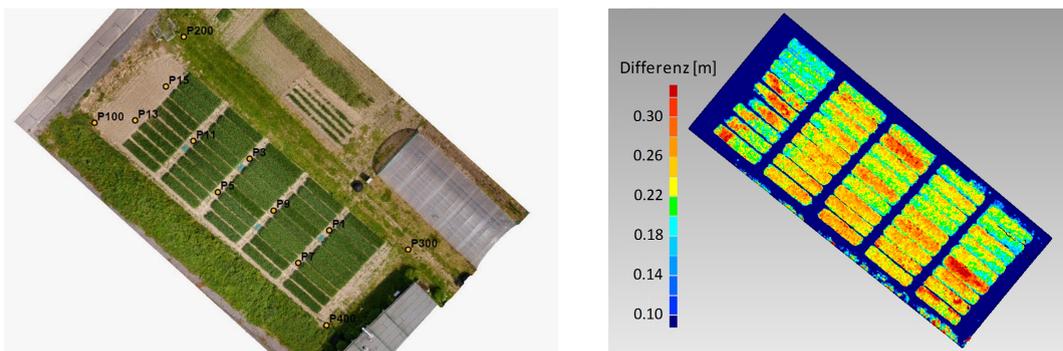


Abbildung 1.2: Vermessung von Pflanzenwachstum aus der Differenz der Pflanzenhöhen zweier Messepochen. Links: Orthophoto eines Feldes mit verschiedenen Getreidesorten in einzelnen Plots. Rechts: Differenz der Pflanzenhöhen aus Daten, die auf Basis von zwei UAV-Flügen innerhalb von zwei Wochen aufgenommen wurden.

Schonung der Umwelt [Korduan et al., 2004]. Während einer Wachstumsperiode werden dazu bspw. die Wachstumsraten auf einem Feld detektiert, um mit geeigneten Mitteln, wie z.B. Dünger oder Herbiziden auf die Heterogenität eines Feldes zu reagieren [Reyns et al., 2002].

Aufgrund der Entwicklungen im Bereich der UAV-Technologien werden mittlerweile auch UAVs in der Präzisionslandwirtschaft eingesetzt. Bspw. in Agüera et al. [2011] wird zur Phänotypisierung der Stickstoffgehalt von Pflanzen unter Nutzung eines UAVs als Trägerplattform bestimmt. Dass auch die Wachstumsraten der Pflanzen auf einem Feld unter Verwendung von UAVs vermessen werden können, wird in Bendig et al. [2014] gezeigt, wobei die Datenerfassung dabei mittels einer auf dem UAV montierten Kamera erfolgt.

Wachstumsraten von Pflanzen ergeben sich aus gemessenen Pflanzenhöhen zu verschiedenen Zeitpunkten. In Abb. 1.2 ist ein solches Ergebnis für ein Feld in Bonn beispielhaft dargestellt [Eling et al., 2015c]. Damit die jeweiligen Pflanzenhöhen miteinander verglichen werden können, müssen die Daten der einzelnen Messepochen georeferenziert werden. In Bendig et al. [2014] wurden dazu vermarkte Bodenpunkte (GCPs) verwendet, deren Koordinaten mit Hilfe von GPS-Empfängern (Global Positioning System (GPS)) eingemessen wurden (indirekte Georeferenzierung). In diesem Beitrag wird aber auch darauf hingewiesen, dass das Verfahren zur Vermessung von Pflanzenwachstumsraten verbessert würde, wenn eine cm-genaue direkte Georeferenzierung auf dem UAV zur Verfügung stände, so dass auf die Verwendung von GCPs verzichtet werden könnte [Bendig et al., 2014].

Vorteile, die sich aus der direkten Georeferenzierung eines UAVs ergeben, sind nicht nur die erhöhte Effizienz durch eine Verringerung des Messaufwandes, sondern auch die Steigerung der Genauigkeit und Zuverlässigkeit der Ergebnisse, die aus einer verbesserten Selbstkalibrierung der verwendeten Kamera und einer verbesserten Konfiguration in der Bildauswertung folgen. Eine Vollautomatisierung der Vermessung von Pflanzen mit UAVs, die insbesondere für große Landwirtschaftsbetriebe mit großen Anbauflächen anzustreben ist, kann nur unter Verwendung einer direkten Georeferenzierung realisiert werden.

Eine Herausforderung für die Anwendung von UAVs in der Präzisionslandwirtschaft besteht demnach, wie auch in der Ingenieurgeodäsie, in der Realisierung einer cm-genauen direkten Georeferenzierung von Daten, die während eines Fluges von einer UAV-Plattform aus aufgenommen werden.

Neben der Vermessung von Wachstumsraten bei Nutzpflanzen ist auch das geodätische Monitoring von Deformationen, bei dem geometrische Veränderungen an der Erdoberfläche oder an Bauwerken zu detektieren sind, ein sinnvolles Anwendungsgebiet für UAVs [Baiocchi et al., 2013]. Manche Bereiche, in denen mit Deformationen zu rechnen ist, sind für Menschen nicht zugänglich, wie z.B. Bereiche in denen Felsstürze zu erwarten sind. Dort können für die Vermessung von Veränderungen also weder bemannte Messtrupps eingesetzt, noch GCPs angebracht werden. Die Verwendung von direkt georeferenzierten UAVs bietet hierfür eine passende Abhilfe. Im Rahmen dieser Arbeit wird unter anderem auch gezeigt, dass direkt georeferenzierte UAVs dazu geeignet sind, Deformationen mit cm- bis dm-Ausmaß als signifikant zu detektieren [Eling et al., 2016b].

1.2 Zielsetzung

Die direkte Georeferenzierung eines UAVs umfasst die Bestimmung der Position (z.B. X,Y,Z) und der Orientierung (z.B. Roll-Winkel, Pitch-Winkel und Yaw-Winkel) eines UAVs und/oder der auf einem UAV angebrachten objekterfassenden Sensorik relativ zur Erde, in einem definierten Koordinatensystem und unter Verwendung eines Multisensorsystems.

In Abhängigkeit der die Georeferenzierung eines UAVs betreffenden Zielsetzungen muss zwischen verschiedenen UAV-Anwendungen differenziert werden. Nicht für jede UAV-Anwendung, für die eine Georeferenzierung erforderlich ist, wird auch eine Orientierungsbestimmung benötigt. Der Grund dafür ist, dass in vielen UAV-Anwendungen, wie z.B. im Bereich der Präzisionslandwirtschaft, als objekterfassender Sensor eine Digitalkamera eingesetzt wird. Die Bildauswertung erfolgt dabei dann meist in einer Bündelblockausgleichung (Aerotriangulation), in der die gegenseitige Orientierung der Einzelbilder aus der Bildinformationen abgeleitet und der gesamte Bildverbund auf den GPS-Positionen der direkten Georeferenzierung gelagert wird. Da es sich dabei um keine vollständige direkte Georeferenzierung, sondern lediglich um die Verwendung der Positionsbestimmung einer direkten Georeferenzierung handelt, wird diese Art der Georeferenzierung auch

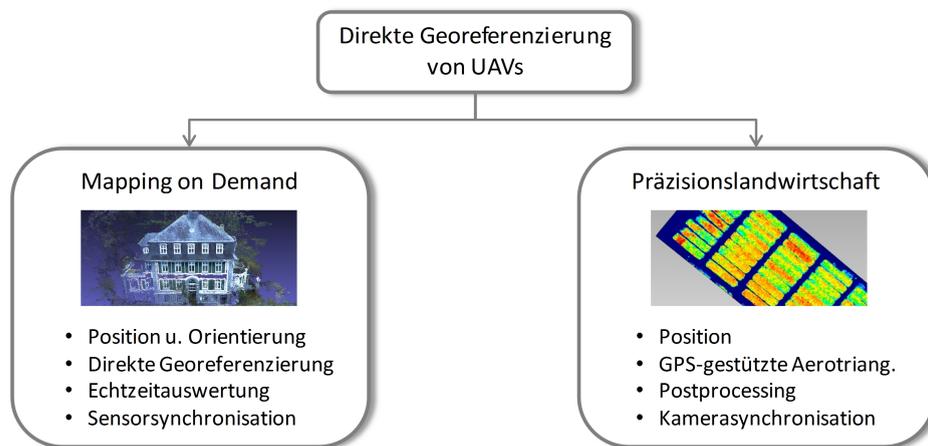


Abbildung 1.3: Darstellung der sich aus den zuvor genannten Beispielen ergebenden Zielsetzungen für diese Arbeit.

als GPS-gestützte Aerotriangulation bezeichnet. Die Auswertung findet dabei meist im Postprocessing statt (siehe Abb. 1.3).

Für den Fall, dass die Verarbeitung der Daten der objekterfassenden Sensorik, wie bspw. im Projekt Mapping on Demand, bereits während des Fluges vorgenommen werden soll oder für das UAV ein autonomer oder automatischer Flug angestrebt wird, muss die Georeferenzierung in Echtzeit auf dem Fluggerät vorliegen. Die Orientierungsbestimmung ist dabei sowohl für die Navigation des Fluggerätes als auch für die Bildauswertung von Bedeutung, da im Gegensatz zu einer im Postprocessing berechneten Bündelblockausgleichung zunächst kein vollständiger Bildverbund zur Verfügung steht. Auch für den Fall, dass an Stelle einer Kamera ein Laserscanner als objekterfassender Sensor auf einem UAV eingesetzt werden soll, wird meist eine genaue Orientierungsinformation benötigt (siehe z.B. [Gaisecker, 2015]).

In Abb. 1.3 werden die sich aus der Motivation dieser Arbeit ergebenden Zielsetzungen für die jeweilige Anwendung nochmals zusammengefasst. Sowohl für eine direkte Georeferenzierung als auch für eine GPS-gestützte Aerotriangulation sind neben den bisher genannten Punkten demnach auch eine zeitliche Synchronisierung und eine räumliche Kalibrierung zwischen der georeferenzierenden und der objekterfassenden Sensorik von Bedeutung. Die zeitliche Synchronisierung beinhaltet dabei die Berücksichtigung möglicher Latenzzeiten und eine räumliche Kalibrierung umfasst die Bestimmung von Hebelarmen und Rotationswinkeln zwischen der georeferenzierenden und der objekterfassenden Sensorik. Diese Arbeit legt den Fokus auf die Realisierung einer direkten Georeferenzierung, d.h. die Positions- und Orientierungsbestimmung, von Micro-UAVs. Obwohl die zeitliche Synchronisierung und die räumliche Kalibrierung nicht zu vernachlässigen sind, werden sie in dieser Arbeit nicht im Detail diskutiert. Für weitere Informationen zu diesen Themen sei deshalb z.B. auf die Publikationen [Rehak et al., 2014] und [Eling et al., 2015d] verwiesen.

Eine besondere Herausforderung in der Positions- und Orientierungsbestimmung von Micro-UAVs folgt aus der geringen Nutzlast dieser Systeme. Da neben dem Eigengewicht des UAVs meist lediglich eine maximale Zuladung von 1.5 kg möglich ist, ohne dass das Gesamtgewicht von 5 kg überschritten wird, muss die Georeferenzierungseinheit klein und leicht sein. Insbesondere folgt daraus, dass nicht jeder Sensor für die direkte Georeferenzierung von Micro-UAVs geeignet ist. Trotzdem sollen in der Positions- und Orientierungsbestimmungen möglichst hohe Genauigkeiten erreicht werden.

Üblicherweise basiert eine direkte Georeferenzierung von Fluggeräten auf der Verwendung von Global Navigation Satellite System (GNSS)-Empfängern und Inertialsensoren [Skaloud, 1999]. Dabei werden die Beobachtungen der Inertialsensoren (Drehraten und Beschleunigungen) meist innerhalb des sogenannten Strapdown-Algorithmus integriert und anschließend mit den Daten der GNSS-Empfänger fusioniert (siehe Kapitel 3.4). Entsprechend der stochastischen Eigenschaften der Inertialsensoren (Sensoroffsets, Skalierungsabweichungen, etc.) kommt es während der Integration der Drehraten und Beschleunigungen zu einer Drift, die durch die Sensorfusion mit GNSS begrenzt wird. Bei bemannten Flugzeugen werden meist hochwertige Inertialsensoren, wie z.B. faseroptische Kreisel, eingesetzt. Entsprechend ihrer Qualität fällt die Drift dieser Sensoren sehr gering aus, so dass auch längere GNSS-Signalunterbrechungen gut überbrückt werden können.

Aufgrund der Gewichtsrestriktionen ist der Einsatz dieser hochwertigen Inertialsensoren auf UAVs jedoch nicht möglich. Stattdessen können lediglich Micro Electro Mechanical System (MEMS)-Inertialsensoren mit deutlich geringerer Genauigkeit verwendet werden, deren Beobachtungen nur für kurze Zeit stabil sind. Da sich GNSS-Signalunterbrechungen mit MEMS-Inertialsensoren nur für kurze Zeit gut überbrücken lassen, ist eine hohe Verfügbarkeit an GNSS-Beobachtungen für die direkte Georeferenzierung von Micro-UAVs entsprechend wichtig. Vor allem in urbanen Lebensräumen, in denen es häufig zu Abschattungen von GNSS-Signalen kommt, besteht bei der Positions- und Orientierungsbestimmung von Micro-UAVs deshalb eine Herausforderung im Umgang mit schwierigen GNSS-Bedingungen.

Werden mit GNSS-Empfängern Positionsgenauigkeiten im cm-Bereich angestrebt, ist die Auswertung von GNSS-Trägerphasenbeobachtungen notwendig. Die volle Genauigkeit der Trägerphasenmessungen ergibt sich dabei jedoch erst durch die Lösung der Trägerphasenmehrdeutigkeiten [Hofmann-Wellenhof et al., 2008]. Da es bei kinematischen Anwendungen von GNSS-Empfängern in urbanen Lebensräumen aufgrund von Hindernissen im Signalweg häufig zu Signalunterbrechungen kommt, müssen diese Mehrdeutigkeiten in Mobile-Mapping-Anwendungen regelmäßig reinitialisiert werden [Takasu & Yasuda, 2008]. Entsprechend der Zeit, die für das Lösen von Mehrdeutigkeiten benötigt wird, kann jede noch so kurze GNSS-Signalunterbrechung zu einem langen GNSS-Ausfall in der Sensorfusion führen [Morales & Tsubouchi, 2007]. Dauert die Mehrdeutigkeitslösung z.B. 30 s, stehen bei einer Fluggeschwindigkeit von 3 m/s nach jeder GNSS-Signalunterbrechung für einen zurückgelegten Weg von 90 m keine hochgenauen GNSS-Trägerphasenbeobachtungen mit fixierten Mehrdeutigkeiten zur Verfügung. Erfolgt die Fusion der Beobachtungen der GNSS-Empfänger und der MEMS-Inertialsensoren zudem auf Ebene vorprozessierter GNSS-Positionen, können die hochgenauen Stützinformationen der GNSS-Empfänger nur dann verwendet werden, wenn für mindestens vier GNSS-Satelliten Trägerphasenbeobachtungen mit gelösten Mehrdeutigkeiten vorliegen.

Das übergeordnete Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung eines Multisensorsystems zur direkten Georeferenzierung leichter UAVs mit hoher Genauigkeit in Echtzeit. Aufgrund der zuvor beschriebenen Probleme steht in dieser Arbeit, neben der Systementwicklung selbst, vor allem auch die Entwicklung von Algorithmen zur hochgenauen Positions- und Orientierungsbestimmung leichter Fluggeräte, unter schwierigen GNSS-Bedingungen, im Fokus.

Zusammenfassend soll die folgende Fragestellung beantwortet werden:

Ist es möglich, die Position und die Orientierung von kleinen und leichten Fluggeräten mit hoher Genauigkeit unter ungünstigen GNSS-Bedingungen in Echtzeit zu bestimmen?

Aus dieser Fragestellung lassen sich folgende Zielsetzungen formulieren:

1. Einzelepochen-Mehrdeutigkeitslösung zur Optimierung kinematischer Positions- und Orientierungsbestimmung mit GPS:

Um auch unter schwierigen GNSS-Bedingungen eine hohe Verfügbarkeit der GPS-Trägerphasenbeobachtungen zu gewährleisten, ist ein wesentliches Ziel dieser Arbeit die Entwicklung von Algorithmen zur schnellen Mehrdeutigkeitslösung (möglichst innerhalb der ersten Messepoche nach einer Signalunterbrechung) für die Positions- und Orientierungsbestimmung mit GPS.

2. Sensorfusion zur hochgenauen Positions- und Orientierungsbestimmung eines mobilen Objektes unter schwierigen GNSS-Bedingungen:

Unter Verwendung der auf einem Micro-UAV verfügbaren Sensoren, sollen durch geeignete Algorithmen zur Sensorfusion hohe Genauigkeiten in der Positions- und Orientierungsbestimmung in Echtzeit erreicht werden. Mit hohen Genauigkeiten (Root Mean Square Error (RMS)) sind dabei Positionsgenauigkeiten von < 5 cm und Orientierungsgenauigkeiten von < 0.5 deg gemeint.

Die Sensorfusion soll dabei nicht nur redundante Information aus verschiedenen Sensoren möglichst gut kombinieren, sondern auch die Möglichkeit bieten mit schwierigen GNSS-Bedingungen umgehen zu können. Dazu wird unter anderem eine Sensorfusion auf Ebene von GNSS-Rohdaten angestrebt. Zum einen erlaubt diese auch dann eine Stützung durch GNSS-Beobachtungen, wenn weniger als vier Satelliten zur Verfügung stehen und zum anderen steigert sie die Zuverlässigkeit der GNSS-Auswertung. Voraussetzung für die Sensorfusion auf GNSS-Rohdatenebene ist die Entwicklung eigener GNSS-Auswertalgorithmen, da bisherige Standard-Softwarepakete dieses nicht ermöglichen.

3. Entwicklung und Evaluierung eines Systems zur direkten Georeferenzierung von Micro-UAVs in Echtzeit

Die entsprechend der zuvor genannten Zielsetzungen entwickelten Algorithmen sollen auf einem Multi-sensorsystem zur direkten Georeferenzierung leichter UAVs zum Einsatz kommen. Damit das Multisensorsystem auf Micro-UAVs anwendbar ist, muss es klein und leicht sein. Als Ziel für das Systemdesign wird hier eine Gewichtsobergrenze von 500 g für die komplette georeferenzierende Sensorik angestrebt, so dass je nach Plattform etwa 1 kg Nutzlast für die Auswahl der objekterfassenden Sensoren, wie Kameras oder Laserscanner, übrig bleibt. Die Ausmaße des Systems sollen in etwa 15 cm × 15 cm × 5 cm nicht überschreiten, da es sonst schwierig wird, es auf einem Micro-UAV anzubringen.

Da das System sowohl zur Georeferenzierung objekterfassender Sensorik gedacht ist, deren Beobachtungen je nach Anwendung bereits während des Fluges auszuwerten sind, gleichzeitig aber auch Navigationsparameter für die Steuerung und Navigation des Fluggerätes liefern soll, muss die Georeferenzierung in Echtzeit mit einer Rate von mindestens 100 Hz auf dem Fluggerät zu Verfügung stehen.

Die Genauigkeit des entwickelten Systems soll in dieser Arbeit unter geeigneten Testszenarien evaluiert werden.

1.3 Aufbau der Arbeit

Bei der vorliegenden Dissertation handelt es sich um eine kumulative Arbeit, die auf 9 Publikationen² beruht. Diese Publikationen beschreiben (a) Verfahren zur Orientierungsbestimmung mobiler Objekte mit GNSS und Inertialsensoren, inklusive der schnellen Mehrdeutigkeitslösung bei kurzen GNSS-Basislinien, (b) Verfahren zur zuverlässigen Positionsbestimmung mobiler Objekte unter Nutzung von GNSS und Inertialsensoren während schwieriger GNSS-Bedingungen und (c) die Entwicklung und Evaluierung eines Systems zur direkten Georeferenzierung leichter UAVs.

Der Aufbau dieser Arbeit ist wie folgt:

- Kapitel 2 „Wissenschaftlicher Kontext“ beschreibt die Hintergründe dieser Arbeit und vertieft damit auch nochmal die Motivation. Des Weiteren erfolgt hier eine Abgrenzung gegenüber anderen wissenschaftlichen Arbeiten.
- In Kapitel 3 „Grundlagen zur Positions- und Orientierungsbestimmung mobiler Objekte“ werden Grundlagen zur Sensorik, der Auswertung von GNSS-Trägerphasen, der Kalman-Filterung und deren Anwendung zur Sensorfusion erläutert.
- In Kapitel 4 folgt eine „Zusammenfassung der relevanten Veröffentlichungen“. Damit wird hier ein Überblick über die wesentlichen Inhalte dieser Dissertation gegeben.
- In Kapitel 5 „Tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration“ erfolgt eine im Vergleich zu den Zusammenfassungen der einzelnen Veröffentlichungen etwas ausführlichere Beschreibung der in dieser Arbeit entwickelten Algorithmen zur eng-gekoppelten GPS/MEMS-IMU-Integration. Der Grund für die ausführlichere Beschreibung dieser Algorithmen ist, dass diese zum Zeitpunkt der Abgabe dieser Arbeit bisher nicht veröffentlicht wurden.
- In Kapitel 6 „Herausstellung der wichtigsten Aspekte“ werden die hier wesentlichen Erkenntnisse hervorgehoben und zusammengefasst.
- Kapitel 7 „Weiterführende Überlegungen“ gibt einen Ausblick auf weitere, im Zusammenhang mit dieser Arbeit stehende und mögliche Untersuchungen.
- In Kapitel 8 wird ein abschließendes Fazit gezogen.

²Davon sind sieben Publikationen begutachtet und zwei Publikationen unbegutachtet.

2. Wissenschaftlicher Kontext

Das Problem der direkten Georeferenzierung, d.h. der Positions- und Orientierungsbestimmung mobiler Objekte unter Verwendung von onboard Sensorik, ist im Grunde ein altbekanntes. Zum Beispiel werden im Rahmen der Luftbildphotogrammetrie mit bemannten Flugzeugen oder Helikoptern GPS-Empfänger und Inertialsensoren (Beschleunigungssensoren/Akzelerometer und Drehratensensoren/Gyroskope) schon seit Jahrzehnten zur Georeferenzierung der aufgenommenen Luftbilder verwendet [Schwarz et al., 1993; Skaloud, 1999; Cramer, 2001; Heipke et al., 2002]. Gleiches gilt für das Airborne Laserscanning [Vosselman & Maas, 2010]. Das Konzept und auch die eingesetzte Sensorik unterscheiden sich dabei kaum von dem, was auch auf bodengebundenen Mobile-Mapping-Systemen, wie Autos, Zügen oder Schiffen, angewandt wird [El-Sheimy, 2005], wobei hier zum Teil weitere plattformabhängige Sensoren, wie z.B. Odometer, zum Einsatz kommen können. Nichtsdestotrotz sind sowohl die aus den Airborne-Anwendungen als auch die aus den bodengebundenen Mobile-Mapping-Anwendungen bekannten Systeme für die direkte Georeferenzierung von Micro-UAVs nicht geeignet. Gründe dafür ergeben sich speziell aus Gewichts-, Platz- und Stromversorgungslimitationen, die insbesondere auf Micro-UAVs zu erheblichen Restriktionen bezüglich der einsetzbaren Hardware führen. Dies betrifft vor allem die Auswahl der inertialen Messeinheit (Inertial Measurement Unit (IMU)), die sowohl für die Positions- als auch die Orientierungsbestimmung von UAVs von enormer Bedeutung ist. Während in bemannten Flugzeugen, Helikoptern, Autos, Zügen oder Schiffen hochwertige Inertialsensoren, wie z.B. Faseroptische- oder Ring-Laser-Kreisel verwendet werden, die eine hohe Stabilität und auch eine hohe Genauigkeit aufweisen (siehe Abschnitt 3.1.1), können auf UAVs ausschließlich kleine und leichte, auf MEMS-Technologien basierende Inertialsensoren zum Einsatz kommen, die aufgrund temperatur- und zeitabhängiger Abweichungen nur für kurze Zeit stabil bleiben [El-Sheimy & Niu, 2007].

Mit dem Ziel, die temperatur- und zeitabhängigen Abweichungen der MEMS-Inertialsensoren während eines Fluges adaptiv zu schätzen und die Drift der MEMS-Inertialsensoren zu begrenzen, basiert die Flugplanung, Navigation und Steuerung von UAVs meist auf einer Kombination von MEMS-Inertialsensoren mit weiteren Sensoren, wie z.B. Magnetfeldsensoren oder einem L1-C/A-Code GPS-Empfänger [Yoo & Ahn, 2003; Kingston & Beard, 2004; Wendel et al., 2006; Merz & Kendoul, 2011; Xiang & Tian, 2011]. Mit einer solchen Sensorkombination sind je nach äußeren Bedingungen auf einem UAV jedoch lediglich Genauigkeiten von 0.5-10 deg in der Orientierung und 1-20 m in der Position erreichbar. Bspw. in Yoo & Ahn [2003] werden unter Verwendung eines L1-C/A-Code GPS-Empfängers, eines 3-Achs Akzelerometers und eines 1-Achs Gyroskops Genauigkeiten von 5 m und 10-15 deg für die Positions- und Orientierungsbestimmung eines UAVs erreicht. In [Merz & Kendoul, 2011] wird für den verwendeten L1-C/A-Code GPS-Empfänger eine Genauigkeit von 2.5 m und das MEMS-basierte System zur Orientierungsbestimmung eine Genauigkeit von 2 deg angegeben. Wie im Abschnitt 1.2 bereits erläutert wurde, sind diese Genauigkeiten für eine direkte Georeferenzierung oder eine GPS-gestützte Aerotriangulation in geodätischen Anwendungen meist nicht ausreichend. An diesem Punkt setzt diese Arbeit an, in der das übergeordnete Ziel verfolgt wird, ein System zu entwickeln, das sowohl für die Positions- als auch die Orientierungsbestimmung eines Micro-UAVs deutlich höhere Genauigkeiten (<5 cm in der Position und <0.5 deg in der Orientierung) bietet.

Erste Ansätze, bei denen cm-Genauigkeiten für die Positionsbestimmung eines UAVs angestrebt wurden, sind in Bláha et al. [2011], Rieke et al. [2011], Stempfhuber & Buchholz [2011], Bäumker et al. [2013] und Rehak et al. [2014] zu finden. Dabei werden GPS-Trägerphasenbeobachtungen entweder auf dem UAV geloggt, um diese im Postprocessing auszuwerten, oder sie werden an eine Bodenstation gesendet, um dort während des Fluges eine relative Positionsbestimmung mit Trägerphasen zu berechnen. In keinem dieser Ansätze wird jedoch eine Real Time Kinematic (RTK)-GPS-Auswertung in Echtzeit auf dem Fluggerät berechnet. Des Weiteren wird die Orientierungsbestimmung in Bláha et al. [2011], Rieke et al. [2011], Stempfhuber & Buchholz [2011] sowie Bäumker et al. [2013] komplett vernachlässigt. Grund dafür ist, dass in diesen Veröffentlichungen eine Kamera als objekterfassender Sensor eingesetzt wird und die Georeferenzierung hier, wie im Beispiel „Präzisionslandwirtschaft“ in Kapitel 1.1, im Postprocessing über eine GPS-gestützte Aerotriangulation erfolgen soll.

Eine zusätzliche Kenntnis über eine genaue Orientierungsinformation (< 0.5 deg) ist jedoch nicht vernachlässigbar, wenn ein Laserscanner als objekterfassender Sensor eingesetzt wird [Wallace et al., 2011], die

Bildaufnahme nicht in Form eines Blocks, sondern in Form eines Streifens (Corridor Mapping) erfolgen soll [Rehak & Skaloud, 2015], wenn wie im Projekt *Mapping on Demand* die Bildverarbeitung bereits während des Fluges gerechnet werden muss [Klingbeil et al., 2014b; Schneider et al., 2013] oder eine genaue Orientierungsinformation für die Navigation erforderlich ist [Nieuwenhuisen et al., 2014].

Die Herausforderung bei der Bestimmung einer hochgenauen Orientierung eines UAVs ergibt sich erneut aus der Problematik, dass lediglich MEMS-Inertialsensoren auf einem UAV eingesetzt werden können. Ohne regelmäßige Stützinformation durch weitere Sensoren, würden die mit einer MEMS-IMU bestimmten Orientierungen schon nach kurzer Zeit zu erheblichen Abweichungen führen. Dies gilt vor allem für den Kurswinkel (Yaw-Winkel). Während die Abweichungen der beiden Neigungswinkel (Roll- und Nickwinkel) über den von der IMU gemessenen Gravitationsvektor begrenzt werden [Wendel et al., 2006], bleiben die Abweichungen des Kurswinkels unbegrenzt, wenn keine Annahmen über das Bewegungsmodell getroffen werden und lediglich MEMS-IMU-Beobachtungen zur Verfügung stehen.

Eine Variante zur Stützung der Kurswinkelbestimmung eines Micro-UAVs basiert auf der Integration der MEMS-IMU mit Positionsinformationen, in Bereichen, in denen das UAV horizontal beschleunigt wird [Yoo & Ahn, 2003; Kingston & Beard, 2004; Wendel et al., 2006]. Da horizontale Beschleunigungen jedoch nicht immer vorliegen und rotorbetriebene UAVs auf der Stelle fliegen können, ist diese Verknüpfung für die Realisierung hoher Genauigkeiten in allen Situationen eines UAV-Fluges nicht ausreichend.

Eine weitere Möglichkeit ergibt sich aus der Einbindung von Magnetfeldsensoren [Gebre-Egziabher & Elkaim, 2008; Wendel et al., 2006]. Die Beobachtungen dieser Sensoren werden auf rotorbetriebenen UAVs jedoch durch zeitlich konstante und zeitlich variable Effekte gestört. Während die konstanten Einflüsse durch geeignete Verfahren zur Kalibrierung [Caruso, 2000; Klingbeil et al., 2014a] gut kompensiert werden können, verhindern nicht-konstante Einflüsse, die z.B. aufgrund der elektrischen Ströme der Motoren auftreten, eine hohe Genauigkeit und eine hohe Zuverlässigkeit in Magnetfeldbeobachtungen auf UAVs.

Die dritte Variante zur Kurswinkelbestimmung eines UAVs besteht in der Möglichkeit der Verwendung eines GNSS-Multiantennensystems auf dem Fluggerät. Beispiele, bei denen auf dem UAV angebrachte GNSS-Basislinien zur Orientierungsbestimmung verwendet werden, sind in Hirokawa et al. [2007], Mönikes et al. [2007] und Falco et al. [2014] zu finden. Insbesondere die geringen Preise und das geringe Gewicht von Einfrequenz-GNSS-Empfängern und -Antennen machen diese Option sehr attraktiv. Nichtsdestotrotz müssen für eine Orientierungsbestimmung mit GNSS, genau wie auch eine RTK-GNSS-Positionsbestimmung, Trägerphasen beobachtet und Trägerphasenmehrdeutigkeiten gelöst werden [Teunissen & Verhagen, 2009]. Eine schnelle Mehrdeutigkeitslösung ist jedoch besonders dann schwierig, wenn nur GNSS-Einfrequenzbeobachtungen zur Verfügung stehen [Odijk et al., 2007].

Wie bereits im Abschnitt 1.1 erläutert wurde, stellt die Mehrdeutigkeitslösung für Mobile-Mapping-Anwendungen in urbanen Lebensräumen insbesondere unter schwierigen GNSS-Bedingungen ohnehin eine Herausforderung dar. In dieser Arbeit sollen für die Realisierung hoher Genauigkeiten sowohl für die Positions- als auch die Orientierungsbestimmung GNSS-Trägerphasenbeobachtungen genutzt werden. Die Mehrdeutigkeitslösung soll dabei jeweils möglichst schnell erfolgen (idealerweise innerhalb einer Messepoche). Dazu werden sowohl ausschließlich auf GNSS-Beobachtungen basierende als auch auf einer Fusion von GNSS-Beobachtungen mit weiteren Sensoren (z.B. MEMS-Inertialsensoren und Magnetfeldsensoren) basierende Verfahren vorgestellt und untersucht. Eine Einordnung der im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Methoden zur Mehrdeutigkeitslösung in den wissenschaftlichen Kontext ist im Abschnitt 3.1.2 zu finden.

Sowohl für die Verbesserung der GNSS-Mehrdeutigkeitslösung als auch für die Realisierung hoher Genauigkeiten spielt die Sensorfusion hier eine wichtige Rolle. In der Literatur wird die Fusion von GNSS mit weiteren Sensoren, wie z.B. die GNSS/IMU-Integration, meist in einem Kalman-Filter realisiert [Jekeli, 2001; Titterton & Weston, 2004; Wendel, 2007; Groves, 2008]. Dabei muss zwischen einer loosely-coupled¹, einer tightly-coupled oder einer ultra-tightly-coupled (deep) Integration unterschieden werden [Wendel, 2007; Groves, 2008; Steinhardt, 2014]. Mit zunehmender Tiefe der Integration wird entsprechend Einfluss auf die Vorverarbeitung der Daten genommen. Damit steigt zwar auch die Komplexität der Algorithmen, für eine Echtzeitprozessierung ist dies jedoch meist noch verträglich [Steinhardt, 2014]. Im Falle der Verwendung von GNSS-Empfängern bedeuten die unterschiedlichen Strategien der Integration, dass in einem loosely-coupled

¹In dieser Arbeit werden oft englische Begriffe an statt deutscher Übersetzungen verwendet, da sich die englischen Bezeichnungen auch im deutschsprachigen Raum im wissenschaftlichen Sprachgebrauch durchgesetzt haben.

System fertig prozessierte GNSS-Ergebnisse (Positionen oder Geschwindigkeiten) als Messgrößen im Integrationsfilter eingebunden werden (z.B. Ramm [2008] oder Böhringer [2008]), während bei einem tightly-coupled System die Integration auf GNSS-Rohdatenebene (Pseudorange und Trägerphasen) erfolgt [Petovello et al., 2004]. Bei einem ultra-tightly coupled System werden zusätzlich die Tracking-Loops des GNSS-Empfängers beeinflusst [Li et al., 2010; Hwang et al., 2011].

Dass die GNSS/INS-Integration auf Rohdatenebene vor allem unter schwierigen GNSS-Bedingungen Vorteile mit sich bringt, ist bereits seit den neunziger Jahren bekannt (siehe [Lewantowicz & Keen, 1991]). Bspw. in Takasu & Yasuda [2008] werden Inertialsensoren in einer tightly-coupled Integration genutzt, um Phasensprünge (Cycle-Slips) in einzelnen GNSS-Beobachtungen zu detektieren und zu reparieren. In George & Sukkariéh [2005] wird zudem gezeigt, dass mittels einer tightly-coupled Integration die Beobachtungen einzelner Satelliten auch dann noch zur Positionsbestimmung eines UAVs beitragen können, wenn weniger als vier Satelliten sichtbar sind. In George & Sukkariéh [2005] werden dazu jedoch keine Trägerphasen, sondern ausschließlich Pseudorange verwendet. In dieser Arbeit werden nun auch Trägerphasenbeobachtungen in einer tightly-coupled GPS/IMU-Integration zur Positions- und Orientierungsbestimmung eines UAVs genutzt, um auch unter schwierigen GNSS-Bedingungen hohe Genauigkeiten in der Georeferenzierung zu gewährleisten. Dies ist insbesondere für die Positions- und Orientierungsbestimmung von UAVs von Vorteil, da es während UAV-Flügen mit vergleichsweise niedrigen Flughöhen durch Bebauung, Bäume etc. häufig zu schlechten GNSS-Bedingungen kommt.

Zusammenfassend ergeben sich für diese Arbeit die folgenden Anforderungen:

- Verwendung von MEMS-Inertialsensoren aufgrund von Gewichts-, Platz- und Stromversorgungslimitationen auf Micro-UAVs,
- Genauigkeiten von < 5 cm in der Positions- und < 0.5 deg in der Orientierungsbestimmung eines UAVs,
- Berechnung der direkten Georeferenzierung in Echtzeit auf der Trägerplattform,
- Realisierung einer schnellen Lösung der Mehrdeutigkeiten von GPS-Trägerphasenbeobachtungen für eine Positions- und Orientierungsbestimmung eines UAVs mit GPS und
- Realisierung von Algorithmen zur tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration, da bei UAV-Anwendungen mit schwierigen GNSS-Bedingungen zu rechnen ist.

3. Grundlagen zur Positions- und Orientierungsbestimmung mobiler Objekte

Das Ziel dieser Arbeit besteht in der Positions- und Orientierungsbestimmung leichter UAVs und der Entwicklung der dazu erforderlichen Algorithmen und Hardware. In diesem Kapitel werden nun die für die Bewältigung dieser Aufgabe nötigen Grundlagen erläutert.

Unter dem Begriff *Positionsbestimmung* wird die Berechnung der 3D-Position eines Objektes in einem übergeordneten Koordinatensystem verstanden. Die *Orientierungsbestimmung* beinhaltet die Berechnung der 3D-Rotation des Plattformkoordinatensystems bezüglich eines sogenannten Navigationskoordinatensystems. Eine genauere Beschreibung der für diese Arbeit relevanten Koordinatensysteme folgt im Abschnitt 3.2. Im kommenden Abschnitt werden zunächst die hier verwendeten Sensoren näher erläutert. In den Abschnitten 3.3 und 3.4 wird dann zusätzlich auf die Grundlagen der Sensorfusion eingegangen.

3.1 Sensorik

Für die Positions- und Orientierungsbestimmung mobiler Objekte sind grundsätzlich verschiedenste Sensoren geeignet. Dazu zählen unter anderem Inertialsensoren, GNSS-Empfänger, Odometer, Stereokamerasysteme, Barometer und Magnetfeldsensoren. Oftmals werden auch die objekterfassenden Sensoren selbst, wie z.B. Laserscanner, Kameras oder Radar-Sensoren, eines Mobile-Mapping-Systems in die Positions- und Orientierungsbestimmung mit eingebunden. Bis auf die Odometer, die bei der Positionsbestimmung bodengebundener Fahrzeuge eine wichtige Rolle spielen, können entsprechend ihrer Funktionsweise im Grunde alle zuvor genannten Sensoren auch auf UAVs eingesetzt werden. In den nachfolgenden Abschnitten werden die für die Positions- und Orientierungsbestimmung leichter Fluggeräte in dieser Arbeit relevanten Sensoren kurz vorgestellt und diskutiert.

3.1.1 Inertialsensoren

Ein Inertiales Navigationssystem (Inertial Navigation System (INS)) verfügt über Sensorik, Elektronik und eine Recheneinheit zur Berechnung von Navigationsparametern (Position, Geschwindigkeit, Orientierung). Sind die Sensoren eines solchen Systems fest mit einer sich bewegenden Trägerplattform verbunden und nicht von den Rotationen dieser entkoppelt, spricht man von einem *Strapdown Navigation System* [Titterton & Weston, 2004]. Der instrumentelle Bereich eines Strapdown Navigation Systems, der auch als Inertiale Messeinheit (Inertial Measurement Unit (IMU)) bezeichnet wird, verfügt meist über jeweils drei ein-achsige oder zwei zwei-achsige Akzelerometer (Acc) und Gyroskope (Gyro). Diese sind in einem rechtwinkligen Sensorkoordinatensystem angeordnet. Unter Verwendung einer IMU können dementsprechend die Beschleunigungen und die Drehraten einer Plattform auf drei Achsen (x,y,z) des Sensorkoordinatensystems bezüglich eines Inertialkoordinatensystems gemessen werden.

Inertialsensoren existieren in den unterschiedlichsten Genauigkeits-, Preis- und Gewichtsklassen. In der Literatur werden Sie üblicherweise entsprechend ihrer Genauigkeit klassifiziert. Die Genauigkeit von Inertialsensoren lässt sich dabei über Driftraten beschreiben, welche sich wiederum aus dem Bias (konstante Dirfrate) und der Biasinstabilität ergeben. Die Klassifizierung der Sensoren erfolgt meist unter Betrachtung der konstanten Driftrate, dem Bias (Tabelle 3.1) [El-Sheimy, 2009].

Bis vor wenigen Jahren wurden für die direkte Georeferenzierung von Mobile-Mapping-Systemen ausschließlich navigation-grade oder zumindest tactical-grade IMUs mit Kosten von 10000-100000 € eingesetzt. Unabhängig von den Kosten dieser Systeme sind sie für die Anwendung auf Micro-UAVs zu schwer. Bspw. liefert

	Strategic	Navigation	Tactical	Automotive/Consumer
Gyro Bias [deg/h]	0.0005-0.001	0.002-0.015	0.1-10	> 100
Acc Bias [μ g]	0.1-5	5-10	200-500	>1000

Tabelle 3.1: Klassifizierung von Inertialsensoren entsprechend ihrer Biase [Schwarz & El-Sheimy, 2007; Shin, 2001; Groves, 2008; Barbour et al., 1994]

die navigation-grade IMU iTraceRT-300 der Firma Imar zwar eine konstante Driftrate von 0.003 deg/h und 0.025 mg, wiegt unter Verwendung von Ringlaser Gyroskopen (RLG) jedoch auch ungefähr 7.5 kg¹. Deutlich kleiner und leichter sind MEMS-Sensoren, die seit wenigen Jahren teilweise auch mit tactical-grade Genauigkeiten verfügbar sind, wie zum Beispiel die STIM300 IMU von Sensoror² oder die ADIS16488A IMU von Analog Devices³. Entscheidend für die mit solchen Sensoren erreichbare Genauigkeit in der Positions- und Orientierungsbestimmung ist vor allem die Biasinstabilität, da der Bias selbst durch Kalibrierungen bestimmt werden kann.

Die in der Position zu erwartende Abweichung, die sich als Folge einer Abweichung im Bias nach einer gewissen Zeit ergibt, kann nach El-Sheimy & Niu [2007] mit den Gleichungen (3.1)-(3.4) grob abgeschätzt werden. Für diese Abschätzung gelten die folgenden Annahmen:

- Das System ist stationär, so dass weitere Effekte oder kinematische Abweichungen ignoriert werden können.
- Zum Zeitpunkt der Abschätzung liegen keine Abweichungen in den geschätzten Navigationsparametern vor.
- Die Bias-Werte sind für die Zeit der Integration konstant.

Der Einfluss des Akzelerometer-Bias b_a auf eine Komponente der geschätzten Position x ist demnach:

$$\Delta v = \int_0^t b_a d\tau = b_a \cdot t \Rightarrow \Delta x = \int_0^t \Delta v d\tau = \int_0^t b_a \cdot \tau d\tau = \frac{1}{2} \cdot b_a \cdot t^2, \quad (3.1)$$

wobei t jeweils der Zeit entspricht.

Der Einfluss eines Gyro-Bias b_ω auf eine Komponente der geschätzten Position ergibt sich nach Gleichung (3.4). Da angenommen wird, dass das System sich nicht bewegt, hat eine Abweichung im Kurswinkel keinen Einfluss auf die Schätzung der Position. Als $\Delta\theta$ werden hier deshalb lediglich die Abweichungen in den Neigungswinkeln betrachtet. Δv ist die Abweichung in der Geschwindigkeit und Δx ist die Abweichung in der Position.

$$\Delta\theta = \int_0^t b_\omega d\tau = b_\omega \cdot t \quad (3.2)$$

$$\Delta v = \int_0^t (g \cdot \Delta\theta) d\tau = \int_0^t (g \cdot b_\omega \cdot \tau) d\tau = \frac{1}{2} \cdot g \cdot b_\omega \cdot t^2 \quad (3.3)$$

$$\Delta x = \int_0^t \Delta v d\tau = \int_0^t \left(\frac{1}{2} \cdot g \cdot b_\omega \cdot \tau^2 \right) d\tau = \frac{1}{6} \cdot g \cdot b_\omega \cdot t^3, \quad (3.4)$$

Während der Akzelerometer-Bias sich nach zweifacher Integration quadratisch mit der Zeit auf die Position auswirkt, ist der Einfluss des Gyro-Bias kubisch mit der Zeit. Demnach ist der für die Abweichungen in der Position dominierende Anteil der Bias der Gyroskope. Bei einem unkorrigierten Gyro-Bias von 0.01 deg/s, der aufgrund der Biasinstabilität bei MEMS-Inertialsensoren nicht unüblich ist, und einer Integrationszeit von 30 s, driftet die Position entsprechend der sehr vereinfachten und optimistischen Abschätzung um 7.7 m in einer Komponente. Die 2D Positionsabweichung ergibt sich dann zu $\sqrt{2} \cdot 7.7 \text{ m} = 10.9 \text{ m}$ [El-Sheimy & Niu, 2007]. Zusätzliche Effekte, wie ein schlechtes Alignment, Nichtlinearitäten in den Skalierungsfaktoren, Sensorrauschen und Temperaturabhängigkeiten im Bias, führen zu weiteren Abweichungen. Zum Beispiel wird in Woodman [2007] gezeigt, dass die Abweichungen in der Position bei einem statischen Test unter

¹http://www.imar-navigation.de/downloads/TraceRT-R300-Q_en.pdf, Zugriff: Mai 2016

²<http://www.sensoror.com/media/99614/ts1524.r20%20datasheet%20stim300.pdf>, Zugriff: Mai 2016

³<http://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ADIS16488A.pdf>, Zugriff: Mai 2016

alleiniger Verwendung einer MEMS-IMU der Firma XSens nach 60 s auf über 300 m ansteigen. Demnach ist die alleinige Verwendung von auf MEMS-Technologien basierenden Inertialsensoren ohne eine stützende Information von zusätzlichen Sensoren zumindest für die Position nur für sehr kurze Zeit möglich [Wendel et al., 2006].

Um die Drift von MEMS-Inertialsensoren zu begrenzen, werden diese zur Positions- und Orientierungsbestimmung mobiler Objekte üblicherweise in Kombination mit weiteren Sensoren, die eine absolute Messgröße liefern, in einem Multi-Sensor-System eingesetzt. Bei Outdoor-Anwendungen kommen dazu vor allem GNSS-Empfänger in Frage (3.1.2). Ansätze zur Integration von MEMS-Inertialsensoren mit GNSS-Beobachtungen zur Positions- und Orientierungsbestimmung von UAVs sind zum Beispiel in Yoo & Ahn [2003], Kingston & Beard [2004] und Wendel et al. [2006] zu finden. Durch die Kombination mit GPS-Positionen, -Geschwindigkeiten oder -Orientierungen als Messgrößen in einer loosely-coupled Integration [Eling et al., 2015b] oder unter direkter Integration von GPS-Rohdaten in einem tightly-coupled Ansatz (siehe Kapitel 5) besteht die Möglichkeit, die zeitlich variablen Gyro- und Akzelerometer-Abweichungen mitzuschätzen. Schwierigkeiten treten bei GNSS/MEMS-IMU-Kombinationen jedoch dann auf, wenn die GNSS-Beobachtungen aufgrund von Abschattungen durch Gebäude oder Vegetation vorübergehend nicht zur Verfügung stehen. Vor allem bei Mapping-Anwendungen, bei denen Gebäude vermessen werden sollen, treten diese Fälle regelmäßig auf. Empirische Tests, bei denen die oben genannten MEMS-IMUs von Sensoror und Analog Devices eingesetzt wurden, haben gezeigt, dass bei GNSS-Signalunterbrechungen von 30 Sekunden, je nach Güte der vorherigen Schätzung, mit Abweichungen von 10-100 m in den einzelnen Komponenten der Position zu rechnen ist [Mohamed et al., 2015] (siehe auch Abschnitt 6.2.1). Dies macht deutlich, wie wichtig bei einer GNSS/MEMS-IMU-Sensorfusion eine regelmäßige Verfügbarkeit und eine schnelle Wiederbeschaffung der GNSS-Signale ist.

3.1.2 GNSS

Derzeit sind in Europa vier GNSS (Global Navigation Satellite Systems) verfügbar. Dazu gehören das amerikanische GPS (Global Positioning System), das russische GLONASS (Globalnaja nawigazionnaja sputnikowaja sistema) sowie neuerdings auch das europäische Galileo und das chinesische BeiDou. In dieser Arbeit spielt insbesondere die Positions- und Orientierungsbestimmung mit GPS eine wichtige Rolle. Deshalb wird in den nächsten Abschnitten etwas detaillierter auf die GPS-Beobachtungsgrößen, die Positions- und die Orientierungsbestimmung mit GPS und die GPS-Mehrdeutigkeitslösung eingegangen.

GPS-Beobachtungsgrößen

Die wesentlichen Beobachtungsgrößen des GPS sind Trägerphasen, Codesignale, Doppler-Messungen sowie die Zeit [Misra & Enge, 2001]. Für die Positions- und Orientierungsbestimmung werden in dieser Arbeit Trägerphasen- und Codebeobachtungen auf der L1- und der L2-Frequenz des GPS verwendet. Die Zeitmessung wird zur Zeit-Synchronisation der Recheneinheit mit den verwendeten Sensoren des Georeferenzierungssystems eingesetzt.

Da der sogenannte *User Range Error* der Codebeobachtungen mit 1-10 m deutlich schlechter als die Genauigkeit der Trägerphasenbeobachtungen ist, die je nach Bedingungen meist im sub-mm bis mm-Bereich liegt [Hofmann-Wellenhof et al., 2008], stützen sich sowohl die GNSS-Positions- als auch die GNSS-Orientierungsbestimmung hier hauptsächlich auf die Trägerphasen. Die Beobachtungsgleichung einer Trägerphasenbeobachtung $\phi(t)$ zum Zeitpunkt t lässt sich nach Misra & Enge [2001] wie folgt darstellen:

$$\phi(t) = \frac{1}{\lambda} [r(t) + I_\phi(t) + T(t)] + \frac{c}{\lambda} (\delta t_u(t) - \delta t^s(t)) + N + \epsilon_\phi(t). \quad (3.5)$$

Darin ist λ die Wellenlänge des jeweiligen Signals, r ist die geometrische Distanz, I_ϕ und T sind die ionosphärische und die troposphärische Refraktion und δt_u und δt^s sind die Empfängeruhren- sowie die Satellitenuhrenabweichung. Die Konstante c beschreibt die Lichtgeschwindigkeit, N ist der zeitunabhängige Mehrdeutigkeitsparameter und ϵ_ϕ enthält das Messrauschen sowie die sonstigen Abweichungen.

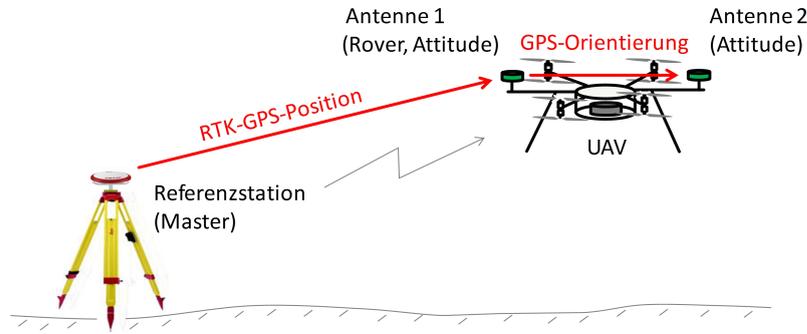


Abbildung 3.1: Veranschaulichung der RTK-GPS-Positionsbestimmung und der GPS-Orientierungsbestimmung (Attitude) eines UAVs.

Durch die Bildung von Differenzen der Beobachtungen an zwei GNSS-Stationen (A und B) besteht die Möglichkeit der Reduktion oder Elimination zahlreicher systematischer Abweichungen der GNSS-Beobachtungen [Hofmann-Wellenhof et al., 2008]. Ist die Distanz zwischen den Antennen der beiden GPS-Stationen kurz, werden durch Differenzbildung die Einflüsse aus der Atmosphäre sowie die Satellitenuhrenabweichung soweit reduziert, dass sie im weiteren vernachlässigt werden können [Misra & Enge, 2001]. Neben diesen beiden Größen wird durch die Einfachdifferenzbildung auch die Satellitenbahnabweichung reduziert. Die Beobachtungsgleichung einer solchen Einfachdifferenz ist in Gleichung (3.7) beschrieben.

$$\phi_{AB}^{(k)}(t) = \phi_A^{(k)}(t) - \phi_B^{(k)}(t) \quad (3.6)$$

$$= \frac{1}{\lambda} r^{(k)}(t) + \frac{c}{\lambda} \delta t_u(t) + N_{AB}^{(k)} + \epsilon_{\phi, AB}^{(k)}(t). \quad (3.7)$$

Darin dient der hochgestellte Index k der Unterscheidung verschiedener Satelliten. Die tiefgestellten Symbole A und B bezeichnen die beiden GPS-Stationen. Hier ist anzumerken, dass die tatsächliche Größenordnung der Reduktion der Atmosphärenabweichungen durch die Einfachdifferenzbildung sowohl von der Distanz zwischen den beiden GPS-Stationen als auch von den aktuell und lokal vorliegenden Atmosphäreinflüssen abhängt.

Werden nun die Einfachdifferenzen zweier Satelliten (k und l) ebenfalls voneinander subtrahiert, können zusätzlich zu den Atmosphären- und Satellitenabweichungen auch Einflüsse der GPS-Stationen (wie z.B. Antennenabweichungen) reduziert werden. Die Empfängeruhrenabweichungen lassen sich auf diese Weise sogar vollständig eliminieren. Die Beobachtungsgleichung einer solchen sogenannten Doppeldifferenz wird in Gleichung (3.10) beschrieben.

$$\phi_{AB}^{(kl)}(t) = \left(\phi_A^{(k)}(t) - \phi_B^{(k)}(t) \right) - \left(\phi_A^{(l)}(t) - \phi_B^{(l)}(t) \right) \quad (3.8)$$

$$= \phi_{AB}^{(k)}(t) - \phi_{AB}^{(l)}(t) \quad (3.9)$$

$$= \frac{1}{\lambda} r_{AB}^{(kl)}(t) + N_{AB}^{(kl)} + \epsilon_{\phi, AB}^{(kl)}(t). \quad (3.10)$$

Positions- und Orientierungsbestimmung mit GPS

Die GPS-Auswertung unter Verwendung von Doppeldifferenzen basiert auf einem relativen Verfahren. Dies bedeutet, dass nicht die Absolutposition einer Antenne, sondern der Vektor zwischen zwei beteiligten GPS-Stationen, die sogenannte Basislinie, ausgewertet wird.

Im Falle der kinematischen Positionsbestimmung wird bei den Stationen zwischen einer stationären Referenzstation (*Master*) und einem sich auf der bewegenden Plattform befindenden *Rover* unterschieden (siehe Abb 3.1). Die absolute Position des Rovers ergibt sich unter Kenntnis der Position des Masters und der zum jeweiligen Zeitpunkt geschätzten Basislinie zwischen Rover und Master. Wird die Position in Echtzeit ermittelt, wird das Verfahren RTK-GPS genannt. Die Beobachtungen sowie auch die bekannte Position

der Master Station müssen bei diesem Verfahren an den Rover übertragen werden, so dass dort Doppel-differenzen gebildet und die Position des Rovers in Echtzeit ausgewertet werden können. Die Realisierung dieser Übertragung kann z.B. über eine Funkverbindung erfolgen. Da es bei der Übertragung der Daten zu Ausfällen kommen kann, müssen die RTK-GPS-Algorithmen in der Lage sein, mit lückenhaften Daten der Referenzstation umgehen zu können (siehe Kapitel 6.3 oder [Eling et al., 2014f]).

Eine Orientierungsbestimmung mit GNSS kann mittels verschiedener Verfahren realisiert werden: (i) aus einer Abfolge von RTK-GPS-Positionen [Li et al., 2012], (ii) aus GPS-Geschwindigkeiten [Lai & Jan, 2011] oder (iii) mittels eines Multiantennensystems auf der Trägerplattform [Cohen, 1996].

Da rotorbetriebene UAVs sich im Gegensatz zu Autos oder Zügen nicht nur entlang einer Achse des körperfesten Koordinatensystems bewegen, sondern auch seitwärts fliegen und sogar auf der Stelle drehen können, sind die Verfahren (i) oder (ii) hier nicht geeignet.

Die Orientierungsbestimmung mit einem GPS-Multiantennensystem (iii) erfolgt über mindestens zwei GPS-Antennen auf der bewegten Plattform (siehe Abb 3.1). Entsprechend der Ausmaße der Plattform sind die Basislinien zwischen den Antennen dabei deutlich kürzer als bei einer RTK-GPS-Positionsbestimmung. Bspw. wurden zur Orientierungsbestimmung eines Autos in Eling et al. [2013b] zwei Basislinien mit Längen von 2.5 m und 1.3 m eingesetzt. Je nach Ausrichtung der Basislinien auf der Plattform eignen Sie sich für die Bestimmung des Yaw-, Pitch- und Rollwinkels (eine Definition dieser Winkel folgt in Abschnitt 3.2.2). Ein Unterschied zwischen den Verfahren zur Positions- und Orientierungsbestimmung mit GPS ist, dass die Basislinienlänge bei der Orientierungsbestimmung konstant bleibt [Cohen, 1996; Caporali et al., 2003]. Diese Information kann in der Auswertung genutzt werden, um die Bestimmung der Trägerphasenmehrdreutigkeiten und die Zuverlässigkeit der Schätzung zu verbessern (siehe Kapitel 6.1.1 oder [Eling et al., 2013b]).

Mehrdeutigkeitslösung

Da GNSS-Empfänger ausschließlich Phasendifferenzen zu einem Referenzsignal messen, sind Trägerphasenbeobachtungen mehrdeutig (siehe Gleichung (3.10)). Sowohl für die GNSS-Positionsbestimmung als auch für die GNSS-Orientierungsbestimmung mit einem Multiantennensystem ist die Lösung der GNSS-Mehrdeutigkeiten der Schlüssel zu einer schnellen hoch-präzisen GNSS-Parameterschätzung [Teunissen & Verhagen, 2009]. Nur wenn die Mehrdeutigkeiten $N_{AB}^{(kl)}$ der verfügbaren Doppeldifferenz-Trägerphasenbeobachtungen auf ihren korrekten ganzzahligen Wert fixiert werden können, besteht die Möglichkeit der schnellen Schätzung der Basislinienparameter mit Genauigkeiten im mm-Bereich oder besser. Besonders bei kinematischen Anwendungen spielt die Schnelligkeit der Fixierung der Mehrdeutigkeiten eine wichtige Rolle. Der Grund dafür ist, dass die Trägerplattform bei kinematischen Anwendungen, wie bereits in Kapitel 1 beschrieben, vor allem in städtischen Bereichen, immer wieder in Umgebungen gelangt, in denen die GNSS-Signale nur schlecht oder gar nicht empfangen werden können. Bspw. bei einer Autofahrt auf einer Autobahn führen Brücken über der Fahrbahn zu regelmäßigen Unterbrechungen der GNSS-Signale [Eling et al., 2012]. Als Folge der Signalabrisse ist der GNSS-Empfänger dazu gezwungen, alle unterbrochenen GNSS-Signale neu zu initialisieren, was zu einem Phasensprung führt, der eine neue Lösung der Mehrdeutigkeiten erfordert. Damit nach einer Signalunterbrechung schnellst möglich wieder GNSS-Positionen und -Orientierungen zur Verfügung stehen, sollte die Mehrdeutigkeitslösung möglichst schnell, idealerweise innerhalb einer Messepoche, erfolgen. Im weiteren Verlauf dieser Arbeit wird eine Mehrdeutigkeitslösung, die innerhalb der ersten Epoche nach einer Signalunterbrechung erfolgt, auch als *instantane Mehrdeutigkeitslösung* bezeichnet.

Die Lösung von GNSS-Mehrdeutigkeiten ist ein seit vielen Jahren bekanntes Problem und wurde bereits in zahlreichen Publikationen thematisiert [Counselman & Gourevitch, 1981; Hatch, 1990; Euler & Landau, 1992; Chen & Lachapelle, 1994; Teunissen, 1995]. Alle zu diesem Anlass entwickelten Algorithmen aufzuzählen und zu erläutern würde den Rahmen dieser Arbeit sprengen. Dennoch soll hier am Beispiel der Mehrdeutigkeitslösung zur Orientierungsbestimmung ein Überblick über die verschiedenen Prinzipien gegeben werden (Abb. 3.2). Einige der in Abb. 3.2 genannten Verfahren sind aufgrund der unterschiedlichen Ausgangssituationen nur für die Orientierungsbestimmung und nicht für die Positionsbestimmung mit GNSS geeignet. Grundsätzlich gilt, dass die meisten für die Positionsbestimmung entwickelten Algorithmen auch die Mehrdeutigkeitslösung bei der Orientierungsbestimmung ermöglichen, während dies andersherum seltener möglich ist.

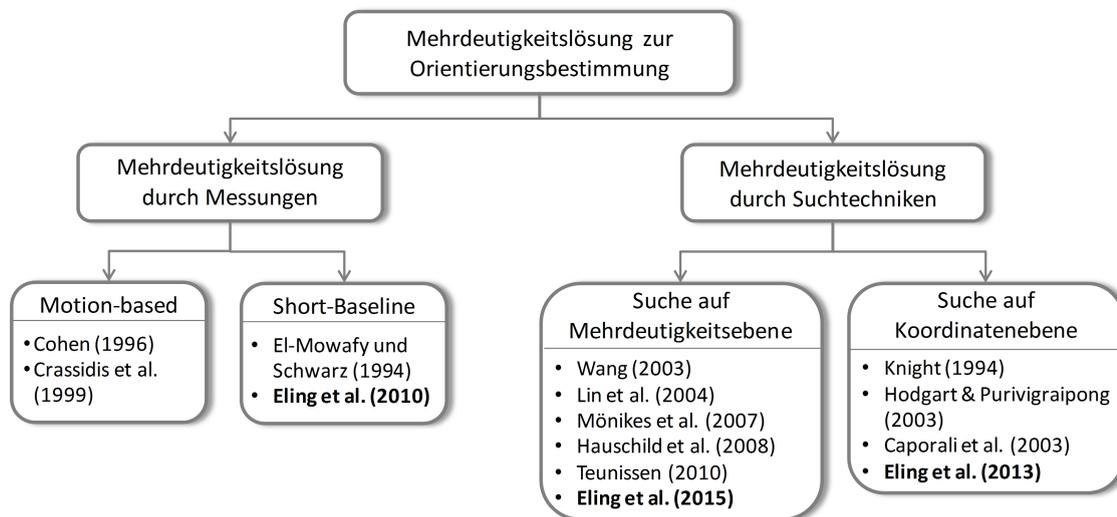


Abbildung 3.2: Klassifikation verschiedener Verfahren zur Mehrdeutigkeitslösung bei der Orientierungsbestimmung mit GNSS.

Eine Klassifizierung der verschiedenen Algorithmen zur Lösung der Mehrdeutigkeiten kann nach Kim & Langley [2000] unter Einteilung in die drei folgenden Klassen vorgenommen werden:

1. Mehrdeutigkeitslösung basierend auf Messungen
2. Mehrdeutigkeitslösung auf Koordinatenebene
3. Mehrdeutigkeitslösung auf Mehrdeutigkeitssebene.

Am Beispiel der Orientierungsbestimmung kann die Klasse der „Mehrdeutigkeitslösung durch Messungen“ nochmals in *Motion-based*-Algorithmen und *Short-Baseline*-Ansätze unterteilt werden (Abb. 3.2). Unter *Motion-based*-Algorithmen sind Verfahren zu verstehen, die auf Veränderungen in der Empfänger-Satelliten-Geometrie beruhen, was entweder eine Bewegung der Basislinie und/oder eine Veränderung der Satellitenpositionen voraussetzt [Cohen, 1996; Crassidis et al., 1999]. Da *Motion-based*-Algorithmen von der Bewegung der Plattform oder Änderungen der Satellitengeometrie abhängen, sind sie für instantane Mehrdeutigkeitslösungen nicht geeignet. Unter Verwendung einer sehr kurzen Basislinie (kürzer als die Wellenlänge der GNSS-Signale) in einem *Short-Baseline*-Ansatz ist dies anders, da in einem solchen Fall die Mehrdeutigkeiten direkt berechnet werden können [El-Mowafy & Schwarz, 1995]. Eine kurze Basislinie ermöglicht somit eine rein auf Messungen basierende Einzelepochen-Mehrdeutigkeitslösung [Eling et al., 2010].

Die meisten Verfahren zur Fixierung der Mehrdeutigkeiten beruhen auf Suchalgorithmen. Als ein für die Klasse der Suchalgorithmen auf Koordinatenebene sehr repräsentatives Verfahren ist die Ambiguity Function Method (AFM) [Counselman & Gourevitch, 1981; Remondi, 1991; Mader, 1990] zu nennen. In dieser Methode wird eine trigonometrische Kostenfunktion verwendet, um mögliche Kandidaten eines vordefinierten Suchraums, d.h. Positionen oder Orientierungen einer Basislinie, zu testen. Der Nachteil der AFM ist eine schlechte Recheneffizienz, wenn der Suchraum groß ist. Durch Einschränkung des Suchraums durch Vorwissen über die Basislinien-Orientierung [Caporali et al., 2003] oder die Verwendung zusätzlicher Sensoren [Eling et al., 2013b] ist das Verfahren im Falle der Orientierungsbestimmung jedoch gut geeignet, um die Mehrdeutigkeiten schnell und effizient innerhalb einer Messepoche zu lösen. Wird das Verfahren als Einzelepochenlösung eingesetzt, ist es zudem resistent gegenüber Cycle-Slips [Hofmann-Wellenhof et al., 2008]. Andere Methoden, bei denen auf Koordinatenebene gesucht wird, werden bspw. in Knight [1994] oder Hodgart & Purivigraipong [2000] beschrieben.

Suchtechniken auf Mehrdeutigkeitssebene basieren meist auf der Least Squares Ambiguity Decorrelation Adjustment (LAMBDA)-Methode [Teunissen, 1995]. Diese Methode wurde ursprünglich für die Positionsbestimmung mit GNSS entwickelt und beruht auf dem sogenannten integer least-squares Ansatz, der das Ziel

verfolgt, die Residuen der Mehrdeutigkeiten zu minimieren. Techniken, die auf dem integer least-squares Ansatz basieren, beinhalten üblicherweise drei Schritte: (1) die *Float-Lösung*, (2) die *Integer-Ambiguity-Estimation* und (3) die *Fixed-Lösung* [Hofmann-Wellenhof et al., 2008]. In der Float-Lösung werden die Mehrdeutigkeiten zunächst als reellwertige Zahlen geschätzt, bevor Verfahren wie die LAMBDA-Methode in der Integer-Ambiguity-Estimation zum Einsatz kommen. In der Integer-Ambiguity-Estimation werden auf Basis der Float-Mehrdeutigkeiten und deren Kovarianzmatrix die ganzzahligen Mehrdeutigkeiten gesucht, die am wahrscheinlichsten sind. Zur Steigerung der Effizienz werden in der LAMBDA-Methode dabei unter anderem eine spezielle Dekorrelation der Float-Lösung und eine sequentielle Suche durchgeführt. Konnten die Mehrdeutigkeiten erfolgreich gelöst werden, folgt abschließend die Fixed-Lösung, in der die bekannten Mehrdeutigkeiten direkt an die Beobachtungen angebracht werden.

Beispiele für die Verwendung der LAMBDA-Methode zur Orientierungsbestimmung mit GNSS sind in Abb. 3.2 mit den Entwicklungen von Lin et al. [2004] und Hauschild et al. [2008] genannt. Durch die Integration von Kenntnissen über die Basislinienlänge oder -geometrie ist es möglich, die ursprüngliche LAMBDA-Methode weiter zu optimieren [Mönikes et al., 2005, 2007; Teunissen, 2010; Nadarajah et al., 2014]. Des Weiteren existieren auch Ansätze, bei denen die LAMBDA-Methode um Zusatzinformationen, wie z.B. Beobachtungen von Inertialsensoren, erweitert wird [Roth et al., 2012]. Wie in Cong et al. [2015] beschrieben wird, ist eine schnelle und robuste Mehrdeutigkeitslösung mit einer erweiterten LAMBDA-Methode jedoch schwierig, wenn die Float-Lösung starke systematische Abweichungen aufweist, was unter schwierigen GNSS-Bedingungen bei kinematischen Anwendungen häufig vorkommen kann. Deshalb wird in Eling et al. [2015b] ein Verfahren vorgestellt, bei dem unter Verwendung von MEMS-Inertialsensoren sowie Magnetfeldsensoren zunächst die Float-Lösung verbessert und anschließend eine Mehrdeutigkeitsuche auf Mehrdeutigkeits- und Koordinatenebene durchgeführt wird.

3.1.3 Magnetfeldsensoren

Das Erdmagnetfeld, das annähernd die Form eines magnetischen Dipolfeldes hat (Abb. 3.3), wird schon seit über tausend Jahren zur Bestimmung der Orientierung relativ zum magnetischen Nord- oder Südpol genutzt [Caruso, 1997]. Aufgrund der Entwicklungen im Bereich der integrierten Schaltkreise sind mittlerweile in den meisten Smartphones, Handhelds oder IMUs auch Magnetfeldsensoren verbaut.

Im Bereich der Navigation ist die wesentliche Aufgabe von Magnetfeldsensoren (Magnetometer) die Bestimmung der magnetischen Nordrichtung, woraus unter Kenntnis der magnetischen Deklination der Yaw-Winkel abgeleitet werden kann. Mit dem Ziel, die Drift im Yaw-Winkel zu begrenzen, kommen Magnetometer deshalb besonders häufig in Kombination mit MEMS-Inertialsensoren zum Einsatz [Wendel et al., 2006; Gebre-Egziabher & Elkaim, 2008].

Die Bestimmung des Yaw-Winkels erfolgt unter Verwendung von Magnetfeldmessungen anhand der Gleichung (3.11). Darin sind h_x und h_y die beiden Horizontalkomponenten des gemessenen Magnetfeldvektors. Gehen wir also davon aus, dass der Magnetfeldsensor horizontalisiert ist, d.h. die xy-Ebene senkrecht auf dem Gravitationsvektor steht (Abb. 3.3), dann lässt sich der Yaw-Winkel ψ aus den beiden Horizontalkomponenten sowie der magnetischen Deklination D berechnen [Renaudin et al., 2010].

$$\psi = \operatorname{atan} \frac{h_y}{h_x} + D \quad (3.11)$$

Da die Magnetfeldsensoren in der Praxis meist fest mit der bewegten Plattform verbunden sind, liegt in der Regel keine horizontale Ausrichtung des Sensors vor. In solchen Fällen sind Informationen über die Neigungen (Roll- und Pitch-Winkel) der Plattform nötig, um die Horizontalkomponenten des Magnetfeldvektors berechnen zu können. Zur Berechnung der Neigungswinkel werden meist Akzelerometer eingesetzt.

Wird die Fusion zwischen Magnetfeldmessungen und Beobachtungen weiterer Sensoren in einem Kalman-Filter vorgenommen (siehe Abschnitt 3.3), ist eine direkte Berechnung der Horizontalkomponenten nicht nötig. Stattdessen wird dann meist der Zusammenhang zwischen dem im körperfesten Koordinatensystem gemessenen Magnetfeldvektor \mathbf{h}^b und dem im Navigationskoordinatensystem bekannten Magnetfeldvektor \mathbf{h}^n herangezogen [Wendel, 2007]:

$$\mathbf{h}^b = \mathbf{C}_b^{n,T} \mathbf{h}^n \quad (3.12)$$

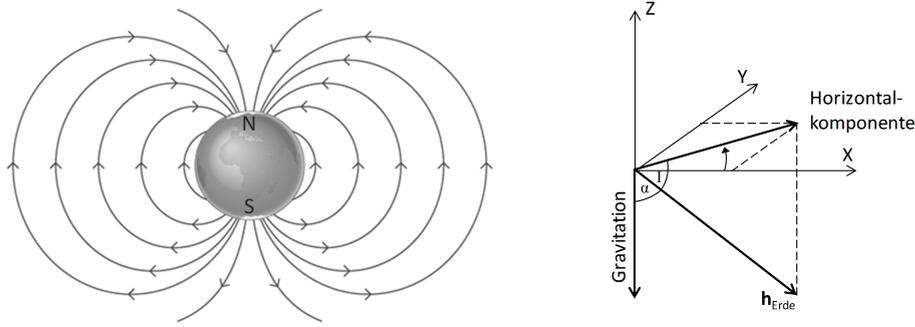


Abbildung 3.3: Links: Magnetfeld der Erde in Form eines magnetischen Dipols. Rechts: Berechnung des Yaw-Winkels aus den Horizontalkomponenten des Magnetfeldvektors. Das Sensorkoordinatensystem ist dabei horizontal bezüglich des Gravitationsvektors ausgerichtet.

Zusätzlich zu dem in Gleichung (3.12) genannten Zusammenhang sind Magnetfeldmessungen in der Praxis durch verschiedene Abweichungen aus der Sensorherstellung sowie der Umgebung des Sensors beeinträchtigt [Vasconcelos et al., 2008]:

$$\mathbf{h}^b = \mathbf{S}_s \mathbf{C}_{ma} \left(\mathbf{C}_{si} \mathbf{C}_b^{n,T} \mathbf{h}^n + \mathbf{b}_{hi} \right) + \mathbf{b}_s + \epsilon. \quad (3.13)$$

Für Dreiachs-Magnetometer sind eine Skalierungsmatrix \mathbf{S}_s und ein Bias-Vektor \mathbf{b}_s zu berücksichtigen. Die Transformationsmatrix \mathbf{C}_{ma} dient der Korrektur des Misalignments zwischen den einzelnen Sensorkomponenten. Bei den auftretenden Abweichungen aus der Umgebung des Sensors wird zwischen sogenannten *hard iron* und *soft iron* Effekten unterschieden [Gebre-Egziabher et al., 2006]. Hard-iron-Effekte ergeben sich aufgrund von permanent magnetisiertem Material auf der Plattform, auf dem auch der Sensor montiert ist. Dies führt zu einem Bias \mathbf{b}_{hi} . Soft-iron-Effekte basieren auf Interaktionen des Erdmagnetfelds mit ferromagnetischem Material in der Umgebung des Sensors. Diese Interaktionen fallen in Abhängigkeit der Sensororientierung unterschiedlich aus und werden anhand einer Matrix \mathbf{C}_{si} modelliert.

Im Gegenteil zu Soft-iron-Effekten, die praktisch nicht kalibrierbar sind, lassen sich Hard-iron-Effekte durch geeignete Kalibrierverfahren meist gut kompensieren. Eigene Entwicklungen zur Kalibrierung von Magnetfeldsensoren sind in Klingbeil et al. [2014a] zu finden.

In der vorliegenden Arbeit werden Magnetfeldsensoren aus folgenden Gründen eingesetzt:

- **Einschränkung des Suchraums für die Mehrdeutigkeitslösung bei der GPS-Orientierungsbestimmung:** Aufgrund der oben genannten systematischen Abweichungen, die nur zum Teil durch eine Kalibrierung kompensiert werden können, bietet ein Magnetfeldsensor, mit Abweichungen von mehreren Grad, nicht die nötige Genauigkeit zur Orientierungsbestimmung. Aus diesem Grund wird in dieser Arbeit die Orientierungsbestimmung aus GPS untersucht, mit der höhere Genauigkeiten erzielbar sind, wenn die Mehrdeutigkeiten der Doppeldifferenz-Trägerphasenbeobachtungen fixiert werden können. Magnetfeldsensoren eignen sich jedoch gut, um den Suchraum bei der Mehrdeutigkeitslösung einer GPS-Basislinie zur Orientierungsbestimmung einzuschränken, wodurch die Schnelligkeit und die Robustheit der Mehrdeutigkeitslösung erheblich verbessert werden kann [Eling et al., 2015b].
- **Begrenzung der Orientierungsdrift bei GPS-Ausfällen:** Die Beobachtungen der GPS-Basislinie zur Orientierungsbestimmung stehen bei kinematischen Anwendungen aufgrund von Abschattungen nicht durchgehend zur Verfügung. Während der GPS-Signalunterbrechungen würden die Orientierungsparameter endlos driften, wenn es kein geeignetes Modell oder keinen geeigneten Sensor gäbe, um die Drift zu begrenzen. Bei dem in dieser Arbeit entwickelten System werden zur Begrenzung der Drift Magnetfeldsensoren eingesetzt. Dieses gelingt vor allem dann gut, wenn die systematischen Effekte während des kurzen GNSS-Ausfalls konstant sind.

3.1.4 Zusammenfassung

Die Positions- und Orientierungsbestimmung leichter Fluggeräte basiert in dieser Arbeit vorwiegend auf den Beobachtungen von GPS-Empfängern, MEMS-Inertialsensoren und Magnetometern. Die Beobachtungen des GPS spielen in dieser Sensorkombination eine wichtige Rolle, da eine alleinige Verwendung von MEMS-Inertialsensoren aufgrund geringer Sensorstabilität bereits nach wenigen Sekunden zu einer erheblichen Drift führt. Um Abweichungen durch längere Signalunterbrechungen des GPS so gering wie möglich zu halten, ist eine schnelle Lösung der GPS-Mehrdeutigkeiten ein wesentlicher Bestandteil dieser Arbeit.

Neben Magnetfeldsensoren, die bei einer GPS-Signalunterbrechung zumindest die Drift in der Orientierungsbestimmung begrenzen können, sind auch Stereokamerasysteme gut geeignet, um GPS-Signalunterbrechungen für kurze Zeit zu überbrücken. Im Rahmen dieser Dissertation wurden, in Zusammenarbeit mit Mitarbeitern des Instituts für Photogrammetrie der Universität Bonn, auch Entwicklungen vorgenommen, bei denen GPS-Rohdaten mit Bildinformationen von Stereokamerasystemen fusioniert werden [Schneider et al., 2016]. Diese Entwicklungen stehen hier jedoch nicht im Fokus und werden deshalb lediglich im Kapitel 7 („Weiterführende Überlegungen“) angesprochen.

3.2 Mathematische Grundlagen

3.2.1 Koordinatensysteme

Für die Positions- und Orientierungsbestimmung eines mobilen Objektes muss zwischen verschiedenen Koordinatensystemen unterschieden werden:

- **Inertialkoordinatensystem** (i-frame)

Der Ursprung dieses kartesischen Koordinatensystems liegt im Mittelpunkt der Erde, die z-Achse verläuft entlang der Rotationsachse der Erde und die x- und y-Achse liegen senkrecht zueinander stehend in der Äquatorebene der Erde. Die x- und y-Koordinatenachsen sind in Bezug auf Fixsterne ausgerichtet (himmelsfest). Eine Inertiale Messeinheit (IMU) misst Drehraten und Beschleunigungen eines körperfesten Koordinatensystems bezüglich des Inertialkoordinatensystems.

- **ECEF-Koordinatensystem** (e-frame)

Bei einem Earth Centered Earth Fixed (ECEF)-Frame handelt es sich um die Realisierung eines erdfesten, globalgeozentrischen Koordinatensystems, dessen Ursprung im Erdmittelpunkt liegt. Die z-Achse des Systems verläuft durch die Rotationsachse der Erde und die x-Achse ist z.B. durch den Meridian von Greenwich festgelegt. Der einzige Unterschied zwischen einem i-frame und einem e-frame ist somit die Erddrehung. Beispiele für die Realisierung von ECEF-Koordinatensystemen sind das World Geodetic System 1984 (WGS84), in dem die Broadcast Ephemeriden des GPS angegeben werden, und das International Terrestrial Reference Frame (ITRF), in dem präzise GNSS-Bahndaten des International GNSS Service (IGS) repräsentiert werden.

- **Navigationskoordinatensystem** (n-frame)

Das Navigationskoordinatensystem ist üblicherweise im mobilen Objekt gelagert. Je nach Anwendung wird meist ein North East Down (NED)- oder ein East North Up (ENU)-System als Navigationskoordinatensystem verwendet. Beide Systeme sind Rechtssysteme, unterscheiden sich also durch die Ausrichtung der z-Achse. In der vorliegenden Arbeit wird ein ENU-System verwendet (Abb. 3.4). Die x-Achse zeigt dabei nach Osten, die y-Achse nach Norden und die z-Achse weist nach oben und ist parallel zum Gravitationsvektor.

- **Plattformkoordinatensystem** (b-frame)

Beim Plattformkoordinatensystem handelt es sich um ein körperfestes Koordinatensystem (*Body-Frame*), das genau wie auch das Navigationskoordinatensystem im Fahrzeug gelagert ist (Abb. 3.4). Die x- und die y-Achse zeigen in Längs- und Querrichtung des Fahrzeugs und die z-Achse steht senkrecht auf der xy-Ebene.

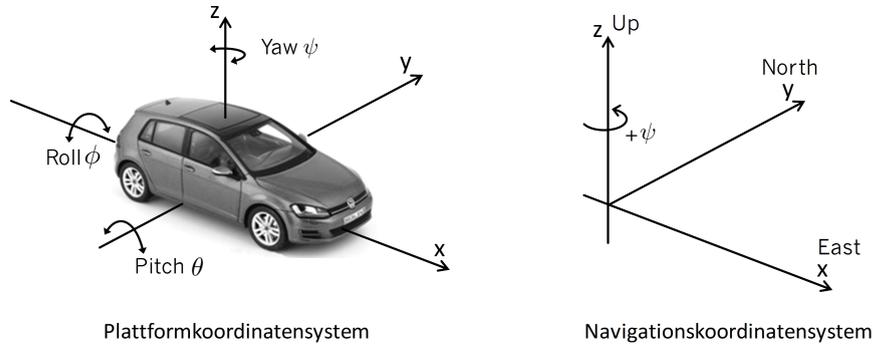


Abbildung 3.4: Darstellung eines Plattformkoordinatensystems und eines East North Up (ENU) Navigationskoordinatensystems sowie der Drehwinkel Roll, Pitch und Yaw inklusive der Drehrichtung entgegen des Uhrzeigersinns.

3.2.2 Eulerwinkel und Richtungskosinusmatrix

Die Rotation zwischen zwei Systemen (z.B. Plattformkoordinatensystem und Navigationskoordinatensystem) lässt sich über Euler-Winkel ausdrücken. Demnach kann die vollständige Rotation in drei Einzelrotationen unterteilt werden. Die Richtungen der Rotationen hängen von der Wahl des Koordinatensystems ab. Wird als Navigationssystem ein ENU-Koordinatensystem gewählt (Abb 3.4), erfolgen die Rotationen entgegen dem Uhrzeigersinn.

Die Einzelrotationen um die drei Achsen x, y und z lassen sich durch die folgende Rotationsmatrizen beschreiben:

$$x - \text{Rotation} : \mathbf{R}_1(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

$$y - \text{Rotation} : \mathbf{R}_2(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

$$z - \text{Rotation} : \mathbf{R}_3(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (3.16)$$

Die Rotation zwischen zwei Systemen ergibt sich nun durch Verkettung der drei Einzelrotationen. Entscheidend ist dabei die Reihenfolge der Verkettung. Es ist hier zwischen vier Fällen zu unterscheiden [Förstner & Wrobel, 2016]. Für die in den folgenden Kapiteln beschriebenen Anwendungen ist der Fall „Rotation von einem Koordinatensystem in ein zweites mit festem Objekt“ relevant. Die Rotation erfolgt in drei Schritten, wobei die erste Drehachse raumfest ist, während die anderen beiden Drehungen um die jeweils mitgedrehten Achsen vorgenommen werden. Für die Rotation vom Body- in das Navigationssystem gilt nach Titterton & Weston [2004]:

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_b^n &= \mathbf{R}_3(\psi)^T \cdot \mathbf{R}_2(\theta)^T \cdot \mathbf{R}_1(\phi)^T & \phi \dots \text{Roll}, \quad \theta \dots \text{Pitch}, \quad \psi \dots \text{Yaw} \\ &= \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (3.17)$$

Die Matrix (3.17) wird auch als Richtungskosinusmatrix bezeichnet. Genauso, wie aus Eulerwinkeln die

Richtungskosinusmatrix aufgestellt werden kann, können aus der Richtungskosinusmatrix wiederum auch die Eulerwinkel abgeleitet werden [Förstner & Wrobel, 2016]:

$$\phi = \text{atan2}(c_{32}, c_{33}) \quad (3.18)$$

$$\theta = \text{atan2}(-c_{31}, \sqrt{c_{32}^2 + c_{33}^2}) \quad (3.19)$$

$$\psi = \text{atan2}(c_{21}, c_{11}), \quad (3.20)$$

wobei die Elemente c_{ij} jeweils den Einträgen in der i -ten Zeile und der j -ten Spalte der Matrix C_b^n (Gleichung (3.17)) entsprechen.

3.2.3 Quaternionen

Auch wenn die Repräsentation von Drehungen mittels Eulerwinkeln sehr anschaulich ist, besteht ein Nachteil aufgrund möglicher Singularitäten, die auftreten, wenn der Pitch-Winkel ± 90 deg einnimmt [Titterton & Weston, 2004]. Als Alternative zu Eulerwinkeln bieten sich Quaternionen zur Repräsentation von Drehungen an. Diese sind im Vergleich zu Eulerwinkeln bei Berechnungen effizienter und leichter in der Handhabung. Die Rotation zwischen zwei Koordinatensystemen kann nach Titterton & Weston [2004] und Wendel [2007] mittels eines Orientierungsvektors $\boldsymbol{\mu}$ beschrieben werden, der die Achse festlegt, um die gedreht werden muss, damit die beiden Koordinatensysteme über eine Drehung ineinander überführt werden. Der Drehwinkel entspricht dabei der Länge des Orientierungsvektors. Das auf die Länge $|\mathbf{q}| = 1$ normierte Quaternion setzt sich aus Funktionen des Orientierungsvektors $\boldsymbol{\mu}$ zusammen [Titterton & Weston, 2004; Wendel, 2007]:

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \\ d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\mu/2) \\ (\mu_x/\mu) \sin(\mu/2) \\ (\mu_y/\mu) \sin(\mu/2) \\ (\mu_z/\mu) \sin(\mu/2) \end{bmatrix}, \quad (3.21)$$

wobei μ_x , μ_y und μ_z die einzelnen Komponenten und μ die Länge des Vektors $\boldsymbol{\mu}$ sind.

Der Zusammenhang zwischen einem Quaternion und der Richtungskosinusmatrix ist durch Gleichung (3.22) gegeben.

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} (a^2 + b^2 - c^2 - d^2) & 2(bc - ad) & 2(bd + ac) \\ 2(bc + ad) & (a^2 - b^2 + c^2 - d^2) & 2(cd - ab) \\ 2(bd - ac) & 2(cd + ab) & (a^2 - b^2 - c^2 + d^2) \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

Die Umrechnung von Eulerwinkeln in Quaternionparameter erfolgt nach den Gleichungen (3.23) bis (3.26).

$$a = \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \quad (3.23)$$

$$b = \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \quad (3.24)$$

$$c = \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \quad (3.25)$$

$$d = \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \quad (3.26)$$

Die Umrechnung eines Quaternion in Eulerwinkel lässt sich hingegen am einfachsten über die Richtungskosinusmatrix (3.22) sowie die Gleichungen (3.18) bis (3.20) realisieren.

3.3 Kalman Filterung

Die Fusion der von GNSS-Empfängern gelieferten Beobachtungen oder Koordinaten mit Inertialsensordaten erfolgt in der Fachliteratur fast ausschließlich unter Verwendung von Kalman-Filtern [Wendel, 2007]. Das

Kalman-Filter ist ein von R. E. Kalman entwickelter rekursiver Algorithmus [Kalman, 1960], der die Schätzung des Zustands eines Systems unter Verwendung von Beobachtungsgrößen und einem Systemmodell zum Ziel hat. Mittlerweile findet dieser Algorithmus in vielen Disziplinen Anwendung. Beispiele aus der Geodäsie sind u.a. im Bereich der Deformations- und Überwachungsmessung sowie der Ortung und Navigation zu finden. Bei integrierten Navigationssystemen werden oftmals Error-State-Kalman-Filter eingesetzt, bei denen die Abweichungen der Inertialnavigationslösung anhand der von GNSS-Empfängern gelieferten Stützinformationen geschätzt und korrigiert werden [Jekeli, 2001; Wendel, 2007]. In den folgenden Abschnitten werden die unterschiedlichen Varianten der Kalman-Filterung kurz erläutert.

3.3.1 Diskretes Kalman-Filter

Das Kalman-Filter ist sowohl in kontinuierlicher als auch in diskreter Form einsetzbar [Gelb, 1974]. Da für die Ortung und Navigation hier ausschließlich zeitdiskrete digitale Messwerte verwendet werden, wird das von Kalman & Bucy [1961] vorgestellte kontinuierliche Kalman-Filter hier nicht weiter behandelt. Für das diskrete Kalman-Filter kann die Systemgleichung in Anlehnung an Heunecke [1995], Ramm [2008] und Heunecke et al. [2013] wie folgt formuliert werden:

$$\bar{\mathbf{x}}_{k+1} = \mathbf{T}_k \cdot \bar{\mathbf{x}}_k + \mathbf{B}_k \cdot \bar{\mathbf{u}}_k + \mathbf{C}_k \cdot \mathbf{w}_k. \quad (3.27)$$

Die $m \times m$ Transitionsmatrix \mathbf{T}_k dient darin der Modellierung des Übertragungsverhaltens des $m \times 1$ großen Systemzustands \mathbf{x}_k vom Zeitpunkt t_k zum Zeitpunkt t_{k+1} . Mittels der $m \times j$ Stellgrößenmatrix \mathbf{B}_k wird ein deterministischer Einfluss durch den $j \times 1$ Stellgrößenvektor \mathbf{u} auf den Systemzustand beschrieben. Der Störgrößenvektor \mathbf{w}_k mit der Dimension $l \times 1$, der die Abweichung des Modells von der Realität enthält, wird mittels der $m \times l$ Störgrößenmatrix \mathbf{C} übertragen.

Das Messmodell enthält den funktionalen Zusammenhang zwischen dem $n \times 1$ Beobachtungsvektor \mathbf{l}_k und dem Zustandsvektor \mathbf{x} :

$$\mathbf{l}_k = \mathbf{A}_k \cdot \bar{\mathbf{x}}_k + \boldsymbol{\epsilon}_k. \quad (3.28)$$

Darin ist \mathbf{A}_k die Messmatrix mit der Dimension $n \times m$ und $\boldsymbol{\epsilon}$ der das Messrauschen enthaltende $n \times 1$ Vektor. Da sowohl für das Systemmodell als auch für das Messmodell weißes Rauschen vorausgesetzt wird [Kalman, 1960], gilt:

$$\mathbf{w}_k \sim N(0, \boldsymbol{\Sigma}_{ww,k}) \quad (3.29)$$

mit der Kovarianzmatrix des Systemrauschens $\boldsymbol{\Sigma}_{ww,k}$ und

$$\boldsymbol{\epsilon}_k \sim N(0, \boldsymbol{\Sigma}_{ll,k}) \quad (3.30)$$

mit der Kovarianzmatrix $\boldsymbol{\Sigma}_{ll,k}$ der Beobachtungen.

Die Prädiktion des Systemzustands $\bar{\mathbf{x}}_{k+1}$ aus dem in der vorherigen Epoche geschätzten Zustandsvektor $\hat{\mathbf{x}}_k$ erfolgt (unter Annahme einer rein stochastisch modellierten Störgröße \mathbf{w}_k) nach:

$$\bar{\mathbf{x}}_{k+1} = \mathbf{T}_k \cdot \hat{\mathbf{x}}_k + \mathbf{B}_k \cdot \mathbf{u}_k, \quad (3.31)$$

während sich die zugehörige Kovarianzmatrix $\boldsymbol{\Sigma}_{\bar{\mathbf{x}}\bar{\mathbf{x}},k+1}$ des prädizierten Zustandsvektors $\bar{\mathbf{x}}_{k+1}$ wie folgt berechnen lässt:

$$\boldsymbol{\Sigma}_{\bar{\mathbf{x}}\bar{\mathbf{x}},k+1} = \mathbf{T}_k \boldsymbol{\Sigma}_{\hat{\mathbf{x}}\hat{\mathbf{x}},k} \mathbf{T}_k^T + \mathbf{B}_k \boldsymbol{\Sigma}_{uu,k} \mathbf{B}_k^T + \mathbf{C}_k \boldsymbol{\Sigma}_{ww,k} \mathbf{C}_k^T. \quad (3.32)$$

Im sogenannten Update-Schritt (Filterung) des Kalman-Filters wird der prädizierte Zustandsvektor $\bar{\mathbf{x}}_{k+1}$ entsprechend der vorliegenden Beobachtungen korrigiert:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \bar{\mathbf{x}}_{k+1} + \mathbf{K}_k \cdot (\mathbf{l}_k - \mathbf{A}_k \bar{\mathbf{x}}_{k+1}). \quad (3.33)$$

Die Differenz $\mathbf{l}_k - \mathbf{A}_k \bar{\mathbf{x}}_{k+1}$, die auch als Innovation bezeichnet wird, entspricht der Differenz zwischen den tatsächlichen und den entsprechend der Prädiktion erwarteten Beobachtungen. Die Matrix \mathbf{K}_k ist die Verstärkungsmatrix (oder *Kalman Gain Matrix*), die im Grunde die durch die Beobachtungen neu hinzugewonnenen Informationen relativ zu den bereits aus der Prädiktion des Zustandsvektors bekannten Informationen gewichtet. Sie lässt sich wie folgt bestimmen:

$$\mathbf{K}_k = \boldsymbol{\Sigma}_{\bar{\mathbf{x}},k+1} \mathbf{A}_k^T \cdot (\mathbf{A}_k \boldsymbol{\Sigma}_{\bar{\mathbf{x}},k+1} \mathbf{A}_k^T + \boldsymbol{\Sigma}_{ll,k})^{-1}. \quad (3.34)$$

Die Kovarianzmatrix der aufdatierten Zustandsgrößen ergibt sich nach:

$$\boldsymbol{\Sigma}_{\hat{\mathbf{x}},k+1} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{A}_k) \boldsymbol{\Sigma}_{\bar{\mathbf{x}},k+1}, \quad (3.35)$$

wodurch der Kalman-Filter-Algorithmus vollständig beschrieben ist.

3.3.2 Linearisierung

Das diskrete Kalman-Filter ist ausschließlich für Systeme anwendbar, deren Übertragungsverhalten hinsichtlich des Zustands linear sind [Jekeli, 2001]. Dies gilt sowohl für die System- als auch die Messübertragung. Meist ist zumindest eine dieser Voraussetzungen nicht gegeben. Als Beispiel ist hier die Positions- oder Orientierungsbestimmung mit GNSS zu nennen, der stets ein nichtlinearer Zusammenhang zwischen den Beobachtungsgrößen und den Parametern zugrunde liegt. In diesen Fällen muss eine Linearisierung vorgenommen werden. Dabei ist zwischen verschiedenen Vorgehensweisen zu unterscheiden, die im folgenden erläutert werden. Grundsätzlich erfolgt die Linearisierung nichtlinearer Funktionen mit Hilfe einer Taylor-Reihen-Entwicklung bis zu Termen erster Ordnung [Heunecke et al., 2013]. Die Terme höherer Ordnung werden in der Regel vernachlässigt.

Linearized Kalman-Filter

Bei einem *linearized Kalman-Filter* erfolgt die Linearisierung unter Verwendung einer a priori angenommenen Trajektorie (Abb. 3.5), so dass der Linearisierungspunkt stets unbeeinflusst von den im Filter verwendeten Messwerten bleibt [Brown & Hwang, 1997]. Dies hat den Vorteil, dass die Kalman-Gain-Matrix offline berechnet und vorgespeichert werden kann. Vor allem bei zeitlich gesehen kurzen Anwendungen, für die der Trajektorienverlauf gut prädiziert werden kann, ist die Verwendung eines *linearized Kalman-Filters* deshalb sinnvoll (bspw. beim Start einer Rakete). Bei längeren Filterprozessen führt die Verwendung eines *linearized Kalman-Filters* jedoch meist dazu, dass aufgrund der größer werdenden Abweichungen der a priori angenommenen Trajektorie von der wahren Trajektorie der Linearisierungspunkt immer schlechter wird, so dass die Terme höherer Ordnung im Grunde nicht länger vernachlässigt werden dürften [Maybeck, 1982].

Im Update Schritt des *linearized Kalman-Filters* wird stets die Abweichung zur a priori angenommenen Trajektorie geschätzt, weshalb das *linearized Kalman-Filter* in der Regel auch als *Error-State-Space-Kalman-Filter* bezeichnet wird [Wendel, 2007].

Extended Kalman-Filter (EKF)

Im Grunde ist das *Extended Kalman-Filter (EKF)* dem *linearized Kalman-Filter* sehr ähnlich. Der Unterschied beider Filtertypen liegt darin, dass im *EKF* keine a priori angenommene, sondern die im Filter geschätzte Trajektorie als Linearisierungspunkt verwendet wird (Abb. 3.5) [Maybeck, 1982]. Die Motivation dieser Vorgehensweise ist gut nachvollziehbar: Warum soll eine vermeintlich ungenaue Annahme über die wahre Trajektorie als Linearisierungspunkt verwendet werden, wenn die wahre Trajektorie im Verlauf des Filterprozesses kontinuierlich geschätzt wird? Die Antwort darauf lautet, dass unter Verwendung des *EKF*s ein Risiko besteht, wonach die geschätzte Trajektorie aufgrund abweichender Messwerte stärker von der wahren Trajektorie abweicht, als die a priori angenommene Trajektorie. Wird die geschätzte Trajektorie dann für die Linearisierung verwendet, verschlechtert sich die Linearisierung ebenfalls, woraufhin die geschätzte

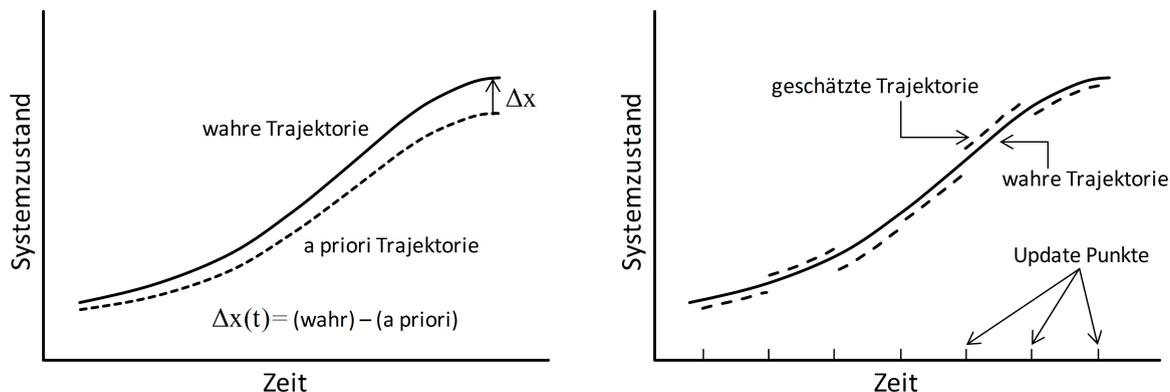


Abbildung 3.5: Vergleich der Linearisierungen bei einem *Linearized Kalman Filter* (links) und einem *Extended Kalman Filter* (rechts) (modifiziert nach [Brown & Hwang, 1997]).

Trajektorie im nächsten Update-Schritt noch weiter von der wahren Trajektorie abweicht.

Im Grunde führt ein *EKF* also zu einer höheren Genauigkeit als ein *linearized Kalman-Filter*, weil die geschätzte Trajektorie idealerweise näher an der wahren Trajektorie liegt, als eine a priori prädizierte Trajektorie [Gelb, 1974]. Nichtsdestotrotz besteht bei einem *EKF* immer die Gefahr, dass das Filter divergiert [Brown & Hwang, 1997].

Da in einem *EKF* nicht die Abweichungen eines a priori angenommenen Systemzustands, sondern der Systemzustand selbst geschätzt wird, sind auch die Bezeichnungen *direktes Kalman-Filter* oder *Total-State-Space-Kalman-Filter* für ein *EKF* gebräuchlich [Wendel, 2007].

Closed-Loop Estimation

Anstelle einer a priori angenommenen Trajektorie, wie im *linearized Kalman-Filter*, oder dem zuletzt geschätzten Zustand, wie im *EKF*, können bspw. auch die Messwerte einer Inertialsensoreinheit (Drehraten und Beschleunigungen) verwendet werden, um den aktuellen Zustand des Systems vorherzusagen. Aufgrund der in Abschnitt 3.1.1 genannten Sensorabweichungen tendieren die aus der Integration von Inertialsensordaten resultierenden Systemzustände jedoch dazu, von der wahren Trajektorie wegzudriften [Jekeli, 2001]. Wie auch bei einem *linearized Kalman-Filter* kann dies dazu führen, dass die Annahme der Vernachlässigung Terme höherer Ordnung in der Linearisierung mittels einer Taylor-Reihe nicht länger zulässig ist [Jekeli, 2001]. Um dieses Problem zu umgehen, wird bei einer *Closed-Loop Estimation* der angenommene Systemzustand, der auch für die Linearisierung verwendet wird, anhand der geschätzten Abweichungen korrigiert [Wendel, 2007]. Dieses sogenannte *Closed-Loop Error-State-Space-Kalman-Filter* ähnelt demnach einem *EKF* darin, dass der für die Linearisierung verwendete Systemzustand regelmäßig angepasst wird. Einem *linearized Kalman-Filter* ähnelt es darin, dass nicht der Systemzustand selber, sondern die Abweichung zu einer angenommenen Trajektorie geschätzt wird. Im Vergleich zu einem *linearized Kalman-Filter* und einem *EKF* besteht hier der Vorteil, dass nicht alle Systemzustände nach einem Update-Schritt korrigiert werden müssen.

3.3.3 Zustandsraumerweiterung (State Vector Augmentation)

Das Kalman-Filter setzt für eine optimale Schätzung weißes Rauschen im System- und Messmodell voraus [Kalman, 1960; Gelb, 1974]. Diese Bedingung ist jedoch oftmals nicht erfüllt, da z.B. die Beobachtungen durch nicht normalverteilte Abweichungen beeinträchtigt sind [Heunecke et al., 2013]. Als Beispiel dafür sind gemessene GPS-Positionen zu nennen, deren Abweichungen zum Beispiel aufgrund von Mehrwegeeffekten zeitlich korreliert sind [Kuhlmann, 2003]. Um in solchen Fällen weiterhin eine optimale Schätzung zu garantieren, bietet sich die Verwendung eines sogenannten Formfilters (Shaping Filter) an [Grewal & Andrews, 2001]. Mit Hilfe des Formfilters lässt sich das zeitlich korrelierte Rauschen in einen informativen und einen

nicht-informativen Anteil aufspalten, wobei der informative Anteil durch Verwendung eines zusätzlichen Systemzustands (State Vector Augmentation) im Kalman-Filter modelliert wird [Heunecke, 1995]. Die Aufgabe des zusätzlichen Systemzustands ist es dann, den nicht weißen Anteil des Rauschprozesses aufzunehmen, so dass das Formfilter-erweiterte Kalman-Filter die standardmäßig geforderten Voraussetzungen des weißen Rauschens wieder erfüllt und auf konventionelle Weise behandelt werden kann [Ramm, 2008].

Ein Beispiel für die Verwendung eines Formfilters ist in [Eling et al., 2013b] zu finden.

3.3.4 Zusammenfassung

Das Kalman-Filter ist ein rekursiver Algorithmus, der gut geeignet ist, um eine Fusion der Beobachtungen verschiedener Sensoren eines Multisensorsystems durchführen zu können. Dabei muss jedoch zwischen verschiedenen Varianten des Kalman-Filters unterschieden werden. Die Anwendung eines diskreten linearen Kalman-Filters ist in der Geodäsie eher selten, da meist entweder das System- oder das Messmodell nichtlinear sind. Ob bei solchen nichtlinearen Zusammenhängen ein *linearized Kalman-Filter*, ein *Extended Kalman-Filter* oder ein *Closed-Loop Error-State-Space-Kalman-Filter* die richtige Wahl ist, ist von Fall zu Fall verschieden. Alle diese drei Varianten haben ihre Daseinsberechtigung und ihre Vor- und Nachteile. In dieser Arbeit kommen in verschiedenen Anwendungen sowohl *Extended Kalman-Filter* [Eling et al., 2012, 2013b, 2014f,c] als auch *Closed-Loop Error-State-Space-Kalman-Filter* [Eling et al., 2015b] (Kapitel 5) zum Einsatz. Ob ein Formfilter anzuwenden ist und ob dies zu Verbesserungen in der Zustandschätzung führt, ist je nach Anwendung und verwendeten Sensoren zu prüfen (siehe z.B. [Eling et al., 2013b]).

Bei den hier vorgestellten Möglichkeiten handelt es sich stets um Approximationen und keinesfalls um optimale Lösungen (erwartungstreu und minimale Varianz), da die Linearisierung stets nach den Termen erster Ordnung abgebrochen wird. Dies ist meist unproblematisch, wenn die Abtastrate hoch ist, da der Linearisierungsfehler, so wie auch bei den Anwendungen in dieser Arbeit, dann klein bleibt. Ist dies nicht der Fall, ist die Verwendung eines *Unscented Kalman-Filters* zu empfehlen, bei dem die Zustandschätzung auf sogenannten Sigma Punkten basiert. Der Vorteil dabei ist, dass keine Linearisierung durchgeführt werden muss.

Für den Fall, dass die Korrelationen in den im Messmodell eines Filters verwendeten Beobachtungen nicht vernachlässigbar sind und diese auch nicht unter Verwendung eines Form-Filters parametrisiert werden können, bietet sich die Anwendung eines *Partikelfilters* an. Sowohl das *Unscented Kalman-Filter* als auch das *Partikelfilter* spielen in dieser Arbeit eine untergeordnete Rolle. Aus diesem Grund werden diese beiden Filtertypen hier auch nicht weiter erläutert.

3.4 GPS/IMU-Integration

In einem integrierten Navigationssystem werden verschiedene Sensoren und Navigationsverfahren miteinander kombiniert, um die Nachteile einzelner Sensoren und Verfahren durch die Vorteile weiterer Sensoren und Verfahren zu kompensieren. In dieser Arbeit steht vor allem die Kombination von Inertialsensoren und GPS im Fokus. Die Vorteile des GPS sind dabei eine hohe Langzeitstabilität sowie die Möglichkeit der absoluten Positions- und Orientierungsbestimmung, während Inertialsensoren sich durch eine hohe Kurzzeitstabilität, hohe Abtastraten und eine hohe Verfügbarkeit auszeichnen. Durch Kombination beider Sensortypen können Einflüssen durch systematische Abweichungen des GPS reduziert, GPS-Ausreißer detektiert und temperatur- und zeitabhängige Inertialsensoroffsets korrigiert werden. Im folgenden werden die wichtigsten Schritte der GPS/IMU-Integration kurz zusammengefasst.

3.4.1 Strapdown-Algorithmus

Durch Integration der von einer IMU gemessenen Drehraten und Beschleunigungen lassen sich die Position, die Geschwindigkeit und die Orientierung eines Systems vom vorherigen zum aktuellen Zeitpunkt fortschreiben. Die Rechenvorschrift, nach der diese Integration erfolgt, wird Strapdown-Algorithmus genannt. Nach

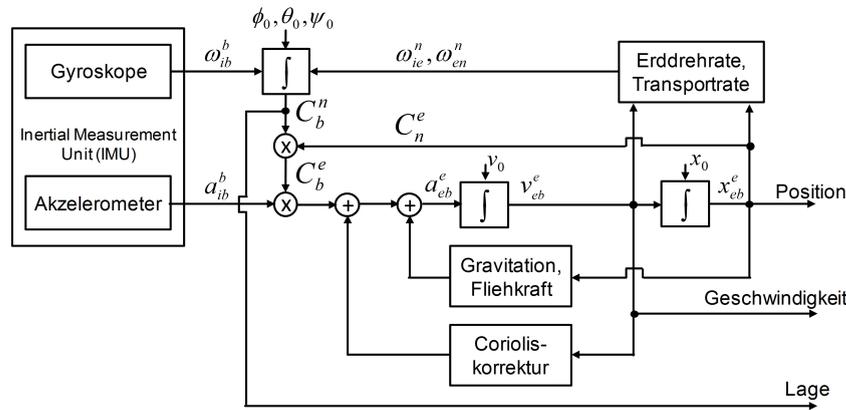


Abbildung 3.6: Darstellung des Strapdown-Algorithmus als Blockdiagramm (mod. nach [Wendel, 2007]).

Wendel [2007] lässt sich der Strapdown-Algorithmus grob in drei Schritte einteilen: Propagation der Orientierung (Lage) durch Integration der Drehraten, Propagation der Geschwindigkeit durch Integration der Beschleunigungen und Propagation der Position durch Integration der Geschwindigkeit.

Der Ablauf des Strapdown-Algorithmus ist in Abb. 3.6 in Form eines Blockdiagramms dargestellt, wobei davon ausgegangen wird, dass Anfangswerte für die Orientierungswinkel (Roll ϕ_0 , Pitch θ_0 und Yaw ψ_0), die Geschwindigkeit (v_0) und die Position (x_0) zur Verfügung stehen. Die Propagation der Orientierung erfolgt im Strapdown-Algorithmus durch die Integration der gemessenen Drehraten ω_{ib}^b . Vor dieser Integration müssen jedoch verschiedene Größen, wie z.B. die Erddrehrate ω_{ie}^n oder die Transportrate ω_{en}^n korrigiert werden [Titterton & Weston, 2004]. Unter Kenntnis der aus der Propagation der Orientierungswinkel bekannten aktuellen Rotationsmatrix C_b^n zwischen dem Plattform- und dem Navigationskoordinatensystem sowie der Rotationsmatrix C_n^e zwischen dem Navigationskoordinatensystem und dem ECEF-Koordinatensystem, kann nun die Rotationsmatrix C_b^e berechnet werden, mit der die gemessenen Beschleunigungen in ein ECEF-Frame umgerechnet werden können. Anschließend erfolgt die Propagation der Beschleunigungen, wobei hier zuvor Korrekturen aufgrund von Coriolis- und Erdbeschleunigungen nötig sind. Durch Integration der aktuellen Geschwindigkeiten lässt sich, in der Propagation der Position, abschließend die aktuelle Position x_{eb}^e im ECEF-Frame berechnen.

Eine genaue Beschreibung des Strapdown-Algorithmus ist z.B. in Titterton & Weston [2004] oder Wendel [2007] zu finden. Der im Rahmen dieser Arbeit implementierte Strapdown-Algorithmus wird in der Veröffentlichung Eling et al. [2015b] beschrieben.

3.4.2 Sensorfusion

Nachdem die Position, die Geschwindigkeit und die Orientierung eines Systems unter Verwendung von Inertialsensoren vom vorherigen zum aktuellen Zeitpunkt fortgeschrieben wurden, folgt anschließend die Sensorfusion, innerhalb der die Nachteile der Inertialsensoren durch die Vorteile weiterer Sensoren kompensiert werden sollen. Diese Sensorfusion wird hier GPS/IMU-Integration genannt, obwohl dabei neben GPS teilweise auch weitere Sensoren, wie z.B. Magnetometer, eingebunden werden. Wie bereits im Kapitel 2 erwähnt, existieren verschiedene Varianten der GPS/IMU-Integration.

Loosely-coupled Integration

In einer loosely-coupled GPS/IMU-Integration werden fertig prozessierte GPS-Positionen und GPS-Geschwindigkeiten als Messungen in einem Kalman-Filter eingebunden, um diese als Stützinformationen zu verwenden (Abb. 3.7). Neben der integrierten Navigationslösung werden in diesem Kalman-Filter auch IMU-Korrekturen, wie z.B. zeit- und temperaturabhängige Gyroskop und Akzelerometer Bias-Parameter, geschätzt. Meist erfolgt die Kalman-Filterung in einer Closed-Loop Error-State-Space-Schätzung (siehe z.B.

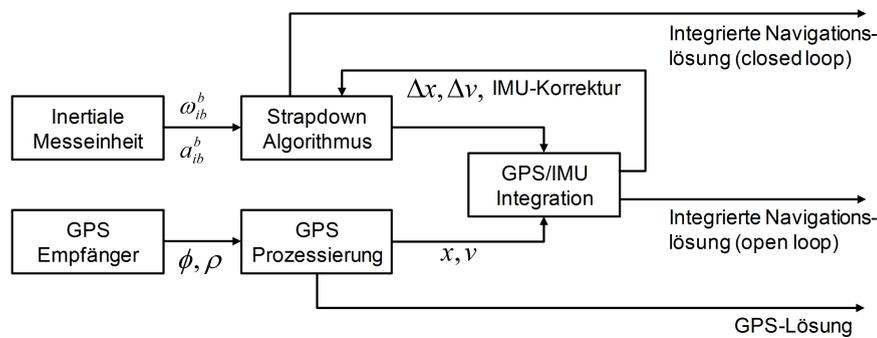


Abbildung 3.7: Darstellung einer loosely-coupled GPS/IMU-Integration.

[Schmid et al., 2012]). Dabei werden im Kalman-Filter nicht die Navigationsparameter selbst, sondern die Abweichungen der Navigationsparameter aus dem Strapdown-Algorithmus geschätzt (siehe Abschnitt 3.3.2). Die Ausgabe der integrierten Navigationslösung erfolgt dann über die korrigierten Ergebnisse des Strapdown-Algorithmus (closed loop).

Die wesentlichen Vorteile einer loosely-coupled Integration sind die verhältnismäßig geringe Komplexität und die Redundanz [Groves, 2008]. Die bereits vorverarbeiteten GPS-Daten werden mit vollständiger Kovarianzinformation in das GPS/IMU-Integrationsfilter eingespeist, dessen Struktur einfach und intuitiv ist und nur einen geringen Rechenaufwand erzeugt [Steinhardt, 2014]. Mit Redundanz ist gemeint, dass bei einer loosely-coupled Integration als Ausgabe üblicherweise sowohl eine reine GPS-Lösung als auch die integrierte Navigationslösung zur Verfügung stehen (Abb. 3.7).

Ein Nachteil einer loosely-coupled Integration ist, dass die GPS-Daten nur dann als Stützinformation genutzt werden können, wenn mindestens vier Satelliten sichtbar sind und der GPS-Empfänger eine GPS-Position ausgibt. Weitere Nachteile sind, dass das stochastische Modell in einer loosely-coupled Integration unvollständig ist und geometrische Informationen verloren gehen, da nicht die einzelnen Beobachtungen zu den jeweiligen Satelliten mit den entsprechenden Richtungsinformation berücksichtigt werden.

Tightly-coupled Integration

Der Unterschied einer tightly- zu einer loosely-coupled GPS/IMU-Integration ist, dass bei einer tightly-coupled Integration die GPS-Rohdaten (Trägerphasen, Pseudorange) direkt als Stützinformationen einfließen, ohne dass sie vorher zu GPS-Positionen oder GPS-Geschwindigkeiten verarbeitet wurden (siehe z.B. [Petovello et al., 2004]).

Der wesentliche Vorteil, der sich durch diese Art der Integration ergibt, ist, dass auf diese Weise auch dann GPS-Daten als Stützinformation einfließen können, wenn weniger als vier Satelliten sichtbar sind. Vor allem unter schwierigen GNSS-Bedingungen in kinematischen Anwendungen kann dieser Vorteil von enormer

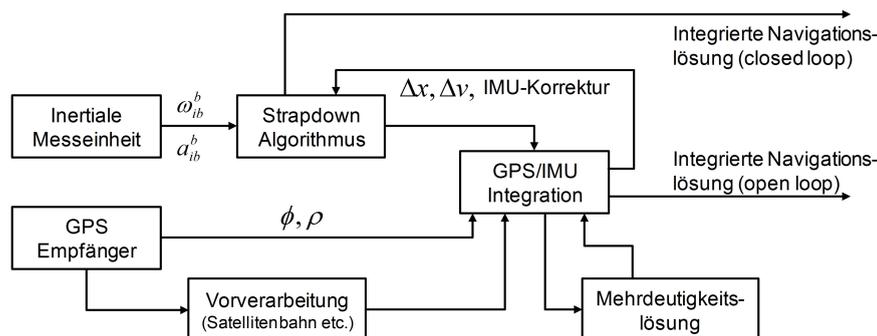


Abbildung 3.8: Darstellung einer tightly-coupled GPS/IMU-Integration.

Bedeutung sein, da so auch unter Verwendung von nur einem oder zwei sichtbaren Satelliten noch die Möglichkeit besteht, die Drift der MEMS-Inertialsensoren zumindest teilweise zu begrenzen [George & Sukkarieh, 2005].

Ein weiterer Vorteil der tightly-coupled Integration folgt bei Verwendung von GPS-Trägerphasenbeobachtungen aus dem direkten Einfluss der Inertialsensorbeobachtungen auf die Schätzung der Mehrdeutigkeiten. Durch die Integration dieser Zusatzinformationen können die Mehrdeutigkeiten nach einem Signalabriss schneller reinitialisiert werden [Scherzinger, 2000]. Neben einer schnelleren Mehrdeutigkeitslösung bietet die direkte Verknüpfung der GPS-Rohdaten mit den Inertialsensorbeobachtungen auch die Möglichkeit, Cycle-Slips zu detektieren [Takasu & Yasuda, 2008].

Nachteilig ist der bei einer tightly-coupled Integration im Vergleich zu einer loosely-coupled Integration deutlich höhere Integrationsaufwand [Wendel, 2007]. Da bei einer tightly-coupled Integration die GPS-Rohdaten eingebunden werden, muss die komplette Vorverarbeitung der GPS-Daten, wie z.B. die Berechnung der Satellitenpositionen aus den Ephemeriden, die Korrektur der Satellitenuhr, relativistischer Effekte sowie der Empfangsantennen, vorgenommen werden (Abb. 3.8). Für den Fall, dass Trägerphasen verwendet werden, ist die Anzahl der zu schätzenden Parameter aufgrund der unbekanntenen Mehrdeutigkeiten im Vergleich zu einer loosely-coupled Integration deutlich größer und entsprechend der aktuellen Satellitenkonfiguration variabel.

Ultra-tightly-coupled oder deep Integration

Im Vergleich zu einer tightly-coupled Integration geht die ultra-tightly-coupled Integration noch einen Schritt weiter und nimmt Einfluss auf die Tracking-Loops in einem GPS-Empfänger. Im integrierten Navigationsfilter werden dabei keine vom Empfänger erzeugten Trägerphasen oder Pseudorange, sondern direkt die I- und Q-Samples (In-phase/Quadrature-phase) aus der digitalen Signalprozessierung des Empfängers eingebunden [Groves, 2008]. Durch diese Integration profitiert das Tracking eines Satelliten vom Tracking anderer Satelliten, wodurch sich vor allem bei schlechten Signal-zu-Rausch Verhältnissen Vorteile ergeben. Beispiele dafür sind in Li et al. [2010] und Hwang et al. [2011] zu finden.

Da für eine ultra-tightly-coupled Integration ein Zugang zur internen Signalverarbeitung des Empfängers erforderlich ist, und dieser in der Regel nur den Herstellern selbst sowie in Zusammenarbeit mit Herstellern gegeben ist, spielt die ultra-tightly-coupled Integration in dieser Arbeit keine weitere Rolle.

3.4.3 Zusammenfassung

Die Sensorfusion ist in dieser Arbeit gleich an mehreren Stellen von Bedeutung. Zum einen soll es durch die Sensorfusion gelingen, die Nachteile einzelner Sensoren durch Vorteile weiterer Sensoren zu kompensieren, so dass unabhängig von den Umgebungsbedingungen hohe Genauigkeiten und Zuverlässigkeiten in der Positions- und Orientierungsbestimmung eines mobilen Objektes erreicht werden können. Des Weiteren soll durch die Integration von MEMS-Inertialsensoren und GNSS-Beobachtungen auf GNSS-Rohdatenebene eine möglichst schnelle Lösung der GNSS-Mehrdeutigkeiten realisiert sowie der Umgang mit schwierigen GNSS-Bedingungen ermöglicht werden. Dazu werden sowohl loosely- als auch tightly-coupled Ansätze zur GPS/IMU-Integration verfolgt. Die einzelnen Methoden, die zu diesen Zwecken im Rahmen dieser Arbeit entwickelt wurden, werden in den folgenden Kapiteln nun vorgestellt.

4. Zusammenfassung der relevanten Veröffentlichungen

Die für diese kumulative Dissertation relevanten Veröffentlichungen lassen sich drei Bereichen zuordnen, die die Schwerpunkte dieser Arbeit darstellen (Abb. 4.1). Dazu gehören die Entwicklung von Algorithmen zur Orientierungsbestimmung und zur Positionsbestimmung mobiler Objekte sowie die Entwicklung und Evaluierung eines Systems zur direkten Georeferenzierung leichter Fluggeräte. Die zuvor erwähnten Algorithmen kommen auf diesem System teilweise zum Einsatz.

Nicht alle in Abb. 4.1 genannten Veröffentlichungen haben einen direkten Bezug zur Georeferenzierung von UAVs. Nichtsdestotrotz sind sie im Kontext dieser Arbeit relevant, weil sie wichtige Erkenntnisse zur Positions- und Orientierungsbestimmung mobiler Objekte enthalten, die auch für die direkte Georeferenzierung eines UAVs von Interesse sind.

Obwohl die aufgeführten Veröffentlichungen hier verschiedenen Themen zugeordnet werden, bestehen zwischen einzelnen Publikationen unterschiedlicher Themenbereiche teilweise inhaltliche Zusammenhänge oder Überschneidungen. Diese sind in Abb. 4.1 durch Pfeile symbolisiert. Als Beispiel liegt der Fokus der Veröf-

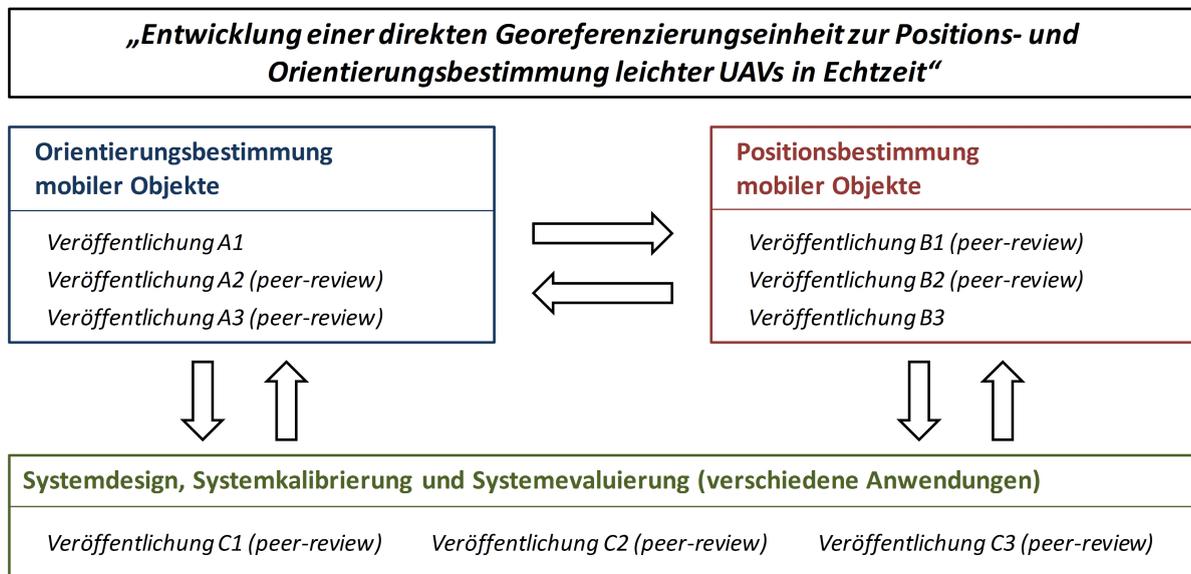


Abbildung 4.1: Inhaltliche Zuordnung der für diese Arbeit relevanten Veröffentlichungen in die für die Entwicklung der direkten Georeferenzierungseinheit wesentlichen Bereiche. Die peer-review Publikationen sind entsprechend gekennzeichnet.

fentlichung A3 [Eling et al., 2015b] auf der Orientierungsbestimmung eines UAVs. Da in den Algorithmen, die in dieser Veröffentlichung vorgestellt werden, die Positions- und Orientierungsbestimmung jedoch in einem gemeinsamen Kalman-Filter erfolgt, besteht hier auch ein Zusammenhang zur Positionsbestimmung. Des Weiteren wurden die Versuche in Veröffentlichung A3 mit dem in dieser Arbeit entwickelten System durchgeführt, so dass die Ergebnisse im Grunde auch der Systemevaluierung zuzuordnen sind.

Wie auch den Autorenlisten der einzelnen Veröffentlichungen zu entnehmen ist, waren an der Entwicklung des Systems neben dem Autor dieser Dissertation auch andere Personen beteiligt. Diese Personen haben bei technischen Umsetzungen, wie dem Design des Printed Circuit Boards zur Verknüpfung der einzelnen Sensoren zu einem Gesamtsystem und der Implementierung der Sensorschnittstellen, der Echtzeit-Prozesse und der Ausgabe-Protokolle mitgewirkt. Das Grundkonzept, die Methoden und Algorithmen sowie die Untersuchungen und Evaluierungen mit dem System wurden jedoch vom Autor dieser Dissertation entwickelt und durchgeführt.

In den nachfolgenden Abschnitten werden die einzelnen für diese kumulative Dissertation relevanten Veröffentlichungen zusammengefasst. Die Hauptaspekte der vorliegenden Dissertation werden in Kapitel 6 dann erneut aufgegriffen und nochmals hervorgehoben.

4.1 Orientierungsbestimmung mobiler Objekte

Veröffentlichung A1

- Eling, C., Zeimet, P., & Kuhlmann, H. (2010). Determination of orientation based on GPS double differences. In Schulze Lammers & Kuhlmann (Hrsg.), *2nd International Conference on Machine Control & Guidance*, Schriftenreihe des Instituts für Geodäsie und Geoinformation (S. 151–159). Bonn, Germany

In der vorliegenden Veröffentlichung wird ein Verfahren zur Einzelepochen-Mehrdeutigkeitslösung für die Orientierungsbestimmung mobiler Objekte unter Nutzung von GPS-L1-Trägerphasenbeobachtungen vorgestellt. Das Verfahren basiert auf einem Dreiantennensystem, wobei eine der GPS-Basislinien kürzer als die Wellenlänge der GPS-Trägerphasensignale (< 19 cm) ist (Short-Baseline, siehe Abb. 3.2).

Aufgrund der Kürze dieser Basislinie können alleine aus der Geometrie keine Mehrdeutigkeiten in den Trägerphasenbeobachtungen auftreten.

Mittels statischer Testmessungen konnte gezeigt werden, dass die kurze GPS-Basislinie in einer Einzelepochenauswertung zu mm-genauen Basislinienkoordinaten führt. Die bekannte Basislinienlänge wurde dabei als zusätzliche Beobachtung eingeführt, um unter schlechten Beobachtungsbedingungen für mehr Zuverlässigkeit in der Ausgleichung der Basisparameter zu sorgen.

Aufgrund der Abhängigkeit der erreichbaren Orientierungsgenauigkeit von der Basislänge, ist eine < 19 cm kurze Basis jedoch keine gute Ausgangslage für hohe Orientierungsgenauigkeiten. Empirische Tests haben dies bestätigt und gezeigt, dass die kurze Basislinie unter guten Beobachtungsbedingungen lediglich Genauigkeiten σ von ca. 0.8 deg für den Kurswinkel liefern kann.

In Kombination mit einer längeren Basislinie eignet sich die Lösung der kurzen Basislinie jedoch dazu, die Mehrdeutigkeiten der längeren Basislinie für jede einzelne Messepoche direkt und ohne weitere Vorinformation analytisch zu lösen. Unter Kenntnis der Mehrdeutigkeiten bietet die längere Basislinie dann die Möglichkeit Orientierungsgenauigkeiten im Bereich von ca. 0.1 deg zu erreichen, wenn die Basislinienlänge größer als 1.5 m ist.

Testmessungen haben gezeigt, dass das sogenannte „Kombinierte-Basislinien-System“ auch für GPS-L1-Beobachtungen zu einer robusten Einzelepochen-Mehrdeutigkeitslösung und gleichzeitig hohen Orientierungsgenauigkeiten führt. Somit ist das Verfahren insbesondere für die Orientierungsbestimmung mobiler Objekte gut geeignet.

Veröffentlichung A2 (peer-review)

- Eling, C., Zeimet, P., & Kuhlmann, H. (2013b). Development of an instantaneous GNSS/MEMS attitude determination system. *GPS Solutions*, 17, 129–138

In der hier vorliegenden Veröffentlichung wird ein weiteres Verfahren zur Orientierungsbestimmung mobiler Objekte basierend auf einem GPS-Multiantennensystem vorgestellt. Bei diesem Verfahren wird ebenfalls eine Einzelepochen-Mehrdeutigkeitslösung angestrebt, wobei im Gegensatz zu dem Verfahren in Veröffentlichung A1 [Eling et al., 2010] zur Umsetzung einer schnellen Reinitialisierung der Mehrdeutigkeiten nach einer Signalunterbrechung die Vorhersage der aktuellen Orientierung aus der Sensorfusion mit einer MEMS-IMU verwendet wird. Die sich daraus ergebenden Vorteile sind, dass eine MEMS-IMU im Vergleich zu einer GPS-Empfangeinheit meist kleiner, leichter und kostengünstiger ist und des Weiteren Beobachtungen mit einer deutlich höheren Abtastrate liefert.

Das übergeordnete Ziel der hier beschriebenen Entwicklung ist es, auch unter schwierigen GNSS-Bedingungen, wie z.B. in städtischem Gebiet, eine hohe Genauigkeit, eine hohe Zuverlässigkeit und eine

hohe Verfügbarkeit der berechneten Fahrzeugorientierung zu gewährleisten.

Die instantane Mehrdeutigkeitslösung basiert dabei auf der Ambiguity Function Method (AFM) [Counselman & Gourevitch, 1981; Remondi, 1991; Mader, 1990; Caporali et al., 2003], welche eine trigonometrische Kostenfunktion nutzt, um Kandidaten eines Mehrdeutigkeitsuchraums auf ihre Richtigkeit zu prüfen. Die MEMS-IMU dient in diesem Zusammenhang dazu, den Mehrdeutigkeitsuchraum nach einer GNSS-Signalunterbrechung möglichst klein zu halten, so dass falsche Mehrdeutigkeitskandidaten von vornherein ausgeschlossen werden können und eine hohe Effizienz des Suchverfahrens gewährleistet wird. Um eine falsche Fixierung zu vermeiden, werden die zehn besten Lösungen der AFM weiteren Tests unterzogen.

Da die Mehrdeutigkeiten bei dem in dieser Veröffentlichung vorgestellten Ansatz in jeder Epoche neu initialisiert werden, ist das Verfahren robust gegen Cycle-Slips (Phasensprünge).

Neben der Verbesserung der Mehrdeutigkeitslösung bietet die Einbindung der IMU auch die Möglichkeit, Ausreißer in den GNSS-Orientierungen zu detektieren. Dies ist insbesondere unter schwierigen GNSS-Bedingungen, wie bei kinematischen Anwendungen in städtischem Gebiet, sehr hilfreich. Die GPS/IMU-Integration erfolgt hier mittels eines EKF. Das Systemmodell basiert in diesem Filter auf Differentialgleichungen zur Fortschreibung von Eulerwinkeln mittels gemessener Drehraten [Titterton & Weston, 2004]. Der Zustandsvektor beinhaltet neben den drei Eulerwinkeln Roll, Pitch und Yaw auch die Offsets der drei Drehratensensoren, die zur Prädiktion des Zustandsvektors genutzt werden. Die Korrektur des prädizierten Zustandsvektors erfolgt über die mit GPS gemessenen Eulerwinkel, die aus der Auswertung zweier auf dem Fahrzeug (in diesem Falle ein VW-Bus) montierten Basislinien resultieren. Eine dieser Basislinien zeigt dabei mit einer Länge von 2.5 m in Fahrtrichtung. Die zweite Basislinie ist rechtwinklig zur ersten angeordnet und hat eine Länge von 1.3 m.

Während kinematischer Testmessungen wurde die Genauigkeit des Systems sowie die Zuverlässigkeit der Einzelepochen-Mehrdeutigkeitslösung überprüft. Zur Validierung der Ergebnisse wurde dabei ein navigation-grade INS der Firma Imar verwendet. Die Testmessungen fanden sowohl unter guten als auch unter schwierigen GNSS-Bedingungen statt.

Die Ergebnisse der Testmessungen haben gezeigt, dass es mittels einer GPS/MEMS-IMU Integration und einer Einzelepochenmehrdeutigkeitslösung möglich ist, auch unter schwierigen GNSS-Bedingungen hochgenaue Orientierungen eines Fahrzeugs zu bestimmen. Für den Kurswinkel wurden je nach GNSS-Bedingungen bspw. Genauigkeiten von $\sigma = 0.03\text{--}0.1$ deg erreicht. Des Weiteren wurde deutlich, dass das entwickelte Mehrdeutigkeitslösungsverfahren, unabhängig von der Anzahl der sichtbarer Satelliten, eine hohe Erfolgsrate garantiert. Mehr dazu ist im Abschnitt 6.1.1 dieser Arbeit zu finden.

Neben der Evaluation der in dieser Veröffentlichung vorgestellten Algorithmen zur Orientierungsbestimmung und zur schnellen Mehrdeutigkeitslösung beinhaltet die vorliegende Publikation außerdem Untersuchungen zur Modellierung epochenübergreifender GPS-Korrelation durch ein Formfilter (siehe Abschnitt 3.3.3) bei kinematischen GNSS-Anwendungen. Es konnte dabei gezeigt werden, dass ein Formfilter unter Verwendung einer GPS/MEMS-IMU-Sensorfusion zu keiner Verbesserung in der Genauigkeit führt (siehe Kapitel 7).

Veröffentlichung A3 (peer-review)

- Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2015b). Real-time single-frequency GPS/MEMS-IMU attitude determination of lightweight UAVs. *Sensors*, 15, 26212–26235

Im Gegensatz zu den Veröffentlichungen A1 und A2 [Eling et al., 2010, 2013b], in denen bereits gezeigt wurde, dass auch unter schwierigen GNSS-Bedingungen Orientierungen einer mobilen Plattform (am Beispiel eines Fahrzeugs) mit hohen Genauigkeiten bestimmt werden können, thematisiert die hier vorliegende Publikation die Orientierungsbestimmung eines UAVs.

Der Einsatz mehrerer Multi-Frequenz-GNSS-Empfänger zur Realisierung von 2 m langen GPS-Basislinien auf der Trägerplattform, wie sie bspw. in der Veröffentlichung A2 [Eling et al., 2013b] verwendet wurden, kommt aus Gewichts- und Platzgründen für die Orientierungsbestimmung von Micro-UAVs meist nicht in Frage. Stattdessen wird hier nur eine Basislinie eingesetzt, die eine Länge von 92 cm aufweist. Bei einem der eingesetzten GPS-Empfänger handelt es sich zudem um einen low-cost Empfänger der Firma Ublox (LEA6T), so dass in diesem Fall lediglich L1-GPS-Beobachtungen zur Verfügung stehen.

Neben der L1-GPS-Basislinie werden in dem hier vorgestellten Verfahren zur zuverlässigen und hochgenauen

Orientierungsbestimmung von UAVs zusätzlich Beschleunigungen und Drehraten einer MEMS-IMU, Magnetfeldbeobachtungen und GPS-Positionsmessungen verwendet.

Um die Mehrdeutigkeiten der onboard L1-GPS-Basislinie bereits in der ersten Epoche nach einer Signalunterbrechung erfolgreich lösen zu können, werden, wie auch in den Veröffentlichungen A1 und A2 [Eling et al., 2010, 2013b], Vorinformationen über die aktuelle Orientierung des Systems genutzt. Im Gegensatz zu den vorherigen Veröffentlichungen stammen diese Vorinformationen jedoch nicht aus einer kurzen GPS-Basislinie oder mit Drehraten prädierten Euler-Winkeln, sondern aus einem Error-State-Space-Kalman-Filter (siehe Abschnitt 3.3.2), in dem die Position, die Geschwindigkeit und die Orientierung des Systems sowie die Offsets der Drehraten- und Beschleunigungssensoren der MEMS-IMU geschätzt werden. Da neben den MEMS-IMU-Beobachtungen in diese Berechnung auch GPS-Positionsmessungen und Magnetfeldbeobachtungen einfließen, ist die Vorinformation für die Mehrdeutigkeitslösung hier driftfrei und liefert auch bei längeren GPS-Signalunterbrechungen Orientierungsgenauigkeiten im Bereich von <5 deg.

Die Mehrdeutigkeitssschätzung ist bei dem vorgestellten Verfahren dreistufig und basiert unter anderem auf der Modified Least Squares Ambiguity Decorrelation Adjustment (MLAMBDA)-Methode [Chang et al., 2005] und der AFM. Dabei wird unter Verwendung der MLAMBDA-Methode zunächst in der Mehrdeutigkeitsebene gesucht, bevor für ausgewählte Kandidaten anschließend eine weitere Suche und auch eine Validierung mit der AFM erfolgt (eine detailliertere Beschreibung dieses Verfahrens folgt in Kapitel 6.1.1).

Für die Realisierung hoher Genauigkeiten wird die GPS-Basislinie, nach erfolgreicher Fixierung der Mehrdeutigkeiten, als weitere Beobachtung in den oben genannten Error-State-Space-Kalman-Filter eingebunden.

Mittels verschiedener Testmessungen, bei denen ein tragbares Testsystem und ein Oktokopter als Trägerplattformen verwendet wurden, konnten sowohl die Schnelligkeit und die Zuverlässigkeit der entwickelten Algorithmen zur Mehrdeutigkeitslösung, als auch die erreichbare Genauigkeit des Systems überprüft werden. Als Referenzlösung zur Evaluierung der Genauigkeiten wurde dabei, wie auch in der Veröffentlichung A2 [Eling et al., 2013b], die hochpräzise Inertialsensormesseinheit iNAV-FJI-LSURV-001 der Firma Imar eingesetzt.

Die Testmessungen haben gezeigt, dass die Mehrdeutigkeiten mit dem vorgestellten Verfahren sowohl bei UAV-Flügen, als auch unter Verwendung des tragbaren Testsystems in mehr als 90% der Fälle bereits innerhalb der ersten Epoche erfolgreich gelöst werden können. Insgesamt konnten die Mehrdeutigkeiten in $> 98\%$ aller Initialisierungen spätestens nach 5 Sekunden fixiert werden (siehe Kapitel 6.1.1). Die Genauigkeiten des Systems liegen im Bereich von 0.05 deg für Roll- und Nickwinkel und 0.2 deg für den Yaw-Winkel, wenn die GPS-Basislinie als Messung in das Kalman-Filter integriert wird (siehe Kapitel 6.3.2).

4.2 Positionsbestimmung mobiler Objekte

Veröffentlichung B1 (peer-review)

- Eling, C., Zeimetz, P., & Kuhlmann, H. (2012). Single-epoch ambiguity resolution for kinematic GNSS positioning. In *3rd International Conference on Machine Control & Guidance* (S. 35–46). Stuttgart, Germany

Ähnlich zu den Veröffentlichungen A1-A3 [Eling et al., 2010, 2013b, 2015b] liegt der Fokus hier ebenfalls auf der schnellen Fixierung von Trägerphasenmehrdeutigkeiten. Dabei wird jedoch nicht die Einzelepochen-Mehrdeutigkeitssuche für eine Orientierungsbestimmung mit GNSS, sondern die Einzelepochen-Mehrdeutigkeitssuche für eine RTK-GPS-Positionsbestimmung, basierend auf Zweifrequenz-GPS-Messungen, angestrebt.

Analog zu Veröffentlichung A2 [Eling et al., 2013b], wird für die Mehrdeutigkeitslösung hier auch die AFM verwendet. Auch wenn die AFM grundsätzlich eine Mehrdeutigkeitslösung in der ersten Epoche nach einer Signalunterbrechung ermöglicht, bringt der Einsatz der AFM zwei Schwierigkeiten mit sich: a) die Methode kann ineffizient werden, wenn der Mehrdeutigkeitssuchraum zu groß gewählt wurde und b) die Methode neigt bei systematischen Beobachtungsabweichungen zu einer falschen Lösung.

Mit dem Ziel die Mehrdeutigkeitssuche im Rahmen der RTK-GPS-Positionsbestimmung eines Fahrzeugs zu verbessern, werden hier verschiedene Strategien zur Verkleinerung des Suchraums und zur Reduktion falscher Entscheidungen in der Mehrdeutigkeitslösung mit der AFM vorgestellt.

Für die Einschränkung des Mehrdeutigkeitssuchraums wird je nach Signalunterbrechung zwischen drei verschiedenen Strategien variiert:

1. **Erstmalige Initialisierung:** Da hier zusätzlich zu GNSS keine weiteren Sensoren zum Einsatz kommen, liegt bei einer erstmaligen Initialisierung der Trägerphasenmehrdeutigkeiten bis auf eine relative Codeposition (Differential GPS (DGPS)) keine Vorinformation über die aktuelle Position des Fahrzeugs vor. Deshalb wird im Fall einer erstmaligen Initialisierung zunächst die relative Codeposition verwendet, um die Mehrdeutigkeiten für eine Gruppe von drei Trägerphasen-Doppeldifferenzbeobachtungen („primary group“) zu berechnen. Durch Variation der Mehrdeutigkeiten dieser primary group wird anschließend ein Suchraum aufgespannt, dessen Kandidaten mit den verbleibenden Beobachtungen getestet werden [Corbett & Cross, 1995].
2. **Initialisierung hinzukommender Satelliten:** Die AFM erlaubt es, die Mehrdeutigkeiten in jeder einzelnen Epoche neu zu lösen. Um den Suchraum für eine epochenweise Reinitialisierung klein zu halten, werden hier GPS-Geschwindigkeiten genutzt [Serrano et al., 2004; Wieser, 2007], mittels derer die Änderungen der RTK-GPS-Positionen zwischen zwei Epochen cm-genau berechnet werden können. Auf Basis dieser Positionen ist dann eine recheneffiziente Reinitialisierung aller Mehrdeutigkeiten möglich. Cycle-Slips werden auf diese Weise ebenfalls auffällig.
3. **Überbrückung kurzzeitiger Signalunterbrechungen:** Eine kurzzeitige Unterbrechung der GNSS-Signale erfordert jeweils eine Reinitialisierung der Mehrdeutigkeiten. Für den Fall, dass die Bewegung des verwendeten Fahrzeugs einer gewissen Trägheit unterliegt, besteht die Möglichkeit, die Position des Fahrzeugs zum Zeitpunkt der Reinitialisierung der Mehrdeutigkeiten unter Verwendung eines geeigneten Bewegungsmodells vorherzusagen. Ein Beispiel für ein solches Szenario wäre eine Autobahnfahrt mit einem Auto, bei der die GNSS-Signale durch jede unterfahrene Brücke abreißen. Die aktuelle Position, Geschwindigkeit, Orientierung und Orientierungsänderung des Fahrzeugs wird hier in einem EKF geschätzt. Die Prädiktion erfolgt mit einer gleichförmigen Kreisbahn als Bewegungsmodell [Aussems, 1999; Eichhorn, 2005].

Die beschriebenen Ansätze zur Verbesserung der Einzelepochen-Mehrdeutigkeitssuche für eine RTK-GPS-Positionsbestimmung wurden mittels der Daten einer Autofahrt im Stadtgebiet und über die Autobahn getestet. Zum Vergleich wurden die Ergebnisse einer kommerziellen Software herangezogen. Anhand der Daten konnte gezeigt werden, dass die vorgestellten Verfahren zu einer deutlich schnelleren Lösung der Mehrdeutigkeiten führen, als es mit der Vergleichssoftware möglich war. Der Median der Zeit, die für die Mehrdeutigkeitenlösung benötigt wurde, lag unter Verwendung der hier vorgestellten Verfahren bei 0.5 s (Minimum: 0.2 s, Maximum: 3.7 s), während der Median unter Verwendung der Vergleichssoftware einen Wert von 5.8 s eingenommen hat (Minimum: 2 s, Maximum: 40.3 s). Die implementierten RTK-GPS-Algorithmen lieferten in Summe in 96.59% der Epochen eine korrekte Einzelepochen-Mehrdeutigkeitenlösung, wobei auch deutlich wurde, dass die Erfolgsrate der AFM ganz klar von der Anzahl der verfügbaren Satelliten abhängt, was bei kinematischen Anwendungen häufig zu Schwierigkeiten führen kann.

Veröffentlichung B2 (peer-review)

- Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2014c). Development of an RTK-GPS system for precise real-time positioning of lightweight UAVs. In A. Wieser (Hrsg.), *Ingenieurvermessung 2014: Beiträge zum 17. Internationalen Ingenieurvermessungskurs* (S. 111–123). Zürich, Schweiz: Wichmann Verlag

Wie bereits im Abschnitt 1.1 erläutert, erfolgte die Echtzeit-Positionsbestimmung leichter UAVs bisher üblicherweise unter Verwendung codebasierter low-cost GPS-Empfänger, die jedoch lediglich eine Positionsgenauigkeit von mehreren Metern ermöglichen. Die vorliegende Veröffentlichung beschreibt nun erstmals ein System zur zentimetergenauen Positionsbestimmung eines leichten UAVs in Echtzeit. Neben der Systembeschreibung stehen hier insbesondere die entwickelten RTK-GPS-Algorithmen im Fokus.

In den in Echtzeit auf dem UAV laufenden Algorithmen, erfolgt in einem Kalman-Filter zunächst eine Schätzung der Mehrdeutigkeitenparameter. Als Beobachtungen werden in diesem Filter sowohl Doppeldifferenz-Trägerphasen als auch Doppeldifferenz-Codebeobachtungen auf der L1- und der L2-GPS-Frequenz verwendet.

Durch die daraus folgende Überbestimmung ist eine Mehrdeutigkeitslösung auch bereits in der ersten Epoche möglich. Neben der Position des UAVs werden hier Singledifferenz-Mehrdeutigkeitsparameter geschätzt, so dass der Zustandsvektor bei einer Änderung des Referenzsatelliten keiner Anpassung bedarf [Takasu & Yasuda, 2009].

Wichtig für eine erfolgreiche und schnelle Mehrdeutigkeitslösung ist eine gute Wahl der Parameter zur Beschreibung des Mess- und des Prozessrauschens im Kalman-Filter. Die Repräsentation des Messrauschens erfolgt hier jeweils über einen elevationsabhängigen und einen elevationsunabhängigen Parameter. Des Weiteren werden durch die Doppeldifferenzbildung auftretende Korrelationen berücksichtigt.

Die Mehrdeutigkeitslösung wird mittels der MLAMBDA-Methode [Chang et al., 2005] und einem anschließenden „Ratio-Test“ [Verhagen & Teunissen, 2006] realisiert. Für den Fall, dass die Mehrdeutigkeiten erfolgreich fixiert werden konnten, wird die Roverposition abschließend unter alleiniger Verwendung der Trägerphasenbeobachtungen in einem Kleinste-Quadrate-Ausgleich geschätzt.

Eine wesentliche Voraussetzung für die Umsetzung einer echtzeitfähigen zentimetergenauen Positionsbestimmung eines UAVs ist, dass die GPS-Beobachtungen der Masterstation während des Fluges an die Recheneinheit auf dem UAV übertragen werden. Da es unter realen Bedingungen meist nicht möglich ist, die Daten der Masterstation mit einer Rate von 10 Hz verlustfrei über eine Funkverbindung an die Recheneinheit zu senden, wurde hier ein Ansatz entwickelt, der eine von der Regelmäßigkeit der Übertragung der Daten der Masterstation unabhängige RTK-GPS-Auswertung erlaubt (siehe Abschnitt 6.3.1).

Zur Validierung der Richtigkeit der implementierten Algorithmen, wurden die in Echtzeit berechneten RTK-GPS-Positionen sowie auch die GPS-Rohdaten während eines UAV-Fluges aufgezeichnet und im Postprocessing anschließend mit den Ergebnisse einer kommerziellen (Leica Geo Office) und einer open-source GNSS-Software (RTKLIB) verglichen. Auf die Ergebnisse dieses Vergleichs wird in Abschnitt 6.3.2 eingegangen.

Veröffentlichung B3

- Eling, C., Heinz, E., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2014a). Cycle slip detection in the context of RTK GPS positioning of lightweight UAVs. In *4th International Conference on Machine Control & Guidance* (S. 148–155). Braunschweig, Germany

Sobald die Trägerphasen-Mehrdeutigkeiten für eine GNSS-Basislinie einmal erfolgreich gelöst wurden, können sie theoretisch solange festgehalten werden, bis eine Unterbrechung der entsprechenden GNSS-Signale erfolgt oder ein sogenannter Cycle-Slip auftritt, was einem Sprung in der Trägerphase entspricht. Die Detektion von Cycle-Slips ist insofern von enormer Bedeutung, als dass ein unaufgedeckter Cycle-Slip zu einer fehlerhaften Beobachtung in der Basislinienauswertung führt.

Ein übliches Verfahren zur Detektion von Cycle-Slips beruht auf der Verwendung der geometriefreien Linearkombination, welche der Differenz der Trägerphasenbeobachtungen eines Satelliten auf zwei Frequenzen entspricht [Hofmann-Wellenhof et al., 2008]. Ein weiteres Verfahren basiert auf der Nutzung des sogenannten Lock Time Indicators (LTIs), der von vielen GNSS-Empfängern ausgegeben wird und anzeigen soll, wie lange der Oszillator des Empfängers das entsprechende GNSS-Signal bereits verfolgt. Beide Verfahren wurde in der Veröffentlichung B2 [Eling et al., 2014c] verwendet, um Cycle-Slips zu detektieren. Dabei sind sowohl un stetige Verläufe in den LTI-Werten der einzelnen GNSS-Signalen als auch Sprünge in der geometriefreien Linearkombination Indikatoren für mögliche Cycle-Slips. Dennoch ist es mit diesen Methoden nicht immer möglich, Cycle-Slips aufzudecken, da es Kombinationen von Phasensprüngen in den L1- und L2-GPS-Signalen gibt, die durch die geometriefreie Linearkombination nicht sichtbar werden [Bisnath, 2000] und der LTI nicht von allen GNSS-Empfängern zur Verfügung gestellt wird.

Als eine Alternative zu den beiden genannten Verfahren wird in der vorliegenden Veröffentlichung daher analysiert, ob eine GPS/IMU-Sensorfusion geeignet ist, um Cycle Slips bei kinematischen Anwendungen erfolgreich zu detektieren. Die Ergebnisse einer Testfahrt mit einem Auto, bei der Cycle-Slips verschiedener Größenordnungen auf unterschiedlichen GNSS-Signalen simuliert wurden, haben gezeigt, dass Inertialsensorbeobachtungen in einem Kalman-Filter nicht nur geeignet sind, um Cycle-Slips erfolgreich aufzudecken, sondern auch um Cycle-Slips zu reparieren. Dies ist auch der Grund, warum bspw. in Veröffentlichung A3 [Eling et al., 2015b] Inertialsensoren in einem GPS/IMU-Kalman-Filter verwendet werden, um die Problematik auftretender Cycle-Slips bei der Positions- und Orientierungsbestimmung leichter Fluggeräte zu bewältigen.

4.3 Systemdesign, Systemkalibrierung und Systemevaluierung

Nachdem in den Abschnitten 4.1 und 4.2 die nötigen Algorithmen zur Positions- und Orientierungsbestimmung mobiler Objekte beschrieben wurden, werden in diesem Abschnitt nun Veröffentlichungen vorgestellt, in denen die Entwicklung eines Systems zur direkten Georeferenzierung leichter UAVs in Echtzeit im Vordergrund steht. Die zuvor vorgestellten Algorithmen kommen auf diesem System zum Teil vollständig und zum Teil ansatzweise zum Einsatz. Neben der Entwicklung des Systems werden in diesem Abschnitt auch Beispiele für Anwendungen vorgestellt, bei denen jeweils auch die mit dem System erreichbaren Genauigkeiten geprüft werden.

Im Rahmen dieser Arbeit sind, neben den hier als relevant aufgelisteten Publikationen, zahlreiche weitere Veröffentlichungen erschienen, in denen das entwickelte System beschrieben wird [Eling et al., 2013a, 2014e, 2015a,c]. Auch in den Veröffentlichungen A3, B2, und B3 [Eling et al., 2015b, 2014c,a] wird auf die Systementwicklung eingegangen, was nochmals die Verknüpfung der einzelnen Abschnitte in diesem Kapitel unterstreicht.

Da es sich bei der Entwicklung des Systems um einen mehrjährigen Prozess handelt, wird die stetige Weiterentwicklung des Systems auch im Zuge der verschiedenen Veröffentlichungen deutlich. In den hier als relevant aufgelisteten Veröffentlichungen wird insbesondere in Veröffentlichung C1 auf die Systembeschreibung eingegangen, während der Fokus der weiteren Veröffentlichungen (C2 und C3) auf der Evaluierung des Systems liegt.

Veröffentlichung C1 (peer-review)

- Eling, C., Klingbeil, L., Wieland, M., & Kuhlmann, H. (2014f). Direct georeferencing of micro aerial vehicles - system design, system calibration and first evaluation tests. *PFG - Photogrammetrie, Fernerkundung, Geoinformation*, 4, 227–237

Die Veröffentlichung C1 beschreibt ein System zur direkten Georeferenzierung leichter Fluggeräte. Bei diesem System handelt es sich um eine überarbeitete Version des in [Eling et al., 2013a] vorgestellten Prototyps.

Als Sensoren verfügt das System über einen geodätischen Zweifrequenz-GPS-Empfänger (Novatel OEM 615), einen Einfrequenz low-cost GPS-Empfänger (Ublox LEA6T) und eine tactical-grade MEMS-IMU (Analog Devices, ADIS 16488). Für die Realisierung der Positions- und Orientierungsbestimmung in Echtzeit wird eine Echtzeit-Recheneinheit (National Instruments sbRIO 9606) verwendet, bei der ein Field Programmable Gate Array (FPGA) und ein 400 MHz-Prozessor auf einem Board kombiniert sind.

Mit einer Größe von 11.0 cm × 10.2 cm × 4.5 cm und einem Gewicht von 240 g erfüllt das entwickelte System die in Abschnitt 1.1 genannten Anforderungen an ein auf einem Micro-UAV anwendbares direktes Georeferenzierungssystem.

Als UAV wird hier ein modifizierter Aufbau eines Mikrokooper-Oktokopters der Firma HiSystems GmbH verwendet. Entsprechend der vorgesehenen Anwendung (Mapping On Demand, siehe Abschnitt 1.1) ist das Fluggerät nicht nur mit der entwickelten direkten Georeferenzierungseinheit, sondern auch mit weiteren Sensoren, wie einer 5 MPixel Kamera und zwei Stereokamerasystemen ausgestattet.

Detailliertere Beschreibungen der Georeferenzierungseinheit und der UAV-Plattform sind im Kapitel 6.3 zu finden, wobei es sich bei den dort beschriebenen Systemen um Weiterentwicklungen der in der vorliegenden Veröffentlichung beschriebenen Systeme handelt.

Das Verfahren zur Positionsbestimmung mit dem hier präsentierten System basiert auf den in der Veröffentlichung B2 [Eling et al., 2014c] beschriebenen RTK-GPS-Algorithmen. Die Orientierungsbestimmung erfolgt in diesem Stadium der Entwicklung noch unabhängig von der Positionsbestimmung und beruht auf einem Quaternion-basierten EKF unter Verwendung der Beobachtungen einer MEMS-IMU, der Magnetfeldbeobachtungen und der onboard GPS-L1-Basislinie. In späteren Entwicklungen wird diese Art der Orientierungsbestimmung durch die in Veröffentlichung A3 [Eling et al., 2015d] beschriebenen Algorithmen abgelöst.

Für die Systemkalibrierung, d.h. die Bestimmung der Hebelarme und Rotationen zwischen den einzelnen objekterfassenden und georeferenzierenden Sensoren, wurde ein Nahfeld-3D-Laserscanner (Perceptron ScanWorks V5) eingesetzt, der an einem portablen 3D-Messarm (Romer Infinite 2.0) befestigt ist. Mittels einer

3D-Modellierung der einzelnen Sensoren bestand so die Möglichkeit, die Hebelarme mit einer mm-Genauigkeit und die Rotationen mit einer Genauigkeit von wenigen Zehntel-Grad zu bestimmen.

Dass die entwickelten RTK-GPS-Algorithmen zu einer korrekten GPS-Auswertung führen, wurde durch einen Vergleich zu alternativer GNSS-Auswertesoftware bereits in der Veröffentlichung B2 [Eling et al., 2014c] gezeigt. In der hier vorliegenden Veröffentlichung findet nun auch die Prüfung der Genauigkeit einer mittels GPS-bestimmten UAV-Trajektorie statt, indem ein Vergleich zu den Ergebnissen einer photogrammetrischen Bündelausgleichung hergestellt wird. Die maximalen Abweichungen beider Ergebnisse liegen meist unter 5 cm, wobei die Standardabweichungen der Differenzen etwa 1.4-2.3 cm einnehmen.

Auch die Orientierungen konnten durch einen Vergleich zu einer photogrammetrischen Bündelausgleichung erfolgreich geprüft werden. Die Ergebnisse haben den Gewinn in der Genauigkeit des Kurswinkels unter Verwendung der GPS-Basislinie verdeutlicht. Ohne Berücksichtigung der Basislinie haben sich maximale Abweichungen von bis zu 4 deg im Kurswinkel ergeben. Unter Einbeziehung der GPS-Basislinie wurden maximale Abweichungen von < 1 deg für alle drei Eulerwinkel erreicht. Eine detailliertere Evaluierung der mit dem System erreichbaren Orientierungsgenauigkeiten sind jedoch der Veröffentlichung A3 [Eling et al., 2015b] und dem Kapitel 6.3.2 zu entnehmen.

Veröffentlichung C2 (peer-review)

- Eling, C., Wieland, M., Hess, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2015d). Development and evaluation of a UAV based mapping system for remote sensing and surveying applications. In *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. XL-1/W4 (S. 233–239). UAV-g 2015, Toronto, Canada

Nachdem in Veröffentlichung C1 [Eling et al., 2014f] das entwickelte Multisensorsystem zur direkten Georeferenzierung leichter Fluggeräte vorgestellt wurde, wird in dieser Publikation nun untersucht, inwieweit sich das beschriebene System tatsächlich eignet, um Vermessung aus der Luft zu betreiben.

Als Fluggerät wird ein Mikrokopter OktoXl der Firma HiSystems GmbH verwendet, der mit koaxialer Rotoranordnung (jeweils zwei übereinander angeordnete Rotoren an vier Auslegern) aufgebaut ist. Der Vorteil des koaxialen Aufbaus gegenüber dem ursprünglichen Aufbau (siehe z.B. [Eling et al., 2014f]) ist, dass die Beobachtungen der GPS-Basislinie zur Orientierungsbestimmung und die Beobachtungen eines externer Magnetsensors (Honeywell HMC 5883L) nun deutlich weniger durch Vibrationen und elektrische Ströme gestört werden. Die onboard GPS-Basislinie hat bei diesem Aufbau mit 92 cm nun auch ein längeres Ausmaß als zuvor (46 cm). Die Positions- und die Orientierungsbestimmung erfolgen hier in einem gemeinsamen loosely-coupled Error-State-Space-Kalman-Filter (siehe Veröffentlichung A3 [Eling et al., 2015b]).

Um die Praxistauglichkeit des Systems zu überprüfen, wird als objekterfassender Sensor in der vorliegenden Veröffentlichung eine handelsübliche „Consumer“-Kamera (Panasonic Lumix GX1), ausgestattet mit einem Objektiv mit Festbrennweite (20 mm), verwendet. Diese Kamera muss für einen vermessungstechnischen Einsatz zeitlich mit der Georeferenzierungseinheit synchronisiert werden, wenn die Bilder zur Objektvermessung, wie im vorliegenden Fall, aus der Bewegung heraus aufgenommen werden sollen. Für die zeitliche Synchronisierung wird hier das Startsignal zur Betätigung des ersten Verschlussvorhangs des Schlitzverschlusses („focal plane shutter“) der Kamera abgegriffen, welches gleichzeitig dem Startsignal der Belichtung eines einzelnen Bildes entspricht. Eigene Untersuchungen haben gezeigt, dass durch Abgriff dieses Signals variable Latenzzeiten zwischen der direkten Georeferenzierung und der Bildaufnahme vermieden werden können.

Die Kalibrierung des Hebelarms zwischen dem Referenzpunkt der Kamera und dem Referenzpunkt der Georeferenzierungseinheit wurde hier aus den Daten eines Fluges über ein Testfeld realisiert, welches zuvor mit Schwarz-Weiß-Zielzeichen ausgestattet wurde. Über diese Zielzeichen ist es möglich, die Positionen der Kamera zu den Zeitpunkten der jeweiligen Bildaufnahme in einem übergeordneten Koordinatensystem zu bestimmen. Da für die gleichen Zeitpunkte auch Positionen und Orientierungen der Georeferenzierungseinheit vorliegen, kann aus den Differenzen zwischen den jeweiligen Positionen der Hebelarm abgeleitet werden.

Die Genauigkeiten, die mit dem beschriebenen System an zu vermessenden Punkten auf dem Boden zu erwarten sind, wurden hier ebenfalls anhand von Testflügen geprüft. Die Auswertung der Bilder erfolgte dabei mittels der Software „Pix4DMapper“ der Firma Pix4D.

Werden die direkt georeferenzierten Kamerapositionen in die Bildauswertung integriert, ist bei einer Flughöhe von 20 m und einer Fluggeschwindigkeit von 2 m/s mit einer Punktgenauigkeit von etwa 1-3 cm am Boden zu rechnen. Dies entspricht ungefähr der Qualität einer RTK-GPS-Vermessung. Die Vorteile der Vermessung aus der Luft gegenüber der üblichen RTK-GPS-Vermessung mit einem Lotstock sind jedoch, dass die Vermessung aus der Luft berührungslos erfolgt, unzugängliche Gebiete erreicht werden können und eine große Anzahl an Punkten schneller vermessen werden kann.

Veröffentlichung C3 (peer-review)

- Eling, C., Klingbeil, L., Wieland, M., & Kuhlmann, H. (2016b). Towards deformation monitoring with UAV-based mobile mapping systems. In *3rd Joint International Symposium on Deformation Monitoring (JISDM)* Vienna, Austria

Da UAVs unzugängliche oder für Menschen gefährliche Bereich in niedrigen Flughöhen überfliegen können, sind sie prinzipiell z.B. gut für Aufgaben wie Deformationsmessungen geeignet. Voraussetzung dafür ist jedoch, dass die Georeferenzierung durch ein Multisensorsystem direkt und ohne die Verwendung von GCPs erfolgt, da GCPs in unzugänglichen oder für Menschen gefährlichen Bereichen nicht installiert werden können.

In der vorliegenden Veröffentlichung wird geprüft, ob direkt georeferenzierte Micro-UAVs, die mit einer Consumer-Kamera als objekterfassender Sensor ausgestattet sind, sich für Deformationsmessungen eignen und ob es mit diesen Systemen möglich ist, Deformationen mit einem cm-Ausmaß als signifikant zu detektieren. Um diese Fragestellungen zu beantworten, ist die Durchführung empirischer Versuche notwendig, da die Kovarianzmatrix von Punkten, die mit UAVs vermessen wurden, als Folge zahlreicher Verarbeitungsschritte, wie z.B. der Bündelblockausgleichung in einer geschlossenen photogrammetrischen Software, unbekannt ist.

Als UAV-Plattform wird das gleiche System wie in Veröffentlichung C2 [Eling et al., 2015d] verwendet. Für die Evaluierung der Tauglichkeit dieses Systems für einen Einsatz im Bereich der Deformationsmessung, wurde ein Testfeld entworfen, in dem sowohl 15 GCPs als auch verschiedene Deformationsobjekte angebracht waren. Die Vermessung der Koordinaten der GCPs erfolgte mittels eines Tachymeters, die Deformationsobjekte wurden mit einem Terrestrischer Laserscanner (TLS) eingemessen.

Während vier verschiedenen, mäanderförmigen, automatischen Wegpunkteflügen mit Flughöhen von etwa 20 m und Fluggeschwindigkeiten von etwa 1 m/s konnten jeweils ca. 300 direkt georeferenzierte Bilder des Testfeldes aufgenommen werden, die anschließend mit der Software „Agisoft Photoscan“ zu Punktwolken verarbeitet wurden. Zwischen den Flügen wurden verschiedene Deformationen an den unterschiedlichen Deformationsobjekten mit Größenordnungen im cm-Bereich vorgenommen.

Der Vergleich der Koordinaten der GCPs, die sowohl tachymetrisch als auch mit dem UAV-basierten Multisensorsystem bestimmt wurden, zeigte erneut, dass mit der direkten Georeferenzierung eines UAVs bei Flughöhen von 20 m über dem zu vermessenden Objekt cm-Genauigkeiten an Einzelpunkten am Boden erreicht werden.

Für die Deformationsanalysen wurden die Differenzen zweier Punktwolken mit Point-to-Mesh (Dreiecksvermaschung) Distanzen berechnet. Die Untersuchungen der Deformationsobjekte haben gezeigt, dass bei einer Sicherheitswahrscheinlichkeit von 95% mit einem direkt georeferenzierten UAV, auf dem eine Consumer-Kamera angebracht ist, Deformationen mit einem Ausmaß von > 6.3 cm als signifikant detektiert werden können. Durch eine zusätzliche Feinregistrierung der erzeugten Punktwolken mittels eines Iterative Closest Point (ICP) Algorithmus, der aufgrund der Vorinformation aus der direkten Georeferenzierung hier gut funktioniert, kann die Signifikanzgrenze sogar auf 1.8 cm reduziert werden.

5. Tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration

Ein wesentlicher Bestandteil dieser Arbeit besteht in der Entwicklung von Algorithmen zur tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration zur Positions- und Orientierungsbestimmung leichter Fluggeräte. Da diese Algorithmen bisher nicht veröffentlicht wurden, werden sie in diesem Kapitel kurz beschrieben.

Im Grunde sind die tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Algorithmen den in Veröffentlichung A3 [Eling et al., 2015b] vorgestellten Algorithmen zur loosely-coupled Integration sehr ähnlich. Die Positions- und Orientierungsbestimmung erfolgt dabei, wie in Abschnitt 3.4 beschrieben, in zwei Schritten: (i) dem Strapdown-Algorithmus und (ii) der Sensorfusion durch Formulierung eines Closed-Loop Error-State-Space-Kalman-Filters. Die Inertialsensordaten, die bei dem in dieser Arbeit entwickelten Multisensorsystem (siehe Abschnitt 6.3) mit einer Rate von 100 Hz zur Verfügung stehen, werden dementsprechend nicht im Kalman-Filter selbst, sondern im Strapdown-Algorithmus verarbeitet, so dass die Berechnung der Inversen der Kalman-Gain-Matrix lediglich mit einer Rate von 10 Hz (dies entspricht der Abtastrate des GPS) ausgeführt wird. Das Messrauschen der Inertialsensoren wird im Systemrauschen des Kalman-Filters berücksichtigt.

Im weiteren Verlauf dieses Abschnittes wird nun das Kalman-Filter zur tightly-coupled GPS/MEMS-IMU Integration näher erläutert. Da sich der Strapdown-Algorithmus in der tightly-coupled Integration nicht von dem in Veröffentlichung A3 [Eling et al., 2015b] vorgestellten Algorithmus unterscheidet, wird hier auf eine Darstellung des Strapdown-Algorithmus verzichtet und auf die Veröffentlichung A3 [Eling et al., 2015b] verwiesen.

5.1 Kalman-Filterung

Sowohl die im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Algorithmen zur loosely-coupled Integration als auch die Algorithmen zur tightly-coupled Integration basieren auf Navigationsgleichungen im Plattformkoordinatensystem (b-frame), die in einem ECEF-Koordinatensystem (e-frame) ausgedrückt werden. Die Rotation \mathbf{C}_b^e zwischen dem Plattformkoordinatensystem und dem ECEF-Koordinatensystem wird dabei in die Rotationen \mathbf{C}_b^n (siehe Gleichung 3.17) und \mathbf{C}_n^e unterteilt, wobei nur die \mathbf{C}_b^n -Rotation geschätzt wird. Die \mathbf{C}_n^e -Rotation lässt sich aus den Koordinaten der Position berechnen (Gleichung (5.1)). Da die Achsen des Navigationskoordinatensystems (n-frame) in East-, North- und Up-Richtung zeigen, beinhaltet die Rotationsmatrix \mathbf{C}_n^e die folgenden Einträge:

$$\mathbf{C}_n^e = \begin{bmatrix} -\sin \lambda_o & -\sin \varphi_o \cos \lambda_o & \cos \varphi_o \cos \lambda_o \\ \cos \lambda_o & -\sin \varphi_o \sin \lambda_o & \cos \varphi_o \sin \lambda_o \\ 0 & \cos \varphi_o & \sin \varphi_o \end{bmatrix}, \quad (5.1)$$

wobei es sich bei λ_o and φ_o um die ellipsoidischen ECEF-Koordinaten des Ursprungs des b-frames handelt.

Der totale Zustandsvektor in der tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration beinhaltet neben der Position \mathbf{x}_p^e , der Geschwindigkeit \mathbf{v}_{eb}^e und der Orientierung \mathbf{q} , die in Form eines Quaternions repräsentiert wird, auch jeweils einen Vektor für die Akzelerometer-Biase \mathbf{b}_a^b und die Gyroskop-Biase \mathbf{b}_ω^b . Solange die Mehrdeutigkeiten der GPS-Trägerphasenbeobachtungen ungelöst sind, müssen auch diese als Parameter in der tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration geschätzt werden. Im Sinne der Mehrdeutigkeitslösung handelt es sich bei der GPS/MEMS-IMU-Integration dann zunächst um eine *Float-Lösung*, die dann später, nach Fixierung der Mehrdeutigkeiten (siehe Abschnitt 5.2), in eine *Fixed-Lösung* umgewandelt wird. Als Mehrdeutigkeitsparameter N werden hier keine Doppeldifferenz- sondern Einfachdifferenz-Mehrdeutigkeiten

parametrisiert, so dass bei einem Wechsel des Referenzsatelliten für die Doppeldifferenzbildung die Mehrdeutigkeitsparameter nicht neu initialisiert werden müssen. Für den Fall, dass GPS-Beobachtungen auf der L1- und der L2-Frequenz zur Verfügung stehen, hat der volle Zustandsvektor die folgende Form:

$$\mathbf{x} = \left[\mathbf{x}_p^{e,T} \quad \mathbf{v}_{eb}^{e,T} \quad \mathbf{q}^T \quad \mathbf{b}_a^{b,T} \quad \mathbf{b}_\omega^{b,T} \quad \mathbf{N}_{L1}^T \quad \mathbf{N}_{L2}^T \right]^T. \quad (5.2)$$

Da hier eine Error-State-Space-Formulierung als Kalman-Filter verwendet wird, werden im Kalman-Filter nicht die Zustände selbst, sondern die Abweichungen zu dem im Strapdown-Algorithmus präzidierten Zustandsvektor geschätzt. Der im Kalman-Filter geschätzte Error-State-Vektor $\delta\mathbf{x}$ beinhaltet die Abweichungen der Position $\delta\mathbf{x}_p^e$, der Geschwindigkeit $\delta\mathbf{v}_{eb}^e$, der Orientierung ψ , der Akzelerometer-Biase $\delta\mathbf{b}_a$, der Gyroskop-Biase $\delta\mathbf{b}_\omega$ sowie die Abweichungen der Mehrdeutigkeiten $\delta\mathbf{N}_{L1}$ und $\delta\mathbf{N}_{L2}$:

$$\delta\mathbf{x} = \left[\delta\mathbf{x}_p^{e,T} \quad \delta\mathbf{v}_{eb}^{e,T} \quad \psi^T \quad \delta\mathbf{b}_a^{b,T} \quad \delta\mathbf{b}_\omega^{b,T} \quad \delta\mathbf{N}_{L1}^T \quad \delta\mathbf{N}_{L2}^T \right]. \quad (5.3)$$

Als Messungen werden die folgenden Größen verwendet:

- Doppeldifferenz-Trägerphasenbeobachtungen $\tilde{\phi}_{ma}^{kl}$ auf der L1- und der L2-Frequenz des GPS, gemessen mit 10 Hz am Antennenreferenzpunkt des Masters m und am Antennenreferenzpunkt des Rovers a im e-frame,
- Doppeldifferenz-Codebeobachtungen $\tilde{\rho}_{ma}^{kl}$ auf der L1- und der L2-Frequenz des GPS, gemessen mit 10 Hz am Antennenreferenzpunkt des Masters m und am Antennenreferenzpunkt des Rovers a im e-frame,
- eine 1 Hz GPS-Basislinienmessung $\Delta\tilde{\mathbf{x}}_b^e$ einer auf der Plattform montierten kurzen Basislinie zur Orientierungsbestimmung, repräsentiert im e-frame und
- ein Magnetfeldvektor \mathbf{h}^b , der mit 10 Hz im b-frame gemessen wird.

Wie in Abbildung 3.1 dargestellt, werden hier also sowohl GPS-Beobachtungen eines statischen Masters und eines bewegten Rovers, als auch eine GPS-Basislinie, die als bewegte Basislinie auf dem mobilen Objekt angebracht ist und zur Orientierungsbestimmung dient, verwendet.

Systemmodell

Da der Error-State-Vektor $\delta\mathbf{x}$ zu null gesetzt wird, nachdem die totalen Größen im Zustandsvektor \mathbf{x} korrigiert wurden, besteht die wesentliche Aufgabe des Systemmodells in der Fortschreibung der Kovarianzmatrix des Error-States.

Die Herleitung des Systemmodells für einen loosely-coupled Error-State-Space-Kalman-Filter zur Positions- und Orientierungsbestimmung eines mobilen Objektes wird bspw. in Titterton & Weston [2004] oder in Wendel [2007] ausführlich dargestellt. Die Erweiterung dieser Ansätze zu einem tightly-coupled Kalman-Filter unter Nutzung von GPS-Trägerphasenbeobachtungen (siehe z.B. [Petovello et al., 2004]), repräsentiert im e-frame, führt zu folgender Zustandsraumdarstellung:

$$\begin{aligned} \dot{\delta\mathbf{x}} &= \mathbf{F}\delta\mathbf{x} + \mathbf{G}\mathbf{n} \\ &= \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & -[\hat{a}_{ib}^e \times] & -\hat{\mathbf{C}}_b^e & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & -\hat{\mathbf{C}}_b^e & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\mathbf{x}_p^e \\ \delta\mathbf{v}_{eb}^e \\ \delta\psi \\ \delta\mathbf{b}_a^b \\ \delta\mathbf{b}_\omega^b \\ \delta\mathbf{N}_{L1} \\ \delta\mathbf{N}_{L2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \hat{\mathbf{C}}_b^e & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \hat{\mathbf{C}}_b^e & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_a \\ n_\omega \\ n_{ba} \\ n_{b\omega} \\ n_{N,L1} \\ n_{N,L2} \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Darin ist $[\hat{a}_{ib}^e \times]$ eine 3×3 schiefsymmetrische Matrix, die aus den Elementen des bias-korrigierten Beschleunigungsvektors a_{ib}^b besteht, der mit der aktuellen Schätzung für die Rotationsmatrix $\hat{\mathbf{C}}_b^e$ in das e-frame rotiert

wurde. Mit $\mathbf{0}$ werden jeweils Nullmatrizen und mit \mathbf{I} Einheitsmatrizen bezeichnet. Der Vektor \mathbf{n} beinhaltet das Systemrauschen.

Sowohl die Inertialsensorbiase als auch die Mehrdeutigkeiten werden im Systemmodell als Random-Walk-Prozesse modelliert. Da die Mehrdeutigkeiten naturgemäß konstant bleiben, solange keine Cycle-Slips auftreten, wird als Systemrauschen für die Mehrdeutigkeitsparameter ein sehr kleiner Wert von $\sigma_N = 1 \cdot 10^{-4}$ cycles verwendet. Da die Initialisierung der Mehrdeutigkeiten aus der Differenz zwischen Einfachdifferenz-Code- und Einfachdifferenz-Trägerphasenbeobachtungen berechnet wird, wird für neu-initialisierte Mehrdeutigkeiten hingegen eine sehr große Ungenauigkeit angegeben, wie z.B. $\sigma_N = 100$ cycles. Neu-initialisierte Mehrdeutigkeiten haben demnach keinen Einfluss auf die bisher im Kalman-Filter geschätzten Werte, profitieren aber von der aktuellen Float-Lösung [Eling et al., 2014c].

Messmodell

In Veröffentlichung A3 [Eling et al., 2015b] werden die Messmodelle für eine GPS-Positionsmessung, eine GPS-Basislinienmessung und Magnetfeldbeobachtungen für einen loosely-coupled Kalman-Filter beschrieben. Da die GPS-Basislinienmessung und die Magnetfeldbeobachtungen im tightly-coupled Ansatz auf gleiche Weise verwendet werden, wird auf die Messmodelle dieser Beobachtungen hier nicht mehr im Detail eingegangen. Stattdessen steht die Verarbeitung der GPS-Trägerphasen und GPS-Codebeobachtungen des Masters und des Rovers in diesem Abschnitt im Fokus.

Wie in Kapitel 3.1.2 beschrieben, werden die Beobachtungen des statischen Masters und des kinematischen Rovers zunächst zu Doppeldifferenzen verrechnet, um systematische GPS-Beobachtungsabweichungen zu reduzieren und zu eliminieren. Die Beobachtungsgleichung für eine GPS-Doppeldifferenz-Trägerphasenbeobachtung, zwischen den Satelliten k und l und dem Antennenreferenzpunkt des Masters m sowie dem Antennenreferenzpunkt des Rovers a lautet dann (siehe Gleichung 3.10):

$$\tilde{\phi}_{ma}^{(kl)}(t) = \frac{1}{\lambda} r_{ma}^{(kl)}(t) + N_{ma}^{(kl)} + \epsilon_{\phi,ma}^{(kl)}(t). \quad (5.4)$$

Für eine Doppeldifferenz-Codebeobachtung gilt:

$$\tilde{\rho}_{ma}^{(kl)}(t) = r_{ma}^{(kl)}(t) + \epsilon_{\rho,ma}^{(kl)}(t). \quad (5.5)$$

Dabei ist $r_a^{(k)}$ die geometrische Distanz vom Antennenreferenzpunkt der Antenne a zum Satellit k :

$$r_a^{(k)} = \sqrt{(x^k - x_a)^2 + (y^k - y_a)^2 + (z^k - z_a)^2} = |\mathbf{x}^k - \mathbf{x}_a|, \quad (5.6)$$

wobei der Vektor \mathbf{x}^k die bekannten Koordinaten des GPS-Satelliten zum Sendezeitpunkt des beobachteten Signals und der Vektor \mathbf{x}_a die gesuchten Koordinaten des Rovers zum Empfangszeitpunkt des Signals enthält. Für eine Doppeldifferenz gilt:

$$r_{ma}^{(kl)} = \left(r_m^{(k)} - r_a^{(k)} \right) - \left(r_m^{(l)} - r_a^{(l)} \right). \quad (5.7)$$

Dabei sind die Koordinaten des Masters m ebenfalls als bekannt vorausgesetzt.

In der Messmatrix des Kalman-Filters werden die Ableitungen der jeweiligen Beobachtungsgleichung nach den gesuchten Parametern eingetragen. Da in der GPS/MEMS-IMU-Integration jedoch nicht die Position des Antennenreferenzpunktes des Rovers \mathbf{x}_a , sondern die Position des Referenzpunktes des Multisensorsystems \mathbf{x}_p (dieser liegt hier im Referenzpunkt der MEMS-IMU) geschätzt werden soll, muss an dieser Stelle zusätzlich der Hebelarm \mathbf{l} zwischen dem Antennenreferenzpunkt \mathbf{x}_a und dem Referenzpunkt des Multisensorsystems \mathbf{x}_p berücksichtigt werden. Der funktionale Zusammenhang für das Anbringen des Hebelarms ist der folgende [Wendel, 2007]:

$$\mathbf{x}_a^e = \mathbf{x}_p^e + \mathbf{C}_b^e \mathbf{l}^b = \mathbf{x}_p^e + (\mathbf{I} + \mathbf{\Psi}) \hat{\mathbf{C}}_b^e \mathbf{l}^b \quad (5.8)$$

$$= \mathbf{x}_p^e + (\mathbf{I} + \mathbf{\Psi}) \hat{\mathbf{l}}^e = \mathbf{x}_p^e + \hat{\mathbf{l}}^e - \left[\hat{\mathbf{l}}^e \times \right] \boldsymbol{\psi}, \quad (5.9)$$

wobei die Matrix Ψ eine schiefsymmetrische Matrix $[\psi \times]$ ist, die sich aus den Orientierungsabweichungen ψ ergibt.

Die Messmatrix \mathbf{A}_ϕ^{kl} für eine Doppeldifferenz-Trägerphasenbeobachtung lässt sich entsprechend der zu schätzenden Parameter in sieben Komponenten einteilen:

$$\mathbf{A}_\phi^{kl} = [\mathbf{A}_{\phi,x_p} \quad \mathbf{A}_{\phi,v_p} \quad \mathbf{A}_{\phi,\psi} \quad \mathbf{A}_{\phi,b_a} \quad \mathbf{A}_{\phi,b_\omega} \quad \mathbf{A}_{\phi,N_{L1}} \quad \mathbf{A}_{\phi,N_{L2}}], \quad (5.10)$$

mit

$$\mathbf{A}_{\phi,x_p} = \frac{\partial \phi_{ma}^{(kl)}}{\partial \mathbf{x}_a^e} \frac{\partial \mathbf{x}_a^e}{\partial \mathbf{x}_p^e} = - \left(\mathbf{e}_a^{(l)} - \mathbf{e}_a^{(k)} \right)^T \quad (5.11)$$

$$\mathbf{A}_{\phi,v_p} = \mathbf{0} \quad (5.12)$$

$$\mathbf{A}_{\phi,\psi} = \frac{\partial \phi_{ma}^{(kl)}}{\partial \mathbf{x}_a^e} \frac{\partial \mathbf{x}_a^e}{\partial \psi} = - \left(\mathbf{e}_a^{(l)} - \mathbf{e}_a^{(k)} \right)^T \cdot \left(- [\hat{\mathbf{I}}^e \times] \right) \quad (5.13)$$

$$\mathbf{A}_{\phi,b_a} = \mathbf{0} \quad (5.14)$$

$$\mathbf{A}_{\phi,b_\omega} = \mathbf{0} \quad (5.15)$$

$$\mathbf{A}_{\phi,N_{L1}} = \lambda_{L1} \mathbf{D} \quad (5.16)$$

$$\mathbf{A}_{\phi,N_{L2}} = \lambda_{L2} \mathbf{D}. \quad (5.17)$$

Darin sind $\mathbf{e}_a^{(k)}$ und $\mathbf{e}_a^{(l)}$ die sogenannten *line-of-sight* Vektoren zwischen der prädierten Position des Rovers $\hat{\mathbf{x}}_a$ und dem jeweiligen Satelliten [Misra & Enge, 2001]:

$$\mathbf{e}_a^{(k)} = \frac{\mathbf{x}^{k,e} - \hat{\mathbf{x}}_a^e}{|\mathbf{x}^{k,e} - \hat{\mathbf{x}}_a^e|}. \quad (5.18)$$

\mathbf{D} ist die Doppeldifferenzmatrix [Eling et al., 2014c], mit der die Verknüpfung der Einfachdifferenz-Mehrdeutigkeiten zu Doppeldifferenz-Mehrdeutigkeiten gelingt [Takasu & Yasuda, 2009], und λ_{L1} und λ_{L2} sind die Wellenlängen des GPS-L1- und des GPS-L2-Signals.

Die Messmatrix $\mathbf{A}_\rho^{(kl)}$ für die Doppeldifferenz-Codebeobachtungen wird hier nicht extra aufgeführt, da sie die gleichen Einträge aufweist, wie die Matrix $\mathbf{A}_\phi^{(kl)}$, mit dem Unterschied, dass $\mathbf{A}_{\rho,N_{L1}}$ und $\mathbf{A}_{\rho,N_{L2}}$ Nullmatrizen sind, da für die Codebeobachtungen kein funktionaler Zusammenhang zu den Mehrdeutigkeitsparametern \mathbf{N} besteht.

Die Modellierung des Messrauschens für die Trägerphasen- und Codebeobachtungen erfolgt wie in Veröffentlichung B2 [Eling et al., 2014c] beschrieben.

Über den Hebelarm \mathbf{l} zwischen dem Antennenreferenzpunkt des Rovers und dem Referenzpunkt des Multisensorsystems besteht im Messmodell eine Verknüpfung zwischen der Positions- und der Orientierungsbestimmung. Für den Fall, dass das System horizontal beschleunigt wird, können Abweichungen im Yaw-Winkel demnach durch die GPS-Messungen des Rovers und des Masters begrenzt werden. Für den Fall, dass das System unbeschleunigt ist, wie z.B. bei einem Schwebeflug mit einem UAV, haben die GPS-Messungen jedoch keinen positiven Einfluss auf die Bestimmung des Yaw-Winkels.

Um auch während unbeschleunigten Bereichen einer Trajektorie eine hochgenaue Bestimmung des Yaw-Winkels gewährleisten zu können, wird hier neben den bisher genannten GPS-Trägerphasen- und den GPS-Codebeobachtungen des Masters und des Rovers auch eine GPS-Basislinie $\Delta \hat{\mathbf{x}}_b^e$ als Messung genutzt (siehe Abb. 3.1). Die Auswertung der kurzen GPS-Basislinie wird dabei jedoch getrennt von der in diesem Kapitel beschriebenen tightly-coupled Auswertung realisiert, wobei die in der tightly-coupled Integration bestimmten Orientierungen jedoch zur Verbesserung der Mehrdeutigkeitslösung der kurzen GPS-Basislinie verwendet werden (siehe Veröffentlichung A3 [Eling et al., 2015b] und Abschnitt 6.1.1). Im Messmodell des Kalman-Filters ist die Verknüpfung zwischen den gemessenen GPS-Basislinienkoordinaten und der Orientierungsbestimmung des Systems über eine Rotation der im Plattformkoordinatensystem (b-frame) durch eine Systemkalibrierung bekannten Basislinienparameter $\Delta \mathbf{x}_b^b$ in das ECEF-Koordinatensystem (e-frame) gegeben [Eling et al., 2015b]:

$$\Delta \hat{\mathbf{x}}_b^e = \mathbf{C}_b^e \Delta \mathbf{x}_b^b + \boldsymbol{\epsilon}_{x_b} = (\mathbf{I} + \Psi) \hat{\mathbf{C}}_b^e \Delta \mathbf{x}_b^b + \boldsymbol{\epsilon}_{x_b} \quad (5.19)$$

$$= (\mathbf{I} + \Psi) \Delta \hat{\mathbf{x}}_b^e + \boldsymbol{\epsilon}_{x_b} = \Delta \hat{\mathbf{x}}_b^e - [\Delta \hat{\mathbf{x}}_b^e \times] \boldsymbol{\psi} + \boldsymbol{\epsilon}_{x_b}, \quad (5.20)$$

wobei ϵ_{x_b} das Rauschen der gemessenen GPS-Basislinienkoordinaten $\Delta \tilde{\mathbf{x}}_b^e$ bezeichnet. Da die Koordinaten der GPS-Basislinie nur dann eine hohe Genauigkeit aufweisen, wenn die Mehrdeutigkeiten für diese Basislinie erfolgreich fixiert wurden, werden für die Orientierungsbestimmung auch die Beobachtungen eines Magnetfeldsensors eingebunden. Das Messmodell für die Beobachtungen $\tilde{\mathbf{h}}^b$ des kalibrierten Magnetfeldsensors ist in Gleichung 5.22 dargestellt [Wendel et al., 2006].

$$\tilde{\mathbf{h}}^b = \mathbf{C}_b^{e,T} \mathbf{h}^e + \epsilon_m = \hat{\mathbf{C}}_b^{e,T} (\mathbf{I} - \Psi) \mathbf{h}^e + \epsilon_m \quad (5.21)$$

$$= \hat{\mathbf{C}}_b^{e,T} \mathbf{h}^e - \hat{\mathbf{C}}_b^{e,T} \Psi \mathbf{h}^e + \epsilon_m = \hat{\mathbf{C}}_b^{e,T} \mathbf{h}^e + \hat{\mathbf{C}}_b^{e,T} [\mathbf{h}^e \times] \boldsymbol{\psi} + \epsilon_m, \quad (5.22)$$

Dabei ist \mathbf{h}^e der bekannte lokale Magnetfeldvektor, repräsentiert im e-frame. ϵ_m bezeichnet das Messrauschen der Magnetfeldbeobachtungen.

Die Einträge in der Messmatrix für die GPS-Basislinie und die Magnetfeldbeobachtungen ergeben sich jeweils durch Ableitung der Gleichungen 5.20 und 5.22 nach den Parametern des Zustandsvektors. Wie in Veröffentlichung A3 [Eling et al., 2015b] beschrieben, werden die Messmodelle für die GPS-Basislinie und die Magnetfeldbeobachtungen zusätzlich so angepasst, dass die jeweiligen Messungen nur auf den Yaw-Winkel wirken. Der Grund dafür ist, dass die beiden Neigungswinkel (Roll und Pitch) sich besser und zuverlässiger über die Kompensation des Gravitationsvektors, der in den gemessenen Beschleunigungen der Akzelerometer der MEMS-IMU enthalten ist, bestimmen lassen, als über die GPS-Basislinien- und Magnetfeldmessungen.

Ein großer Vorteil einer tightly-coupled gegenüber einer loosely-coupled GPS/IMU-Integration ist, dass in einer tightly-coupled Integration auch dann GPS-Beobachtungen in die Schätzung der Positionen und der Orientierungen des Multisensorsystems mit einfließen, wenn nur weniger als vier GPS-Satelliten sichtbar sind (siehe Kapitel 3.4.2). Ergebnisse, die diesen Vorteil bestätigen, werden im Abschnitt 6.2.1 beschrieben.

5.2 Mehrdeutigkeitslösung

Im zuvor beschriebenen Kalman-Filter werden die Mehrdeutigkeitsparameter zunächst als *Float-Mehrdeutigkeiten* geschätzt. Die Ergebnisse dieser Float-Lösung sind reelwertige Mehrdeutigkeiten zusammen mit einer Kovarianzmatrix. In einem nächsten Schritt wird der Versuch unternommen, die geschätzten Mehrdeutigkeiten zu ganzzahligen Werten zu fixieren. Dazu wird hier die MLAMBDA-Methode [Chang et al., 2005] angewandt. Als Eingangsgrößen für die MLAMBDA-Methode werden dazu Doppeldifferenz-Mehrdeutigkeiten mit der dazugehörigen Kovarianzmatrix verwendet. Da im Kalman-Filter Einfachdifferenz-Mehrdeutigkeiten geschätzt wurden, müssen diese unter erneuter Verwendung der Doppeldifferenzmatrix \mathbf{D} umgerechnet werden [Takasu & Yasuda, 2009].

Als Ergebnis der MLAMBDA-Methode werden neben der bestmöglichen Mehrdeutigkeitslösung auch jeweils die quadratische Norm der Residuen der Mehrdeutigkeiten für die beste (R1) und die zweitbeste Mehrdeutigkeitslösung (R2) weiter betrachtet. Im *Ratio-Test* wird dazu der Quotient der Residuen R2/R1 berechnet, um eine Validierung der Mehrdeutigkeitslösung vorzunehmen [Verhagen & Teunissen, 2006]. Nur wenn der Quotient aus R2 und R1, der hier als Ratio-Wert bezeichnet wird, einen empirisch festgelegten Grenzwert von 3 überschreitet, wird die beste Mehrdeutigkeitslösung der MLAMBDA-Methode für die Fixierung der Mehrdeutigkeiten verwendet.

Die Mehrdeutigkeitslösung kann hier entweder für alle Mehrdeutigkeiten in einem Set oder z.B. nur für Beobachtungen mit großem Elevationswinkel durchgeführt werden. Sobald einzelne Mehrdeutigkeiten erfolgreich gelöst werden konnten, werden die entsprechenden Mehrdeutigkeitsparameter aus dem Zustandsvektor des Kalman-Filters entfernt und direkt an die Doppeldifferenz-Trägerphasenbeobachtungen angebracht. Ungelöste Mehrdeutigkeiten oder die Mehrdeutigkeiten neu hinzukommender Satelliten werden weiter als Float-Mehrdeutigkeiten geschätzt, bis sie ebenfalls erfolgreich gelöst werden konnten.

Ergebnisse zur Mehrdeutigkeitslösung mittels der tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration und der MLAMBDA-Methode werden im Abschnitt 6.1.2 dieser Arbeit diskutiert.

6. Herausstellung der wichtigsten Aspekte

In den vorherigen Kapiteln wurden die für diese kumulative Dissertation relevanten Publikationen und Inhalte zusammengefasst. Im Hinblick auf die Beantwortung der in der Zielsetzung dieser Arbeit formulierten Frage, ob es möglich ist, die Position und die Orientierung von kleinen und leichten UAVs mit hoher Genauigkeit unter ungünstigen GNSS-Bedingungen in Echtzeit zu bestimmen, sollen nun die wichtigsten Aspekte der relevanten Publikationen hervorgehoben werden. Dabei wird in den folgenden Abschnitten zwischen den aus der Zielsetzung folgenden Herausforderungen einer schnellen Mehrdeutigkeitslösung, der Optimierung der Positions- und Orientierungsschätzung unter schwierigen GNSS-Bedingungen und der Entwicklung eines auf Micro-UAVs einsetzbaren Multisensorsystems unterschieden.

6.1 Einzelepochen-Mehrdeutigkeitslösung zur Optimierung kinematischer Positions- und Orientierungsbestimmung mit GPS

Eine Herausforderung bei der Positions- und Orientierungsbestimmung von UAVs unter schwierigen GNSS-Bedingungen besteht in der Realisierung einer möglichst schnellen Lösung der Mehrdeutigkeiten von GNSS-Trägerphasenbeobachtungen. Dabei steht vor allem die Reinitialisierung nach einer GNSS-Signalunterbrechung im Fokus. Durch eine möglichst schnelle Wiederverwendbarkeit der GNSS-Beobachtungen sollen die während GNSS-Signalunterbrechungen durch die Drift der Inertialsensoren entstehenden Abweichungen so klein wie möglich gehalten werden. Aus dieser Herausforderung ergeben sich folgende Fragestellungen:

- Wie kann eine schnelle Reinitialisierung der GNSS-Mehrdeutigkeiten für die Positions- und Orientierungsbestimmung mobiler Objekte bei kinematischen Anwendungen gelingen?
- Wie robust sind Verfahren, bei denen die Fixierung der Mehrdeutigkeiten innerhalb einer einzelnen Epoche angestrebt wird?

Im Rahmen dieser Arbeit wurden verschiedene Entwicklungen und Untersuchungen vorgenommen, die zur Beantwortung dieser Fragen beitragen sollen. In den folgenden Abschnitten werden die wesentlichen Erkenntnisse dieser Untersuchungen zusammengefasst. Wie bereits in Abschnitt 3.1.2 beschrieben, muss dabei zwischen den Verfahren für die Positionsbestimmung und den Verfahren für die Orientierungsbestimmung unterschieden werden.

6.1.1 Mehrdeutigkeitslösung zur Orientierungsbestimmung mit GPS

Für die Orientierungsbestimmung mit GNSS wurden im Rahmen dieser Arbeit drei unterschiedliche Methoden zur Mehrdeutigkeitslösung entwickelt. Die Evaluierung dieser Methoden hat gezeigt, dass es sowohl mit Zweifrequenz- [Eling et al., 2013b] als auch mit Einfrequenz-GPS-Beobachtungen [Eling et al., 2010, 2015b] möglich ist, eine robuste und gleichzeitig instantane Mehrdeutigkeitslösung während kinematischer Anwendungen in urbanen Lebensräumen zu realisieren. Dies gilt nicht nur für den Fall, dass Beobachtungen geodätischer Empfänger [Eling et al., 2010, 2013b] verwendet werden, sondern auch für den Fall, dass weniger genaue und weniger zuverlässige Beobachtungen von low-cost GPS-Empfängern (Ublox LEA6T) vorliegen [Eling et al., 2015b]. In den folgenden Abschnitten werden nun die wichtigsten Aspekte der drei Methoden herausgestellt.

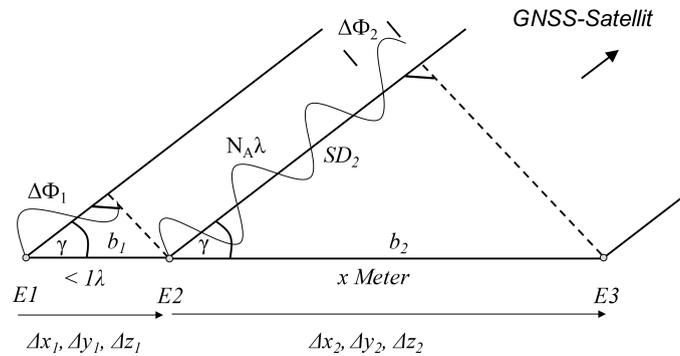


Abbildung 6.1: Prinzipskizze des kombinierten Basisliniensystems, wobei die Bezeichnung E jeweils für die einzelnen GPS-Empfänger verwendet wird und b für die Basislinien steht. $\Delta\phi$ sind hier Einfachdifferenz-Trägerphasen, N_A die Mehrdeutigkeiten und λ die Wellenlänge eines GPS-Signals. Δx , Δy und Δz bezeichnet die Basislinienparameter. SD_2 ist aus der Sicht des Winkels γ die Ankathete des großen (rechten) rechtwinkligen Dreiecks.

Methode 1

Eine der entwickelten Varianten zur Fixierung von Trägerphasenmehrdeutigkeiten innerhalb einer Einzelepochenlösung für die Orientierungsbestimmung mit GNSS beruht auf der Idee, dass bei einer Basislinie, die kürzer als die Wellenlänge eines GNSS-Signals ist (< 19 cm) keine Mehrdeutigkeiten auftreten. Für eine solche Basislinie kann der Basislinienvektor deshalb auch ohne Anwendung eines Mehrdeutigkeitslösungsverfahrens direkt berechnet werden [Eling et al., 2010]. Da die Genauigkeit der aus einer GNSS-Basislinie berechneten Orientierung jedoch von der Länge der Basis abhängt, können mit einer 18 cm kurzen Basislinie keine hohen Genauigkeiten in der Orientierung erreicht werden. Mit dem Ziel, die Genauigkeit der Orientierungsbestimmung zu steigern, gleichzeitig aber auch von der instantanen Mehrdeutigkeitslösung der 18 cm kurzen Basislinie zu profitieren, wird diese kurze Basislinie bei dem hier entwickelten Verfahren mit einer längeren Basislinie kombiniert. Dabei wird die Orientierung der 18 cm Basislinie auf die längere (z.B. 2 m) Basislinie übertragen, um die Mehrdeutigkeiten der längeren Basislinie direkt analytisch berechnen zu können. Dieser Ansatz wird als kombiniertes Basisliniensystem KBS bezeichnet. Der entsprechende Aufbau ist in Abb. 6.1 zu sehen.

Veröffentlichung A1 [Eling et al., 2010] zeigt, dass es mit diesem Verfahren möglich ist, die Mehrdeutigkeiten auch dann zuverlässig innerhalb einer Messepoche zu lösen, wenn nur L1-GPS-Beobachtungen zur Verfügung stehen. Der Nachteil des KBS ist jedoch, dass für die Mehrdeutigkeitslösung eine zweite GPS Basislinie mit einer zusätzlichen GPS-Empfangeinheit (Antenne und Empfänger) benötigt wird, ohne dass diese zweite Basislinie einen weiteren Nutzen für die Orientierungsbestimmung des Systems mit sich bringt. Des Weiteren basiert die Orientierungsbestimmung beim KBS nur auf GPS-Beobachtungen, deren Abtastrate meist auf 10-20 Hz begrenzt ist.

Methode 2

In der zweiten Methode wird an Stelle einer kurzen GPS-Basislinie eine MEMS-IMU verwendet, um eine robuste Einzelepochenmehrdeutigkeitslösung für die Orientierungsbestimmung mit einem GNSS-Multiantennensystem zu gewährleisten. Im Gegensatz zur Methode 1 wird durch diese Sensorkombination nicht nur eine höhere Abtastrate (≥ 100 Hz), sondern auch eine Überbrückung von GNSS-Signalunterbrechungen ermöglicht. Da die Genauigkeit einer aus MEMS-IMU-Drehraten prädierten Vorinformation mit zunehmender Länge einer GPS-Signalunterbrechung jedoch abnimmt, ist hier, zusätzlich zu der Vorinformation über die Orientierung der GPS-Basislinie, auch der Einsatz eines Mehrdeutigkeitssuchverfahrens erforderlich.

Als Mehrdeutigkeitssuchverfahren wird in Methode 2 [Eling et al., 2013b] (Veröffentlichung A2) die AFM [Counselman & Gourevitch, 1981; Remondi, 1991; Mader, 1990; Caporali et al., 2003] verwendet. In der

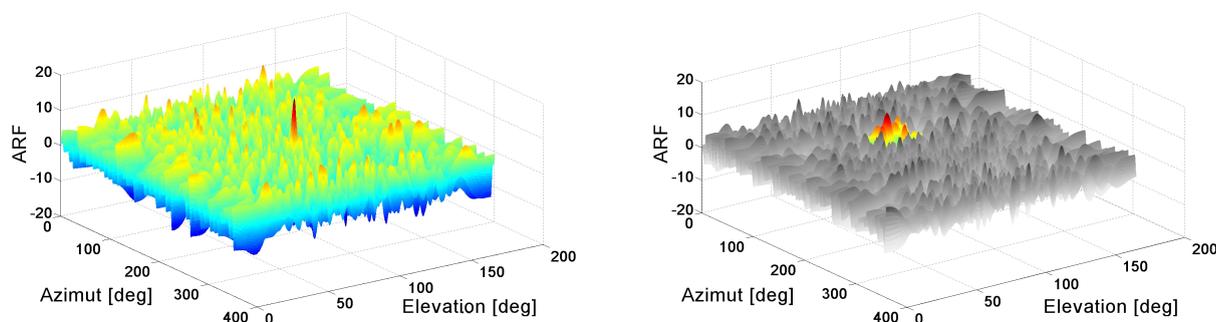


Abbildung 6.2: Vergleich der Ergebnisse der AFM unter guten GNSS-Bedingungen (links) und unter schwierigen GNSS-Bedingungen (rechts). Der farbige Bereich in der rechten Abbildung ist dabei ein aufgrund von Vorinformation eingeschränkter Suchraum.

Literatur wird als großer Nachteil der AFM häufig die schlechte Recheneffizienz genannt. Diese hängt jedoch maßgeblich von der Größe des Mehrdeutigkeitsuchraums ab. Aufgrund der mittels der MEMS-IMU prädierten Vorinformation kann der Suchraum hier jedoch stets klein gehalten werden, so dass mit diesem Verfahren auch Echtzeitanwendungen möglich sind.

Ein weiterer Vorteil der Einschränkung des Suchraums in der AFM folgt aus der damit verbundenen erhöhten Wahrscheinlichkeit einer richtigen Fixierung der Mehrdeutigkeiten unter schwierigen GNSS-Bedingungen. In Abbildung 6.2 sind die Ergebnisse der Ambiguity Resolution Function (ARF) der AFM für zwei unterschiedliche Messepochen zu sehen. Dabei wurde die AFM jeweils auf den kompletten Suchraum von 360 deg im Azimut und 180 deg in der Elevation einer Basislinie angewandt. Die Entscheidungsfindung bei der Auswahl des richtigen Mehrdeutigkeitskandidaten erfolgt bei der AFM nach dem Maximumskriterium, d.h. der Kandidat mit dem größten ARF-Wert wird als Lösung ausgewählt. Bei der linken Grafik handelt es sich um die Ergebnisse der AFM unter guten GNSS-Bedingungen. Darin ist bei einem Kandidaten (Azimut ≈ 214.5 deg und Elevation ≈ 90.0 deg) ein Peak zu sehen, der sich deutlich von den restlichen Kandidaten abhebt. Aufgrund der Eindeutigkeit dieses Ergebnisses fällt die Entscheidung zur Auswahl des richtigen Mehrdeutigkeitskandidaten hier entsprechend leicht. In der rechten Grafik ist im Vergleich dazu das Ergebnis der ARF für eine Messepoche unter schwierigen GNSS-Bedingungen zu sehen. Hierbei sind mehrere Peaks mit ähnlich großem Maxima zu erkennen (grauer Bereich). In diesem Fall würden mehrere Kandidaten für die richtige Mehrdeutigkeitslösung in Frage kommen. Durch ein Einschränken des Suchraums (farbiger Bereich) können nun zahlreiche Kandidaten ausgeschlossen werden, so dass eine eindeutige Mehrdeutigkeitslösung auch unter schwierigen GNSS-Bedingungen möglich wird.

Anhand von Testfahrten mit einem Auto im Bonner Stadtgebiet konnte in [Eling et al., 2013b] gezeigt werden, dass mit der verbesserten AFM die Mehrdeutigkeiten für eine Orientierungsbestimmung mit GNSS sowohl unter guten als auch unter schwierigen GNSS-Bedingungen mit einer sehr hohen Erfolgsrate instantan fixiert werden können. Unabhängig von der Anzahl der sichtbaren Satelliten (hier vier bis acht Satelliten) lag die Rate der richtigen Fixierungen bei den durchgeführten Tests stets über 99%. Auch in Bereichen, in denen lediglich vier Satelliten verfügbar waren, konnten die Mehrdeutigkeiten zu $>99.5\%$ richtig fixiert werden.

Methode 3

Eine erhöhte Schwierigkeit in der Lösung von GNSS-Mehrdeutigkeiten ergibt sich durch die Verwendung von low-cost GPS-Empfängern, wie z.B. dem L1-GPS-Empfänger LEA6T der Firma Ublox. Auch wenn die Signalaquisition bei solchen sogenannten high-sensitivity Empfängern schneller erfolgt als bei geodätischen Empfängern, ist die Qualität der Signale dieser Empfänger oftmals schlechter [Wieser, 2006; Schwieger, 2007]. Dies führt zu einer größeren Herausforderung in der Mehrdeutigkeitsfixierung, da durch starke systematische Abweichungen in einzelnen GNSS-Beobachtungen die Fixierung der Mehrdeutigkeiten aller Beobachtungen verhindert werden kann. Im Hinblick auf den Einsatz auf UAVs können low-cost GPS-Empfänger jedoch von Vorteil sein, da sie kleiner, leichter und erheblich kostengünstiger als geodätische Empfänger sind und zudem

auch weniger Strom verbrauchen. Soll ein Multiantennensystem auf einem UAV angebracht werden, spricht also einiges für die Verwendung von low-cost GPS-Empfängern.

Zur Realisierung einer instantanen Mehrdeutigkeitslösung für eine GNSS-Basislinie mit low-cost Einfrequenz-GPS-Empfängern wird in Methode 3 eine kombinierte Mehrdeutigkeitssuche auf Mehrdeutigkeits- und Koordinatenebene (siehe Abb. 3.2) durchgeführt. Für die Mehrdeutigkeitssuche auf Koordinatenebene wird dabei die AFM genutzt, während die Mehrdeutigkeitssuche auf Mehrdeutigkeitsebene unter Verwendung der MLAMBDA-Methode [Chang et al., 2005] erfolgt. Die MLAMBDA-Methode unterscheidet sich dabei methodisch kaum von der vielfach genutzten LAMBDA-Methode [Teunissen, 1995], führt bei großen Satellitenanzahlen jedoch zu einer höheren Recheneffizienz [Chang et al., 2005]. Dies ist besonders für Echtzeitanwendungen von Bedeutung.

Wie auf Seite 21 (Abschnitt 3.1.2) dieser Arbeit bereits erwähnt, ist der Erfolg einer Mehrdeutigkeitssuche mit einem integer least-squares Ansatz, wie der LAMBDA-Methode, vor allem von der Qualität der Float-Lösung abhängig. Aus diesem Grund wird hier eine in einem Error-State-Space-Kalman-Filter unter Verwendung von GPS-Positionsmessungen, Magnetfeld- und MEMS-IMU-Beobachtungen bestimmte aktuelle Orientierungsinformation genutzt, um die GPS-Float-Lösung zu verbessern. Die Mehrdeutigkeitsschätzung erfolgt anschließend in einem dreistufigen Verfahren:

1. In der ersten Stufe wird unter Nutzung der verbesserten Float-Lösung mit der MLAMBDA-Methode eine Mehrdeutigkeitsschätzung in der Mehrdeutigkeitsebene durchgeführt. Das Ergebnis wird anschließend mit dem Ratio-Test [Verhagen & Teunissen, 2006] validiert.
2. War die Mehrdeutigkeitslösung in der ersten Stufe nicht erfolgreich, wird in der zweiten Stufe eine nähere Betrachtung der zehn besten Ergebnisse der MLAMBDA-Methode vorgenommen. In diesem Schritt wird versucht, Mehrdeutigkeitsparameter zu eliminieren, die eventuell eine Fixierung aller weiteren Mehrdeutigkeiten verhindern.
3. Die dritte Stufe wird unabhängig davon, ob die zweite Stufe nötig war oder nicht, durchgeführt. Dabei werden die nach Stufe 1 oder Stufe 2 noch vorhandenen Sets von Mehrdeutigkeitskandidaten für eine Transformation in die Koordinatenebene genutzt. Dort wird anschließend die AFM eingesetzt, um die Richtigkeit der verbleibenden Mehrdeutigkeitskandidaten zu validieren. Nur wenn nach Stufe 3 noch genau eine Lösung übrig bleibt, werden die Mehrdeutigkeiten fixiert.

Um das Mehrdeutigkeitsverfahren unter Verwendung von low-cost L1-GPS-Empfängern zu überprüfen, wurden im Rahmen der Veröffentlichung A3 [Eling et al., 2015b] sowohl drei Flüge mit einem UAV (siehe Abb. 6.14 (links)) als auch drei Testmessungen mit einem tragbaren Multisensorsystem (siehe Abb. 6.15) durchgeführt. Dabei galt es zwei Fragen zu beantworten:

- Wie häufig können die Mehrdeutigkeiten mit dem entwickelten Verfahren erfolgreich in der ersten Epoche nach einem Signalabriss fixiert werden?
- Wie lange dauert die Mehrdeutigkeitslösung durchschnittlich?

In Tabelle 6.1 sind die Erfolgsraten für eine Mehrdeutigkeitslösung innerhalb der ersten Epoche mit dem hier entwickelten Verfahren und unter Verwendung von low-cost L1-GPS-Equipment dargestellt. Dabei wird zwischen den einzelnen drei Stufen der Mehrdeutigkeitslösung unterschieden und mit einem Standardverfahren verglichen. Als *Standard* wird hier eine Float-Lösung in einem EKF ohne Vorinformation über die Orientierung, eine Mehrdeutigkeitssuche mit der MLAMBDA-Methode und eine Validierung der Mehrdeutigkeitslösung mit dem Ratio-Test bezeichnet. Dies entspricht in etwa dem Verfahren, das auch in der open-source Software RTKLIB durchgeführt wird [Takasu & Yasuda, 2009].

Der Vergleich der Ergebnisse der Standard-Lösung mit den Ergebnissen der ersten Stufe des hier neu entwickelten Verfahrens macht deutlich, dass die verbesserte Float-Lösung zu einer erheblichen Steigerung der Erfolgsraten in der Mehrdeutigkeitslösung führt. Die Stufen 2 und 3 des Verfahrens verbessern die Mehrdeutigkeitslösung dann jeweils nochmal. In Einzelfällen, wie z.B. im Datensatz „Flug 1“, kann es aber durchaus auch vorkommen, dass in Stufe 3 Ergebnisse aus Stufe 1 oder Stufe 2 verworfen werden, weil sie der abschließenden Validierung in Stufe 3 nicht standhalten. Insgesamt kann festgehalten werden, dass mit dem hier entwickelten Verfahren in mehr als 90% der Fälle eine Mehrdeutigkeitslösung innerhalb der ersten Epoche nach einer Signalunterbrechung gelingt.

Tabelle 6.1: Erfolgsraten der Einzelepochenmehrdeutigkeitslösung mit dem in [Eling et al., 2015b] vorgestellten Verfahren. Die Ergebnisse der UAV-Flüge sind hier mit der Bezeichnung „Flug“ und die Ergebnisse des tragbaren Testsystems mit der Bezeichnung „Test“ gekennzeichnet. Mit „Standard“ ist ein Standard-Ansatz zur Mehrdeutigkeitslösung gemeint. Bei diesem Ansatz erfolgt die Float-Lösung in einem EKF ohne Vorinformation zusätzlicher Sensoren, die Mehrdeutigkeitslösung mit der MLAMBDA-Methode und die Mehrdeutigkeitsvalidierung mit dem Ratio-Test.

	Standard [%]	Stufe 1 [%]	Stufe 2 [%]	Stufe 3 [%]
Flug 1	9.85	83.25	97.79	96.47
Flug 2	7.28	98.06	98.66	99.11
Flug 3	4.19	78.87	92.61	93.48
Test 1	24.92	95.95	98.75	99.53
Test 2	34.84	84.70	91.21	91.78
Test 3	32.65	84.69	96.17	96.17

Da mit diesen Ergebnissen bereits klar ist, dass die Mehrdeutigkeiten mit dem neuen Verfahren in den allermeisten Fällen bereits in der ersten Epoche gelöst werden können, bleibt nur noch zu klären, wie lange die Mehrdeutigkeitslösung in den übrigen Epochen dauert.

Um diese Frage zu beantworten, wird in Abb. 6.3 dargestellt, in wie viel Prozent der Fälle die Mehrdeutigkeiten nach einer gewissen Zeit fixiert werden können. Dabei wird wieder zwischen den Ergebnissen der UAV-Flüge (Flug) und des tragbaren Testsystems (Test) sowie zwischen dem neu entwickelten Verfahren (Neu) und dem Standard-Ansatz (Standard) unterschieden. Mit dem neuen Verfahren sind die Mehrdeutigkeiten während der UAV-Flüge bspw. in mehr als 98% der Fälle spätestens nach 5 Sekunden fixiert. Im Vergleich dazu können mit dem Standard Verfahren die Mehrdeutigkeiten bei UAV-Flügen nur in ca. 20% der Fälle nach 5 s fixiert werden.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass mit dem hier entwickelten Verfahren, im Vergleich zu einem Standardverfahren, eine deutliche Verbesserung der Mehrdeutigkeitslösung erreicht wird und die Mehrdeutigkeiten überwiegend in der ersten Epoche fixiert werden können. Gelingt dies nicht, werden die Mehrdeutigkeiten zumindest in den meisten Fällen innerhalb weniger Sekunden gelöst.

Auf dem im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Multisensorsystem zur direkten Georeferenzierung leichter UAVs (siehe Kapitel 6.3) wird die Methode 3 für die Fixierung der Mehrdeutigkeiten einer kurzen GPS-

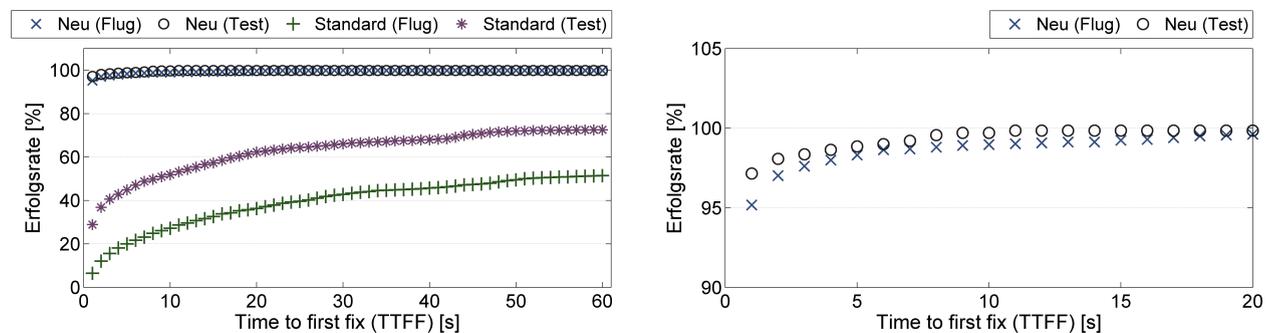


Abbildung 6.3: Links: Darstellung der Erfolgsraten der Mehrdeutigkeitslösung zur Orientierungsbestimmung mit GPS nach einer gewissen Zeit. Dabei wird zwischen Ergebnissen von UAV-Flügen (Flug) und Tests mit einem tragbaren Multisensorsystem (Test) sowie der Verwendung des neuen Verfahrens (Neu) [Eling et al., 2015b] und eines Standard-Ansatzes (Standard) zur Mehrdeutigkeitslösung unterschieden. Beim Standard-Ansatz handelt es sich um eine Float-Lösung in einem EKF ohne Vorinformation zusätzlicher Sensoren, eine Mehrdeutigkeitslösung mit der MLAMBDA-Methode und den Ratio-Test zur Mehrdeutigkeitsvalidierung. Rechts: Vergrößerte Darstellung eines Ausschnitts der linken Grafik.

Basislinie zur Orientierungsbestimmung verwendet. Im Vergleich zu den Methoden 1 und 2 ist sie für die Mehrdeutigkeitsfixierung von Einfrequenz-Beobachtungen auf einem UAV am besten geeignet.

6.1.2 Mehrdeutigkeitslösung zur Positionsbestimmung mit GPS

Auch für die Positionsbestimmung mit GNSS gibt es Möglichkeiten, die Mehrdeutigkeitslösung durch Einbindung von Vorwissen zu beschleunigen. In der Veröffentlichung B1 [Eling et al., 2012] wird bspw. untersucht, ob es unter Verwendung eines Bewegungsmodells, wie z.B. einer gleichförmigen Kreisbewegung [Aussems, 1999], in einem Kalman-Filter möglich ist, den Mehrdeutigkeitsraum so einzuschränken, dass auch mit nur wenigen sichtbaren Satelliten nach einer kurzen GPS-Signalunterbrechung eine schnelle und robuste Lösung der Mehrdeutigkeiten gelingt. Eine Anwendung für einen solchen Ansatz wäre zum Beispiel eine Autofahrt auf einer Autobahn. Durch Brücken kommt es dabei regelmäßig zu Signalabbrissen, die jeweils eine neue Initialisierung der Mehrdeutigkeiten erfordern.

Die Untersuchungen im Rahmen der Veröffentlichung B1 [Eling et al., 2012] haben gezeigt, dass die Verwendung eines Bewegungsmodells durchaus zu Verbesserungen in der Mehrdeutigkeitslösung führen kann. Eine alleinige Verwendung eines Bewegungsmodells, ohne die Stützung durch weitere Sensoren, ist jedoch nur dann hilfreich, wenn der Signalabriss kurz ist, der Verlauf der Trajektorie sich während des Signalabbrisses kaum ändert und das mobile Objekt eine hohe Trägheit aufweist. Vor allem die letzten beiden Bedingungen sind für ein rotorbetriebenes UAV nicht erfüllt. Für Fahrzeuge wie Autos, Züge oder Schiffe kann die Verwendung eines Bewegungsmodells jedoch hilfreich sein.

Des Weiteren wurde auch untersucht, welche Mehrdeutigkeitsuchverfahren sich für eine instantane Mehrdeutigkeitslösung bei der Positionsbestimmung mit GNSS während kinematischer Anwendungen eignen. Dabei hat sich gezeigt, dass z.B. die AFM als Einzelepochenlösungsverfahren durchaus gute Ergebnisse erzielt, wenn der Suchraum über eine Gruppe von vier Satelliten (drei Doppeldifferenzbeobachtungen) generiert wird [Eling et al., 2012]. Trotzdem haben die Ergebnisse verschiedener Testfahrten mit einem Auto auch ergeben, dass die Erfolgsrate der AFM stark von der Anzahl der sichtbaren Satelliten abhängt und die Zuverlässigkeit der AFM unter schwierigen GNSS-Bedingungen stark nachlässt, wenn keine weitere Vorinformation, wie z.B. bei der Mehrdeutigkeitsuche für die Orientierungsbestimmung mit GNSS in Methode 2 (Abb. 6.2), vorliegt.

Wie in [Eling et al., 2014c] gezeigt wird, ermöglichen auch die LAMBDA- oder die MLAMBDA-Methode eine instantane Mehrdeutigkeitslösung für eine Positionsbestimmung mit GPS. Für den Fall, dass neben den GPS-Beobachtungen keine Informationen von zusätzlichen Sensoren vorliegen, muss die Float-Lösung dabei unter Verwendung von Code- und Trägerphasenbeobachtungen berechnet werden. Im folgenden wird gegenübergestellt, wie gut eine instantane Mehrdeutigkeitslösung mit der MLAMBDA-Methode (i) in einer alleinigen GPS-Auswertung und (ii) in einer tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration funktioniert.

(i) Im Falle einer alleinigen GPS-Auswertung erfolgt die Float-Lösung im Rahmen dieser Arbeit in einem EKF, in dem neben der Position des Rovers auch die Mehrdeutigkeiten der Trägerphasenbeobachtungen geschätzt werden (siehe Veröffentlichung B2 [Eling et al., 2014c]). Nach jeder Signalunterbrechung wird der Kalman-Filter neu initialisiert. Als Beobachtungen werden doppelt differenzierte Code- und Trägerphasenbeobachtungen auf der L1- und der L2-Frequenz des GPS verwendet. Für die Fixierung der geschätzten Float-Mehrdeutigkeiten zu ganzzahligen Werten wird eine Mehrdeutigkeitsuche mit der MLAMBDA-Methode und eine Validierung der geschätzten Mehrdeutigkeiten mit dem Ratio-Test durchgeführt. In Abb. 6.4 (links) sind die Erfolgsraten für eine instantane Mehrdeutigkeitslösung bei einer alleinigen GPS-Auswertung für einen UAV-Flug entlang eines Gebäudes dargestellt. Der Datensatz wurde dazu im Postprocessing mehrfach ausgewertet, wobei die Anzahl der verfügbaren Satelliten und die Dauer einer vorausgehenden GPS-Signalunterbrechung variiert wurden. Auf der x-Achse, der in Abb. 6.4 (links) dargestellten Grafik, ist die jeweilige Anzahl der sichtbaren Satelliten und auf der y-Achse die Dauer einer vorausgehenden GPS-Signalunterbrechung zu sehen. In den jeweiligen Rechtecken sind die Erfolgsraten der Mehrdeutigkeitslösung in der ersten Epoche nach einer GPS-Signalunterbrechung farbig hinterlegt abgebildet. Die Ergebnisse zeigen eine deutliche Abhängigkeit der Erfolgsraten von der Anzahl der Satelliten. Während bei 8-9 sichtbaren Satelliten in mehr als 90% der Fälle eine erfolgreiche Mehrdeutigkeitslösung innerhalb der ersten Epoche nach

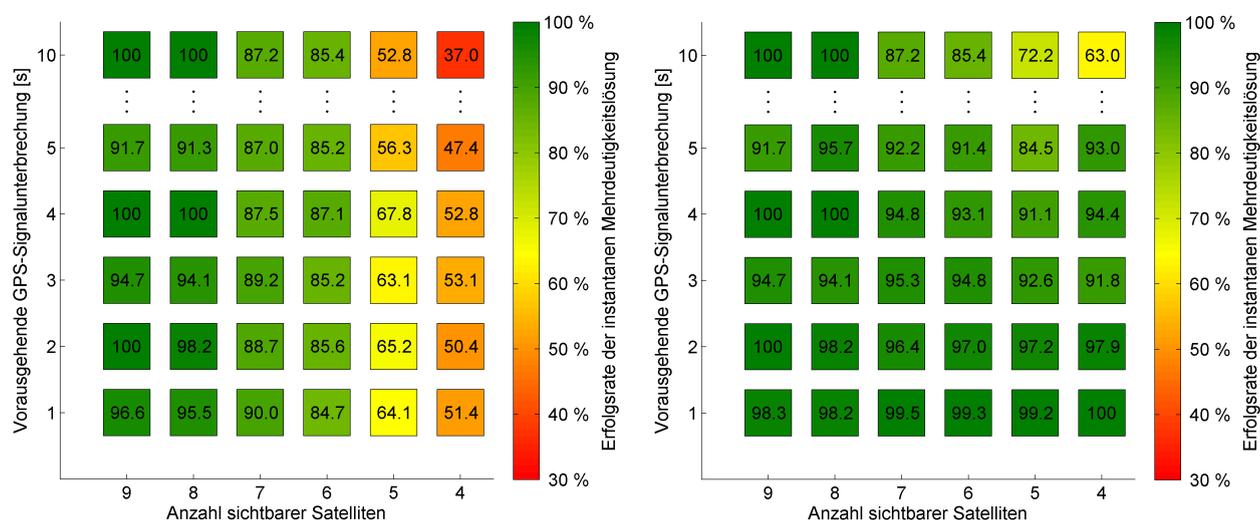


Abbildung 6.4: Vergleich der Erfolgsraten einer instantanen Mehrdeutigkeitslösung für die Positionsbestimmung mit GNSS ohne Verwendung zusätzlicher Sensoren (links) und in einer tightly-coupled GNSS/MEMS-IMU Auswertung (rechts) für einen UAV-Flug längs eines Gebäudes. Dabei wird jeweils zwischen der Anzahl der sichtbaren Satelliten (x-Achse) und der Dauer einer vorausgehenden GPS-Signalunterbrechung (y-Achse) unterschieden.

einer Signalunterbrechung möglich ist, liegen die Erfolgsraten bei 4-5 Satelliten meist im Bereich von etwa 50%. Die Dauer der vorausgehenden GPS-Signalunterbrechung hat bei einer alleinigen GPS-Auswertung keinen Einfluss auf die Erfolgsraten der instantanen Mehrdeutigkeitslösung.

(ii) Im Falle einer tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Auswertung können GPS-Signalunterbrechungen unter Verwendung weiterer Sensoren, wie z.B. Inertialsensoren und Magnetfeldsensoren, überbrückt werden. Bei der Reinitialisierung der Mehrdeutigkeiten nach einer GPS-Signalunterbrechung profitiert die Mehrdeutigkeitsschätzung in der Float-Lösung dann von der Vorinformation der anderen Sensoren. Aufgrund der Drift der Inertialsensoren wird diese Vorinformation mit zunehmender Dauer einer GPS-Signalunterbrechung jedoch schlechter. In Abb. 6.4 (rechts) sind die Erfolgsraten für die Mehrdeutigkeitslösung bei einer tightly-coupled Auswertung des gleichen Datensatzes dargestellt, der auch für die zuvor beschriebene alleinige GPS-Auswertung verwendet wurde. Die Float-Lösung basiert dabei auf den in Kapitel 5 beschriebenen Algorithmen. Die Mehrdeutigkeitssuche erfolgt ebenfalls unter Verwendung der MLAMBDA-Methode und für die Validierung wird erneut der Ratio-Test herangezogen. Im Vergleich zur alleinigen GPS-Auswertung liefert die tightly-coupled Auswertung bessere Ergebnisse. Bei einer großen Anzahl an sichtbaren Satelliten (7-9 Satelliten) sind die Unterschiede zwar gering, vor allem bei wenigen sichtbaren Satelliten (4-6 Satelliten) fallen die Unterschiede jedoch sehr deutlich aus. Während bei einer vorausgehenden GPS-Signalunterbrechung mit einer Dauer von 1 Sekunde und nur 5 sichtbaren Satelliten bei einer alleinigen GPS-Auswertung lediglich eine Erfolgsrate von 64.1% für die Mehrdeutigkeitsfixierung innerhalb der ersten Epoche erzielt wurde (Abb. 6.4 (links)), liegt die Erfolgsrate bei einer tightly-coupled Auswertung für die gleichen GPS-Bedingungen bei 99.2% (Abb. 6.4 (rechts)).

Die Unterschiede zwischen einer alleinigen und einer tightly-coupled GPS-Auswertung werden auch unter Betrachtung der Ergebnisse des Ratio-Tests in der Mehrdeutigkeitssuche deutlich, wobei die Werte des Ratio-Tests zur Validierung der Mehrdeutigkeitslösung herangezogen werden und ausschlaggebend für die Fixierung der Mehrdeutigkeiten sind. Nur wenn der Ratio-Wert, der sich aus dem Quotient der Quadratsumme der Mehrdeutigkeitsresiduen der besten und zweitbesten Lösung der MLAMBDA-Methode ergibt, einen empirisch festgelegten Grenzwert von 3 überschreitet, wird die Mehrdeutigkeitslösung der MLAMBDA-Methode hier für die Fixierung der Mehrdeutigkeiten genutzt (siehe Abschnitt 5.2). Ist dies nicht zutreffend, werden die Mehrdeutigkeiten nicht fixiert und es wird lediglich eine Float-Lösung ausgegeben. In Abb. 6.5 sind die Ratio-Werte für den zuvor beschriebenen Fall (Anzahl sichtbarer Satelliten: 5, vorausgehende GPS-Signalunterbrechung: 1 s) für eine alleinige und eine tightly-coupled GPS-Auswertung gegenübergestellt. Zur besseren Vergleichbarkeit wurden die maximalen Ratio-Werte für die tightly-coupled Auswertung dabei auf

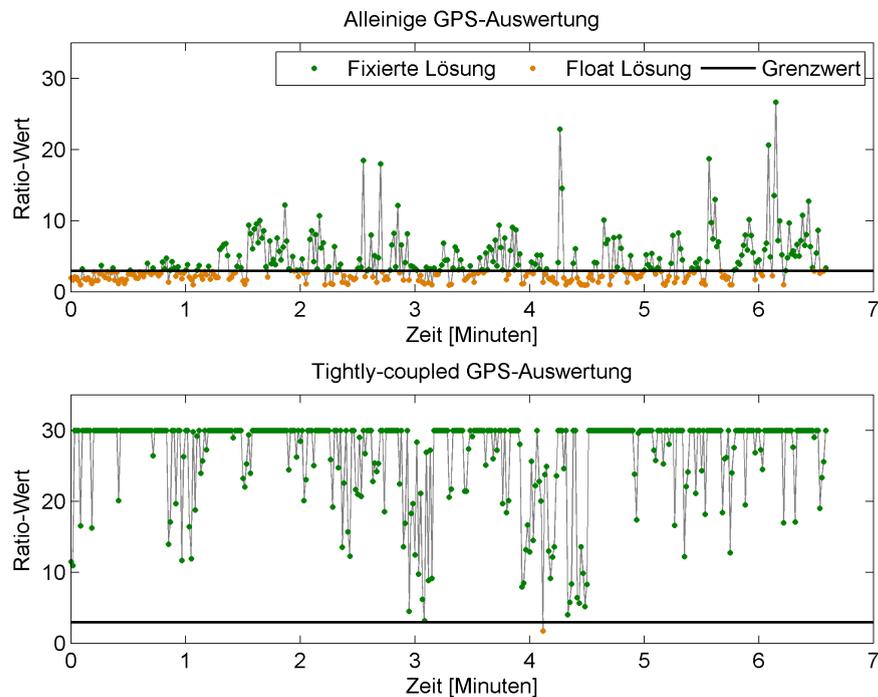


Abbildung 6.5: Vergleich der Ratio-Werte aus dem Ratio-Test, der zur Validierung der Mehrdeutigkeitsuche mit der MLAMBDA-Methode herangezogen wird, für eine alleinige GPS-Auswertung und eine tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Auswertung bei 5 sichtbaren Satelliten und einer vorausgehenden GPS-Signalunterbrechung von 1 s.

30 begrenzt. In Grün sind jeweils die Ratio-Werte für die Messepochen dargestellt, in denen der Grenzwert von 30 überschritten wird und die Mehrdeutigkeiten fixiert werden können. In Orange sind die Ratio-Werte für die Messepochen dargestellt, in denen lediglich eine Float-Lösung ausgegeben wird. Der Vergleich zwischen der alleinigen und der tightly-coupled GPS-Auswertung zeigt deutlich, dass die Abgrenzung der besten zur zweitbesten Mehrdeutigkeitslösung bei der tightly-coupled Auswertung um einiges besser gelingt als in der alleinigen GPS-Auswertung. Demnach ist die Entscheidungsfindung zur Mehrdeutigkeitsfixierung im tightly-coupled Fall viel einfacher und eindeutiger. Dies wirkt sich nicht nur auf die Erfolgsrate, sondern auch auf die Zuverlässigkeit der Mehrdeutigkeitsfixierung positiv aus, so dass falsche Fixierungen in der tightly-coupled GPS-Auswertung entsprechend besser vermieden werden können.

6.1.3 Zusammenfassung

Zur Realisierung einer schnellen Mehrdeutigkeitslösung von GPS-Trägerphasenbeobachtungen unter kinematischen Anwendungen wurden in dieser Arbeit verschiedene Untersuchungen und Entwicklungen vorgenommen.

Vor allem für die Orientierungsbestimmung konnten mit der Entwicklung und Evaluierung von drei verschiedenen Methoden wichtige Erkenntnisse darüber gewonnen werden, unter welchen Voraussetzungen und mit welchen Verfahren eine instantane Mehrdeutigkeitslösung für die Orientierungsbestimmung mit GPS gelingt. Dabei wurde sowohl mit Einfrequenz- als auch mit Zweifrequenz-GPS-Beobachtungen von geodätischen und low-cost Empfängern gearbeitet.

Auch für die Positionsbestimmung mit GNSS ist eine schnelle Lösung der GPS-Mehrdeutigkeiten möglich, wenn z.B. Vorinformationen über die aktuelle Position der Trägerplattform vorliegen oder die Float-Lösung in einer tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Sensorfusion berechnet wird.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass in dieser Arbeit sowohl für die Positions- als auch die Orientierungsbestimmung mit GPS Verfahren entwickelt und getestet wurden, die eine Mehrdeutigkeitslösung innerhalb der ersten Epoche nach einer GPS-Signalunterbrechung mit Erfolgsraten von $> 90\%$ ermöglichen.

6.2 Sensorfusion zur Positions- und Orientierungsbestimmung einer Trägerplattform unter schwierigen GNSS-Bedingungen

Entsprechend der in den Kapiteln 3.1 und 3.4 genannten Vor- und Nachteile der einzelnen auf einem UAV verfügbaren Sensoren, spielt die Sensorfusion in dieser Arbeit eine wichtige Rolle. Der Gewinn, der durch die Sensorfusion bei der Fixierung von GNSS-Mehrdeutigkeiten erzielt werden kann, wurde im vorherigen Abschnitt dieser Arbeit bereits ausführlich diskutiert. In diesem Abschnitt sollen nun weitere Vorteile und Erkenntnisse, die aus der Sensorfusion folgen und für diese Arbeit relevant sind, hervorgehoben werden.

6.2.1 Umgang mit schwierigen GNSS-Bedingungen

Detektion von Cycle-Slips

Die Qualität von GNSS-Beobachtungen und der geschätzten Positionen und Orientierungen ist von äußeren Bedingungen abhängig. Eine Schwierigkeit, die sich vor allem bei kinematischen Anwendungen in urbanen Lebensräumen durch regelmäßige Abschattungen der Signale und teilweise starke Mehrwegeeffekte ergibt, ist die robuste Detektion von Cycle-Slips [Takasu & Yasuda, 2008].

Da die geometriefreie Linearkombination und der LTI nicht immer zur Verfügung stehen (siehe Veröffentlichung B3 in Abschnitt 4.2), sie keine vollständige Sicherheit für die Detektion von Cycle-Slips bieten und auch keine direkte Korrektur dieser ermöglichen, wurde in [Eling et al., 2014a] geprüft, inwieweit sich Inertialsensoren eignen, um Cycle-Slips aufzudecken und zu reparieren. Dazu wurden für kinematische Testmessungen bereits vorverarbeitete (in das ECEF-Koordinatensystem gedrehte und um den Gravitationsvektor bereinigte) Beschleunigungen einer IMU als Stellgrößen im EKF der Float-Lösung einer GPS-Positionsbestimmung eingebunden. Anhand simulierter Phasensprünge auf der GPS-L1- und der GPS-L2-Frequenz konnte gezeigt werden, dass die Verwendung von Inertialsensorbeobachtungen eine eindeutige Detektion von Cycle-Slips ermöglicht. Des Weiteren wurde deutlich, dass durch eine GPS/IMU-Integration Phasensprünge nicht nur aufgedeckt, sondern auch repariert werden können. Diese Erkenntnisse sind entsprechend auch für die in Kapitel 5 vorgestellten Algorithmen zur tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration gültig.

Reduktion von Ausreißern

Aufgrund der Umgebungsbedingungen in urbanen Lebensräumen und den damit verbundenen Einschränkungen in der Konfiguration der sichtbaren Satelliten sowie dem erhöhten Einfluss durch Mehrwegeeffekte kommt es bei kinematischen Anwendungen häufig zu signifikanten Ausreißern in mit GNSS bestimmten Positionen und Orientierungen. Zur Veranschaulichung dieser Tatsache ist in Abb. 6.6 ein Vergleich von Yaw-Winkeln dargestellt, die mittels GPS unter guten und unter schwierigen GNSS-Bedingungen für Testfahrten mit einem Auto auf einem freien Feld (links) und durch das Bonner-Stadtgebiet (rechts) berechnet wurden (siehe Veröffentlichung A2 [Eling et al., 2013b]). Dabei sind jeweils die Differenzen zu Referenzlösungen, die unter Verwendung eines navigation-grade INS der Firma Imar (iNAV-FJI-LSURV-001) bestimmt wurden, zu sehen. Die Spezifikationen dieses INS sind im Vergleich zu den Spezifikationen der MEMS-IMU, die auf dem im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Georeferenzierungssystem eingesetzt wird (siehe Abschnitt 6.3), bspw. in [Eling et al., 2015b] aufgelistet.

Die in Abb. 6.6 dargestellten Ergebnisse zeigen deutlich, wie unterschiedlich die mit GNSS erzielbaren Genauigkeiten in Abhängigkeit der vorliegenden Beobachtungsbedingungen ausfallen können. Während die Abweichungen unter guten GNSS-Bedingungen bis auf Ausnahmen meist im Bereich von ± 0.1 deg liegen, fallen die Streuungen unter schwierigen GNSS-Bedingungen deutlich größer aus und es treten regelmäßig Abweichungen auf, die größer als ± 1 deg sind.

Zur Veranschaulichung von Ausreißern wird in beiden in Abb. 6.6 zu sehenden Grafiken jeweils auch ein 3σ -Grenzwert (schwarze Linien) dargestellt. Dieser Grenzwert basiert auf der mit dem vorliegenden System unter idealen Bedingungen erreichbaren Genauigkeit und wurde mittels statischer Messungen empirisch ermittelt. Werden die außerhalb der 3σ -Grenzen liegenden GPS-Resultate als Ausreißer gewertet, liegt die

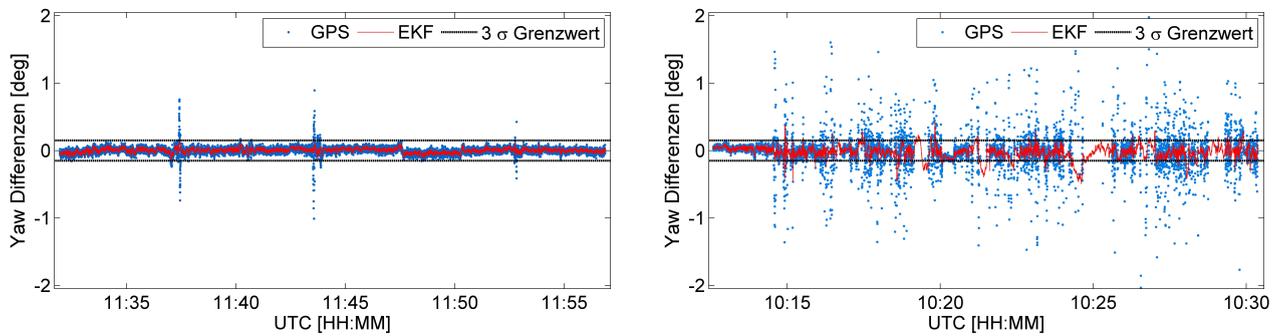


Abbildung 6.6: Darstellung der Differenzen von GPS und GPS/MEMS-IMU (EKF) Yaw-Winkeln zu einer Referenzlösung. Links: Ergebnisse einer Testfahrt mit einem Auto unter guten GNSS-Bedingungen (freies Feld). Rechts: Ergebnisse einer Testfahrt mit einem Auto unter schwierigen GNSS-Bedingungen (Stadtgebiet).

Ausreißerquote unter guten GNSS-Bedingungen lediglich bei 1%. Bei der Testfahrt unter schwierigen GNSS-Bedingungen werden hingegen 26% der GPS-Orientierungen als Ausreißer auffällig.

Eine Verbesserung dieser Ergebnisse ergibt sich durch die Sensorfusion von mittels GPS bestimmten Eulerwinkeln und Drehraten einer MEMS-IMU in einem EKF (rote Linie in Abb. 6.6). Im Vergleich zu den reinen GPS-Ergebnissen wird deutlich, dass die Differenzen zur Referenzlösung durch die Sensorfusion erheblich kleiner werden und die Genauigkeit damit, sowohl unter guten als auch unter schwierigen GNSS-Bedingungen, durch die Sensorfusion gesteigert werden kann. Des Weiteren wird die Anzahl der Ausreißer vor allem bei der Testfahrt im Stadtgebiet durch die GPS/MEMS-IMU-Integration sichtbar reduziert. Während die mit GPS bestimmten Orientierungen bei der Stadtfahrt zu einer Ausreißerquote von 26% geführt haben, liegt der Prozentsatz an Ausreißern des EKF für die Epochen, in denen GPS verfügbar war, bei nur noch 6.5%. Unter den guten GNSS-Bedingungen kann die Ausreißerquote sogar von 1% auf 0.1% reduziert werden.

Umgang mit nur wenigen sichtbaren GNSS-Satelliten: Tightly-coupled GPS/IMU-Integration

Neben Ausreißern in einzelnen GPS-Beobachtungen kommt es unter schwierigen GNSS-Bedingungen, wie bereits in Abschnitt 1.2 beschrieben, auch sehr häufig zu Abschattungen von einzelnen oder sogar allen

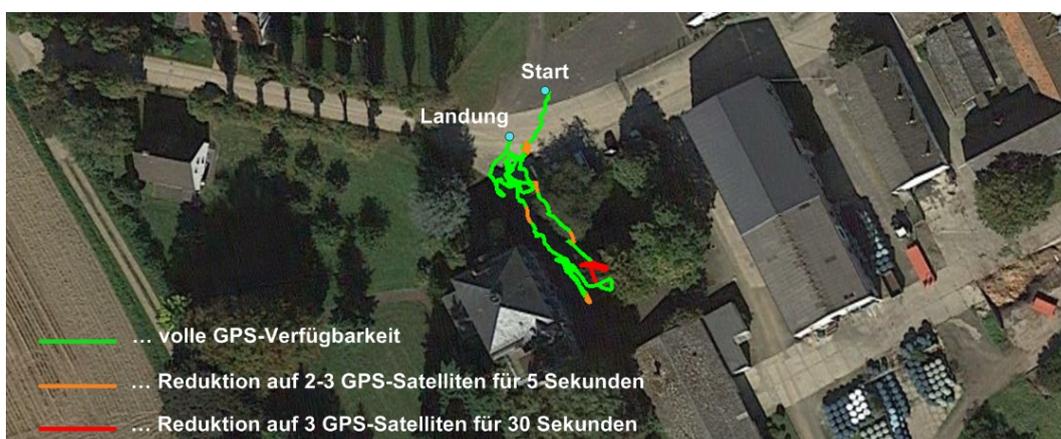


Abbildung 6.7: Darstellung der Trajektorie eines UAV-Fluges längs des Haupthauses am Versuchsgut Frankenforst der Universität Bonn. Zur Untersuchung der entwickelten tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Algorithmen wurden die GPS-Bedingungen für diesen Flug künstlich verschlechtert. Während der grünen Bereiche der Trajektorie sind alle GPS-Beobachtungen in die Auswertung eingeflossen, während der orangenen und roten Bereiche wurde die Satellitenanzahl auf 2-3 Satelliten begrenzt.

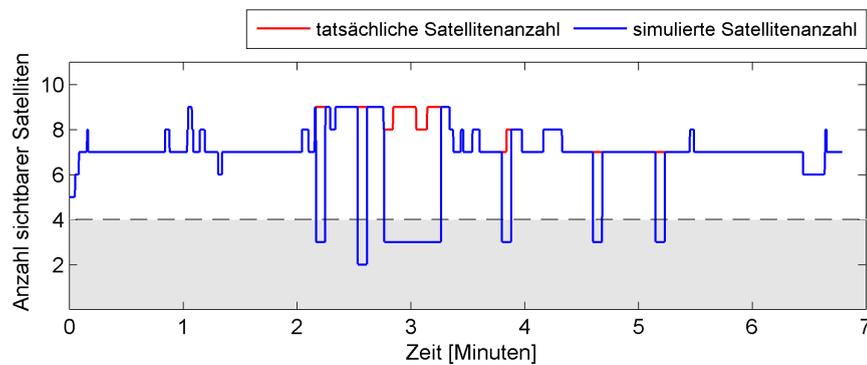


Abbildung 6.8: Darstellung der Anzahl der GPS-Satelliten, die während des in Abb. 6.7 dargestellten UAV-Fluges sichtbar waren. In Rot ist die Anzahl aller verfügbaren GPS-Satelliten zu sehen. In Blau die Anzahl der GPS-Satelliten nach einer künstlichen Verschlechterung der GPS-Bedingungen. Für weniger als 4 sichtbare Satelliten (grauer Hintergrund) ist eine alleinige GPS-Auswertung nicht möglich.

GPS-Satellitensignalen. Da für eine GPS-Auswertung mindestens die Signale von vier Satelliten empfangbar sein müssen, um eine Positions- oder Orientierungsbestimmung mit GPS durchführen zu können, ist eine alleinige GPS-Auswertung während kinematischer Anwendungen unter schwierigen GNSS-Bedingungen häufig nicht möglich. In einer loosely-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration müssen Bereiche, in denen weniger als vier GPS-Satelliten verfügbar sind, deshalb unter alleiniger Verwendung der Inertialsensoren überbrückt werden. Im Falle einer tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration besteht, wie in Abschnitt 5 beschrieben, hingegen auch bei weniger als vier sichtbaren GPS-Satelliten die Möglichkeit, einzelne GPS-Beobachtungen in die Auswertung mit einfließen zu lassen. Dass eine solche Auswertung im Vergleich zu einer loosely-coupled

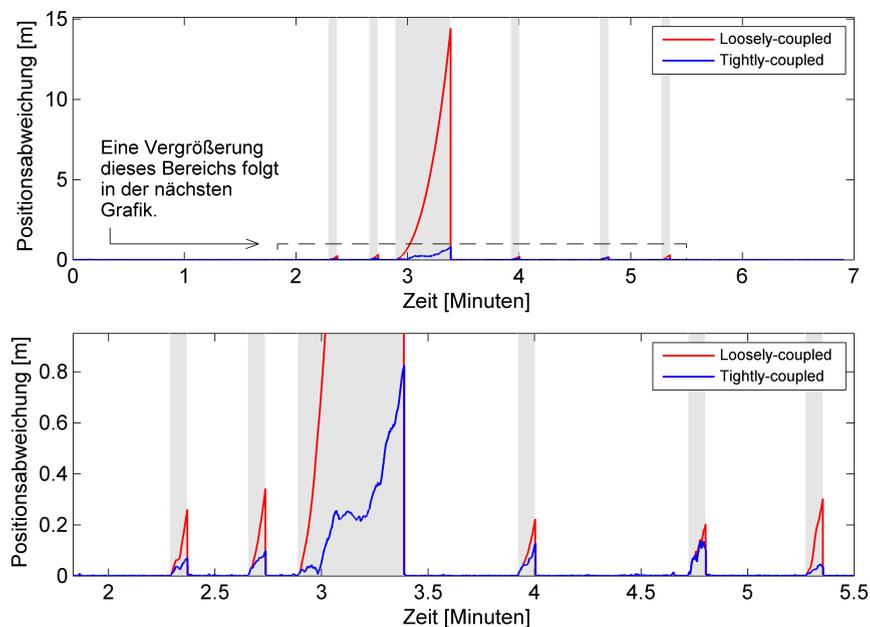


Abbildung 6.9: Abweichungen der geschätzten Positionen von der Solltrajektorie (volle GPS-Verfügbarkeit) nach künstlicher Verschlechterung der GPS-Bedingungen in den Bereichen mit grauem Hintergrund. In rot sind die Positionsabweichungen für eine loosely-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration und in blau die Abweichungen für eine tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration dargestellt. In der oberen Grafik wird der gesamte Wertebereich abgebildet, in der unteren Grafik ist eine Vergrößerung des Bereichs zu sehen, der in der oberen Grafik mit einem gestrichelten Rechteck markiert wurde.

Sensorfusion zu einer Verbesserung der Positions- und Orientierungsbestimmung unter schwierigen GNSS-Bedingungen führt, soll hier nun anhand eines Beispiels verdeutlicht werden.

In Abb. 6.7 ist die Trajektorie eines UAV-Fluges längs eines Gebäudes dargestellt. Bei diesem Gebäude handelt es sich um das Haupthaus am Versuchsgut Frankenforst der Universität Bonn, das auch in Abb. 1.1 dargestellt ist und als Testobjekt für das DFG-Projekt *Mapping on Demand* (FOR 1505) dient. Da das Gebäude und die anliegenden Bäume bei dem hier vorliegenden Testflug überflogen wurden, waren während des Fluges meist zwischen sieben und neun GPS-Satelliten sichtbar (Abb. 6.8). Für den Fall, dass nicht nur das Dach und die oberen Fassadenbereiche, sondern auch die unteren Fassadenbereiche des Gebäudes mit einem UAV vermessen werden sollen, sind die GNSS-Beobachtungsbedingungen aufgrund von Abschattungen durch das Gebäude und die anliegenden Bäume jedoch deutlich schlechter. Ein solcher Fall soll an dieser Stelle analysiert werden. Dazu wurde die GPS-Satellitenanzahl für fünf kurze (jeweils 5 Sekunden) und einen längeren Abschnitt (30 Sekunden) der Trajektorie auf zwei bis drei Satelliten reduziert (siehe Abb. 6.7 und Abb. 6.8).

In Abb. 6.9 sind die Abweichungen dargestellt, die sich aufgrund der Reduktion der sichtbaren GPS-Satelliten in der geschätzten Position ergeben. Dabei wird zwischen einer loosely- und einer tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration unterschieden. Als Referenzlösung zur Berechnung der Positionsabweichungen werden die Positionen einer loosely-coupled Lösung verwendet, die sich unter Berücksichtigung aller tatsächlich verfügbaren Satelliten (Abb. 6.8, rote Linie) ergeben. Dabei muss erwähnt werden, dass die Ergebnisse der loosely- und der tightly-coupled Integration bei dem vorliegenden Beispiel als nahezu identisch angesehen werden können, wenn alle tatsächlich verfügbaren Satelliten verwendet werden. Als Positionsabweichung wird jeweils die Länge des Differenzvektors zur Referenzlösung angegeben.

Der Vergleich der Positionsabweichungen der loosely- und der tightly-coupled-Ergebnisse in Abb. 6.9 verdeutlicht, dass die Positionsabweichungen der loosely-coupled Integration schon nach kurzer Zeit schnell ansteigen, während die Positionsabweichungen der tightly-coupled Integration bei weniger als vier sichtbaren Satelliten geringer ausfallen. Besonders für den langen Zeitraum, in dem die Satellitenzahl für eine Dauer von 30 s auf drei reduziert wurde, wird der Unterschied zwischen der loosely- und der tightly-coupled Integration gut sichtbar. Da bei der loosely-coupled Integration im Falle von nur drei sichtbaren GPS-Satelliten lediglich die Beobachtungen der MEMS-IMU und der Magnetfeldsensoren zur Verfügung stehen, steigt die Positionsabweichung über den Zeitraum von 30 s auf fast 15 m an. Durch Verwendung der jeweils zwei verfügbaren Doppeldifferenz-Trägerphasen- und Doppeldifferenz-Codebeobachtungen der drei sichtbaren Satelliten liegt die maximale Abweichung in der tightly-coupled Lösung nach 30 s lediglich bei ca. 0.8 m. Auch in den anderen Bereichen, in denen jeweils Abschattungen für eine Dauer von 5 s simuliert wurden, fallen die Abweichungen der tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration geringer aus, als die Abweichungen der loosely-coupled Lösung. Die Größenordnung der auftretenden Abweichungen der tightly-coupled Integration sind dabei stets von den sichtbaren GPS-Satelliten und der daraus folgenden Satellitengeometrie abhängig. In den verschiedenen Abschattungsszenarien wurden deshalb verschiedene Satellitenkonstellationen simuliert, wobei pro Zeitraum durchgehend die gleichen Satelliten verwendet wurden. Für den Fall, dass die Satelliten innerhalb eines Abschattungszeitraums wechseln, würden die Abweichungen der tightly-coupled Integration eventuell sogar noch geringer ausfallen, da dann GPS-Beobachtungen aus unterschiedlichen Richtungen in die Schätzung mit einfließen.

6.2.2 Ausnutzung redundanter Information zur Steigerung der Genauigkeit

Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung eines Multisensorsystems zur Positions- und Orientierungsbestimmung leichter Fluggeräte in Echtzeit. Dabei werden Genauigkeiten (RMS) von < 5 cm in der Position und < 0.5 deg in der Orientierung angestrebt. Wie in Abschnitt 1.2 beschrieben, ist die Realisierung dieser Zielsetzung jedoch schwierig, da auf einem Micro-UAV nur eingeschränkte Möglichkeiten bzgl. der verfügbaren Sensoren bestehen. Um dennoch hohe Genauigkeiten in der Positions- und Orientierungsbestimmung zu ermöglichen, müssen die richtigen Sensoren auf geeignete Weise kombiniert werden. Anhand eines Beispiels soll die Steigerung, die in der Genauigkeit eines Systems durch Nutzung redundanter Informationen möglich ist, nun veranschaulicht werden.

Wie in Kapitel 2 erläutert wurde, ist vor allem die Kurswinkelbestimmung (Yaw-Winkel) eines Micro-UAVs problematisch. Um trotz der eingeschränkten Möglichkeiten hohe Genauigkeiten erreichen zu können, werden

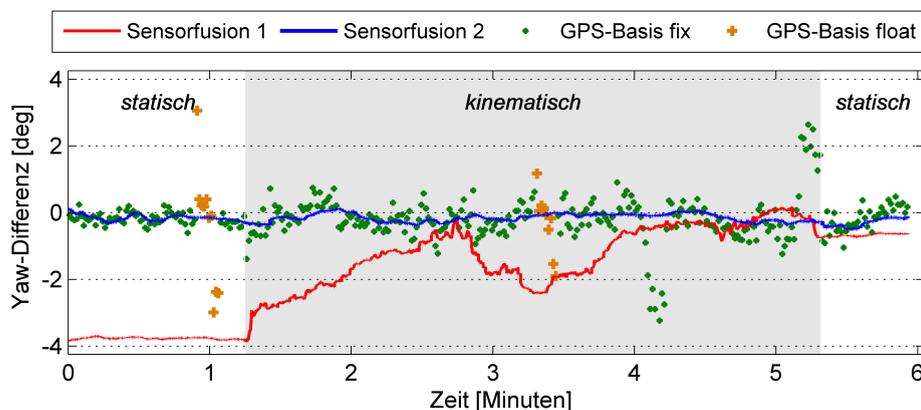


Abbildung 6.10: Differenzen der mittels einer L1-GPS-Basislinie bestimmten Yaw-Winkel (GPS-Basis fix, GPS-Basis float) sowie der über zwei unterschiedliche Sensorfusionen bestimmten Yaw-Winkel zu einer Referenzlösung eines navigation-grade INS. In der Sensorfusion 1 werden dabei GPS-Positionsmessungen, Beobachtungen einer MEMS-IMU und Magnetfeldbeobachtungen kombiniert, während in Sensorfusion 2 zusätzlich noch die Orientierungen der L1-GPS-Basislinie einfließen. Die kinematischen Bereiche der Testmessung sind grau hinterlegt.

hier für die Orientierungsbestimmung die folgenden Informationen genutzt: eine 0.92 m lange low-cost L1-GPS-Basislinie (siehe Abb. 6.14), eine MEMS-IMU, ein Magnetometer und RTK-GPS-Positionsmessungen (siehe Veröffentlichung A3 [Eling et al., 2015b]). Die Sensorfusion erfolgt, wie in Abschnitt 3.3 beschrieben, über einen Strapdown-Algorithmus und einen Error-State-Space-Kalman-Filter (closed-loop Estimation), wobei es sich bei den folgenden Untersuchungen um eine loosely-coupled Integration handelt [Eling et al., 2015b]. Neben den Abweichungen der drei Orientierungswinkel (Roll, Pitch, Yaw) werden im Kalman-Filter auch die Abweichungen der Position und der Geschwindigkeit sowie die Biase der MEMS-Inertialsensoren mitgeschätzt.

Abb. 6.10 stellt die Ergebnisse einer Testmessung dar. Dabei sind die Differenzen der berechneten Yaw-Winkel zu einer Referenzlösung eines navigation-grade INS (Imar-iNAV-FJI-LSURV-001) zu sehen. Der Messaufbau, der für diese Testmessung verwendet wurde, wird in Abschnitt 6.3.2 beschrieben und ist in Abb. 6.15 dargestellt. Bei den Ergebnissen der Testmessung in Abb. 6.10 sind folgende Zeitreihen zu unterscheiden:

- L1-GPS-Basislinie: Die aus der L1-GPS-Basislinie berechneten Yaw-Winkel sind als grüne Punkte und orange Kreuze dargestellt. Die grüne Farbe wird in den Messepochen verwendet, in denen die Mehrdeutigkeiten für die Basislinie fixiert werden konnten. Diese Lösung wird als „GPS-Basis fix“ bezeichnet. In den Messepochen, in denen orange Kreuze zu sehen sind, konnten die Mehrdeutigkeiten der Basislinie nicht fixiert werden. Diese Lösung wird als „GPS-Basis float“ bezeichnet.
- Sensorfusion 1: Bei der in Rot dargestellten Zeitreihe handelt es sich um das Ergebnis einer Sensorfusion, in der GPS-Positionsmessungen, Beobachtungen einer MEMS-IMU und Magnetfeldbeobachtungen in dem zuvor angesprochenen Kalman-Filter integriert wurden. Wie in Methode 3 in Abschnitt 6.1.1 beschrieben, wird diese Lösung zur Verbesserung der Mehrdeutigkeitslösung der L1-GPS-Basislinie verwendet.
- Sensorfusion 2: Als blaue Zeitreihe ist die Sensorfusion unter Verwendung aller verfügbarer Informationen zu sehen. In diese Lösung fließen demnach zusätzlich zu den GPS-Positionsmessungen, den Beobachtungen der MEMS-IMU und den Magnetfeldbeobachtungen, wie in Sensorfusion 1, auch die Basislinienparameter der L1-GPS-Basislinie ein.

In Anbetracht der in Abb. 6.10 dargestellten Ergebnisse lassen sich folgende Erkenntnisse festhalten:

- Die Sensorfusion 1 weicht anfänglich mit ca. 4 deg noch sehr deutlich von der Referenzlösung ab. Die wesentliche Information für die Kurswinkelbestimmung kommt dabei aus den Magnetfeldbeobachtungen. Durch die Kopplung der GPS-Positionsmessungen mit den Beschleunigungsbeobachtungen der MEMS-IMU folgt während eines kinematischen Bereichs dann jedoch eine Annäherung an die Referenzlösung.

Grund dafür ist ein positiver Einfluss der GPS-Positionsmessungen auf die Orientierungsbestimmung in Bereichen, in denen das System horizontal beschleunigt wird. Nichtsdestotrotz führt die Sensorfusion 1 je nach Anwendungsbereich zu deutlichen Abweichungen.

- Die L1-GPS-Basislinie weist aufgrund der kurzen Basislinienlänge von nur 0.92 m sowohl in den statischen als auch in den kinematischen Bereichen der Zeitreihe ein relativ großes Messrauschen auf. Im kinematischen Teil sind, wie auch im Beispiel des vorherigen Abschnitts (Abb. 6.6), teilweise Ausreißer zu sehen. Die Mehrdeutigkeiten können nicht für jede Messepoche fixiert werden, da teilweise starke Systematiken in einzelnen GPS-Beobachtungen vorhanden sind. Aus diesem Grund werden für einige Epochen nur Float-Lösungen zur Verfügung gestellt (es handelt sich hierbei um Ergebnisse des Datensatzes „Test 2“ aus Tabelle 6.1).
- Nichtsdestotrotz ermöglicht die L1-GPS-Basislinie eine Genauigkeitssteigerung im Vergleich zur Sensorfusion 1, wenn sie, wie in Sensorfusion 2, mit den anderen Informationen kombiniert wird. Das Rauschen und die Ausreißer der L1-GPS-Basislinie werden dabei durch die Beobachtungen der anderen Sensoren kompensiert, wobei die grundsätzliche Orientierungsinformation aus der GPS-Basislinie erhalten bleibt. Die Genauigkeit (RMS) der Sensorfusion 2 liegt dann bei ca. 0.2 deg (siehe auch Abschnitt 6.3.2 und Abb. 6.16).

Zusammenfassend bleibt festzuhalten, dass die einzelnen Lösungen, wie z.B. die Orientierung aus der L1-GPS-Basislinie, weder die Genauigkeit, noch die Zuverlässigkeit bieten, die für die Georeferenzierung in dieser Arbeit angestrebt werden. Durch die hier vorgestellte Sensorfusion können die Nachteile einzelner Sensoren jedoch durch die Vorteile anderer Sensoren kompensiert werden. Die Fusion aller Beobachtungen (Sensorfusion 2) liefert dementsprechend das beste Ergebnis.

6.3 Entwicklung und Evaluierung eines Systems zur direkten Georeferenzierung eines UAVs in Echtzeit

Nachdem in den beiden vorherigen Abschnitten Einzelheiten zur Entwicklung von Algorithmen zur Positions- und Orientierungsbestimmung mobiler Objekte hervorgehoben wurden, wird hier nun auf die Entwicklung eines Systems zur Positions- und Orientierungsbestimmung leichter Fluggeräte in Echtzeit eingegangen. Die Erkenntnisse aus den zuvor beschriebenen Untersuchungen sind sowohl in das Systemdesign als auch in die Entwicklung der auf dem System implementierten Software eingeflossen.

Im folgenden wird zunächst der Systemaufbau beschrieben, bevor Ergebnisse aus Evaluationen und Anwendungen vorgestellt werden.

6.3.1 Systemaufbau

Georeferenzierungseinheit

Das im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Multisensorsystem zur direkten Georeferenzierung eines Micro-UAVs ist in Abb. 6.11 zu sehen. Das System hat eine Größe von $11.0 \times 10.2 \times 4.5$ cm und ein Gewicht von 240 g ohne die GNSS-Antennen. Damit ist es so klein und leicht, dass es ohne Probleme auf einem Micro-UAV angebracht werden kann.

Um auch das Gewicht der GNSS-Antennen möglichst gering zu halten, trotzdem aber eine gute Empfangscharakteristik zu gewährleisten, werden auf dem UAV zwei geodätische GNSS-Antennen genutzt (NavXperience 3G+C), die zur Reduktion ihres Gewichts um ihr Gehäuse und das 5/8"-Gewinde erleichtert wurden. Auf diese Weise konnte das Gewicht der Antennen von jeweils 350 g auf 100 g reduziert werden. Da sich mit der Veränderung des Antennendesigns jedoch auch die Empfangscharakteristik verändert, mussten die Antennen anschließend neu kalibriert werden. Dies wurde in der Antennenmesskammer des IGG der Universität Bonn [Zeimetz & Kuhlmann, 2010] realisiert [Eling et al., 2014f].

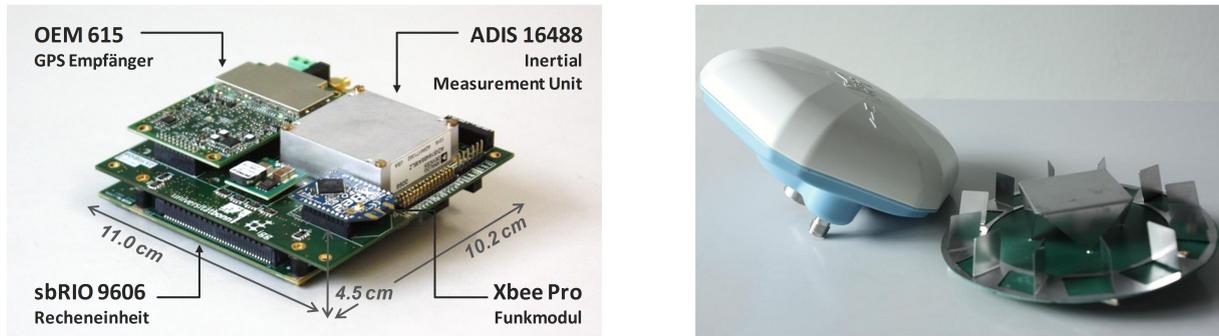


Abbildung 6.11: Darstellung des im Rahmen dieser Arbeit entwickelten direkten Georeferenzierungssystems (links) sowie der verwendeten Antenne im Originalzustand und nach der Gewichtsreduktion (rechts).

Als wesentliche Sensoren zur Positions- und Orientierungsbestimmung verfügt das entwickelte System über einen geodätischen Zweifrequenz-GPS-Empfänger der Firma Novatel (OEM 615), eine MEMS-IMU von Analog Devices (ADIS16488), einen low-cost Einfrequenz-GPS-Empfänger von Ublox (LEA6T), ein Funkmodul von XBee (XBee Pro 868) und ein Magnetometer der Firma Honeywell (HMC5883L).

Das Funkmodul dient in dieser Sensorkonfiguration der Übertragung der Zweifrequenz-GPS-Beobachtungen einer GPS-Referenzstation (Master), die während der Flüge am Boden verbleibt, an die Georeferenzierungseinheit auf dem UAV. Zusammen mit den Beobachtungen des Zweifrequenz-GPS-Empfängers (OEM 615) können so RTK-GPS-Positionen mit cm-Genauigkeiten in Echtzeit auf dem UAV berechnet werden.

Neben der RTK-GPS-Berechnung werden die Beobachtungen des Zweifrequenz-GPS-Empfängers (OEM 615) auch zur Orientierungsbestimmung des UAVs genutzt. Dabei werden sie zusammen mit den Beobachtungen des L1-GPS-Empfängers (LEA6T) verarbeitet. Die beiden zu diesen Empfängern gehörenden Antennen bilden eine kurze GPS-Basislinie (Basislinienlänge = 92 cm) auf dem Fluggerät (siehe Abb. 6.14). Nach Fixierung der Mehrdeutigkeiten helfen die Basislinienparameter bei der Bestimmung des Yaw-Winkels des UAVs [Eling et al., 2015b] (siehe Methode 3 in Abschnitt 6.1.1 und Abschnitt 6.2.2).

Die tactical-grade MEMS-IMU von Analog Devices verfügt über 3-Achs Gyroskope und Akzelerometer und trägt mit der Bereitstellung von Drehraten und Beschleunigungen zur Positions- und Orientierungsbestimmung des UAVs bei.

Das 3-Achs Magnetometer (Honeywell HMC5883L) ist am äußeren Ende eines freien Auslegers des UAVs montiert (Abb. 6.14), damit die Magnetfeldbeobachtungen möglichst wenigen Störungen durch elektrische Ströme ausgesetzt sind. Die Methoden, die zur Kalibrierung des Magnetfeldsensors angewandt werden, sind in [Klingbeil et al., 2014a] beschrieben.

Für die Berechnung der Positionen und Orientierungen des UAVs in Echtzeit beinhaltet die Georeferenzierungseinheit neben der Sensorik auch eine Recheneinheit (National Instruments sbRIO 9606). Diese Recheneinheit ist ein rekonfigurierbares Input/Output (I/O)-Board und enthält sowohl einen 400 MHz-Prozessor als auch ein Field Programmable Gate Array (FPGA). Der Vorteil, der sich aus dieser Kombination ergibt, ist, dass der FPGA für eine schnelle Kommunikation mit den Sensoren sowie zur Datenvorprozessierung genutzt werden kann, während auf dem 400 MHz-Prozessor die tatsächliche Positions- und Orientierungsbestimmung erfolgt. Die Datenübertragung vom FPGA zum 400 MHz-Prozessor wird dabei mittels „Direct Memory Access“ realisiert, um Latenzzeiten zu vermeiden und die Echtzeitfähigkeit des Systems zu unterstützen. Die Programmierung des FPGAs sowie die Realisierung der Prozessabläufe auf dem 400 MHz-Prozessor wurden mit der Systemdesignsoftware LabView (National Instrument) vorgenommen. Die Software zur Positions- und Orientierungsbestimmung, d.h. die RTK-GPS-Algorithmen, die Algorithmen zur Auswertung der L1-GPS-Basislinie und die GPS/IMU-Integration, wurde in C++ implementiert.

In Abb. 6.12 ist ein Flussdiagramm mit den Datenübertragungen und den Rechenabläufen auf dem direkten Georeferenzierungssystem dargestellt. Als die wesentlichen Berechnungsschritte werden dabei die RTK-GPS-Positionsbestimmung („RTK GPS positioning“) [Eling et al., 2014c], die Auswertung der L1-GPS-Basislinie zur Orientierungsbestimmung („GPS attitude determination“) [Eling et al., 2015b] und die GPS/IMU-Integration („GPS/IMU integration“) [Eling et al., 2015b] genannt, wobei es sich in dieser Grafik

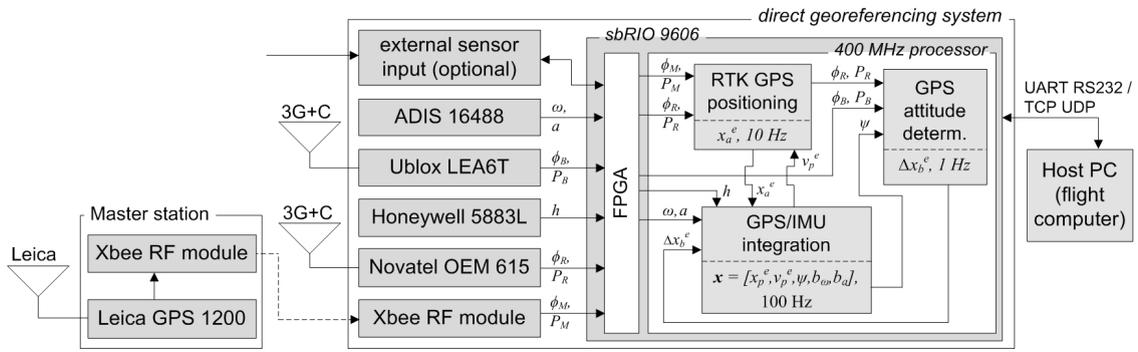


Abbildung 6.12: Flussdiagramm der Datenübertragungen und Berechnungsabläufe auf der direkten Georeferenzierungseinheit.

um eine loosely-coupled Integration handelt. Sowohl für die RTK-GPS-Auswertung als auch für die L1-GPS-Basislinienauswertung werden Trägerphasen- (ϕ) und Pseudorangebeobachtungen (ρ) der jeweiligen GPS-Empfänger benötigt. Als Ergebnisse dieser Auswertungen stehen GPS-Positionen x_a^e der RTK-GPS-Antenne mit einer Rate von 10 Hz und GPS-Basislinienvektoren Δx_b^e mit einer Rate von 1 Hz in einem ECEF-Koordinatensystem zur Verfügung. In der GPS/IMU-Integration werden unter Verwendung dieser Informationen sowie unter Einbindung der gemessenen Drehraten ω , Beschleunigungen a und Magnetfeldvektoren h schließlich die Position x_p^e , die Geschwindigkeit v_p^e , die Orientierung ψ sowie die Gyroskop- und die Akzelerometerbiase b_ω und b_a mit einer Rate von 100 Hz geschätzt.

Übertragung der GPS-Beobachtungen der Referenzstation an die Georeferenzierungseinheit

Wesentliche Voraussetzung für eine RTK-GPS-Positionsbestimmung mit cm-Genauigkeiten auf dem UAV ist die zeitnahe Übertragung der Beobachtungen einer Referenzstation an das Georeferenzierungssystem auf dem UAV (siehe auch Abb. 3.1). Diese Übertragung wird hier, wie bereits erwähnt, mit Funkmodulen realisiert. Als Übertragungsformat wird der RTCM v3.1 Standard verwendet.

Eine Schwierigkeit, die sich mit der drahtlosen Übertragung der Daten von der Referenzstation an die Georeferenzierungseinheit auf dem UAV ergibt, besteht im Umgang mit verzögerten oder unterbrochenen Datenströmen als Folge möglicher Signalunterbrechungen oder Latenzzeiten. Des Weiteren haben Untersuchungen gezeigt, dass eine zuverlässige Übertragung der Daten der Referenzstation mit einer Rate von 10 Hz (dies entspricht der Rate, mit der die RTK-GPS-Berechnung erfolgen soll) aufgrund des hohen Datenvolumens per Funk nicht möglich ist [Eling et al., 2014f].

Um bei der RTK-GPS-Positionsbestimmung eine Unabhängigkeit von der Datenrate der Referenzstation zu gewährleisten, wurde deshalb ein Extrapolationsverfahren entwickelt, in dem die Beobachtungen der Referenzstation auf der Georeferenzierungseinheit simuliert werden [Eling et al., 2013a]. Das Prinzip dieses Verfahrens ist in Abb. 6.13 dargestellt. Dabei wird zwischen der Rover- und der Master-Task unterschieden. Die Daten der Referenzstation werden demnach stets mit einer Rate von 1 Hz übertragen. Immer wenn eine vollständige Nachricht am UAV eintrifft, wird in der Master-Task für den vorliegenden Beobachtungszeitpunkt eine Simulation gerechnet. Die Differenz zwischen den simulierten und den wahren Beobachtungen

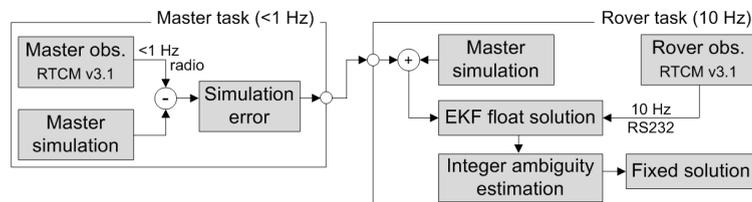


Abbildung 6.13: Verarbeitung der Beobachtungen der GPS-Referenzstation auf der Georeferenzierungseinheit.

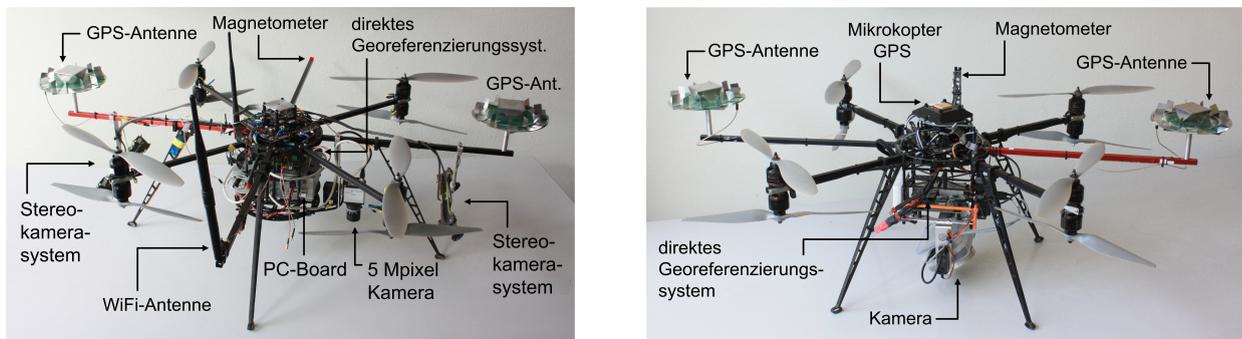


Abbildung 6.14: Darstellung der im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Fluggeräte. Links: Das für das Projekt Mapping on Demand entwickelte UAV mit dem Namen „MoDKopter“. Rechts: Das für die Realisierung sonstiger vermessungstechnischer Aufgaben gedachte UAV mit dem Namen „IggKopter“.

stehen dann als Korrekturwerte („Simulation Error“) zur Verfügung. In der RTK-GPS-Berechnung („Rover task“) erfolgt für jeden Beobachtungszeitpunkt des Rovers ebenfalls eine Simulation der Beobachtungen der Referenzstation, bevor die eigentliche Positionsbestimmung mit der Float-Lösung („EKF float solution“), der Mehrdeutigkeitsschätzung („Integer ambiguity estimation“) und der fixierten Lösung („Fixed solution“) durchgeführt wird. Als Korrektur des Simulationsfehlers wird dabei jeweils der letzte Korrekturwert aus der Master-Task übernommen.

Vergleiche mit Postprocessing-Auswertungen unter Nutzung kommerzieller GNSS-Software, bei denen im Gegensatz zur Echtzeit-Anwendung die Beobachtungen der Referenzstation stets zur Verfügung standen, haben gezeigt, dass die Abweichungen, die durch die Extrapolation der Masterbeobachtungen entstehen, im Rahmen der Genauigkeit einer RTK-GPS-Auswertung liegen und deshalb vernachlässigbar sind [Eling et al., 2014c].

UAV-Plattformen

Die für diese Arbeit entwickelten UAV-Plattformen sind in Abb 6.14 dargestellt. Dabei muss zwischen zwei Systemen unterschieden werden. Das linke UAV (MoDKopter) wurde für das Projekt Mapping on Demand (DFG FOR 1505) entwickelt. Neben der Sensorik für die direkte Georeferenzierung (GPS-Antennen, Magnetometer und direktes Georeferenzierungssystem) sind auf dieser Plattform zusätzlich Stereokamerasysteme mit Fish-Eye-Objektiven für eine visuelle Odometrie [Schneider et al., 2013], eine 5 MPixel Kamera mit einem „global shutter“ als objekterfassender Sensor und ein PC-Board für eine Bildverarbeitung während

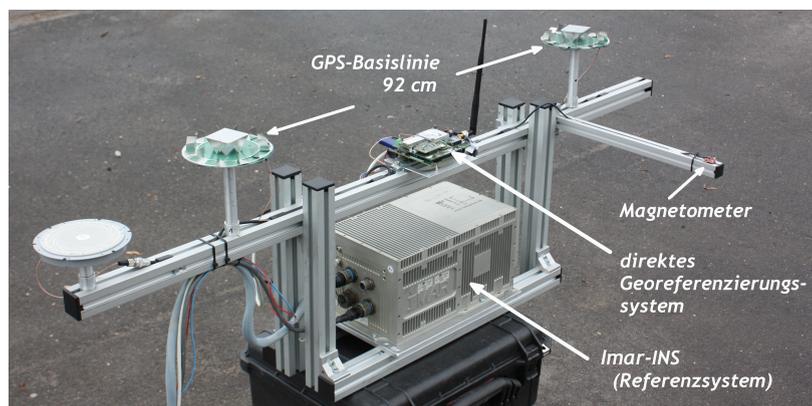


Abbildung 6.15: Tragbares Messsystem zur Evaluierung der Orientierungsgenauigkeit des zur Positions- und Orientierungsbestimmung eines UAVs entwickelten direkten Georeferenzierungssystems.

des Fluges montiert. Das rechte UAV (IggKopter) ist für Vermessungsaufgaben gedacht, bei denen das UAV nicht autonom fliegen muss und die Bildverarbeitung im Postprocessing erfolgen kann. Hier sind neben der Sensorik für die direkte Georeferenzierung eine Consumer Systemkamera (Panasonic Lumix GX1) und ein codebasiertes Einfrequenz-GPS-Modul (Mikrokopter-GPS) für einen automatischen Wegpunkteflug angebracht.

Beide in Abb. 6.14 dargestellten UAVs basieren auf dem Modellbausatz Mikrokopter OktoXL¹ der Firma HiSystems GmbH. Um die verschiedenen Sensoren auf der jeweiligen Plattform anbringen zu können, wurden einige Modifikationen an diesem Grundaufbau vorgenommen, wie z.B. die koaxiale Anordnung der Rotoren, bei der jeweils zwei Rotoren übereinander angebracht sind. Für mehr Stabilität im Aufbau sorgen neue aus Carbon gefertigte Centerplates.

Der IggKopter hat ein Gewicht von 3.6 kg. Mit 4.8 kg wiegt der MoDKopter etwas mehr als der IggKopter, sein Gewicht liegt jedoch trotzdem noch unter der 5 kg Grenze (siehe Kapitel 1.2). Beide UAVs sind etwa 1.0 m × 1.0 m × 0.35 m groß. Die Flugzeit der UAVs hängt neben dem Gewicht zusätzlich vom Wind, der Anwendung und der Kapazität der verwendeten Lithium Polymer Batterien ab. Der MoDKopter fliegt durchschnittlich zwischen 5-10 Minuten und der IggKopter zwischen 10-15 Minuten.

6.3.2 Systemevaluierung

Nachdem das im Rahmen dieser Dissertation entwickelte direkte Georeferenzierungssystem im vorherigen Abschnitt beschrieben wurde, werden nun verschiedene Evaluierungen des Systems vorgestellt. Dabei wird erneut zwischen der Positions- und der Orientierungsbestimmung unterschieden, bevor auch die Punktgenauigkeit am Objekt bei der Vermessung mit einem direkt georeferenzierten UAV bewertet wird.

Orientierungsbestimmung

Zur Evaluierung der in der Orientierungsbestimmung mit dem entwickelten Multisensorsystem erzielbaren Genauigkeiten wurde hier ein tragbares Messsystem aufgebaut, auf dem ein navigation-grade INS der Firma Imar (iNAV-FJI-LSURV-001), das über faseroptische Kreisel verfügt und eine Biasstabilität von <0.003 deg/h aufweist, als Referenzlösung angebracht ist. Der Messaufbau der Sensoren der Georeferenzierungseinheit wurde dabei entsprechend der Konfiguration auf dem UAV nachempfunden (Abb 6.15).

Während der Testmessungen wurde das Messsystem von zwei Personen getragen und es wurden Bewegungen durchgeführt, die einem Flug mit einem rotorbetriebenen UAV ähneln. Als Ergebnisse sind in Abb. 6.16 die Differenzen der jeweiligen Winkel zur Referenzlösung dargestellt.

Die Differenzen zur Referenzlösung zeigen, dass der Roll- und der Pitch-Winkel mit dem entwickelten System besser bestimmt werden können als der Yaw-Winkel. Der Grund dafür ist, dass die Yaw-Winkelbestimmung wesentlich durch die Beobachtungen der L1-GPS-Basislinie und der Magnetfeldsensoren beeinflusst wird (siehe Abschnitt 6.2.2), die in Abhängigkeit der Umgebungsbedingungen jedoch systematische Abweichungen aufweisen. Damit die Roll- und Pitch-Winkel, deren Bestimmung maßgeblich auf dem mit der MEMS-IMU gemessenen Gravitationsvektor beruht, nicht durch diese systematischen Abweichungen beeinträchtigt werden, besteht im Messmodell der GPS/IMU-Integration sowohl für die Basislinien- als auch die Magnetfeldmessungen kein funktionaler Zusammenhang zu den Roll- und Pitch-Winkel-Parametern [Eling et al., 2015b].

Aus den in Abb. 6.16 dargestellten Differenzen folgt, dass der RMS des Yaw-Winkels für statische und kinematische Bereiche einen Wert von 0.2 deg einnimmt. Die Genauigkeit der Roll- und Pitch-Winkel liegt für statische Anwendungen im Bereich von 0.03 deg und für kinematische Anwendungen im Bereich von 0.05 deg. Die maximalen Abweichungen bleiben für alle Winkel unter 0.5 deg.

Positionsbestimmung

Bereits in Veröffentlichung B2 [Eling et al., 2014c] konnte gezeigt werden, dass die Resultate der in dieser Arbeit entwickelten Algorithmen zur RTK-GPS-Positionsbestimmung im Vergleich zu Ergebnissen kommer-

¹<http://www.mikrokopter.de>, Zugriff: Mai 2016

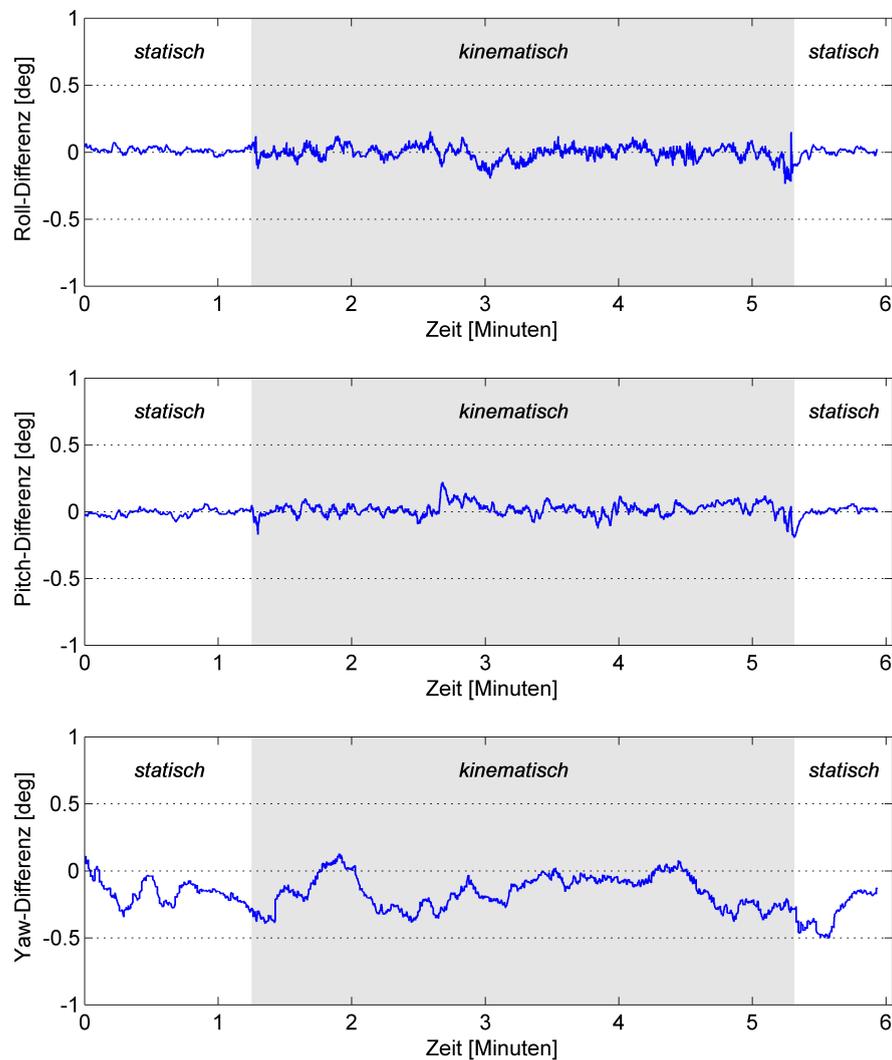


Abbildung 6.16: Darstellung der Differenzen zwischen den Orientierungswinkeln einer Referenzlösung (Imar-INS) und den Orientierungswinkeln, die aus der Sensorfusion (GPS-Positionen, GPS-Orientierungen, MEMS-IMU-Drehraten und -Beschleunigungen sowie Magnetfeldbeobachtungen) des in dieser Arbeit entwickelten Systems stammen. Die kinematischen Bereiche der Testmessung sind grau hinterlegt.

zieller (Leica Geo Office) oder open-source (RTKLIB) Softwareprodukte nur geringe Abweichungen aufweisen. Werden die in Echtzeit berechneten Positionen der Georeferenzierungseinheit mit den im Postprocessing berechneten Positionen der kommerziellen oder open-source Software verglichen, liegen die Abweichungen bei maximal 1-2 cm. Ursache für diese Abweichungen ist die Extrapolation der Beobachtungen der Referenzstation, die, wie auf S. 64 beschrieben, aufgrund der Latenzzeiten in der Funkübertragung erforderlich ist. Wird die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte RTK-GPS-Software auch im Postprocessing angewandt, liegen die Abweichungen zur kommerziellen oder open-source Software nur noch bei wenigen Millimetern, wobei eine Abhängigkeit vom Höhenunterschied auf Abweichungen in den verwendeten Troposphärenmodellen hindeutet. Die Vorzeichen der Abweichungen fallen im Vergleich zu den Ergebnissen von Leica Geo Office und RTKLIB dabei jedoch unterschiedlich aus [Eling et al., 2014c].

Eine sinnvolle Möglichkeit zur Evaluierung der Positionsbestimmung eines UAVs mit einem unabhängigen Sensor kann unter Verwendung einer objekterfassenden Digitalkamera auf dem UAV und einer indirekten Georeferenzierung mittels Ground Control Points (GCPs) realisiert werden. Durch Flüge über ein Testfeld, auf dem vorher ausreichend viele GCPs angebracht wurden, können über eine Aerotriangulation die Kamera-

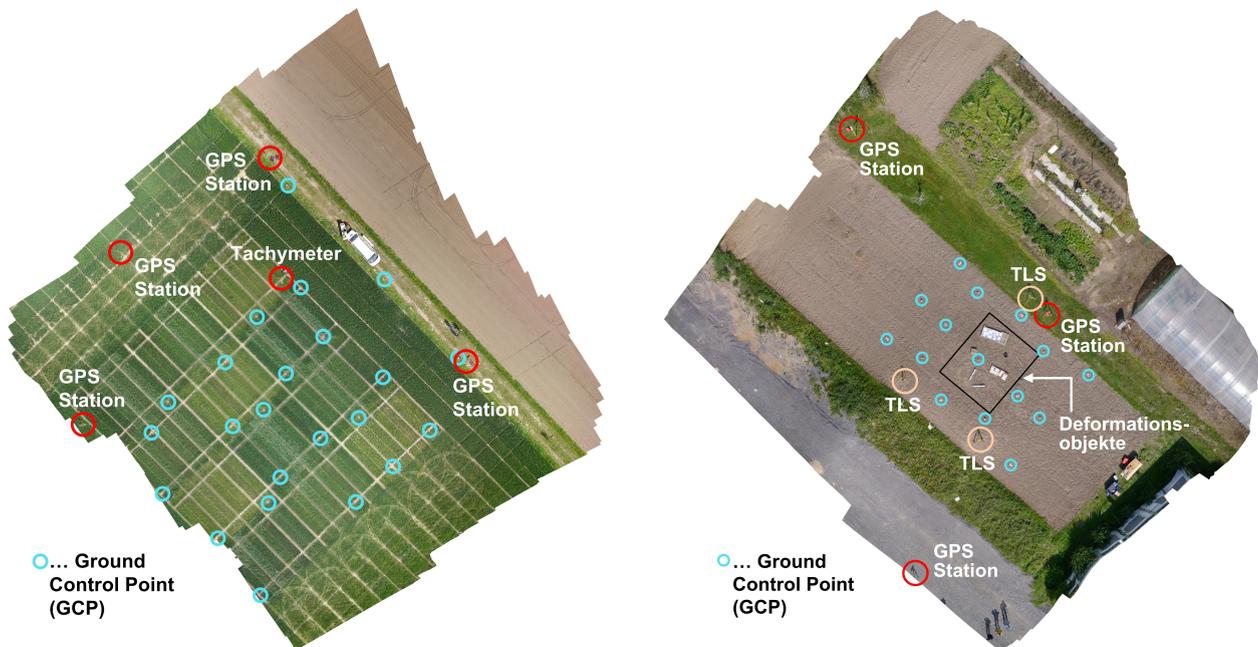


Abbildung 6.17: Orthophotos zweier Testfelder zur Evaluierung der Genauigkeiten der Positionsbestimmung eines UAVs und der mittels direkter Georeferenzierung eines UAVs vermessenen Punkten am Boden. Testfeld 1 (links) enthält 22 GCPs, Testfeld 2 (rechts) enthält 15 GCPs.

positionen zu den Bildaufnahmezeitpunkten bestimmt werden. Liegen für die GCPs Koordinaten im gleichen Koordinatensystem vor, in dem auch die Positionen der Georeferenzierungseinheit bestimmt wurden, ist ein Vergleich beider Ergebnisse möglich.

Beispiele für auf Bildflügen basierende Evaluierungen der Positionen eines UAVs sind in den Veröffentlichungen C2 [Eling et al., 2015d] und C3 [Eling et al., 2016b] beschrieben. Die Ergebnisse dieser Evaluierungen werden nun im folgenden Abschnitt zusammengefasst.

Zwei der für die Testmessungen in dieser Arbeit realisierten Testfelder sind in Abb. 6.17 dargestellt. Das linke Testfeld (Testfeld 1) enthält 22 GCPs (black and white targets) und das rechte Testfeld (Testfeld 2) enthält 15 GCPs. Ein weiteres Testfeld (Testfeld 3), das grundsätzlich dem Testfeld 1 ähnelt, enthält nochmals 9 GCPs. Die Vermessung der Koordinaten der GCPs wurde dabei jeweils mit einem Tachymeter durchgeführt. Die Transformation vom Tachymeterkoordinatensystem in ein ECEF-Koordinatensystem erfolgte anschließend jeweils über fünf Passpunkte (GPS-Stationen), an denen statische GPS-Messungen durchgeführt wurden. In Abb. 6.18 sind die Ergebnisse für einen Flug über Testfeld 1 dargestellt. Als UAV wurde dazu der Igg-Kopter (Abb. 6.14 (rechts)) eingesetzt. Die Flughöhe lag dabei etwa bei 20 m und die durchschnittliche Fluggeschwindigkeit bei 2 m/s. Mittels eines automatischen Wegpunktefluges wurde das Testfeld mäandrierend abgeflogen. Dabei wurden etwa 220 Bilder aufgenommen.

Die Auswertung der während dem Flug aufgenommenen Bilder in einer Aerotriangulation wurde mittels der Software Pix4Dmapper der Firma Pix4D realisiert, wobei die wesentlichen Berechnungsschritte dieser Software in einer Suche und Zuordnung markanter Punkte, einer Bündelblockausgleichung inklusive der Georeferenzierung und einer Punktwolkenverdichtung bestehen. Da die Software sowohl eine indirekte als auch eine direkte Georeferenzierung unterstützt, sind beide Varianten hier möglich.

Über eine indirekte Georeferenzierung wird in der verwendeten Software zur Bildauswertung zu jedem Bild eine Kameraposition berechnet. Um diese Positionen mit den berechneten Positionen der Georeferenzierungseinheit vergleichen zu können, müssen folgende Voraussetzungen gegeben sein:

- Berücksichtigung des Hebelarms zwischen dem Referenzpunkt der Georeferenzierungseinheit und der Kamera (räumliche Kalibrierung),
- zeitliche Synchronisierung der Bildaufnahmen der Kamera mit der Georeferenzierungseinheit.

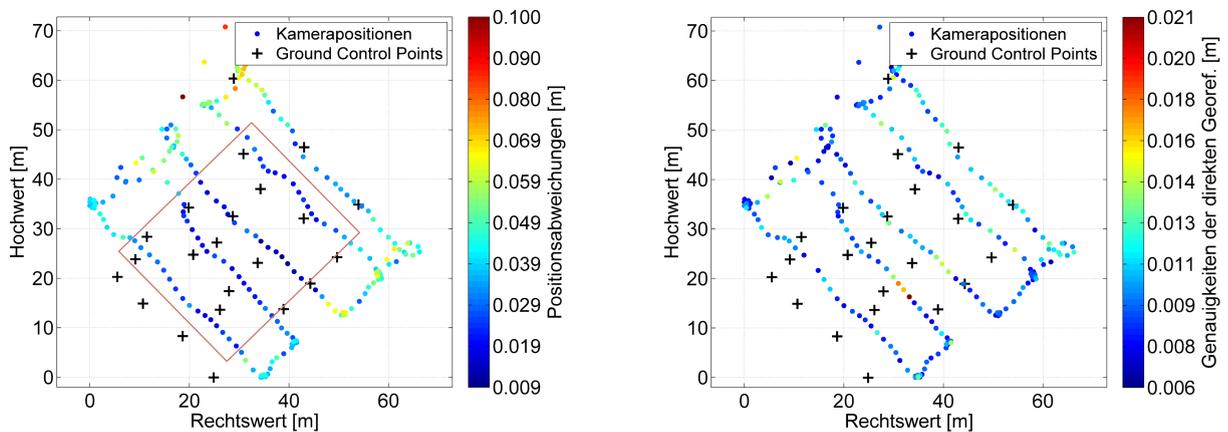


Abbildung 6.18: Links: Abweichungen zwischen der mittels direkter Georeferenzierung bestimmten Kamerapositionen eines UAV-Bildfluges und den aus einer indirekten Georeferenzierung bestimmten Kamerapositionen. Rechts: A posteriori Genauigkeiten der direkten Georeferenzierung, die aus der Spur der Kovarianzmatrix der Positionsschätzung resultieren.

Der Hebelarm wurde hier aus Flugdaten geschätzt, indem die Differenzen der Positionen einer indirekten und einer direkten Georeferenzierung für einen Flug betrachtet wurden. Die Anbringung des Hebelarms erfolgt jeweils unter Verwendung der mit der direkten Georeferenzierungseinheit geschätzten Orientierungswinkel. Die Kamerasynchronisierung wird bei dem in dieser Arbeit entwickelten System durch ein Signal des Kameraschlusses, das bei einer Bildaufnahme an die Georeferenzierungseinheit geschickt wird, berücksichtigt (siehe [Eling et al., 2015d]).

In Abb. 6.18 (links) sind die Differenzen der Positionen der Kamera, die sich aus der indirekten und der direkten Georeferenzierung für einen Bildflug ergeben haben, unter Berücksichtigung des Hebelarms dargestellt. Diese Ergebnisse zeigen, dass die Genauigkeit der mit der Georeferenzierungseinheit während eines Fluges in Echtzeit berechneten Positionen grundsätzlich im cm-Bereich liegen. Auffällig ist dabei jedoch, dass die Differenzen im mittleren Bereich der Flugroute kleiner sind, als in den Randbereichen. Ursache dafür ist der sogenannte „Bowl-Effekt“, der bei einer schlechten Konfiguration unter Nadiraufnahmen entstehen kann, wenn die Kameraparameter in der Bündelblockausgleichung der Bildauswertung mitgeschätzt werden [Tournaire et al., 2015], und typisch für UAV-Bildflüge ist. Ein weiteres Indiz dafür, dass die Abweichungen in den Randbereichen in Abb. 6.18 (links) aus der Bildauswertung stammen, sind die unsystematischen a posteriori Genauigkeiten der direkten Georeferenzierung, die aus der Kovarianzmatrix der Positionsschätzung der direkten Georeferenzierungseinheit resultieren (Abb. 6.18, rechts). Diese Werte liegen für den gesamten Flug in einem Bereich von 6-21 mm, wobei keine Ortsabhängigkeit zu erkennen ist. Dementsprechend ist davon auszugehen, dass die Qualität der Ergebnisse der direkten Georeferenzierung für alle Kamerapositionen des hier vorliegenden Fluges nahezu identisch ist.

Werden die Randbereiche des Untersuchungsgebietes, aufgrund der Unsicherheiten in der Bildauswertung, für die Evaluierung der Positionen außer Betracht gelassen und nur die Differenzen innerhalb des in Abb. 6.18 (links) eingezeichneten roten Vierecks herangezogen, liegen die maximalen Abweichungen in der Position bei ca. 4 cm. Dies zeigt, dass mit dem in dieser Arbeit entwickelten direkten Georeferenzierungssystem die Positionen eines UAVs mit einer Genauigkeit von < 5 cm in Echtzeit bestimmt werden können. Ähnliche Ergebnisse sind auch in Veröffentlichung C1 [Eling et al., 2014f] zu finden, in der eine Trajektorie eines direkt georeferenzierten Bildfluges mit den Ergebnissen einer Bündelblockausgleichung verglichen wird.

Vermessung mit unbemannten Fluggeräten

Da die in Abb. 6.14 dargestellten UAVs als Mobile-Mapping-Systeme dienen, gilt es in dieser Arbeit auch die Frage zu beantworten, welche Genauigkeiten mit diesen Plattformen bei einer direkten Georeferenzierung am zu vermessenden Objekt zu erwarten sind. Dazu wurden sowohl in Veröffentlichung C2 [Eling et al., 2015d] als auch in Veröffentlichung C3 [Eling et al., 2016b] entsprechende Untersuchungen durchgeführt.

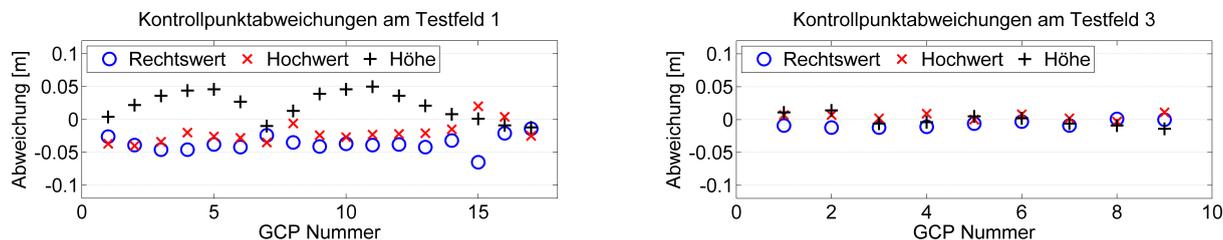


Abbildung 6.19: Differenzen zwischen den tachymetrisch bestimmten und mittels des direkt georeferenzierten UAVs gemessenen Koordinaten der GCPs für das Testfeld 1 (links) und das Testfeld 3 (rechts).

Zur Überprüfung der Einzelpunktgenauigkeiten, die mit einem direkt georeferenzierten UAV am zu vermessenden Objekt erreicht werden können, werden hier die GCPs der jeweiligen Testfelder (Abb. 6.17) verwendet, deren Koordinaten tachymetrisch eingemessen wurden. Als Mobile-Mapping-System wurde erneut der IggKopter (Abb. 6.14, rechts) verwendet, der mit einer Consumer Kamera ausgestattet ist. Die Datenverarbeitung erfolgte auf ähnliche Weise wie zur Prüfung der Trajektorie (siehe Abschnitt Positionsbestimmung), wobei die Georeferenzierung der aufgenommenen Bilder hier direkt und ohne Verwendung von Passpunkten durchgeführt wurde und die GCPs ausschließlich als Kontrollpunkte (Checkpoints) zur Evaluierung der Genauigkeiten am Boden dienten.

In Abb. 6.19 sind die Differenzen der GCP-Koordinaten dargestellt, die aus dem Vergleich der Tachymeter und der mittels des UAVs bestimmten Ergebnisse für die Testfelder 1 und 3 resultieren. Meist liegen die Abweichungen in allen Komponenten im Bereich von ± 5 cm, wobei die Abweichungen am Testfeld 3 mit maximal ± 1.5 cm deutlich besser ausfallen, als am Testfeld 1. Vor allem beim Testfeld 1 wird deutlich, dass die Abweichungen in der Höhenkomponente am größten sind. Dies ist jedoch nicht überraschend, da sowohl die direkte Georeferenzierung (aufgrund der im Vergleich zur Lagebestimmung mit GPS ungenaueren Höhenbestimmung) als auch die Bildverarbeitung (aufgrund der Schätzung der Kamerabrennweite in flachen Gebieten) geringere Genauigkeiten in der Höhe als in der Lage aufweisen. Bei den Abweichungen am Testfeld 1 sind des weiteren Systematiken in der Höhenkomponente zu erkennen. Solche Systematiken können schnell auftreten, wenn die Orientierung des in der Bildauswertung berechneten Bildverbundes nur leicht verkippt ist. Um diese Effekte bei flachen Gebieten zu reduzieren sind bspw. Kreuzbefliegungen sinnvoll [Gerke & Przybilla, 2016].

Ähnliche Ergebnisse zur Evaluierung von Einzelpunktgenauigkeiten, die unter Anwendung eines direkt georeferenzierten UAVs als Mobile-Mapping-System resultieren, wurden auch in Veröffentlichung C3 [Eling et al., 2016b] erzielt. Bei vier Flügen über das Testfeld 2 lagen die maximalen Abweichungen auch hier meist bei ± 5 cm. Nur bei einem Flug ist die Höhenkomponente mit bis zu 6.6 cm etwas mehr vom Sollwert abgewichen.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass es mit dem im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Multisensorsystem zur direkten Georeferenzierung leichter UAVs möglich ist, bei Flughöhen von ca. 20 m über dem Boden, einzelne Punkte mit einer Genauigkeit von wenigen Zentimetern (< 5 -10 cm) zu vermessen. Da es sich dabei um eine sehr effektive Methode zur Vermessung großflächiger Bereiche (z.B. Kiesgruben, Tagebaue, Mülldeponien) handelt, stellen direkt georeferenzierte Micro-UAVs demnach eine völlig neue Alternative zu etablierten Messverfahren (z.B. Tachymetrie oder RTK-GPS-Aufnahme) in der Geodäsie dar.

6.3.3 Anwendungsbeispiele

Objektvermessung

In Kapitel 1.1 dieser Arbeit wurde das Projekt Mapping on Demand kurz vorgestellt. Ein Ziel dieses Projektes besteht in der Vermessung und Modellierung dreidimensionaler Objekte mit einem direkt georeferenzierten Fluggerät. Dazu wird das auf S. 65 in Abb. 6.14 (links) dargestellte UAV verwendet.

Abb. 6.20 präsentiert die Ergebnisse einer Objektvermessung, die im Rahmen des Projektes Mapping on

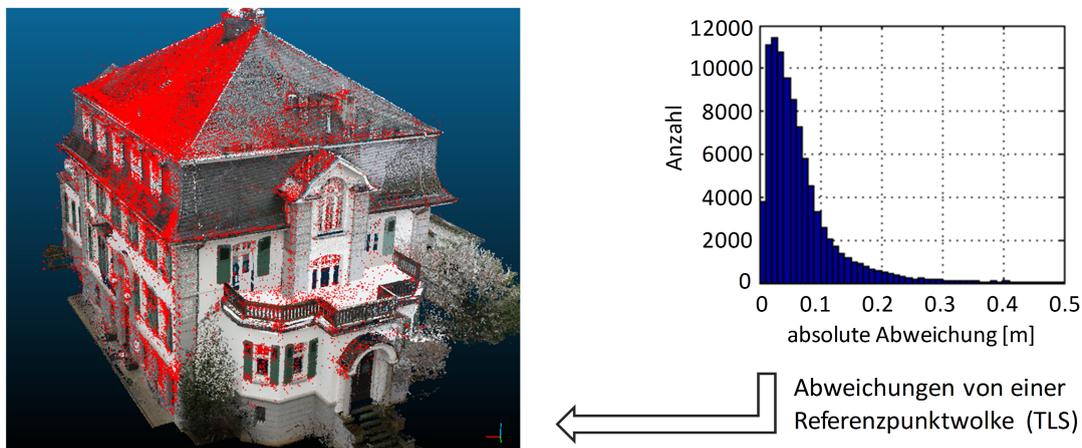


Abbildung 6.20: Links: Vergleich einer TLS-Punktwolke (grau) und einer unter Verwendung eines direkt georeferenzierten UAVs erzeugten Punktwolke (rote Punkte). Rechts: Histogramm der Differenzen zwischen beiden Punktwolken (nächster Nachbar) [Schneider et al., 2016].

Demand erzeugt wurden. In dem linken Bild ist dabei in Grau eine georeferenzierte TLS-Punktwolke des Gebäudes zu sehen, das auch bereits in Abb. 1.1 auf S. 5 dargestellt wurde. Zusätzlich zu dieser TLS-Punktwolke ist in Abb. 6.20 eine weitere Punktwolke in Rot abgebildet. Bei dieser Punktwolke handelt es sich um eine direkt georeferenzierte Punktwolke, die während eines UAV-Fluges aus Bildern einer 5 MPixel Kamera berechnet wurde.

Der optische Vergleich beider Punktwolken zeigt bereits, dass beide Ergebnisse gut zusammenpassen. Werden nun die Differenzen beider Punktwolken über den nächsten Nachbar in einem Punkt-zu-Punkt-Vergleich berechnet, liegt der Median der Differenzen bei 1 cm, wobei der MAD-Wert (Median Absolute Deviation (MAD)) 3 cm groß ist und 50% aller Punkte eine Abweichung von < 5 cm zum nächsten Nachbar aufweisen [Schneider et al., 2016]. Das entsprechende Histogramm, das die Verteilung der Punkt-zu-Punkt-Vergleiche angibt, ist in Abb. 6.20 (rechts) zu sehen.

Diese Ergebnisse zeigen, dass mit der in dieser Arbeit entwickelten Georeferenzierungseinheit Punktwolken während eines UAV-Fluges erzeugt werden können, die nur im cm-Bereich von georeferenzierten TLS-Punktwolken abweichen.

Deformationsanalyse

Erste Versuche, UAVs zum Monitoring von Hangrutschungen einzusetzen, sind bspw. in [Cramer et al., 2014] und in [Peterman, 2015] zu finden. Ein wesentlicher Fortschritt durch die Nutzung von UAVs im Bereich des Deformation-Monitorings ergibt sich jedoch erst durch eine direkte Georeferenzierung der Daten, da das zu untersuchende Gelände dann nicht betreten werden muss, um GCPs anzubringen. In Veröffentlichung C3 [Eling et al., 2016b] wird deshalb untersucht, welche Größenordnung von Deformationen mit einem direkt georeferenzierten UAV aufgedeckt werden können. Das Testfeld, das für diese Untersuchungen verwendet wurde, ist auf S. 68 in Abb. 6.17 (rechts) dargestellt. In der Mitte dieses Testfeldes sind einige Objekte angebracht, die zwischen verschiedenen Überflügen mit unterschiedlichen Deformationen versehen wurden. Grundlage für eine Deformationsanalyse mit UAVs sind in der Regel erneut Punktwolken. Für die Detektion von Veränderungen müssen diese Punktwolken miteinander verglichen werden. In Veröffentlichung C3 [Eling et al., 2016b] werden dazu Punkt-zu-Vermaschung (Point-to-Mesh) Distanzen berechnet.

Anhand eines Bereichs des Testfeldes, der nicht deformiert wurde, konnten die Richtigkeit und die Präzision, die sich inklusive der direkten Georeferenzierung, der Bildauswertung und der Punktwolkenvergleiche für Deformationsanalysen mit UAVs ergeben, abgeschätzt werden. Dafür wurden 6 Punktwolkendifferenzen aus vier Flügen berechnet. Aus den Mittelwerten der Verteilungen dieser Differenzen wurde die absolute Genauigkeit (Richtigkeit) und aus den Standardabweichungen der Verteilungen die relative Genauigkeit (Präzision) der Punktwolken ermittelt. Der Wert für die absolute Genauigkeit liegt bei $\sigma_a \approx 2.6$ cm, während die relative

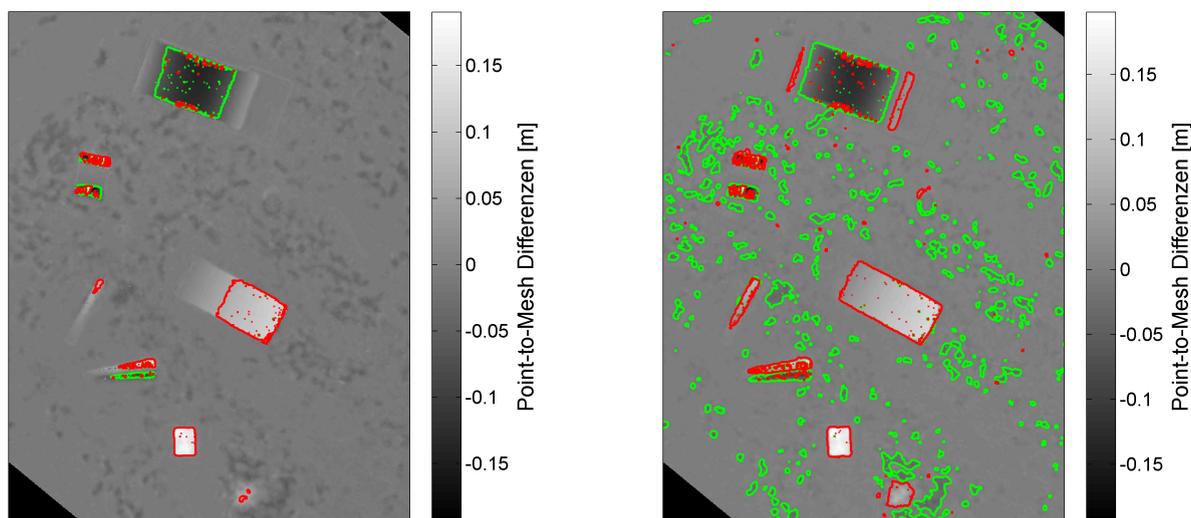


Abbildung 6.21: Als signifikant detektierte Deformationen zwischen zwei UAV-Flügen. Grün umrandete Bereiche sind negative Deformationen und rot umrandete Bereiche sind positive Deformationen. Im linken Bild wurde für die Referenzierung zwischen den beiden Flügen lediglich die direkte Georeferenzierung der Bilder verwendet, rechts wurde zusätzliche eine Feinregistrierung mit dem ICP-Algorithmus vorgenommen.

Genauigkeit einen Wert von $\sigma_r \approx 0.7$ cm einnimmt.

Nach Heunecke et al. [2013] muss bei Deformationen zwischen Starrkörperbewegungen (z.B. Translationen, Rotationen, Hebungen und Setzungen) und Verformungen (z.B. Dehnungen, Stauchungen, Verbiegungen) unterschieden werden. Mittels der absoluten Genauigkeit σ_a lässt sich ein Konfidenzbereich aufspannen, der für die Entscheidung, ob eine Starrkörperbewegung signifikant ist oder nicht, relevant ist. Bei einer Sicherheitswahrscheinlichkeit von 95% und unter Anwendung der Studentverteilung mit 6 Freiheitsgraden, liegen die Quantilwerte des Konfidenzbereichs bei ± 6.3 cm.

In Abb. 6.21 (links) sind die unter Anwendung des Grenzwerts von ± 6.3 cm als signifikant detektierten Deformationen zwischen zwei Flügen dargestellt. Alle Deformationen der Größenordnung cm-dm wurden korrekt detektiert.

Wird zusätzlich zur direkten Georeferenzierung eine Feinregistrierung unter Nutzung des ICP-Algorithmus durchgeführt, der unter Vorkenntnis der direkten Georeferenzierung hier gute Ergebnisse erzielt, können Restabweichungen aus der Georeferenzierung und systematische Abweichungen aus der Bildauswertung reduziert werden. Für die Detektion von Verformungen kann somit die relative Genauigkeit von $\sigma_r \approx 0.7$ cm verwendet werden, so dass die Quantilwerte des Konfidenzbereichs bei 1.8 cm liegen.

In Abb. 6.21 (rechts) sind die unter zusätzlicher Anwendung des ICP-Algorithmus detektierten Deformationen dargestellt. Dabei werden nun alle an den Objekten durchgeführten Deformationen sichtbar. Des

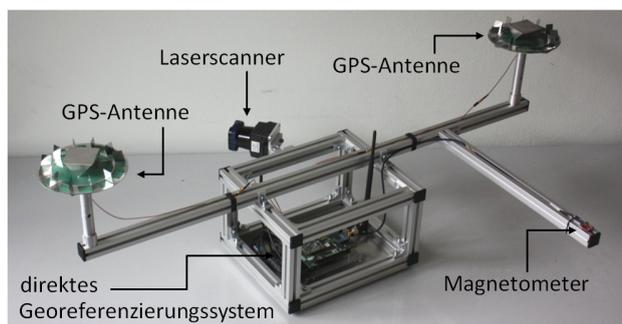


Abbildung 6.22: Darstellung eines direkt georeferenzierten portablen Laserscanning Systems.

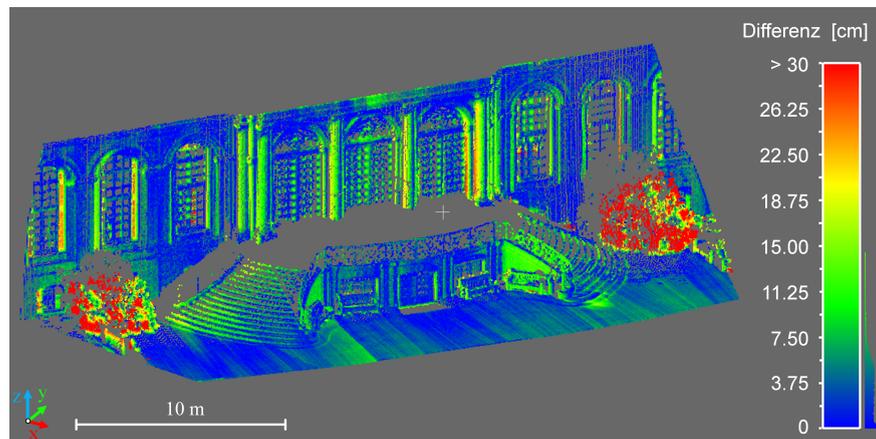


Abbildung 6.23: Differenzen zwischen einer TLS- und einer mit dem tragbaren direkt georeferenzierten Laserscanningssystem aufgenommenen Punktwolke.

Weiteren sind auch Fußabdrücke zu sehen, die aufgrund des Umbaus der Deformationsobjekte im Testfeld, das aus weicher Erde bestand, zurückgeblieben sind.

Zusammenfassend kann anhand dieses Beispiels gezeigt werden, dass es unter Verwendung eines direkt georeferenzierten UAVs möglich ist, Starrkörperbewegungen mit Ausmaßen von < 10 cm und Verformungen mit Ausmaßen von < 5 cm als signifikant zu detektieren.

Tragbares Laserscanning-System

Neben den Anwendungen auf leichten Fluggeräten, ist das im Rahmen dieser Arbeit entwickelte direkte Georeferenzierungssystem aufgrund seiner kleinen Größe und des leichten Gewichts auch für die Nutzung auf tragbaren Mobile-Mapping-Systemen geeignet. Zum Beispiel in [Heinz et al., 2015] wird das System zusammen mit einem low-cost und leichten 2D-Laserscanner (Hokuyo UTM-30-LX-EW) zur kinematischen Vermessung von Gebäuden genutzt. Das dazu entwickelte Messsystem ist in Abb. 6.22 zu sehen, wobei der Laserscanner hier als externer Sensor der direkten Georeferenzierungseinheit genutzt wird und die Daten des Scanners direkt während der Aufnahme ausgewertet und visualisiert werden.

Als ein Ergebnis des tragbaren Systems sind in Abb. 6.23 die Differenzen zu einer TLS-Punktwolke, die auch hier über Passpunkte georeferenziert wurde, dargestellt. Auch wenn in diesen Ergebnissen teilweise Systematiken zu sehen sind, bleiben die Differenzen trotz eines Abstands von ca. 30 m zum Gebäude meist unter 7.5 cm. (Bei den großen Abweichungen im Vordergrund des Gebäudes (rote Bereiche) handelt es sich um Vegetation, die im Zeitraum zwischen den beiden Aufnahmen gewachsen ist.) Demnach ist die Georeferenzierungseinheit auch in Kombination mit einem Laserscanner zur kinematischen Aufnahme direkt georeferenzierter Punktwolken geeignet.

6.3.4 Zusammenfassung

In diesem Abschnitt wurden Details zur Entwicklung eines Multisensorsystems vorgestellt, das primär zur direkten Georeferenzierung von Micro-UAVs gedacht ist. Verschiedene Evaluierungen haben gezeigt, dass das System die angestrebten Genauigkeiten von < 5 cm in der Position und < 0.5 deg in der Orientierung erfüllt. Des Weiteren konnte über UAV-Testflüge auch die Einzelpunktgenauigkeit evaluiert werden, die unter Verwendung der Georeferenzierungseinheit und unter Nutzung einer Kamera als objekterfassender Sensor auf einem Micro-UAV bei Flughöhen von 20 m am Boden erreicht wird. Die Ergebnisse haben gezeigt, dass auch hier die Genauigkeiten einzelner Punkte im cm-Bereich (< 5 cm) liegen.

Anhand verschiedener Anwendungen wurde die Praxistauglichkeit des Systems beschrieben, wobei hier durch

Vergleiche zu terrestrischen Laserscans erneut die Funktionsfähigkeit und die Erreichbarkeit hoher Genauigkeiten veranschaulicht werden konnte. Dabei wurde auch auf die Kombination der Georeferenzierungseinheit mit einem low-cost 2D-Laserscanner hingewiesen. Mit den Orientierungsgenauigkeiten der Georeferenzierungseinheit ist unter Nutzung eines Laserscanners als objekterfassender Sensor bei Abständen von 30 m zum Objekt mit Abweichungen im cm-dm-Bereich zu rechnen.

7. Weiterführende Überlegungen

Die in dieser Arbeit beschriebene Entwicklung eines Multisensorsystems zur direkten Georeferenzierung leichter Fluggeräte ist ein Prozess, der mit Abgabe dieser Arbeit nicht abgeschlossen ist. Schon während dieser Arbeit wurden die einzelnen Entwicklungen, angefangen bei der Implementierung eigener RTK-GPS-Algorithmen bis hin zu einer tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Sensorintegration, Stück für Stück vorangetrieben. Für die Zukunft sind weitere Untersuchungen und Fortschritte geplant, die zu einer Verbesserung des im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Systems führen sollen.

Einige dieser weiterführenden Überlegungen werden nun in den folgenden Abschnitten erläutert.

7.1 Einbindung visueller Informationen

Wie in Abschnitt 3.1.1, in Kapitel 5 und in Abschnitt 6.2 deutlich wurde, besteht unter Nutzung einer MEMS-IMU zwar grundsätzlich die Möglichkeit, GNSS-Ausfälle zu überbrücken, vor allem in der Positionsbestimmung ergeben sich unter alleiniger Verwendung von MEMS-Inertialsensorbeobachtungen bei GNSS-Ausfällen jedoch bereits nach wenigen Sekunden signifikante Abweichungen (siehe z.B. Abb. 6.9). In dieser Arbeit wurden deshalb Methoden, wie die schnelle Lösung der Trägerphasenmehrdeutigkeiten und Algorithmen zur Sensorfusion auf GNSS-Rohdatenebene entwickelt, die das Ziel verfolgen, die Ausfallzeiten der GNSS-Beobachtungen so kurz wie möglich zu halten. Bei langen GNSS-Ausfallzeiten und in Bereichen, in denen gar keine GNSS-Satelliten sichtbar sind, erlaubt eine GNSS/MEMS-IMU-Integration, ob loosely- oder tightly-coupled, trotzdem keine ausreichend gute Schätzung der Navigationsparameter.

Aus diesem Grund sind auf dem MoDKopter (Abb. 6.14 (links)) neben der Georeferenzierungseinheit und einem objekterfassender Sensor (5 MPixel Kamera) auch Stereokamerasysteme angebracht. Diese Sensoren bieten über Verfahren, die über markante Punkte in Bildern Veränderungen der Kameraposition schätzen, die Möglichkeit auch lange GNSS-Ausfälle erfolgreich zu überbrücken, wenn die Sichtverhältnisse gut sind und die Kinematik der Trägerplattform nicht zu groß ist.

Bereits in [Schneider et al., 2016] konnte auch unter Mitwirken des Autors dieser Arbeit bereits gezeigt werden, dass die Verwendung visueller Informationen gut geeignet ist, um GNSS-Signalunterbrechungen zu überbrücken. Bei diesem Ansatz werden GNSS-Trägerphasenbeobachtungen nach erfolgreicher Fixierung der Mehrdeutigkeiten und Offset-bereinigte IMU-Beobachtungen in eine inkrementelle Bündelblockausgleichung integriert, die für sogenannte Keyframes jeweils nach 1 m Bewegung der Trägerplattform berechnet wird. Als Kameras werden dabei vier Fisheye-Kameras verwendet, die durch die Georeferenzierungseinheit getriggert und von einem PC-Board auf dem UAV mit einer Rate von 10 Hz ausgelesen werden. Die Berechnung der visuellen Odometrie und der GPS/IMU/Kamera-Integration erfolgt anschließend in naher Echtzeit auf dem PC-Board. Untersuchungen, bei denen Satelliten künstlich abgeschattet wurden, haben gezeigt, dass die tightly-coupled GPS/IMU/Kamera-Integration Vorteile mit sich bringt. Im Vergleich zu einer reinen Kamera-basierten Lösung konnten auch unter Verwendung von nur drei Satelliten (zwei Doppeldifferenzbeobachtungen) sichtbare Verbesserung erzielt werden.

In dem in [Schneider et al., 2016] publizierten Ansatz zur Integration von GPS, Inertialsensoren und Stereokamerasystemen erfolgt die Sensorfusion auf Ebene der Bildauswertung. D.h., dass die GPS-Beobachtungen in eine inkrementelle Bündelausgleichung eingebunden werden. Dabei werden GPS-Trägerphasenbeobachtungen verwendet, deren Mehrdeutigkeiten bereits vorab gelöst wurden. Sinnvoll wäre es jedoch, wenn die Mehrdeutigkeitslösung und die Cycle-Slip-Detektion ebenfalls von den Beobachtungen der Stereokamerasysteme profitieren könnten. Um dies in Zukunft zu gewährleisten, sollen Methoden entwickelt werden, mittels derer die Integration visueller Information in eine GPS/IMU/Kamera-Integration innerhalb der GPS-Auswertelgorithmen gelingt.

Statt die Bildinformationen selbst in die GPS-Auswertung zu integrieren, bietet es sich dabei an, vorprozessierte Positions- und Orientierungsänderungen aus der inkrementellen Bündelausgleichung zu verwenden. Bei dieser Art der Integration ist jedoch ein statistisch korrekter Austausch zwischen der GPS- und der

Bildauswertung zu beachten. Entweder soll die Bildauswertung deshalb ohne GPS-Integration erfolgen oder es müssen Methoden wie die *Covariance Intersection* [Julier & Uhlmann, 2001] genutzt werden.

7.2 Einbindung weiterer GNSS in die GPS-Algorithmen

In dieser Arbeit konnte gezeigt werden, dass durch die Realisierung einer RTK-GNSS-gestützten Positionsbestimmung leichter Fluggeräte eine cm-genaue Georeferenzierung von UAVs und den mit UAVs aufgenommenen Daten ermöglicht werden kann (siehe z.B. Abschnitt 6.3.2). Bei dem in dieser Arbeit entwickelten System wird als Satellitennavigationssystem bisher jedoch ausschließlich das GPS verwendet, obwohl mit dem russischen GLONASS ein weiteres operationelles GNSS zur Verfügung steht. Neben diesen beiden Systemen sind in Europa mittlerweile auch das chinesische GNSS Beidou und das europäische GNSS Galileo verfügbar, auch wenn der vollständige Ausbau dieser beiden Systeme noch nicht abgeschlossen ist (Stand März 2016).

Anhand der Abb 7.1 soll der Gewinn verdeutlicht werden, der durch eine Erweiterung der aktuellen GPS-Auswertelgorithmen um weitere GNSS bereits jetzt möglich wäre. In dieser Abbildung sind ein GPS-Skyplot¹ (links) und ein GNSS-Skyplot (rechts) für den 17. März 2016 in Bonn dargestellt. Für die alleinige GPS-Auswertung stehen für den dargestellten Zeitpunkt mit einer Elevationsmaske von 10 deg sieben GPS-Satelliten zur Verfügung. Die Satellitenkonstellation ist dabei jedoch nicht optimal, da sechs der sieben Satelliten auf einer gedachten Linie von West nach Ost liegen. Im Nord-Westen und im Nord-Osten sind keine Satelliten verfügbar und im Süden ist nur ein Satellit sichtbar. Der PDOP (Position Dilution of Precision)-Wert, der als ein Kriterium zur Bewertung der Satellitenkonstellation herangezogen werden kann, liegt bei der alleinigen GPS-Auswertung bei 2.2. Würde der eine GPS-Satellit im Südosten (PRN 18) durch ein Gebäude oder Vegetation abgeschattet werden, ergäbe sich direkt eine Verschlechterung des PDOPs zu einem Wert von 3.5. Eine gute Geometrie liegt laut Hofmann-Wellenhof et al. [2008] vor, wenn der PDOP kleiner als 3 ist.

Durch den Vergleich des GPS-Skyplots zum GNSS-Skyplot wird schnell deutlich, dass die Anzahl der verfügbaren Satelliten durch die Hinzunahme weiterer GNSS deutlich ansteigt. Zu den sieben GPS-Satelliten kommen bei dem in Abb. 7.1 dargestellten Beispiel sieben GLONASS-Satelliten, drei Beidou-Satelliten und sechs Galileo-Satelliten hinzu. Insgesamt stehen für diesen Zeitpunkt dann 23 GNSS-Satelliten zur Verfügung. Der PDOP nimmt bei dieser Satellitenkonstellation einen im Vergleich zur alleinigen GPS-Auswertung deutlich besseren Wert von 1.2 ein. Würde nun der Bereich im Südosten abgeschattet werden, wodurch ein GPS-Satellit (PRN 18), ein Beidou-Satellit (PRN 05) und ein Galileo-Satellit (PRN 19) betroffen wären, würde der PDOP bei einer GNSS-Auswertung lediglich auf 1.3 ansteigen. Durch eine Erweiterung der in

¹Ein Skyplot ist eine Abbildung, in der die Spuren von Satelliten am Himmel nach Azimut und Elevation aufgetragen werden. Mittels eines Skyplots lässt sich darstellen, welche Satelliten von einem gewissen Standort aus zu einem gewissen Zeitpunkt wo am Himmel zu sehen sind.

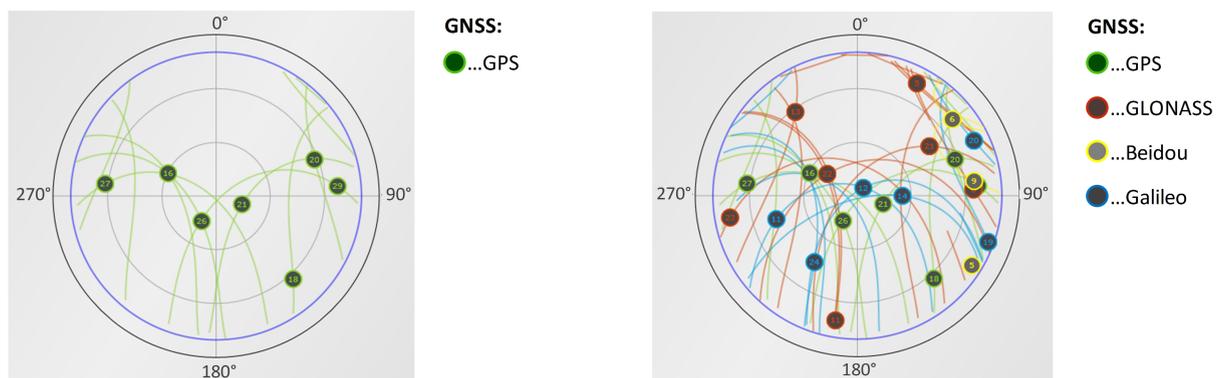


Abbildung 7.1: Vergleich der Satellitensichtbarkeit für eine GPS-Auswertung und eine GNSS-Auswertung am 17. März 2016 in Bonn (Stand des Systemausbaus der verschiedenen GNSS: März 2016).

dieser Arbeit entwickelten GPS- und GPS/IMU-Auswertesoftware um die Beobachtungen von GLONASS, Beidou und Galileo könnte demnach bereits jetzt eine enorme Steigerung an Genauigkeit, Zuverlässigkeit, Verfügbarkeit und Integrität erzielt werden. Durch den Ausbau von Galileo und Beidou wird dieser Gewinn in den nächsten Jahren noch weiter steigen. Aus diesem Grund wird derzeit die Einbindung weiterer GNSS in die bestehenden Algorithmen vorbereitet.

Eine wesentliche Schwierigkeit der Integration von GLONASS-Trägerphasenbeobachtungen in die bestehenden Algorithmen ergeben sich durch das bei GLONASS derzeit verwendete Verfahren zur Satellitenidentifikation (Frequency Division Multiple Access (FDMA)). Im Gegensatz zu den anderen drei GNSS, bei denen die Satellitenidentifikation über die ausgesandten Codesignale erfolgt (Code Division Multiple Access (CDMA)), wird bei GLONASS eine Variation der Signalfrequenzen vorgenommen, so dass jeder an einem Ort sichtbare Satellit mit einer leicht unterschiedlichen Frequenz empfangen wird. Diese Frequenzunterschiede führen dann zu sogenannten „inter-channel biases“, die es in der GLONASS-Auswertung zu berücksichtigen gilt [Waninger, 2012; Carcanague, 2013].

Neben der Erweiterung der Algorithmen um GLONASS-, Galileo- und Beidou-Beobachtungen, soll zukünftig auch die dritte GPS-Frequenz (L5) berücksichtigt werden. Zum jetzigen Zeitpunkt sind 12 GPS Block-IIIF Satelliten im Umlauf, über die unter anderem auch die GPS-L5 Signale ausgesendet werden. Durch Nutzung weiterer Frequenzen und weiterer GNSS sollte nicht nur die Positionsbestimmung allgemein, sondern auch die Lösung der Trägerphasenmehrdeutigkeiten verbessert werden, da durch die hinzugewonnenen Beobachtungen eine Steigerung der Genauigkeit und der Zuverlässigkeit in der Float-Lösung resultiert. Problematisch ist jedoch, dass für jede hinzukommende Trägerphasenbeobachtung auch ein zusätzlicher Mehrdeutigkeitsparameter anfällt, so dass der Suchraum und der entsprechende Rechenaufwand in der Mehrdeutigkeitsuche deutlich größer werden. An dieser Stelle sind deshalb eventuell neue Ansätze zu prüfen [Teunissen et al., 2002; Julien et al., 2004; Tang et al., 2014].

7.3 Verbesserung des stochastischen Modells von GNSS-Beobachtungen unter kinematischen Anwendungen

Die GPS-Auswertung, wie sie in dieser Arbeit beschrieben wurde, beruht sowohl für die Positions- als auch für die Orientierungsbestimmung auf Trägerphasen-Doppeldifferenzen als Beobachtungen (siehe Abschnitt 3.1.2). Durch die Doppeldifferenzbildung werden dabei systematische Abweichungen reduziert und eliminiert, die an beiden Stationen einer Basislinie von ähnlicher Größenordnung sind. Nicht reduzieren lassen sich jedoch Einflüsse, die an beiden Stationen einer Basislinie unterschiedlich ausfallen. Dazu gehören unter anderem auch Mehrwegeeffekte, die vor allem bei kinematischen Anwendungen aufgrund von Signalreflexionen durch Gebäude oder Vegetation nicht vermieden werden können.

In den bisherigen Entwicklungen werden systematische Abweichungen wie Mehrwegeeffekte im stochastischen Modell der GNSS-Auswertung nicht berücksichtigt. Es wurden zwar Untersuchungen vorgenommen, die darauf abzielten das farbige Rauschen der GNSS-Beobachtungen nach dem in [Kuhlmann, 2003] beschrieben Ansatz mittels eines Formfilters in einem EKF zu berücksichtigen, dabei hat sich jedoch gezeigt, dass dies im Falle einer GPS/MEMS-IMU-Integration so ohne weiteres nicht zielführend ist (siehe Veröffentlichung A2 [Eling et al., 2013b]). In Zukunft sind an dieser Stelle also Verbesserungen wünschenswert.

In der Literatur gibt es bereits einige Untersuchungen zum Einfluss und zur Berücksichtigung von Mehrwegeeffekten in einer GNSS-Auswertung. Bspw. in [Wieser, 2001] werden robuste Schätzer und ein Fuzzy-Varianzmodell vorgestellt, um mit Signalverzerrungen sowohl bei statischen als auch bei kinematischen Bedingungen geeignet umgehen zu können. In [Satirapod & Rizos, 2005] wird eine Wavelet-Zerlegung genutzt, um Mehrwegeeffekte an Permanentstationen zu korrigieren und in [Souza et al., 2008] und [Souza et al., 2009] wird eine auf Wavelet-Regression basierende Methode für kinematische Anwendungen vorgestellt, mit der niedrig-frequente Mehrwegeeffekte detektiert und reduziert werden können.

Grundsätzlich muss bei systematischen GNSS-Abweichungen zwischen Einflüssen aus dem Fernfeld und dem Nahfeld unterschieden werden [Wübbena et al., 2006]. Das Fernfeld beinhaltet dabei die entferntere Umgebung der Antenne, während das Antennennahfeld z.B. den Antennenunterbau, Adapter oder die Kabelführung der Antenne betrifft.

Sowohl in [Wübbena et al., 2006] als auch in [Zeimetz, 2010] konnte gezeigt werden, dass Änderungen im

Antennennahfeld mittels einer Roboterkalibrierung oder einer Antennenkalibrierung in einer Antennenmesskammer erfasst werden können. Zukünftig soll untersucht werden, ob durch eine Kalibrierung in der Antennenmesskammer der Universität Bonn, bei der das komplette UAV als Antennenunterbau mitkalibriert wird, Verbesserungen in der Positionsbestimmung bewirkt. Des Weiteren sollen empirische Versuche zu Mehrwegeeffekten bei statischen und kinematischen Anwendungen durchgeführt werden, um das stochastische Modell der GNSS-Beobachtungen zu verbessern und um zu testen, mit welchen Methoden Mehrwegeeffekte aus dem Fernfeld und dem Nahfeld bei kinematischen Anwendungen reduziert werden können.

7.4 Nutzung kleiner und leichter Laserscanner auf UAVs

Auf den in dieser Arbeit entwickelten UAV-Plattformen (siehe Abschnitt 6.3.1) wurden bisher ausschließlich Kameras als objekterfassende Sensoren eingesetzt. Vor allem die Verarbeitung der mit einer Kamera während eines Fluges aufgenommenen Bilder in einer Bündelblockausgleichung hat den Vorteil, dass in einer integrierten Sensororientierung die Information aus dem Bildverbund zusätzlich zu einer direkten Georeferenzierung stützend wirkt. Wenn die Selbstkalibrierung der Kamera jedoch nicht gut gelingt oder die Aufnahmeconfiguration unzureichend ist, können unter Verwendung einer Kamera Schwierigkeiten auftreten. Auch der Umgang mit schlechten Sichtverhältnissen oder geringer Textur auf dem zu vermessenden Objekt ist problematisch.

Als Alternative zu Kameras bietet sich die Verwendung kleiner und leichter Laserscanner an. Vorteile der Laserscanner sind, dass sie die Möglichkeit bieten, Vegetation zu durchdringen, Oberflächen mit geringer Textur zu vermessen und auch unter schlechten Lichtverhältnissen arbeiten zu können [Gaisecker, 2015].

Die meisten ursprünglich auf dem Markt erhältlichen Laserscanner entsprechen, im Gegensatz zu Kompaktkameras, jedoch nicht den Nutzlastgrenzen der UAVs, die aufgrund der Systemspezifikationen und den rechtlichen Rahmenbedingungen [Grenzdörffer, 2016] dringend einzuhalten sind. Nichtsdestotrotz gibt es einige kleine und leichte Laserscanner, die auf UAVs eingesetzt werden können. Bspw. in Holz et al. [2013] wird ein Hokuyo UTM-30-LX-EW Laserscanner - der gleiche Scanner, der auch auf dem tragbaren System in Abschnitt 6.3.3 verwendet wurde - genutzt, um Hindernisse zu detektieren. Auch der IBEO LUX von ibeo Automotive Systems kann, mit einem Gewicht von 1 kg und einer Reichweite von 200 m, auf UAVs eingesetzt werden [Wallace et al., 2011]. Der VUX-1UAV der Firma Riegl ist mit 3.5 kg Gewicht für die meisten Micro-UAVs zwar zu schwer, bietet dabei aber auch eine Reichweite von bis zu 920 m [Gaisecker, 2015].

In Zukunft soll entsprechend dem im Abschnitt 6.3.3 vorgestellten portablen Laserscanningsystem auch die Vermessung mit Laserscannern auf UAVs erprobt werden. Im Vergleich zu tragbaren Laserscannersystemen ergibt sich beim Laserscanning mit einem UAV als Trägerplattform der Vorteil, dass die Zielweiten zum Objekt meist kurz gehalten werden können. Dementsprechend wirken sich Ungenauigkeiten in der Orientierungsbestimmung bei UAV-Anwendungen nicht sonderlich stark aus.

8. Fazit und Ausblick

In dieser Arbeit wurde die Entwicklung eines Multisensorsystems zur direkten Georeferenzierung leichter UAVs in Echtzeit beschrieben. Das übergeordnete Ziel war es dabei, die folgende Fragestellung zu beantworten:

Ist es möglich, die Position und die Orientierung von kleinen und leichten Fluggeräten mit hoher Genauigkeit unter ungünstigen GNSS-Bedingungen in Echtzeit zu bestimmen?

Wie in der Zielsetzung dieser Arbeit beschrieben wurde, folgen aus dieser allgemeinen Fragestellung einige konkretere Aspekte, die vom Autor dieser Arbeit sowohl in Publikationen als auch in dieser Dissertation selbst bearbeitet wurden. Die wesentlichen Erkenntnisse dieser Aspekte sollen nun noch einmal herausgestellt werden:

1. Einzelepochen-Mehrdeutigkeitslösung zur Optimierung kinematischer Positions- und Orientierungsbestimmung mit GPS:

Um auch unter schwierigen GNSS-Bedingungen eine hohe Verfügbarkeit an GNSS-Trägerphasenbeobachtungen gewährleisten zu können, bestand ein wesentliches Ziel dieser Arbeit in der Entwicklung von Algorithmen zur schnellen Mehrdeutigkeitslösung für die Positions- und Orientierungsbestimmung mit GPS.

Für die Orientierungsbestimmung mit GPS wurden in dieser Arbeit drei verschiedene Methoden vorgestellt, die alle eine Lösung der Mehrdeutigkeiten innerhalb der ersten Epoche nach einer Signalunterbrechung gewährleisten. Somit sind alle diese drei Methoden für die Orientierungsbestimmung eines mobilen Objektes während kinematischer Anwendungen unter schwierigen GNSS-Bedingungen geeignet. Die dritte Methode (Methode 3 in Kapitel 6.1.1) wurde dabei speziell für die Orientierungsbestimmung eines Micro-UAVs entwickelt und ermöglicht auch dann eine instantane Mehrdeutigkeitslösung, wenn lediglich Einfrequenz-GPS-Messungen zur Verfügung stehen. Evaluierungen, bei denen das im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Multisensorsystem eingesetzt wurde, haben gezeigt, dass die Mehrdeutigkeiten mit dem hier entwickelten Verfahren auch unter Verwendung eines Low-Cost Einfrequenz-GPS-Empfängers in mehr als 90% der Fälle innerhalb der ersten Epoche nach einer Signalunterbrechung gelöst werden können. Gelingt die Mehrdeutigkeitslösung nicht instantan, können die Mehrdeutigkeiten in mehr als 98% der Fälle spätestens nach 5 s erfolgreich fixiert werden.

Für die schnelle Mehrdeutigkeitslösung zur Positionsbestimmung mit GPS haben sich besonders tightly-coupled Algorithmen als sehr wirksam erwiesen. Durch die GPS/MEMS-IMU-Integration auf GPS-Rohdatenebene ist demnach auch bei nur wenigen sichtbaren Satelliten (z.B. fünf Satelliten oder weniger) eine zuverlässige instantane Mehrdeutigkeitslösung möglich. Unter Verwendung von Zweifrequenz-GPS-Beobachtungen, die während eines UAV-Fluges längs eines Gebäudes aufgezeichnet wurden, konnte gezeigt werden, dass die Mehrdeutigkeiten bei kurzen GPS-Signalunterbrechungen von 1 s und nur fünf sichtbaren Satelliten mit dem tightly-coupled Algorithmus in mehr als 99% der Fälle erfolgreich innerhalb der ersten Epoche nach einer Signalunterbrechung fixiert werden können. Im Vergleich dazu liegt die Erfolgsrate einer instantanen Mehrdeutigkeitslösung bei einer alleinigen GPS-Auswertung für fünf sichtbare Satelliten lediglich bei ca. 64%.

2. Sensorfusion zur hochgenauen Positions- und Orientierungsbestimmung eines mobilen Objektes unter schwierigen GNSS-Bedingungen:

Im Rahmen dieser Arbeit wurden verschiedene Sensorfusionsalgorithmen vorgestellt und deren Eignung für die Positions- und Orientierungsbestimmung mobiler Objekte untersucht. Ziel war es dabei nicht nur, erfolgreich mit GPS-Signalunterbrechungen, GPS-Ausreißern und GPS-Cycle-Slips umgehen zu können, sondern auch durch die Verwendung redundanter Informationen ebenfalls unter schwierigen GNSS-Bedingungen hohe Genauigkeiten in den geschätzten Positionen und Orientierungen zu erreichen.

Wie in Kapitel 2 beschrieben, stellt insbesondere die Bestimmung des Yaw-Winkels eines Micro-UAVs eine besondere Herausforderung dar. Diese Problematik wurde hier durch die Verwendung einer kurzen GPS-Basislinie, die auf dem UAV montiert ist, und mittels einer geeigneten Sensorfusion erfolgreich gelöst. Evaluierungen haben gezeigt, dass der Yaw-Winkel eines UAVs auf diese Weise mit einer Genauigkeit von 0.2 deg bestimmt werden kann.

Durch die Entwicklung von eigenen GPS-Auswertelgorithmen konnte in dieser Arbeit eine Sensorfusion auf Ebene von GPS-Rohdaten in einer tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration umgesetzt werden, wodurch auch dann GPS-Trägerphasenbeobachtungen in die Positions- und Orientierungsbestimmung mit einfließen, wenn weniger als vier GPS-Satelliten sichtbar sind. Unter Verwendung von Daten eines UAV-Fluges und anhand von simulierten Signalunterbrechungen konnte der Genauigkeitsgewinn dieses Vorgehens gegenüber einer loosely-coupled Integration in dieser Arbeit analysiert werden. Die Ergebnisse haben gezeigt, dass bei einer loosely-coupled Auswertung die Positionsabweichungen der GPS/MEMS-IMU-Integration aufgrund fehlender Stützinformationen aus dem GPS bei nur drei sichtbaren Satelliten über einen Zeitraum von 30 s auf ca. 15 m ansteigen. In einer tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration lagen die maximalen Abweichungen für die gleichen Beobachtungsbedingungen lediglich bei 0.8 m.

3. Entwicklung und Evaluierung eines Systems zur direkten Georeferenzierung von Micro-UAVs in Echtzeit

Das in dieser Arbeit entwickelte Multisensorsystem ist mit einer Größe von 10.2 cm × 11.0 cm × 4.5 cm und einem Gewicht von 240 g sehr gut für den Einsatz auf einem Micro-UAV geeignet. Als Sensoren beinhaltet das System eine MEMS-IMU der Firma Analog Devices (ADIS 16488), einen Zweifrequenz-GPS-Empfänger der Firma Novatel (OEM 615), einen Einfrequenz-GPS-Empfänger von Ublox (LEA6T) und einen Magnetfeldsensor der Firma Honeywell (HMC5883L). Für die Berechnung der Positionen und Orientierungen in Echtzeit verfügt das System zusätzlich über eine Echtzeit-Recheneinheit (National Instruments sbRIO 9606), die einen FPGA und einen 400 MHz-Prozessor enthält. Die Positions- und die Orientierungsbestimmung kann dabei entweder über eine loosely- oder über eine tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration erfolgen. Dabei werden die Beobachtungen von MEMS-Akzelerometern, MEMS-Gyroskopen und Magnetometern mit GPS-Messungen von drei GPS-Empfängern fusioniert. Zwei der drei GPS-Empfänger befinden sich dabei auf dem UAV und ein Empfänger wird als stationär auf dem Boden verbleibender Master-Empfänger genutzt.

Verschiedene Anwendungen, bei denen das entwickelte System sowohl auf UAVs, als auch auf tragbaren Messsystemen eingesetzt wurde, haben gezeigt, dass das System auch während kinematischer Anwendungen eine direkte Georeferenzierung mobiler Objekte in Echtzeit mit hoher Genauigkeit ermöglicht. Die Genauigkeit der Orientierungswinkel liegt im Bereich von 0.2 deg für den Yaw-Winkel und ca. 0.05 deg für die Neigungswinkel (Roll und Pitch). Für die Positionsbestimmung werden Genauigkeiten von < 5 cm in Echtzeit auf einem UAV erreicht, wenn GPS-Beobachtungen zur Verfügung stehen.

Dass diese hohen Genauigkeiten nicht nur für die Positions- und die Orientierungsbestimmung der Trägerplattform gelten, sondern auch an zu vermessenden Objekten erreicht werden, wurde in dieser Arbeit anhand von Anwendungsbeispielen, wie z.B. der Vermessung eines Gebäudes oder der Deformationsanalyse mittels eines UAVs, bestätigt.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die oben aufgeführte Fragestellung mit ja beantwortet werden kann: Mit dem im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Multisensorsystem ist es möglich, die Position und die Orientierung eines kleinen und leichten UAVs mit hoher Genauigkeit (Orientierung: <0.5 deg, Position: <5 cm) unter ungünstigen GNSS-Bedingungen in Echtzeit zu bestimmen. Damit leistet diese Arbeit einen wichtigen Beitrag auf dem Weg zur voll-automatisierten Vermessung mit kleinen und leichten UAVs.

Auch wenn das in dieser Arbeit entwickelte System bereits jetzt auf UAVs eingesetzt werden kann, sind für die Zukunft Weiterentwicklungen des Systems anzustreben. Dies betrifft insbesondere den Umgang mit schwierigen GNSS-Bedingungen. Zwar werden durch die Realisierung von tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Algorithmen auch einzelne GPS-Beobachtungen in die Positions- und die Orientierungsbestimmung des Systems integriert, wenn weniger als vier Satelliten sichtbar sind, und die Mehrdeutigkeiten von wieder hinzukommenden Satelliten sehr schnell gelöst, dennoch ist mit dem entwickelten System in Bereichen, in denen gar

keine GPS-Beobachtungen zur Verfügung stehen, schon nach einigen Sekunden mit Abweichungen im Meter-Bereich in der geschätzten Position zu rechnen. Dies liegt an der Verwendung von MEMS-Inertialsensoren auf UAVs. Da dies jedoch nicht zufriedenstellend ist, sind an dieser Stelle Verbesserungen notwendig.

Eine Möglichkeit, die Positionsbestimmung in Bereichen zu verbessern, in denen keine GPS-Beobachtungen zur Verfügung stehen, ergibt sich durch die Einbindung visueller Informationen in die Positions- und die Orientierungsbestimmung eines UAVs. Als Sensoren eignen sich dazu bspw. Stereokamerasysteme, die auf dem UAV befestigt werden. In Schneider et al. [2016] werden erste Versuche einer tightly-coupled Integration von GPS, MEMS-Inertialsensoren und Bildinformationen vorgestellt. Diese Algorithmen gilt es in Zukunft weiter zu verbessern und auf dem System zu festigen.

Eine andere Variante, um mit schwierigen GNSS-Bedingungen in UAV-Anwendungen umgehen zu können, ist es, Situationen möglichst zu meiden, in denen keine GPS-Beobachtungen zur Verfügung stehen. Für den Fall, dass das UAV in einem automatischen Flugmodus betrieben wird, wäre es zukünftig z.B. möglich, eine Abschätzung der vor Ort vorliegenden GNSS-Bedingungen in die Flugplanung mit einfließen zu lassen. Dazu müssen lediglich ein Modell der aktuellen Umgebung (z.B. ein LOD2-Modell (Level Of Detail (LOD))) und Informationen über die Satellitenbahnen (z.B. Broadcast-Ephemeriden oder der Almanach) zur Verfügung stehen. In der Trajektorienplanung des UAVs kann die vermeintliche Satellitenkonstellation, die längs einer möglichen Trajektorie zu erwarten ist, dann berücksichtigt werden.

Auch durch Verwendung weiterer GNSS kann der Umgang mit schwierigen GNSS-Bedingungen verbessert werden, da durch die Hinzunahme weiterer GNSS die Anzahl an potentiell verfügbaren GNSS-Satelliten steigt. Derzeit wird sowohl für die Positions- als auch die Orientierungsbestimmung als einziges GNSS das GPS verwendet. Ebenfalls relevant für die Zukunft ist deshalb die Einbindung der Beobachtungen weiterer GNSS, wie GLONASS, Galileo oder Beidou.

Im Gesamten gibt diese Dissertation einen detaillierten Einblick in die Entwicklung von Algorithmen und die Entwicklung eines Multisensorsystems zur direkten Georeferenzierung leichter UAVs in Echtzeit. Die dabei gewonnenen Erkenntnisse sind jedoch nicht nur für die Positions- und Orientierungsbestimmung eines UAVs gültig, sondern auch auf andere mobile Objekte, wie z.B. Autos, Schiffe, Flugzeuge oder schienengebundene Systeme, übertragbar. Damit leistet diese Arbeit einen wichtigen Beitrag zu dem in Kuhlmann et al. [2013] beschriebenen aktuellen Trend in der Ingenieurgeodäsie, wonach insbesondere die Aufnahme- und Überwachungsvermessung zunehmend über Mobile-Mapping-Systeme, d.h. über die Verwendung flächenhaft abtastender Sensoren auf mobilen Trägerplattformen, erfolgt.

9. Auflistung weiterer Veröffentlichungen

Dieses Kapitel bietet einen Überblick über weitere Veröffentlichungen, an denen der Autor dieser Arbeit beteiligt war. Die hier aufgelisteten Veröffentlichungen stehen entweder nicht in direktem Zusammenhang zu dieser Dissertation, werden durch die in Kapitel 4 zusammengefassten relevanten Veröffentlichungen bereits abgedeckt oder wurden vom Autor dieser Arbeit nur als Koautor verfasst.

Multisensorsysteme

- Klingbeil, L., Eling, C., Zimmermann, F., & Kuhlmann, H. (2014a). Magnetic field sensor calibration for attitude determination. *Journal of Applied Geodesy*, 8(2), 97–108
- Klingbeil, L., Nieuwenhuisen, M., Schneider, J., Eling, C., Droschel, D., Holz, D., Läbe, T., Förstner, W., Behnke, S., & Kuhlmann, H. (2014b). Towards autonomous navigation of an UAV-based mobile mapping system. In *4th International Conference on Machine Control & Guidance* (S. 136–148). Braunschweig, Germany
- Heinz, E., Eling, C., Wieland, M., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2015). Development, calibration and evaluation of a portable and direct georeferenced laser scanning system for kinematic 3D mapping. *Journal of Applied Geodesy*, 9(4), 227–243
- Schneider, J., Eling, C., Klingbeil, L., Kuhlmann, H., Förstner, W., & Stachniss, C. (2016). Fast and effective online pose estimation and mapping for UAVs. In *Proceedings of the IEEE Int. Conf. on Robotics & Automation (ICRA)* Stockholm, Sweden
- Eling, C., Klingbeil, L., Wieland, M., & Kuhlmann, H. (2013a). A precise position and attitude determination system for lightweight unmanned aerial vehicles. In *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. XL-1/W2 (S. 113–118). UAV-g 2013, Rostock, Germany
- Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2016a). Warum UAVs und warum jetzt? In *Schriftenreihe des DVW, Band 82: UAV 2016 - Vermessung mit unbemannten Flugsystemen* (S. 9–30). Bonn, Deutschland: Wißner Verlag, Augsburg
- Klingbeil, L., Eling, C., & Kuhlmann, H. (2016). Zur Georeferenzierung von UAV Bildflügen: Direkt oder indirekt, was braucht man dafür? In *Schriftenreihe des DVW, Band 82: UAV 2016 - Vermessung mit unbemannten Flugsystemen* (S. 119–134). Bonn, Deutschland: Wißner Verlag, Augsburg
- Eling, C., Klingbeil, L., Wieland, M., Heinz, E., & Kuhlmann, H. (2015c). Georeferencing UAV data for survey - real-time position and attitude determination. *GPS World*, November Issue, 44–49
- Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2015a). A direct georeferencing system for real-time position and attitude determination of lightweight UAVs. In *FIG Working Week 2015* (S. 1–17). Sofia, Bulgaria
- Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2014d). Development of an RTK-GPS system for the direct georeferencing of UAVs. *Geomatik Schweiz*, 6, 264–267
- Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2014e). A precise direct georeferencing system for UAVs. In *J. Bendig und G. Bareth (Hrsg.): Proceedings of the Workshop on UAV-based Remote Sensing Methods for Monitoring Vegetation, Geographisches Institut zu Köln - Kölner Geographische Arbeiten* (S. 33–41). Cologne, Germany

GNSS-Anwendungen und -Untersuchungen

- Zimmermann, F., Eling, C., & Kuhlmann, H. (2016). Investigations on the influence of antenna near-field effects and satellite obstruction on the uncertainty of GNSS-based distance measurements. *Journal of Applied Geodesy*, 10(1), 53–60
- Eling, C., Heinz, E., & Kuhlmann, H. (2014b). Vergleich von GNSS Höhenübertragung und Stromübergangsnivellement am Rhein. *zfv - Zeitschrift für Geodäsie, Geoinformation und Landmanagement*, 6/2014, 381–388
- Zeimetz, P., Eling, C., & Kuhlmann, H. (2010). Analyse von GPS-Referenzstationsdaten mit Methoden der Zeitreihenanalyse. In *Schriftenreihe DVW, Band 59: Zeitabhängige Messgrößen - Verborgene Schätze in unseren Daten* (S. 193–210). Kassel, Deutschland

Auswertung von Höhennetzen

- Holst, C., Eling, C., & Kuhlmann, H. (2013b). Automatic optimization of height network configurations for detection of surface deformations. *Journal of Applied Geodesy*, 7(2), 103–113
- Holst, C., Eling, C., & Kuhlmann, H. (2013a). Anforderungen und Grenzen von Bodenbewegungsmodellen zur Beschreibung des Bodensenkungsverhaltens im Rheinischen Braunkohlenrevier. *Markscheidwesen*, 120(1-2), 13–22

Sonstiges

- Nothnagel, A., Pietzner, J., Eling, C., & Hering, C. (2010). Homologous Deformation of the Effelsberg 100-m Telescop Determined with a Total Station. In *D. Behrend, K.D. Baver (Hrsg.): International VLBI Service for Geodesy and Astrometry 2010 General Meeting Proceedings, NASA/CP-2010-215864*
- Muffert, M., Eling, C., & Kuhlmann, H. (2010). Grundlagen der Zeitreihenanalyse im Frequenzbereich. In *Schriftenreihe DVW, Band 59: Zeitabhängige Messgrößen - Verborgene Schätze in unseren Daten* (S. 55–76). Kassel, Deutschland: Wißner Verlag, Augsburg

Abbildungsverzeichnis

1.1	Ein Anwendungsbeispiel aus dem Projekt Mapping on Demand mit einem zu vermessenden Haus ¹ (links) und dem Prozess zur automatisierten Vermessung mit einem autonom fliegenden UAV (rechts).	5
1.2	Vermessung von Pflanzenwachstum aus der Differenz der Pflanzenhöhen zweier Messepochen. Links: Orthophoto eines Feldes mit verschiedenen Getreidesorten in einzelnen Plots. Rechts: Differenz der Pflanzenhöhen aus Daten, die auf Basis von zwei UAV-Flügen innerhalb von zwei Wochen aufgenommen wurden.	5
1.3	Darstellung der sich aus den zuvor genannten Beispielen ergebenden Zielsetzungen für diese Arbeit.	7
3.1	Veranschaulichung der RTK-GPS-Positionsbestimmung und der GPS-Orientierungsbestimmung (Attitude) eines UAVs.	18
3.2	Klassifikation verschiedener Verfahren zur Mehrdeutigkeitslösung bei der Orientierungsbestimmung mit GNSS.	20
3.3	Links: Magnetfeld der Erde in Form eines magnetischen Dipols. Rechts: Berechnung des Yaw-Winkels aus den Horizontalkomponenten des Magnetfeldvektors. Das Sensorkoordinatensystem ist dabei horizontal bezüglich des Gravitationsvektors ausgerichtet.	22
3.4	Darstellung eines Plattformkoordinatensystems und eines East North Up (ENU) Navigationskoordinatensystems sowie der Drehwinkel Roll, Pitch und Yaw inklusive der Drehrichtung entgegen des Uhrzeigersinns.	24
3.5	Vergleich der Linearisierungen bei einem <i>Linearized Kalman Filter</i> (links) und einem <i>Extended Kalman Filter</i> (rechts) (modifiziert nach [Brown & Hwang, 1997]).	28
3.6	Darstellung des Strapdown-Algorithmus als Blockdiagramm (mod. nach [Wendel, 2007]).	30
3.7	Darstellung einer loosely-coupled GPS/IMU-Integration.	31
3.8	Darstellung einer tightly-coupled GPS/IMU-Integration.	31
4.1	Inhaltliche Zuordnung der für diese Arbeit relevanten Veröffentlichungen in die für die Entwicklung der direkten Georeferenzierungseinheit wesentlichen Bereiche. Die peer-review Publikationen sind entsprechend gekennzeichnet.	33
6.1	Prinzipiskizze des kombinierten Basisliniensystems, wobei die Bezeichnung E jeweils für die einzelnen GPS-Empfänger verwendet wird und b für die Basislinien steht. $\Delta\phi$ sind hier Einfachdifferenz-Trägerphasen, N_A die Mehrdeutigkeiten und λ die Wellenlänge eines GPS-Signals. Δx , Δy und Δz bezeichnet die Basislinienparameter. SD_2 ist aus der Sicht des Winkels γ die Ankathete des großen (rechten) rechtwinkligen Dreiecks.	50
6.2	Vergleich der Ergebnisse der AFM unter guten GNSS-Bedingungen (links) und unter schwierigen GNSS-Bedingungen (rechts). Der farbige Bereich in der rechten Abbildung ist dabei ein aufgrund von Vorinformation eingeschränkter Suchraum.	51

6.3	Links: Darstellung der Erfolgsraten der Mehrdeutigkeitslösung zur Orientierungsbestimmung mit GPS nach einer gewissen Zeit. Dabei wird zwischen Ergebnissen von UAV-Flügen (Flug) und Tests mit einem tragbaren Multisensorsystem (Test) sowie der Verwendung des neuen Verfahrens (Neu) [Eling et al., 2015b] und eines Standard-Ansatzes (Standard) zur Mehrdeutigkeitslösung unterschieden. Beim Standard-Ansatz handelt es sich um eine Float-Lösung in einem EKF ohne Vorinformation zusätzlicher Sensoren, eine Mehrdeutigkeitslösung mit der MLAMBDA-Methode und den Ratio-Test zur Mehrdeutigkeitsvalidierung. Rechts: Vergrößerte Darstellung eines Ausschnitts der linken Grafik.	53
6.4	Vergleich der Erfolgsraten einer instantanen Mehrdeutigkeitslösung für die Positionsbestimmung mit GNSS ohne Verwendung zusätzlicher Sensoren (links) und in einer tightly-coupled GNSS/MEMS-IMU Auswertung (rechts) für einen UAV-Flug längs eines Gebäudes. Dabei wird jeweils zwischen der Anzahl der sichtbaren Satelliten (x-Achse) und der Dauer einer vorausgehenden GPS-Signalunterbrechung (y-Achse) unterschieden.	55
6.5	Vergleich der Ratio-Werte aus dem Ratio-Test, der zur Validierung der Mehrdeutigkeitsuche mit der MLAMBDA-Methode herangezogen wird, für eine alleinige GPS-Auswertung und eine tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Auswertung bei 5 sichtbaren Satelliten und einer vorausgehenden GPS-Signalunterbrechung von 1 s.	56
6.6	Darstellung der Differenzen von GPS und GPS/MEMS-IMU (EKF) Yaw-Winkeln zu einer Referenzlösung. Links: Ergebnisse einer Testfahrt mit einem Auto unter guten GNSS-Bedingungen (freies Feld). Rechts: Ergebnisse einer Testfahrt mit einem Auto unter schwierigen GNSS-Bedingungen (Stadtgebiet).	58
6.7	Darstellung der Trajektorie eines UAV-Fluges längs des Haupthauses am Versuchsgut Frankenforst der Universität Bonn. Zur Untersuchung der entwickelten tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Algorithmen wurden die GPS-Bedingungen für diesen Flug künstlich verschlechtert. Während der grünen Bereiche der Trajektorie sind alle GPS-Beobachtungen in die Auswertung eingeflossen, während der orangen und roten Bereiche wurde die Satellitenanzahl auf 2-3 Satelliten begrenzt.	58
6.8	Darstellung der Anzahl der GPS-Satelliten, die während des in Abb. 6.7 dargestellten UAV-Fluges sichtbar waren. In Rot ist die Anzahl aller verfügbaren GPS-Satelliten zu sehen. In Blau die Anzahl der GPS-Satelliten nach einer künstlichen Verschlechterung der GPS-Bedingungen. Für weniger als 4 sichtbare Satelliten (grauer Hintergrund) ist eine alleinige GPS-Auswertung nicht möglich.	59
6.9	Abweichungen der geschätzten Positionen von der Solltrajektorie (volle GPS-Verfügbarkeit) nach künstlicher Verschlechterung der GPS-Bedingungen in den Bereichen mit grauem Hintergrund. In rot sind die Positionsabweichungen für eine loosely-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration und in blau die Abweichungen für eine tightly-coupled GPS/MEMS-IMU-Integration dargestellt. In der oberen Grafik wird der gesamte Wertebereich abgebildet, in der unteren Grafik ist eine Vergrößerung des Bereichs zu sehen, der in der oberen Grafik mit einem gestrichelten Rechteck markiert wurde.	59
6.10	Differenzen der mittels einer L1-GPS-Basislinie bestimmten Yaw-Winkel (GPS-Basis fix, GPS-Basis float) sowie der über zwei unterschiedliche Sensorfusionen bestimmten Yaw-Winkel zu einer Referenzlösung eines navigation-grade INS. In der Sensorfusion 1 werden dabei GPS-Positionsmessungen, Beobachtungen einer MEMS-IMU und Magnetfeldbeobachtungen kombiniert, während in Sensorfusion 2 zusätzlich noch die Orientierungen der L1-GPS-Basislinie einfließen. Die kinematischen Bereiche der Testmessung sind grau hinterlegt.	61
6.11	Darstellung des im Rahmen dieser Arbeit entwickelten direkten Georeferenzierungssystems (links) sowie der verwendeten Antenne im Originalzustand und nach der Gewichtsreduktion (rechts).	63

6.12	Flussdiagramm der Datenübertragungen und Berechnungsabläufe auf der direkten Georeferenzierungseinheit.	64
6.13	Verarbeitung der Beobachtungen der GPS-Referenzstation auf der Georeferenzierungseinheit.	64
6.14	Darstellung der im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Fluggeräte. Links: Das für das Projekt Mapping on Demand entwickelte UAV mit dem Namen „MoDKopter“. Rechts: Das für die Realisierung sonstiger vermessungstechnischer Aufgaben gedachte UAV mit dem Namen „IggKopter“.	65
6.15	Tragbares Messsystem zur Evaluierung der Orientierungsgenauigkeit des zur Positions- und Orientierungsbestimmung eines UAVs entwickelten direkten Georeferenzierungssystems. . . .	65
6.16	Darstellung der Differenzen zwischen den Orientierungswinkeln einer Referenzlösung (ImarINS) und den Orientierungswinkeln, die aus der Sensorfusion (GPS-Positionen, GPS-Orientierungen, MEMS-IMU-Drehraten und -Beschleunigungen sowie Magnetfeldbeobachtungen) des in dieser Arbeit entwickelten Systems stammen. Die kinematischen Bereiche der Testmessung sind grau hinterlegt.	67
6.17	Orthophotos zweier Testfelder zur Evaluierung der Genauigkeiten der Positionsbestimmung eines UAVs und der mittels direkter Georeferenzierung eines UAVs vermessenen Punkten am Boden. Testfeld 1 (links) enthält 22 GCPs, Testfeld 2 (rechts) enthält 15 GCPs.	68
6.18	Links: Abweichungen zwischen der mittels direkter Georeferenzierung bestimmten Kamerapositionen eines UAV-Bildfluges und den aus einer indirekten Georeferenzierung bestimmten Kamerapositionen. Rechts: A posteriori Genauigkeiten der direkten Georeferenzierung, die aus der Spur der Kovarianzmatrix der Positionsschätzung resultieren.	69
6.19	Differenzen zwischen den tachymetrisch bestimmten und mittels des direkt georeferenzierten UAVs gemessenen Koordinaten der GCPs für das Testfeld 1 (links) und das Testfeld 3 (rechts).	70
6.20	Links: Vergleich einer TLS-Punktwolke (grau) und einer unter Verwendung eines direkt georeferenzierten UAVs erzeugten Punktwolke (rote Punkte). Rechts: Histogramm der Differenzen zwischen beiden Punktwolken (nächster Nachbar) [Schneider et al., 2016].	71
6.21	Als signifikant detektierte Deformationen zwischen zwei UAV-Flügen. Grün umrandete Bereiche sind negative Deformationen und rot umrandete Bereiche sind positive Deformationen. Im linken Bild wurde für die Referenzierung zwischen den beiden Flügen lediglich die direkte Georeferenzierung der Bilder verwendet, rechts wurde zusätzliche eine Feinregistrierung mit dem ICP-Algorithmus vorgenommen.	72
6.22	Darstellung eines direkt georeferenzierten portablen Laserscanning Systems.	72
6.23	Differenzen zwischen einer TLS- und einer mit dem tragbaren direkt georeferenzierten Laserscanningsystem aufgenommenen Punktwolke.	73
7.1	Vergleich der Satellitensichtbarkeit für eine GPS-Auswertung und eine GNSS-Auswertung am 17. März 2016 in Bonn (Stand des Systemausbaus der verschiedenen GNSS: März 2016). . . .	76

Abkürzungsverzeichnis

AFM	Ambiguity Function Method
ARF	Ambiguity Resolution Function
CDMA	Code Division Multiple Access
DFG	Deutsche Forschungsgemeinschaft
DGPS	Differential GPS
ECEF	Earth Centered Earth Fixed
EKF	Extended Kalman-Filter
ENU	East North Up
FDMA	Frequency Division Multiple Access
FPGA	Field Programmable Gate Array
GCPs	Ground Control Points
GLONASS	Globalnaja nawigazionnaja sputnikowaja sistema
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
ICP	Iterative Closest Point
IGS	International GNSS Service
IMU	Inertial Measurement Unit
INS	Inertial Navigation System
I/O	Input/Output
ITRF	International Terrestrial Reference Frame
KBS	kombiniertes Basisliniensystem
LAMBDA	Least Squares Ambiguity Decorrelation Adjustment
LOD	Level Of Detail
LuftVO	Luftverkehrsordnung
LTI	Lock Time Indicator
MAD	Median Absolute Deviation
MEMS	Micro Electro Mechanical System
MLAMBDA	Modified Least Squares Ambiguity Decorrelation Adjustment
MTOW	Maximum Take Off Weight
NED	North East Down

- PDOP** Position Dilution of Precision
- RMS** Root Mean Square Error
- RPAS** Remotely Piloted Aerial Systems
- RTK** Real Time Kinematic
- RTCM** Radio Technical Commission for Maritime Services
- TLS** Terrestrischer Laserscanner
- UAV** Unmanned Aerial Vehicle
- UVS** Unmanned Vehicle Systems
- VTOL** Vertikal Take Off and Landing
- WGS84** World Geodetic System 1984

Literaturverzeichnis

- Agüera, F., Carvajal, F., & Pérez, M. (2011). Measuring sun-flower nitrogen status from an unmanned aerial vehicle-based system and an on the ground device. In *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. XXXVIII-1/C22 (S. 1–5). UAV-g 2011, Zurich, Switzerland.
- Aussems, T. (1999). *Positionsschätzung von Landfahrzeugen mittels Kalman-Filterung aus Satelliten- und Koppelnavigationsbeobachtungen*. Dissertation, Veröffentlichung des Geod. Institutes der Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen, Nr. 55.
- Baiocchi, V., Dominici, D., & Mormile, M. (2013). UAV application in post-seismic environment. In *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. XL-1/W2 (S. 21–25). UAV-g 2013, Rostock, Germany.
- Barbour, N., Elwell, J., Schmidt, G., & Setterlund, R. (1994). Inertial instruments: Where to now? In *Proc. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, paper AIAA-92-4414-CP* (S. 566–574). Hilton Head, SC.
- Bäumker, M., Przybilla, H.-J., & Zurhorst, A. (2013). Enhancements in UAV flight control and sensor orientation. In *The International Archives of Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Science*, Vol. XL-1/W2 (S. 33–38). UAV-g 2013, Rostock, Germany.
- Bendig, J., Bolten, A., Bennertz, S., Broscheit, J., Eichfuss, S., & Bareth, G. (2014). Estimating biomass of barley using crop surface models (CSMs) derived from UAV-based rgb imaging. *Remote Sensing*, 6, 10395–10412.
- Bisnath, S. (2000). Efficient, automated cycle-slip correction of dual-frequency kinematic GPS data. In *ION GPS 2000* (S. 145–154). Salt Lake City, Utah.
- Bláha, M., Eisenbeiss, H., Grimm, D., & Limpach, P. (2011). Direct georeferencing of UAVs. In *The International Archives of Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Science*, Vol. XL-1/W2 (S. 1–6). UAV-g 2011, Zurich, Switzerland.
- Böhringer, F. (2008). *Gleisselektive Ortung von Schienenfahrzeugen mit bordautonomer Sensorik*. Dissertation, Universität Karlsruhe (TH), Institut für Mess- und Regelungstechnik, Nr.011, Universitätsverlag Karlsruhe.
- Bossler, J. D. & Toth, C. K. (1996). Feature positioning accuracy in mobile mapping: Results obtained by the GPSVan. In *Int. Archives of Photogrammetry and Remote Sensing*, Vol. XXXI, Part B4 (S. 139–142).
- Brown, R. G. & Hwang, P. Y. C. (1997). *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*. John Wiley & Sons.
- Caporali, A., Torre, A. D., & Praticelli, N. (2003). Interferometric attitude and direction sensor using GPS carrier phase data. In *7th bilateral geodetic meeting Italy-Poland* (S. 173–193). Bressanone, Italy.
- Carcanague, S. (2013). *Low-cost GPS/GLONASS Precise Positioning Algorithm in Constrained Environment*. Dissertation, Institut National Polytechnique de Toulouse - INPT, Université de Toulouse.
- Caruso, M. J. (1997). Applications of magnetoresistive sensors in navigation systems. *SAE Transaction*, 106, 1092–1098.
- Caruso, M. J. (2000). Applications of magnetic sensors for low cost compass systems. In *Position Location and Navigation Symposium, IEEE* (S. 177–184). San Diego, CA.
- Chang, X.-W., Yang, X., & Zhou, T. (2005). MLAMBDA: A modified LAMBDA method for integer least squares estimation. *Journal of geodesy*, 79, 552–565.
- Chen, D. & Lachapelle, G. (1994). A comparison of the FASF and the least-squares search algorithms for ambiguity resolution on the fly. In *Proceedings of the International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation* (S. 241–253). Banff, Canada.
- Cohen, C. E. (1996). *Attitude Determination*, chapter in: B. W. Parkinson and J. J. Spilker Jr. (Hrsg.) *Global Positioning System, Theory and Applications*, Volume II, (S. 519–539). American Institute of Aeronautics, Inc.

- Colomina, I. & Molina, P. (2014). Unmanned aerial systems for photogrammetry and remote sensing: A review. *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing*, 92, 79–97.
- Cong, L., Li, E., Qin, H., Ling, K. V., & Xue, R. (2015). A performance improvement method for low-cost land vehicle GPS/MEMS-INS attitude determination. *Sensors*, 15, 5722–5746.
- Corbett, S. J. & Cross, P. (1995). GPS single epoch ambiguity resolution. *Survey Review*, 33(257), 149–160.
- Counselman, C. C. & Gourevitch, S. A. (1981). Miniature interferometer terminals for earth surveying: ambiguity and multipath with the global positioning system. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 19(4), 244–252.
- Cramer, M. (2001). *Genauigkeitsuntersuchungen zur GPS/INS-Integration in der Aerophotogrammetrie*. Dissertation, Universität Stuttgart, Deutsche Geodätische Kommission, Reihe C, Nr. 537, München 2001.
- Cramer, M., Haala, N., Gültinger, M., & Hummel, R. (2014). RPAS im operationellen einatz beim LGL Baden-Württemberg - 3D-Dokumentation von Hangrutschungen. In *DGPF Tagungsband 23/2014* (S. 1–15).
- Cramer, M., Stallmann, & Haala, N. (2000). Direct georeferencing using GPS/Inertial exterior orientations for photogrammetric applications. In *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, 33 (Part B3) (S. 198–205).
- Crassidis, J. L., Markley, F. L., & Lightsey, E. G. (1999). Global positioning system integer ambiguity resolution without attitude knowledge. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 22, 212–218.
- d'Oleire Oltmanns, S., Marzloff, I., Peter, K. D., & Ries, J. B. (2012). Unmanned aerial vehicle (UAV) for monitoring soil erosion in morocco. *Remote Sensing*, 4(11), 3390–3416.
- Eichhorn, A. (2005). *Ein Beitrag zur parametrischen Identifikation von dynamischen Strukturmodellen mit Methoden der adaptiven Kalman Filterung*. Dissertation, Universität Stuttgart, DGK, Reihe C, Heft 585, München.
- Eisenbeiss, H., Lambers, K., & Sauerbier, M. (2005). Photogrammetric recording of the archaeological site of pinchango alto (palpa, peru) using a mini helicopter (UAV). In *The world is in your eyes: Proceedings of the 33rd CAA Conference* (S. 175–184). Tomar, Portugal.
- El-Mowafy, A. & Schwarz, K. P. (1995). Epoch-by-epoch ambiguity resolution for real-time attitude determination using a GPS multiantenna system. *Navigation*, 42, 391–408.
- El-Sheimy, N. (1996). *The Development of VISAT - A Mobile Survey System For GIS Applications*. Dissertation, UCGE Report No. 20101, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Alberta.
- El-Sheimy, N. (2005). An overview of mobile mapping systems. In *FIG Working Week 2005 and GSDI-8, Cairo, Egypt (24 Seiten)*.
- El-Sheimy, N. (2009). Emerging MEMS IMU and Its Impact on Mapping Applications. In *Photogrammetric Week: Stuttgart, Germany, 7.-11. September 2009* (S. 203–216).
- El-Sheimy, N. & Niu, X. (2007). The promise of MEMS to the navigation community. *Inside GNSS, Invited Paper*, March/April Issue, 46–56.
- Eling, C., Heinz, E., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2014a). Cycle slip detection in the context of RTK GPS positioning of lightweight UAVs. In *4th International Conference on Machine Control & Guidance* (S. 148–155). Braunschweig, Germany.
- Eling, C., Heinz, E., & Kuhlmann, H. (2014b). Vergleich von GNSS Höhenübertragung und Stromübergangsnivellement am Rhein. *zfv - Zeitschrift für Geodäsie, Geoinformation und Landmanagement*, 6/2014, 381–388.
- Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2014c). Development of an RTK-GPS system for precise real-time positioning of lightweight UAVs. In A. Wieser (Hrsg.), *Ingenieurvermessung 2014: Beiträge zum 17. Internationalen Ingenieurvermessungskurs* (S. 111–123). Zürich, Schweiz: Wichmann Verlag.
- Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2014d). Development of an RTK-GPS system for the direct georeferencing of UAVs. *Geomatik Schweiz*, 6, 264–267.
- Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2014e). A precise direct georeferencing system for UAVs. In J. Bendig und G. Bareth (Hrsg.): *Proceedings of the Workshop on UAV-based Remote Sensing Methods for Monitoring Vegetation*, Geographisches Institut zu Köln - Kölner Geographische Arbeiten (S. 33–41). Cologne, Germany.

- Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2015a). A direct georeferencing system for real-time position and attitude determination of lightweight UAVs. In *FIG Working Week 2015* (S. 1–17). Sofia, Bulgaria.
- Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2015b). Real-time single-frequency GPS/MEMS-IMU attitude determination of lightweight UAVs. *Sensors*, 15, 26212–26235.
- Eling, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2016a). Warum UAVs und warum jetzt? In *Schriftenreihe des DVW, Band 82: UAV 2016 - Vermessung mit unbemannten Flugsystemen* (S. 9–30). Bonn, Deutschland: Wißner Verlag, Augsburg.
- Eling, C., Klingbeil, L., Wieland, M., Heinz, E., & Kuhlmann, H. (2015c). Georeferencing UAV data for survey - real-time position and attitude determination. *GPS World*, November Issue, 44–49.
- Eling, C., Klingbeil, L., Wieland, M., & Kuhlmann, H. (2013a). A precise position and attitude determination system for lightweight unmanned aerial vehicles. In *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. XL-1/W2 (S. 113–118). UAV-g 2013, Rostock, Germany.
- Eling, C., Klingbeil, L., Wieland, M., & Kuhlmann, H. (2014f). Direct georeferencing of micro aerial vehicles - system design, system calibration and first evaluation tests. *PFG - Photogrammetrie, Fernerkundung, Geoinformation*, 4, 227–237.
- Eling, C., Klingbeil, L., Wieland, M., & Kuhlmann, H. (2016b). Towards deformation monitoring with UAV-based mobile mapping systems. In *3rd Joint International Symposium on Deformation Monitoring (JISDM)* Vienna, Austria.
- Eling, C., Wieland, M., Hess, C., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2015d). Development and evaluation of a UAV based mapping system for remote sensing and surveying applications. In *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. XL-1/W4 (S. 233–239). UAV-g 2015, Toronto, Canada.
- Eling, C., Zeimet, P., & Kuhlmann, H. (2010). Determination of orientation based on GPS double differences. In Schulze Lammers & Kuhlmann (Hrsg.), *2nd International Conference on Machine Control & Guidance*, Schriftenreihe des Instituts für Geodäsie und Geoinformation (S. 151–159). Bonn, Germany.
- Eling, C., Zeimet, P., & Kuhlmann, H. (2012). Single-epoch ambiguity resolution for kinematic GNSS positioning. In *3rd International Conference on Machine Control & Guidance* (S. 35–46). Stuttgart, Germany.
- Eling, C., Zeimet, P., & Kuhlmann, H. (2013b). Development of an instantaneous GNSS/MEMS attitude determination system. *GPS Solutions*, 17, 129–138.
- Euler, H.-J. & Landau, H. (1992). Fast GPS ambiguity resolution on-the-fly for real-time applications. In *Proceedings of the Sixth International Geodetic Symposium on Satellite Positioning*, Vol. 2 (S. 650–659). Columbus, Ohio.
- Falco, G., Gutiérrez, M. C.-C., Serna, E. P., Zaccchello, F., & Bories, S. (2014). Low-cost real-time tightly-coupled GNSS/INS navigation system based on carrier-phase double-differences for UAV applications. In *27th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+2014)* (S. 841–857). Tampa, Florida USA.
- Förstner, W. & Wrobel, B. P. (2016). *Photogrammetric Computer Vision - Geometry, Orientation and Reconstruction*. Springer International Publishing.
- Gaisecker, T. (2015). Hochpräzises Laserscanning für UAS/RPAS Anwendungen. In Hanke, K. und Wejnold, T. (Hrsg.): *18. Internationale Geodätische Woche Oberurgl 2015*. VDE Verlag GmbH Berlin (S. 239–249).
- Gebre-Egziabher, D. & Elkaim, G. H. (2008). MAV attitude determination by vector matching. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 44(3), 1012–1028.
- Gebre-Egziabher, D., Elkaim, G. H., Powell, J. D., & Parkinson, B. W. (2006). Calibration of strapdown magnetometers in magnetic field domain. *Journal of Aerospace Engineering*, 19(2), 87–102.
- Gelb, A. (1974). *Applied Optimal Estimation*. The M.I.T. Press, Massachusetts Institute of Technology.
- George, M. & Sukkarieh, S. (2005). Tightly coupled INS/GPS with bias estimation for UAV applications. In *Proceedings of the Australasian Conference on Robotics and Automation* Sidney, Australia.
- Gerke, M. & Przybilla, H. J. (2016). Accuracy analysis of photogrammetric UAV image blocks: influence of onboard RTK-GNSS and cross flight patterns.

- PFG - Photogrammetrie, Fernerkundung, Geoinformation*, 1, 17–30.
- Glaus, R. (2006). *Kinematic Track Survey by Means of a Multi-Sensor Platform*. Dissertation, ETH Zürich, DISS. ETH NO. 16547.
- Gräfe, G., Caspary, W., Heister, H., Klemm, L., & Sever, M. (2001). The road data acquisition system MoSES - determination and accuracy of trajectory data gained with the applanix POS/LV. In N. El-Sheimy (Hrsg.), *Proceedings of 3rd International Symposium on Mobile Mapping Technology (MMS 2001)* Cairo, Egypt.
- Grenzdörffer, G. (2016). Unbemannte Flugroboter - aktuelle technologische Entwicklungen und die wichtigsten rechtlichen Rahmenbedingungen. In *Schriftenreihe des DVW, Band 82: UAV 2016 - Vermessung mit unbemannten Flugsystemen* (S. 31–51). Bonn, Deutschland: Wißner Verlag, Augsburg.
- Grenzdörffer, G., Naumann, M., Niemeyer, F., & Frank, A. (2015). Symbiosis of UAS photogrammetry and TLS for surveying and 3D modeling of cultural heritage monuments - a case study about the cathedral of St. Nicholas in the city of Greifswald. In *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. XL-1/W4 (S. 91–96). UAV-g 2015, Toronto, Canada.
- Grewal, M. S. & Andrews, A. P. (2001). *Kalman Filtering: Theory and Practice Using MATLAB, Second Edition*. John Wiley & Sons, Inc., New York.
- Groves, P. D. (2008). *Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems*. Artech House, Boston, London.
- Gruen, A. (01/2012). From toys to tools - Unmanned Aerial Vehicles. *GEOInformatics*, 15(1), 14–16.
- Hatch, R. (1990). Instantaneous ambiguity resolution. *Kinematic Systems in Geodesy, Surveying, and Remote Sensing, IAG Symposia*, 107, 299–308.
- Hauschild, A., Grillmayer, G., Montenbruck, O., Markgraf, M., & Vörsmann, P. (2008). *GPS Based Attitude Determination for the Flying Laptop Satellite*, chapter 6, (S. 211–220). In: *Small Satellites for Earth Observation*, R. Sandau, H.-P. Roeser & A. Valenzuela (Hrsg.), Springer Netherlands.
- Heinz, E., Eling, C., Wieland, M., Klingbeil, L., & Kuhlmann, H. (2015). Development, calibration and evaluation of a portable and direct georeferenced laser scanning system for kinematic 3D mapping. *Journal of Applied Geodesy*, 9(4), 227–243.
- Heipke, C., Jacobsen, K., & Wegmann, H. (2002). Integrated sensor orientation - test report and workshop proceedings. In *OEEPE Official Publication 43* Frankfurt/Main.
- Hesse, C. (2007). *Hochauflösende kinematische Objekterfassung mit terrestrischen Laserscannern*. Dissertation, Leibniz Universität Hannover, Deutsche Geodätische Kommission, Reihe C, Heft Nr. 608.
- Heunecke, O. (1995). *Zur Identifikation und Verifikation von Deformationsprozessen mittels adaptiver Kalman Filterung (Hannoversches Filter)*. Dissertation, Wissenschaftliche Arbeiten der Fachrichtung Vermessung der Universität Hannover, Heft 208.
- Heunecke, O., Kuhlmann, H., Welsch, W., Eichhorn, A., & Neuner, H. (2013). *Auswertung geodätischer Überwachungsmessungen*. M. Möser, G. Müller, H. Schlemmer (Hrsg.), *Handbuch Ingenieurgeodäsie*. Heidelberg: Wichmann, 2. Auflage.
- Hirokawa, R., Ohata, R., Ebinuma, T., & Suzuki, T. (2007). A low cost GPS/INS sensor for small UAVs augmented with multiple GPS antennas. In *ION GNSS 20th International Meeting of the Satellite Division* (S. 96–103). Fort Worth, TX, USA.
- Hodgart, M. S. & Purivigraipong, S. (2000). New approach to resolving instantaneous integer ambiguity resolution for spacecraft attitude determination using GPS signals. In *Position Location and Navigation Symposium, IEEE 2000*.
- Hofmann-Wellenhof, B., Lichtenegger, H., & Wasle, E. (2008). *GNSS Global Navigation Satellite Systems*. Springer Wien New York.
- Holst, C., Eling, C., & Kuhlmann, H. (2013a). Anforderungen und Grenzen von Bodenbewegungsmodellen zur Beschreibung des Bodensenkungsverhaltens im Rheinischen Braunkohlenrevier. *Markscheidewesen*, 120(1-2), 13–22.
- Holst, C., Eling, C., & Kuhlmann, H. (2013b). Automatic optimization of height network configurations for detection of surface deformations. *Journal of Applied Geodesy*, 7(2), 103–113.

- Holz, D., Nieuwenhuisen, M., Droschel, D., Schreiber, M., & Behnke, S. (2013). Towards multimodal omnidirectional obstacle detection for autonomous unmanned aerial vehicles. In *The International Archives of Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Science*, Vol. XL-1/W2 (S. 201–206). UAV-g 2013, Rostock, Germany.
- Hwang, D. H., Lim, D. W., Cho, S. L., & Lee, S. J. (2011). Unified approach to ultra-tightly-coupled GPS/INS integrated navigation system. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 26(3), 30–38.
- Jekeli, C. (2001). *Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications*. Walter de Gruyter, Berlin - New York.
- Julien, O., Alves, M. E. M. E. C., & Lachapelle, G. (2004). Triple frequency ambiguity resolution using GPS/Galileo. *European Journal of Navigation*, 2(2), 51–57.
- Julier, S. & Uhlmann, J. (2001). *Handbook of Multisensor Data Fusion, Kap. General Decentralized Data Fusion With Covariance Intersection (CI)*. CRC Press: Boca Raton, FL, USA.
- Kalman, R. (1960). A new approach to linear filtering and prediction problems. *Transaction of the ASME - Journal of Basic Engineering*, 82, 35–45.
- Kalman, R. & Bucy, R. (1961). New results in linear filtering and prediction theory. *Transaction of the ASME - Journal of Basic Engineering*, 83, 95–108.
- Kim, D. & Langley, R. B. (2000). GPS ambiguity resolution and validation: Methodologies, trends and issues. In *7th GNSS Workshop - International Symposium on GPS/GNSS* Seoul, Korea.
- Kingston, D. B. & Beard, R. W. (2004). Real-time attitude and position estimation for small UAVs using low-cost sensors. In *AIAA 3rd Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit*, Chicago, IL.
- Klingbeil, L., Eling, C., & Kuhlmann, H. (2016). Zur Georeferenzierung von UAV Bildflügen: Direkt oder indirekt, was braucht man dafür? In *Schriftenreihe des DVW, Band 82: UAV 2016 - Vermessung mit unbemannten Flugsystemen* (S. 119–134). Bonn, Deutschland: Wißner Verlag, Augsburg.
- Klingbeil, L., Eling, C., Zimmermann, F., & Kuhlmann, H. (2014a). Magnetic field sensor calibration for attitude determination. *Journal of Applied Geodesy*, 8(2), 97–108.
- Klingbeil, L., Nieuwenhuisen, M., Schneider, J., Eling, C., Droschel, D., Holz, D., Läbe, T., Förstner, W., Behnke, S., & Kuhlmann, H. (2014b). Towards autonomous navigation of an UAV-based mobile mapping system. In *4th International Conference on Machine Control & Guidance* (S. 136–148). Braunschweig, Germany.
- Knight, D. (1994). A new method of instantaneous ambiguity resolution. In *ION GPS-94, 7th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation* (S. 707–716). Salt Lake City, Utah.
- Korduan, P., Bill, R., & Bölling, S. (2004). An interoperable geodata infrastructure for precision agriculture. In *7th AGILE Conference on Geographic Information Science*.
- Kuhlmann, H. (2003). Kalman-filtering with coloured measurement noise for deformation analysis. In *11th FIG Symposium on Deformation Measurements* Santorini, Greece.
- Kuhlmann, H., Schwieger, V., Wieser, A., & Nie-meier, W. (2013). Ingenieurgeodäsie - Definition, Kernkompetenzen und Alleinstellungsmerkmale. *zfv - Zeitschrift für Geodäsie, Geoinformation und Landmanagement*, 6, 391–399.
- Lai, Y. C. & Jan, S. S. (2011). Attitude estimation based on fusion of gyroscopes and single antenna GPS for small UAVs under influence of vibration. *GPS Solutions*, 15(1), 67–77.
- Lewantowicz, Z. H. & Keen, D. W. (1991). Graceful degradation of GPS/INS performance with fewer than four satellites. In *Proceedings of the Institute of Navigation National Technical Meeting* (S. 269–276).
- Li, R. (1997). Mobile mapping: An emerging technology for spatial data acquisition. *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing*, 63(9), 1085–1092.
- Li, T., Petovello, M. G., & Lachapelle, G. (2010). Ultra-tightly coupled GPS/vehicle sensor integration for land vehicle navigation. *Navigation: Journal of the Institute of Navigation*, 57(4), 263–274.
- Li, Y., Efatmaneshnik, M., & Dempster, M. (2012). Attitude determination by integration of MEMS inertial sensors and GPS for autonomous agriculture applications. *GPS Solutions*, 16(1), 41–52.
- Lin, D., Voon, L., & Nagarajan, N. (2004). Real-time attitude determination for microsatellite by

- LAMBDA method combined with Kalman filtering. In *22nd AIAA international communication satellite systems conference*.
- Loch-Dehbi, S., Dehbi, Y., & Plümer, L. (2013). Stochastic reasoning for UAV supported reconstruction of 3D building models. In *The International Archives of Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Science*, Vol. XL-1/W2 (S. 257–261). UAV-g 2013, Rostock, Germany.
- Mader, G. (1990). Ambiguity function techniques for GPS phase initialization and kinematic solutions. In *2nd international symposium on precise positioning with the global positioning system* (S. 1233–1247). Ottawa, Canada.
- Maybeck, P. S. (1982). *Stochastic Models, Estimation and Control*, Vol. 1 of *Mathematics in Science and Engineering*. Academic Press.
- Merz, T. & Kendoul, F. (2011). Beyond visual range obstacle avoidance and infrastructure inspection by an autonomous helicopter. In *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, IROS 2011* San Francisco, USA.
- Misra, P. & Enge, P. (2001). *Global Positioning System - Signals, Measurements, and Performance*. Lincoln, Massachusetts: Ganga-Jamuna Press.
- Mohamed, H. A., Hansen, J. M., Elhabiby, M. M., El-Sheimy, N., & Sesay, A. B. (2015). Performance characteristic MEMS-based IMUs for UAVs navigation. In *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. XL-1/W4 (S. 337–343). UAV-g-2015, Toronto, Canada.
- Mönikes, R., Meister, O., Wendel, J., & Trommer, G. F. (2007). Yaw angle estimation of VTOL-UAVs with the extended LAMBDA method and low cost receivers. In *ION-NTM* (S. 179–186). San Diego, CA.
- Mönikes, R., Wendel, J., & Trommer, G. F. (2005). A modified lambda method for ambiguity resolution in the presence of position domain constraints. In *18th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation* (S. 81–87). Long Beach Convention Center, Long Beach, CA.
- Morales, Y. & Tsubouchi, T. (2007). DGPS, RTK-GPS and starfire DGPS performance under tree shading environments. In *ICIT '07. IEEE International Conference on Integration Technology, Shenzhen, China* (S. 519–524).
- Muffert, M., Eling, C., & Kuhlmann, H. (2010). Grundlagen der Zeitreihenanalyse im Frequenzbereich. In *Schriftenreihe DVW, Band 59: Zeitabhängige Messgrößen - Verborgene Schätze in unseren Daten* (S. 55–76). Kassel, Deutschland: Wißner Verlag, Augsburg.
- Nadarajah, N., Paffenholz, J., & Teunissen, P. (2014). Integrated GNSS attitude determination and positioning for direct geo-referencing. *Sensors*, 14, 12715–12734.
- Nieuwenhuisen, M., Droeschel, D., Beul, M., & Behnke, S. (2014). Obstacle detection and navigation planning autonomous micro aerial vehicle. In *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)* Orlando, FL.
- Nothnagel, A., Pietzner, J., Eling, C., & Hering, C. (2010). Homologous Deformation of the Effelsberg 100-m Telescop Determined with a Total Station. In *D. Behrend, K.D. Baver (Hrsg.): International VLBI Service for Geodesy and Astrometry 2010 General Meeting Proceedings, NASA/CP-2010-215864*.
- Odiijk, D., Traugott, J., Sachs, G., Montenbruck, O., & Tiberius, C. (2007). Two approaches to precise kinematic GPS positioning with miniaturized L1 receivers. In *ION GPS-2007, Institute of Navigation (ION)* (S. 827–838). Fort Worth, TX.
- Peterman, V. (2015). Landslide activity monitoring with the help of unmanned aerial vehicle. In *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Science*, Vol. XL-1/W4 (S. 447–451). UAV-g 2015, Toronto, Canada.
- Petovello, M. G., Cannon, M. E., & Lachapelle, G. (2004). Benefits of using a tactical-grade IMU for high-accuracy positioning. *Journal of the Institute of Navigation*, 51(1), 1–12.
- Ramm, K. (2008). *Evaluation von Filter-Ansätzen für die Positionsschätzung von Fahrzeugen mit den Werkzeugen der Sensitivitätsanalyse*. Dissertation, Universität Stuttgart, Deutsche Geodätische Kommission, Reihe C, Heft Nr. 619.
- Rehak, M., Mabillard, R., & Skaloud, J. (2014). A micro aerial vehicle with precise position and attitude sensors. *PGF - Photogrammetrie, Fernerkundung, Geoinformation*, 4, 239–251.
- Rehak, M. & Skaloud, J. (2015). Fixed-wing micro aerial vehicle for accurate corridor mapping.

- In *ISPRS Annals of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. II-1/W1 (S. 23–31). UAV-g 2015, Toronto, Canada.
- Remondi, B. W. (1991). Pseudo-kinematic GPS results using the ambiguity function method. *Navigation*, 38(1), 17–36.
- Renaudin, V., Afzal, M. H., & Lachapelle, G. (2010). Complete triaxis magnetometer calibration in the magnetic domain. *Journal of Sensors*, 2010, 1–10.
- Reyns, P., Missotten, B., Ramon, H., & Baerdemaeker, J. D. (2002). A review of combine sensors for precision farming. *Precision Agriculture*, 3, 169–182.
- Rieke, M., Foerster, T., Geipel, J., & Prinz, T. (2011). High-precision positioning and real-time data processing of UAV-systems. In *The International Archives of Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Science*, Vol. XXXVIII-1/C22 UAV-g 2011, Zurich, Switzerland.
- Roth, J., Kaschwich, C., & Trommer, G. (2012). Improved GNSS heading system with inertial and magnetic field sensors for small-sized launcher applications. In *Proceedings of the 2012 International Technical Meeting of the Institute of Navigation* Newport Beach, CA, USA.
- Satirapod, C. & Rizos, C. (2005). Multipath mitigation by wavelet analysis for GPS base station applications. *Survey Review*, 38, 2–10.
- Scherzinger, B. M. (2000). Precise robust positioning with inertial/GPS RTK. In *ION GPS 2000* (S. 155–162). Salt Lake City, UT, USA.
- Schmid, K., Ruess, F., Suppa, M., & Burschka, D. (2012). State estimation for highly dynamic flying systems using key frame odometry with varying time delays. In *2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems* (S. 2997–3004). Vilamoura, Algarve, Portugal.
- Schneider, J., Eling, C., Klingbeil, L., Kuhlmann, H., Förstner, W., & Stachniss, C. (2016). Fast and effective online pose estimation and mapping for UAVs. In *Proceedings of the IEEE Int. Conf. on Robotics & Automation (ICRA)* Stockholm, Sweden.
- Schneider, J., Läbe, T., & Förstner, W. (2013). Incremental real-time bundle adjustment for multi-camera systems with points at infinity. In *The International Archives of Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Science*, Vol. XL-1/W2 (S. 355–360). UAV-g 2013, Rostock, Germany.
- Schwarz, K. & El-Sheimy, N. (1996). Kinematic multi-sensor systems for close range digital mapping. In *ISPRS 1996, Commission V, Working Group III* Vienna, Austria.
- Schwarz, K. & El-Sheimy, N. (2007). *Digital Mobile Mapping Systems - State of the Art and Future Trends*. In: C.V. Tao & J. Li (Hrsg.): *Advances in Mobile Mapping Technology* (S. 3-18), ISPRS Book Series.
- Schwarz, K.-P., Chapman, M., Cannon, M., & Gong, P. (1993). An integrated INS/GPS approach to the georeferencing of remotely sensed data. *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing*, 59(11), 1667–1674.
- Schwieger, V. (2007). High-sensitivity GNSS - the low-cost future of GPS? In *FIG Working Week 2007 Hong Kong SAR, China*.
- Serrano, L., Kim, D., Langley, R. B., Itani, K., & Ueno, M. (2004). A gps velocity sensor: How accurate can it be? - a first look. In *ION NTM 2004* (S. 875–885). San Diego, USA.
- Shin, E.-H. (2001). *Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Applications*. Dissertation, UCGE Reports Number 20156, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Alberta, Canada.
- Skaloud, J. (1999). *Optimizing Georeferencing of Airborne Survey Systems by INS/DGPS*. Dissertation, UCGE Report No. 20126, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, Alberta, Canada.
- Souza, E. M., Monico, J. F. G., & Pagamisse, A. (2009). GPS satellite kinematic relative positioning: Analyzing and improving the functional mathematical model using wavelets. *Mathematical Problems in Engineering*, 2009, 18.
- Souza, E. M., Monico, J. F. G., Polezel, W. G. C., & Pagamisse, A. (2008). An effective wavelet method to detect and mitigate low-frequency multipath effects. In *VI Hotine-Marussi Symposium on Theoretical and Computational Geodesy*, Vol. 132 (S. 179–184).
- Steinhardt, N. (2014). *Eine Architektur zur Schätzung kinematischer Fahrzeuggrößen mit integrierter Qualitätsbewertung durch Sensordatenfusion*.

- Dissertation, Technische Universität Darmstadt, Fortschritt-Berichte VDI Reihe 12 Nr. 781, Düsseldorf.
- Stempfhuber, W. & Buchholz, M. (2011). A precise, low-cost RTK GNSS system for UAV applications. In *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. XXXVIII (1-C22) (S. 289–293). UAV-g 2011, Zurich, Switzerland.
- Takasu, T. & Yasuda, A. (2008). Cycle slip detection and fixing by MEMS-IMU/GPS integration for mobile environment RTK-GPS. In *ION GNSS 2008* (S. 64–71). Savannah, GA.
- Takasu, T. & Yasuda, A. (2009). Development of the low-cost RTK-GPS receiver with an open source program package RTKLIB. In *International Symposium on GPS/GNSS ICC* Jeju, Korea.
- Tang, W., Deng, C., Shi, C., & Liu, J. (2014). Triple-frequency carrier ambiguity resolution for Beidou navigation satellite system. *GPS Solutions*, 18(3), 335–344.
- Teunissen, P. J. G. (1995). The least-squares ambiguity decorrelation adjustment: a method for fast GPS integer ambiguity estimation. *Journal of Geodesy*, 70, 65–82.
- Teunissen, P. J. G. (2010). Integer least-squares theory for the GNSS compass. *Journal of Geodesy*, 84(7), 433–447.
- Teunissen, P. J. G., Joosten, P., & Tiberius, C. (2002). A comparison of TCAR, CIR and LAMBDA GNSS ambiguity resolution. In *ION GPS 2002, Institute of Navigation* (S. 2799–2808). Portland, OR.
- Teunissen, P. J. G. & Verhagen, S. (2009). GNSS carrier phase ambiguity resolution: Challenges and open problems. *Observing our Changing Earth: IAG Symposia*, 133, 785–792.
- Titterton, D. & Weston, J. (2004). *Strapdown Inertial Navigation Technology, 2nd Edition*. 17. IET Radar, Sonar and Navigation Series 17, London UK.
- Tournadre, V., Pierrot-Deseilligny, M., & Faure, P. (2015). UAV linear photogrammetry. In *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. XL-3/W3 ISPRS Geospatial Week 2015.
- Tscharf, A., Rumpler, M., Fraundorfer, F., Mayer, G., & Bischof, H. (2015). On the use of UAVs in mining and archaeology - geo-accurate 3d reconstructions using various platforms and terrestrial views. In *ISPRS Annals of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Vol. II-1/W1 (S. 15–22). UAV-g 2015 conference, Toronto, Canada.
- van Blyenburgh, P. (2015). *2015-2016 RPAS Yearbook: Remotely Piloted Aircraft Systems - The Global Perspective 2015/2016 13th Annual Edition*. Technical report, UVS International, Paris, France.
- Vasconcelos, J. F., Elkaim, G., Silvestre, C., Oliveira, P., & Cardeira, B. (2008). A geometric approach to strapdown magnetometer calibration in sensor frame. In *Navigation, Guidance and Control of Underwater Vehicles*.
- Verhagen, S. & Teunissen, P. (2006). New global navigation satellite system ambiguity resolution method compared to existing approaches. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 29(4), 981–991.
- Vosselman, G. & Maas, H.-G. (2010). *Airborne and Terrestrial Laser Scanning*. Whittles Publishing, Scotland, UK.
- Wallace, L., Lucieer, A., Turner, D., & Watson, C. (2011). Error assessment and mitigation for hyper-temporal UAV-borne LiDAR survey of forest inventory. In *SilviLaser 2011* Hobart, Australia.
- Wanninger, L. (2012). Carrier-phase inter-frequency biases of GLONASS receivers. *Journal of Geodesy*, 86(2), 139–148.
- Wübbena, G., Schmitz, M., & Boettcher, G. (2006). Near-field effects on GNSS sites: analysis using absolute robot calibrations and procedures to determine corrections. In *IGS Workshop 2006: Perspectives and Visions for 2010 and beyond, 8.-12. Mai*.
- Wendel, J. (2007). *Integrierte Navigationssysteme - Sensordatenfusion, GPS und Inertiale Navigation*. Oldenbourg, München.
- Wendel, J., Meister, O., Schlaile, C., & Trommer, G. F. (2006). An integrated GPS/MEMS-IMU navigation system for an autonomous helicopter. *Aerospace Science and Technology*, 10(6), 527–533.
- Wieser, A. (2001). *Robust and fuzzy techniques for parameter estimation and quality assessment in GPS*. Dissertation, Ingenieurgeodäsie - TU Graz, Shaker Verlag, Aachen, ISBN: 978-3-8265-9807-4.

- Wieser, A. (2006). High-sensitivity GNSS: The trade-off between availability and accuracy. In *3rd Symposium on Geodesy for Geotechnical and Structural Engineering / 12th FIG Symp. Deform. Meas., Baden, Austria*.
- Wieser, A. (2007). *GPS based velocity estimation and its application to an odometer*. Habilitationsschrift, TU Graz, Shaker Verlag, Aachen, ISBN 978-3-8322-6460-4.
- Woodman, O. (2007). *An introduction to inertial navigation*. Technical report, 696, University of Cambridge.
- Xiang, H. & Tian, L. (2011). Development of a low-cost agriculture remote sensing system based on an autonomous unmanned aerial vehicle (UAV). *Bio-systems Engineering*, 108, 174–190.
- Yoo, C.-S. & Ahn, I.-K. (2003). Low cost GPS/INS sensor fusion system for UAV navigation. In *22nd Digital Avionics Systems Conference* (S. 8.A.1–1–8.A.1–9).
- Zeimetz, P. (2010). *Zur Entwicklung und Bewertung der absolute GNSS Antennenkalibrierung im HF-Labor*. Dissertation, Universität Bonn, Deutsche Geodätische Kommission, Reihe C, Heft Nr. 682.
- Zeimetz, P., Eling, C., & Kuhlmann, H. (2010). Analyse von GPS-Referenzstationsdaten mit Methoden der Zeitreihenanalyse. In *Schriftenreihe DVW, Band 59: Zeitabhängige Messgrößen - Verborgene Schätze in unseren Daten* (S. 193–210). Kassel, Deutschland.
- Zeimetz, P. & Kuhlmann, H. (2010). Validation of the laboratory calibration of geodetic antennae based on GPS measurements. In *FIG Working Week* Sydney, Australia.
- Zimmermann, F., Eling, C., & Kuhlmann, H. (2016). Investigations on the influence of antenna near-field effects and satellite obstruction on the uncertainty of GNSS-based distance measurements. *Journal of Applied Geodesy*, 10(1), 53–60.