

Navigation und Regelung eines Luftschiffes mittels optischer, inertialer und GPS Sensoren

Von der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie
der Universität Stuttgart zur Erlangung der Würde eines
Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.) genehmigte Abhandlung

Vorgelegt von

Martin Fach

aus Crailsheim

Hauptberichter:

Prof. Klaus H. Well, Ph. D.

Mitberichter:

Prof. Dr.-Ing. Alfred Kleusberg

Tag der mündlichen Prüfung:

10. September 2008

**Institut für Flugmechanik und Flugregelung
Universität Stuttgart**

2009

Danksagung

„Man muß nur wollen und daran glauben, dann gelingt es.“

Ferdinand Graf von Zeppelin

Diese Arbeit entstand während meiner Tätigkeit am Institut für Flugmechanik und Flugregelung der Universität Stuttgart.

Ein besonderer Dank geht an meinen Doktorvater Professor Klaus H. Well, Ph. D. für seine Unterstützung meiner Forschungstätigkeit und für die Möglichkeit, diese Arbeit durchzuführen. Als Wissenschaftler ist er mir ein großes Vorbild, aber auch persönlich schätze ich ihn sehr und blicke immer wieder mit Freude auf meine Zeit am IFR zurück und auf die dort von ihm geprägte Atmosphäre. Herrn Professor Dr.-Ing. Alfred Kleusberg danke ich für die Übernahme des Koreferates.

Desweiteren bedanke ich mich bei meinen Kollegen am IFR für die vielen fruchtbaren Gespräche und Diskussionen und für die gute Zusammenarbeit. Stellvertretend möchte ich an dieser Stelle Dr.-Ing Dirk Wimmer und Ioannis Moisisdis nennen, mit denen ich auf dem Gebiet autonomer Luftschiffe am IFR tätig war.

Dank gilt auch den Diplomanden und Studienarbeitern, die ich am IFR betreuen durfte. Es hat mir immer sehr viel Freude gemacht, mit ihnen zusammen zu arbeiten. Sie alle haben zum Gelingen dieser und weiterer Arbeiten auf dem Gebiet der Flugregelung und Parameteridentifikation beigetragen. Stellvertretend möchte ich mich an dieser Stelle bei Florian Weimer und Uwe Salomon für ihren Einsatz für diese Arbeit und bei den Versuchskampagnen bedanken. Neben meinem Doktorvater hat mir Prof. Dr.-Ing. Gerd Hirzinger diese Arbeit ermöglicht. Für sein Engagement im Bereich unbemannter Luftschiffe und seine Initiatorrolle im ALUSTRA-MOEWÉ Projekt möchte ich ihm danken. An dieser Stelle geht auch ein großer Dank an die Firma AEE GmbH, die das Luftschiff des Projektes betreibt.

Ein sehr herzlicher Dank gilt meinen Eltern, die auf ihre Weise zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen haben.

Vielen Dank Elke, für alles während den letzten Jahren.

Neuhaus im Januar 2009

Martin Fach

Inhaltsverzeichnis

Nomenklatur	VII
Kurzfassung	XIII
Abstract	XV
1 Einleitung	1
2 Grundlagen zu den eingesetzten Sensoren	7
2.1 Satellitengestütztes Navigationssystem	7
2.1.1 Funktionsprinzip	7
2.1.2 Fehlerquellen	8
2.1.3 Verwendetes Koordinatensystem	10
2.2 Inertiale Messeinrichtung	10
2.2.1 Funktionsprinzip	11
2.2.2 Fehlerquellen	12
2.3 Optischer Sensor	13
2.3.1 Modell der Lochkamera	13
2.3.2 Zusammenhänge zwischen mehreren Bildern einer Szene	15
2.3.3 Optischer Fluss	21
2.4 Sensorkoordinatensysteme	25
3 Kalibrierung der Komponenten	27
3.1 GPS	27
3.2 Inertiale Messeinrichtung	28
3.3 Kamera	29
3.4 Kalibrierung der Kamera zum körperfesten System	33
4 Aufbau des optischen Sensors	39
4.1 Auswahl geeigneter Bildregionen für die Merkmalsverfolgung	39
4.2 Merkmalsverfolgung	41
4.2.1 Korrelationsbasierte Verfahren für die Bestimmung des optischen Flusses	42
4.2.2 Gradientenverfahren zur Bestimmung des optischen Flusses	42
4.3 Auswahl eines geeigneten Tracking-Algorithmus	46
4.4 Aufbau des eingesetzten Tracking- und Featuresuchverfahrens	46
4.5 Punktbewertung	48
4.6 Belichtungsregelung	50
5 Aufbau des Gesamtsensors	53
5.1 Fusionsstrategie	53
5.2 Systemmodell	56
5.3 Aufbau des Systems	63
5.4 Sensorausgänge	74

5.5	Rückkopplung des Fusionsalgorithmus auf den optischen Sensor.....	78
6	Versuchsaufbau	81
6.1	Hardwarebeschreibung des Sensorsystems	81
6.2	Sensoraufbau und Montage am Flugkörper.....	83
6.3	Schnittstellenbeschreibung	85
6.4	Bodenstation	86
7	Versuchsergebnisse	91
7.1	Vorgehen bei den Versuchen.....	91
7.1.1	Beschreibung der fahrbaren Versuchsplattform.....	91
7.1.2	Beschreibung des ALUSTRA-Luftschiffes	92
7.2	Bodenstation	94
7.3	Optischer Sensorteil.....	94
7.4	Tests der Sensorfusion	96
8	Einsatz des Sensorsystems bei der Navigation und Flugführung eines UAV.....	107
8.1	Numerische Simulation	107
8.2	Echtzeiteinsatz des Sensorsystems	110
9	Zusammenfassung und Ausblick	115
Anhang A		119
A.1	Gauss-Pyramiden.....	119
A.2	Quaternionen	120
Anhang B.....		121
B.1	Technische Daten der Kamera.....	121
B.2	Technische Daten der inertialen Messeinheit.....	121
B.3	Technische Daten des GPS-Empfängers	122
Anhang C.....		123
C.1	Protokoll der Datenübertragung: Header.....	123
C.2	Protokoll der Datenübertragung: ID 10	123
C.3	Protokoll der Datenübertragung: ID 20	124
Literaturverzeichnis.....		125

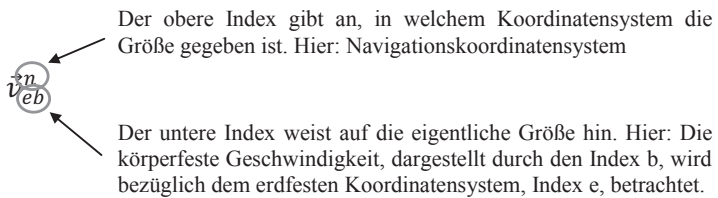
Nomenklatur

Symbol	Bedeutung	Einheit
0_3	3 x 1 Nullvektor	
a	Beschleunigung	[m/s ²]
a_{k_0}	Summand zur Verringerung der Fluktuation	
a_E, b_E	Halbachsen des Erdellipsoiden	[m]
a_i	Alter des Punktes i	
b	Bias	
C	Kovarianzmatrix	
$DCM_{a \rightarrow b}$	Richtungskosinusmatrix vom System a nach b	
e	Epipol	
$e(var1, var2, \dots)$	Gütefunktional in Abhängigkeit der Variablen var1, var2, usw.	
E	Essentialmatrix	
f	Brennweite	[m]
f_E	Abplattung des Erdellipsoiden	
$f(p)$	Geschwindigkeitsverteilungen	
f_T	Translationsfeld (Expansions- oder Explosionsfeld)	
f_R	Rotationsfeld	
F	Fundamentalmatrix	
$F(z)$	diskrete Übertragungsfunktion der Regelstrecke	
g	Schwerebeschleunigung	[m/s ²]
h	Höhe	[m]
I	Epipolarlinien	
$I(p)$	Helligkeitsverteilung	
k_0	Bonus für eine gewisse Lebenszeit eines verfolgten Merkmales	
k_a	Gewichtungsfaktor des Alters	
k_c, k	Verzerrungskoeffizienten	
K	Kalibrationsmatrix	
$K_{P,K}$	Ursprungsvektor des Punktes P _k	
$K(z)$	diskrete Reglerübertragungsfunktion	
l_i	propagierete Lebenserwartung des Punktes i	
$L1, L2$	GPS Trägerfrequenzen	[MHz]
M	Matrix des Einbaufehlers einer Sensortriade	
N	Menge aller Pixel in Fenster	
o_x, o_y	Lage des Hauptpunktes auf dem Bildsensor	[m]
Δp	diskreter Flussvektor auf der Bildebene	

p	Punkt auf dem Bildsensor	
p	Geschwindigkeitsfeld des optischen Flusses (u, v)	
p, q, r	körperfeste Drehgeschwindigkeiten entlang den drei körperfesten kartesischen Achsen	[rad/s]
p_c	Rotationszentrum der Bilddrehung	[Pixel]
P	Szenepunkt in kartesischer Darstellung mit den Komponenten $(X, Y, Z)^T$	[m]
P_{xx}	Schätzfehlerkovarianzmatrix der Zustände	
P_{yy}	Schätzfehlerkovarianzmatrix der Messungen	
q_0, q_1, q_2, q_3	Eulerparameter	
r	Radius	[m]
s_x, s_y	Abmessung eines Pixels	[m]
s	Skalierungsfaktor	
sf	Skalierungsfehler	
t	Zeit	[s]
t	translatorische Geschwindigkeit	[m/s]
T	Verschiebungen	[m]
u, v	horizontale und vertikale Geschwindigkeitskomponente des optischen Fluss	[Pixel/s]
u, v, w	körperfeste Geschwindigkeiten entlang den drei körperfesten kartesischen Achsen	[m/s]
w	zeitlich korrelierte Rauschterm	
w	weißer Rauschprozess	
W	Fensterfunktion	
x	Zustand	
x_A	x-Koordinate des Referenzpunktes A	
x_d, y_d	verzerrte x-, y- Koordinate	
x_n, y_n	unverzerrte x-, y- Koordinate	
X, Y, Z	kartesischen Koordinaten eines Szenenpunktes	[m]
z_k	Messwertvektor	
$Z(p)$	Tiefenfunktion	
$\{x\}$	Heaviside-Funktion	
η	weißer Rauschprozess	
μ	inverse Tiefe	[1/m]
σ	Standardabweichung	
φ	geographische Breite	[rad]
λ	geographische Länge	[rad]
α	Lagewinkel der Kamera bestehend aus $(\alpha_x, \alpha_y, \alpha_z)^T$	[rad]
ω	Drehrate	[rad/s]

Index	Bedeutung
<i>ACC</i>	Beschleunigungssensoren
<i>acc</i>	Beschleunigung
<i>b</i>	körperfest
<i>c</i>	kamerafest
<i>cam</i>	Kamera, beziehungsweise Bildauswertesystem
<i>corr</i>	Korrelation
<i>dt</i>	Verschiebung
<i>e</i>	erdfest
<i>GPS</i>	GPS-Empfänger
<i>Gyro</i>	Drehratensensoren
<i>i</i>	Zählindex
<i>messung</i>	Messwert des entsprechenden Sensors
<i>n</i>	Navigationskoordinatensystem
<i>pel</i>	Pixelkoordinatendarstellung
<i>s</i>	Szene
<i>sf</i>	Skalierungsfehler
<i>wgs84</i>	WGS84 Koordinatensystem
<i>x, y, z</i>	x-, y-, z-Achse
<i>zentr</i>	Zentripetal
ω	Drehrate

Bezeichnung von mehrdimensionalen Größen am Beispiel der Geschwindigkeit:



Abkürzung	Bedeutung
ACC	Acceleration; Beschleunigung
ALUSTRA-Moewe	Autonomes Luftschiff als Sensorträger zur 3D-Modellierung der Welt
AOR	Axis Of Rotation; Rotationsachse
ARP	Antenna Reference Point, mechanischer Referenzpunkt, der auf dem Mittelpunkt der Zentrierachse der Unterseite der GPS-Antenne liegt
C/A Code	Pseudozufallsfolge, die jeden GPS-Satelliten eindeutig zugeordnet ist

CCD	Charge Coupled Device; Ladungsgekoppeltes Bauteil – hier Synonym für Bildsensor
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
COTS	Commercial-Off-The-Shelf; Kommerzielles Produkt aus dem Regal
CPU	Central Processing Unit, Hauptprozessor
CRC	Cyclic Redundancy Check; Zyklische Redundanzprüfung
D-GPS	Differential-GPS
DIN	Deutsche Industrie Norm
DLT	Direkte Lineare Transformation
DOF	Degrees Of Freedom; Freiheitsgrade
DOP	Dilution Of Precision; Güte der Satellitengeometrie
FOE	Focus of Expansion; Translationszentrum des optischen Flusses
FOG	Faseroptische Kreisel
FOR	Focus Of Rotation; Rotationszentrum des optischen Flusses
GB	Gigabyte
GPS	Global Positioning System; Globales Positionsbestimmungssystem
GNSS	Global Navigation Satellite System; Globales Navigationssystem auf Satellitenbasis
Gyro	Drehratensensor
IGS	International GPS-Service; Internationaler GPS Service
IFR	Institut für Flugmechanik und Flugregelung der Universität Stuttgart
IMU	Inertial Measurement Unit; Inertiale Messeinrichtung
INS	Inertial Navigation System; Inertiales Navigationssystem
KS	Koordinatensystem
LAN	Local Area Network, lokales Netzwerk in der Computertechnik
MEMS	Micro-Electro-Mechanical System; Bauteil aus der Mikrosystemtechnik – Kombination aus mechanischen Elementen und elektronischen Schaltungen auf einem Chip
NAVSTAR-GPS	Navigational Satellite Timing and Ranging; Navigation System using Timing and Ranging; Globales Navigationssystem auf Basis der Entfernungsmessung zu Satelliten
NCC	Normalized Cross Correlation; Normalisierte Kreuzkorrelation
UDP	UDP-Protokoll; Spezielles Übertragungsprotokoll in der Computernetzwerktechnik
NED	North East Down – coordinate system; Koordinatensystem in Nord – Ost – Unten Ausrichtung
PC	Personal Computer
PCV	Phase Centre Variation, Phasen Zentrum Variation
RC	Radio Controlled, Funkfernbedienung
RTK	Real Time Kinematik; Echtzeit Kinematik-Differentielles-GPS
SAD	Sum of Absolute Differences; Summe der Differenzen der Absolutbeträge
SF	Skalierungsfehler der Beschleunigungssensoren der IMU

SfM	Structure from Motion; (Szenen-)Struktur aus Bewegung
SLAM	Simultaneous Localization and Mapping; Simultane Lokalisierung und Kartendarstellung
SNR	Signal-to-noise ratio, Verhältnis zwischen Nutzsignal und Rauschen
SQP	Sequential Quadratic Programming; Sequenzielle Quadratische Programmierung
SSD	Sum of Squared Differences; Summe der quadratischen Differenzen der Absolutbeträge
TTC	Time To Collision; Zeit bis zur Kollision
UAV	Unmanned Aerial Vehicle, Unbemanntes Luftfahrzeug
WGS	World Geodetic System; Koordinatensystem zur Positionsangabe auf der Erde
W-LAN	Wireless LAN, drahtloses lokales Funknetz
3D	dreidimensional

Kurzfassung

In der vorliegenden Arbeit wird am Beispiel des autonomen Fluges eines unbemannten Prallluftschiffes der Einsatz optischer, inertialer und GPS-Sensorik für die Navigation und Flugführung gezeigt. Bei dem eingesetzten Versuchsträger handelt es sich um das Luftschiff des ALUSTRA-MOEWEE Projektes, welches zum Ziel hat, dreidimensionale Modelle von Gebäuden und Landschaften zu erstellen. Hierfür soll das Luftschiff autonom um die entsprechenden Gebäude beziehungsweise über die Landschaften fliegen und mittels einer digitalen Kamera Aufnahmen erstellen. Diese Aufnahmen sollen dann im Post-Processing für die Generierung der virtuellen Modelle herangezogen werden. Dieses Projektziel erfordert eine sehr geringe Trajektorien-dynamik, damit die Aufnahmen keine Bewegungsunschärfe enthalten. Zudem ist die Anforderung an die Genauigkeit der geflogenen Trajektorie sehr hoch, womit sich auch direkt die hohen Anforderungen an die Güte der Navigationssensorik ableiten lassen.

Spezielles Augenmerk wird auf die Fusion der drei genannten Sensoren für die Ermittlung der sogenannten Navigationslösung bei niedriger Trajektorien-dynamik gelegt. Die ermittelten Größen sind die Translations- und Rotationsgeschwindigkeiten des Flugkörpers, die Lage im Raum und die Position. Daneben wird einem nachgeschalteten Flugführungssystem aber auch noch der Abstand zu den vom optischen System verfolgten Punkten der Szene geliefert. Diese Information kann zu einer Kollisionsvermeidung herangezogen werden oder aber auch zur Abschätzung der Höhe des Flugobjektes über einem Landeplatz. Die Sensordatenfusion wird mittels eines erweiterten Kalman-Filters realisiert, das es ermöglicht, asynchron arbeitende Sensoren miteinander zu fusionieren und auch mit dem kurzzeitigen Ausfall einzelner Messungen zu Recht kommt. Dies ist zum Beispiel der Fall, wenn die Antenne des GPS-Empfängers keine freie Sicht zu den Satelliten hat.

Bei der eingesetzten inertialen Messeinrichtung wird aus Gewichtsgründen auf eine low-cost Sensorik auf MEMS Basis zurückgegriffen. Genauso wie beim GPS-System handelt es sich hierbei um käufliche Komponenten, die fertig prozessierte Messwerte zur Verfügung stellen. Bei der optischen Sensorik dagegen wurde eine Echtzeitbildverarbeitung in Software aufgebaut, um die Messwerte zu erhalten. Diese Messungen sind die Koordinaten von verfolgten Merkmalen der beobachteten Szene auf dem Bildsensor. Da der Sensor für beliebige Szenen ausgelegt wurde, wird hierfür ein low-level Featuretracker auf Basis des Lucas Kandade Trackers eingesetzt. Zudem wird ein Gütemaß für die Vertraulichkeit der Merkmalsverfolgung eingeführt, damit eventuell driftende Merkmale ausgetauscht werden können. Die Informationsauswertung des optischen Systems innerhalb der Datenfusion basiert auf dem sogenannten Focus of Expansion und der Epipolarbedingung. Die eingesetzte Kamera ist eine Industriekamera, die die Bilder mittels einer Camera-Link-Verbindung an einen Framegrabber auf dem Targetrechner übermittelt, auf dem die Auswertung stattfindet. Neben der Bildauswertung ist auf diesem Rechner der Fusionsalgorithmus untergebracht, womit der komplette Sensor an Bord des Fluggerätes untergebracht ist und dem Projektziel Autonomie Rechnung getragen wird. Über eine Funkstrecke ist eine überwachende Bodenstation angeschlossen, welche vor allem im Entwicklungsstadium hilfreiche Informationen in Echtzeit visualisiert. Zudem ist dort ein Instrumentenbrett für die Beobachtung des Fluges untergebracht.

Damit die Multisensordatenfusion überhaupt erst möglich ist, wird eine Kalibrierung durchgeführt. Hierfür werden jeweils die für die einzelnen Komponenten bestehenden Standardverfahren in Betracht gezogen und auf Basis einer Aufwand-Nutzen-Abschätzung, beziehungsweise einer Abschätzung der erreichbaren Genauigkeit ein Verfahren ausgewählt und realisiert. Gleiches geschieht bei der Bestimmung der Lage und Position des Sensors zum körperfesten System des Fluggerätes.

Vor allem für die Tests des optischen Systems, aber auch des gesamten Sensors, wurde im Entwicklungsstadium eine fahrbare Versuchsplattform herangezogen, mit der der langsame Flug mit niedriger Trajektorien­dynamik des Luftschiffes nachgestellt werden kann. Die dabei maximal erreichbare Höhe über Grund liegt bei 5 Metern, womit der tiefe Überflug als eines der kritischsten Manöver aus Sicht des optischen Systems nachempfunden werden kann. Nach erfolgreichen Tests des Sensorsystems auf dieser Plattform wird am Ende der Arbeit zunächst in einer Hardware-in-the-loop Testumgebung des Luftschiffes ein abschließender Test mit den gewonnenen Ergebnissen aus den Fahrversuchen durchgeführt. Hierfür wird nicht der gesamte Sensor in der Testumgebung nachgebildet, sondern die möglichen Fehler und das Originalrauschen aus den Messdaten der Versuchsfahrten extrahiert und damit die Messungen auf dem Prüfstand verfälscht. Abschließend wird der Funktionsnachweis beim Einsatz auf dem realen Versuchsträger ALUSTRA I bei sehr geringer Trajektorien­dynamik erbracht.

Abstract

This dissertation shows the application of optical, inertial and GPS sensor systems for navigation and flight control of an unmanned vehicle. The test carrier is an unmanned blimp from the project ALUSTRA-MOEW. The aim of this project is to gain three-dimensional models from buildings and landscapes. For this the blimp needs to fly autonomously around buildings and above landscapes, taking pictures with a digital camera. The images will be used during post-processing for the generation of virtual models of the buildings and landscapes. A very low trajectory dynamic is essential to avoid blurring in the pictures. This leads to demanding requirements for the accuracy of the flown trajectory, added to which are even more demanding requirements for the performance of the navigation sensor systems.

This work gives special attention to the fusion of the three sensors for the identification of the navigation solution for low trajectory dynamics. The identified values are the translational and rotational velocity of the blimp and its orientation and position in space. Moreover the optical system provides the distance to the tracked points for the follow up flight control system. This information can be used to avoid collisions as well as for an estimation of the height to the landing place. An extended kalman-filter realizes the fusion of the sensor data from the asynchronously operating measurement units. This kalman-filter also copes with a short term unavailability of measurement data, as can be the case if the antenna of the GPS receiver has no free visibility to the satellites.

In order to keep the weight low, the inertial platform consists of a low-cost, MEMS-based sensor. Like the GPS, the inertial platform is a commercial off-the-shelf component which provides processed measurement values. However, it is necessary to program bespoke real-time image processing software for the optical sensor was programmed in order to obtain the desired measurement values. These measurements consist of the coordinates of tracked points of the observed scene on the image sensor. A low level feature tracker based upon the Lucas Kandade tracker was applied to the sensor, given that it had to be designed for any arbitrary scene. Moreover a quality criteria is implemented for the reliability of the feature tracking, so that gradually drifting features can be corrected. The evaluation of information of the optical system within the data fusion is based on the focus of expansion and the epipolar constraint. The camera used is an industrial camera which transmits pictures by means of a camera link connection to a framegrabber on the target computer which then performs the data evaluation. Aside from the image analysis this data processor also contains the fusion algorithm. With this the complete sensor is installed on board the blimp and meets the aims and requirements of the project concerning autonomy. The blimp is connected via radio link to the ground control station which visualizes helpful information in real time a feature that is especially useful during the development stage. Furthermore the station contains an instrument panel for the surveillance of the flight.

To allow the multi sensor data fusion in the first place, a calibration process needs to be undertaken. For each component an effort-benefit estimation is completed and, based upon these estimates of achievable accuracy, one method is chosen and implemented. A similar approach was taken for the identification of the spatial orientation and the location of the sensor related to the body-fixed system of the flight object.

To simulate the slow flight with low trajectory dynamic of the blimp a drivable experimental platform was used in the development stage primarily for tests of the optical system but also used for testing the whole sensor. The maximum achievable height over ground with this platform is five meters. Hence one of the most critical maneuvers for the optical sensor, the low

overflight, is very well covered by this simulation. After successful tests of the sensor system on this platform the results were used for final tests in a hardware-in-the loop testbed of the blimp. The identified possible failures and the original measurement noise from the testing with the movable platform were extracted and used to deliberately falsify the measurements within the test environment of the blimp. Thus the complete sensor did not need to be simulated for these tests. Finally the functionality of the sensor was proved and confirmed on the real test carrier, the ALUSTRA I blimp, with very low trajectory dynamic.

1 Einleitung

Unter Navigation versteht man das Zurechtfinden im Raum, mit dem Ziel, einen gewünschten Ort zu erreichen. Hierbei ist es unerheblich, ob man große Distanzen, wie bei einem interkontinentalen Flug, oder nur geringe Entfernungen, wie beim täglichen Weg zur Arbeit, zurücklegt. Bewusst, oder auch unbewusst macht man sich dabei unterschiedliche Hilfsmittel zu nutzen, um das Ziel sicher zu erreichen. In der DIN 13312 wird der Begriff Navigation als „Maßnahmen – Beobachtungen, Messungen und Auswertungsmethoden – zur Fahrzeugführung beschrieben, mit deren Hilfe ermittelt wird,

- wo sich das Fahrzeug befindet,
- wohin das Fahrzeug gelangen würde, wenn keine seine Bewegung verändernden Maßnahmen ergriffen werden und
- was zu tun ist, um ein gewünschtes Ziel sicher zu erreichen, gegebenenfalls auf einem vorgegebenen Weg.“

Der erste Punkt der Definition wird auch als Navigationslösung bezeichnet, für deren Ermittlung in der vorliegenden Arbeit ein Sensorsystem aufgebaut werden soll. Dieses System soll somit die Position, Geschwindigkeit und Lage eines Fahrzeuges ermitteln.

Blickt man zurück in die Vergangenheit, so findet man als erstes Hilfsmittel zur Bestimmung der Navigationslösung den Trockenkompass, welcher bereits vor dem Jahr 1400 in Frankreich und Flandern fester Bestandteil auf einem Schiff war [1]. Die erste gesicherte Erwähnung geht sogar zurück in das Jahr 1187 auf einen schottischen Mönch.

Die erste Geschwindigkeitsmessung auf See wurde mit der Logge durchgeführt. Diese war ein schwimmendes Stück Holz, welches man ins Wasser geworfen hat und mittels einer daran befestigten Leine die Abstandsänderung zwischen dem als ruhend angenommen Holz und dem Schiff gemessen hat. Die noch benötigte Zeit wurde ursprünglich durch das ständig wiederholende Aufsagen eines Sprüchleins gemessen, bevor später eine Sanduhr eingesetzt wurde. Mit Hilfe des Prinzips der Koppelnavigation erhält man schließlich durch Integration der Geschwindigkeiten über der Zeit die gesuchte Position.

Ab dem 15. Jahrhundert wurde die Astronomische Navigation, als ein Verfahren zur Positionsbestimmung, beruhend auf der Beobachtung von Sonne, Mond und Gestirne, herangezogen, um die Fehler in der Koppelnavigation und Missweisung des Kompasses zu verringern.

Die Funknavigation kam ab 1899 auf und die Trägheitsnavigation wurde von J. M. Boykow 1935 und von Siegfried Reisch 1941 entwickelt. Gerade mit letzterem Prinzip standen deutlich genauere Messwerte für die Koppelnavigation zur Verfügung, als in den Anfangszeiten.

Bei der Betrachtung der Geschichte der Navigation erkennt man, dass schon sehr früh auf unterschiedliche Informationen zurückgegriffen wurde, um das eigentliche Ziel der Navigation zu erreichen. Viele der Verfahren messen nicht direkt die gesuchten Größen sondern bestimmen indirekt die Zustände – zum Teil erst durch eine Informationsfusion – oder sichern die Werte mittels Validierung der unterschiedlichen Messungen gegeneinander ab. In der vorliegenden Arbeit geschieht das Gleiche. Aus den Messungen eines optischen Systems, eines GPS-Empfängers und einer low-cost inertialen Messeinrichtung, kurz IMU, werden mittels Sensorfusion bestmöglich die Bewegungszustände der Starrkörperbewegung eines unbemannten Fluggerätes ermittelt.

Als Erprobungsträger und vorläufiges Auslegungsziel für den Sensor wird ein Prallluftschiff herangezogen. Dieses Luftschiff ist zwar sehr stark motorisiert, doch dienen die Antriebe vorwiegend dazu, Störungen auszuregeln. Zudem ist es mit der vorliegenden Antriebskonfiguration möglich, langsame Fluggeschwindigkeiten bis hin zum Stillstand zu realisieren. Dies wird von der vorgesehenen Mission auch gefordert, bedingt andererseits aber auch eine geringe

ge Beobachtbarkeit des Systems. Da für größere Dynamiken bereits auch für low-cost IMUs und GPS geeignete Fusionslösungen als käufliche Systeme auf dem Markt verfügbar sind, ist in der vorliegenden Arbeit das Augenmerk im Besonderen auf den Bereich der niedrigen Dynamiken gerichtet.

Das im ALUSTRA-MOEW-PROJEKT, im Rahmen dessen diese Arbeit entstanden ist, eingesetzte Blimb ist nur ein Beispiel für die aktuellen Bestrebungen, sich unbemannte Fluggeräte, im englischsprachigen Unmanned Aerial Vehicle oder kurz UAV, zu Nutze zu machen. Allen Projekten gemeinsam ist eine autonome Flugführung des Flugobjektes, für welche eine Navigationssensorik benötigt wird. Abgesehen von einigen wenigen Ausnahmen basieren die Flugführungssysteme auf einer Regelung der Flugkörperzustände, welche auf einem Modell der Starrkörperbewegung mit sechs Freiheitsgraden beruhen. Es ist nun Aufgabe der Sensorik, diese Zustände dem Regler zur Verfügung zu stellen, wobei hier zwischen einer onboard Sensorik und einer externen Sensorik unterschieden werden muss. Im Folgenden soll nur auf die Sensorik eingegangen werden, welche dem UAV wirkliche Autonomie ermöglicht, wofür sowohl die Messgeräte als auch der Rechner für die Aufbereitung der Messdaten auf dem Flugkörper untergebracht sind. Eine Bodenstation, die sich immer mehr zum festen Bestandteil eines UAVs etabliert, hat nur überwachende Funktion und kann gegebenenfalls in Not- oder Ausnahmesituationen auf das Fluggerät zugreifen. Die Anbindung dieser erfolgt mittels einer geeigneten Funkstrecke zum UAV.

Eine Möglichkeit, bei der die Regelung des Fahrzeuges nicht auf den Zuständen der Bewegung beruht sondern rein auf den Messungen einer Kamera, ist das „Visual Servoing“. Hierbei wird das Regelgesetz in die Bildebene transformiert, und mittels der Verfolgung von Szenepunkten werden die nötigen Aktuatoransteuerungen berechnet. Der Vorteil dieses Vorgehens ist die Reduzierung der benötigten Rechenleistung, was direkt einhergeht mit einer Gewichtseinsparung bei der Sensorik. Da diese Systeme oft für den Indooreinsatz ausgelegt sind, wo zum Beispiel keine Stützung mit einem GPS mehr möglich ist, ist es auch nicht zwingend notwendig, die Flugzustände als Basis für eine Datenfusion direkt zu kennen. Ein Überblick über das Vorgehen wird in [2] und der Einsatz bei einem kleinen Prallluftschiff für den Indoorbereich wird in [3] demonstriert. Grundlegende Untersuchungen zur Ermittlung der Eigenbewegung aus biologischer Sicht kann zum Beispiel in [4] nachgelesen werden. Dort wird das biologische Pendant zum „Visual Servoing“ untersucht.

Daneben gibt es aber auch Ansätze aus der Robotik, die nur mit Hilfe einer Kamera die Bewegung im Raum durch Ermittlung der Bewegungszustände ermöglichen. Hierunter fällt unter anderem der in [5] vorgestellte Sensor für die Flugregelung eines Prallluftschiffes. Dieser basiert auf einem stark vereinfachten Bewegungsmodell, bei dem davon ausgegangen wird, dass der Flugkörper weder eine Nick- noch eine Rollbewegung durchführt und somit die Kamera stets senkrecht zur Szene blickt. Ohne Einschränkung der Szene kommt das sogenannte Visual GPS [6] aus. Dieses verfolgt mindestens drei Punkte im Raum mit bekannten Koordinaten. Damit das System jederzeit die Zustände liefern kann, können mit den vorhandenen Punkten neue Punkte vermessen werden, falls diese aus dem Sichtbereich der Kamera verschwinden. Eine absolute Referenz ist bei diesem System allerdings nicht gegeben und zudem lässt sich eine Drift der geschätzten Bewegung bei realen Daten nur schwer unterbinden.

Im vorliegenden Einsatzziel des Prallluftschiffes ALUSTRA I wird eine hohe Regelgüte und Präzision beim Regeln der vorgegebenen Geschwindigkeiten und Position verlangt, weshalb die Ermittlung der Flugzustände unumgänglich ist. Hierfür sollen Informationen von unterschiedlichen Sensoren fusioniert werden, wofür sich als Schnittstelle die Modellierung der Starrkörperbewegung mit sechs Freiheitsgraden anbietet.

Die benötigten Zustände der Bewegung für die Flugregelung und Flugführung sind die translatorischen und rotatorischen Geschwindigkeiten des Flugkörpers sowie die Lagewinkel und die Position. In den klassischen Systemen stehen für die Bestimmung der Größen Beschleunigungssensoren, Drehratensensoren, sowie barometrische Höhenmesser und die Geschwindig-

keits- und Positionsinformationen aus einem GPS-Empfänger zur Verfügung. Sehr hochwertige Beschleunigungs- und Drehratensensoren ermöglichen, auch schon für sich alleine, durch Koppelnavigation über einen langen Zeitraum hinweg, zuverlässige Aussagen über die Zustände. Allerdings ist es alleine schon aus Gewichtsründen bei den meisten UAVs nicht möglich, diese hochwertigen faseroptischen Kreisel und Beschleunigungssensoren in dieser Güte einzusetzen, sondern man muss auf die leichten Kreisel und Beschleunigungsmesser auf MEMS Basis zurückgreifen. Diese haben allerdings von der Qualität der Messungen die hochwertigen Systeme lange noch nicht erreicht. Ohne eine zusätzliche Stützung, wie im vorliegenden Fall durch ein optisches System, wäre eine Navigation eines Flugobjektes bei niedriger Trajektorien-dynamik mit dieser Sensorik nicht möglich.

Die Sensorfusion geschieht in aller Regel mittels eines Kalman-Filters, der auf einem Rechner an Bord des Flugobjektes implementiert ist. In [7], zum Beispiel, werden Algorithmen untersucht, die speziell auf die Charakteristiken von low-cost IMU-Systemen angepasst sind. Daneben gibt es auch käufliche Systeme auf dem Markt, die auf einer Fusion von low-cost IMU mit einem GPS-Empfänger beruhen. Allen Ansätzen gemeinsam ist die begrenzte Verwendbarkeit bei nur sehr geringer Anregungsdynamik des Systems.

Das Einsatzszenario eines modernen UAVs erstreckt sich über einen sehr großen Geschwindigkeitsbereich. Dieser beginnt bei Stillstand und kann durchaus bis zu 100 m/s betragen. Dabei kann die Dynamik der Systeme in einem Bereich sehr geringer Dynamik bis zu hoher Dynamik liegen. Hinzu kommt der Abstand des Flugobjektes zum Boden oder zu Hindernissen, welcher ebenfalls sehr gering bis sehr groß sein kann. Solche Hindernisse können zum Beispiel Gebäude sein, die nicht nur die Flugbahn eingrenzen, sondern auch den GPS-Empfang als eine Stütze der klassischen Navigationssensorik für UAVs behindern oder gar unmöglich machen. Die beschriebenen Eigenschaften der Trajektorie und ihre Dynamik lässt sich mittels eines Quaders, wie in Abbildung 1-1 skizziert, darstellen, wobei hier die Geschwindigkeit auch negativ werden kann.

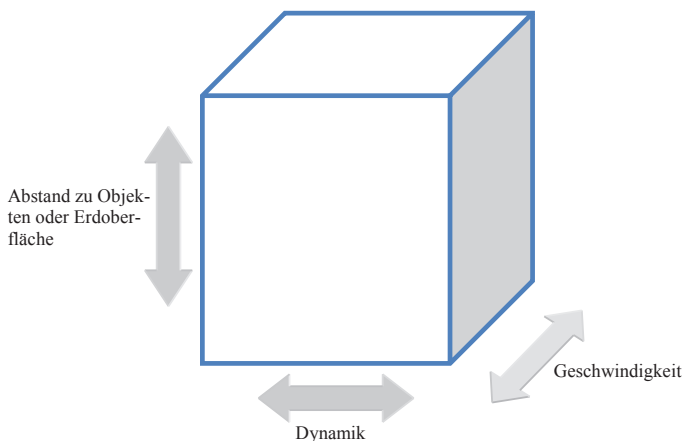


Abbildung 1-1: Einsatzbereich moderner UAVs

Schwerpunkt der vorliegenden Arbeit ist der Aufbau eines Sensorsystems basierend auf der Fusion der Messungen einer low-cost IMU, eines GPS-Empfängers und eines optischen Systems. Das Augenmerk wurde dabei speziell auf den Bereich niedriger Trajektorien-dynamik gelegt, da es wie oben beschrieben für den Bereich hoher Dynamiken bereits käufliche Sys-

teme gibt. Zum Einsatz kommt das System zunächst auf den im ALUSTRA-MOEWEE Projekt vorhandenen Versuchsträger ALUSTRA I, wo ein leichter und möglichst genauer Navigationsensor für die Flugführung benötigt wird. Aus dem Einsatz in einem realen Flugobjekt resultiert die Echtzeitfähigkeit als eine zentrale Anforderung an das Gesamtsystem. Dies wird nur erreicht, wenn auch schon die Teilsysteme echtzeitfähig sind und zudem genügend Rechenleistung für alle Teilsysteme gemeinsam zur Verfügung steht. Die IMU und das Satellitennavigationssystem werden aus Sicht der Sensorarchitektur als allein stehende Messgeräte aufgefasst, die ihre Messungen über eine Schnittstelle zur Verfügung stellen. Beim optischen System dagegen wird eine rechenzeitintensive Auswertung auf dem Fusionsrechner selbst als eigenständiges Programm durchgeführt, wofür genügend Rechenleistung bereit gestellt werden muss. Eine Auswertung der Bilder der Kamera mittels spezieller Hardware wie zum Beispiel in [8] wird hier nicht vorgenommen. In Abbildung 1-2 ist die Architektur des Gesamtsystems skizziert.

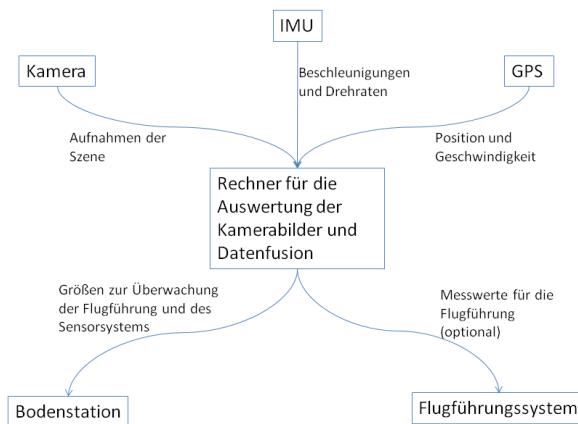


Abbildung 1-2: Architektur des Sensorsystems

In Kapitel 2 werden die Prinzipien der verschiedenen Messungen näher vorgestellt, wobei besonderes Augenmerk auf den optischen Sensorteil der Sensorfusion gelegt wird. Dieser verfolgt die Projektionen von dreidimensionalen Szenenpunkten in der Bildebene der eingesetzten Kamera. Kapitel 3 dient der Kalibrierung der einzelnen Komponenten für sich allein und auch gegeneinander. Diese Kalibrierung ist ein entscheidender Schritt für die spätere Fusion der einzelnen Messungen der Sensoren, denn nur, wenn die räumliche Verteilung und Ausrichtung der Sensoren zueinander bekannt ist, kann ein Bezug zwischen ihnen hergestellt werden.

In Kapitel 4 wird der optische Sensor aufgebaut. Hierfür wird der eingesetzte Algorithmus für die Auswahl geeigneter Bildregionen für die Verfolgung über mehrere Bilder der Szene gezeigt. Die Auswahl muss so erfolgen, dass in beliebigen Szenen ohne jegliches Vorwissen Merkmale verfolgt werden können. Für die eigentliche Merkmalsverfolgung werden daraufhin mehrere sogenannter low-level Featuretracker auf ihren Bedarf an Rechenleistung und Genauigkeit hin untersucht.

In Kapitel 5 wird die Sensordatenfusion aufgebaut. Hierfür wird ein erweitertes Kalman-Filter ausgewählt, dem ein zeitkontinuierliches Systemmodell und ein zeitdiskretes Messmodell zu Grunde liegen. Damit gelingt es, die Messungen asynchron arbeitender Messgeräte miteinander zu vereinen, wobei selbst das temporäre Ausbleiben einzelner Messungen kein Problem

darstellt. Dies kann zum Beispiel bei den Messungen der Kamera der Fall sein, wenn sich die Lichtverhältnisse schlagartig ändern.

Die Hardware des Systems wird in Kapitel 6 beschrieben. Weiterhin wird hier die Frage geklärt, wie und wo der Sensor am sinnvollsten am Luftschiff angebracht wird. In Kapitel 7 werden Tests des Systems mit realen Daten vorgenommen, wofür überwiegend eine fahrbare Versuchsplattform herangezogen wird.

Mit den in Kapitel 7 experimentell ermittelten Sensorleistungen werden dann in Kapitel 8 numerische Simulationen in einer Hardware-in-the-Loop Umgebungen des Luftschiffes durchgeführt, bevor der Sensor seine Leistungsfähigkeit auf dem Luftschiff bei einem autonomen Flug unter Beweis stellt.

2 Grundlagen zu den eingesetzten Sensoren

Der Navigationssensor beruht auf einer Multisensorfusion, bei der Informationen von drei unterschiedlichen Sensoreinheiten miteinander vereinigt werden. Die Messungen der einzelnen Sensoren basieren auf ganz unterschiedlichen Prinzipien und haben auch ihre eigenen Charakteristiken. Zudem hat jeder Sensor sein eigenes oder zum Teil auch mehrere spezifische Koordinatensysteme, in denen die Daten gemessen und berechnet werden. Hinzu kommt noch das Koordinatensystem, in dem der Navigationssensor arbeitet und optional das System, in dem die berechneten Bewegungsgrößen ausgegeben werden. Dieses ist notwendig, wenn das Sensorkoordinatensystem nicht mit dem körperfesten Koordinatensystem des Flugkörpers zusammen fällt.

Im Folgenden wird auf die einzelnen Sensoren eingegangen und die Beziehungen zwischen ihnen aufgezeigt.

2.1 Satellitengestütztes Navigationssystem

Satellitengestützte Navigationssysteme sind im allgemeinen Sprachgebrauch unter dem Begriff GPS bekannt, was die Abkürzung für „Global Positioning System“ oder zu deutsch „Globales Positionsbestimmungssystem“ ist. In aller Regel versteht man aber unter GPS das NAVSTAR-GPS, was ausgeschrieben „Navigational Satellite Timing and Ranging“ bedeutet. Parallel dazu hat sich aber auch „Navigation System using Timing and Ranging“ eingebürgert. Die Messgröße des Systems ist die Position und die Geschwindigkeit einer Empfangsantenne.

2.1.1 Funktionsprinzip

Grundlage des GPS sind mindestens 24 Satelliten, die so um die Erde kreisen, dass immer mindestens vier von ihnen von einem Empfänger auf der Erde gesehen werden können. Diese Satelliten senden die Uhrzeit und ihre aktuelle Position aus und der Empfänger bestimmt mittels der Laufzeitdifferenz der Signale seine eigene Position. Hierfür errechnet der Empfänger mit Hilfe der Ausbreitungsgeschwindigkeit der Funksignale und der Laufzeit der Signale die Entfernung zu den entsprechenden Satelliten und mit deren aktueller Position seine eigene Position. Die Entfernungen zu den einzelnen Satelliten werden Pseudorange genannt. Eigentlich würden für die Positionsermittlung drei Satelliten ausreichen, um die drei Größen der Position zu bestimmen, doch besitzen die Empfänger in aller Regel keine eigene hochgenaue Uhr, weshalb ein vierter sichtbarer Satellit für die weitere Unbekannte, die aktuelle Uhrzeit, benötigt wird. Neben der Position lässt sich aber auch die Geschwindigkeit des Empfängers aus den Signalen berechnen. Dies geschieht bei günstigen Systemen mittels zeitlicher Differentiation der Position und bei hochwertigen Systemen durch Messung des Dopplereffekts bei den Empfangssignalen. Letzteres wird auch Deltarangemessung genannt. Näheres hierzu kann zum Beispiel in [9] und [10] nachgelesen werden.

Die Ausbreitungsgeschwindigkeit der Signale ist in der Praxis nicht immer konstant. So kommt es bedingt durch atmosphärische Störungen zu einer Variation der Geschwindigkeit und somit zu falschen Entfernungsberechnungen und schließlich zu falschen Positionsaussagen. Dies kann mittels einer differentiellen Positionsbestimmung weitestgehend kompensiert werden. Hierbei ermittelt ein Referenzempfänger mit bekannter Position die Fehler in den Laufzeiten der Satellitensignale und übermittelt diese an den eigentlichen Empfänger, dessen Position ermittelt werden soll. Hierfür müssen sowohl der Referenzempfänger, als auch der Roverempfänger die gleichen Satelliten sehen und zudem ist die Korrekturinformation nur in einem begrenzten Umfeld des Referenzempfängers gültig.

Eine weitere Genauigkeitssteigerung ist mittels des Kinematik-Differentiellen-GPS möglich, welches früher nur in der Messdaten Nachbearbeitung Anwendung fand, heute aber unter dem Begriff Real-Time-Kinematik (RTK) auch in Echtzeitlösung verwendet wird. Hierbei wird

nicht nur der C/A Code, sondern zusätzlich noch die Trägerwelle mit einer Wellenlänge von 19 Zentimetern ausgewertet. Der C/A Code ist eine Pseudozufallsfolge, die jedem Satelliten eindeutig zugeordnet ist. Sie besteht aus 1023 Chips mit einer Chiprate von 1,023 MHz, womit die Länge eines Chips circa 300 Meter entspricht. Der C/A Code wird dementsprechend jede Millisekunde wiederholt. Ein RTK-System wertet hierbei mindestens die Signale von fünf Satelliten und zusätzlich die Information einer DGPS-Bodenstation aus, womit eine Genauigkeit von wenigen Zentimetern erreicht werden kann.

2.1.2 Fehlerquellen

Einige mögliche Fehlerquellen bei der Positionsbestimmung mit einem Satellitensystem wurden bereits angesprochen, sollen hier jedoch noch einmal aufgezeigt werden und um einige weitere Fehlerquellen ergänzt werden.

Uhrengenauigkeit

Wie in Kapitel 2.1.1 erwähnt besitzen die Empfänger keine hochgenauen Uhren, sondern müssen den Uhrenfehler selbst schätzen. Betrachtet man sich die hohen Ausbreitungsgeschwindigkeiten der Signale, wird klar, dass auch nur minimale Abweichungen in der Uhrzeit einen deutlichen Fehler in der Positionsbestimmung hervorrufen können. So verursacht ein Fehler von einer Mikrosekunde eine Positionsabweichung von circa 300 Metern, in der Praxis ist mit einem Fehler von zwei Metern zu rechnen.

Ephemeridenfehler

Unter Ephemeridenfehler versteht man die Abweichung der Satellitenbahn von seiner angenommenen, beziehungsweise ausgesendeten Bahn. Durch ständige Kontrolle und Korrektur der Bahnen können diese Fehler zwar klein gehalten werden, schlagen sich aber in der Positionsbestimmung des Empfangsgerätes mit einem Fehler von bis zu zwei Metern nieder.

Atmosphärische Störungen

Auf dem Weg vom Satelliten zur Erde müssen die GPS-Signale die Ionosphäre und die Troposphäre durchlaufen, welche die Ausbreitungsgeschwindigkeit der Signale beeinflussen. Diese Störungen sind nicht konstant, sondern unterliegen im Falle der Ionosphäre einer Variation unter anderem mit der Sonnenaktivität, der Tageszeit, der Jahreszeit, der geographischen Breite des Empfängers und der Höhe und Richtung des Satelliten. Im Falle der Troposphäre ist vor allem der sich ändernde Wasserdampfgehalt für die Variation der Ausbreitungsgeschwindigkeit verantwortlich. Den größeren Fehler hierbei verursachen die ionosphärischen Störungen, welche allerdings durch Auswertung der zwei unterschiedlichen Trägerfrequenzen L1 mit 1575,42 MHz und L2 mit 1227,60 MHz kompensiert werden können. Hierbei wird die Tatsache ausgenutzt, dass die Größe der Störung frequenzabhängig ist und somit mit zwei Messungen die unbekannte Störung ermittelt werden kann. Ohne diese Kompensation liegt der Fehler bei circa fünf Metern, der Fehler der Troposphäre dagegen bei 0,5 Metern, welcher aber auch nur durch angenäherte Modelle kompensiert werden kann.

Mehrwegausbreitungen

Mehrwegausbreitungen sind Reflektionen des Signals auf dem Weg vom Satelliten zum Empfänger, siehe auch Abbildung 2-1. Diese Reflektionen verursachen eine Erhöhung der Laufstrecke und beeinflussen damit letztendlich auch die propagierte Position des Systems nachteilig. Reduziert werden können diese Mehrwegeffekte durch eine günstige Ausrichtung der Antenne, damit erst gar keine reflektierten Signale die Antenne erreichen können, und durch eine spezielle Auslegung der Antenne. So sollte die Antenne eine geringe Verstärkung bei kleinen Signalelevationen besitzen und unempfindlich gegen falsch polarisierte Signale sein. An dieser Stelle sei aber noch erwähnt, dass neueste Bestrebungen dazu übergehen, ge-

nau diese Mehrwegausbreitung gezielt auszunutzen, um noch eine Positionsbestimmung an Orten zu ermöglichen, an denen keine freie Sicht zu den Satelliten sichergestellt werden kann.

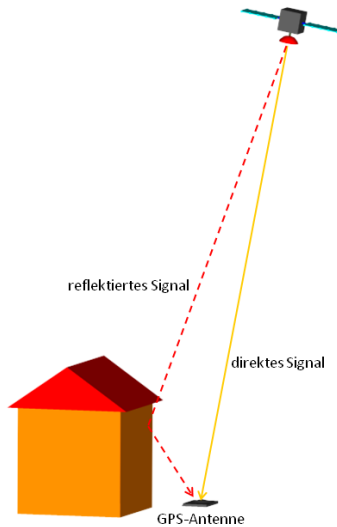


Abbildung 2-1: Mehrwegausbreitung der GPS-Signale

Satellitenkonstellation

Auch die Satellitenkonstellation beeinträchtigt die erreichbare Genauigkeit der Positionsermittlung. Idealerweise sind die Satelliten über den Sichtbereich verteilt und einer steht direkt über der Antenne, womit auch die Vertikalposition gut bestimmt werden kann. Sind die sichtbaren Satelliten nahe beieinander, so können Fehler in der Position von bis zu 100 Metern auftreten, oder die Positionsbestimmung wird gar gänzlich unmöglich. Vom GPS-Empfänger wird die Verteilung der Satelliten mit einem Wert zwischen eins und zehn bewertet und auch dem Nutzer zur Verfügung gestellt. Dieser Wert wird als Güte der Satellitengeometrie, beziehungsweise im englischsprachigen als „dilution of precision“, oder kurz DOP, bezeichnet.

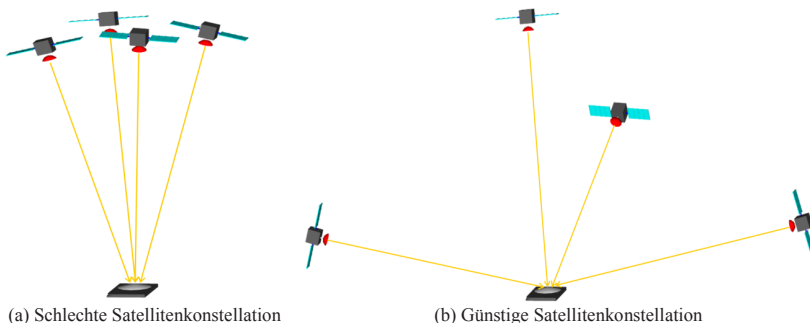


Abbildung 2-2: Mögliche Satellitenkonstellationen

2.1.3 Verwendetes Koordinatensystem

Das World Geodetic System 1984, kurz WGS84, bildet die Grundlage für die Messungen des GPS. Seine Definition kann in [11] nachgelesen werden. Es ist ein dreidimensionales Koordinatensystem, das weltweit Gültigkeit besitzt und somit eine eindeutige Positionierung auf der Erde zulässt. Im WGS84 wird die Erdoberfläche als ein global angepasstes Rotationsellipsoid angenähert, was bedingt durch die wenigen Freiheitsgrade einer Ellipse und die Unförmigkeit der Erdoberfläche je nach Ort, an dem man sich befindet, mehr oder weniger zutrifft. Die beiden Halbachsen des Ellipsoiden betragen

$$a_E = 6378137,000 \text{ m und}$$

$$b_E = 6356753,315 \text{ m}$$

womit sich eine Abplattung von

$$f_E = \frac{a_E - b_E}{a_E} = 1:298,257223563$$

ergibt.

In der vorliegenden Arbeit wird die Position durch die geographische Breite φ und Länge λ und die Höhe h über dem Erdellipsoid angegeben, wobei die beiden ersten Größen in Radiant gemessen werden und die Höhe in Metern. Nähere Informationen zum WGS84 sind zum Beispiel in [12] und [13] oder [14] zu finden.

2.2 Inertiale Messeinrichtung

Im Gegensatz zum GPS, bei dem nur die Position eines Punktes in einem dreidimensionalen Koordinatensystem gemessen wird, hat die Messung der IMU eine räumliche Struktur. Es werden sowohl die Beschleunigungen als auch die Rotationen entlang der Achsen eines in aller Regel gemeinsamen kartesischen Koordinatensystems bestimmt, wie in Abbildung 2-3 skizziert.

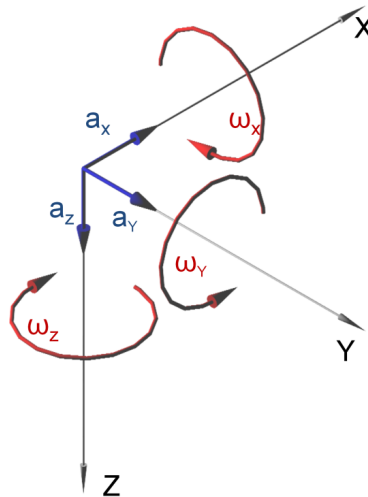


Abbildung 2-3: Koordinatensystem der IMU

2.2.1 Funktionsprinzip

Die eingesetzte IMU ist aus low-cost Sensoren aufgebaut, welche auf MEMS-Technologie beruhen. MEMS kommt aus dem Englischsprachigen und heißt Micro-Electro-Mechanical System. Die Sensoren sind eine Kombination von elektrischen und mechanischen Komponenten, welche auf einem Chip integriert sind.

Die Beschleunigungssensoren beruhen auf der Auslenkung einer Masse aus dem Ruhezustand bei auftretender Beschleunigung. Hochwertige Systeme bestehen aus biegsamen Quarz-Stäben oder magnetisch stabilisierten Massen. Die MEMS-Systeme bestehen dagegen aus einer Feder-Massen-Anordnung, bei der sowohl die Feder als auch die Masse aus Silicium hergestellt werden. Die Feder ist dabei ein nur wenige μm breiter Steg. Beim open-loop Messverfahren wird direkt die Auslenkung der Masse bei auftretender Beschleunigung kapazitiv gemessen und in die tatsächliche Beschleunigung umgerechnet. Nachteil hierbei ist der nur um den Nullpunkt vorhandene lineare Zusammenhang, weshalb beim closed-loop Verfahren mittels einer Kraft, zum Beispiel elektrostatisch, die Auslenkung zu null geregelt wird. Dies hat den Vorteil, dass sich die benötigte Kraft linear zur auftretenden Beschleunigung verhält. Zum Funktionsprinzip siehe auch Abbildung 2-4.

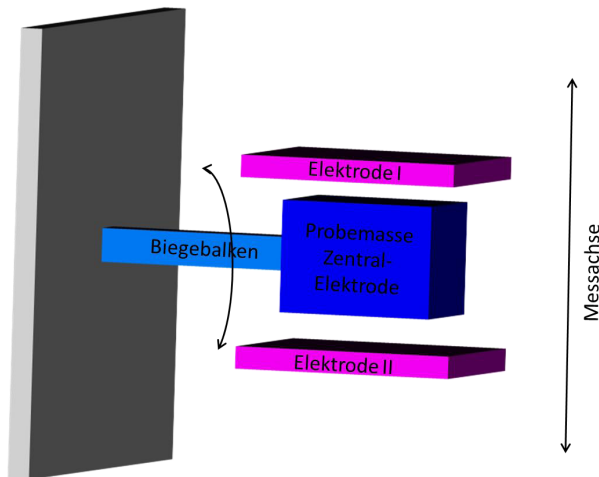


Abbildung 2-4: Funktionsweise eines Pendel-Beschleunigungssensors auf MEMS-Basis

Faseroptische Drehratensensoren haben eine etwa hundertfach bessere Messgenauigkeit als MEMS-Systeme, jedoch sind der Preis und auch das Gewicht um einen ähnlichen Faktor größer. Das Funktionsprinzip ist wie folgt: Zwei Lichtstrahlen durchlaufen gegenseitig eine Glasfaserspule, deren Wicklungen um die Drehachse gelegt sind. Eine Drehung der Spule bewirkt nun eine Änderung der optischen Weglängen, welche interferometrisch gemessen werden kann. Diese Weglängenänderung ist proportional zur gesuchten Drehgeschwindigkeit. Beim MEMS-Drehratensensor wird ein Schwinger in Schwingung versetzt, wie in der Abbildung 2-5 dargestellt. Eine Drehung des Sensors um die eingezeichnete Achse bewirkt durch die Coriolisbeschleunigung eine Auslenkung des Schwingers senkrecht zur Schwingungsebene, welche induktiv gemessen wird. Mit Hilfe dieser Auslenkung lässt sich die Drehgeschwindigkeit bestimmen.

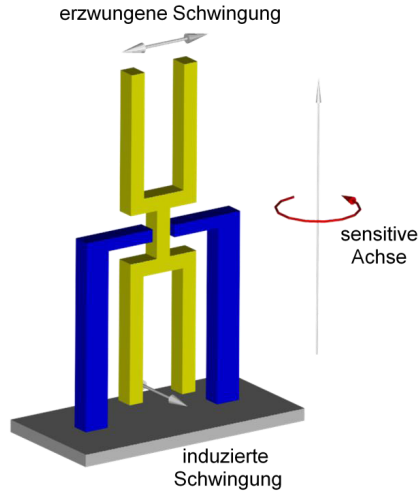


Abbildung 2-5: Funktionsweise von MEMS Drehratensensoren

2.2.2 Fehlerquellen

Das typische Fehlermodell einer Drehratensensor-Triade sieht wie folgt aus:

$$\tilde{\vec{\omega}}_{ib}^b = M_{Gyro} \cdot \vec{\omega}_{ib}^b + \vec{b}_\omega + \vec{n}_\omega$$

Gleichung 2-1

Hierin sind $\vec{\omega}_{ib}^b$ die realen Drehraten und $\tilde{\vec{\omega}}_{ib}^b$ die von den Sensoren als gemessen ausgegebenen Drehraten. Im idealen Fall sind die Drehratensensoren exakt orthogonal zueinander ausgerichtet, wodurch die Misalignment-Matrix M_{Gyro} eine Diagonalmatrix mit Nullen in den Nebendiagonalelementen wäre. Die Hauptdiagonalelemente stellen die Skalierungsfehler der Sensoren dar. In den Nebendiagonalelementen stehen die Faktoren für die Kopplung der Drehraten bei nicht exakt ausgerichteten Sensoren. Die Skalierungsfehler bestehen aus einem konstanten und einem von den Drehraten abhängigen Anteil, wobei für den letzteren in aller Regel eine quadratische Abhängigkeit von der Drehrate beobachtet werden kann.

Die additiven Fehler in den Messwerten sind in dem Biasvektor \vec{b}_ω zusammengefasst, wobei auch hier zwischen einem konstanten und einem zeitveränderlichen Teil unterschieden werden kann. Der konstante Anteil kann bei jedem Einschalten einen anderen Wert annehmen. Für den zeitveränderlichen Anteil, auch Bias-Drift genannt, wird als Modellierungsansatz oft ein Gauss-Markov-Prozess erster Ordnung herangezogen. Im Zeitkontinuierlichen ist dieser wie folgt gegeben:

$$\dot{w} = -\frac{1}{t_{corr}} \cdot w + \sigma \cdot \sqrt{\frac{2}{t_{corr}}} \cdot \eta$$

Gleichung 2-2

Hierbei ist w der zeitlich korrelierte Rauschterm beziehungsweise die Bias-Drift, η ist ein weißer Rauschprozess, t_{corr} die Korrelationszeit und σ die Standardabweichung des Gauß-Markov-Prozesses. Die Ursache für den veränderlichen Teil ist unter anderem die Abhängigkeit der Sensoren von der Temperatur. Im letzten Summand aus Gleichung 2-1 steckt das Messrauschen der Sensoren. Dies wird als weiß, normalverteilt und mittelwertfrei angenommen.

Die Messfehler der Beschleunigungsmesser sind vom Prinzip her identisch mit denen der Drehratensensoren, weshalb auch das gleiche Fehlermodell herangezogen werden kann:

$$\vec{a}_{ib}^b = M_{ACC} \cdot \vec{a}_{ib}^b + \vec{b}_a + \vec{n}_a$$

Gleichung 2-3

Sowohl die Bezeichnungen als auch die Ursachen der Fehler sind die gleichen wie bei den Drehratensensoren. Zusätzlich kommt bei den Beschleunigungsmessern noch der sogenannte „Rectification Error“ deutlich stärker zum Vorschein als bei den Drehratensensoren. Dies ist ein Bias, der sich in Abhängigkeit des vorhandenen Vibrationslevels ändert. Je nach Schätzverfahren für die Fehler und je nach Geschwindigkeit der Änderung des Vibrationspegels muss unter Umständen berücksichtigt werden, dass die Bias-Schätzung nicht mit den tatsächlich vorhandenen Offsets übereinstimmt oder zumindest phasenverschoben ist.

Neben den bisher beschriebenen Fehlern gibt es noch eine weitere Fehlerquelle, die auf der Zentripetalbeschleunigung bei auftretender Rotation beruht. Bei der Montage von mehr als einem Beschleunigungssensor ist es aus räumlicher Sicht nicht mehr möglich, dass alle Sensoren exakt im Zentrum des Referenzkoordinatensystems liegen. Dadurch messen die Beschleunigungssensoren noch folgenden Anteil der Zentripetalbeschleunigung entlang ihrer sensitiven Achsen \vec{e}_x , \vec{e}_y und \vec{e}_z :

$$\vec{a}_{zentr}^b = \begin{pmatrix} (\vec{\omega}_{ib}^b \times \vec{\omega}_{ib}^b \times \vec{r}_x^b) \cdot \vec{e}_x \\ (\vec{\omega}_{ib}^b \times \vec{\omega}_{ib}^b \times \vec{r}_y^b) \cdot \vec{e}_y \\ (\vec{\omega}_{ib}^b \times \vec{\omega}_{ib}^b \times \vec{r}_z^b) \cdot \vec{e}_z \end{pmatrix}$$

Gleichung 2-4

$\vec{r}_{x,y,z}^b$ bezeichnet dabei die Position der Beschleunigungssensoren im körperfesten Koordinatensystem. Ob eine Kompensation dieses als „Size Effect“ bezeichneten Effektes sinnvoll und nötig ist, hängt sowohl von der Güte der eingesetzten Sensoren als auch von der vorherrschenden Trajektorien-dynamik ab.

2.3 Optischer Sensor

Die Messungen des optischen Sensors liegen in der Bildebene der eingesetzten Kamera, weshalb im Grunde ein zweidimensionales Koordinatensystem ausreichend ist. Wie es zu dieser zweidimensionalen Struktur kommt und wie mehrere Bilder einer starren Szene zusammenhängen, soll im Folgenden gezeigt werden. Weiterhin wird auch die mögliche Informationsgewinnung aus den Bildern für die Navigation beschrieben. Für die Überführung der realen Kameradaten in das vorgestellte Modell wird auf die Kalibrierung in Kapitel 3 verwiesen, da die angesetzten Fehlermodelle nach der Kalibrierung keinen direkten Einfluss mehr auf den Sensoralgorithmus haben.

2.3.1 Modell der Lochkamera

Für die Auswertung der Informationen einer Kamera wird für diese zunächst eine mathematische Beschreibung benötigt. Hierfür wird in den meisten technischen Anwendungen auf das Modell der Lochkamera zurückgegriffen, welches ein einfaches mathematisches Modell für

die Abbildungsvorschrift einer realen Kamera darstellt. In Abbildung 2-6 ist das dabei zugrunde gelegte Verfahren der Entstehung der Abbildung dargestellt. Ein Punkt P der Szene wird nach dem Strahlensatz auf einer Abbildungsebene abgebildet. Das optische Zentrum der Linse wird als Loch angenommen, ergo auch der Name für das Modell.

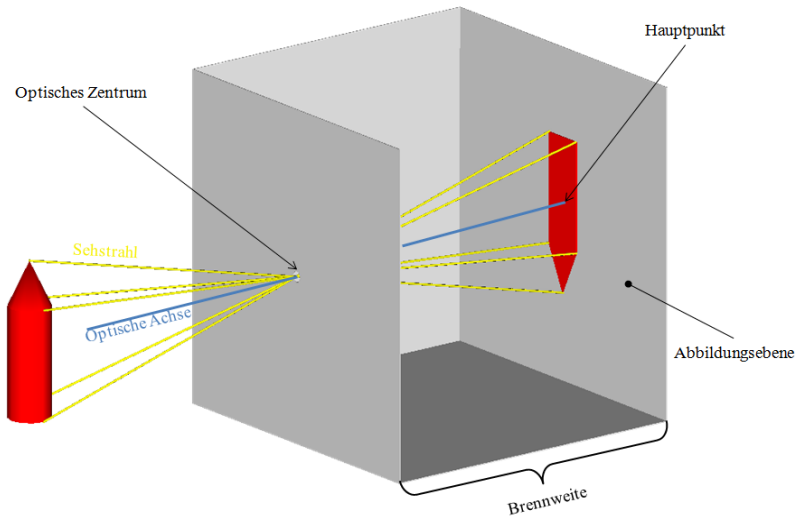


Abbildung 2-6: Prinzip der Lochkamera

Die optische Achse ist als Lot durch das optische Zentrum auf die Abbildungsebene definiert und schneidet die Abbildungsebene, auf der das Abbild entsteht, im sogenannten Hauptpunkt beziehungsweise Fovea. Die Brennweite f ist der Abstand der Abbildungsebene vom optischen Zentrum.

Bei einer realen Kamera liegen die Abbildungsebene und die Originalszene auf gegenüberliegenden Seiten der Linse, was eine Drehung des Bildes von 180° zur Folge hat, wie in Abbildung 2-6 zu sehen. Für eine übersichtlichere Darstellung kann man mit dem sogenannten Matscheibenmodell arbeiten, bei dem die Abbildung auf der gleichen Seite der Linse wie die Szene ist, womit man ein ungedrehtes Abbild erhält. Bei Digitalkameras wird dieser Effekt durch einen um 180° gedrehten Einbau des Bildsensors erreicht.

Das Kamerakoordinatensystem ist wie folgt definiert: Der Ursprung des Koordinatensystems liegt im optischen Zentrum und die Z-Achse ist mit der optischen Achse gleichzusetzen. Die X- und Y-Achse sind parallel zu den Zeilen und Spalten des Bildsensors ausgerichtet. Ein Szenepunkt ist somit durch folgende Koordinaten im Kamerakoordinatensystem bestimmt:

$$\vec{p} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}$$

Gleichung 2-5

wobei Großbuchstaben zum Einsatz kommen. Die Abbildungsebene hat den Abstand der Länge der Brennweite vom Brennpunkt und somit im Kamerakoordinatensystem die Z-Komponente:

$$Z = f.$$

Gleichung 2-6

Hiermit sind die Koordinaten der Projektion des Punktes P auf die Abbildungsebene gegeben durch:

$$\begin{bmatrix} x_f \\ y_f \\ f \end{bmatrix} = \frac{f}{Z} \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \frac{f}{Z} \cdot \vec{P}$$

Gleichung 2-7

Da die Informationen der Kamera diskret in den einzelnen Pixeln vorliegen, bietet es sich an, das sogenannte Pixelkoordinatensystem zu definieren, welches als Längeneinheit Pixel besitzt. Für die Überführung des Kamerakoordinatensystems in das Pixelkoordinatensystem müssen die Abmessungen eines Pixels s_x und s_y bekannt sein und zusätzlich noch die Lage des Hauptpunktes o_x und o_y . Mit diesen Informationen erhält man für die Abbildung eines dreidimensionalen Szenenpunktes auf die zweidimensionale Bildebene in Pixelkoordinatendarstellung folgenden Zusammenhang:

$$\begin{bmatrix} x_{pel} \\ y_{pel} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{f}{s_x} & 0 & o_x \\ 0 & \frac{f}{s_y} & o_y \end{bmatrix} \cdot \frac{1}{Z} \cdot \vec{P} = K \cdot \frac{1}{Z} \cdot \vec{P},$$

Gleichung 2-8

wobei die Matrix K als Kalibrationsmatrix bezeichnet wird, da sie alle intrinsischen Kameraparameter der realen Kamera enthält.

Will man wie im vorliegenden Fall die Messungen eines optischen Systems mit Messungen weiterer Messgeräte fusionieren, kann es von Vorteil sein, das Modell der Lochkamera auf eine Brennweite von einem Meter zu skalieren. Hierfür muss Gleichung 2-7 mit dem Kehrwert der Brennweite multipliziert werden und die Abbildungsvorschrift vereinfacht sich zu:

$$\vec{p} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ 1 \end{bmatrix} = \frac{1}{Z} \cdot \vec{P}$$

Gleichung 2-9

Der Term $\frac{1}{Z} \cdot P$ entspricht der Projektion des Punktes P auf die Abbildungsebene mit der Z-Koordinate $Z = 1$ m. In Abbildung 2-7 werden die Zusammenhänge veranschaulicht.

2.3.2 Zusammenhänge zwischen mehreren Bildern einer Szene

Im Folgenden werden die Zusammenhänge zwischen den Bildern einer Szene, aufgenommen aus verschiedenen Positionen, aufgezeigt. Hierbei gibt es unterschiedliche Ansätze, zum einen kann eine Transformation der Bilder mittels der Epipolarengeometrie ineinander durchgeführt werden, und zum anderen kann die Starrkörperbewegung der Kamera als Grundlage herangezogen werden.

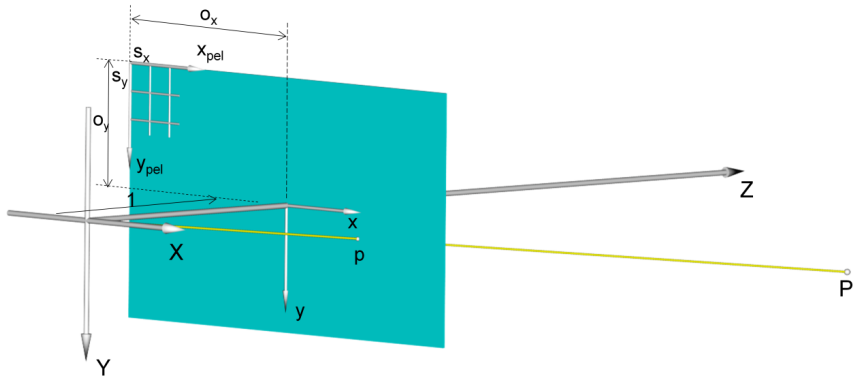


Abbildung 2-7: Koordinatensysteme und Bezeichnungen des optischen Systems

Epipolareometrie

Für den Fall, dass die Bewegungsgleichungen der Kamera nicht verwendet werden sollen, liefert die Epipolareometrie die mathematischen Grundlagen für die Zusammenhänge mehrerer Bilder einer unveränderten Szene. Viel geläufiger als die Verwendung der Epipolareometrie für die Bestimmung der räumlichen Differenz der Aufnahmepositionen ist ihr Einsatz in der 3D Rekonstruktion mit einem Stereokamerapaar, bei dem die Szene von zwei Kameras mit einem bekannten Basisabstand aufgenommen wird. Die Zusammenhänge sollen mit Hilfe der Abbildung 2-8 gezeigt werden. Grundlage hierfür sind die Verschiebungen der Kamera:

$$\vec{T} = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix}$$

Gleichung 2-10

und die drei Lagewinkel:

$$\vec{\alpha} = \begin{bmatrix} \alpha_x \\ \alpha_y \\ \alpha_z \end{bmatrix}$$

Gleichung 2-11

gegenüber dem Referenzkoordinatensystem der Szene. Legt man der Einfachheit halber das Referenzkoordinatensystem in das Koordinatensystem der ersten Kameraposition, so besteht zwischen den Koordinaten eines Szenenpunktes $\vec{P} = [X Y Z]^T$ im Bild eins und $\vec{P}' = [X' Y' Z']^T$ im zweiten Bild der Zusammenhang:

$$\vec{P}' = R \cdot \vec{P} + \vec{T}$$

Gleichung 2-12

Hierin ist R eine Rotationsmatrix aus den drei Lagewinkeln und \vec{T} der Verschiebungsvektor.

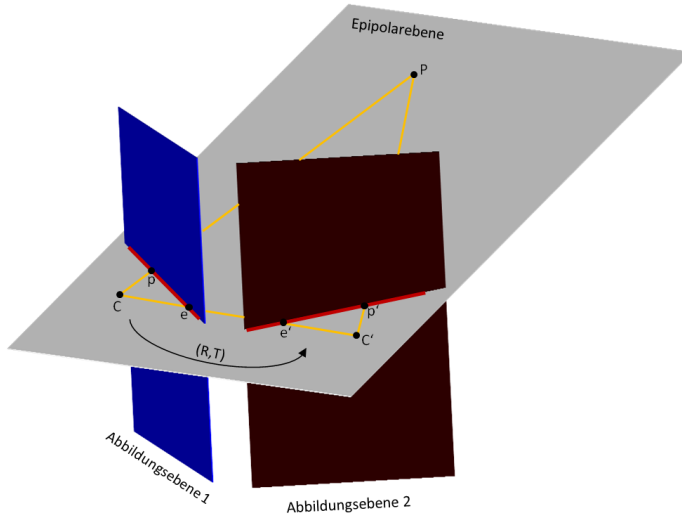


Abbildung 2-8: Zusammenhänge der Epipolare geometrie

Der Punkt P der 3D-Szene wird auf den beiden Abbildungsebenen 1 und 2 der beiden Kameras mit den Kamerazentren C und C' abgebildet, die Bildpunkte sind p und p' . Hierbei können die beiden Kameras beliebig angeordnet sein, solange der Punkt P von beiden Kameras beobachtet werden kann. Wie bereits erwähnt, ist es unter der Voraussetzung, dass sich der Punkt P nicht im Raum bewegt, auch irrelevant, ob die Bilder gleichzeitig gemacht werden, oder nur von einer Kamera fotografiert werden, welche sich um einen Vektor \vec{T} verschoben hat und um eine Matrix R rotiert wurde. Die Punkte P , C und C' spannen die so genannte Epipolarebene auf, welche die Projektionsebenen der Kameras in den Epipolarlinien schneidet. Diese sind rot in Abbildung 2-8 eingezeichnet. Verbindet man die beiden Kamerazentren C und C' miteinander, so schneidet die Verbindungslinie die Abbildungsebenen in den Punkten e und e' , welche Epipole genannt werden. Unter den Epipolen kann man sich den Punkt vorstellen, unter dem sich die beiden Kameras gegenseitig sehen würden, sie stellen somit ein Charakteristikum der Kameraanordnung dar.

Die Essentialmatrix beschreibt die geometrische Beziehung der Epipolarbedingung. Sie gibt an, wie zwei Abbildungen eines Raumpunktes in Bildkoordinaten zusammenhängen. Eingeführt wurde die Essentialmatrix in der computer vision von Longuet-Higgins in [15], wo ein Algorithmus für die Rekonstruktion einer dreidimensionalen Szene vorgestellt wird. Sind p und p' die Abbildung eines Raumpunktes in zwei Kameraansichten, wie in Abbildung 2-8 dargestellt, dann erfüllen die beiden Bildpunkte folgende Bedingung:

$$\vec{p}'^T \cdot R \cdot [\vec{T}]_x \cdot \vec{p} = 0,$$

Gleichung 2-13

wobei

$$E = R \cdot [\vec{T}]_x$$

Gleichung 2-14

gilt. Die Essentialmatrix E beschreibt hierbei die euklidische Transformation von Kamera zwei nach Kamera eins. $[\vec{v}]_x$ bezeichnet das Kreuzprodukt eines Vektors $\vec{v} = [v_1 \ v_2 \ v_3]^T$ mit einer 3x3-Matrix anhand der schiefsymmetrischen Matrix:

$$[\vec{v}]_x = \begin{bmatrix} 0 & -v_3 & v_2 \\ v_3 & 0 & -v_1 \\ -v_2 & v_1 & 0 \end{bmatrix}$$

Gleichung 2-15

Aus der Essentialmatrix können durch den rechts- und linksseitigen Nullraum die Epipole gebildet werden:

$$e'^T \cdot E = 0 \text{ und } E \cdot e = 0, \text{ da} \\ e = R^T \cdot \vec{T} \text{ und } e' = \vec{T}.$$

Gleichung 2-16

Will man anstelle der normierten Koordinaten mit Pixelkoordinaten arbeiten, so muss man in Gleichung 2-13 folgende Zusammenhänge einsetzen: $\vec{p} = K^{-1} \cdot p$ und $\vec{p}' = K^{-1} \cdot p'$. K ist wiederum die intrinsische Matrix der Kamera und \vec{p} beziehungsweise \vec{p}' sind die Pixelkoordinaten der entsprechenden Punkte. Es ergibt sich die Epipolarequation:

$$\vec{p}'^T \cdot F \cdot \vec{p} = 0, \\ F = K'^{-T} \cdot R \cdot [\vec{T}]_x \cdot K^{-1},$$

beziehungsweise

$$F = K'^{-T} \cdot E \cdot K^{-1}.$$

Gleichung 2-17

Die Matrix F wird Fundamentalmatrix genannt und beschreibt die Epipolareometrie in Pixelkoordinaten. Sie beinhaltet sowohl die intrinsischen Parameter der Kamera(s) als auch die extrinsischen Parameter der euklidischen Transformation zwischen den beiden Bildern.

Perspektivisches Bewegungsmodell

Im Gegensatz zur Epipolareometrie beruht das Perspektivische Bewegungsmodell auf der dreidimensionalen Starrkörperbewegung mit sechs Freiheitsgraden (6-DOF). Ausgegangen wird von den drei translatorischen

$$\vec{t} = \begin{bmatrix} t_x \\ t_y \\ t_z \end{bmatrix}$$

Gleichung 2-18

und den drei rotatorischen

$$\vec{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}$$

Gleichung 2-19

Geschwindigkeiten. Im Folgenden werden diese Größen als eine Bewegung der Kamera relativ zur Szene angesehen. Dies stellt dabei keine Einschränkung der allgemeinen Gültigkeit dar, auch wenn mehrere bewegte Objekte in der Szene vorkommen.

Die Geschwindigkeit eines Punktes der Szene lässt sich dann mit folgenden Differentialgleichungen bestimmen:

$$\dot{\vec{P}} = -\dot{\vec{t}} - \vec{\omega} \times \vec{P} = \begin{bmatrix} -\dot{t}_x - \omega_y \cdot Z + \omega_z \cdot Y \\ -\dot{t}_y - \omega_z \cdot X + \omega_x \cdot Z \\ -\dot{t}_z - \omega_x \cdot Y + \omega_y \cdot X \end{bmatrix}$$

Gleichung 2-20

Auf den ersten Blick mögen die Vorzeichen der Translation und der Rotation ungewohnt erscheinen, doch darf man hierbei nicht vergessen, dass sich die Kamera, und somit das Koordinatensystem, relativ zur Szene bewegt. Bewegt sich die Kamera zum Beispiel mit positiver Geschwindigkeit entlang der x-Achse, so wird sich ein beobachteter Punkt einer Szene und auch dessen Abbildung mit negativer Geschwindigkeit entlang der x-Achse bewegen, siehe Abbildung 2-9.

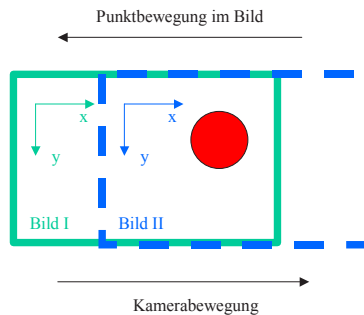


Abbildung 2-9: Bewegung eines Punktes im Bild bei einer Bewegung der Kamera.

Für die Bestimmung der Geschwindigkeit des Bildpunktes sind seine Koordinaten nach der Zeit abzuleiten, was hier exemplarisch für die x-Komponente gezeigt wird:

$$x = \frac{f}{Z} \cdot X$$

Gleichung 2-21

Da sowohl X als auch Z von der Zeit abhängen, muss man für die gesuchte Ableitung das totale Differential nach der Zeit bilden:

$$\frac{dx}{dt} = f \cdot \left(\frac{\partial x}{\partial Z} \cdot \frac{\partial Z}{\partial t} + \frac{\partial x}{\partial X} \cdot \frac{\partial X}{\partial t} \right)$$

Gleichung 2-22

$$\dot{x} = f \cdot \left(-\frac{X}{Z^2} \cdot \dot{Z} + \frac{1}{Z} \cdot \dot{X} \right)$$

Gleichung 2-23

Das selbe Vorgehen mit y liefert:

$$\dot{y} = f \cdot \left(-\frac{Y}{Z^2} \cdot \dot{Z} + \frac{1}{Z} \cdot \dot{Y} \right)$$

Gleichung 2-24

In kompakter Schreibweise dargestellt erhält man die folgende Gleichung:

$$\dot{p} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \frac{d}{dt} \frac{f}{Z(t)} \cdot \begin{bmatrix} X(t) \\ Y(t) \end{bmatrix} = \frac{f}{Z^2} \cdot \begin{bmatrix} Z \cdot \dot{X} - X \cdot \dot{Z} \\ Z \cdot \dot{Y} - Y \cdot \dot{Z} \end{bmatrix}$$

Gleichung 2-25

Durch Einsetzen der Gleichung 2-20 in Gleichung 2-25 erhält man schließlich das Geschwindigkeitsfeld $\dot{p}(p)$:

$$\dot{p} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \frac{1}{Z} \cdot \begin{bmatrix} t_z \cdot x - f \cdot t_x \\ t_z \cdot y - f \cdot t_y \end{bmatrix} + \omega_x \cdot \begin{bmatrix} \frac{1}{f} \cdot x \cdot y \\ \frac{1}{f} \cdot y^2 + f \end{bmatrix} - \omega_y \cdot \begin{bmatrix} \frac{1}{f} \cdot x^2 + f \\ \frac{1}{f} \cdot x \cdot y \end{bmatrix} - \omega_z \cdot \begin{bmatrix} -y \\ x \end{bmatrix}$$

Gleichung 2-26

Normiert man das obige System auf eine Brennweite von eins und sortiert die Terme etwas um, kann das Perspektivische Bewegungsmodell auch folgendermaßen geschrieben werden:

$$\dot{p} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = A \cdot \frac{t}{Z} + B \cdot \omega = \begin{bmatrix} \frac{1}{Z} \cdot A & B \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} t \\ \omega \end{bmatrix}$$

mit:

$$A = \begin{bmatrix} -1 & 0 & x \\ 0 & -1 & y \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} x \cdot y & -x^2 - 1 & y \\ y^2 + 1 & -x \cdot y & -x \end{bmatrix}$$

Gleichung 2-27

Auffällig an obiger Beziehung ist die Abhängigkeit der Geschwindigkeitsverteilung von den lokalen Tiefen Z . In der Praxis kann man diese Abhängigkeit zum Beispiel bei der Fahrt auf einer Autobahn beobachten. Hier scheinen weit entfernt liegende Punkte langsamer zu sein als nahe liegende. Der Zusammenhang $Z(p)$ wird als Tiefenfunktion oder auch Tiefenkarte in Bildkoordinaten bezeichnet.

In bestimmten Fällen kann auf eine einfache Funktion für die Tiefenkarte zurückgegriffen werden, wie es zum Beispiel beim Fliegen in großer Höhe über der Erdoberfläche der Fall ist. Hier kann man die Szenenpunkte als koplanar betrachten, wodurch die Tiefenkarte als Ebenengleichung darstellbar ist. Das hieraus resultierende Planare Bewegungsmodell lässt sich durch Einsetzen der Ebenenbeziehung:

$$a \cdot X + b \cdot Y + c \cdot Z = 1$$

Gleichung 2-28

in Gleichung 2-26 herleiten. Im vorliegenden Anwendungsfall erweist sich die Annahme einer planaren Szene als ungenügend, da unter anderem auch sehr nahe an Gebäuden vorbei geflogen werden soll.

2.3.3 Optischer Fluss

In Bildsequenzen lässt sich eine scheinbar zweidimensionale Geschwindigkeitsverteilung beobachten, die mit der Helligkeitsverteilung $I(p)$ der Bildpunkte assoziiert ist. Dieses Feld der Geschwindigkeitsverteilungen wird im allgemein $f(p)$ genannt, wobei aus dem Kontext heraus eine Verwechslung mit der Brennweite f ausgeschlossen werden kann. Das Geschwindigkeitsfeld wurde zum ersten Mal 1950 von Gibson optischer Fluss (Optic Flow oder Optical Flow) bezeichnet. Dieser optische Fluss wird später beim Aufbau des optischen Sensors als Grundlage für den low-level Featuretracker herangezogen. Die mathematische Grundlage des optischen Flusses ist:

$$I(p + f dt, t + dt) = I(p, t)$$

Gleichung 2-29

Könnte man davon ausgehen, dass ein Szenenpunkt P in zwei aufeinander folgenden Bildern dieselbe Helligkeit aufweisen würde und wäre es weiter möglich $I(p)$ eindeutig umzukehren, dann könnte man auf folgende Weise die Äquivalenz zwischen optischem Fluss und projizierter Geschwindigkeit herstellen:

$$\begin{aligned} I(p + f dt, t + dt) &= I(p, t) \\ I(p(t), t) &= I(p(t + dt), t + dt) \\ I(p(t) + dp, t + dt) &= I(p(t) + \dot{p} dt, t + dt) \\ f &\equiv \dot{p} \end{aligned}$$

Gleichung 2-30

In der Realität ist dies nicht so einfach möglich, da noch unterschiedliche Störungen bei der Betrachtung berücksichtigt werden müssen. Im Folgenden sollen einige dieser Störquellen aufgezeigt werden.

Eine einfarbige, um ihre eigene Achse rotierende Kugel führt auf ein Geschwindigkeitsfeld $\dot{p} \neq 0$ in der Bildebene. Hierbei bleibt allerdings die Helligkeitsverteilung $I(p_0, t)$ konstant, wodurch auch kein optischer Fluss erzeugt wird und die Bewegung auf diese Weise unbeobachtbar ist. Im Gegensatz dazu kann nun die Kugel festgehalten werden und die Lichtquelle um die Kugel herum bewegt werden. Dies hat zur Folge, dass ein optischer Fluss beobachtet werden kann, obwohl das Geschwindigkeitsfeld $\dot{p} = 0$ im Bereich der Kugel gilt, siehe Abbildung 2-10.

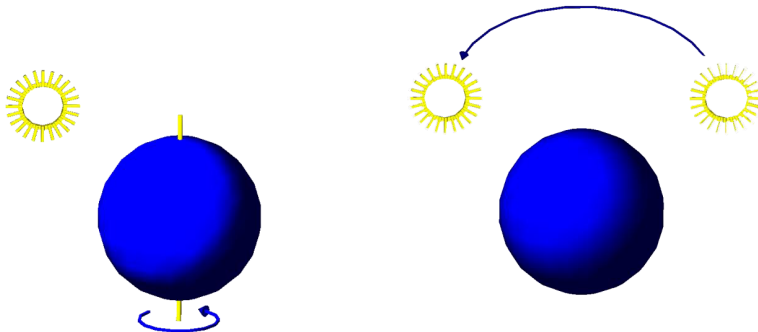


Abbildung 2-10: Helligkeitsverteilung bei einer Kugel

Einen wirklichen Ausweg aus diesem Dilemma gibt es leider nicht. Letztlich ist nur $f(p)$ beobachtbar und man muss mit der Näherung

$$f \approx \dot{p}$$

Gleichung 2-31

zurecht kommen.

Will man den Fluss in einem einfarbigen Feld bestimmen, so stößt man auf das sogenannte Weiße-Wand-Problem. Hier ist es gar nicht mehr möglich, einen optischen Fluss zu bestimmen, da sämtliche Bildpunkte die gleiche Helligkeit $I(t)$ aufweisen.

Das Aperturproblem dagegen tritt auf, wenn das betrachtete Bild eine eindimensionale Symmetrie aufweist, wie es zum Beispiel an einer Kante zwischen einem einfarbigen Dreieck und der Umgebung auftritt. Hier ist es nur möglich, den Fluss rechtwinklig zu dieser Kante zu bestimmen, siehe Abbildung 2-11.

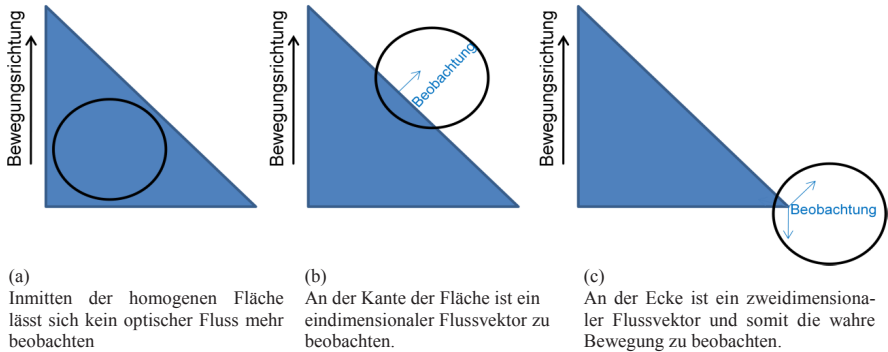


Abbildung 2-11: Aperturproblem

Neben den oben genannten Sonderfällen, die zu einem Scheitern der Bestimmung des optischen Flusses führen, gibt es in der Praxis noch mehrere Situationen, bei denen der optische Fluss nicht bestimmt werden kann. Hierzu zählt zum Beispiel die Beobachtung eines zyklischen Musters. Generell gilt: Es kann aus einer Szene nur die Information extrahiert werden, die auch in ihrem Abbild steckt.

Liegt nun der optische Fluss als eine Menge von Vektoren über ein Bild verteilt vor, dann muss dieser für die eigentliche Navigationsaufgabe interpretiert werden. Hierfür wird zunächst der ermittelte optische Fluss gleich der tatsächlichen Bewegung im Bild gesetzt. Ferner wird davon ausgegangen, dass die Bildrate und die Ermittlung des optischen Flusses von einer so hohen Frequenz ist, dass nicht zwischen kontinuierlicher und diskreter Betrachtungsweise unterschieden werden muss:

$$f \equiv \dot{p} \equiv \Delta p$$

Gleichung 2-32

Bei der Interpretation ist es sinnvoll, die Parameter in globale und lokale Parameter zu unterteilen. Die globalen Parameter sind die im Zuge der Fahrzeugnavigation gesuchten Zustände des Objekts, also die drei translatorischen Geschwindigkeiten und die drei rotatorischen Geschwindigkeiten. Als lokaler Parameter sei an dieser Stelle nur die unbekannte Tiefenfunktion $Z(p)$ erwähnt.

Da der optische Fluss vom Verhältnis der Translation zur Tiefe T/Z abhängt, können diese beiden Parameter nicht unabhängig voneinander betrachtet werden. Ohne Zusatzwissen können die Translation und die Tiefenfunktion nur bis auf einen unbekanntem, gemeinsamen Skalierungsfaktor bestimmt werden. Aus dem optischen Fluss lassen sich so nur die Richtung der Translation und die relativen Tiefen rekonstruieren. Die Absolutbeträge gehen bei der Projektion unwiederbringlich verloren. Dieser Effekt wird Skalenambiguität genannt.

Die Skalenambiguität führt somit dazu, dass für die Translation nur zwei unabhängige Richtungsvariablen ermittelt werden müssen. In der Praxis setzt man dann häufig $|T| = 1$ oder $T_z = 1$.

Es besteht somit nur noch die Möglichkeit, fünf unabhängige Größen der Bewegung aus dem optischen Fluss zu extrahieren. Hierfür ist der optische Fluss in mindestens fünf unabhängigen Punkten zu betrachten, da jeder einzelne Flussvektor zwei Größen liefert, aber zusätzlich noch eine weitere Unbekannte, die lokale Tiefe Z_i , mit sich bringt. Formal gesehen muss folgendes Gleichungssystem gelöst werden, wobei der Zusammenhang aus Gleichung 2-31 berücksichtigt wird:

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ \vdots \\ f_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{Z_1} \cdot A_1 \\ \vdots \\ \frac{1}{Z_n} \cdot A_n \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \frac{t_x}{t_z} \\ t_y \\ \frac{t_z}{1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_1 \\ \vdots \\ B_n \end{bmatrix} \cdot \omega$$

Gleichung 2-33

Die sogenannten Fünf-Punkt-Algorithmen beschäftigen sich mit der exakten Lösung dieser Gleichung, wobei hier weder eine analytische Lösung angegeben werden kann noch die Eindeutigkeit garantiert ist.

In Gleichung 2-27 beziehungsweise Gleichung 2-33 sind die Komponenten der Punktbewegung auf dem Bildsensor nach den translatorischen und rotatorischen Anteilen sortiert, welche ihre eigene Charakteristiken besitzen.

Translation

Ein reines Translationsfeld wird als Expansions- oder Explosionsfeld bezeichnet. Die Feldlinien \vec{f}_t sind hierbei Geraden, die man als Epipolaren bezeichnet. Sie schneiden sich alle im Epipol beziehungsweise „Focus Of Expansion“, oder kurz FOE, der sich nach folgender Formel berechnen lässt:

$$\vec{p}_e = \begin{bmatrix} t_x \\ t_z \\ t_y \\ t_z \end{bmatrix}$$

Gleichung 2-34

Bei einer Bewegung in Richtung der Blickrichtung der Kamera scheint es für den Betrachter, wie in Abbildung 2-12 dargestellt, als wäre im Epipol eine Quelle aus der die Flussvektoren entspringen und sich dann nach außen bewegen. Hierher rührt der Name Explosionsfeld. Geometrisch betrachtet ist der Epipol der Schnittpunkt der Translationsrichtung mit der Projektionsebene.

Die Längen der Verschiebungsvektoren im optischen Fluss sind zwar abhängig von der lokalen Tiefe Z_i , ihre Richtung ist dagegen unabhängig von den Tiefen. Die Epipolarbedingung bringt zum Ausdruck, dass \vec{f}_t und die Epipolare kollinear sind. Eine Möglichkeit, dies mathematisch zum Ausdruck zu bringen ist:

$$\begin{pmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{pmatrix} \cdot A \cdot \vec{t} \cdot \vec{f}_t = 0$$

Gleichung 2-35

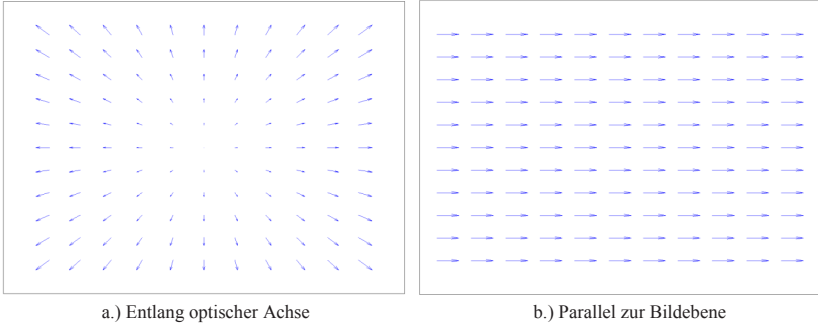


Abbildung 2-12: Optischer Fluss bei reiner Translation

Rotation

Das Rotationszentrum

$$\vec{p}_c = \begin{bmatrix} \frac{\omega_x}{\omega_z} \\ \frac{\omega_y}{\omega_z} \end{bmatrix}$$

Gleichung 2-36

wird auch als „Focus Of Rotation“ beziehungsweise FOR oder „Axis Of Rotation“ (AOR) bezeichnet. Wenn sich der FOR im Ursprung befindet, bilden die Feldlinien bei reiner Rotation konzentrische Kreise. Ist die Rotationsachse dagegen parallel zur Bildebene, dann wandert der FOR ins Unendliche, die Feldlinien werden zu Hyperbeln, siehe Abbildung 2-13.

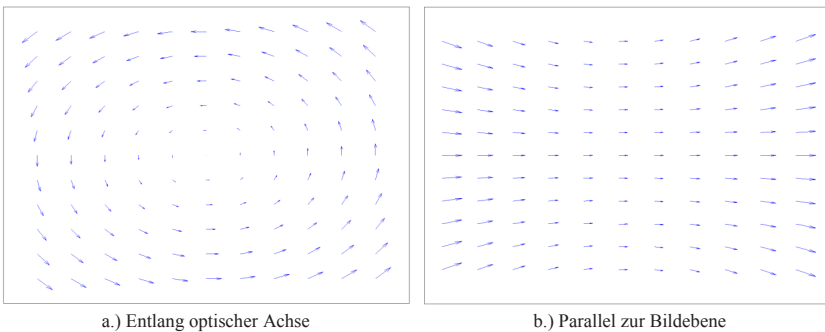


Abbildung 2-13: Optischer Fluss bei reiner Rotation

Wie in Abbildung 2-14 skizziert, sind die rotatorischen Feldlinien Kegelschnitte des Kegelmantels, welcher vom Sehstrahl beschrieben wird, mit der Bildebene.

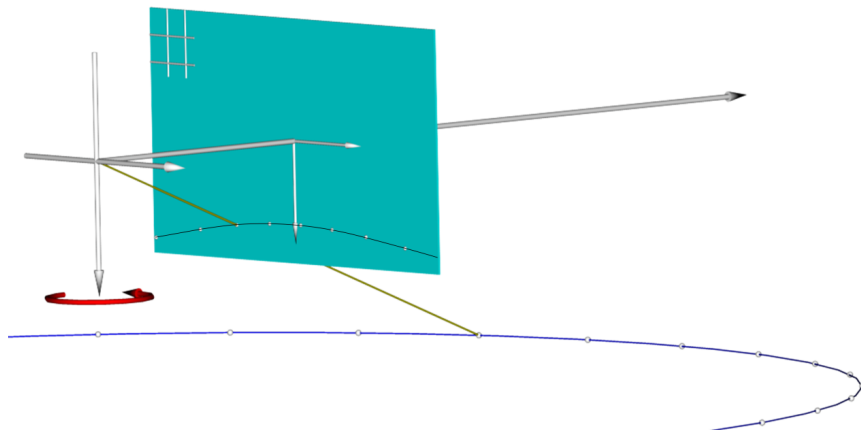


Abbildung 2-14: Rotatorische Feldlinien als Kegelschnitt

Wie sich bei Betrachtung der Abbildung 2-12 und Abbildung 2-13 erahnen lässt, ist eine reine transversale Lateralbewegung t_x beziehungsweise t_y kaum von einer rotatorischen Bewegung ω_y beziehungsweise $-\omega_x$ zu unterscheiden. Wenn überhaupt lässt sich ein Unterschied nur in den Ecken erkennen, wobei dieser bei zunehmender Rotationsgeschwindigkeit auch immer kleiner wird, bis er in der Praxis nicht mehr eindeutig zu identifizieren ist. Abhilfe könnte hier eine zweite Kamera schaffen, die in eine andere Richtung blickt.

Doch auch die zweite Kamera kann eine Eindeutigkeit bei der Interpretation des optischen Flusses noch nicht garantieren. Man stelle sich ein Flugobjekt mit zwei Kameras vor, bei dem die eine Kamera in Richtung der positiven y -Achse und eine in Richtung der negativen y -Achse blickt. Fliegt dieses Flugobjekt, mit der Geschwindigkeit u entlang seiner körperfesten x -Achse in der Mitte eines Ganges mit parallelen Wänden, so ist die Interpretation eindeutig. Bewegt sich das Flugobjekt langsam zu einer Bewegung entlang des Ganges noch auf die rechte Wand zu, so wird die transversale Komponente in der rechten Kamera größer und in der linken Kamera kleiner. Genau das gleiche beobachtet man allerdings auch, wenn das Flugobjekt sich zwar immer noch in der Mitte des Ganges bewegt, dabei aber um die z -Achse giert. Man könnte nun noch die Expansion in die Betrachtung mit einbeziehen, müsste aber hierfür wissen, dass sich das Flugobjekt wirklich in einem Gang mit parallelen Wänden bewegt. Eine bessere Möglichkeit liegt in der Verwendung einer weiteren Kamera, die auf den Boden blickt und die Rotation direkt messen könnte.

2.4 Sensorkoordinatensysteme

Das Sensorkoordinatensystem wird gleich dem Koordinatensystem der Kamera gesetzt. Prinzipiell wäre dafür jedes beliebige kartesische Koordinatensystem möglich, allerdings reduziert sich der interne Rechenaufwand bei Verwendung eines schon eingesetzten Koordinatensystems. Somit kommt neben dem Kamerasystem noch das System der IMU in Frage. Ausschlaggebend für die Wahl des Kamerasystems ist die Tatsache, dass die Kamera sowohl die Größen der IMU beobachten kann als auch einen Bezug zur Position des Sensors im Raum herstellt. Dies geschieht durch die Berechnung der dreidimensionalen Punktkoordinaten der verfolgten Merkmale. Zudem unterliegt der optische Sensorteil bei weitem nicht einer so gro-

ßen Drift wie die IMU. Es wird sich später sogar zeigen, dass durch eine Montage der IMU sehr nahe an die Kamera und eine Ausrichtung der Achsen parallel zur Kamera das Koordinatensystem der IMU gleich dem der Kamera gesetzt werden kann. Der damit verbundene Fehler ist in den verrauschten Messdaten und der vorliegenden Dynamik nicht zu beobachten. Daneben wird die Position im WGS84 Koordinaten ausgegeben, wie es beim GPS-Sensor auch zum Einsatz kommt.

3 Kalibrierung der Komponenten

Zum Ermitteln der Navigationslösung sollen Messungen von unterschiedlichen Sensoren ausgewertet werden, welche auch an unterschiedlichen Orten des Fahrzeuges untergebracht sind. Ohne ein Wissen der genauen Position und Lage der Sensoren zueinander, wäre eine Fusion der einzelnen Sensorinformationen nicht möglich. Des Weiteren bedürfen aber auch die einzelnen Sensoren für sich betrachtet schon einer Kalibrierung, um Fehler, beispielsweise bedingt durch Fertigungstoleranzen, kompensieren zu können.

3.1 GPS

Das GPS basiert auf der Messung von Funksignalen, welche von Satelliten ausgestrahlt werden. Für die Navigation ist es wichtig, wo genau am Fahrzeug diese Signale empfangen werden, um die ermittelte Position und Geschwindigkeit auf das Fahrzeug zu referenzieren. Die ideale Antenne wird in [16] durch einen Punkt definiert, in dem das Phasenzentrum liegt. Dieser Punkt ist unabhängig von der Richtung der einfallenden Signale.

Vor allem bedingt durch die elektromagnetischen Eigenschaften der einzelnen Bauteile der Antenne, weicht das Phasenzentrum einer realen Antenne von dem geometrisch invarianten Zentrum der idealen Antenne ab. Aus dem Referenzpunkt der idealen Antenne wird eine zu betrachtende Fläche, auf der sich der Referenzpunkt jedes einzelnen Satelliten in Abhängigkeit des Einfallswinkels des Signales befindet. Um ein Modell der realen Antenne zu erstellen, definiert man ein mittleres Phasenzentrum, welches den Mittelpunkt eines Kugelsegmentes über alle empfangenen Satellitensignale darstellt. Des Weiteren wurde vom Internationalen GPS-Service, kurz IGS, ein mechanischer Referenzpunkt festgelegt. Dieser Antennenreferenzpunkt wird mit ARP abgekürzt und liegt auf dem Mittelpunkt der Zentrierachse der Unterseite der GPS-Antenne, siehe auch Abbildung 3-1. Die Abweichung der realen Phasenlage bezüglich des mittleren Phasenzentrums wird als Phasenzentrumsvariation bezeichnet und in einen elevations- und einen azimuthabhängigen Anteil unterteilt. Der azimuthabhängige Fehler wird überwiegend vom Antennentyp beeinflusst, der elevationsabhängige dagegen von der Lage des betrachteten Satelliten.

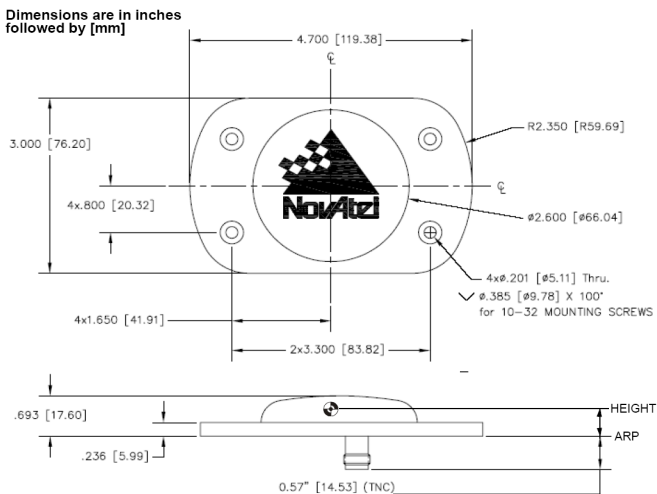


Abbildung 3-1: Geometrische Daten der eingesetzten GPS-Antenne (Quelle: Novatel)

Bei der GPS-Antennenkalibrierung wird die Abweichung zwischen Antennenreferenzpunkt und Phasenzentrum oder der Offset und die Phasenzentrumsvariation bestimmt. Zur Auswahl stehen die relative und die absolute Kalibrierung, wobei bei letzterer noch zwischen Kammerkalibrierung und absoluter Feldkalibrierung unterschieden wird.

Bei der relativen Antennenkalibrierung wird die zu kalibrierende Antenne bezüglich einer als fehlerfrei angenommenen Antenne vermessen. Nach IGS-Standard ist dies eine Dorne Margoline T AOD/M_T. Der Nachteil dieser Methode liegt auf der Hand: es wird stets eine genau vermessene GPS-Antenne benötigt und zudem bleibt ein Restfehler bedingt durch Mehrwegeeffekte erhalten. Der große Vorteil für den Nutzer von GPS-Systemen ist, dass für eine Großzahl der verfügbaren GPS-Antennen die Kalibrierdaten frei bei der IGS zu beziehen sind, siehe [17].

Bei der absoluten Antennenkalibrierung durch Kammerkalibrierung wird die zu vermessende Antenne in einem mikrowellentoten Raum bezüglich eines künstlichen GPS-Signals vermessen. Wie in [18] gezeigt wird, kann es bei der Nutzung, der durch künstliche GPS-Signale ermittelten Offsets, zu Fehlern in der Praxis kommen.

Bei der absoluten Feldkalibrierung werden dagegen reale GPS-Signale unter freiem Himmel genutzt. Bei diesem Verfahren ist es sehr wichtig, die Trajektorie, auf welcher die Antenne bewegt wurde, genau zu kennen. Diese Anforderung macht das Verfahren auch sehr aufwendig, da diese Präzision nur durch einen hochgenauen Roboterarm in der Praxis realisiert werden kann, der nicht nur im Freien montiert sein muss, sondern auch noch über eine entsprechend große Ausdehnung verfügen muss. Fehler durch Mehrwegeeffekte können hierbei durch Bildung von Tagesdifferenzen kompensiert werden. Die Methode wurde in [19] genauer untersucht, mit dem Ergebnis, dass sie circa um den Faktor zwei genauer ist als die relative Antennenkalibrierung.

In [20] werden folgende zu erwartende Fehler bei der Verwendung der frei verfügbaren relativen Antennenkalibrierungsdaten aufgezeigt:

Lageoffset:	<1 cm
Höhenoffset:	Mehrere Zentimeter
Elevationsabhängige PCV:	Maximal 10 cm in der Höhe

Basierend hierauf wird in der vorliegenden Arbeit die relative GPS-Antennenkalibrierung verwendet. Für die Referenzierung der Messungen des GPS im Sensorkoordinatensystem wird die Position des Referenzpunktes der Antenne mittels eines Maßbandes vermessen. Dieses Vorgehen wird bei der Messgenauigkeit des GPS als ausreichend genau angesehen.

3.2 Inertiale Messeinrichtung

In der vorliegenden Arbeit wird als inertielle Messeinrichtung eine handelsübliche low-cost IMU herangezogen, bei der der Strap-down Algorithmus abgeschaltet wird und nur die Drehraten und Beschleunigungen als Messwerte verwendet wurden. Diese Messwerte enthalten schon die vom Hersteller ermittelten Korrekturen aus einer Kalibrierung, weshalb dahin gehend auch keine Untersuchungen vorgenommen wurden.

Bei der Kalibrierung der IMU werden soweit möglich die Größen der Fehlermodelle der Sensoren ermittelt. Je nach Güte der Sensoren werden hier genauere oder einfachere Annahmen getroffen und bei Vorhandensein von Temperatursensoren auch die Abhängigkeiten der Fehler von der Temperatur bestimmt. Die Kalibrierung erfolgt mittels einer vorgegebenen, sehr genau bekannten Bewegung, in der die Fehler der Sensoren möglichst gut beobachtbar sein sollten und mit anschließender Identifikation der Fehler durch Vergleich der Istbewegung mit der gemessenen Bewegung. Durch Optimierung der Fehlerparameter werden diese zwei Be-

wegungen zur Deckung gebracht und anschließend im Messgerät gespeichert. Die Identifikation erfolgt entweder durch einen Optimierungsalgorithmus oder aber auch durch Kalman-Filter-Ansätze.

Bei der Montage der IMU am Sensorsystem wird darauf geachtet, dass die Achsen der Koordinatensysteme möglichst parallel angeordnet sind. Somit ist keine weitere Kalibrierung mehr nötig.

3.3 Kamera

Besonders beim optischen Sensor wird deutlich, dass ein mathematisches Modell eines Sensors vor dem Einsatz durch geeignete Parameter an die Realität angepasst werden muss. So liegen dem Lochkameramodell starke Vereinfachungen gegenüber den Abbildungen einer realen Kamera zu Grunde. Durch geeignete Fehlermodelle gelingt es allerdings die Bilder einer realen Kamera weitestgehend in die Abbildungen eines Lochkameramodells zu überführen.

Ein Großteil der Abweichungen der realen Kamera von der Lochkamera beruht auf der Tatsache, dass das optische Zentrum nicht nur aus einem Loch besteht, sondern aus einer Linse oder sogar einem Linsensystem. Daneben gibt es aber auch Grenzen in der Fertigung einer Kamera, wodurch weitere Fehler in der Abbildung der Szene entstehen.

Im Folgenden werden die in dieser Arbeit verwendeten Fehlermodelle beschrieben, das verwendete Verfahren für die Bestimmung der Parameter des Modells beschrieben und das realisierte Verfahren für die Überführung der realen Bilder ins Lochkameramodell aufgezeigt. Die beschriebene Modellierung der Fehler und der Verzerrungen einer realen Kamera basieren auf der in [21] vorgestellten Arbeit.

Verzerrungen

Die Ursachen für die Verzerrungen liegen in den optischen Systemen, das heißt den eingesetzten Linsen und Blenden. Hierbei unterscheidet man zwischen den radialen und den tangentialen Verzerrungen, welche an Hand des unverzerrten Musters aus Abbildung 3-2 veranschaulicht werden sollen.

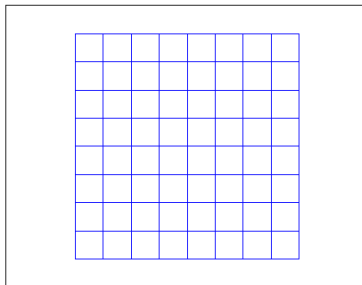


Abbildung 3-2: Unverzerrtes Muster

Die radiale Verzerrung skaliert den Abstand des Bildpunktes zum Bildhauptpunkt. Je nachdem, ob eine Vergrößerung oder eine Verkleinerung des Abstands vorliegt, lässt sich eine tonnenförmige oder eine kissenförmige Verzerrung beobachten. In Abbildung 3-3 ist dies anhand des verzerrten Bildes des rechtwinkligen Gitters gezeigt.

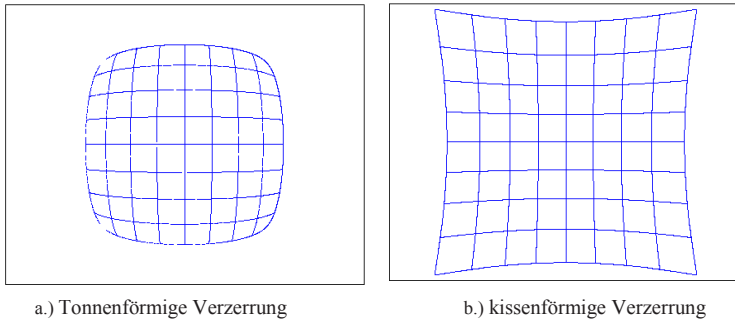


Abbildung 3-3: Radiale Verzerrung

Mathematisch lässt sich die Verzerrung durch folgende Funktion ausdrücken:

$$\text{beziehungsweise} \quad x_{dr} = (1 + k_c(1) \cdot r^2 + k_c(2) \cdot r^4 + k_c(5) \cdot r^6) \cdot x_n$$

$$y_{dr} = (1 + k_c(1) \cdot r^2 + k_c(2) \cdot r^4 + k_c(5) \cdot r^6) \cdot y_n$$

mit

$$r = \sqrt{x_n^2 + y_n^2}.$$

Hierin sind:

- x_d verzerrte x-Koordinate,
- x_n unverzerrte x-Koordinate,
- y_d verzerrte y-Koordinate,
- y_n unverzerrte y-Koordinate,
- k_c Verzerrungskoeffizienten.

Gleichung 3-1

Die tangentielle Verzerrung beruht auf einer schlechten Zentrierung des Linsensystems, im englischsprachigem Raum wird sie deshalb auch als „decentering distortion“ bezeichnet. In Abbildung 3-4 ist eine typische tangentielle Verzerrung entsprechend der folgenden Vorschrift abgebildet:

$$\text{beziehungsweise} \quad x_{dt} = 2 \cdot k_c(3) \cdot x_n \cdot y_n + k_c(4) \cdot (r^2 + 2 \cdot x_n^2)$$

$$y_{dt} = k_c(3) \cdot (r^2 + 2 \cdot y_n^2) + 2 \cdot k_c(4) \cdot x_n \cdot y_n$$

mit

$$r = \sqrt{x_n^2 + y_n^2}.$$

Hierin sind:

- x_{dt} Verschiebung der x-Koordinate
- x_n unverzerrte x-Koordinate
- y_{dt} Verschiebung der y-Koordinate
- y_n unverzerrte y-Koordinate
- k_c Verzerrungskoeffizienten

Gleichung 3-2

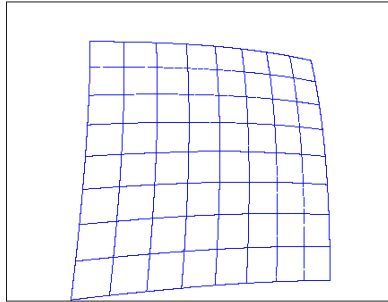


Abbildung 3-4: Tangentiale Verzerrung

Das reale, verzerrte Bild berechnet sich letztendlich aus der Summe der tangentialen und radialen Verzerrungen:

$$x_d = x_{dr} + x_{dt}$$

beziehungsweise

$$y_d = y_{dr} + y_{dt}$$

Gleichung 3-3

Ausrichtungsfehler des Bildsensors

Neben den im vorherigen Kapitel aufgeführten Verzerrungen gibt es eine weitere Gruppe von Fehlerquellen, welche zu Fehlern in der Bildauswertung führen können. Zurückzuführen sind diese auf den Bildsensor der verwendeten digitalen Kamera. Zum einen kann es, bedingt durch die Montage der Kamera, zu Abweichungen zwischen der optischen Achse der Optik und dem Mittelpunkt des Bildsensors kommen. Zum anderen ist nicht zwingend gewährleistet, dass die Zeilen und Spalten des Bildsensors rechtwinklig aufeinander stehen. Der Durchstoßpunkt der optischen Achse wurde während der folgenden Kalibrierung ermittelt und stellt lediglich einen Offset in der weiteren Auswertung der Bilder dar. Die Rechtwinkligkeit der Zeilen und Spalten des Bildsensors wurde ebenfalls untersucht, allerdings ist dies bei der vorliegenden Kamera, wie auch die Regel bei modernen Systemen, gegeben. Somit besteht hierfür im Weiteren kein Handlungsbedarf.

Bestimmung der Verzerrungskoeffizienten der Kamera

Nachdem in den beiden vorangegangenen Abschnitten die Modellierung der physikalischen und geometrischen Parameter in Bezug auf die Abweichung des Lochkameramodells von einer realen Kamera aufgezeigt wurde, wird nun deren Bestimmung beschrieben. Für die Kalibrierung werden Bilder eines Kalibrieremusters, wie in Abbildung 3-7 zu sehen, aufgenommen. Das Muster liefert Referenzpunkte in der 3D Welt, welche zusammen mit deren Aufnahme die Grundlage der Kamerakalibrierung darstellen. Hierfür ist nur die Geometrie und Größe des Musters nötig und kein *a priori* Wissen über die Lage des Referenzmusters gegenüber der Kamera.

Die beiden gängigsten Verfahren für die Kamerakalibrierung sind die direkte lineare Transformation, sogenannte DLT-Verfahren, und das Verfahren von Tsai [21] beziehungsweise dessen Erweiterung von Zhang [22].

Die DLT-Verfahren zeichnen sich dadurch aus, dass für ihre Lösung ausschließlich lineare Gleichungen gelöst werden müssen. Da sie aber keine Verzerrungen berücksichtigen, also nur die intrinsischen Parameter wie Brennweite und Pixelgröße bestimmen, wurden sie in der

vorliegenden Arbeit nicht weiter verfolgt. Das Verfahren von Tsai wurde in der „Camera Calibration Toolbox for Matlab“ [23] in einer bedienerfreundlichen Matlab Toolbox umgesetzt, die zur freien Verfügung steht und hier Anwendung findet.

Bei der Kalibrierung werden die Eckpunkte der weißen beziehungsweise schwarzen Quadrate des Kalibriermusters detektiert, welche die eigentliche Information für die Parameterbestimmung darstellen. Den Einfluss der Anzahl der Quadrate des Kalibrierkörpers wurde im Rahmen der vorliegenden Arbeit in [24] untersucht. Hierbei stellte sich heraus, dass ein feingliedriger, also ein Probekörper mit vielen Quadraten, kleinere propagierte Unsicherheiten in den optimierten Verzerrungskoeffizienten besitzt als ein grober Probekörper. Aus diesem Grund wurden die Kalibrierungen mit einem Muster der Größe 1050 mm * 700 mm mit 21*14 Quadraten durchgeführt.

Am Ende der Kalibrierung mittels der Toolbox liegen folgende Parameter vor: Die Brennweite des Objektivs, die Position des Bildhauptpunktes, die Verzerrungskoeffizienten für radiale und tangentielle Verzerrung und die Unsicherheiten in den bestimmten Größen.

Entzerrung des aufgenommenen Bildes

Für die Entzerrung des Bildes kommt ein iteratives Verfahren zum Einsatz, bei dem versucht wird, aus den bekannten, verzerrten Koordinaten des Punktes auf dem Bildsensor die unverzerrte Position laut der Abbildungsvorschrift des Lochkameramodelles zu finden. Es wird hierbei vorausgesetzt, dass die Verzerrungskoeffizienten bekannt sind.

Mittels einer Anfangsschätzung für die unverzerrten Koordinaten und der Gleichung 3-3 werden verzerrte Koordinaten für die Bildpunkte berechnet. Die Differenz zwischen diesen berechneten Koordinaten und den gemessenen Koordinaten wird als Fehler auf die geschätzten unverzerrten Koordinaten addiert, und iterativ fortgesetzt, bis der Fehler eine untere Schwelle unterschreitet, siehe auch Abbildung 3-5. In der vorliegenden Arbeit wird diese Entzerrung für jedes neue Bild wiederholt. Es wäre allerdings auch möglich gewesen, im späteren Fusionsalgorithmus mit den verzerrten Koordinaten zu arbeiten, was eine Möglichkeit darstellt, Rechenzeit einzusparen. Der Nachteil hierbei liegt in einer schlechteren Modularisierung des Gesamtsystems, wenn im Modul für die Sensorfusion auch Begebenheiten des optischen Systems berücksichtigt werden müssen.

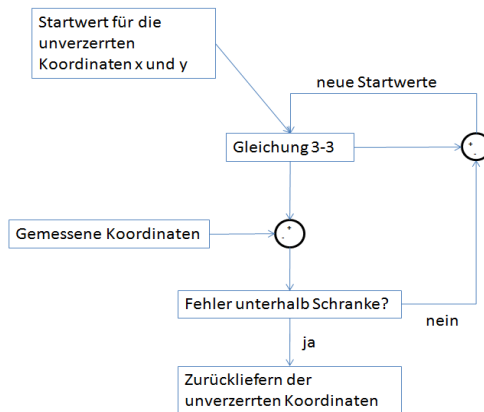


Abbildung 3-5: Entzerrung der gemessenen Koordinaten

3.4 Kalibrierung der Kamera zum körperfesten System

Neben der Bestimmung der internen beziehungsweise intrinsischen Kameraparameter ist es wichtig, die Ausrichtung der Kamera gegenüber dem körperfesten Koordinatensystem des Fluggerätes zu ermitteln. Da das Sensorkoordinatensystem gleich dem der Kamera gesetzt wird, liefert diese Kalibrierung gleichzeitig den Bezug vom Sensorsystem zum Fahrzeug. In der vorliegenden Arbeit wurden hierfür zwei Ansätze betrachtet, zum einen die sogenannte Hand-Eye Kalibrierung, welche aus der Robotik stammt, und zum anderen die Kalibrierung mit Hilfe der Methode der absoluten Orientierung, welche ihren Ursprung in der Photogrammetrie hat.

Für die Kalibrierung des Sensors bezüglich des Fluggerätes wurde die Methode der Absoluten Orientierung ausgewählt. Näheres zur Hand-Eye Kalibrierung kann in [25], [26] und [27] nachgelesen werden. Der hier zum Einsatz gekommene Ansatz zur Bestimmung der Position und der Orientierung zweier Koordinatensystemen zueinander stammt aus [28]. Eines der beiden Koordinatensysteme ist im vorliegenden Fall das Kamerakoordinatensystem und das andere das körperfeste Koordinatensystem des Flugobjektes. Von beiden Systemen aus werden mehrere Punkte vermessen, und dann die bestmögliche Transformation der Punkte von einem in das andere Koordinatensystem gesucht. Diese Transformation stellt die Lage und Orientierung der beiden Koordinatensysteme zueinander dar, siehe Abbildung 3-6.

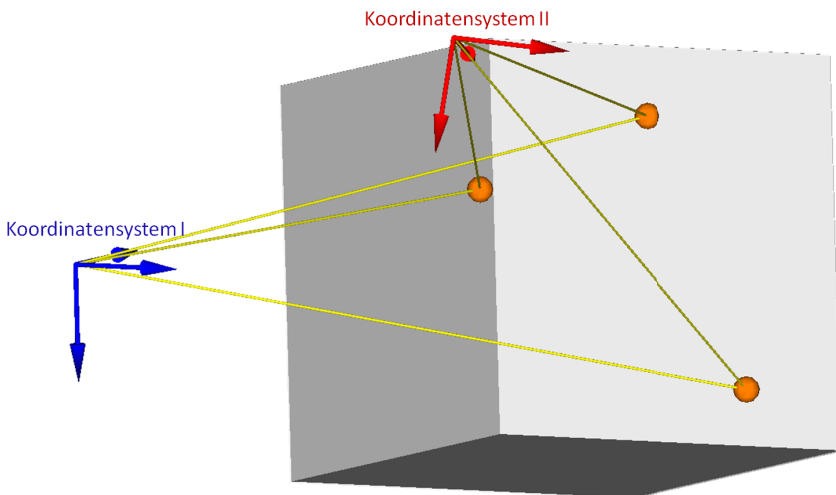


Abbildung 3-6: Methode der absoluten Orientierung

Für die Bestimmung der Orientierung und Lage macht man sich das Kalibrieremuster aus der Kamerakalibrierung zu nutze. Als Referenzpunkte werden die Eckpunkte P1 bis P4 des Schachbrettes herangezogen, wie in Abbildung 3-7 zu sehen.

Die Punkte P1 bis P4 im Kamerakoordinatensystem liegen am Ende der Kamerakalibrierung als extrinsische Parameter in einer kartesischen Darstellung vor. Nicht ganz so einfach verhält es sich mit den Punkten P1 bis P4 im körperfesten Koordinatensystem. Da eine kartesische Vermessung der Punkte im körperfesten Koordinatensystem in der Praxis nicht durchführbar ist, wird hier ein Umweg über Kugelschnittpunkte gemacht. Die kartesische Vermessung

scheitert an der exakten Projektion der Punkte auf die einzelnen Achsen, da hier schon kleinste Abweichungen in den Winkeln bei der Projektion zu großen Fehlern in den Abständen führen. Zunächst werden drei raumfeste Punkte so festgelegt, dass ihre kartesischen Koordinaten mit einer hohen Genauigkeit im körperfesten Koordinatensystem bestimmt werden können. Durch geschickte Wahl der Punkte ist hierbei der Fehler, bedingt durch fehlerhafte Projektion, deutlich kleiner als bei der Bestimmung der Koordinatenpunkte des koplaren Kalibriermodells. In Abbildung 3-8 ist das Vorgehen für den zweidimensionalen Fall und dem Punkt P1 skizziert. Die Referenzpunkte sind mit A und B bezeichnet.

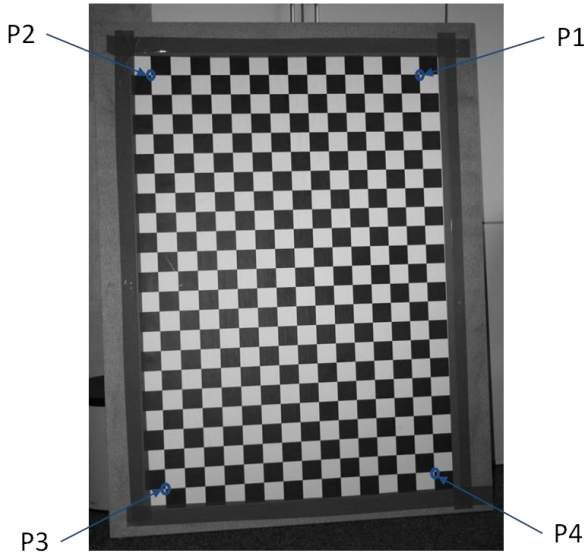


Abbildung 3-7: Kalibriermuster

Von den Referenzpunkten werden nun die Abstände zu den Punkten auf dem Kalibriermuster vermessen, welche Radien von virtuellen Kugeln um die Referenzpunkte darstellen. Der Schnittpunkt der virtuellen Kugeln entspricht dem entsprechenden Punkt auf dem Kalibriermuster. Die virtuellen Kugeln werden durch folgende Gleichungen repräsentiert:

$$\begin{aligned}(x_i - x_A)^2 + (y_i - y_A)^2 + (z_i - z_A)^2 &= r_{A,i}^2 \\(x_i - x_B)^2 + (y_i - y_B)^2 + (z_i - z_B)^2 &= r_{B,i}^2 \\(x_i - x_C)^2 + (y_i - y_C)^2 + (z_i - z_C)^2 &= r_{C,i}^2\end{aligned}$$

Gleichung 3-4

Hierin bezeichnet x_A die x-Koordinate des Referenzpunktes A, y_A die y-Koordinate des Referenzpunktes und z_A die z-Koordinate. Der Index i weist auf den i -ten Punkt des Modells und r ist der gemessene Abstand zwischen den Referenzpunkten und den Punkten des Kalibriermodells.

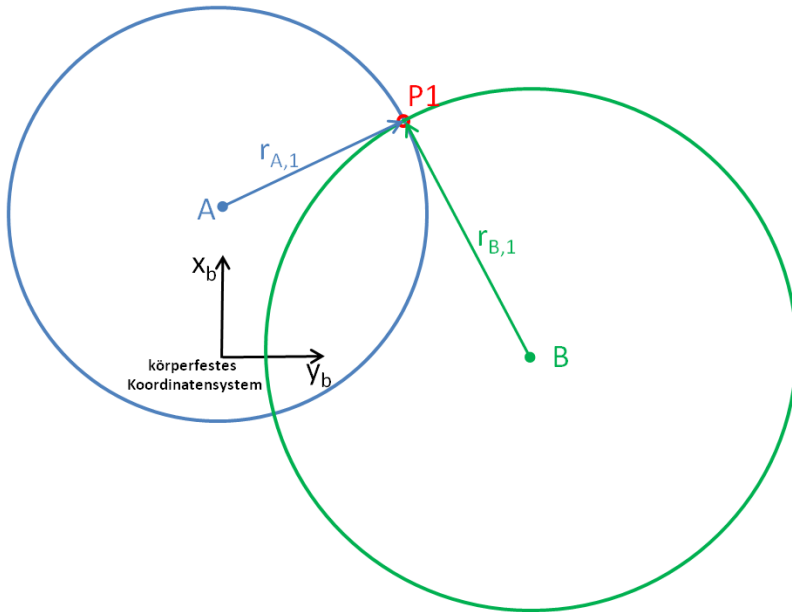


Abbildung 3-8: Referenzpunkte für die Lage- und Positionsbestimmung

Im idealen, messfehlerfreien Fall wäre es möglich, aus Gleichung 3-4 die gesuchten Koordinaten analytisch zu bestimmen. Im vorliegenden Fall schneiden sich die drei Kugeln um die Referenzpunkte allerdings nicht in einem Punkt, weshalb die Koordinaten durch ein Optimierungsverfahren bestimmt werden. Hierzu werden die Radien in Gleichung 3-4 um additive Fehler erweitert und anschließend mittels eines SQP-Verfahrens die Koordinaten ermittelt. Als Kostenfunktion kommt die quadratische Summe der additiven Messfehler zum Einsatz unter der Nebenbedingung der bekannten Abstände der Punkte auf dem Referenzmuster.

Nachdem nun die Koordinaten der Punkte auf dem Referenzmuster in kartesischen Koordinaten vorliegen, kann mit der eigentlichen Bestimmung der Orientierung der beiden Koordinatensysteme begonnen werden. Gesucht wird die Transformation der Messungen im Kamerakoordinatensystem in das Koordinatensystem des Flugkörpers, was durch folgende Formel ausgedrückt werden kann:

$$K_{P,K} = s \cdot R_x(C_{P,k}) + \vec{T}$$

Gleichung 3-5

Hierbei ist s ein Skalierungsfaktor, \vec{T} der Abstand zwischen den beiden Koordinatensystemen und $R_x(C_{P,k})$ ist der rotierte Ursprungsvektor $C_{P,k}$. $C_{P,k}$ ist der Vektor vom Ursprung des kamerafesten Koordinatensystems zum Punkt P_k in Koordinaten des Kamerakoordinatensystems. $K_{P,K}$ ist der Ursprungsvektor des Punktes P_k in Koordinaten des flugkörperfesten Koordinatensystems.

Bedingt durch Messfehler wird es nicht möglich sein, Gleichung 3-5 für alle Punkte exakt zu erfüllen. Aus diesem Grund wird der Fehler

$$e_k = K_{P,K} - s \cdot R_x(C_{P,k}) - \vec{T}$$

Gleichung 3-6

eingeführt. Gesucht ist nun die optimale Transformation, welche die quadratische Summe der Messfehler minimiert:

$$\sum_{k=1}^n e_k^2$$

Gleichung 3-7

Nach Horn ist es günstiger, vor der eigentlichen Lösung des Optimierungsproblems die Messungen auf das Zentrum der Punktwolke aus den Messungen zu beziehen. Dieses Zentrum berechnet sich mit folgenden Zusammenhängen:

$$\begin{aligned} \overline{C_p} &= \frac{1}{n} \cdot \sum_{k=1}^n C_{P,k} \\ \overline{K_p} &= \frac{1}{n} \cdot \sum_{k=1}^n K_{P,k} \end{aligned}$$

Gleichung 3-8

Die Messungen lassen sich dann folgendermaßen auf dieses Zentrum beziehen:

$$\begin{aligned} C'_{P,k} &= C_{P,k} - \overline{C_p} \\ K'_{P,k} &= K_{P,k} - \overline{K_p} \end{aligned}$$

Gleichung 3-9

In [28] wird gezeigt, wie sich das Optimierungsproblem getrennt nach dem Skalierungsfaktor, der Rotation und der Translation lösen lässt. Für den Skalierungsfehler ergibt sich:

$$s = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^n \|K'_{P,k}\|^2}{\sum_{k=1}^n \|C'_{P,k}\|^2}}$$

Gleichung 3-10

Die gesuchte Rotation ist in Quaternionendarstellung der Eigenvektor zum größten Eigenwert der Matrix N:

$$N = \begin{bmatrix} S_{xx} + S_{yy} + S_{zz} & S_{yz} - S_{zy} & S_{zx} - S_{xz} & S_{xy} - S_{yx} \\ S_{yz} - S_{zy} & S_{xx} - S_{yy} - S_{zz} & S_{xy} + S_{yx} & S_{zx} + S_{xz} \\ S_{zx} - S_{xz} & S_{xy} + S_{yx} & -S_{xx} + S_{yy} - S_{zz} & S_{yz} + S_{zy} \\ S_{xy} - S_{yx} & S_{zx} + S_{xz} & S_{yz} + S_{zy} & -S_{xx} - S_{yy} + S_{zz} \end{bmatrix}$$

wobei

$$S_{xx} = \sum_{k=1}^n C'_{x,k} \cdot K'_{x,k}$$

$$S_{xy} = \sum_{k=1}^n C'_{x,k} \cdot K'_{y,k}$$

und nach dem gleichen Schema für S_{xz} , $S_{y,x}$, bis $S_{z,z}$ gilt.

Gleichung 3-11

Mit dem ermittelten Skalierungsfaktor und der Rotation lässt sich die Verschiebung zwischen den beiden Koordinatensystemen zu

$$\vec{T} = \overline{K_p} - s \cdot R_x(\overline{C_p})$$

Gleichung 3-12

bestimmen.

4 Aufbau des optischen Sensors

Die für den Gesamtsensoraufbau verwendete IMU und der eingesetzte GPS-Empfänger samt Differential-GPS Bodenstation sind kommerzielle Bauteile, im englischsprachigen auch „commercial-off-the-shelf“ oder kurz COTS genannt. Diese Sensoren kann man „von der Stange weg“ kaufen und dabei auch zwischen unterschiedlichen Qualitätsstufen wählen. Nicht so verhält es sich mit dem optischen Teil des Sensorsystems. Hierfür gibt es noch keine industriellen Lösungen, weshalb im Folgenden auch näher auf den realisierten Aufbau eingegangen wird.

Zunächst wird ein grober Überblick über das System gegeben, bevor darauf folgend die einzelnen Teile näher erläutert und die für den Aufbau notwendigen Untersuchungen aufgezeigt werden. Die Messung des optischen Sensorteils sind die Koordinaten von verfolgten Merkmalen in der Bildebene, beziehungsweise auf dem Bildsensor. Diese Merkmale sind die zweidimensionalen Abbilder von dreidimensionalen Punkten der Szene. Damit die zeitliche Verfolgung der Bildpunkte möglichst zuverlässig vonstatten geht, werden die Merkmale danach ausgewählt, wie markant und eindeutig sie in ihrer Umgebung sind. Zudem muss auch während der Merkmalsverfolgung ständig überprüft werden, ob die Merkmale noch für die Verfolgung geeignet sind. Schlechte Merkmale müssen dann gegen bessere ausgetauscht werden. Zusätzlich besteht noch die Echtzeitanforderung an das Sensorsystem, damit überhaupt der Einsatz auf einem Versuchsträger realisiert werden kann.

Im Folgenden sind die Anforderungen an den Aufbau zusammengefasst, siehe hierzu auch [29]:

1. Der durchschnittliche Zeitbedarf je Bild für die Merkmalsuche und Merkmalsverfolgung sollte unter 20 ms liegen, damit bei einer Bildrate von 30 Bildern je Sekunde eine maximale Auslastung des Rechners bedingt durch den optischen Sensor von 60 % nicht überschritten wird.
2. Damit die Sensorbewegungen bestmöglich in den verfolgten Merkmalen beobachtbar sind, müssen diese einen Mindestabstand untereinander haben.
3. Es muss ein Maß zur Beurteilung der Merkmale eingeführt werden, damit schlecht verfolgbare Punkte aussortiert werden können und ein Vertrauensmaß für den nachgeschalteten Fusionsalgorithmus vorhanden ist.
4. Um dem nachgeschalteten Algorithmus das Einlernen der Punkte zu ermöglichen, ist eine möglichst lange Verweilzeit der Merkmale im Blickfeld der Kamera anzustreben und die Fluktuation ist zu minimieren.
5. Der optische Sensorteil muss ein gleichförmiges und deterministisches Verhalten aufweisen, sowohl in Bezug auf die Ausführungszeit als auch in Bezug auf die Qualität.
6. Da sich das Programm im Versuchsstadium befindet, sollte die algorithmische Komplexität gering bleiben, um leicht Änderungen vornehmen zu können und Punkt 5 Rechnung tragen zu können.
7. Es müssen Möglichkeiten vorgesehen werden, um die Algorithmen zu testen. Dies geschieht mit der wahlweisen Eingabe von Filmen oder realer Kamerabilder in Echtzeit. Ferner muss eine Ausgabe für die optische Beurteilung implementiert sein.
8. Der Sensorteil soll so flexibel wie möglich in Bezug auf die verwendete Hardware sein.

4.1 Auswahl geeigneter Bildregionen für die Merkmalsverfolgung

Für die Merkmalsverfolgung müssen zunächst Punkte gefunden werden, welche zuverlässig unter sich ändernden Szenenverhältnissen wieder gefunden werden können. Hierzu zählen unter anderem sich ändernde Lichtverhältnisse, Variation der Kameraparameter und nicht zuletzt auch die Positionsänderung der Kamera bedingt durch eine Bewegung. Aber auch das Rauschen der Kamera kann das Wiederfinden der Merkmale beeinflussen und muss mit in die

Betrachtungen aufgenommen werden. Diese Anforderungen werden unter dem Begriff einer zuverlässigen Wiederholbarkeit der Merkmalsdetektion zusammengefasst.

Daneben gibt es für die Merkmalsverfolgung noch ein zweites, wichtiges Kriterium, welches auf die Eindeutigkeit der Szenenausschnitte, beziehungsweise dessen Informationsgehalt abzielt. Dies ist besonders im vorliegenden Fall wichtig, in dem nicht spezielle Objekte oder Konturen für den optischen Sensor detektiert werden, sondern in unbekannt Szenen ohne *a priori* Wissen möglichst zuverlässig Punkte verfolgt werden sollen. Das Verfolgen von Punkten, ohne diese vorher als ein bestimmtes Objekt zu detektieren, wird auch „low-level feature tracking“ genannt.

In [30] wurden unterschiedliche Algorithmen für die Auswahl von Punkten zum Tracken auf die oben genannten Kriterium hin untersucht. Basierend darauf wurde in der vorliegenden Arbeit auf den von Harris & Stephens [31] vorgestellten Ecken-Detektor zurückgegriffen. Dieser basiert auf der Autokorrelationsfunktion der gemessenen Helligkeitsintensitäten eines Bildes. In diskreter Form der Pixelwerte ist die Autokorrelationsfunktion wie folgt definiert:

$$R(x, y) = \sum_W [I(x_i, y_i) - I(x_i + \Delta x, y_i + \Delta y)]^2$$

Gleichung 4-1

Über einen Gauß-Filter ist die Fensterfunktion W in Gleichung 4-1 bestimmt, die den betrachteten Bildbereich eingrenzt. Die Bereichsverschiebung wird mittels einer Taylorreihenentwicklung realisiert, welche nach dem linearen Glied abgebrochen wird

$$I(x_i + \Delta x, y_i + \Delta y) \approx I(x_i, y_i) + [I_x(x_i, y_i) I_y(x_i, y_i)] \cdot \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix}.$$

Gleichung 4-2

Durch Einsetzen von Gleichung 4-2 in Gleichung 4-1 gelangt man zu

$$R(x, y) = \sum_W \left[I(x_i, y_i) - I(x_i, y_i) - [I_x(x_i, y_i) I_y(x_i, y_i)] \cdot \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix} \right]^2.$$

Gleichung 4-3

Und zusammengefasst zu

$$R(x, y) = \sum_W \left[[I_x(x_i, y_i) I_y(x_i, y_i)] \cdot \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix} \right]^2.$$

Gleichung 4-4

In Elementenschreibweise erhält man

$$R(x, y) = [\Delta x \ \Delta y] \cdot \begin{bmatrix} \sum_W (I_x(x_i, y_i))^2 & \sum_W I_x(x_i, y_i) \cdot I_y(x_i, y_i) \\ \sum_W I_x(x_i, y_i) \cdot I_y(x_i, y_i) & \sum_W (I_y(x_i, y_i))^2 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix},$$

Gleichung 4-5

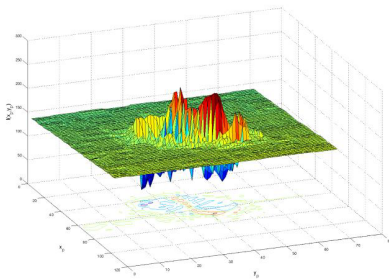
was wiederum wie folgt geschrieben werden kann:

$$R(x, y) = [\Delta x \ \Delta y] \cdot C(x, y) \cdot \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \end{bmatrix}$$

Gleichung 4-6

Die Kovarianzmatrix C in Gleichung 4-6 stellt ein Maß für die Struktur um das betrachtete Pixel dar. Charakterisiert durch die Eigenwerte der Matrix C können drei Fälle für die Strukturierung der Umgebung unterschieden werden:

1. Zwei kleine Eigenwerte haben eine flache Autokorrelationsfunktion zur Folge und lassen auf eine schlecht zu verfolgende Textur schließen, beziehungsweise auf eine homogene Fläche.
2. Ist einer der beiden Eigenwerte groß und der zweite klein, so kann auf eine Kante geschlossen werden, die bei der Merkmalsverfolgung ein Aperturproblem zur Folge hat.
3. Nur wenn beide Eigenwerte groß sind, liegt ein gut zu verfolgendes Merkmal vor. Dieses sticht aus der Umgebung hervor und kann zuverlässig verfolgt werden.



a.)



b.)

a.) zeigt die Helligkeitsverteilung des in b.) markierten Bildbereiches

Abbildung 4-1: Markante Merkmale [37]

Um eine explizite Berechnung der Eigenwerte der Kovarianzmatrix zu vermeiden, schlagen Harris & Stephens folgendes direkte Maß zur Bestimmung von Ecken vor:

$$J = \det|G| - k \cdot (\text{tr}(G))^2$$

Gleichung 4-7

Der Faktor k wurde von Harris & Stephens empirisch zu 0,04 festgelegt.

4.2 Merkmalsverfolgung

Die Messungen des optischen Systems ergeben die Koordinaten von ausgewählten Szenenpunkten über mehrere Bilder hinweg. Die Anforderungen an die Verfolgung der Merkmale erstrecken sich von einer begrenzten Rechenzeit, die für das Wiederfinden zur Verfügung steht, über eine geforderte Mindestgenauigkeit bis hin zu einer guten Verteilung der Merkmale über die gesamte Bildebene. Das Wiederfinden der Merkmale in der Bildfolge ist gleich der Berechnung des optischen Flusses an der bestimmten Stelle zu setzen, weshalb auch ein Verfahren zur Bestimmung des optischen Flusses für das Featuretracking eingesetzt wird. Die

gängigsten Verfahren lassen sich in zwei Gruppen einteilen, den korrelationsbasierten und den gradientenbasierten Verfahren. Zunächst wird ein Überblick über die Verfahren gegeben, bevor im nächsten Kapitel eines dieser Verfahren ausgewählt wird.

4.2.1 Korrelationsbasierte Verfahren für die Bestimmung des optischen Flusses

Die korrelationsbasierten Verfahren zur Bestimmung des optischen Flusses versuchen Bereiche eines Bildes im Folgebild wiederzufinden. Hierbei gehen die Verfahren von einem Erhalt der Intensitätsverteilung in den betrachteten Bereichen aus. Dies kann man auch als Erhalt eines Musters aus hellen und dunklen Pixeln in einem lokalen Bereich bezeichnen. Die im ersten Bild ausgewählten Bereiche werden mittels eines Ähnlichkeitsmaßes in vorher definierten Suchbereichen im neuen Bild gesucht, woher auch der gängige Name „Block Matching“ kommt. Die Größe der Suchbereiche im neuen Bild bestimmen dabei die maximal zulässige Verschiebung, aber auch die benötigte Rechenzeit für die Bestimmung des optischen Flusses. Das Ergebnis der Verfahren ist dann nicht eine Geschwindigkeitsverteilung in der Bildebene, sondern diskrete Verschiebungsvektoren der betrachteten Bildbereiche. Als Ähnlichkeitsmaß kommt die Korrelation zwischen zwei Bildern zum Einsatz, wobei es hier unterschiedliche Varianten gibt. N sei hierbei die Menge aller Pixel im festgelegten Fenster um den Punkt p :

- SAD: Summe der Differenzen der Absolutbeträge („Sum of Absolut Differences“)

$$SAD = \sum_{r \in N} |I'(p' + r) - I(p + r)|$$

- SSD: Summe der quadratischen Differenzen der Absolutbeträge („Sum of Squared Differences“)

$$SSD = \sum_{r \in N} (I'(p' + r) - I(p + r))^2$$

- NCC: Normalisierte Kreuzkorrelation („Normalized Cross Correlation“)

$$NCC = \frac{\sum_{r \in N} I'(p' + r) \cdot I(p + r)}{\sqrt{\sum_{r \in N} I'^2(p' + r)} \cdot \sqrt{\sum_{r \in N} I^2(p + r)}}$$

4.2.2 Gradientenverfahren zur Bestimmung des optischen Flusses

Ausgangspunkt für die Gradientenverfahren ist die Annahme einer zeit- und ortskontinuierlichen Helligkeitsveränderung in der Bildebene. Ein zum Zeitpunkt t betrachteter Punkt an der Stelle (x, y) befindet sich zur Zeit $t + dt$ am Ort $(x + dx, y + dy)$. Die Änderung der Bildintensität lässt sich unter der Annahme einer kleinen Verschiebung durch eine Taylorreihenentwicklung, welche nach dem linearen Glied abgebrochen wird, beschreiben zu:

$$I(x+dx, y+dy, t+dt) = I(x, y, t) + \frac{\partial I}{\partial x} \cdot dx + \frac{\partial I}{\partial y} \cdot dy + \frac{\partial I}{\partial t} \cdot dt + \dots$$

Gleichung 4-8

Geht man von einer zeitinvarianten Intensität des betrachteten Bildpunktes aus, so ergibt sich hieraus:

$$\frac{\partial I}{\partial x} \cdot dx + \frac{\partial I}{\partial y} \cdot dy + \frac{\partial I}{\partial t} \cdot dt = 0$$

Gleichung 4-9

Substituiert man in Gleichung 4-9 die beiden Geschwindigkeiten

$$\frac{dx}{dt} = u, \frac{dy}{dt} = v,$$

Gleichung 4-10

so erhält man den differentiellen Ansatz zur Bestimmung des optischen Flusses

$$-\frac{\partial I}{\partial t} = \frac{\partial I}{\partial x} \cdot u + \frac{\partial I}{\partial y} \cdot v.$$

Gleichung 4-11

Zur Veranschaulichung ist in Abbildung 4-2 der eindimensionale Fall aufgezeigt.

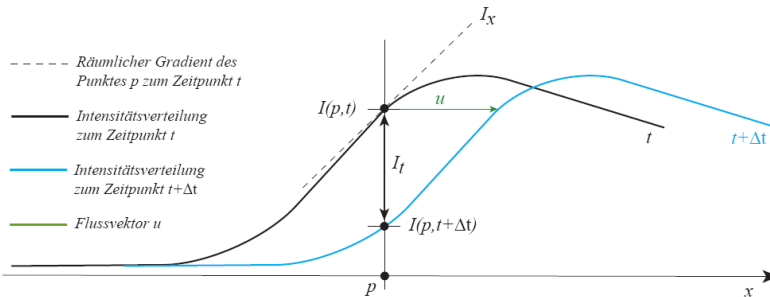


Abbildung 4-2: Intensitätsgradienten im eindimensionalen Fall

Da Gleichung 4-11 eine Gleichung mit zwei Unbekannten ist, muss für die eindeutige Lösung noch eine weitere Bedingung herangezogen werden. Im Folgenden wird hierfür auf die in der vorliegenden Arbeit betrachteten Verfahren von Horn & Schunk beziehungsweise von Lucas & Kanade näher eingegangen.

Horn & Schunk

Horn und Schunk definieren eine global geltende Glattheitsbedingung. Diese sagt aus, dass sich sowohl Betrag als auch Richtung benachbarter Flussvektoren nur geringfügig ändern. Mathematisch lässt sich die Abweichung von der Bedingung wie folgt ausdrücken:

$$e_s(u, v) = \iint \|\nabla u\|^2 + \|\nabla v\|^2 dx dy$$

$$= \iint \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 dx dy$$

Gleichung 4-12

Kombiniert mit der Fehlerfunktion aus dem differentiellen Ansatz

$$e_d(u, v) = \iint \left(\frac{\partial I}{\partial x} \cdot u + \frac{\partial I}{\partial y} \cdot v + \frac{\partial I}{\partial t} \right)^2 dx dy$$

Gleichung 4-13

ergibt sich das zu minimierende Gesamtfunktional der Methode nach Horn & Schunk:

$$e_{h\&s}(u, v) = e_d(u, v) + \lambda \cdot e_s(u, v)$$

Gleichung 4-14

Je größer der Parameter $\lambda > 0$ gewählt wird, desto stärker werden große Gradienten im Flussfeld bestraft. Die Minimierung des Gütefunktionals aus Gleichung 4-14 nach den Geschwindigkeiten u und v lässt sich mit der Variationsrechnung nach Euler-Lagrange in zwei Differentialgleichungen zweiter Ordnung fassen:

$$\begin{aligned} I_x^2 u + I_x \cdot I_y \cdot v &= \lambda \|\nabla u\|^2 - I_x I_t \\ I_y^2 v + I_x \cdot I_y \cdot u &= \lambda \|\nabla v\|^2 - I_y I_t \end{aligned}$$

Gleichung 4-15

Ein iterativer Ansatz für die Lösung des Problems wird von Horn und Schunk in [32] vorgestellt.

Lucas & Kanade

Im Gegensatz zur globalen Glattheitsbedingung von Horn & Schunk, gehen Lucas & Kanade [33] davon aus, dass die Geschwindigkeitsverteilung in einem lokal definierten Fenster als konstant angenommen werden kann. Hieraus resultiert das folgende Gütefunktional für ein solches lokales Fenster:

$$e_{l\&k}(u, v) = \sum_{x,y} W(x, y) \cdot (I_x \cdot u + I_y \cdot v + I_t)^2$$

Gleichung 4-16

$W(x, y)$ entspricht hierbei einem Gauss-Filter, das das entsprechende Fenster definiert. Neben der Abgrenzung des Suchfensters hat das Gauss-Filter auch den Vorteil, dass es das Bild leicht filtert und somit wird das Bild der Annahme einer konstanten Geschwindigkeitsverteilung eher gerecht. Generell kann man sagen, dass ein kleines Suchfenster eine höhere Genauigkeit zur Folge hat, die Größe der möglichen Verschiebung allerdings begrenzt wird. Zudem kann bei einem zu kleinem Fenster ein Aperturproblem auftreten, wenn keine zweidimensionalen Gradienten mehr vorhanden sind. Mathematisch ausgedrückt bedeutet die Annahme einer konstanten Geschwindigkeitsverteilung innerhalb des Suchfensters

$$\begin{aligned} \frac{\partial e_{l\&k}}{\partial u} &= \sum_{x,y} W(x, y) \cdot (I_x \cdot u + I_y \cdot v + I_t) \cdot I_x = 0, \\ \frac{\partial e_{l\&k}}{\partial v} &= \sum_{x,y} W(x, y) \cdot (I_x \cdot u + I_y \cdot v + I_t) \cdot I_y = 0. \end{aligned}$$

Gleichung 4-17

Hiermit lässt sich nun ein lineares Gleichungssystem aufstellen, welches sich mittels Pseudoinverser direkt nach den Flussvektoren u und v lösen lässt. Unter der Annahme eines $n \times m$ großen Suchfensters mit insgesamt N Pixeln gilt:

$$A = \begin{bmatrix} I_{x1} & I_{y1} \\ \vdots & \vdots \\ I_{xN} & I_{yN} \end{bmatrix}$$

Gleichung 4-18

$$W = \left[\begin{array}{ccc} W(x_1, y_1) & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & W(x_N, y_N) \end{array} \right]$$

Gleichung 4-19

Die Matrix A umfasst somit die räumlichen Gradienten der Bildintensität jedes einzelnen Pixels innerhalb des Integrationsfensters. Die Fensterfunktion $W(x, y)$ ist durch eine Diagonalmatrix repräsentiert und enthält gemäß des Gauß-Filters die Wichtungsfaktoren für die einzelnen Pixel.

Der optische Fluss sei durch den Flussvektor

$$a = [u \ v]^T$$

Gleichung 4-20

und die zeitliche Ableitungen der Bildintensität durch den Vektor

$$b = -[I_{t1} \ \dots \ I_{tN}]^T$$

Gleichung 4-21

repräsentiert. Zusammengefasst lässt sich schreiben:

$$A^T \cdot W \cdot A \cdot a = A^T \cdot W \cdot b$$

Gleichung 4-22

Unter der Voraussetzung, dass $A^T \cdot W \cdot A$ invertierbar ist, lässt sich Gleichung 4-22 nach dem gesuchten Flussvektor umstellen:

$$a = (A^T \cdot W \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot W \cdot b$$

Gleichung 4-23

Erweiterung des Verfahrens von Lucas & Kanade mit Gauss-Pyramiden

Um den Vorteil eines kleinen Gauss-Kernels trotz großer Verschiebungen nutzen zu können, kann man sich der Gauss-Pyramiden bedienen. Hierbei wird mittels des Verfahrens von Lucas & Kanade zunächst in der höchsten Pyramidenstufe der optische Fluss bestimmt und das Ergebnis dann als Startwert für die darunter liegende Pyramidenstufe verwendet. Dies wird solange fortgesetzt, bis man am Ursprungsbild angelangt ist. Bezogen auf den Flussvektor im Ausgangsbild lässt sich in der n -ten Pyramidenstufe der Flussvektor nach folgender Formel berechnen:

$$\begin{bmatrix} u_n \\ v_n \end{bmatrix} = \frac{1}{2^n} \cdot \begin{bmatrix} u_0 \\ v_0 \end{bmatrix}$$

Gleichung 4-24

4.3 Auswahl eines geeigneten Tracking-Algorithmus

Um herauszufinden, welche Algorithmen sich für eine Echtzeitverfolgung von Merkmalen in einer Softwarerealisierung eignen, wurde der im Folgenden beschriebene Test durchgeführt. Die Schwerpunkte bei den Untersuchungen lagen auf der benötigten Rechenzeit, auf der erreichbaren Genauigkeit und der Robustheit gegenüber großen Verschiebungen. Begonnen wurde mit dem einfachsten anzunehmenden Fall, eine reine Bildverschiebung unter einem Suchfenster, wie in Abbildung 4-3 zu sehen.

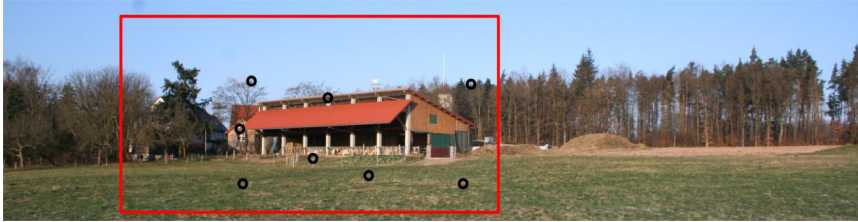


Abbildung 4-3: Untersuchung der Featuretracker

In Tabelle 4-1 sind die Ergebnisse der Untersuchungen angegeben. Für die Tests wurde ein Laptop mit Intel Centrino Prozessor mit 1.7 GHz Taktfrequenz und 1 GB Arbeitsspeicher verwendet. Als Entwicklungsumgebung diente Microsoft Visual Studio und die Implementierung der Algorithmen in der Open Computer Vision Library von Intel.

Verfahren	Verschiebung [Pixel]				Zeit [s]
	1	3	10	17	
Horn & Schunk	✓	✗	✗	✗	67.6
Lucas & Kanade	✓	✗	✗	✗	8.1
Lucas & Kanade mit Pyramidenerweiterung	✓	✓	✓	✓	3.3
Blockmatching	✓	✓	✓	✓	27.6

Tabelle 4-1: Ergebnis der Untersuchungen der Featuretracker

Die größte Robustheit gegenüber großen Verschiebungen des Suchfensters hatte hierbei der Blockmatching Algorithmus gefolgt vom Lucas & Kanade Featuretracker mit Pyramidenerweiterung. Aufgrund des circa 9 mal geringeren Rechenbedarfs fiel die Wahl auf den Lucas Kanade Tracker mit Pyramidenerweiterung. Ähnliche Ergebnisse wurden auch in [34] und in [35] erzielt. Die Betrachtung des Zielsystems zeigt allerdings weiteren Handlungsbedarf in Hinblick auf die benötigte Rechenzeit für die Merkmalsuche und Merkmalsverfolgung.

4.4 Aufbau des eingesetzten Tracking- und Featuresuchverfahrens

Das Zielsystem soll mit einer Bildrate von 30 Hz bei einer Kameraauflösung von 1280 x 980 Bildpunkten arbeiten. Untersuchungen mit dem Zielrechner und den eingesetzten Algorithmen ergaben eine Laufzeit von 240 ms für die Merkmalsuche für ein Bild mit der Auflösung von 500 x 500 Pixeln, was einer Rechenzeit von 0.96 μ s je Bildpunkt entspricht. Hinzu kommt noch der Zeitbedarf für die Berechnung des optischen Flusses von 0,78 μ s je Pixel.

Berücksichtigt man die Forderung, dass dem optischen Teil des Sensorsystems maximal 60% der Rechenleistung zur Verfügung stehen soll, so wäre mit einer Bildrate von 30 Hz etwa die permanente Überprüfung von 27397 Pixeln beziehungsweise einem Bildbereich von 166 x 165 Pixel möglich.

Hieraus wird ersichtlich, dass es nicht möglich ist, das gesamte Bild in einem Durchlauf auf neue Merkmale für die Merkmalsverfolgung hin zu untersuchen. Um trotzdem keinen Bereich des Bildes unüberprüft zu lassen, wird das Bild in kleine Quadrate unterteilt und von Bild zu Bild immer nur ein Teil dieser Segmente auf neue Merkmale hin untersucht, die Merkmalsverfolgung bleibt unberührt von dieser Segmentierung. In Abbildung 4-4 sind in einem Kamerabild diese Segmente rot eingezeichnet. Die Größe der Segmente wird auf 64 x 64 Pixel festgelegt, womit sich ein Zeitbedarf von circa 3 ms für die Durchsuchung eines Segmentes auf neue Merkmale ergibt. Hieraus resultiert eine maximale Anzahl von 3 Quadraten je Zyklus für die Durchsuchung, damit noch genügend Rechenzeit für die übrigen Aufgaben des Programms zur Verfügung steht, im vorliegenden Fall somit circa 2.3 ms.



Abbildung 4-4: Segmentierung des Kamerabildes

Eine Sonderstellung nimmt der Bildrand ein, in dem keine neuen Merkmale gesucht werden sollen. Dies beruht auf der Tatsache, dass die Gefahr groß ist, dass die Merkmale auf Grund der Kamerabewegung sehr schnell aus dem Sichtbereich der Kamera wandern. Auf Grund der leichteren Handhabung wird die Breite des Randes auf 32 Pixel beziehungsweise 42 Pixel gesetzt, wodurch in den verbleibenden 1216 x 896 Pixel 19 x 14 Felder Platz finden. Damit nach dem oben beschriebenen Verfahren jedes der 266 Segmente einmal durchsucht wird, sind somit mindestens 89 Bilder nötig, was bei einer Bildfrequenz von 30 Hz einem Zeitraum von fast drei Sekunden entspricht. Diese auf den ersten Blick sehr lange wirkende Zeitspanne ist mit der eingesetzten Hardware nicht weiter zu reduzieren. Da es durch den nachgeschalteten Algorithmus gelingt, Punkte sehr schnell und flexibel auszutauschen, stellt dies allerdings kein Nachteil dar.

Aus jedem Quadrat wird maximal ein Punkt – der mit den besten Bedingungen für ein Verfolgen – für den nachgeschalteten Feature-Trackingalgorithmus verwendet und insgesamt acht

Merkmale gleichzeitig verfolgt. Um eine möglichst gleichmäßige Abarbeitung der Bildbereiche zu sichern, werden die Quadrate in einer zufälligen Reihenfolge durchlaufen. Diese Reihenfolge wird zu Programmstart mittels eines Zufallsgenerators für die Programmlaufdauer festgelegt.

Die Segmentierung des Kamerabildes kann gleichzeitig dazu verwendet werden, der Anforderung eines Mindestabstandes zwischen den Merkmalen Rechnung zu tragen. Hierfür werden zu Beginn jedes Zyklus alle Felder, welche schon mit Merkmalen belegt sind, und die umliegenden Felder innerhalb des Mindestabstandes markiert. Kommt es auf Grund der Punktbeziehung dazu, dass sich hierbei zwei oder mehrere Bereiche überlappen, wird der aus Sicht des Trackingalgorithmus schlechtere Punkt verworfen und gegen einen neuen ersetzt und der bessere Punkt weiterverfolgt.

Zunächst sollen keine besseren Punkte in den so markierten Bereichen gesucht werden, um im Falle eines Verlustes von mehreren Punkten möglichst schnell wieder einen ganzen Satz von Merkmalen zu erhalten. Nur wenn der Satz an Merkmalen voll ist, sollen auch die markierten Bereiche durchsucht werden, damit verhindert werden kann, dass ältere, aber schlechtere Punkte, den Vorzug vor neuen und besseren Punkten erhalten.

Des Weiteren wird die Möglichkeit implementiert, von extern Bereiche für das Suchen von neuen Merkmalen zu verbieten, beziehungsweise auch gezielt Punkte von extern zu eliminieren. Dies ist zum Beispiel nötig, wenn Merkmale auf bewegten Objekten zum liegen kommen, oder wenn der Horizont auf dem Kamerabild zu sehen ist. Am dortigen Übergang von strukturierter Erdoberfläche zu blauem Himmel sind in aller Regel sehr gut zu verfolgenden Merkmale. Diese sind allerdings für den nachgeschalteten Fusionsalgorithmus nur bedingt nutzbar, beziehungsweise sollte immer eine ausgewogene Mischung zwischen nahen und fernen Punkten vorliegen. Die Modellierung des Horizonts erfolgt mittels einer Geraden und einem Bereich um diese Gerade, in dem nur eine bestimmte Anzahl von Punkten vorhanden sein darf. Hierzu wurden nähere Untersuchungen im Kapitel 5.5 durchgeführt.

Schließlich werden auch keine Punkte als verfolgbar deklariert, die sehr hell oder sehr dunkel sind. Hierbei liegen die Grenzen bei 85 % beziehungsweise 5 % der durchschnittlichen Helligkeit des Bildes. Dies erhöht die Robustheit deutlich gegenüber fehlerhaften Pixeln oder Schmutz auf der Linse.

4.5 Punktbewertung

Im vorherigen Kapitel wurde die Suche der Merkmale beschrieben, im Folgenden geht es nun um die Bewertung der Bildpunkte gegeneinander, um bei einem Überschuss die bestmöglichen Punkte für den Fusionsalgorithmus auszuwählen.

Gütemaß

Für die Bewertung wird ein Gütemaß eingeführt, das sowohl das bisherige Alter der Punkte, eine propagierte Lebenserwartung und den Eigenwert der Merkmale berücksichtigt:

$$v_i = k_a \cdot \log(a_i + l_i) + \log e_i + k_0 \cdot \{a_i - a_{k_0}\}$$

Hierin sind:

- e_i ... der Eigenwert des Punktes i ,
- a_i ... das Alter des Punktes i ,
- l_i ... die propagierte Lebenserwartung des Punktes i ,
- k_a ... Gewichtungsfaktor des Alters,
- k_0 ... Bonus für eine gewisse Lebenszeit,
- a_{k_0} ... Summand zur Verringerung der Fluktuation,
- $\{x\}$... Heavyiside-Funktion.

Folgende Überlegungen liegen der Gewichtungsfunktion aus Gleichung 4-25 zu Grunde: Sowohl beim Alter, als auch beim Eigenwert der Merkmale, sollen kleine Werte für die Merkmale bestraft und große nicht überbewertet werden. Dies gelingt durch den logarithmischen Ansatz, wobei mit dem Gewichtungsfaktor k_a noch das Verhältnis der beiden Werte gegeneinander eingestellt werden kann. Zusätzlich wurde noch der Bonus k_0 eingeführt, den alle Punkte erhalten, wenn sie eine gewisse Anzahl a_{k_0} an Zyklen überlebt haben. Dies wirkt dem typischen Eigenwertabfall der Merkmale entgegen und hilft die Fluktuation auf ein Minimum zu reduzieren. Ohne diesen Bonus kann es leicht geschehen, dass der Beste von den drei „neuen“ Punkten eines Zyklus von einem noch besseren im nächsten Zyklus ersetzt wird. Hat ein Punkt mehrere Zyklen überstanden, so weist er eine gewisse Güte auf und kann durch k_0 sicher gehalten werden. Wichtig ist auch die Begrenzung des Numerus ($a_i + l_i$), damit keine Gefahr besteht, manche Punkte über-, beziehungsweise unterzubewerten. Im vorliegenden Fall wird der Numerus im Bereich 0.3 bis 5 begrenzt. Trotzdem besteht die Gefahr bei zu groß gewählten k_a , dass manche Punkte quasi unsterblich werden, egal wie schlecht ihr Eigenwert wird. In solch einem Fall würde der Punkt erst bei Herauswandern aus dem Sichtbereich der Kamera ersetzt werden.

Berechnung der Lebenserwartung von verfolgten Merkmalen

Geht man von einer gleichmäßigen Szene aus, bei der der Himmel unter anderem nicht zu sehen ist, so liegt rein statistisch der Erwartungswert für die Position der neuen Merkmale in der Mitte des Bildes. Unter der Annahme einer unbeschleunigten Bewegung ist der Erwartungswert für den zurückgelegten Weg eines Merkmals auf dem Bildsensor, bis es den Sichtbereich der Kamera verlässt, halb so groß wie der eigentlich Mögliche bei dieser Bewegung. Da es für den späteren Fusionsalgorithmus von Nutzen ist, dass die Punkte einen möglichst großen Weg auf dem Bildsensor zurücklegen, bis sie diesen verlassen, geht die erwartete Lebenszeit mit in die Gewichtung der Punkte ein. Hierfür wird mittels der Image Jacobian die aktuelle Geschwindigkeit in der Bildebene berechnet und mittels dieser die Zeit, bis der Punkt den Bildrand trifft. Hierfür werden dem optischen Sensorteil die Translations- und Rotationsgeschwindigkeiten übergeben und zusätzlich noch die Tiefe der Punkte. Alternativ könnte auch direkt die Geschwindigkeit der Punkte auf dem Bildsensor übergeben werden, allerdings wäre dabei eine Manipulation der Tiefe nicht mehr möglich, mit deren Hilfe verhindert werden kann, dass sehr weit entfernte Punkte zu stark gewichtet werden.

Kennzahlen des optischen Sensorteils

Die Punktbewertung durch das Gütemaß dient zur internen Bewertung der einzelnen Merkmale innerhalb des Feature-Trackings. Im Gegensatz dazu sollen weitere Kennzahlen definiert werden, mit denen der nachgeschaltete Algorithmus Informationen bezüglich der Vertrauenswürdigkeit des optischen Sensorteils erhält. Im Folgenden werden diese Kennzahlen genannt und kurz erläutert, welcher Informationsgehalt in ihnen steckt.

Die **durchschnittliche Anzahl an beobachteten Bildern** gibt Aufschluss darüber, ob dem Algorithmus genügend Rechenleistung zur Verfügung steht. Sinkt diese Kennzahl unter die voreingestellten 30 Bilder je Sekunde, so können nicht in allen Bildern die Merkmale verfolgt werden und gehen in aller Regel durch zu große Verschiebung in nicht direkt aufeinander folgende Bilder verloren.

Im Trackingalgorithmus selbst werden die Merkmale nach ihrem relativen Eigenwert untereinander bewertet, für einen nachgeschalteten Algorithmus ist indes der **durchschnittliche absolute Eigenwert** interessant. Er liefert Informationen über die Strukturierung der Szene, und indirekt kann er auch als Maß herangezogen werden, mit dem die Vertraulichkeit der Merkmalsverfolgung bewertet werden kann.

Ebenfalls Information über die Strukturierung der Szene liefert die **durchschnittliche Anzahl erfolgreich verfolgter Punkte je Bild**. Des Weiteren lässt sich hiermit aber auch abschätzen,

ob die Punkte eine eventuell zu große Geschwindigkeit auf dem Bildsensor besitzen und somit nicht in dem vorgesehenen Bereich wiedergefunden werden können.

Die **durchschnittliche Zahl verlorener Merkmale durch Tracking**, also nicht durch Herauswandern aus dem Sichtfeld der Kamera, liefert eine Aussage über die äußeren Bedingungen der Szene in Bezug auf die Merkmalsverfolgung. Gehen viele Punkte verloren, so ist von ungünstigen Verhältnissen auszugehen, was auch die Glaubwürdigkeit des Systems herabsetzt.

Und schließlich dient das **absolute Alter der Merkmale** dem nachgeschalteten Fusionsfilter für die Erkennung, dass ein Punkt gegen einen Neuen ausgetauscht wurde.

4.6 Belichtungsregelung

Mit der Belichtungsregelung der Kamera kann die Aufnahme an die jeweilige Helligkeit der Szene angepasst werden. Für bestmögliche Ergebnisse der Merkmalsverfolgung werden scharfe und kontrastreiche Bilder benötigt. Zu dunkle Bilder haben geringe Eigenwerte, nach Gleichung 4-7, womit die Auswahl und Verfolgung von Merkmalen erschwert wird. Zu helle Bilder haben dieselben schlechten Eigenschaften und zusätzlich kann es dazu kommen, dass Schmutz auf der Linse fälschlicherweise als ein gutes Merkmal angesehen wird. Ähnlich verhält es sich mit Fehlern des Bildsensors. Die Bewegungsunschärfe nimmt zu, wenn die Belichtungszeit länger gewählt wird, womit es wiederum erschwert wird, Merkmale zu verfolgen. Des Weiteren sollte man auch darauf achten, dass die Belichtungsregelung nicht zu schnell vonstatten geht, da große Helligkeitssprünge in der Bildfolge es dem Featuretracker ebenfalls erschweren, die Merkmale zu verfolgen.

Um die gewünschte Ausleuchtung des Bildes zu erlangen, hat man zum einen die Möglichkeit, die Blende des Objektivs zu öffnen oder zu schließen, womit automatisch mehr oder weniger Licht auf den Bildsensor auftrifft. Beim Öffnen nimmt aber auch gleichzeitig die Tiefenschärfe ab. Und zum anderen kann man die Belichtungszeit des Bildsensors variieren. Hier ist zu sagen, dass mit zunehmender Belichtungszeit auch die Bewegungsunschärfe zunimmt.

Bei der vorliegenden Kamera-Objektiv-Anordnung besteht nur die Möglichkeit, die Belichtungszeit automatisch anzupassen, die Blendenöffnung hingegen kann nur manuell verändert werden. Die einfallende Lichtmenge ist direkt proportional der Belichtungszeit, welche über die serielle Schnittstelle der Kamera eingestellt werden kann. Um gleichmäßig ausgeleuchtete Bilder zu erhalten, stellt die Kamera die Kommandos aber erst beim übernächsten Bild ein. Somit ergibt sich im zeitdiskreten Fall der Bilderaufnahme folgende Regelstrecke, bestehend aus einer Verstärkung und einem Totzeitglied:

$$F(z) = k_e \cdot z^{-2}$$

Gleichung 4-26

Hierbei ist k_e von der Helligkeit der Szene abhängig. Für eine Szene bei Dämmerung ergibt sich bei der verwendeten Kamera ein k_e von circa 0,03 und an einem sonnigen Tag von ungefähr 10 bis hin zu einem Blick in die Sonne von $k_e \approx 64$. Bei dieser Betrachtung ist sowohl die Bildhelligkeit, als auch die mögliche Belichtungszeit der Kamera in einem Bereich von null bis eins skaliert.

In Abbildung 4-5 ist der Verlauf der Bildhelligkeit über der Belichtungszeit aufgetragen. Hierbei wird die Belichtungszeit der Kamera als ein Wert zwischen 0 und 1023 und die Bildhelligkeit, gemessen auf der Bilddiagonalen, auf einen Wert zwischen 0 und 1 normiert. Es ist deutlich zu sehen, dass der Bildsensor in Abhängigkeit von der Szene früher oder später gesättigt ist und die Bildhelligkeit mit steigender Belichtungszeit nicht mehr zunimmt. Zusätzlich ist zu erkennen, dass ab einer Belichtungszeit von circa 700 Unregelmäßigkeiten im

Graph auftreten, weshalb die effektiv verwendete Belichtungszeit auf den Bereich Null bis 700 begrenzt wird.

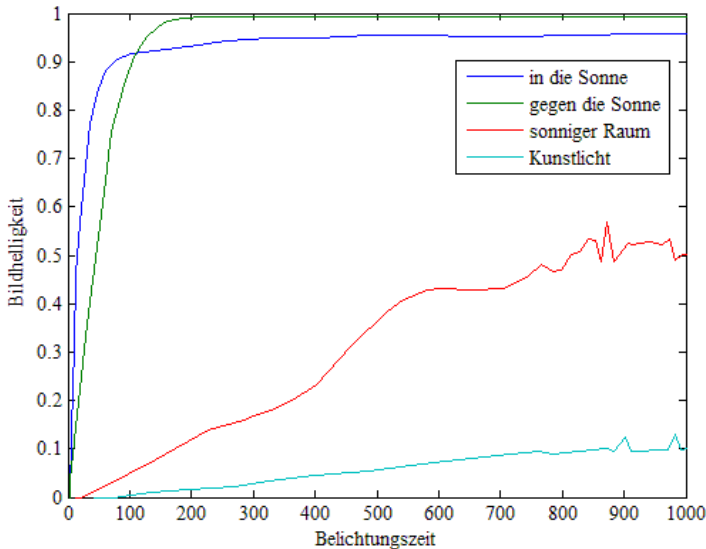


Abbildung 4-5: Abhängigkeit der Bildhelligkeit von der Belichtungszeit. Die Belichtungszeit ist auf einen Wert zwischen 0 und 1023, die Bildhelligkeit auf einen Wert zwischen 0 und 1 normiert.

Für die Regelung der Belichtungszeit kommt ein PI-Regler zum Einsatz. Der zunächst geplante zusätzliche differentielle Regleranteil ergab sich im Reglerentwurf als verschwindend gering, weshalb er nicht implementiert wurde. Der Regler sieht somit folgendermaßen aus:

$$K(z) = k_I \cdot \frac{T \cdot (z + 1)}{2 \cdot (z - 1)} + k_p$$

Gleichung 4-27

Der Arbeits-, beziehungsweise Auslegungspunkt des Reglers wurde bei einer Kreisverstärkung der Kamera von $k_e = 10$ gewählt und der Sollausgang auf 0,4, also ein etwas unterbelichtetes Bild, gesetzt. Hieraus ergeben sich der integrale Verstärkungsfaktor k_I zu 0,3454 und der proportionale Verstärkungsfaktor k_p zu 0,0086. Die daraus resultierende Phasenreserve des geschlossenen Regelkreises liegt bei 26 dB, womit der Regler bis zu einem $k_e = 200$ stabil ist. Die Einregelzeit liegt bei circa einer Sekunde, womit die Helligkeitsänderung langsam genug vonstatten geht, damit die Merkmalsverfolgung keine Probleme mit der sich ändernden Helligkeit bekommt.

In der Praxis zeigen sich zwei Nachteile dieses Reglers. Der eine beruht auf der geringen Kreisverstärkung bei dunklen Szenen, wodurch hier die Regelung sehr langsam wird. Bei Versuchen erwies sich dies allerdings als nicht problematisch, da der Trackingalgorithmus zum einen auch noch mit sehr dunklen Bildern gut arbeitet und zum anderen bei zu langer Belichtungszeit, wie sie bei dunklen Szenen eigentlich nötig ist, die Bewegungsunschärfe zunimmt. Der andere Nachteil dieser Regelung beruht auf der eingesetzten Hardware. In der

Praxis wird es nie vorkommen, dass zwei aufeinander folgende Bilder exakt denselben Helligkeitswert aufweisen, wodurch auch mit jedem neuen Bild ein neues Sollkommando für die Belichtungszeit an die Kamera gesendet wird. Für die dadurch entstehenden häufigen Kommandos der Belichtungszeiteinstellung ist die Hardware der Kamera allerdings nicht ausgelegt, wodurch es zu völlig falschen Belichtungszeiten kommen kann. Dies kann zur Folge haben, dass die Belichtung in zwei aufeinander folgende Bilder so sehr schwankt, dass es dem Feature-Tracker nicht möglich ist, die Merkmale zu verfolgen und somit der optische Sensorteil für kurze Zeit keine Messwerte mehr liefern kann.

Um dies zu vermeiden wurde noch ein modifizierter Regler implementiert, der die Sollkommandos auf ein Minimum reduziert, dafür aber auch die Vorgabe von 0,4 für die Helligkeit des Bildes nicht exakt einhält. Ausgelegt ist dieser Regler als ein vereinfachter integraler Regler, der den folgenden Gesetzen folgt:

$$u_{k+1} = \begin{cases} \max(u_k \cdot (1 + \delta_M), u_k + \delta_A) & e < 0 \\ \max\left(\frac{u_k}{(1 + \delta_M)}, u_k - \delta_A\right) & e > 0 \end{cases}$$

Gleichung 4-28

Hierbei ist u_k das zuletzt gesendete Sollkommando, u_{k+1} das neue Sollkommando, δ_M die maximale gewünschte Änderung der Bildhelligkeit und δ_A die aus der Diskretisierung des Wertebereichs der Bildhelligkeit resultierende, kleinst mögliche Änderung der Belichtungszeit. δ_M wird im vorliegenden Fall zu 5% gewählt und δ_A liegt bei circa 0,00143.

An diese Stelle sei noch erwähnt, dass der Anwender vor dem Einsatz des Kamerasystems die Blende auf einen geeigneten Wert einstellen muss und während des Einsatzes auch die Möglichkeit über die Bodenstation hat, einen digitalen Verstärkungsfaktor der Bildhelligkeit in der Kamera auf einen Wert von 1, 2 oder 4 einzustellen.

5 Aufbau des Gesamtsensors

In den vorangegangenen Kapiteln wurden die drei verwendeten Sensoren differentielles GPS, IMU und optischer Sensor sowie die Kalibrierung der einzelnen Sensoren für sich und gegeneinander vorgestellt. In diesem Kapitel folgt nun die Verbindung der einzelnen Messgrößen zu einer gemeinsamen Messung der Navigationslösung. Hierfür sind noch weitere Größen wie zum Beispiel der Abstand zu den verfolgten Merkmalen nötig, die als Nebenprodukt ebenfalls als Messung des Gesamtsystems dem Anwender zur Verfügung gestellt werden.

5.1 Fusionsstrategie

Ziel der Sensordatenfusion ist es, neues und auch präziseres Wissen aus den vorhandenen Messungen zu gewinnen [38]. Neues Wissen bedeutet im vorliegenden Fall die Rekonstruktion von Bewegungszuständen, die mit den eingesetzten Sensoren nicht explizit gemessen werden, und präziseres Wissen verdeutlicht neben einem Verringern des Messrauschens auch die Erhöhung der Glaubwürdigkeit der Aussage der Messungen. Die Messungen stammen dabei in aller Regel von Sensoren mit unterschiedlichen Wirkprinzipien. In [39] wird dabei zwischen Sensorintegration und Datenfusion unterschieden. Sensorintegration beschreibt den Einsatz mehrerer Sensoren zur Ermittlung der gesuchten Größen, wohingegen die Datenfusion das Vorgehen der Kombination der einzelnen Messungen beinhaltet.

Die bei der Fusion eingesetzten Sensoren können redundanten oder auch komplementären Charakter haben. Bei redundanten Sensoren gewinnt man keine neue Information, aber man kann Unsicherheiten entgegenwirken und eine Plausibilitätsprüfung der Messungen durchführen. Komplementäre Sensoren ergänzen sich gegenseitig, und es können im Idealfall weitere Größen ermittelt oder Mehrdeutigkeiten in den Lösungen eliminiert werden.

Bei der Einbindung der einzelnen Sensoren kann man zwischen konkurrierender, komplementärer und kooperativer Integration unterscheiden. Erstere beschreibt die Verknüpfung von gleichartigen Sensordaten mit gleicher Nutzinformation mit dem Ziel, Unsicherheiten zu reduzieren. Komplementäre Integration beschreibt die Fusion gleichartiger Sensordaten mit unterschiedlicher Nutzinformation mit dem Ziel, Informationslücken zu schließen, und letztlich steht die kooperative Integration für die Vereinigung von verteilt liegender Nutzinformation in den einzelnen Sensoren. Hier sind mehrere unterschiedliche Messungen nötig, um die gewünschte Größe zu ermitteln.

Bei der Fusion unterscheidet man noch nach der Art und Weise der Aufbereitung der Daten für den eigentlichen Fusionsalgorithmus. So können Rohdaten der einzelnen Sensoren miteinander fusioniert werden, oder auch schon berechnete Größen aus den einzelnen Sensorsignalen als eigentliche Messung für die Fusion herangezogen werden. Der erste Ansatz hat einen minimalen Zeitverzug in den endgültig ermittelten Daten zur Folge, bringt aber mitunter eine große Datenmenge mit sich, die in einem zentralen Fusionsalgorithmus verarbeitet werden muss. Beim zweiten Ansatz kann sowohl die Datenmenge als auch der zentrale Rechenzeitbedarf zum Teil deutlich reduziert werden. Zudem werden die Systeme auch überschaubarer, da mehrere dezentrale Einheiten die Informationen der Sensoren getrennt voneinander auswerten. Nachteil ist ein größerer Zeitverzug in den ermittelten Größen, da zwei Algorithmen nacheinander aus der eigentlichen Sensorinformation die gesuchten Größen berechnen.

Üblicherweise werden die Fusionsmethoden in folgende Ansätze untergliedert:

- Merkmalsbasierte Ansätze,
- Probabilistische Ansätze,
- Fuzzy-Methoden,
- Neuronale Ansätze.

Zu ersteren zählen der gewichtete Mittelwert und das Kalman-Filter. Die Methoden der klassischen und Bayes'schen Statistik zählen zu den probabilistischen Ansätzen. Die Auflistung ist so gestaltet, dass von oben nach unten die Möglichkeit der Einbindung von *a priori* Wissen abnimmt, beziehungsweise auch das nötige Wissen über die Systeme geringer wird. Eine genaue Beschreibung der Ansätze kann zum Beispiel [40] entnommen werden.

Im vorliegenden Fall ist mit der zu Grunde gelegten Starrkörperbewegung mit sechs Freiheitsgraden ein gutes Modell des Systems vorhanden. Auch die Bewegungsgleichungen des optischen Flusses sind bekannt und die Fehlermodelle lassen sich auf Zufallsbewegungen erster Ordnung beschränken. Somit ist bereits eine Menge an *a priori* Wissen vorhanden, weshalb die Entscheidung auf einen merkmalsbasierten Ansatz fällt. Die Messungen der einzelnen Sensoren sind zum Teil redundant, zum Teil aber auch komplementär bezüglich ihrer Informationen. Dies alles legt den Einsatz eines Kalman-Filters nahe, der erstmals von R. E. Kalman in [41] vorgestellt wurde.

In Abbildung 5-1 ist das Funktionsprinzip des Filters gezeigt. Nach einer Anfangsschätzung der Zustände des zu Grunde liegenden Systemmodells erfolgt fortwährend eine Schätzung der Zustände und bei vorhanden sein von Messungen wird eine Korrektur der Schätzungen durchgeführt.

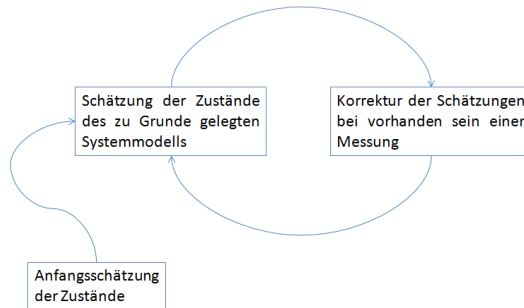


Abbildung 5-1: Schema Kalman-Filter

Bedingt durch die zum Teil nichtlinearen Zustands- und Ausgangsgleichungen des Systems muss dabei auf ein Extended Kalman-Filter oder ein Unscented beziehungsweise Sigma-Point Kalman-Filter zurückgegriffen werden. Das Extending Kalman-Filter berechnet zu jedem Rechenschritt eine Linearisierung des Gesamtsystems und mit Hilfe dieser eine Schätzung der Zustände. Das Sigma-Point Kalman-Filter berechnet einen Satz von sogenannten Sigma Punkten mit Hilfe der nichtlinearen Gleichungen und bestimmt dann hieraus die Schätzung der Zustände. Bei stark nichtlinearen Systemen ist das Sigma-Point Kalman-Filter dem Extended Kalman-Filter vorzuziehen, beim vorliegenden System mit relativ hohen Abstraten der Sensoren und keinen allzu großen Nichtlinearitäten wird auf das Extended Kalman-Filter zurückgegriffen.

Mit Hilfe des Filters soll zu jedem Rechenschritt eine Schätzung der Zustände mit minimaler quadratischer Abweichung bestimmt werden. Für diese Berechnungen werden in jedem Schritt die bisherigen Gesamtunsicherheiten und die Unsicherheiten der neuen Messungen berücksichtigt. Somit steht mit minimalem Rechenaufwand die Information aus den vergangenen Messungen bei der Ermittlung der aktuellen Schätzung zur Verfügung. Zudem steht mit dem Algorithmus als Nebenprodukt auch eine Abschätzung der Zuverlässigkeit der aktuellen Schätzungen bereit.

Die Erweiterung des Kalman-Filters auf nichtlineare Systeme erkauft man sich mit einem deutlichen Anstieg an benötigter Rechenleistung, was in der heutigen Zeit nicht unbedingt ein

Problem darstellen muss. Ein viel größeres Problem ist die Stabilität des Extended Kalman-Filters, da sich das zu Grunde gelegte System zu jedem Zeitpunkt ändern kann, und so nicht wie beim linearen Kalman-Filter gewährleistet werden kann, dass das Filter garantiert stabil ist. Der Vorteil der Erweiterung auf nichtlineare Systeme liegt im Zuwachs an Genauigkeit, da das Filter zu jedem Zeitpunkt ein angepasstes Modell des Systems zu Grunde legt und nicht auf die Gültigkeit eines linearisierten Systems vertraut werden muss.

Beim vorliegenden Fall bietet es sich an, ein Kalman-Filter mit kontinuierlicher Modellbeschreibung und diskreten Messwerten zu verwenden. Damit kann die Fusion von asynchron arbeitenden Sensoren realisiert werden. Eine allgemeine Darstellung hierfür zeigen folgende Gleichungen, welche [42] entnommen sind:

Zeitkontinuierliche Systemgleichung

$$\dot{x}(t) = f(x(t), t) + w(t)$$

Zeitdiskrete Ausgangsgleichung

$$z_k = h_k(x(t_k)) + v_k$$

Zustandsschätzung

$$\dot{\hat{x}} = f(\hat{x}(t), t)$$

Schätzfehlerkovarianz

$$\dot{P}_{xx}(t) = F(\hat{x}(t), t) \cdot P_{xx}(t) + P_{xx}(t) \cdot F^T(\hat{x}(t), t) + Q(t)$$

Update der Zustandsschätzung

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + K_k \cdot [z_k - h_k(\hat{x}_k^-)]$$

Update der Schätzfehlerkovarianz

$$P_{xx,k}^+ = P_{xx,k}^- - K_k \cdot H_k \cdot P_{xx,k}^-$$

Kalman-Faktor

$$K_k = P_{xx,k}^- \cdot H_k^T \cdot [H_k \cdot P_{xx,k}^- \cdot H_k^T + R_k]^{-1}$$

mit:

$$F(\hat{x}(t), t) = \left. \frac{\partial f(x(t), t)}{\partial x(t)} \right|_{x(t)=\hat{x}(t)}$$

$$H_k = \left. \frac{\partial h_k(x(t_k))}{\partial x(t_k)} \right|_{x(t_k)=\hat{x}_k^-}$$

$w(t)$... mittelwertfreies, normalverteiltes weißes Rauschen mit Kovarianz $Q(t)$

v_k ... mittelwertfreies, normalverteiltes weißes Rauschen mit Kovarianz R_k

$Q(t)$... Kovarianzmatrix des Systemrauschens

R_k ... Kovarianzmatrix des Messrauschens

Gleichung 5-1

Wie aus Gleichung 5-1 ersichtlich wird, gelingt die Vereinigung von einem kontinuierlich arbeitenden Modell mit den diskreten Messwerten dadurch, dass beim Estimationsschritt beziehungsweise Updateschritt der Zustandsschätzung die Zustände korrigiert werden.

5.2 Systemmodell

Das Kalman-Filter dient dazu, die Zustände des Systems zu schätzen, wobei es nicht zwingend notwendig ist, dass für alle Größen auch direkt Messungen vorliegen. Wichtig ist nur, dass alle gesuchten Größen in den Messungen beobachtbar sind, und zwar nicht nur formal sondern auch unter Berücksichtigung des vorhandenen Messrauschens beziehungsweise des vorliegenden Abstandes von Nutzsignal zu Rauschen. Bei der Sensorfusion modelliert man unbekannte Größen, wie zum Beispiel die Drift in einem Kreiselsystem, als zusätzliche Zustände. Somit gelingt es letztendlich, Fehler in Sensorsystemen mittels eines Kalman-Filters in Echtzeit zu schätzen und gleichzeitig die richtigen Flugkörperzustände zu ermitteln.

Klassische Fusionsansätze in der inertialen Navigation basieren auf einem Kalman-Filter, das die Messungen aus einer IMU und einem GPS zu den gesuchten Größen der Flugkörperbewegung vereinigt. In aller Regel werden hierbei die Fehler in einem Strap-Down Algorithmus als Zustände modelliert. Aus diesen geschätzten Zuständen wird dann eine Korrektur der Sensoren vorgenommen. Dies sind bei einem Drehratensensor zum Beispiel die aktuelle Drift und der aktuelle Skalierungsfehler in den Messungen. Näheres kann in [43] und [44] nachgelesen werden. Diesen Systemen ist allen gemeinsam, dass die Informationen kooperativ und nicht redundant vorliegen. Dies ist ausreichend, wenn entweder die Sensoren eine solche Güte aufweisen, dass die Fusion auch mit niedriger Anregungsdynamik zurecht kommt, oder eine ausreichende Anregungsdynamik bei qualitativ schlechteren Sensoren vorliegt.

Das oben beschriebene Vorgehen der Modellierung der Fehler in den Zuständen eines Systemmodells lässt sich mit der so genannten Error State Formulierung des Kalman-Filters realisieren. Durch geeignete Fehlermodellierung gelingt es dabei, durch die Zusammenhänge der Modelle ein beobachtbares System der gesuchten Größen zu realisieren.

Bei der Fusion selbst kann noch zwischen dem „loosely coupled“ und dem „tightly coupled“ Verfahren unterschieden werden.

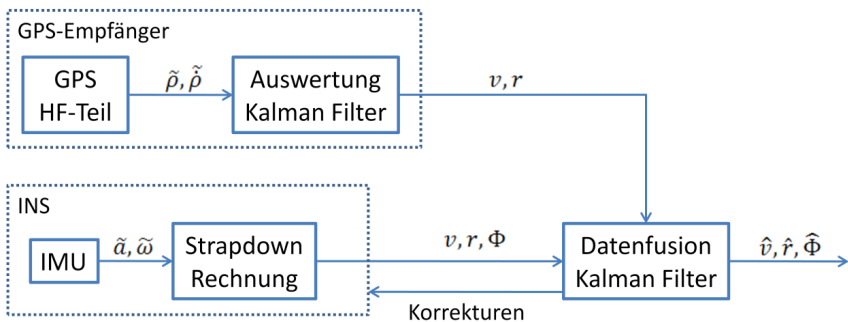


Abbildung 5-2: loosely coupled GPS/INS System

Beim „loosely coupled“ System, siehe Abbildung 5-2, berechnet der GPS-Empfänger aus den Pseudorange- und Deltarangemessungen zunächst die Position und die Geschwindigkeit der GPS-Antenne und liefert diese als Messwert an das eigentliche Datenfusionsfilter. Diesem stehen zusätzlich noch die aus der Strap-Downrechnung des INS ermittelten Positions-, Geschwindigkeits- und Lageinformationen zur Verfügung, womit es die Fehler in den Rechnungen des Strap-Downalgorithmuses schätzt und diesem zur Korrektur zur Verfügung stellt. Da hier das Kalman-Filter des GPS vor das Datenfusionsfilter geschaltet ist, spricht man auch von einem kaskadierten Kalman-Filter.

Beim tightly coupled System, wie es in Abbildung 5-3 skizziert ist, stehen dem Fusionsfilter die Pseudorange- und Deltarangemessungen als Messung des GPS zur Verfügung, womit

es zusammen mit den Ausgängen der Strap-Down Rechnung die Korrekturen berechnet. Der Vorteil dieses Ansatzes ist, dass schon bei einer Verfügbarkeit von weniger als vier Satelliten eine Stützung gerechnet werden kann und dass kein Zeitverzug durch die Berechnungen im GPS-Empfänger entsteht. Der Nachteil ist eine schlechtere Modularisierung des Systems und ein höherer Rechenaufwand im Datenfusionsfilter.

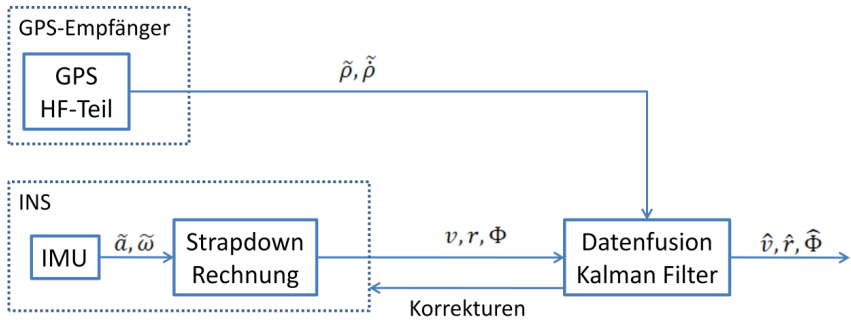


Abbildung 5-3: tightly coupled GPS/INS System

Daneben gibt es noch closely coupled und ultra-tightly coupled Integrationsverfahren, auf die hier nicht näher eingegangen werden soll. Weitere Informationen können zum Beispiel in [45], [46] oder [47] gefunden werden.

Im vorliegenden Fall der Fusion einer IMU, eines GPS und eines optischen Systems liegen die Informationen nicht nur kooperativ, sondern auch redundant vor, weshalb im Filter auch die komplette Starrkörperbewegung einschließlich den Fehlern modelliert wird. Das Kalman-Filter wird somit in der „full state“ Formulierung aufgebaut. Damit kann beliebig viel Information aus beliebig vielen Sensoren für die bestmögliche Schätzung der Zustände herangezogen werden. Die Informationen können dabei auch schon in den einzelnen Messgeräten von Fehlern bereinigt werden. Nachteilig kann sich hierbei allerdings eine zeitliche Korrelation in den Messungen auswirken, die sich durch einen kaskadierten Kalman-Filteraufbau ergibt, wie zum Beispiel bei der Bestimmung der Position und Geschwindigkeit als Messgröße des GPS-Empfängers.

Zu dem wurde im Gegensatz zu den klassischen Ansätzen nicht das Navigationskoordinatensystem als Koordinatensystem für die Größen gewählt sondern das sensorfeste Koordinatensystem. Dies erleichtert im vorliegenden Fall die Einbindung der Messungen der Kamera in den Fusionsalgorithmus.

Systemgleichungen

Im Folgenden wird der dem System zugrunde gelegte Satz von Differentialgleichungen aufgezeigt und anschließend die Ausgangsgleichungen beschrieben. Sowohl die Skalierungsfehler als auch die Offsets in den von den Beschleunigungsmessern gemessenen Beschleunigungen werden als Zufallsbewegung erster Ordnung, im englischsprachigen Raum als „first-order Random-Walk“ bezeichnet, modelliert:

$$\dot{s}_{fACC} = \vec{0}_3 + \vec{w}_{sf,ACC}$$

Gleichung 5-2

beziehungsweise

$$\dot{\vec{b}}_{ACC} = \vec{0}_3 + \vec{w}_{b,ACC}.$$

Gleichung 5-3

$\vec{w}_{sf,ACC}$ und $\vec{w}_{b,ACC}$ sind vektorielle weiße Rauschprozesse, welche die Zustände treiben. Durch Änderung der Varianz der Rauschprozesse können die Zustände an die wahren Gegebenheiten angepasst werden. Der Vektor $\vec{s}_{f,ACC}$ beinhaltet die Zustandsableitungen der Skalierungsfehler und $\dot{\vec{b}}_{ACC}$ die Zustandsableitungen der Beschleunigungsmesseroffsets entlang den drei Messachsen der Beschleunigungsmessertriade.

Bei den Drehratensensoren wird im Gegensatz zu den Beschleunigungssensoren auf eine Modellierung der Skalenfehler verzichtet, da die gemessene Drehrate im Mittel Null ist und nicht wie bei den Beschleunigungsmessern der Erdbeschleunigung entspricht. Hinzu kommt an dieser Stelle noch die zu erwartende sehr geringe Trajektorien-dynamik, wodurch ein separates Schätzen von Skalierungsfehler und Offset bei dem vorhandenen Messrauschen kaum noch möglich ist. Die Drift der Drehratensensoren wird wie bei den Beschleunigungsmessern als Zufallsbewegung erster Ordnung modelliert:

$$\dot{\vec{b}}_{Gyro} = \vec{0}_3 + \vec{w}_{b,Gyro}$$

Gleichung 5-4

Das gleiche Vorgehen liefert die Differentialgleichungen für die Beschleunigungen:

$$\dot{\vec{a}}_{ib}^b = \vec{0}_3 + \vec{w}_a$$

Gleichung 5-5

und die Drehraten

$$\dot{\vec{\omega}}_{ib}^b = \vec{0}_3 + \vec{w}_\omega,$$

Gleichung 5-6

wobei die letzten beiden Differentialgleichungen den fehlerbehafteten Messungen der IMU entsprechen. Durch diese Modellierung der Beschleunigungen und Drehraten im Kalman-Filter erfolgt eine Filterung der Messungen der IMU. Alternativ hätte man die Messdaten auch vor dem Fusionsalgorithmus filtern können, allerdings wäre hier der Phasenversatz größer und die Güte geringer als bei der Berücksichtigung im Fusionsfilter.

Wie sich später bei den Untersuchungen des Fusionsalgorithmus zeigen wird, funktioniert die Modellierung mittels des angesetzten Modells auch dann zuverlässig, wenn die Fehler in den Messungen beziehungsweise die Beschleunigungen und Drehraten eine verschwindende Dynamik besitzen oder konstant sind.

Für die Translationsgeschwindigkeiten in körperfesten Koordinaten muss zunächst der Schwerevektor, der eine zusätzliche Beschleunigung darstellt, in das körperfeste Koordinatensystem transformiert werden. Dies geschieht mittels der aus den Quaternionen aufgebauten Richtungskosinusmatrix

$$DCM_{i \rightarrow b} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2 \cdot (q_1 \cdot q_2 + q_0 \cdot q_3) & 2 \cdot (q_1 \cdot q_3 - q_0 \cdot q_2) \\ 2 \cdot (q_1 \cdot q_2 - q_0 \cdot q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2 \cdot (q_0 \cdot q_1 + q_2 \cdot q_3) \\ 2 \cdot (q_0 \cdot q_2 + q_1 \cdot q_3) & 2 \cdot (q_2 \cdot q_3 - q_0 \cdot q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix},$$

Gleichung 5-7

welche die Transformation beinhaltet. Die Schwerebeschleunigung im körperfesten Koordinatensystem berechnet sich dann mit folgendem Zusammenhang:

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = DCM_{i \rightarrow b} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}$$

Gleichung 5-8

Mit den so ermittelten Komponenten der Erdbeschleunigung lassen sich die Zustandsgleichungen für die translatorischen Geschwindigkeiten entlang der körperfesten Achsen folgendermaßen formulieren:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= (r - b_{\omega z}) \cdot v - (q - b_{\omega y}) \cdot w + g_x + \frac{a_x}{1 + sf_{ax}} - b_{ax}, \\ \dot{v} &= -(r - b_{\omega z}) \cdot u + (p - b_{\omega x}) \cdot w + g_y + \frac{a_y}{1 + sf_{ay}} - b_{ay}, \\ \dot{w} &= (q - b_{\omega y}) \cdot u - (p - b_{\omega x}) \cdot v + g_z + \frac{a_z}{1 + sf_{az}} - b_{az}. \end{aligned}$$

Gleichung 5-9

Diese Gleichungen werden zusammengefasst zum Vektor der Geschwindigkeitsableitungen:

$$\dot{\vec{v}}_{eb}^b = [\dot{u} \ \dot{v} \ \dot{w}]^T.$$

Die Bewegungsgleichungen der Quaternionen sind Funktionen der Eulerparameter selbst und den Drehraten um die körperfesten Achsen:

$$\begin{aligned} \dot{q}_0 &= \frac{1}{2} \cdot (-(p - b_{\omega x}) \cdot q_1 - (q - b_{\omega y}) \cdot q_2 - (r - b_{\omega z}) \cdot q_3), \\ \dot{q}_1 &= \frac{1}{2} \cdot ((p - b_{\omega x}) \cdot q_0 + (r - b_{\omega z}) \cdot q_2 - (q - b_{\omega y}) \cdot q_3), \\ \dot{q}_2 &= \frac{1}{2} \cdot ((q - b_{\omega y}) \cdot q_0 - (r - b_{\omega z}) \cdot q_1 + (p - b_{\omega x}) \cdot q_3), \\ \dot{q}_3 &= \frac{1}{2} \cdot ((r - b_{\omega z}) \cdot q_0 - (q - b_{\omega y}) \cdot q_1 - (p - b_{\omega x}) \cdot q_2). \end{aligned}$$

Gleichung 5-10

Für eine kompaktere Darstellung werden diese wiederum zu $\dot{\vec{q}}_e^b = [\dot{q}_0 \ \dot{q}_1 \ \dot{q}_2 \ \dot{q}_3]^T$ zusammengefasst.

Die Position wird im WGS84 gerechnet, wofür die körperfesten Translationsgeschwindigkeiten in inertielle Geschwindigkeiten umgerechnet werden müssen. Dies geschieht mit der bereits oben erwähnten Richtungskosinusmatrix mit dem Unterschied zu oben, dass hier mit der Transformierten gearbeitet werden muss:

$$\begin{bmatrix} \vec{v}_{north} \\ \vec{v}_{east} \\ \vec{v}_{down} \end{bmatrix} = DCM_{i \rightarrow b}^T \cdot \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$

Gleichung 5-11

Zusätzlich sind für die Bewegungsgleichungen noch der Meridianradius und der Normalradius wichtig, welche sich nach folgenden Vorschriften berechnen:

$$R_{meridian} = \frac{R_{equator} \cdot (1-\varepsilon^2)}{(1-\varepsilon^2 \cdot \sin^2 \varphi)^{\frac{3}{2}}},$$

$$R_{normal} = \frac{R_{equator}}{\sqrt{1-\varepsilon^2 \cdot \sin^2 \varphi}},$$

mit

$R_{equator} = 6378137 \text{ m}$ der Equatorradius,

$\varepsilon = 0.0818191908426$ die Exzentrizität erster Ordnung und

φ die geographische Breite der aktuellen Position.

Gleichung 5-12

Hiermit stehen alle nötigen Größen für die Differentialgleichungen der Position zur Verfügung. Die Bewegungsgleichungen für die laterale Position lauten wie folgt:

$$\dot{\varphi} = \frac{v_{north}}{R_{meridian} + h},$$

Gleichung 5-13

für die geographische Länge:

$$\dot{\lambda} = \frac{v_{east}}{(R_{normal} + h) \cdot \cos \varphi},$$

Gleichung 5-14

für die Höhe:

$$\dot{h} = -v_{down}$$

Gleichung 5-15

und zusammengefasst ergibt sich folgender Vektor $\dot{\vec{r}}^e = [\dot{\varphi} \ \dot{\lambda} \ \dot{h}]^T$ der Positionsableitungen. Die Bewegungsgleichungen der Bildpunkte in der Bildebene wurden schon in Kapitel 2 eingeführt, sollen aber an dieser Stelle der Vollständigkeit halber wiederholt werden. Ausgedrückt mit den körperfesten Rotations- und Translationsgeschwindigkeiten und der Einheitsbrennweite ergibt sich:

$$\dot{\vec{p}}^b = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \frac{1}{Z} \begin{bmatrix} w \cdot x - u \\ w \cdot y - v \end{bmatrix} + (p - b_{\omega x}) \cdot \begin{bmatrix} x \cdot y \\ y^2 + 1 \end{bmatrix} - (q - b_{\omega y}) \cdot \begin{bmatrix} x^2 + 1 \\ x \cdot y \end{bmatrix} - (r - b_{\omega z}) \cdot \begin{bmatrix} -y \\ x \end{bmatrix}$$

Gleichung 5-16

Und die dazugehörige Tiefe der verfolgten Merkmale:

$$\dot{Z} = -w - (p - b_{\omega x}) \cdot y \cdot Z + (q - b_{\omega y}) \cdot x \cdot Z$$

Gleichung 5-17

Zusammengefasst ergibt sich damit folgender Satz von Differentialgleichungen, wobei der Index bei den Bildpunkten auf die Nummer des jeweiligen Punktes hinweist und zusätzlich die Tiefe zu den Bildpunkten hinzugenommen wird:

$$\vec{f} = [\dot{s}_a \ \dot{b}_a \ \dot{d}_\omega \ \dot{\alpha}_{ib}^b \ \dot{\omega}_{ib}^b \ \dot{v}_{eb}^b \ \dot{q}_e^b \ \dot{r}^e \ \dot{p}_0^b \ \dot{p}_1^b \ \dot{p}_2^b \ \dot{p}_3^b \ \dot{p}_4^b]^T$$

Gleichung 5-18

mit den entsprechenden Zuständen.

Die Messungen gliedern sich in die tatsächlich von den Messgeräten gemessenen Größen und in die sogenannten Pseudoinnovationen, welche künstlich gerechnete Messungen sind. Hierzu zählt zum Beispiel die Bedingung, dass die quadratische Summe der Quaternionen eins ergeben muss.

Zunächst soll auf die tatsächlichen Messungen eingegangen werden. Die im fehlerfreien Fall gemessenen Beschleunigungen beinhalten alle Beschleunigungen, die auf äußere Kräfte zurückzuführen sind. Dies wären die Zentripetalkraft, Auflagerkräfte und alle zusätzlichen Kräfte wie zum Beispiel Luftkräfte oder Triebwerkskräfte:

$$\vec{a}_{ib}^b = \frac{\vec{F}_{auflager}}{m} + \frac{\vec{F}_{antrieb}}{m} + \dots$$

Gleichung 5-19

Wie in Kapitel 2 beschrieben, sind diese theoretischen Messungen in der Praxis noch mit einem Offset und einem Skalierungsfehler behaftet, wobei an dieser Stelle sowohl für die Beschleunigungsmesser als auch für die Drehratensensoren einfache Modelle angenommen werden. Hinzu kommen noch die Einbaufehler der Sensoren, welche als genügend genau in der Kalibrierung ermittelt angesehen werden. Als letztes sei noch das additive Messrauschen bei realen Sensoren erwähnt, wodurch sich für die Beschleunigung folgende Messung ergibt:

$$\vec{\tilde{a}}_{ib}^b = \left(\frac{\vec{F}_{auflager}}{m} + \frac{\vec{F}_{antrieb}}{m} + \dots \right) \cdot (1 + sf_{ACC}) + \vec{b}_{ACC} + \vec{v}_{ACC}$$

Gleichung 5-20

Im fehlerfreien Fall setzen sich die gemessenen Drehraten aus den Drehungen des körperfesten Koordinatensystems gegenüber dem erdfesten Koordinatensystem, der Erddrehung und der Transportrate zusammen:

$$\vec{\omega}_{ib}^b = \vec{\omega}_{eb}^b + \vec{\omega}_{ie}^b + \vec{\omega}_{en}^b$$

Gleichung 5-21

Auch die Drehratensensoren unterliegen einem Skalierungsfehler und einer Drift, wobei die Drift deutlich größer als die Erddrehung ist und deshalb bei einer Sensorfusion von einem low-cost Drehratensensor mit weiteren Messgeräten die Erddrehung in aller Regel vernachlässigt werden kann. Desweiteren wird bedingt durch die geringen Geschwindigkeiten auch die Transportrate vernachlässigt und wie bereits erwähnt, ebenfalls der Skalierungsfehler. Somit resultiert folgende Messung:

$$\vec{\tilde{\omega}}_{ib}^b = \vec{\omega}_{eb}^b + \vec{b}_{Gyro} + \vec{v}_{Gyro}$$

Gleichung 5-22

Da die GPS-Antenne in aller Regel nicht im Zentrum des Sensorkoordinatensystems montiert ist, müssen bei den Messungen des GPS noch der Hebelarm zwischen Antennenreferenzpunkt und Sensorsystem berücksichtigt werden. Im Falle der Geschwindigkeit ergibt sich hierbei die additive Geschwindigkeit aus dem Kreuzprodukt von Hebelarm und Drehraten, transformiert in das inertielle Koordinatensystem. Das Messrauschen wird wiederum als weißer Rauschprozess angenommen, womit sich schließlich folgende Messgleichung für die Geschwindigkeit ergibt:

$$\vec{v}_{eb}^n = \begin{bmatrix} \vec{v}_{north} \\ \vec{v}_{east} \\ \vec{v}_{down} \end{bmatrix} + DCM_{i-b}^T \cdot \begin{bmatrix} l_x \\ l_y \\ l_z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \vec{v}_{GPS,vel}$$

Gleichung 5-23

Bei der Position ergibt sich die Korrektur des Positionsfehlers aus dem Hebelarm durch Transformation des Einbaufehlers in das inertielle System. Mit dem additiven Messrauschen erhält man die Messgleichung:

$$\vec{r}_{e,wgs84} = \begin{bmatrix} \varphi \\ \lambda \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ R_{meridian} + h & 1 & 0 \\ 0 & (R_{normal} + h) \cdot \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot DCM_{i-b}^T \cdot \begin{bmatrix} l_x \\ l_y \\ l_z \end{bmatrix} + \vec{v}_{GPS,pos}$$

Gleichung 5-24

Der optische Teil des Sensorsystems liefert Punktkoordinaten der verfolgten Merkmale auf dem Bildsensor als Messung zurück. Diese sind ebenfalls in der Modellierung mit einem Messrauschen beaufschlagt:

$$\vec{p}^c = \vec{p} + \vec{v}_{CAM}$$

Gleichung 5-25

Unter Pseudoinnovationen fällt die bereits erwähnte Bedingung, dass die quadratische Summe der Quaternionen eins ergeben muss:

$$\sum \vec{q}_e^{b^2} = q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 \stackrel{\text{def}}{=} 1$$

Gleichung 5-26

wobei eine gemessene eins vorgegeben wird und die tatsächliche Summe aus den aktuellen Quaternionen errechnet wird. Eine weitere künstliche Messung wird aus der Epipolarengeometrie hergeleitet. So muss die Epipolarbedingung, wie sie in Gleichung 2-13 formuliert ist und hier nochmals wiederholt wird, für jeden Bildpunkt zu jeder Zeit erfüllt sein:

$$Eb = \vec{p}'^T \cdot R \cdot [\vec{T}]_x \cdot \vec{p} \stackrel{\text{def}}{=} 0$$

Gleichung 5-27

Auch hier wird der Sollwert, in diesem Fall 0, als Messung vorgegeben und mit den geschätzten Zuständen aus dem Fusionsfilter der tatsächliche Wert berechnet.

Zusammengefasst ergibt sich folgender Vektor mit den einzelnen Messungen, wobei wiederum der Index bei den Bildpunkten und den Epipolarbedingungen auf den entsprechenden Punkt hinweist:

$$\vec{y} = [\vec{a}_{ib}^b \ \vec{\omega}_{ib}^b \ \vec{v}_{eb}^n \ \vec{r}^e \ \vec{p}_0^c \ \vec{p}_1^c \ \vec{p}_2^c \ \vec{p}_3^c \ \vec{p}_4^c \ \sum \vec{q}_e^{b^2} \ Eb_0 \ Eb_1 \ Eb_2 \ Eb_3 \ Eb_4]^T$$

Gleichung 5-28

Dient die Pseudoinnovation aus der Epipolarengleichung im Algorithmus für eine Langzeitstabilität, vor allem für die Lagewinkel, so fehlt zunächst noch ein wirksames Verfahren, die Fehler in den Lagewinkeln zuverlässig zu minimieren. Zum einen steht hierfür für den Nick- und Rollwinkel das Erdlot zur Verfügung, welches stets senkrecht zur Erdoberfläche angesehen wird und zum anderen wird auf den Focus of Expansion aus dem optischen Sensor zurück

gegriffen. Hierbei wird ausgenutzt, dass der Focus of Expansion eine charakteristische Größe für die translatorischen Geschwindigkeiten im körperfesten System darstellt, welche mit den inertialen Geschwindigkeiten vom GPS in Einklang stehen müssen. Die Umrechnung der beiden Geschwindigkeiten ineinander basiert auf den Lagewinkeln, womit sich ein Fehler in den Lagewinkeln in einer fehlerhaften Umrechnung der körperfesten Geschwindigkeiten in die inertialen Geschwindigkeiten auswirkt. Hiermit ist wiederum ein Fehler in den Lagewinkeln beobachtbar.

In der Literatur gibt es unterschiedliche Ansätze zur Bestimmung des Focus of Expansion, allerdings sind diese bedingt durch die sehr wenigen Vektoren des Optischen Flusses im vorliegenden Fall nicht sehr robust gegen Rauschen. Abhilfe schafft eine Manipulation an den Systemgleichungen. So werden die Systemgleichungen dahingehend manipuliert, dass im Korrekturschritt und in allen dafür nötigen Berechnungen die Punktposition auf dem Bildsensor nur von der körperfesten Geschwindigkeit und der Tiefe abhängt. Im Prädictionsschritt bleiben die Gleichungen unverändert. Ermöglicht wird dieses Vorgehen nicht zuletzt durch die modellierte Epipolarbedingung, in der bereits die Information für die Korrektur der Drehraten enthalten ist.

Mit dem obigen Gleichungssatz stehen nun die nichtlinearen System- und Messgleichungen zur Verfügung. Für das Extended Kalman-Filter sind für jeden Rechenschritt die Systemmatrix und die Ausgangsmatrix des linearisierten Systemmodells nötig. Hierfür werden die Systemgleichungen beziehungsweise Ausgangsgleichungen analytisch nach den Zuständen abgeleitet und im Quellcode des Filters eingebettet. Die analytische Differentiation erfolgt mit dem in Matlab vorhandenen Computer-Algebra-System aus der sogenannten „symbolic-math-toolbox“. Für das Implementieren der Ausdrücke in den Quellcode werden diese dann noch in C-Code umgewandelt.

5.3 Aufbau des Systems

Nachdem im vorherigen Kapitel das dem Sensor zugrunde gelegte Systemmodell aufgezeigt wurde, soll an dieser Stelle die Architektur, die Initialisierung und eine realisierte Möglichkeit der Stabilitätssteigerung des Filters gezeigt werden.

Das Kernstück des Filters stellt das zeitkontinuierliche Systemmodell dar, welches die Zustandsschätzung und die Schätzfehlerkovarianz aus Gleichung 5-1 beinhaltet. Dessen Berechnung kann als unabhängig von den anderen Berechnungen angesehen werden und kann daher auch in der Softwarearchitektur als separates Modul realisiert werden. Für den Korrekturschritt muss in diesem Modul eine Möglichkeit vorgesehen werden, die Zustände zu manipulieren, wie in Gleichung 5-1 unter Update der Zustandsschätzung beziehungsweise der Schätzfehlerkovarianz beschrieben.

Die Verarbeitung der Messwerte der Sensoren läuft im Update-Modul des Filters ab, wobei hier eine asynchrone Arbeitsweise der einzelnen Sensoren unterstützt wird. Dies ist nötig, da manche COTS Sensoren keine Möglichkeit bieten, die Messungen mit anderen Geräten zu synchronisieren, und zudem unterliegt der Algorithmus dadurch nicht der Notwendigkeit, dass alle Sensoren Informationen liefern. Dies ist zum Beispiel der Fall, wenn die Sicht der GPS-Antenne zu den Satelliten abgeschattet ist und somit keine Positions- und Geschwindigkeitslösung mehr bestimmt werden kann.

Für die Realisierung des asynchronen Zustandsupdates wird die Updateschleife im Fusionsfilter mit einer Frequenz durchlaufen, welche der des schnellsten Messgerätes entspricht oder schneller ist. Im vorliegenden Fall ist die schnellste Messgerätfrequenz die der IMU mit 70 Hz. Im Filter ist aus Gründen der einfacheren Realisierung eine Frequenz von 100 Hz eingestellt.

Für das Einbeziehen von neuen Messwerten in den Navigationsfilter können nun zu Beginn des Updateschrittes alle Residuen zu Null gesetzt werden, und danach diejenigen berechnet und gesetzt werden, für die Messwerte existieren. Somit kann mit dem kompletten Vektor der

implementierten Residuen das Update der Zustände in jedem Schritt vorgenommen werden. Nachteilig an diesem Vorgehen ist allerdings, dass der Filter Algorithmus dabei nicht zwischen vorhandenen Messungen und zu Null gesetzten Residuen unterscheidet, wodurch es zu einer zu optimistisch geschätzten Schätzfehlerkovarianzmatrix kommen kann. Bei zu langem Ausbleiben von neuen Messungen kann dies zur Divergenz des Filters führen.

Um dieses Problem zu umgehen und trotzdem ein zeitdeterministisches Verhalten des Algorithmus sicher zustellen, ist es besser, die Ausgangsgleichungen des zu Grunde gelegten Systems anzupassen. So sind nicht vorhandene Messungen durch entsprechende Nullzeilen in der Ausgangsmatrix zu kennzeichnen, womit die nicht vorhandenen Messungen keinen Einfluss auf die Schätzung des Filters haben. Mit diesem Vorgehen kann ebenfalls mit dem kompletten Residuumsvektor im Updateschritt gearbeitet werden, wobei selbst ein längerer Ausfall eines Messgerätes unkritisch für die Stabilität des Systems ist. Zu beachten ist allerdings weiterhin, dass das System in den vorhandenen Messungen beobachtbar sein muss.

Für die Detektion neuer Messwerte werden bei der IMU sogenannte Timerticks, die mit jeder neuen Messung um eins erhöht werden, ausgewertet. Hieran erkennt der Fusionsalgorithmus, dass neue Messdaten vorliegen und führt ein Update durch. Damit die Messungen des GPS-Empfängers in die Multi-Sensor-Datenfusion mit einbezogen werden, müssen mindestens vier sichtbare Satelliten vorliegen. Erkannt wird eine neue Messung an der Änderung der Position, die nicht zuletzt durch das Vorhandensein von Messrauschen, in zwei hintereinander folgenden Messungen nicht exakt gleich ist. Der optische Sensorteil wiederum liefert einen direkten Wert, mit dem man einen neuen Messwert erkennen kann. Dies ist die Nummer des aktuellen Bildes. Und schließlich werden die Messungen der Pseudoinnovationen mit der höchst möglichen Frequenz berechnet.

Bevor im Korrekturschritt eine Manipulation der Zustände vorgenommen wird, sollten die Residuen einer Plausibilitätsprüfung unterzogen werden, da es sonst zu einer Divergenz des Filters kommen kann. Für stabilitätskritische Residuen und daraus resultierende Divergenz des Fusionsfilters gibt es zwei Hauptursachen. Zum einen hat sich gezeigt, dass im vorliegenden System nicht alle Probleme mit der Hardware abgefangen werden können. So kommt es zum Beispiel trotz aller Sicherheitsmechanismen bei der Datenübertragung zwar sehr selten, aber dennoch zu falsch übertragenen Messwerten, die sich in völlig falschen Größenordnungen der Werte widerspiegeln und damit auch viel zu große und falsche Residuen mit sich bringen. Der zweite Grund liegt im angenommenen Messrauschen, das bedingt durch unterschiedliche äußere Einflüsse geringer angenommen werden könnte, als tatsächlich vorhanden. Dies würde ebenfalls zu einer Divergenz des Filters führen, wenn diese Messungen mit in den Fusionsalgorithmus aufgenommen werden würden.

Für die Plausibilitätsprüfung der Residuen kann, wie im Folgenden beschrieben, ein Anhaltswert für eine realistische Größenordnung des Messwertes hergeleitet werden. Ausgangspunkt hierfür ist der Erwartungswert des Messwertvektors:

$$\hat{y}_k = E[\vec{z}_k]$$

Gleichung 5-29

Unter Berücksichtigung des Messmodells

$$\vec{z}_k = H_k \cdot \vec{x}_k + \vec{v}_k$$

Gleichung 5-30

lässt sich dieser wie folgt formulieren:

$$\begin{aligned}\hat{y}_k &= E[H_k \cdot \hat{x}_k + \hat{v}_k] \\ &= H_k \cdot E[\hat{x}_k] + E[\hat{v}_k] \\ \hat{y}_k &= H_k \cdot \hat{x}_k^-\end{aligned}$$

Gleichung 5-31

Hierbei deutet das hochgestellte Minuszeichen darauf hin, dass die Zustandsschätzung vor dem Estimationsschritt herangezogen wird.

$P_{yy,k}$ beschreibt die Kovarianzmatrix der Messungen:

$$P_{yy,k} = E \left[(\hat{z}_k - \hat{y}_k) \cdot (\hat{z}_k - \hat{y}_k)^T \right]$$

Gleichung 5-32

Durch Einsetzen von Gleichung 5-31 in Gleichung 5-32 und unter Berücksichtigung des Messmodells erhält man für die Kovarianzmatrix der Messungen:

$$\begin{aligned}P_{yy,k} &= E \left[(H_k \cdot \hat{x}_k + \hat{v}_k - H_k \cdot \hat{x}_k^-) \cdot (H_k \cdot \hat{x}_k + \hat{v}_k - H_k \cdot \hat{x}_k^-)^T \right] \\ &= E \left[H_k \cdot (\hat{x}_k - \hat{x}_k^-) \cdot (\hat{x}_k - \hat{x}_k^-)^T \cdot H_k^T \right] + E[H_k \cdot (\hat{x}_k - \hat{x}_k^-) \cdot \hat{v}_k^T] \\ &\quad + E \left[\hat{v}_k \cdot (\hat{x}_k - \hat{x}_k^-)^T \cdot H_k^T \right] + E[\hat{v}_k \cdot \hat{v}_k^T]\end{aligned}$$

Gleichung 5-33

Da die obigen Betrachtungen vor dem Verarbeiten der Messwerte durchgeführt werden, ist das Messrauschen \hat{v}_k nicht mit dem Schätzfehler korreliert, womit der zweite und dritte Summand aus Gleichung 5-33 verschwinden. Somit verbleiben folgende Terme:

$$\begin{aligned}P_{yy,k} &= E \left[H_k \cdot (\hat{x}_k - \hat{x}_k^-) \cdot (\hat{x}_k - \hat{x}_k^-)^T \cdot H_k^T \right] + E[\hat{v}_k \cdot \hat{v}_k^T] \\ &= H_k \cdot E \left[(\hat{x}_k - \hat{x}_k^-) \cdot (\hat{x}_k - \hat{x}_k^-)^T \right] \cdot H_k^T + E[\hat{v}_k \cdot \hat{v}_k^T]\end{aligned}$$

Gleichung 5-34

$E \left[(\hat{x}_k - \hat{x}_k^-) \cdot (\hat{x}_k - \hat{x}_k^-)^T \right]$ ist die Schätzfehlerkovarianzmatrix der Zustände vor dem Einbezug der Messungen, also $P_{xx,k}^-$, und $E[\hat{v}_k \cdot \hat{v}_k^T]$ ist die Kovarianzmatrix R_k des Messrauschens. Somit lässt sich schreiben:

$$P_{yy,k} = H_k \cdot P_{xx,k}^- \cdot H_k^T + R_k$$

Gleichung 5-35

Mit Gleichung 5-35 liegt nun nicht nur die Kovarianzmatrix der Messungen vor, sondern auch ein Abschätzung der Größe der Kovarianzmatrix der Residuen:

$$E[res^2] = P_{yy,k}$$

Gleichung 5-36

Liegt das Residuum weit vom berechneten Erwartungswert entfernt, so kann es zu einer Divergenz des Filters führen und der Messwert sollte deshalb nicht mit in die Berechnungen aufgenommen werden.

Bei der Inbetriebnahme des Sensors müssen die Zustände, die Schätzfehlerkovarianz sowie das System- und Messrauschen des Fusionsfilters gesetzt werden. Hierfür ist eine Abschätzung dieser nötig, damit das Filter im Betrieb möglichst schnell konvergiert. Die Schätzfehlerkovarianzmatrix besitzt Diagonalform, wobei die Einträge auf der Hauptdiagonalen die Quadrate der Streuung der geschätzten Zustände um ihre tatsächlichen, physikalischen Werte repräsentieren. Für die Initialisierung werden diese Werte abgeschätzt und entsprechend gesetzt, die Nebendiagonalelemente werden mit Null initialisiert.

Das Systemrauschen wird als mittelwertfreie, nicht miteinander korrelierte weiße Rauschprozesse modelliert, deren Kovarianz abgeschätzt werden muss. Da die Prozesse nicht miteinander korreliert sein sollen, sind nur die Diagonalelemente der Matrix Q zu besetzen. Generell kann man sagen, dass das Systemrauschen etwas größer gewählt werden sollte, woraus ein etwas größerer Kalman-Faktor resultiert und die Messungen nicht unterbewertet werden.

Eine Anfangsabschätzung für die Kovarianz des Messrauschens wird aus den Messungen gewonnen. Allerdings muss diese während einer abschließenden Applizierung des Sensorsystems noch angepasst werden, was unter anderem auf unterschiedliche Störlevels auf dem Versuchsträger zurückzuführen ist.

Für die verwendete Initialisierung der Zustände darf der Sensor sich nicht bewegen, damit unter anderem sichergestellt werden kann, dass die Messungen der Drehratensensoren die reine Drift selbiger ist. Um einen Startwert für die Drift zu erhalten, wird das zeitliche Mittel über die Sensormessungen gebildet und hiermit die entsprechenden Zustände initialisiert. Bei den Beschleunigungssensoren gelingt dies leider nicht, da bei diesen zu einer Drift noch ein Skalierungsfehler modelliert wurde und zum anderen diese Sensoren die Schwerebeschleunigung messen. Die tatsächliche Lage der Erdbeschleunigung im Koordinatensystem der Beschleunigungsmessertriade ist allerdings nicht bekannt, womit die Fehler in den Sensoren zu diesem Zeitpunkt nicht beobachtbar sind. Die Fehler werden aus diesem Grund zu Null gesetzt und konvergieren erst bei vorherrschender Dynamik gegen den wahren Wert. Die Beschleunigungen werden dagegen mit den Messungen der Sensoren initialisiert.

Da es Bedingung für die Initialisierung des Systems war, dass das System nicht bewegt wird, können die Geschwindigkeiten des Systems direkt zu Null gesetzt werden. Der Nick- und der Rollwinkel lassen sich aus den Beschleunigungsmessungen ermitteln, da diese den Erdbeschleunigungsvektor messen, welcher senkrecht zur Erdoberfläche steht. Der Rollwinkel berechnet sich nach folgender Vorschrift:

$$\varphi = \arctan\left(\frac{a_y}{a_z}\right)$$

Gleichung 5-37

und der Nickwinkel:

$$\theta = \arcsin\left(\frac{a_x}{g}\right)$$

Gleichung 5-38

Da zum Initialisierungszeitpunkt die Fehler in den Beschleunigungsmessern noch nicht bekannt sind, kann man den Roll- und den Nickwinkel auch nur mit einer endlichen Genauigkeit bestimmen. Bezeichnet man die Fehler in den gemessenen Beschleunigungen mit δa_x und δa_y , so lässt sich der Fehler in den Initialisierungswerten für die Winkel näherungsweise wie folgt berechnen:

$$\delta\varphi = \frac{\delta a_y}{g}, \delta\theta = \frac{\delta a_x}{g}$$

Gleichung 5-39

Bei qualitativ hochwertigen Kreiseln kann die Initialisierung des Gierwinkels über die sogenannte Nordsuche realisiert werden. Hierbei wird die Erddrehung in den Messungen der Drehratensensoren detektiert und damit die Nordrichtung gefunden. Bei den eingesetzten low-cost Drehratensensoren ist dies allerdings nicht möglich, weshalb auf eine weitere externe Referenz für den Gierwinkel zurück gegriffen werden muss. Hierfür kann ein Magnetkompass verwendet werden, dessen Einsatz in der Initialisierungsphase unproblematisch ist, da hier sicher gestellt werden kann, dass kein zusätzliches Magnetfeld, wie es zum Beispiel durch stromführende Leiter erzeugt wird, vorhanden ist. Aus den Eulerwinkeln lassen sich dann die Startwerte für die Quaternionen berechnen.

Bei der Position können die Zustände wiederum direkt auf das arithmetische Mittel der Messungen des GPS-Empfängers gesetzt werden, genauso wie die Zustände der Bildpunkte in der Bildebene. Die Tiefe der jeweiligen Bildpunkte kann erst nach einer gewissen Verschiebung beziehungsweise bei vorhandener Dynamik ermittelt werden. Für die Initialisierung werden die Tiefen zunächst auf einen relativ großen Wert gesetzt, damit nur die Drehraten einen Einfluss auf die Zustände haben. Eine zu geringe Tiefe hätte bei vorherrschender Translationsbewegung eine zu groß prognostizierte Punktverschiebung in der Bildebene zur Folge und damit letztlich auch zu große Residuen. Bei der zu erwartenden Dynamik ist der Fehler mit einer zu groß initialisierten Tiefe deutlich geringer.

Neben der Notwendigkeit der Tiefeninitialisierung bei Inbetriebnahme des Sensors muss bei jedem Austausch eines verfolgten Bildpunktes die Tiefe des neuen Punktes initialisiert werden. Der Startwert der Tiefe kann mit Hilfe einer Verschiebung der Kamera bestimmt werden, was auf eine geometrische Lösung nach der gesuchten Tiefe hinaus läuft, oder aber dynamisch mittels einer Kamerabewegung. Bei beiden Verfahren können nur aus einer Translation, jedoch nicht einer Rotation, Informationen über die Tiefe gewonnen werden. Bevor das realisierte Verfahren für die Tiefeninitialisierung vorgestellt wird, soll noch eine Abschätzung der möglichen Genauigkeit und der unterschiedlichen Einflussfaktoren vorgenommen werden. In der ersten Betrachtung wird auf die Initialisierung mittels einer Translationsgeschwindigkeit eingegangen und die Frage geklärt, welche Richtung der Kamerabewegung die bestmögliche Information über die Tiefe beinhaltet. Ausgangspunkt für die Betrachtungen ist die Image Jacobian, die in Gleichung 5-40 wiederholt ist. Betrachtet man diese Bewegungsgleichung eines Bildpunktes in der Bildebene, fällt auf, dass die gesuchte Tiefe darin enthalten ist, und zwar als inverser Faktor für die Translationsgeschwindigkeiten. Die Summanden aus den Rotationsgeschwindigkeiten enthalten keine Information über die Tiefe, weshalb auch bei reiner Rotation keine Aussage über die Punkttiefe getroffen werden kann.

$$\dot{\vec{p}} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \frac{1}{Z} \cdot \begin{bmatrix} t_z \cdot x - f \cdot t_x \\ t_z \cdot y - f \cdot t_y \end{bmatrix} + \omega_x \cdot \begin{bmatrix} \frac{1}{f} \cdot x \cdot y \\ \frac{1}{f} \cdot y^2 + f \end{bmatrix} - \omega_y \cdot \begin{bmatrix} \frac{1}{f} \cdot x^2 + f \\ \frac{1}{f} \cdot x \cdot y \end{bmatrix} - \omega_z \cdot \begin{bmatrix} -y \\ x \end{bmatrix}$$

Gleichung 5-40

Für die weiteren Betrachtungen wird deshalb eine reine Translation herangezogen, welche zusätzlich auf die xz-Ebene begrenzt wird. Hierdurch werden die Betrachtungen übersichtlicher, was aber keine Einschränkung der Allgemeinheit darstellt. Die Bewegungsgleichung vereinfacht sich dadurch auf folgende Form:

$$\dot{x} = \frac{1}{Z} \cdot (t_z \cdot x - f \cdot t_x)$$

Gleichung 5-41

Verwendet man Einheitskoordinaten für die Bildpunkte mit einer Brennweite von eins, so erhält man bei reiner Translation in x-Richtung der Kamera den optischen Fluss:

$$\dot{x} = \frac{-t_x}{Z}$$

Gleichung 5-42

Und für reine Translation in z-Richtung der Kamera gilt:

$$\dot{x} = \frac{x \cdot t_z}{Z}$$

Gleichung 5-43

Durch Ersetzen des Terms $\frac{1}{Z}$ durch die Inverse Tiefe μ erhält man folgende Zusammenhänge:

$$\dot{x} = \mu \cdot (-t_x)$$

Gleichung 5-44

und

$$\dot{x} = \mu \cdot x \cdot t_z.$$

Gleichung 5-45

Da es bei den Betrachtungen um die Rekonstruktion der Tiefe geht, und diese sowieso nur bei vorhandener Translation und daraus resultierendem optischen Fluss möglich ist, dürfen die Gleichungen nach der inversen Tiefe umgestellt werden:

$$\mu = \frac{\dot{x}}{-t_x}$$

Gleichung 5-46

beziehungsweise

$$\mu = \frac{\dot{x}}{x \cdot t_z}.$$

Gleichung 5-47

In der Realität ist der optische Fluss nur mit endlicher Genauigkeit bestimmbar und somit ist die Tiefenbestimmung aus Gleichung 5-46 und Gleichung 5-47 auch nur mit einer endlichen Genauigkeit durchführbar. Man erhält für die Fehler unter der Annahme einer exakten Messung der Geschwindigkeit:

$$\delta(\mu)_l = \frac{\delta \dot{x}}{|t_x|}$$

Gleichung 5-48

beziehungsweise:

$$\delta(\mu)_f = \frac{\delta \dot{x}}{|x \cdot t_z|}.$$

Gleichung 5-49

Durch Bilden des Quotienten aus Gleichung 5-49 und Gleichung 5-48 erhält man eine Beziehung für die Veranschaulichung der Sensitivität der Tiefenberechnung auf die Translationsbewegung:

$$\frac{\delta(\mu)_f}{\delta(\mu)_l} = \frac{\frac{\delta \dot{x}}{|x \cdot t_z|}}{\frac{\delta \dot{x}}{|t_x|}}$$

$$\frac{\delta(\mu)_f}{\delta(\mu)_l} = \frac{|t_x|}{|x \cdot t_z|}$$

Gleichung 5-50

Da mit einer Brennweite von eins gearbeitet wird kann man den Abstand x des Bildpunktes vom Bildhauptpunkt auch mit dem Winkel γ zwischen dem Strahl vom Brennpunkt auf den Raumpunkt und der optischen Achse ausdrücken. Gleichung 5-50 lässt sich damit folgendermaßen ausdrücken:

$$\frac{\delta(\mu)_f}{\delta(\mu)_l} = \frac{|t_x|}{|\tan \gamma \cdot t_z|}$$

Gleichung 5-51

In Abbildung 5-4 ist der relative Fehler über den Winkel Gamma aufgetragen. Es ist klar zu sehen, dass über einen weiteren Bereich des Bildsensors ein deutlich größerer Fehler in der Tiefenschätzung bei reiner Bewegung in Richtung der optischen Achse als senkrecht dazu zu erwarten ist. Es muss hier noch erwähnt werden, dass der Öffnungswinkel des eingesetzten Objektivs 45° beträgt und somit nur ein Winkel Gamma von maximal 22.5° zur Verfügung steht.

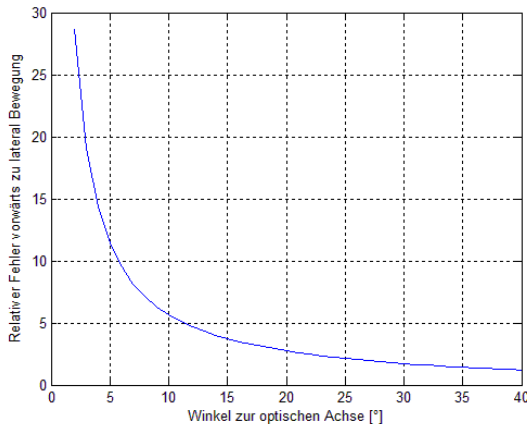


Abbildung 5-4: Relativer Fehler vorwärts zu lateral Bewegung bei der Tiefenbestimmung

Ein weiterer wichtiger Einflussfaktor auf die Tiefenberechnung ist die Genauigkeit, mit der die Punkte in der Bildebene verfolgt werden. Im Folgenden wird mit Verschiebungen und nicht Geschwindigkeiten gearbeitet, da die Position der Merkmale auf dem Bildsensor gemessen wird und nicht deren Geschwindigkeit. Der Zusammenhang zwischen dem Vertrauensbereich der Tiefenberechnung und der Trackingtoleranz lässt sich folgendermaßen herleiten, wobei von einer bekannten Kamerabewegung T entlang den Achsen des Bildsensors ausgegangen wird:

$$\frac{T}{Z} = \frac{d}{f}$$

Gleichung 5-52

Hierin ist Z die wahre Tiefe, T der Betrag der Kameraverschiebung, f die Brennweite des eingesetzten Objektivs und d die Verschiebung des Merkmales auf dem Bildsensor. Umgestellt nach der Tiefe ergibt sich:

$$Z = \frac{T \cdot f}{d}$$

Gleichung 5-53

Gesucht ist der Fehler in der Tiefenberechnung für den Fall, dass das Merkmal nicht exakt verfolgt werden kann. Dies schlägt sich in einer Unsicherheit Δd in d nieder und wirkt sich wie folgt aus:

$$\Delta Z = \frac{T \cdot f}{d - \Delta d} - \frac{T \cdot f}{d + \Delta d}$$

Gleichung 5-54

Erweitern auf einen gemeinsamen Nenner und Vernachlässigung der quadratischen Summanden des Trackingfehlers führt zu folgendem Zusammenhang:

$$\Delta Z = \frac{2 \cdot T \cdot f \cdot \Delta d}{d^2}$$

Gleichung 5-55

Aus Gleichung 5-53 folgt für die Verschiebung d auf dem Bildsensor:

$$d = \frac{T \cdot f}{Z}$$

Gleichung 5-56

Und durch Einsetzen von Gleichung 5-56 in Gleichung 5-55 folgt schließlich:

$$\Delta Z = \frac{Z^2 \cdot 2 \cdot \Delta d}{T \cdot f}$$

Gleichung 5-57

Wie man sieht, wächst der Fehler quadratisch mit steigender Tiefe an. Für das eingesetzte optische System soll nun der Fehler veranschaulicht werden. Hierfür werden die folgenden Größen eingesetzt:

$$\begin{aligned} T &= 0,5 \text{ m}, \\ f &= 20 \text{ mm}, \\ \Delta d &= 3,0 \text{ } \mu\text{m}, \end{aligned}$$

wobei die Trackingtoleranz einem viertel Pixel entspricht. In Abbildung 5-5 ist der Vertrauensbereich für diese Größen über der Szenentiefe aufgetragen. Man kann deutlich die quadratische Abhängigkeit der Genauigkeit von der Szenentiefe erkennen.

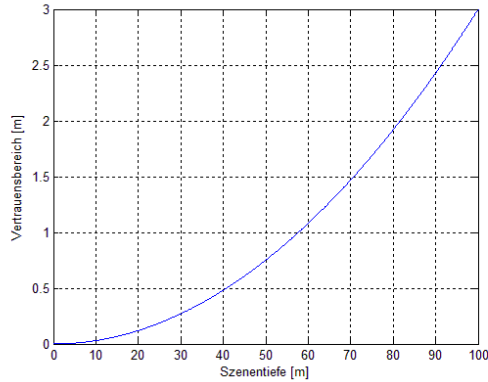


Abbildung 5-5: Sensitivität der Tiefenschätzung auf die Trackingtoleranz

Die bei der Betrachtung gemachte Annahme einer exakt bekannten Kamerabewegung ist in der Praxis nicht gegeben. Deshalb wird im Folgenden noch der Fehler in der Kamerabewegung mit in die Betrachtungen aufgenommen. Zur Berücksichtigung kommt zunächst der Fehler in der angenommenen Rotation, auch wenn diese nicht direkt in Gleichung 5-57 enthalten ist. Ein Fehler in der berechneten Rotation zwischen den zwei betrachteten Bildern kann durch einen Trackingfehler angenähert werden. In Abbildung 5-6 ist hierfür der Sehstrahl vom Brennpunkt der Kamera zu einem Szenenpunkt für die wahre Lage der Kamera und einer verdrehten Lage der Kamera skizziert. Man sieht, dass der Fehler α in der Rotation sich auf einen „falschen“ Durchstoßpunkt des Sehstrahles auswirkt.

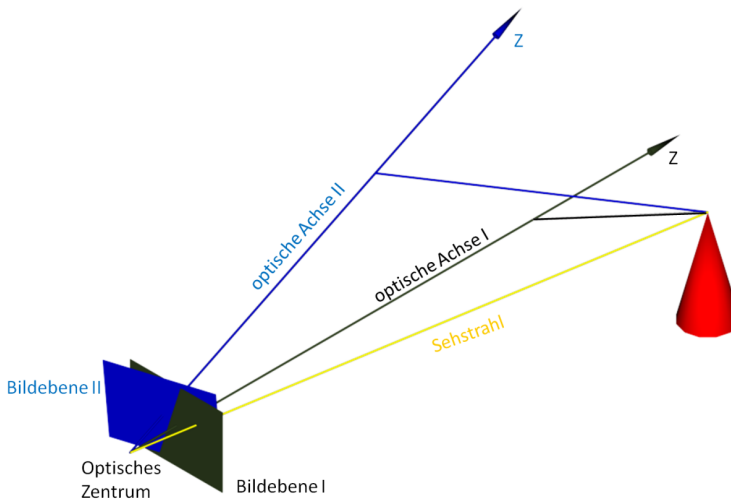


Abbildung 5-6: Schematische Darstellung einer falschen Kameralageschätzung

Ein Fehler von 2° in der berechneten Rotation erzeugt hierbei den in Abbildung 5-7 gezeigten Verlauf des Vertrauensbereiches über der Szenentiefe, wobei der nominale Sehstrahl einen Winkel von 10° zur optischen Achse hat.

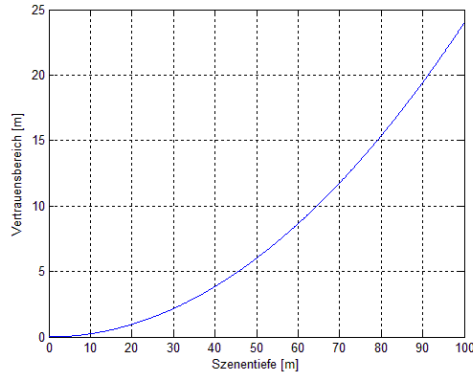


Abbildung 5-7: Einfluss einer falschen Kameralageschätzung auf die Tiefenschätzung

Der angenommene Fehler in der Lageberechnung entspricht einem Trackingfehler von 2 Pixeln an der angegebenen Stelle und der Vertrauensbereich der Tiefenschätzung verachtfacht sich gegenüber dem Fehler aus der Trackingtoleranz.

Ähnliches Vorgehen wie im vorhergehenden Kapitel, allerdings mit einer Variation der Kameraverschiebung anstelle der Tiefe, liefert einen Hinweis über die erreichbare Genauigkeit der Tiefenberechnung in Folge unterschiedlich großer Kameraverschiebung. In Gleichung 5-57 werden für die Untersuchung folgende Werte eingesetzt

$$\begin{aligned} Z &= 30 \text{ m} \\ f &= 20 \text{ mm} \\ \Delta d &= 3.0 \text{ } \mu\text{m} \end{aligned}$$

und die Kamerabewegung variiert. In Abbildung 5-8 ist der Verlauf des Vertrauensbereiches über der Kameraverschiebung aufgetragen. Bei einer Verschiebung von 0.1 m liegt der Vertrauensbereich noch bei 1.35 m, bei einer Verschiebung von einem Meter immerhin noch bei 0.135 m. Hierbei wurde davon ausgegangen, dass die Verschiebung und auch die eventuelle Verdrehung der Kamera exakt bekannt sind.

Nach der Abschätzung der möglichen Genauigkeiten der Tiefenschätzung folgt nun die Erläuterung des eingesetzten Verfahrens. Die Informationen innerhalb des Systems für die Tiefeninitialisierung sind die geschätzten Zustände des körperfesten Sensorkoordinatensystems und somit letztlich auch die des Kamerakordinatensystems. Hinzu kommen die Vektoren des optischen Flusses der verfolgten Punkte und die Koordinaten selbiger. Zusätzlich wird von einer ortsinvarianten, also starren Szene ausgegangen, womit sich die dreidimensionalen Koordinaten der Merkmale nicht ändern dürfen. Hieraus resultiert auch, dass der Abstand zwischen den dreidimensionalen Punkten konstant sein muss. Problem hierbei ist allerdings, dass der gemeinsame Zeitraum für zwei oder mehrere Punkte innerhalb des Sichtbereiches der Kamera in der Praxis sehr kurz sein kann.

Es gilt nun, aus den obigen Informationen eine möglichst gute Anfangsschätzung der Szenentiefen zu ermitteln, welche robust gegen Messrauschen und den Unsicherheiten in den ge-

geschätzten Zuständen ist. Zudem muss der benötigte Rechenaufwand gering genug sein, damit das Verfahren zuverlässig in der vorliegenden Echtzeitanwendung implementiert werden kann.

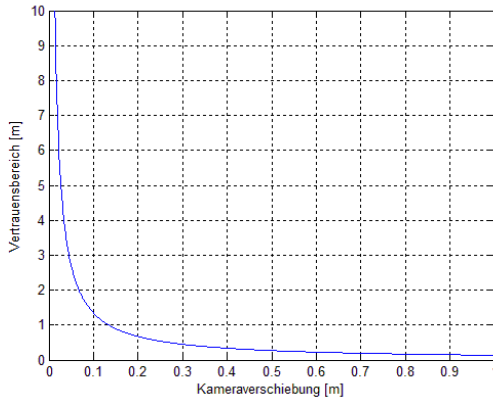


Abbildung 5-8: Sensitivität der Tiefenschätzung auf die Kameraverschiebung

Die Wahl fiel letzten Endes auf einen linearen Kalman-Filter, da dieser in Tests die besten Ergebnisse in Bezug auf Rechenleistung und Robustheit gegen Rauschen und unsicherer Zustandsschätzung lieferte.

Das System für den Kalman-Filter beruht auf der Image Jacobian, also den Bewegungsgleichungen der Punkte auf dem Bildsensor. Im Gegensatz zu den Originalgleichungen, Gleichung 2-26, wird hierbei allerdings mit der inversen Tiefe μ gearbeitet, damit die gesuchte Größe linear in den Gleichungen vorliegt. Somit ergeben sich folgende Systemgleichungen unter Verwendung einer Brennweite von 1 m und der Translation und Rotation angegeben wie in der Flugmechanik üblich:

$$\dot{p} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \mu \cdot \begin{bmatrix} w \cdot x - u \\ w \cdot y - v \end{bmatrix} + p \cdot \begin{bmatrix} x \cdot y \\ y^2 + 1 \end{bmatrix} - q \cdot \begin{bmatrix} x^2 + 1 \\ x \cdot y \end{bmatrix} - r \cdot \begin{bmatrix} -y \\ x \end{bmatrix}$$

Gleichung 5-58

Da die Bewegungsgleichung der inversen Tiefe von selbiger nichtlinear abhängig ist, wäre an dieser Stelle ein Extended Kalman-Filter nötig. Beachtet man aber, dass die Tiefe während des Initialisierungsvorganges sich nur sehr gering ändert und zudem nur ein ungefährender Startwert für den eigentlichen Fusionsalgorithmus benötigt wird, kann man die Dynamik der Tiefe auch vernachlässigen und zu Null setzen. Die Funktionalität dieses Vorgehens wird später im Kapitel der Versuchsergebnisse nachgewiesen. Somit wird die Dynamik der inversen Tiefe durch einen Random-Walk Prozess modelliert:

$$\dot{\mu} = 0 + v$$

Gleichung 5-59

Wobei v ein weißes Rauschen ist, welches den Zustand treibt und ein Schätzen der gesuchten Größe ermöglicht. Die translatorischen und rotatorischen Geschwindigkeiten der Kamera werden als Eingänge in das System angesehen, wobei hierfür die Schätzungen des Fusionsal-

gorithmus verwendet werden. Die Messungen sind die Punktkoordinaten in der Bildebene, wobei diese, wie schon angesprochen, auf eine Brennweite von eins skaliert werden.

Um genügend Robustheit gegen Messrauschen und gegen die unsicher geschätzten Zustände der Starrkörperbewegung zu erlangen, werden die Punktkoordinaten des zu initialisierenden Punktes und die dazugehörigen translatorischen und rotatorischen Geschwindigkeiten über 25 Bilder beziehungsweise einer Verschiebung der Kamera von 0,5 Meter hinweg gespeichert. Mit diesen Werten wird danach das Kalman-Filter für die Tiefeninitialisierung viermal iterativ durchlaufen, in der Art, dass das Schätzergebnis des letzten Durchlaufes der Startwert für den nächsten Durchlauf ist. Für den ersten Durchlauf wird ein Startwert für die Tiefe von 200 Metern vorgegeben, siehe auch Schema in Abbildung 5-9.

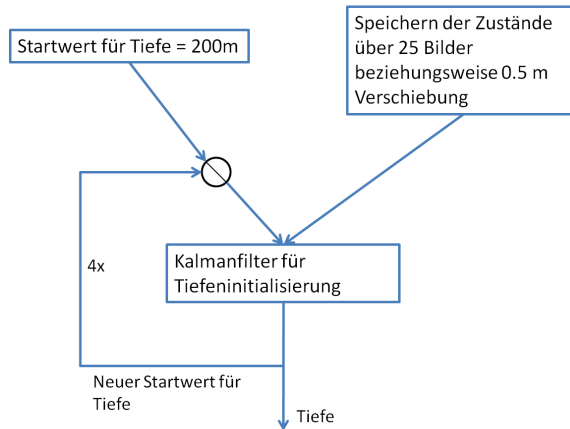


Abbildung 5-9: Schema der Tiefeninitialisierung

5.4 Sensorausgänge

Vom Sensor werden alle Zustände ausgegeben, die für die Beschreibung der Starrkörperbewegung notwendig sind. Zusätzlich werden für eine Kollisionsvermeidung noch die Entfernungen und Richtung zu den detektierten Szenenpunkten zur Verfügung gestellt.

Da das Sensorkoordinatensystem in aller Regel nicht mit dem flugkörperfesten Koordinatensystem übereinstimmt sondern um den Vektor \vec{T} verschoben und um eine Rotationsmatrix R verdreht ist, werden die Sensorausgänge noch auf das Koordinatensystem des Flugkörpers bezogen.

Der Verschiebungsvektor wird folgendermaßen aufgestellt:

$$\vec{T} = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix},$$

Gleichung 5-60

wobei er vom Ursprung des flugkörperfesten Koordinatensystems zum Ursprung des sensorfesten Koordinatensystems zeigt und im flugkörperfesten System beschrieben wird. Somit sind die Elemente des Vektors die Koordinaten des Ursprungs des Sensorkoordinatensystems im flugkörperfesten Koordinatensystem.

Die Rotation wird letztendlich durch eine Rotationsmatrix beschrieben, wobei diese wiederum aus den Rotationswinkeln oder den Rotationsquaternionen bestimmt werden kann. Im Falle von Rotationswinkeln bestimmt sich die Rotationsmatrix folgendermaßen:

$$R_s = \begin{bmatrix} \cos\Omega_y \cdot \cos\Omega_z & \cos\Omega_y \cdot \sin\Omega_z & -\sin\Omega_y \\ \sin\Omega_x \cdot \sin\Omega_y \cdot \cos\Omega_z - \cos\Omega_x \cdot \sin\Omega_z & \sin\Omega_x \cdot \sin\Omega_y \cdot \sin\Omega_z + \cos\Omega_x \cdot \cos\Omega_z & \sin\Omega_x \cdot \cos\Omega_y \\ \cos\Omega_x \cdot \sin\Omega_y \cdot \cos\psi + \sin\Omega_x \cdot \sin\Omega_z & \cos\Omega_x \cdot \sin\Omega_y \cdot \sin\Omega_z - \sin\Omega_x \cdot \cos\Omega_z & \cos\Omega_x \cdot \cos\Omega_y \end{bmatrix}$$

Gleichung 5-61

Die Winkel

$$\vec{\Omega} = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y \\ \Omega_z \end{bmatrix}$$

Gleichung 5-62

beschreiben dabei die Überführung des Sensorkoordinatensystem durch nacheinander ausgeführte Drehungen in das flugkörperfeste Koordinatensystem. Die erste Drehung erfolgt dabei um die sensorfeste z-Achse mit dem Winkel Ω_z , die zweite um die nun gedrehte y-Achse des Sensorsystems mit dem Winkel Ω_y und schließlich wird noch um die gedrehte x-Achse des Sensors mit dem Winkel Ω_x gedreht.

Für die Darstellung der Rotationsmatrix mittels Quaternionen wird zunächst die verwendete Umrechnung der Drehwinkel in Quaternionen dargestellt:

$$\begin{aligned} q_{s,0} &= \cos\left(\frac{\Omega_x}{2}\right) \cdot \cos\left(\frac{\Omega_y}{2}\right) \cdot \cos\left(\frac{\Omega_z}{2}\right) + \sin\left(\frac{\Omega_x}{2}\right) \cdot \sin\left(\frac{\Omega_y}{2}\right) \cdot \sin\left(\frac{\Omega_z}{2}\right), \\ q_{s,1} &= \sin\left(\frac{\Omega_x}{2}\right) \cdot \cos\left(\frac{\Omega_y}{2}\right) \cdot \cos\left(\frac{\Omega_z}{2}\right) - \cos\left(\frac{\Omega_x}{2}\right) \cdot \sin\left(\frac{\Omega_y}{2}\right) \cdot \sin\left(\frac{\Omega_z}{2}\right), \\ q_{s,2} &= \cos\left(\frac{\Omega_x}{2}\right) \cdot \sin\left(\frac{\Omega_y}{2}\right) \cdot \cos\left(\frac{\Omega_z}{2}\right) + \sin\left(\frac{\Omega_x}{2}\right) \cdot \cos\left(\frac{\Omega_y}{2}\right) \cdot \sin\left(\frac{\Omega_z}{2}\right), \\ q_{s,3} &= \cos\left(\frac{\Omega_x}{2}\right) \cdot \cos\left(\frac{\Omega_y}{2}\right) \cdot \sin\left(\frac{\Omega_z}{2}\right) - \sin\left(\frac{\Omega_x}{2}\right) \cdot \sin\left(\frac{\Omega_y}{2}\right) \cdot \cos\left(\frac{\Omega_z}{2}\right) \end{aligned}$$

Gleichung 5-63

Mit den so ermittelten Quaternionen lässt sich die benötigte Rotationsmatrix folgendermaßen aufstellen

$$R_s = \begin{bmatrix} q_{s,0}^2 + q_{s,1}^2 - q_{s,2}^2 - q_{s,3}^2 & 2 \cdot (q_{s,1} \cdot q_{s,2} + q_{s,0} \cdot q_{s,3}) & 2 \cdot (q_{s,1} \cdot q_{s,3} - q_{s,0} \cdot q_{s,2}) \\ 2 \cdot (q_{s,1} \cdot q_{s,2} - q_{s,0} \cdot q_{s,3}) & q_{s,0}^2 - q_{s,1}^2 + q_{s,2}^2 - q_{s,3}^2 & 2 \cdot (q_{s,2} \cdot q_{s,3} + q_{s,0} \cdot q_{s,1}) \\ 2 \cdot (q_{s,1} \cdot q_{s,3} + q_{s,0} \cdot q_{s,2}) & 2 \cdot (q_{s,2} \cdot q_{s,3} - q_{s,0} \cdot q_{s,1}) & q_{s,0}^2 - q_{s,1}^2 - q_{s,2}^2 + q_{s,3}^2 \end{bmatrix}$$

Gleichung 5-64

Beschleunigung

Die vom Sensorsystem ausgegebenen Beschleunigungen sind zum einen die Beschleunigungen, wie sie von einem Beschleunigungsmesser gemessen werden, und zum anderen die zeitlichen Geschwindigkeitsableitungen. Erstere enthalten noch die Schwerebeschleunigung und sind aus regelungstechnischer Sicht eher uninteressant. Letztere sind für die Realisierung eines dämpfenden differentiellen Regleranteils notwendig, um die Flugkörpergeschwindigkei-

ten möglichst gut zu regeln. Berechnet werden die ausgegebenen Beschleunigungen nach folgender Vorschrift:

$$\vec{a}_b = R_s \cdot \vec{a}_s + \vec{\omega}_b \times \vec{\omega}_b \times \vec{T}$$

Gleichung 5-65

Der erste Summand beinhaltet die transformierten Beschleunigungen aus dem Sensorsystem im System des Flugkörpers, der zweite Summand dient der Korrektur einer eventuellen Zentripetalbeschleunigung, welche durch eine anstehende Rotation und dem Hebelarm zwischen den Koordinatensystemen herrührt.

Drehraten

Die Drehraten sind ortsunabhängig und können mittels folgender Matrixmultiplikation vom Sensorkoordinatensystem ins körperfeste Koordinatensystem transformiert werden:

$$\vec{\omega}_b = R_s \cdot \vec{\omega}_s$$

Gleichung 5-66

Translationsgeschwindigkeit

Die Translationsgeschwindigkeit des flugzeugfesten Koordinatensystems setzt sich aus der Translationsgeschwindigkeit des Sensorsystems und einem Anteil aus der Drehgeschwindigkeit bedingt durch den Hebelarm der beiden Koordinatensysteme zueinander zusammen. Berechnet wird die Geschwindigkeit nach folgender Vorschrift:

$$\vec{v}_b = R_s \cdot \vec{v}_s + \vec{\omega}_b \times \vec{T}$$

Gleichung 5-67

Lage im Raum

Die Lage des Sensors im Raum wird durch Quaternionen repräsentiert, welche durch eine einfache Quaternionenmultiplikation in die Lage des Flugkörpers umgerechnet werden kann:

$$\begin{bmatrix} q_{b0} \\ q_{b1} \\ q_{b2} \\ q_{b3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{s,0} & -q_{s,1} & -q_{s,2} & -q_{s,3} \\ q_{s,1} & q_{s,0} & q_{s,3} & -q_{s,2} \\ q_{s,2} & -q_{s,3} & q_{s,0} & q_{s,1} \\ q_{s,3} & q_{s,2} & -q_{s,1} & q_{s,0} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \tilde{q}_0 \\ \tilde{q}_1 \\ \tilde{q}_2 \\ \tilde{q}_3 \end{bmatrix}$$

Gleichung 5-68

Hierin sind die Quaternionen der Rotation vom Sensorkoordinatensystem in das körperfeste Koordinatensystem mit $q_{s,0} \dots q_{s,3}$ gekennzeichnet und die vom Sensor gemessenen Quaternionen mit $\tilde{q}_0 \dots \tilde{q}_3$.

Position

Die Position des Flugkörpers setzt sich aus der Position des Sensorsystems und den Lagewinkeln multipliziert mit dem Abstandsvektor vom Sensorsystem zum körperfesten System zusammen. Da die Position in der WGS84 Darstellung repräsentiert wird, muss der additive Teil aus der Verschiebung der Koordinatensysteme zunächst von der kartesischen Darstellung nach folgendem Schema umgerechnet werden:

Als erstes wird der Positionsoffset im kartesischen NED-Koordinatensystem berechnet, basierend auf der Lage des Sensorsystems. Hierfür wird die Matrix:

$$R = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2 \cdot (q_1 \cdot q_2 + q_0 \cdot q_3) & 2 \cdot (q_1 \cdot q_3 - q_0 \cdot q_2) \\ 2 \cdot (q_1 \cdot q_2 - q_0 \cdot q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2 \cdot (q_2 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_1) \\ 2 \cdot (q_1 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_2) & 2 \cdot (q_2 \cdot q_3 - q_0 \cdot q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix},$$

Gleichung 5-69

berechnet mit den Lagequaternionen des körperfesten Systems, benötigt. Deren Transponierte Matrix wird mit dem Positionsvektor \vec{T} des Sensors im körperfesten System multipliziert um die Ablage im NED-System zu erhalten:

$$\Delta \vec{pos}_{NED} = R^T \cdot \vec{T}$$

Gleichung 5-70

Im nächsten Schritt müssen die Komponenten des Vektors in das WGS84 Koordinatensystem überführt werden. Für den ersten Eintrag im Vektor, der Ablage in Nordrichtung, gilt:

$$\Delta pos_{lat} = \frac{\Delta pos_{NED}(1)}{R_{meridian} + Höhe}$$

Gleichung 5-71

Für die Ablage in Ostrichtung gilt:

$$\Delta pos_{lon} = \frac{\Delta pos_{NED}(2)}{\cos(lat) \cdot (R_{normal} + Höhe)}$$

Gleichung 5-72

Und für die Höhe gilt:

$$\Delta pos_{Höhe} = \Delta pos_{NED}(3)$$

Gleichung 5-73

Die Gleichung 5-71 bis Gleichung 5-73 sind durch die Radien wiederum von sich selbst abhängig, weshalb eigentlich eine iterative Lösung notwendig wäre. Bedingt durch die geringe Ausdehnung der Fluggeräte wird allerdings auf diese rechenintensive iterative Lösung verzichtet. Die hierbei gemachten Fehler sind sehr gering.

Im letzten Schritt muss nun die vom Sensor gemessene Position mit den Ablagen korrigiert werden. Hierbei ist zu beachten, dass im WGS84 die Höhe gemessen wird und im Falle des NED-Koordinatensystems die Tiefe:

$$\begin{aligned} lat_b &= lat_s - \Delta pos_{lat} \\ lon_b &= lon_s - \Delta pos_{lon} \\ h_b &= h_s + \Delta pos_{Höhe} \end{aligned}$$

Gleichung 5-74

Szenenpunkte

Da die Merkmalsverfolgung auf der Bildebene stattfindet, müssen daraus zunächst die Koordinaten der Szenenpunkte im Sensorkoordinatensystem rekonstruiert werden. Dies geschieht mittels Multiplikation mit der entsprechenden Szenentiefe:

$$\vec{P}_s = Z \cdot \vec{p}$$

Gleichung 5-75

Danach erfolgt die Transformation in das flugkörperfeste Koordinatensystem mittels folgender Vorschrift:

$$\vec{P}_b = R_s \cdot \vec{P}_s + \vec{T}$$

Gleichung 5-76

5.5 Rückkopplung des Fusionsalgorithmus auf den optischen Sensor

Der Horizont stellt sich auf Bildern als Linienzug dar, der die Landschaft gegen den Himmel abgrenzt. Aus Sicht des Algorithmus, zur Detektion von gut zu verfolgenden Merkmalen, befinden sich bedingt durch den hohen Kontrast dort Merkmale mit einer sehr hohen Qualität. Ohne eine Beschränkung kommen in der Praxis somit alle verfolgten Merkmale sehr schnell auf der Horizontlinie zum Liegen. Für den Algorithmus zur Eigenbewegungsbestimmung ist der Vorteil dieser Punkte eine sehr lange Lebenszeit, der Nachteil ist allerdings eine sehr schlechte Beobachtbarkeit der Translationsbewegung in den Merkmalen und auch eine sehr schlechte räumliche Verteilung der Merkmale. Wie der Name schon sagt, sind die Punkte auf der Horizontlinie mehr oder weniger kollinear. Punkte auf der Horizontlinie verhindern eine Drift, bieten also Langzeitstabilität der geschätzten Eigenbewegung, bieten aber kaum eine Möglichkeit, eine schon vorhandene Drift wieder zu kompensieren.

Um die Beobachtbarkeit der Translationsbewegung sicherzustellen, wäre es in manchen, in aller Regel bodengebundenen Anwendungen, denkbar, die Kamera so zu montieren, dass es von vornherein schon unmöglich ist, den Horizont zu sehen. Bei fliegenden Anwendungen mit vollen sechs Freiheitsgraden kann dies aber ohne eine aktive Kamerabewegung nicht mehr sicher gestellt werden. Zudem will man ja auch von den Vorteilen der Horizontlinie profitieren. Ein Ausweg ist die Detektion der Horizontlinie und eine Begrenzung der dort verfolgten Merkmale auf eine maximale Anzahl.

Die Detektion kann zum Beispiel durch eine Kantenextraktion im Bild und anschließender Verifikation erfolgen. Bei der vorliegenden Realisierung des Sensorsystems liegt allerdings kein komplettes Kamerabild im Rechnersystem vor, weshalb ein anderes Vorgehen für die Identifikation des Horizontes eingeschlagen wird. Wie schon erwähnt, ist der Horizont durch weit entfernte, kollineare Punkte charakterisiert. Diese Eigenschaft legt nahe, durch die am weitesten entfernten getrackten Punkte eine Ausgleichsgerade zu legen und damit den Bereich des Horizontes im Bild zu detektieren, siehe hierzu Abbildung 5-10.

Für die Berechnung der Ausgleichsgeraden kommt die Methode der kleinsten Fehlerquadrate zum Einsatz, bei der die Summe der quadratischen Abweichungen der Punkte zu einer Geraden minimiert wird, indem die Gerade, charakterisiert durch die Koeffizienten a und b , angepasst wird:

$$e = \sum_{i=1}^n (y_i - (a + b \cdot x_i))^2 \rightarrow \min!$$

Gleichung 5-77

Die Lösung des Problems sieht wie folgt aus:

$$b = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x}) \cdot (y_i - \bar{y})}{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} \text{ und}$$

$$a = \bar{y} - b \cdot \bar{x}$$

Gleichung 5-78

\bar{x} ist hierbei das arithmetische Mittel der x-Werte und \bar{y} das arithmetische Mittel der y-Werte. Durch zum Beispiel einem Messerflug ist es in der Praxis durchaus möglich, dass die Regressionsgerade parallel zur y-Achse zum Liegen kommt. Um hierbei das Problem der Singularität der Geradensteigung zu umgehen, wird anstelle der üblichen Geradengleichung mit einem

Stützvektor und einem Richtungsvektor gearbeitet. Der Stützvektor hat die Koordinaten \bar{x} beziehungsweise \bar{y} und der Richtungsvektor hat als x-Komponente den Nenner aus der Geradensteigungsberechnung und als y-Komponente den Zähler.

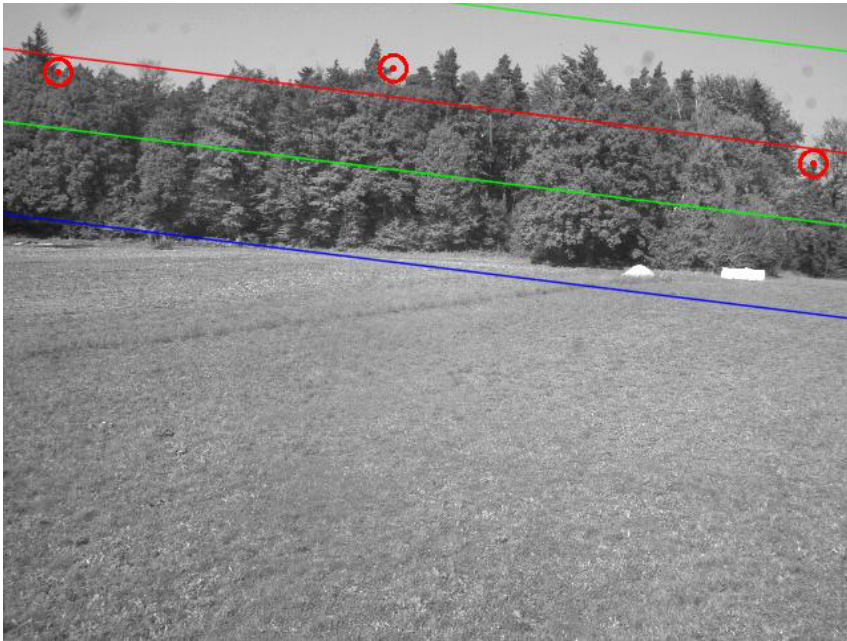


Abbildung 5-10: Horizontlinie

Die roten Kreise stellen die verfolgten Merkmale auf der Horizontlinie dar, die rote Gerade ist die Regressionsgerade, die grünen Geraden begrenzen die für den Merkmalsuchalgorithmus gesperrten Bereich und die blaue Gerade ist die untere Begrenzung für den maximal gesperrten Bereich – die obere Begrenzung ist außerhalb des Bildbereichs.

Die Regressionsgerade stellt nun das Mittel über alle am Horizont vermuteten Punkte dar, sie ist aber nicht gleich dem Horizont zu setzen. Um einen Bereich zu definieren, in dem im Bild der Horizont vermutet wird, wird ein Band in das Bild gelegt, in dessen Mitte sich die Regressionsgerade befindet. Die Breite des Bandes wird durch das Bestimmtheitsmaß der Regressionsgeraden und eine vorher definierte maximale Breite gegeben. Das Bestimmtheitsmaß gibt an, wie gut die Gerade die Punkte charakterisiert. Ist es 1, so liegen alle Punkte auf der Geraden, und umso kleiner das Maß wird, desto größer ist die Streuung der Punkte von der Geraden. Berechnet wird das Maß nach folgender Formel:

$$R^2 = \frac{\sum_{i=1}^n ((x_i - \bar{x}) \cdot (y_i - \bar{y}))^2}{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \cdot \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2}$$

Gleichung 5-79

Die maximale Breite d_{max} des Bandes wird so festgelegt, dass es maximal ein Viertel der Pixel des Bildes beinhaltet und die tatsächliche Breite berechnet sich nach folgender Formel:

$$d = (1 - R^2) \cdot d_{max}$$

Gleichung 5-80

Die Begrenzung beruht auf der Tatsache, dass die verfolgten Merkmale auch einen Mindestabstand zueinander haben sollen und zudem auch noch bei Sichtbarkeit des Horizontes ein gewisser Teil des Bildes aus dem beobachteten Himmel besteht, in dem keine Merkmale liegen sollten. Wäre also das Horizontband zu breit, kann es dazu kommen, dass nicht mehr genügend Merkmale verfolgt werden. In diesem Fall ist es immer noch besser, die Merkmale auf dem Horizont zu tracken, als gar keine Merkmale. Insgesamt dürfen im Horizontband maximal drei Merkmale verfolgt werden, welche wiederum nur durch neue Merkmale aus dem Horizontband ausgetauscht werden dürfen.

Ein weiterer Nutzen in der Rückkopplung des Fusionsalgorithmus auf den optischen Sensor liegt in der Verwerfung von Merkmalen, die nicht dem Bewegungsbild entsprechen. Diese liegen in aller Regel auf bewegten Elementen der Szene und würden somit zu einer Verschlechterung der geschätzten Navigationslösung führen.

6 Versuchsaufbau

Für die Untersuchungen und Tests im Rahmen dieser Arbeit kamen zwei unterschiedliche Systeme zum Einsatz, die sich sowohl in Hardware als auch in der Entwicklungsumgebung und den verwendeten Betriebssystemen unterscheiden. Der im folgenden Testsystem genannte Aufbau diente vor allem für erste Untersuchungen der optischen Systeme und Algorithmen und basiert auf einer FireWire Kamera, welche an einem handelsüblichen Laptop betrieben wurde. Als Betriebssystem kam dabei Windows XP und als Entwicklungsumgebung Visual Studio von Microsoft zum Einsatz. Der Vorteil dieses Systems ist die einfache Handhabung und dass auf spezielle Hardware verzichtet werden konnte.

Das zweite System wird im Weiteren als Zielsystem bezeichnet und ist in Abbildung 6-1 aufgezeigt. Dies ist das System, mit welchem später auch die Echtzeittests auf der fahrbaren Versuchsplattform durchgeführt wurden. Auf den detaillierten Aufbau wird im nächsten Kapitel eingegangen, in dem auch die verschiedenen Messgeräte beschrieben werden.

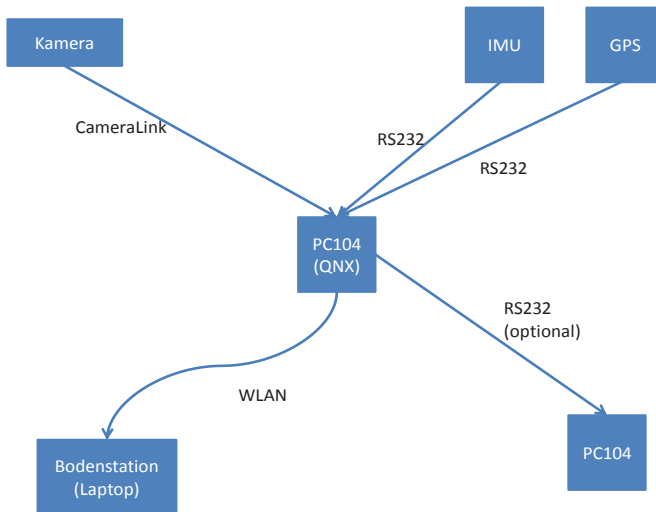


Abbildung 6-1: Zielsystem

6.1 Hardwarebeschreibung des Sensorsystems

Zunächst soll die verwendete Hardware aufgezeigt, bevor darauf folgend die Sensormontage und die Bodenstation erläutert werden.

Sensorrechner

Der Sensorrechner basiert auf einer Intel Centrino CPU, welche auf einem Motherboard im PC 104+ Formfaktor untergebracht ist. Der Arbeitsspeicher hat eine Größe von 1 GB. Zusätzlich ist ein Framegrabber für den Anschluss einer CameraLink-Kamera installiert und eine Erweiterungskarte für bis zu sechs serielle RS 232 Schnittstellen. Diese sind für den Anschluss von IMU, GPS-Empfänger, eventuell einer Luftdatensonde und optional zur Überwachung der beiden Versorgungsbatterien des Versuchsträgers ALUSTRA I nötig. Zusätzlich

können die geschätzten Zustände noch über eine RS232 Schnittstelle an einen Flugregelrechner übermittelt werden.

Der Rechner läuft unter dem Echtzeitbetriebssystem QNX und als Entwicklungssoftware kommt RT-Lab der Firma opal-rt in Verbindung mit Matlab/Simulink von Mathworks zum Einsatz. In Abbildung 6-2 ist der Aufbau des Sensorrechners zu sehen, der in einem CFK-Gehäuse untergebracht ist. Neben dem Rechner ist in diesem Gehäuse auch der später beschriebene GPS-Empfänger montiert, dessen Antennenanschluss neben den anderen Anschlusssteckern auf der Vorderseite des Gehäuses zu sehen ist.

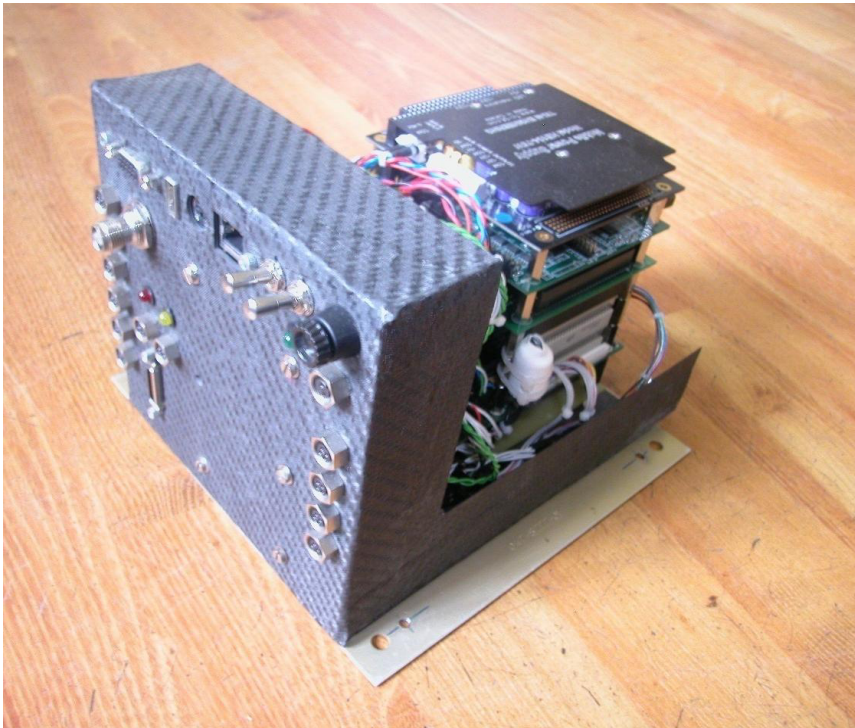


Abbildung 6-2: Sensorrechner

Kamera

Die eingesetzte Kamera ist eine MC 1302 der Firma Mikrotron. Sie ist eine monochrome Kamera mit einer Auflösung von 1280 x 1024 Pixel. Betrieben wird sie mit einer Auflösung von 1280 x 980 Pixel und mit einer Bildrate von 30 Hz. Angeschlossen ist sie mittels einer Base CameraLink Schnittstelle an den Framegrabber des Targetrechners.

Das Objektiv ist ein Sigma Objektiv vom Typ 20/1,8 EX DG DF RF Asph. Es ist ein aspherisches Objektiv mit einer Festbrennweite von 20 mm. Angeschlossen an die Kamera ist es mittels eines Adapters von Nikon f-mount zu c-mount. Die Bildschärfe wie auch die Blende wird bei dem eingesetzten Aufbau manuell eingestellt. Der Öffnungswinkel des eingesetzten Systems beträgt 42.0° in der Horizontalen und 34.2° in der Vertikalen.

Inertiale Messeinrichtung

Die IMU basiert auf einer 3DM-GX1 IMU der Firma Microstrain. Für den Einsatz im Sensorsystem wurde der implementierte Strap-Down-Algorithmus deaktiviert und lediglich die orthogonalisierten Messungen der Beschleunigungs- und Drehratensensoren verwendet. Diese Sensoren basieren auf der MEMS-Technologie, wie sie im low-cost System Stand der Technik sind. Die Anbindung an den Targetrechner erfolgt über eine RS232 Schnittstelle, wobei die Messdaten mit einer Datenrate von 70 Hz übermittelt werden.

GPS

Der GPS-Empfänger ist ein OEM V der Firma Novatel. Dieser ist in unterschiedlichen Softwareausbaustufen erhältlich, wobei der eingesetzte Empfänger RTK 20 unterstützt. Als Bodenstation kommt ein baugleicher Empfänger zum Einsatz, welcher die Korrekturdaten entweder direkt über ein serielles Funkmodem an das Rover GPS übermitteln kann oder, wie im vorliegenden Fall realisiert, die Korrekturdaten an einen Rechner in der Bodenstation übermittelt. Dieser überträgt die Daten dann über das eingesetzte WLAN zum Targetrechner, an welchen das Rover GPS angeschlossen ist und letztlich die Daten empfängt. Der GPS-Empfänger liefert eine Lösung für Position und Geschwindigkeit mit einer Datenrate von 20 Hz ebenfalls über eine serielle Verbindung an den Rechner.

Funkstrecke

Da der Versuchsträger ALUSTRA I in der ersten Entwicklungsphase aus Sicherheitsgründen permanent per RC Fernbedienung von einem Piloten übernommen werden können muss, ist auch die maximale Entfernung zu einer Bodenstation auf den Sichtbereich des Piloten begrenzt. Somit bietet es sich an, eine Wireless LAN Verbindung zwischen dem Target und der Bodenstation zu installieren. Diese hat den Vorteil, dass eine verhältnismäßig große Übertragungsrate zur Verfügung steht und das Übertragungsprotokoll sehr einfach gestaltet ist. Gerade bei Tests des optischen Senteils kann die Übertragungsrate für etwaige Bilder nicht groß genug sein und mit einer seriellen Funkverbindung wäre das Echtzeitbeobachten des Kamerabildes nicht möglich gewesen. Die eingesetzten Geräte sind vom Typ Artem ComPoint Bridge.

6.2 Sensoraufbau und Montage am Flugkörper

Die Messungen des optischen Teils des Sensorsystems und die der IMU besitzen eine räumliche Struktur, die Messungen des GPS dagegen beziehen sich nur auf einen Punkt ohne Berücksichtigung der Lage im Raum. Um den Rechenbedarf zu reduzieren, wurde das Koordinatensystem der IMU achsparallel zu dem Koordinatensystem der Kamera montiert. Betrachtet man weiter die Güte der Messungen der IMU und den geringen Abstand zwischen dem Ursprung vom Kamerakoordinatensystem zum Koordinatensystem der IMU, können im vorliegenden Fall die beiden Koordinatensysteme auch als deckungsgleich angesetzt werden. Dies wird zudem noch von der geringen Dynamik des Flugkörpers unterstützt. Die Realisierung des Aufbaus ist in Abbildung 6-3 zu sehen.

Die GPS-Antenne sitzt an anderer Stelle des Fluggerätes und ihre Position wird bezüglich des Sensorkoordinatensystems vermessen. Das Sensorkoordinatensystem wird gleich dem Kamerakoordinatensystem gesetzt.

Neben den Anforderungen der internen Montage der einzelnen Sensoren untereinander gibt es auch Anforderungen bezüglich der Montage des Systems auf dem Flugkörper. Die GPS-Antenne muss freie Sicht zu den Satelliten haben und darf somit nur unterhalb von Bauteilen angebracht werden, die den Empfang der Satellitensignale nicht beeinflussen. Zudem empfängt die eingesetzte GPS-Antenne auch nur Signale von Satelliten, die oberhalb der Antenne liegen. Hieraus resultiert die Montagelage der Antenne, damit möglichst immer während des Einsatzes Signale empfangen werden. Beim vorliegenden Fall eines Blimbs, bei dem der no-

minelle Einsatzbereich einen Roll- und Nickwinkel von Null Grad vorsieht, empfiehlt es sich, die Antenne horizontal zu montieren.

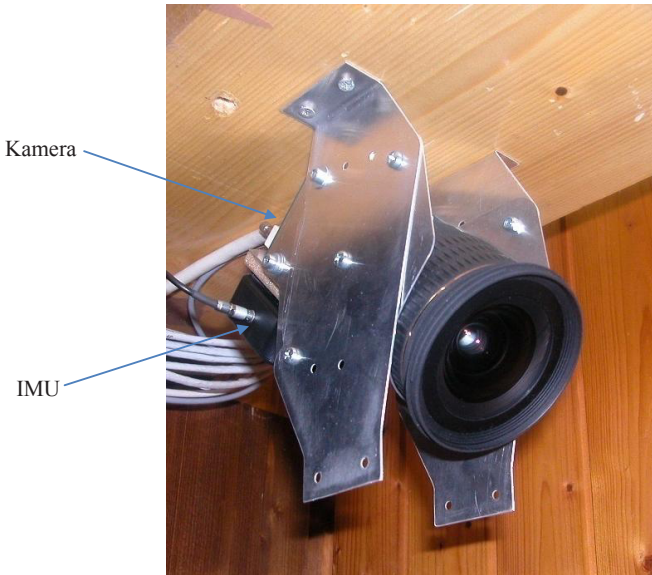


Abbildung 6-3: Mechanischer Aufbau des Sensorsystems

Solange die IMU nicht zu nahe an stromführenden Leitern montiert ist, welche die MEMS Sensoren stören könnten, ergeben sich hieraus keine besonderen Anforderungen an die Montage. Bei der Kamera dagegen gilt es zu gewährleisten, dass die Flugkörperzustände in der betrachteten Szene beobachtbar sind. Würde die Kamera den Himmel betrachten, so gäbe es entweder keine Merkmale zur Merkmalsverfolgung, oder es würden Wolken verfolgt werden, die in aller Regel nicht ortsfest sind und somit die Voraussetzung einer starren Szene verletzt wäre. Wie im vorangegangenen Kapitel bereits erwähnt, spielt das Verhältnis von Szenentiefe zur Translationsbewegung eine wichtige Rolle in der zu erwartenden Genauigkeit der Zustandsschätzung. Punkte mit einer geringen Szenentiefe lassen eine gute Schätzung der Bewegungsrichtung zu, haben allerdings in aller Regel nur eine kurze Lebenszeit und tragen so kaum zu einer Langzeitstabilität bei. Bei weit entfernten Punkten verhält es sich gerade umgekehrt. Diese lassen kaum noch eine Aussage über die Bewegungsrichtung zu, unterstützen aber die Langzeitstabilität. Hieraus resultiert, dass die betrachtete Szene sowohl nahe als auch ferne Punkte enthalten sollte, aber gleichzeitig wenig Himmel. Die Montagepositionen der einzelnen Komponenten des Sensorsystems ist in Abbildung 6-4 zu sehen.

Für das Festlegen der Lage der Kamera gegenüber dem Luftschiff müssen nun noch die geflogenen Flugmanöver betrachtet werden. Die auftretenden Roll- und Nickwinkel liegen in einem Bereich von ca. $\pm 15^\circ$, allerdings treten große Winkel eher selten und nur kurzzeitig bei instationären Manövern auf. Der nominelle Fall in einer Flugmission liegt bei 0° und die Auslenkungen aus diesem Bereich durch Störungen liegen bei maximal $\pm 5^\circ$. Dieser Winkelbereich soll auch für die nachfolgenden Betrachtungen herangezogen werden.

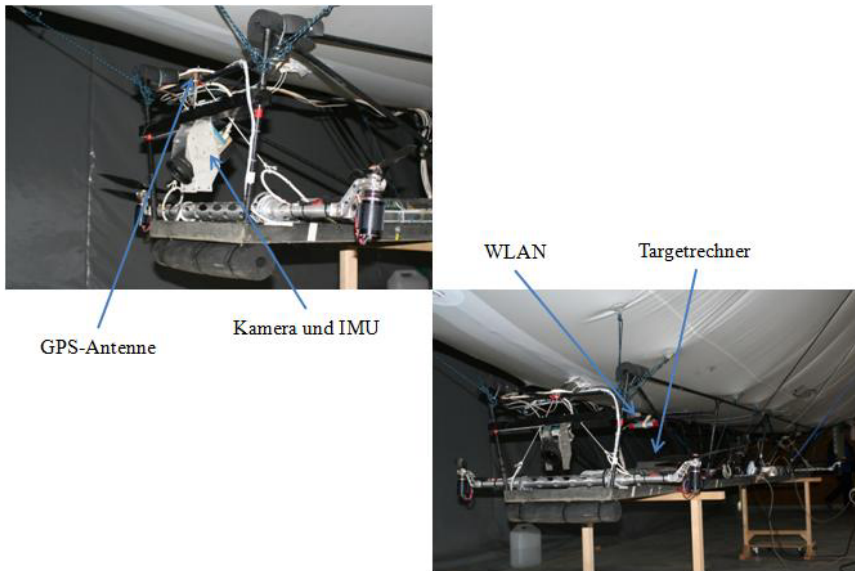


Abbildung 6-4: Sensoranbringung am Luftschiff

Das Objektiv besitzt einen Öffnungswinkel von 34° in der Vertikalen, was unter der Annahme, dass der Horizont in einer horizontalen Ebene liegt, in der sich auch der Kameraausprung befindet, auf eine Montage der Kamera gegen die xy -Ebene des Luftschiffes von $34^\circ/2$ abzüglich 5° führt. Somit wäre unter den getroffenen Annahmen bei einem Winkel von $12,5^\circ$ unter dem die Kamera gegen das Luftschiff gemessen nach unten schaut gewährleistet, dass immer ein Stück des Horizontes zu sehen wäre und nur ein minimaler Teil des Himmels. Geht man davon aus, dass überwiegend entlang der körperfesten x -Achse des Luftschiffes geflogen wird, würde allerdings, wie in Kapitel 5 ausgeführt, die Bewegung meist nicht optimal in den Messungen des optischen Systems beobachtbar sein. Aus diesem Grund wird die Kamera unter einem Winkel von $22,5^\circ$ gegen die xy -Ebene des Luftschiffes nach unten blickend montiert. Alternativ hierzu ist an der Kameraaufnahme auch die Möglichkeit gegeben, die Kamera auf einen Winkel von 0° oder auch 45° einzustellen.

6.3 Schnittstellenbeschreibung

Die Verbindung zwischen Sensorrechner und einem angeschlossenen Host-Rechner erfolgt über eine RS232-Schnittstelle mit eigens aufgebauten Datenpaketen, welche binär übertragen werden. Prinzipiell könnte man aber auch andere Schnittstellen, wie zum Beispiel Ethernet, für die Kommunikation heranziehen. Die Datenpakete besitzen alle den gleichen Header und unterscheiden sich in den Bodys, welche spezifisch angepasst werden können.

Zunächst soll der Header näher beschrieben und auf die einzelnen Informationen eingegangen werden. Der Header dient zur Synchronisation des Empfangsrechners mit dem Datenstrom, für die Überprüfung der Datenübertragung, für die Übermittlung des Status beziehungsweise von Fehlermeldungen des Sensorsystems und zur Übermittlung der Nummer des darauffolgenden Bodys.

Die Datenübertragung zwischen Sensor und Host-Rechner wird über zwei Mechanismen überwacht. Zum einen ist jedes Datenpaket mit einer fortlaufenden Nummer versehen, womit

die Aktualisierung der Daten überwacht werden kann. Und zum anderen wird die Übertragung an sich auf Fehler hin untersucht, wofür eine zyklische Redundanzprüfung (engl. Cyclic redundancy check, kurz: CRC) eingesetzt wird. Eine Integritätsprüfung ist mit diesem Verfahren zwar nicht möglich, allerdings ist der Algorithmus so ausgelegt, dass er sehr zuverlässig Übertragungsfehler erkennt. Diese Fehler können zum Beispiel durch Rauschen auf den Leitungen verursacht werden, wie es beim Einsatz in der Nähe von elektrischen Antrieben entstehen kann. Zudem hat der CRC-Algorithmus den Vorteil, dass er sehr leicht und effektiv sowohl in Hard- als auch Software zu realisieren ist und dadurch auch bei leistungsschwächeren Hostrechnern keine Schwierigkeiten verursacht. Falls eine Integritätsprüfung verlangt wäre, müsste man auf kryptografische Hash-Funktionen zurückgreifen, welche jedoch einen höheren Rechenzeitbedarf besitzen.

Neben den Synchronisations- und Gültigkeitsinformationen sind im Header auch die Informationen über die einzelnen Messgeräte enthalten und Information über die Vertraulichkeit der geschätzten Größen.

Im Rumpf der Datenpakete ist dann die eigentliche Information über die geschätzten Zustände des Flugkörpers und weitere Messungen, wie zum Beispiel die Koordinaten der verfolgten Szenenpunkte enthalten. Der genaue Aufbau ist im Anhang zu finden.

6.4 Bodenstation

Für die Entwicklung, die Tests und die Nutzung des Sensorsystems wurde eine eigene Bodenstation mit der Programmiersprache LabView entwickelt. Die Verbindung zwischen Targetrechner und dem Bodenstationsrechner erfolgt über eine Funkverbindung basierend auf WLAN mit UDP-Protokoll. Da das Sensorsystem autark arbeitet, also ohne Informationen von der Bodenkontrollstation, ist die Schnittstelle so gestaltet, dass es unproblematisch ist, wenn doch einmal der Datenstrom über die Funkverbindung abreisen sollte.

Instrumentenbrett

In der Bodenstation ist ein klassisches Instrumentenbrett in einer Basic-T Anordnung, wie es in der Luftfahrt üblich ist, enthalten. Neben der Darstellung der aktuellen Fluglage dient dies vor allem zu Testzwecken, um während des Versuchsbetriebs eine erste Abschätzung der Güte der geschätzten Zustände zu machen.

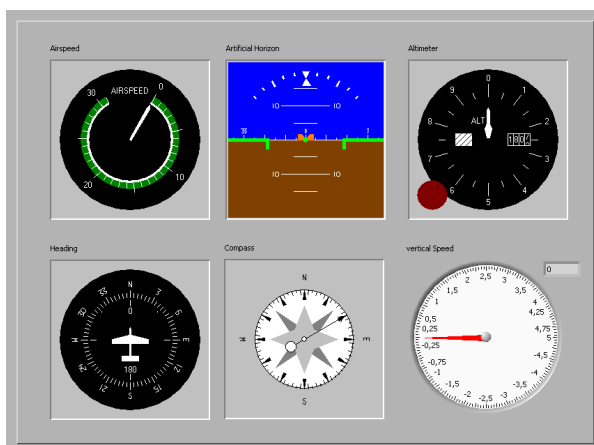


Abbildung 6-5: Instrumentenbrett

Überwachung der Funktionalität der einzelnen Sensoren

Das Sensorsystem besteht aus den vier Komponenten Targetrechner, GPS, IMU und Kamera. Das zentrale Element ist der Targetrechner, an dem die anderen drei Komponenten kabelgebunden angeschlossen sind. Der Rechner selbst ist über eine Funkstrecke mit der Bodenstation verbunden. So ist die Betriebsbereitschaft des Rechners schon daran zu erkennen, dass Signale an der Bodenstation ankommen. Für eine automatisierte Kontrolle werden die Datenpakete mit einem Zeitstempel versehen, und dann über ausbleibende Pakete auf einen Defekt des Rechners oder der Funkverbindung geschlossen. Bei den Messeinheiten ist es allerdings nicht ganz so offensichtlich, ob ein Defekt vorliegt. Die reine Anbindung der Sensoren an den Targetrechner wird wiederum über einen Zeitstempel in den gesendeten Datenpaketen überprüft und ein Ausfall auf der Bodenstation signalisiert. Beim GPS wird zudem noch die Anzahl der gesehenen Satelliten, das Alter der aktuellen Lösung und die Art der Lösung angezeigt. Bei der IMU stehen keine vergleichbaren Angaben zu Verfügung, um eine Beurteilung der Daten vorzunehmen. Bei der Kamera dagegen gibt es wieder mehrere Größen, die eine Beurteilung zulassen und auf der Bodenstation angezeigt werden. Dies sind die aktuelle Bildrate, die Anzahl der verfolgten Merkmale, deren relative Qualität und eine Kenngröße für die aktuelle Beleuchtung. Die graphische Darstellung der Sensorüberwachung ist in Abbildung 6-6 zu sehen.

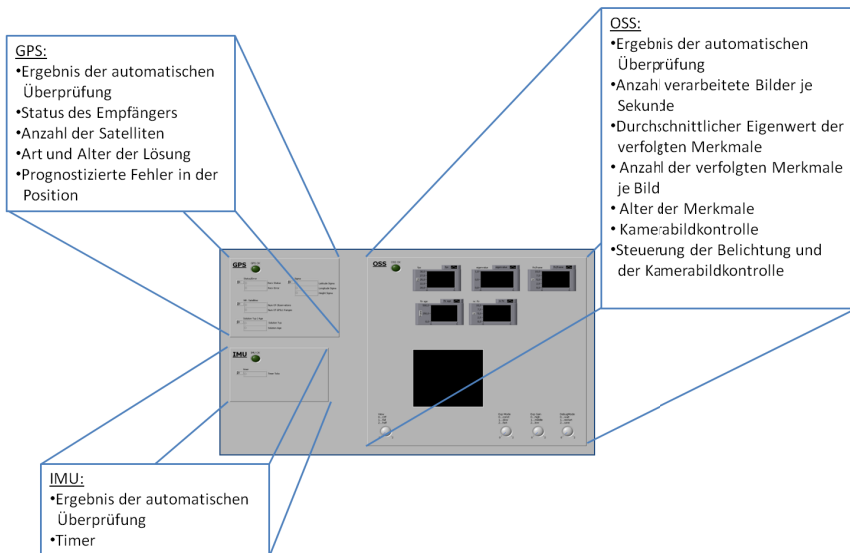


Abbildung 6-6: Überwachung der einzelnen Sensoren und Belichtungssteuerung

Kontrolle des Kamerabildes

Neben der automatischen Kontrolle des Kamerabildes wurde eine Möglichkeit zur manuellen Kontrolle aufgebaut. Hierfür wird auf der Bodenstation dem Bediener ein Fenster bereitgestellt, in dem er sich das aktuelle Kamerabild anzeigen lassen kann. Da das Übertragen sämtlicher Bilder in Echtzeit und bei voller Auflösung eine zu große Datenmenge für die Funkstrecke darstellt, werden die Bilder in der Auflösung geviertelt. Hierbei hat der Bediener die Möglichkeit zwischen zwei Verfahren zu wählen. Zum einen kann er sich die volle Auflösung der mittigen 640 x 490 Pixel und zum anderen auch den ganzen Bildbereich mit einer

Reduktion der Auflösung anzeigen lassen. Da diese Maßnahme alleine nicht ausreicht, um genügende Reserven in der Funkverbindung für andere Aufgaben bereit zu halten, wird zudem die Bildrate reduziert. Hierfür wird auf dem Targetrechner ein Bild in einem Zwischenspeicher gehalten und dann sukzessive in einzelnen Datenpaketen zur Bodenstation geschickt und dort wieder zu einem kompletten Bild zusammengesetzt. Wenn so ein komplettes Bild übertragen wurde, wird das aktuelle Kamerabild in den Zwischenspeicher gelegt und mit der Übertragung des nächsten Bildes begonnen. Über die Übermittlungsrate der Datenpakete hat man hierbei die Möglichkeit, die Übertragungsgeschwindigkeit der Bilder an die freistehenden Ressourcen der Funkverbindung anzupassen, ohne dass Gefahr besteht, dass wichtige Informationen nicht mehr vom Fluggerät zur Bodenstation übertragen werden können.

Mit den angezeigten Bildern auf der Bodenstation, siehe Abbildung 6-7, kann die Schärfe des optischen Systems begutachtet und bei Bedarf auch eingestellt werden. Das Einstellen genügt zu Beginn des Einsatzes und muss später nur beobachtet werden, ob nicht durch einen mechanischen Defekt die Schärfereinstellungen verlorengegangen sind. Des Weiteren muss zu Beginn des Einsatzes die Blende an die vorherrschenden Lichtverhältnisse angepasst werden, was wiederum mit Unterstützung des angezeigten Bildes geschehen kann. Für eine Anpassung der Belichtung des Bildes während des Sensoreinsatzes kann der Bediener unterschiedliche Regler auswählen, die dann automatisch die Helligkeit nachregeln. Diese Auswahl ist vor allem zu Entwicklungszwecken vorgesehen, da hier online das Verhalten des Trackingalgorithmus bei Helligkeitsregelung beobachtet werden kann.



Abbildung 6-7: Kamerabildkontrolle

Überwachung des Fusionsalgorithmus

Die internen Zustände des Fusionsalgorithmus liefern Informationen über die Güte der Zustandsschätzung. Durch die Onlinebeobachtung der Größen können kritische Zusammentreffen von ungünstigen Faktoren zur Laufzeit detektiert werden und diese dann gezielt reproduziert, beziehungsweise erneut produziert werden. Hiermit ergibt sich ein Hilfswerkzeug für die Überprüfung und Adaption des Sensors, da gezielt Daten für eine detaillierte Auswertung im Post-Processing gesammelt werden können.

7 Versuchsergebnisse

Die eingesetzte IMU und das Differential-GPS sind handelsübliche Geräte, weshalb sie im vorliegenden Fall nur in geringem Umfang auf ihre Funktionalität hin untersucht wurden. Anders verhält es sich mit dem optischen Sensorteil, welcher im Rahmen dieser Arbeit aufgebaut wurde, sowie der Multi-Sensor-Fusion und der Bodenstation. Im Folgenden soll das Vorgehen dabei und die Ergebnisse aufgezeigt werden.

7.1 Vorgehen bei den Versuchen

Der Sensor basiert auf einer Starrkörperbewegung mit sechs Freiheitsgraden und soll die damit verbundenen Zustände ohne Einschränkungen bestimmen können. Vor allem in Bezug auf den optischen Sensor gibt es allerdings Einschränkungen. So wird schnell klar, dass bei Nacht, ohne eine ausreichende Szenenbeleuchtung, der Einsatz des optischen Systems unmöglich wird. Somit waren neben Tests des Gesamtsystems auch zahlreiche Untersuchungen des optischen Teils des Sensorsystems und dessen Komponenten nötig. Deshalb werden die Testkampagnen auch nach diesen zwei Sparten aufgeteilt. Die quantitativen Untersuchungen des gesamten Sensorsystems erfolgen im Post Processing, im Echtzeiteinsatz wird in diesem Abschnitt lediglich überprüft, ob der Algorithmus schnell genug auf dem eingesetzten Rechnersystem berechnet werden kann. In Kapitel 8 folgt dann der Einsatz im geschlossenen Regelkreis bei einem autonomen Flug.

Um für die Untersuchungen realistische Verhältnisse wie im späteren Einsatzbereich vorfinden zu können, wird zum einen eine fahrbare Trägerplattform und zum anderen ein Prallluftschiff als Versuchsträger herangezogen. Mit diesen beiden Versuchsträgern können alle erdenklichen Einsatzszenarien nachempfunden und somit die Funktionalität überprüft, aber auch etwaige Grenzen des Einsatzes des Sensors ermittelt werden.

Die ersten Tests wurden mit der fahrbaren Versuchsplattform durchgeführt und hatten zum Ziel, den Trackingalgorithmus zu validieren, gefolgt von Tests der Belichtungsregelung und Untersuchungen der Objektiveneinstellungen. Gleichzeitig wurde auch die aufgebaute Bodenstation eingesetzt, um deren Alltagstauglichkeit zu prüfen und eventuelle Änderungen vorzunehmen. Erst als diese Tests erfolgreich abgeschlossen waren, wurde der Versuchsaufbau auf das Prallluftschiff montiert und dort die Untersuchungen in dem für den Sensor vorgesehenen Einsatzszenario wiederholt. Als diese Untersuchungen erfolgreich abgeschlossen waren, wurde der Fusionsalgorithmus überprüft. Auch hier wurden zunächst die Messwerte der unterschiedlichen Systeme aufgezeichnet, um in einem Post-Processing die Überprüfungen vorzunehmen, bevor der aufgebaute Sensor Online eingesetzt wurde.

Die Auswertung des Sensors wird im sensorfesten Koordinatensystem durchgeführt, wobei die Bezeichnungen der Größen den allgemein üblichen Bezeichnungen aus der Flugmechanik entsprechen. Hierbei ist sowohl am Luftschiff als auch an der fahrbaren Versuchsplattform der Sensor so angebracht, dass die x -Achse des Sensors der körperfesten y -Achse des Fahrzeugs entspricht. Die y -, beziehungsweise z -Achse des Sensors ist jeweils um $22,5$ Grad beziehungsweise 45 Grad um die sensorfeste x -Achse gedreht. Auf die genaue Position der Koordinatensysteme zueinander wird an dieser Stelle nicht weiter eingegangen, da hier auch kein Bezug darauf genommen wird.

7.1.1 Beschreibung der fahrbaren Versuchsplattform

Als fahrbare Versuchsplattform dient ein Traktor aus der Landwirtschaft mit Frontlader und daran montierter Arbeitsbühne. An dieser Arbeitsbühne ist die Sensoreinheit für die Versuche fest angebracht. Die Beobachtung und Überwachung des Sensors erfolgt über die Bodenstation auf einem Laptop, welcher über eine LAN-Verbindung mit dem Sensorrechner verbunden und während der Versuche in der Kabine des Traktors angebracht ist, siehe Abbildung 7-1.



Abbildung 7-1: Fahrbare Versuchsplattform für die Sensorentwicklung.

Grundsätzlich können sowohl die drei rotatorischen als auch die drei translatorischen Geschwindigkeiten mit der Versuchsordnung realisiert werden. Allerdings nicht alle direkt und auch nicht alle unabhängig voneinander. So können die Geschwindigkeiten entlang den körperfesten x - und z -Achsen, was einer Vorwärtsfahrt und einem Heben der Arbeitsbühne entspricht, direkt und unabhängig von den anderen Größen realisiert werden. Die Quergeschwindigkeit in y Achsenrichtung kann durch das Fahren einer Kurve realisiert werden, allerdings dadurch nur gekoppelt mit der Vorwärtsgeschwindigkeit und dem Gieren. Ein Nicken kann wiederum direkt und unabhängig von den anderen Größen realisiert werden und ein Rollen letztlich nur durch das Befahren einer schiefen Ebene quer zu ihrer Neigung. Trotz den kinematischen Kopplungen in den Bewegungen kann mit dieser Anordnung der Einsatz in einem frei beweglichen Flugobjekt weitestgehend nachempfunden werden.

Auf der anderen Seite dürfen die Vorzüge des Aufbaues nicht unterschätzt werden. So können kritische Situationen aus Sicht des Sensoralgorithmus auf einfache Weise beliebig oft wiederholt werden und Fehler einfach reproduziert werden. Ein Flugversuch ist dagegen immer mit einem deutlich höheren personellen und logistischen Aufwand verbunden.

7.1.2 Beschreibung des ALUSTRA-Luftschiffes

Der Versuchsträger ALUSTRA I ist in Abbildung 7-2 zu sehen. Es handelt sich um ein klassisches Prallluftschiff ohne jegliche Struktur innerhalb der Heliumhülle und ohne Ballonett. Die Länge des Luftschiffes beträgt circa 15 Meter und der größte Durchmesser liegt bei 3,50 Meter. Die Elektronik für die Regelung, die Energieversorgung, wie auch die Sensorik und später die Nutzlast sind auf einer starren Gondel untergebracht, welche unterhalb der Heliumhülle hängend angebracht ist.

Für den manuellen Flug ist der Versuchsträger mit einem RC-System aus dem Modellbaubereich ausgestattet, womit es dem Piloten durch geeignete Mischerprogrammierung der Fernsteuerung gelingt, die sechs Freiheitsgrade der Starrkörperbewegung gezielt anzusteuern. Für die Überwachung der Systeme ist das Luftschiff durch ein Wireless LAN mit einer zentralen Bodenstation verbunden, über welche schließlich die Daten für die bereits erwähnte Sensorbodenstation an den Überwachungslaptop weitergegeben werden.

Bedingt durch die sehr starke Motorisierung und die Anordnung der Aktuatoren, siehe auch Abbildung 7-3, ist es prinzipiell möglich, mit dem Prallluftschiff eine sehr hohe Trajektorien-dynamik zu erzielen. Allerdings verlangt das aktuelle Einsatzszenario einen ruhigen, langsamen Flug entlang von Häuserkanten mit vorgeschriebenen Roll- und Nickwinkeln von Null Grad. Diese niedrige Dynamik schlägt sich direkt in der Beobachtbarkeit der Zustände der

Bewegung und auch in der Beobachtbarkeit der Fehler der low-cost IMU nieder, welche gering wird. Das beschriebene Einsatzszenario ist der Auslegungspunkt für den Sensor, in dem im Folgenden die Funktionalität nachgewiesen werden soll.



Abbildung 7-2: Der Versuchsträger ALUSTRA I



Abbildung 7-3: Anordnung der Aktuatoren am Versuchsträger ALUSTRA I

7.2 Bodenstation

Die Bodenstation muss zum einen ihre Funktionalität in der Praxis unter Beweis stellen und zum anderen stellt sich die Frage, ob die verwendete Funkstrecke den Anforderungen aus der Praxis gewachsen ist. Auf erstere Fragestellung wird an dieser Stelle nicht weiter eingegangen, da die Visualisierung permanent an die Bedürfnisse angepasst wurde und in der beschriebenen Ausbaustufe keine Mängel mehr feststellbar sind.

Auf die Frage, ob die WLAN Funkstrecke für die Beobachtung eines UAV's ausreichend ist, soll aber näher eingegangen werden. Alternativ wäre noch der Einsatz eines seriellen Funkmodems möglich gewesen, welches aber den softwareseitigen Aufwand vergrößert hätte und eine deutlich geringere Datenrate zur Folge gehabt hätte. Allerdings sind mit diesem System auch deutlich größere Reichweiten möglich.

Für den Test der WLAN Funkstrecke wurde der Navigationssensor samt WLAN Sender auf ein Auto montiert und die Bodenstation mit dem zweiten WLAN Sender an einem festen Ort auf einem Tisch aufgebaut. Hierdurch ergibt sich die denkbar schlechteste Konfiguration, da durch die Bodennähe der beiden Antennen die Fresnelzone der Funkstrecke gestört ist. Zudem wurde für den Test ein Abend ausgesucht, an dem Nebel herrschte, da die damit verbundene hohe Luftfeuchtigkeit ebenfalls die Reichweite reduziert.

Durch Beobachten der Fahrzeugbewegung auf der Bodenstation kann ein Abbruch des Datenstroms sehr zuverlässig detektiert werden und somit auch die Reichweite ermittelt werden. Die mit diesem Aufbau ermittelte Reichweite liegt bei fast zwei Kilometern, wobei selbst bei Geschwindigkeiten bis 28 Meter je Sekunde noch keine Probleme auftraten. Im Vergleich hierzu wurden in Tests mit dem Luftschiff maximale Geschwindigkeiten von 14 Meter je Sekunde erreicht. Somit kann diese Funkstrecke auch als ausreichend für die Tests mit dem Blimb als Versuchsträger angesehen werden, da zunächst ein Pilot mittels der RC Fernbedienung das Fluggerät steuern muss und hier keine Entfernungen über zwei Kilometer angedacht sind.

Zu beachten ist allerdings, dass eine freie Sicht zwischen den Antennen der beiden WLAN Sendern besteht. Doch auch dies stellt zum aktuellen Entwicklungsstand des Projektes keine Einschränkung dar.

7.3 Optischer Sensorteil

Die Voruntersuchungen, die zu einer Auswahl eines geeigneten Feature-Trackers geführt haben, wurden zwar mit allgemeinen Szenen durchgeführt, letztendlich muss der Algorithmus aber vor dem endgültigen Einsatz seine Eignung noch mit realen Szenen nachweisen. Hierfür wurden in einem ersten Schritt mit dem Testsystem, bestehend aus einem Laptop und einer FireWire-Kamera, Filmsequenzen mit der fahrbaren Versuchsplattform und später auch mit Hilfe des Luftschiffes aufgenommen. Die Bewertung des Tracking-Algorithmus erfolgte bei diesem System mit dem bloßen Auge, indem Bild für Bild die verfolgten Merkmale begutachtet wurden.

In Abbildung 7-4 ist ein Bild aus der Post-Processing-Auswertung zu sehen, wie sie für das Zielsystem entwickelt wurde. Die weißen Punkte repräsentieren die verfolgten Merkmale in den aktuellen Bildausschnitten zu einem bestimmten Zeitpunkt. Die grünen Punkte stellen den Pfad dar, den die Merkmale in den Folgebildern überstreichen werden. Mittels diesem Pfad lassen sich Ausreiser und Unstimmigkeiten sehr gut mit bloßem Auge detektieren. Die Zahl über einem Bildausschnitt zeigt das aktuelle Alter des Merkmals in Anzahl der Bilder, seit denen es verfolgt wird. Die unteren Zahlen stehen für die Qualität der Merkmale berechnet nach Gleichung 4-25 und dienen zur Beurteilung der Güte selbiger. Und nicht zuletzt bieten die aufgenommenen Bildausschnitte eine Möglichkeit die implementierte Belichtungsregelung zu überprüfen und sie ermöglichen eine Beurteilung der Strukturierung der Szene.

Im nächsten Schritt wird mit den Kennzahlen aus der Merkmalsverfolgung eine Bewertung durchgeführt. Die Anzahl der bearbeiteten Bilder hängt von der zur Verfügung stehenden Re-

chenleistung ab, beziehungsweise von der Geschwindigkeit, mit der die Kamera die Bilder liefert. Die Kamera arbeitet mit 30 Bildern je Sekunde und die Auswertung sollte ebenfalls mit dieser Geschwindigkeit arbeiten. Dies soll nicht nur beim reinen Betrieb der Software für den optischen Sensorteil der Fall sein, sondern auch bei gleichzeitigem Abarbeiten des Fusionsalgorithmus und aktiven Schnittstellen Threads auf demselben Rechner. Würde die Anzahl der bearbeiteten Bilder unter 30 Bilder je Sekunde fallen, würden auf dem eingesetzten Rechner nicht genügend Ressourcen zur Verfügung stehen. Bei der eingesetzten Hardware stellen acht verfolgte Merkmale kein Problem bezüglich der Rechenzeit dar. Da nur fünf Punkte aktiv im Fusionsalgorithmus einbezogen werden, könnte man bei einer Überlastung des Rechners zunächst diese Anzahl verringern.

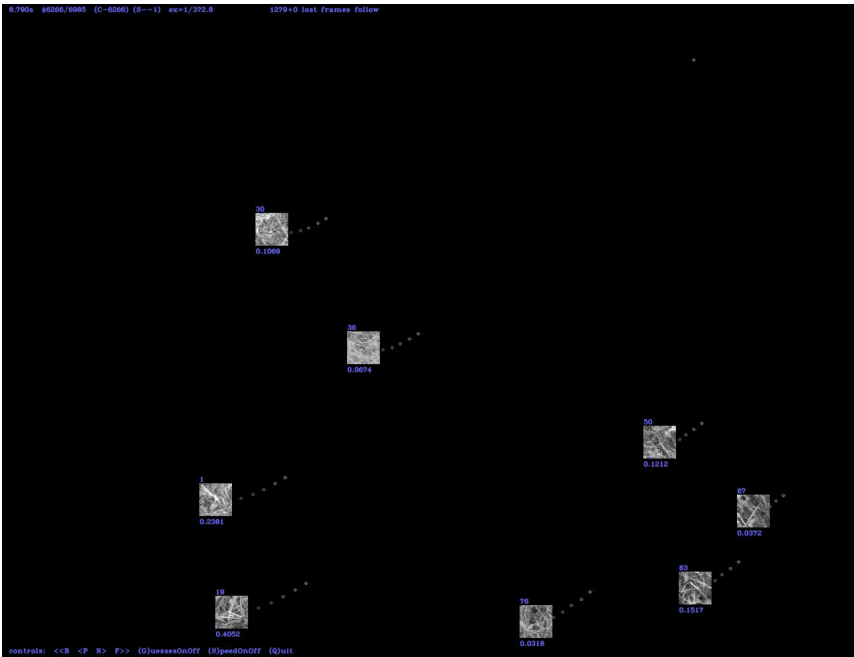


Abbildung 7-4: Untersuchung des Featuretrackers unter realen Bedingungen

In Abbildung 7-5 oben ist das durchschnittliche Alter der fünf im Fusionsfilter aktiven Punkte während der Versuchsfahrt aus dem nächsten Kapitel gezeigt und unten die Anzahl der verlorenen Merkmale. Wie ersichtlich wird, gibt es immer wieder Momente, an denen das Durchschnittsalter der Merkmale null ist. Dies bedeutet, dass der optische Sensorteil alle Punkte verloren hat und somit blind ist und keine Informationen mehr über die aktuelle Bewegung des Fahrzeuges liefern kann.

Im mittleren Diagramm ist die Anzahl der verlorenen Punkte durch Herauswandern aus der Bildebene dargestellt. Vergleicht man diese mit dem darunter liegenden Diagramm, so stellt man fest, dass der größte Teil der verlorenen Merkmale eine andere Ursache als das Verlassen des Sichtbereiches hat. Hierzu zählen unter anderem das sofortige Verwerfen bei der Neuaufnahme eines Punktes, aber auch sich plötzlich ändernde Lichtverhältnisse, bei denen die Auswertung alle Punkte verlieren kann.

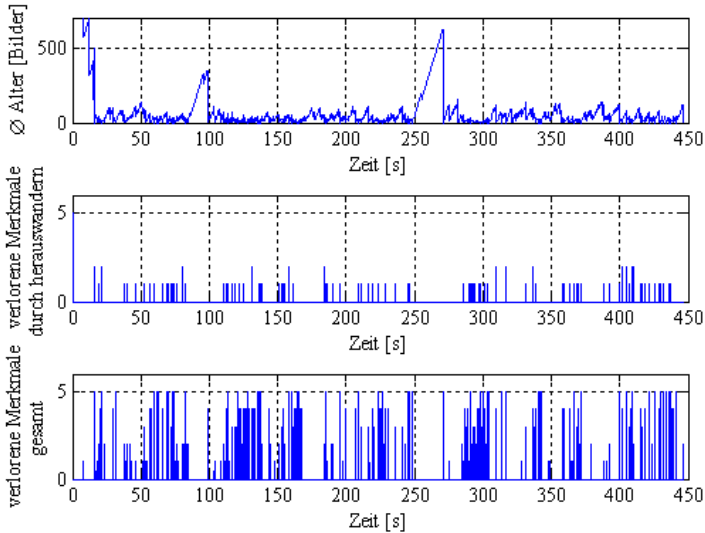


Abbildung 7-5: Durchschnittliches Alter der verfolgter Merkmale und verlorene Merkmale während der Versuchsfahrt

7.4 Tests der Sensorfusion

Wie eingangs beschrieben, wurden die Tests mit aufgezeichneten Daten Offline im Post-Processing durchgeführt. Hierfür wurde mit dem Tool Simulink eine Testumgebung aufgebaut, in der der Fusionsalgorithmus eingebettet wurde. Nachdem diese Tests erfolgreich verliefen, wurde ein Testsystem auf dem Targetrechner aufgesetzt, bei dem dann zum einen der tatsächliche Rechenzeitbedarf ermittelt werden konnte und somit auch die Echtzeitfähigkeit nachgewiesen wurde. Zum anderen wurde in diesem System parallel dazu auch die Funktionalität der eingesetzten Bodenstation mit untersucht. Die Einsatzfähigkeit des Sensors in einem realen System wird in Kapitel 8 gezeigt, in dem ein autonomer Flug des Versuchsträgers ALUSTRA I basierend auf den Sensorinformationen des hier aufgebauten Systems gezeigt wird.

Für die Offlinetests können prinzipiell Messdaten herangezogen werden, welche mit einem beliebigen Versuchsträger aufgezeichnet wurden, solange die Auslegungsbedingungen des Sensorsystems berücksichtigt werden. Im Folgenden werden aber ausschließlich Daten herangezogen, die mit der fahrbaren Versuchsplattform aufgenommen wurden, da hier bedingt durch die kinematischen Kopplungen eine Überprüfung der geschätzten Zustände durchgeführt werden kann. Die gezeigten Ergebnisse stammen von einer Testfahrt, welche am 23.02.2007 durchgeführt wurde. Diese Ergebnisse wurden auch mit weiteren Testfahrten verglichen und können als repräsentativ für die Eigenschaften des Sensors angesehen werden.

Trajektorie für die Offline-Tests

Die aufgezeichnete Trajektorie soll alle Kombinationen der Auslegungspunkte des Sensors aufweisen. Dies sind nahe und ferne Punkte sowie langsame translatorische Geschwindigkeit als auch rotatorische Geschwindigkeiten. In Abbildung 7-6 ist die Spur der gefahrenen Trajektorie aufgezeigt.

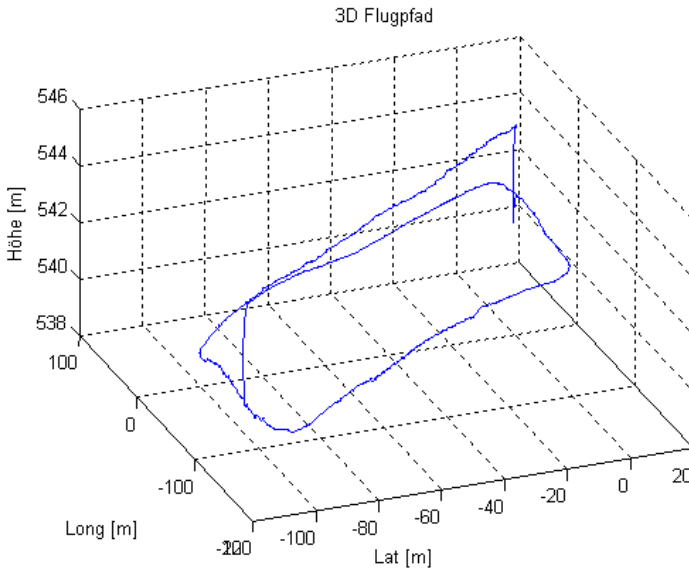


Abbildung 7-6: Spur der gefahrenen Trajektorie aus GPS-Messung

Für die Überprüfung des Einflusses des optischen Sensorteils im Navigationsfilter wird die Fahrt in mehrere Phasen unterteilt, siehe Abbildung 7-7.

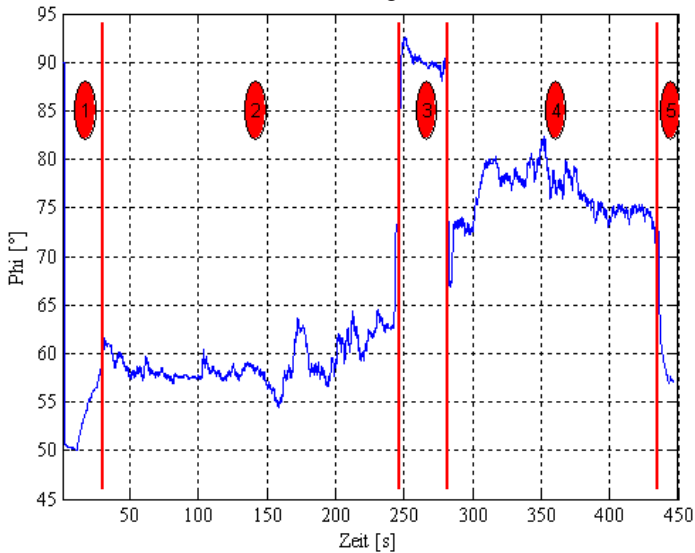


Abbildung 7-7: Rollwinkel und Phasen der Versuchsfahrt

Diese Phasen orientieren sich am Rollwinkel des Sensors, da dieser Haupteinflussfaktor auf die Szenentiefe, und damit auf die Beobachtbarkeit der Bewegung in den Messungen des optischen Sensorteils, ist. In Phase eins wird die Sensorplattform an der fahrbaren Versuchsplattform um circa drei Meter angehoben und bedingt durch die Kinematik der Aufhängung neigt sich die Plattform leicht nach hinten. Phase zwei ist durch eine langsame Vorwärtsbewegung gekennzeichnet, bei der die Kamera unter einem Winkel von 57° auf den Boden blickt. In Phase drei blickt die Kamera annähernd horizontal bei weiterhin langsamer Vorwärtsfahrt und in Phase vier liegt der Rollwinkel im Bereich 75° bis 80° . In Phase 5 kommt die Plattform zunächst zum Stehen, um dann abgesenkt zu werden, bei gleichzeitiger Winkeländerung auf 57° .

In Abbildung 7-8 sind die Geschwindigkeiten entlang der sensorfesten Achsen während der Versuchsfahrt gezeigt. Wie zu sehen ist, liegen alle Geschwindigkeiten unterhalb 2 Meter je Sekunde, was das Vorherrschen einer sehr niedrigen Trajektorien-dynamik unterstreicht. Da diese Größen nicht mittels eines Referenzsystems gemessen wurden, entstammen die Abbildungen den Post-Processing Tests des Navigationssensors.

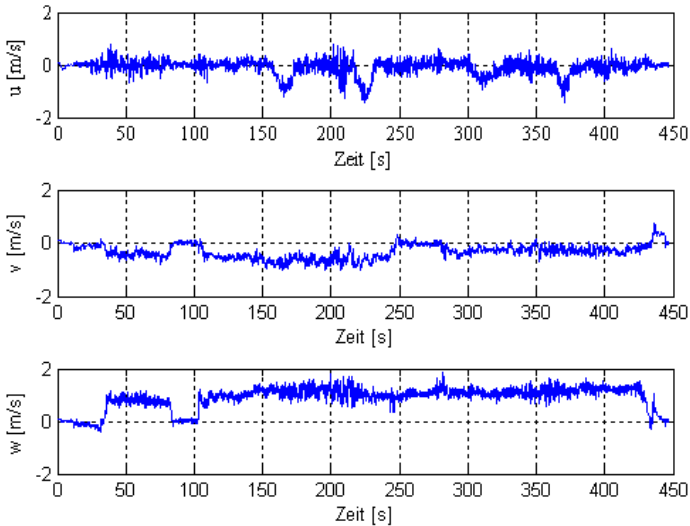


Abbildung 7-8: Geschwindigkeiten bei der Versuchsfahrt im Sensorkoordinatensystem

Tiefeninitialisierung und Tiefenschätzung

Die Tiefenschätzung ist zum einen für die Dynamik der Punkte in der Bildebene wichtig, zum anderen kann die Information über die Entfernung zu den Punkten für eine Kollisionsvermeidung herangezogen werden. Auch wenn es nicht Ziel der vorliegenden Arbeit war, dies zu betreiben, wird im Folgenden doch eine Abschätzung der Genauigkeit der Tiefenschätzung vorgenommen.

Bei der Aufnahme eines neuen Merkmals in den Fusionsalgorithmus wird die Tiefeninitialisierung mit dem beschriebenen Verfahren durchgeführt. Da das verwendete Verfahren starke Ähnlichkeiten mit dem Verfahren der Tiefenschätzung im Navigationsfilter aufweist, wird hier nicht zwischen beiden unterschieden. Als Kriterium für eine gute Initialisierung wird an dieser Stelle angenommen, dass der größte Anteil des Fehlers in der Prognostizierung der

Merkmalsposition auf dem Bildsensor auf eine schlechte Tiefeninitialisierung, beziehungsweise Tiefenschätzung zurückzuführen ist.

In Abbildung 7-9 sind die Verläufe der Koordinaten auf dem Bildsensor des Punktes eins und dessen Tiefe während eines Ausschnitts von Phase eins dargestellt. Es kann eine gute Übereinstimmung der gemessenen Koordinaten mit den vom Filter geschätzten Koordinaten beobachtet werden. Des Weiteren ist bei der Tiefe nach der Initialisierung, welche durch den Sprung im Verlauf zu erkennen ist, ein plausibler Verlauf zu beobachten, der mit der Fahrzeugbewegung im Einklang steht. Es ist somit davon auszugehen, dass die Tiefenschätzung bei dieser Konstellation gut funktioniert.

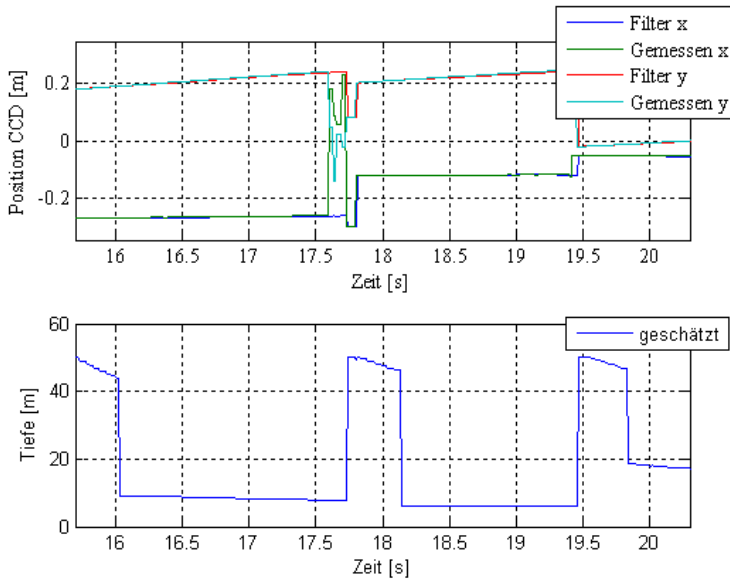


Abbildung 7-9: Zustände des Bildpunktes 1 in einem Ausschnitt aus Phase 1

Ein ähnliches Bild ist in Phase zwei zu beobachten. Dies ist ebenfalls ein Indiz dafür, dass die Korrektur der Lagewinkel durch die Messungen des optischen Systems in diesen Abschnitten gut funktioniert. Phase drei ist dadurch gekennzeichnet, dass die Kamera annähernd horizontal blickt und die Bewegung überwiegend entlang der optischen Achse des Systems stattfindet. In Abbildung 7-10 sind wieder die Verläufe der Zustände des Punktes eins, diesmal in Phase drei aufgezeigt. Wie man sieht, ist die Lebzeit der Merkmale deutlich größer, allerdings stimmen die Verläufe der gemessenen und geschätzten Positionen auf dem Bildsensor nicht mehr so gut überein. Auch die Tiefe wird deutlich schlechter geschätzt und stimmt nicht mehr mit der eigentlichen Fahrzeugbewegung überein. Dies spiegelt auch die Überlegungen aus Kapitel 5 wieder, welche zu einer Montage der Kamera geführt haben, bei der die Bewegung möglichst nicht entlang der optischen Achse stattfindet. Die schlechte Schätzung der Tiefe im vorliegenden Fall veranlasst die Begrenzung auf einen maximalen Wert von 170 Meter. Nichts desto Trotz stimmt auch in Phase drei der Gierwinkel noch sehr gut mit dem aus dem GPS prognostizierten Wert überein, was auf eine gut stabilisierende Wirkung der Epipolarengometrie im Navigationsfilter schließen lässt. Auf die Abschätzung des Gierwinkels aus den Messungen des GPS wird weiter unten näher eingegangen.

In Phase vier sind die Tiefenverläufe zwar nicht so gut wie in Phase eins, beziehungsweise zwei, allerdings sind hier noch keine Ausreißer wie in Phase drei zu beobachten. Für Phase fünf gilt das gleiche wie für Phase eins und zwei.

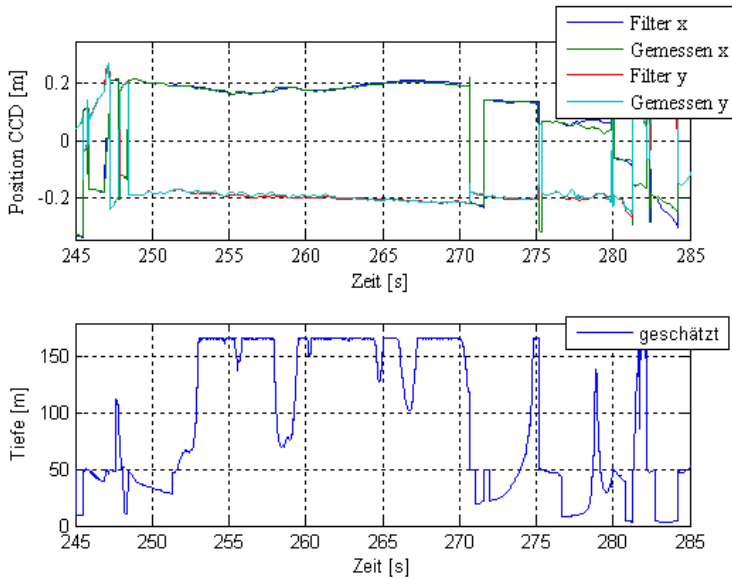


Abbildung 7-10: Zustände des Bildpunktes 1 in einem Ausschnitt aus Phase 3

Offset in den Drehratensensoren

Für die Überprüfung der Schätzung der Fehler in den Drehratensensoren werden mehrere Simulationen mit den aufgezeichneten Daten vorgenommen. Hierbei wird ein zusätzlicher Fehler auf die Messdaten addiert und später überprüft, ob dieser zusätzlicher Fehler in der Schätzung zuverlässig geschätzt wird.

In Abbildung 7-11 ist das Ergebnis der Untersuchung für den Drehratensensor in z-Achsenrichtung dargestellt. Im unteren Diagramm ist blau der künstliche Offset aufgezeigt, der zur eigentlichen Messung addiert wurde. Die grüne Kurve ist die geschätzte zusätzliche Drift, die sich aus der Differenz der geschätzten Drehratenoffsets einmal mit und einmal ohne künstliche Drift in den Messdaten ergibt. Im oberen Diagramm sind die jeweiligen Verläufe der Driften gezeigt.

Wie zu sehen ist, gibt es eine kleine Phasenverschiebung, aber sonst wird die Drift gut geschätzt. Es ist allerdings anzunehmen, dass der Algorithmus noch zusätzliche Fehler in die Drift interpretiert, was an dieser Stelle nicht weiter berücksichtigt wird, da es in erster Linie um die Ermittlung der Zustände der Starrkörperbewegung geht. Diese zusätzlichen Fehler sind zum Beispiel Skalierungsfehler in den Messdaten.

Offset und Skalierungsfehler der Beschleunigungssensoren

Wie bei den additiven Fehlern in den Messungen der Drehratensensoren wird auch an dieser Stelle ein künstlicher Fehler auf die Messungen addiert, beziehungsweise im Falle der Skalierungsfehler multipliziert. In Abbildung 7-12 und Abbildung 7-13 sind die Ergebnisse der Untersuchung zu sehen, jeweils mit den geschätzten Offsets und den Skalierungsfehlern in den Messungen.

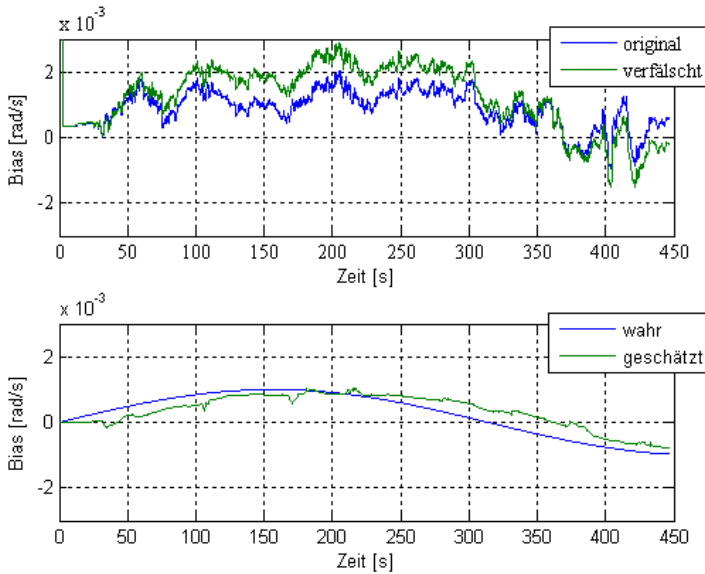


Abbildung 7-11: Offset im Drehratensensor der z-Achse

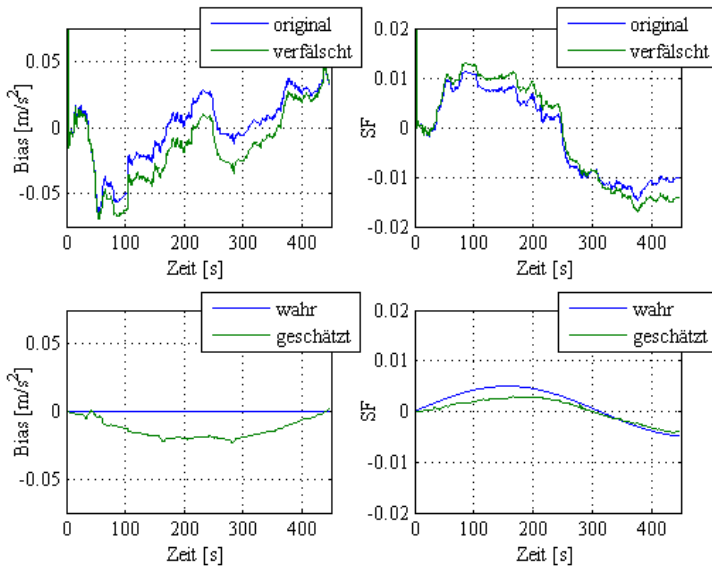


Abbildung 7-12: Skalierungsfehler des Beschleunigungssensor der y-Achse

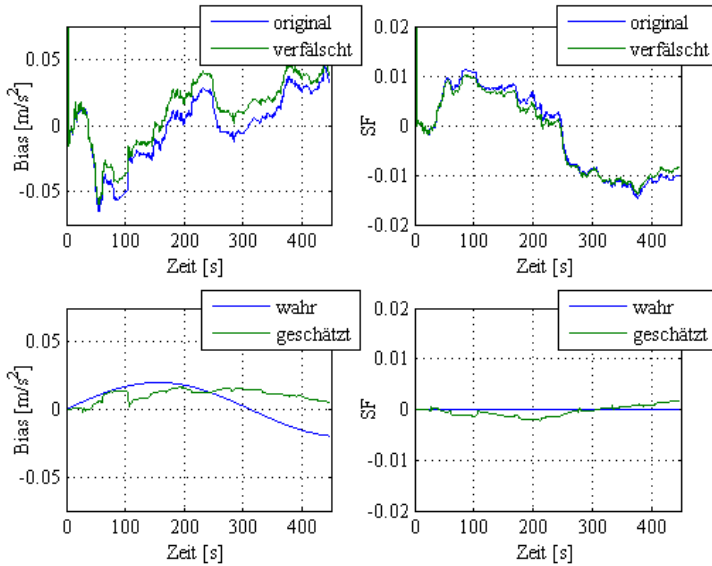


Abbildung 7-13: Offset im Beschleunigungssensor der y-Achsen

Wie sich zeigt, werden die künstlichen Fehler zu klein geschätzt und ein additiver Fehler schlägt sich ebenso in den multiplikativen Fehlern nieder wie umgekehrt. Betrachtet man hierzu die bei der Versuchsfahrt vorherrschenden Beschleunigungen, fällt die geringe Variation dieser auf, bei gleichzeitig relativ hohem Rauschlevel. Somit kann ein additiver Fehler nur sehr schwer oder gar nicht von einem multiplikativen Fehler unterschieden werden. Da die Beschleunigungssensoren im Mittel die Schwerebeschleunigung messen und nicht wie die Drehratensensoren null, wird trotzdem an der getrennten Modellierung der Fehler festgehalten.

Lagewinkel

Die größten Probleme bei einer Sensorfusion einer low-cost IMU mit einem GPS bei niedriger Dynamik entstehen bei der Schätzung des Gierwinkels des Flugkörpers. Da für die Überprüfung kein Referenzsystem zur Verfügung steht, werden die kinematischen Kopplungen in der Bewegung der fahrbaren Versuchsplattform für eine Abschätzung des Gierwinkels herangezogen. So ist der einfachste Test für die Überprüfung, die Beobachtung der körperfesten Geschwindigkeiten des Systems. Bei exakt ausgerichtetem Sensor zum körperfesten System der Versuchsplattform darf bei Geradeausfahrt keine Geschwindigkeit in Querrichtung, also y-Achsenrichtung, auftreten. Will man das ganze quantifizieren, so kann man auf trockenem Untergrund davon ausgehen, dass man den Gierwinkel direkt aus der Geschwindigkeit in Nord- und Ostrichtung aus dem GPS-Empfänger bestimmen kann. Da der Sensor vor der Drehachse der Versuchsplattform angebracht ist, kann man allerdings nur bei Geradeausfahrt den Referenzgierwinkel folgendermaßen berechnen:

$$\psi_{ref} = \tan^{-1} \frac{v_{east}}{v_{north}}$$

Gleichung 7-1

beziehungsweise mit der Funktion *atan2*, damit keine Singularitäten durch eine Division durch Null entstehen.

Bei Kurvenfahrten stimmt dieser Referenzwinkel nicht mit dem tatsächlichem Gierwinkel überein, da hier die inertialen Geschwindigkeiten am Ort des Sensors nicht mit der tangentialen Geschwindigkeit der gefahrenen Kurve übereinstimmen. Dies ist bedingt durch den schon angedeuteten Hebelarm zwischen Sensor und Drehpunkt der Versuchsplattform.

In Abbildung 7-14 sind die Verläufe der Winkel gezeigt und der Fehler zwischen dem Referenzgierwinkel und dem geschätzten Gierwinkel. Wie sich zeigt, stimmen der Winkel aus den GPS-Geschwindigkeiten und der vom Navigationsfilter geschätzte Winkel, in den Phasen der Geradeausfahrt sehr gut überein. Diese Phasen sind durch einen konstanten Gierwinkel repräsentiert. Der ermittelte Fehler bei dieser Überprüfung liegt in einem Band von $\pm 2^\circ$.

Für den Nick- und Rollwinkel steht lediglich das Scheinlots für eine direkte Überprüfung zur Verfügung. Für die Berechnung des Scheinlots stehen aber auch nur die geschätzten Beschleunigungen und Drehraten zur Verfügung, weshalb diese Möglichkeit der Überprüfung nicht weiter verfolgt wird. Alternativ besteht noch die Möglichkeit, die Kopplungen zwischen den Drehraten und den Lagewinkeln zu beobachten. So darf sich bei einer reinen Gierbewegung, welche bei Roll- und Nickwinkel ungleich null ausgeführt wird, keine Änderung in den Roll- und Nickwinkeln ergeben. Ändern diese sich, so kann man davon ausgehen, dass die Transformation der körperfesten Drehraten in das inertielle System fehlerbehaftet ist. Mit diesem Vorgehen lässt sich der Fehler in den Lagewinkeln zwar nicht quantifizieren, jedoch größere Abweichungen detektieren. Diese Überprüfung wird mit dem bloßen Auge durchgeführt und ergab keine Fehler.

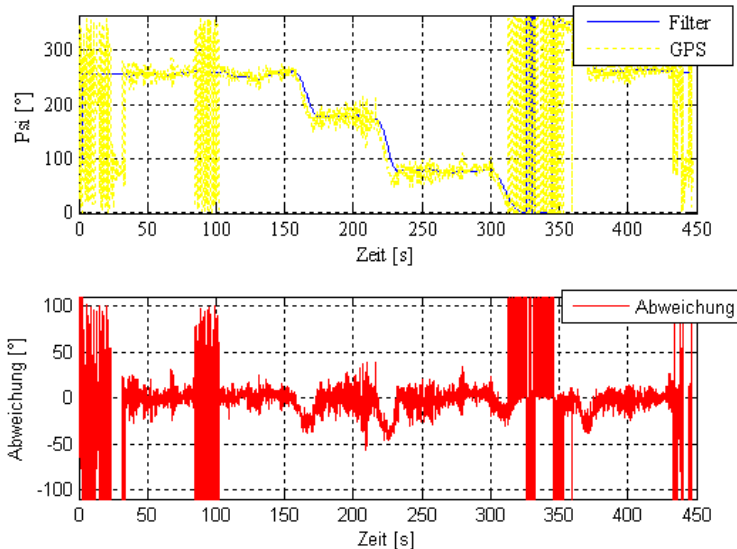


Abbildung 7-14: Vergleich geschätzter Gierwinkel mit GPS Referenzgierwinkel

Als weitere Tests sollen die Lagewinkel bei der Initialisierung mit einem Fehler von 10° beaufschlagt werden und die Konvergenz gegen den als wahr angenommenen Winkel beobachtet werden. Als wahrer Winkel wird hierbei der Winkel angenommen, der bei möglichst fehlerfreier Initialisierung geschätzt wird.

In Abbildung 7-15, beziehungsweise Abbildung 7-16, sind die Ergebnisse der Tests für den Roll- und Gierwinkel abgebildet. Es werden jeweils die Winkel mit als wahr angenommener Initialisierung und verfälschter Anfangswerten gezeigt und die Differenz zwischen ihnen.

Der Fehler im Rollwinkel ist bereits drei Sekunden nach der Initialisierung unter fünf Grad und nach dreizehn Sekunden unter einem Wert von einem Grad gesunken. In einem Band von plus minus einem Grad ist im Weiteren, bis auf die zwei Peaks im Plot, auch der Fehler im weiteren Verlauf der Versuchsfahrt. Die zwei Peaks sind in einem Band von $\pm 1,5^\circ$. Gleiches gilt auch für den Nickwinkel.

Im Gegensatz zum Roll- und Nickwinkel gelingt es bei einer Horizontalbewegung am Anfang der Versuchsfahrt nicht, den Fehler im Gierwinkel zu eliminieren. Dies ist aber auch nicht weiter verwunderlich, wenn man sich die Beobachtbarkeit des Systems vor Augen hält. So wirkt bei den Nick- und Rollwinkeln, die mit den Beschleunigungsmessern gemessene Schwerebeschleunigung stützend, was beim Gierwinkel nicht der Fall ist. Hier ist die Kompensation des Fehlers in der Initialisierung erst nach auftretender Bewegung möglich, da nur so der stützende Focus of Expansion vorhanden ist. So hat sich der Fehler nach nur sieben Sekunden mit sehr langsamer Lateralbewegung schon halbiert und nach zwölf Sekunden ist er kleiner als zwei Grad. Diese zwei Grad bestimmen auch den maximalen Bereich des Fehlers im Gierwinkel bei der weiteren Versuchsfahrt, weshalb auch die Genauigkeit des Gierwinkels mit zwei Grad angegeben wird.

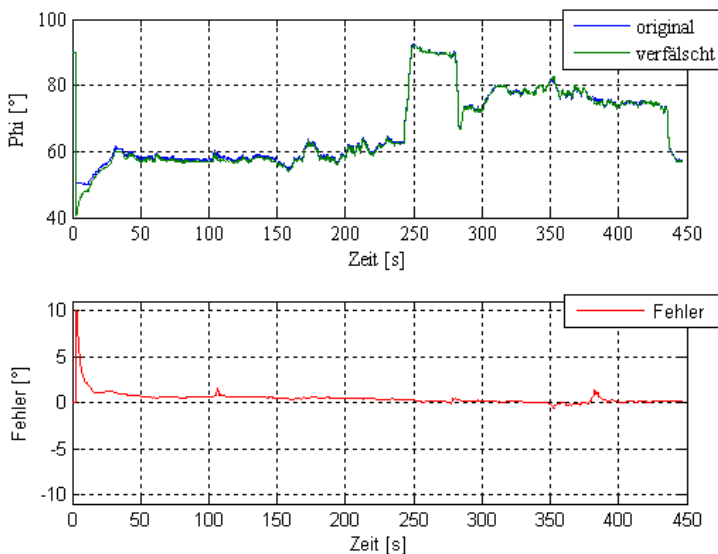


Abbildung 7-15: Nickwinkel bei fehlerhafter Initialisierung

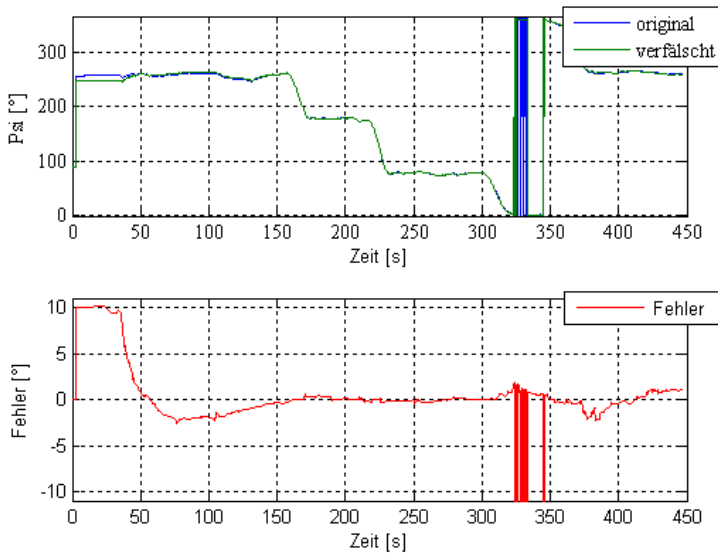


Abbildung 7-16: Gierwinkel bei fehlerhafter Initialisierung

Tests mit dem Zielsystem

Nach den erfolgreichen Offline Tests auf einem PC unter Windows und Matlab/Simulink wird nun der Fusionsalgorithmus auf dem Zielsystem unter dem Echtzeitbetriebssystem QNX und der verwendeten Entwicklungsumgebung getestet. Hierfür werden die bereits oben verwendeten gespeicherten Daten, anstelle des Datenstroms der einzelnen Messgeräte, dem Navigationsfilter übergeben. Um zu überprüfen, ob der Zielrechner über genügend Rechenleistung verfügt, sind bei diesen Tests die Messgeräte angeschlossen und die Schnittstellenmodule und der Auswertalgorithmus für die Bilder aktiv.

Die Verläufe der geschätzten Zustände sind deckungsgleich mit den Verläufen aus dem obigen Tests und die Rechenkapazität ist ausreichend, um den Navigationsfilter intern mit 100 Hertz zu takten und gleichzeitig 30 Bilder je Sekunde auszuwerten.

8 Einsatz des Sensorsystems bei der Navigation und Flugführung eines UAV

In den vorherigen Kapiteln wurde ein Sensor für die Bestimmung der Flugkörperbewegung aufgebaut, getestet und die erreichbaren Genauigkeiten erarbeitet. An dieser Stelle soll nun zunächst die Frage geklärt werden, ob mit den Informationen aus dem Sensor die angedachte Mission des Luftschiffes geflogen werden kann und in einem zweiten Schritt soll eine Testmission geflogen werden.

8.1 Numerische Simulation

Diese Testmission besteht aus drei Teilen, dem Anfliegen eines Schlosses, dem Umfliegen dieses Gebäudes und schließlich dem Zurückfliegen zum Ausgangspunkt der Mission, siehe auch Abbildung 8-1. Das mathematische Luftschiffmodell hierbei ist in [48] dargestellt und wurde an die speziellen Gegebenheiten des Versuchsträgers ALUSTRA I adaptiert. Es beinhaltet unter anderem eine nichtlineare Luftschiffaerodynamik und die nichtlinearen Charakteristiken der Aktuatoren. Der für die Simulation eingesetzte Regler ist ein Mehrgrößenregler, welcher im Rahmen von [49] erstellt wurde. Ebenso ist dort die eingesetzte Hardware-in-the-Loop-Simulationsumgebung beschrieben.

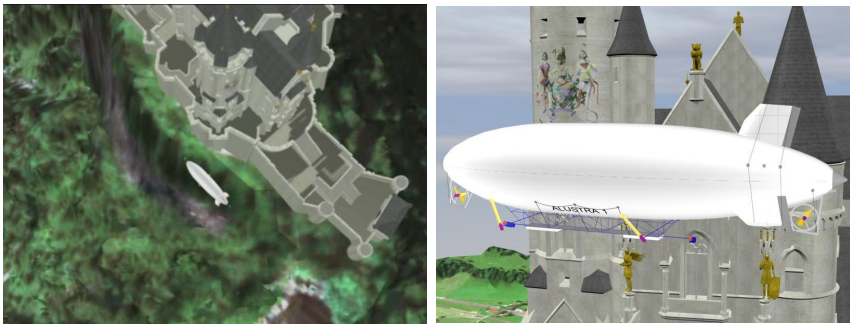


Abbildung 8-1: Visualisierung des Simulationsfluges um das Schloss Falkenstein

Da es sehr schwierig ist, das tatsächliche Rauschen der einzelnen Sensoren zu modellieren, wurde an dieser Stelle nicht der gesamte Sensoralgorithmus mit in die Simulation eingebunden, sondern zum einen das verbleibende Rauschen in den Sensorausgängen extrahiert und zum anderen der abgeschätzte Fehler in der Navigationslösung des Sensors modelliert. Beide Fehler werden dann in der Simulation für die Verfälschung der Ausgänge des Simulationsmodells herangezogen.

Für die Extraktion des Rauschens werden die geschätzten Zustände aus einer Versuchsfahrt durch einen Tiefpass gefiltert, dessen Eckfrequenz so gelegt wird, dass die verbleibenden Größen der Fahrzeugdynamik entsprechen. Hiernach wurde der durch das Filter bedingte Phasenversatz eliminiert und die Differenz zwischen ungefilterten und gefilterten Zustandschätzungen gebildet, welche dann im Folgenden als Rauschen für die Simulation herangezogen wird. Das Vorgehen ist in Abbildung 8-2 zu sehen. Im oberen Diagramm ist ein Ausschnitt der Drehrate um die x-Achse gezeigt, einmal wie er vom Sensor geliefert wird und einmal die gefilterte und um den Phasenverzug korrigierte Drehrate. Im unteren Diagramm ist das mit diesem Verfahren erhaltene Rauschen gezeigt. Hierbei ist davon auszugehen, dass dieses Rauschen kein reines Messrauschen ist, sondern auch Komponenten der Vibrationen

und Schwingungen der Mechanik des Versuchsträgers enthält. Somit gelingt auf einfache Weise eine sehr realitätsnahe Simulation des Rauschens inklusive den Störungen durch den mechanischen Aufbau des Fahrzeuges.

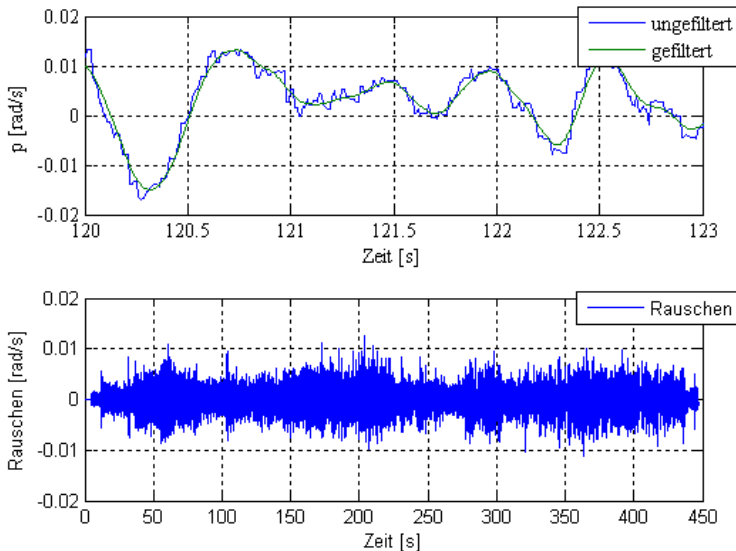


Abbildung 8-2: Extraktion des Messrauschens am Beispiel der Drehrate um x-Achse

Die Ungenauigkeiten in den vom Navigationsfilter geschätzten Zuständen werden bei der Simulation als Sinusverläufe modelliert. Die Amplitude entspricht hierbei den prognostizierten Fehlern aus dem vorherigen Kapitel und als Periodendauer wurden 100 Sekunden angenommen.

Für die geplante Flugmission besteht die Vorgabe, dass sowohl der Nick- als auch der Rollwinkel zu Null geregelt werden soll. In Abbildung 8-3 sind exemplarisch die Verläufe der beiden Winkel für einen typischen Zeitausschnitt zu sehen. In Blau sind hierbei die Verläufe der Winkel dargestellt wie sie der Regler als rückgeführte Größen erhält. Sie enthalten sowohl das Messrauschen als auch die Messungenauigkeiten. In Grün sind die Verläufe dargestellt, wie sie tatsächlich am Luftschiffmodell auftreten. Bei circa 380 Sekunden ist ein Aufnicken des Luftschiffes als Auswirkung eines Beschleunigungsvorganges in x-Richtung zu sehen.

Betrachtet man den Verlauf des Rollwinkels, fällt auf, dass die Amplitude des als gemessen bezeichneten Winkels in der gleichen Größenordnung, wie die Amplitude des tatsächlichen Winkels ist. Dem Regler gelingt es nicht, den gemessenen Wert zu Null zu regeln, der tatsächliche Verlauf weist aber auch keine kritischen Stellen auf. Beim Nickwinkel fällt auf, dass es dem Regler in viel stärkerem Maße gelingt, den Sollwinkel von Null Grad einzuregeln. Dies liegt an der besseren Steuerbarkeit bedingt durch die Aktuatoranordnung des Luftschiffes. Eine Folge dieses Sachverhaltes ist, dass der tatsächliche Nickwinkel einen etwas größeren Fehler, als es beim Rollwinkel der Fall ist, aufweist. Der Fehler entspricht dem einen Grad, welches mittels des Sinussignals als Messgenauigkeit modelliert wurde. Instabilitäten des Gesamtsystems sind auch hier nicht zu beobachten. Für den Gierwinkel gilt das gleiche

wie für den Nickwinkel, mit dem Unterschied, dass die Genauigkeit dessen bei zwei Grad liegt und demzufolge der Fehler in diesem auch bis zu zwei Grad beträgt.

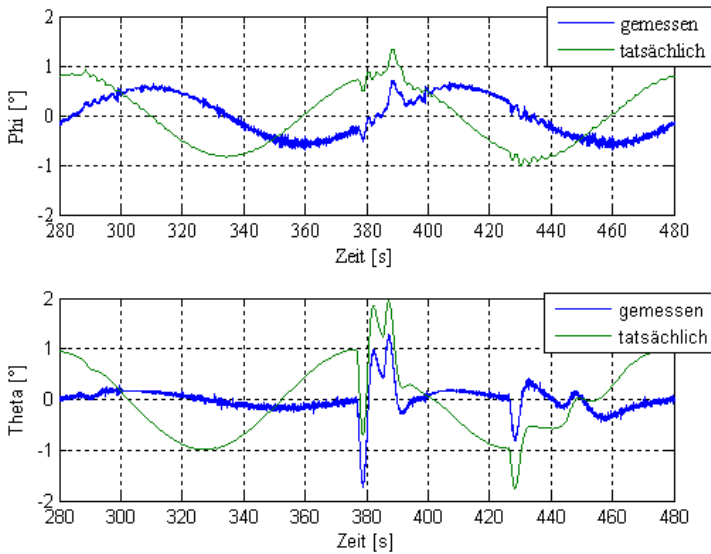


Abbildung 8-3: Nick- und Rollwinkel bei der Simulation mit den künstlich verrauschten Messwerten.

Beim Betrachten der Verläufe der Schübe in Abbildung 8-4, fällt vor allem bei den Antrieben an der Gondel, zu dem auch der im oberen Diagramm dargestellte Antrieb vorne links gehört, die sinusförmige Schwingung auf. Diese entspricht dem Fehler in den beiden Lagewinkeln Phi und Theta, die der Regler mit diesen Antrieben zu eliminieren versucht. Beim Heckpropeller, der für die Bewegung um die Hochachse herangezogen wird, ist die Schwingung nicht zu erkennen. Dies liegt zum einen daran, dass die Mission unterschiedliche Gierwinkel fordert, und zum anderen daran, dass der Gierwinkel vom übergeordneten Positionsregler beeinflusst wird. Nicht zu übersehen ist aber das Rauschen in den Signalen, welches vom vorhandenen Rauschen in den Messungen des Navigationsfilters herrührt.

Abschließend kann man sagen, dass der Sensor die Navigationslösung, in einer für die Mission und das Luftschiff genügender Genauigkeit, liefert. Die Fehler schlagen sich zwar direkt in erfolgten Trajektorien nieder, allerdings treten hier keine Verstärkungen auf. Bedingt durch die etwas verrauschten Signale sind die Anforderungen an die Aktuatoren ebenfalls verrauscht, was zu einer höheren nötigen Steuerenergie führt. Im vorliegenden Fall ist dies aber immer noch akzeptabel, da Störungen durch auftretende Luftturbulenzen als deutlich größer angesehen werden können.

Somit wurde im ersten Schritt die Einsatzfähigkeit des Navigationssensors, in Zusammenspiel mit dem entworfenen Reglers auf dem Versuchsluftschiff des ALUSTRA-MOEWEE Projektes, in der Simulation nachgewiesen. Der zweite Schritt ist nun der Einsatz bei einer realen Mission des Versuchsträgers auf dem Flugfeld.

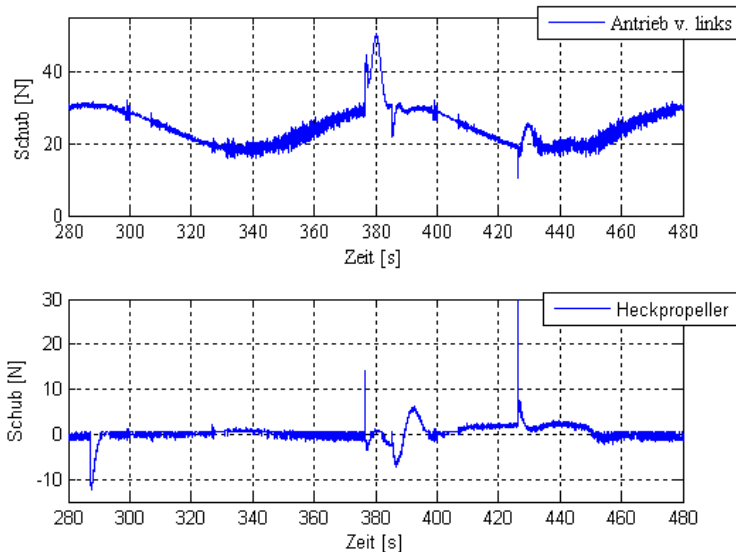


Abbildung 8-4: Schubanforderungen bei der Simulation mit den verrauschten Messungen

8.2 Echtzeiteinsatz des Sensorsystems

Nach den Hardware-in-the-Loop-Simulationen wurden in der Zeit vom 11.10.2007 bis 13.10.2007 die ersten autonomen Flüge des Versuchsträgers ALUSTRA I durchgeführt. Die Mission bestand in Anlehnung an die Simulation in dem Abfliegen von vier Wegpunkten, die die Ecken eines angenäherten Quadrats beschreiben. In Abbildung 8-5 ist die Grundspur eines solchen Fluges skizziert. Im Ursprung liegt der Start-, beziehungsweise Landeplatz, wobei sowohl der Start als auch die Landung manuell durchgeführt wurden. Nach dem Start und dem Erreichen einer Höhe von circa sieben Meter über Grund, wurde der Regler aktiviert und das Viereck zweieinhalb mal umflogen, wobei beim ersten Umfliegen auf den Eckpunkten angehalten und auf der Stelle gedreht wurde und beim zweiten Umfliegen wurden die Ecken innen geschnitten.

Von besonderem Interesse sind an dieser Stelle die Verläufe der körperfesten Geschwindigkeiten und der geschätzten Fehler in den Sensoren der IMU. Hierfür liegt zwar keine Referenz vor, allerdings ist zum einen die Geschwindigkeit in Luftschiff längsachse besonders wichtig für den eingesetzten Regleralgorithmus, und zum anderen würden unplausible Verläufe der geschätzten Driften und Skalierungsfehler auf Probleme bei der gesamten Zustandsschätzung hindeuten. In Abbildung 8-6 sind die Verläufe der Geschwindigkeiten gezeigt, der Sollwert für die Geschwindigkeit u lag bei zwei Meter je Sekunde während des Fluges zwischen den Eckpunkten, beziehungsweise, während des gesamten Fluges bei dem Modus, in dem die Punkte innen geschnitten wurden. Die Geschwindigkeit v hatte als Sollwert null Meter je Sekunde, jedoch ist diese auch nur in einem sehr eingeschränkten Maße steuerbar und w ist die unterlagerte Größe des Höhenreglers. Wie zu sehen ist, gibt es keine Auffälligkeiten oder Ausreißer in den Verläufen. In den Abbildung 8-7 bis Abbildung 8-9 sind die Verläufe der geschätzten Fehler der IMU gezeigt. Die Verläufe weisen ebenfalls keine Auffälligkeiten auf

und ähneln den Verläufen der entsprechenden Größen aus Kapitel 7. Somit ist das Verhalten des Sensorsystems gleich dem Verhalten aus den vorherigen Untersuchungen anzusehen.

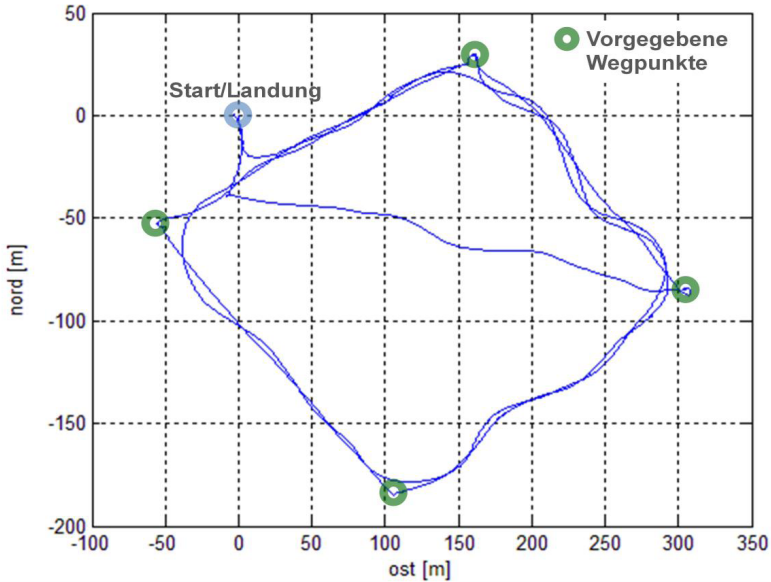


Abbildung 8-5: Grundspur des autonomen Fluges basierend auf den Daten des entwickelten Sensorsystems

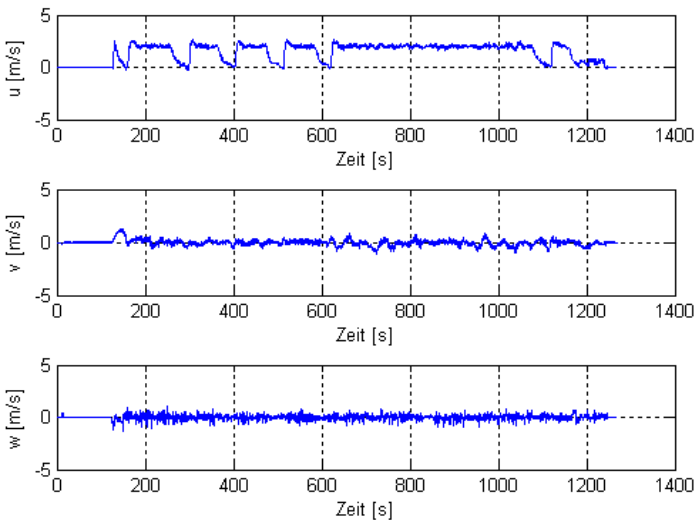


Abbildung 8-6: Geschwindigkeiten im luftschiffesten Koordinatensystem während des autonomen Fluges

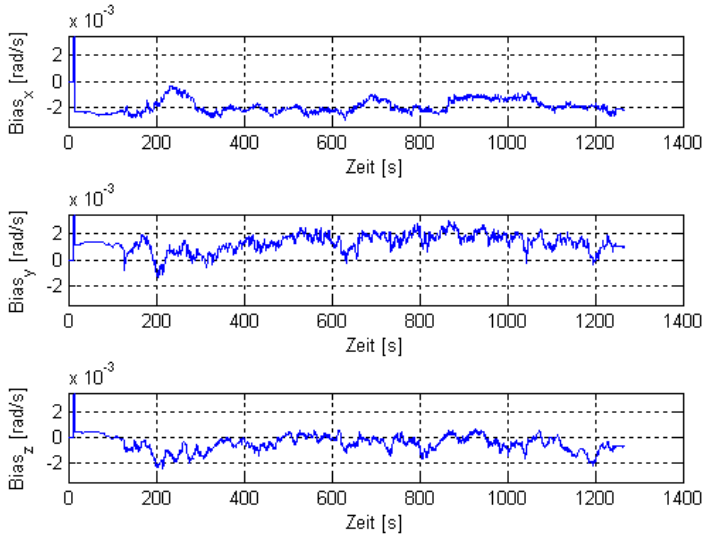


Abbildung 8-7: Geschätzte Fehler der Drehratensensoren während des autonomen Fluges

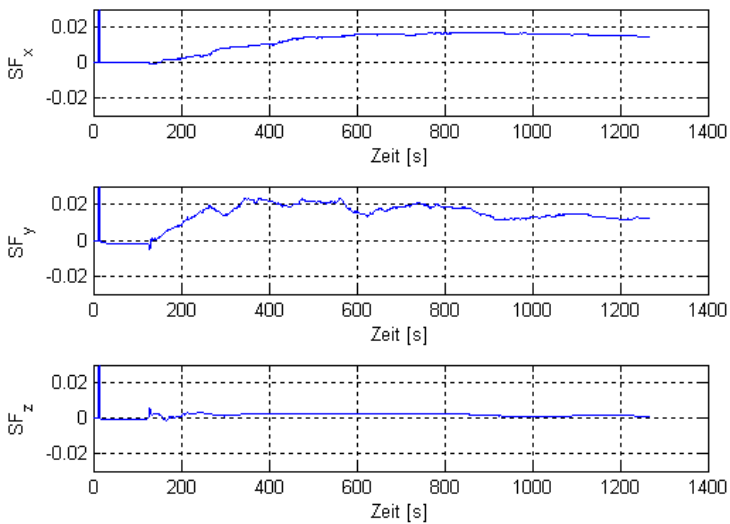


Abbildung 8-8: Geschätzte Skalierungsfehler in den Beschleunigungsmessern während des autonomen Fluges

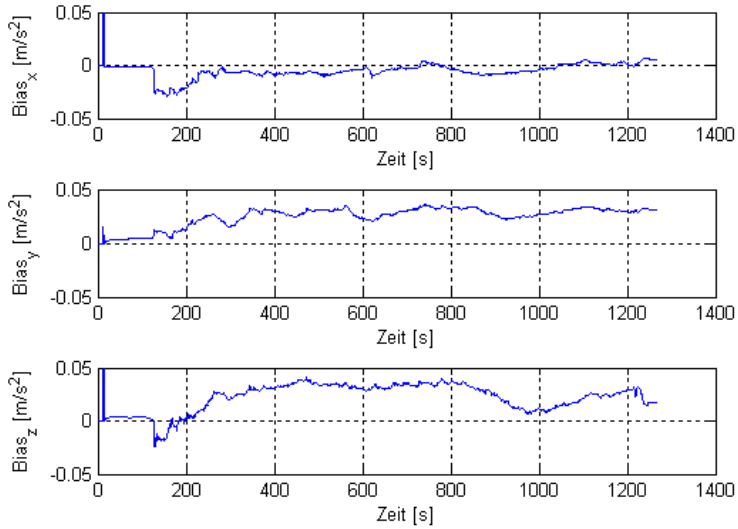


Abbildung 8-9: Geschätzte Bias in den Beschleunigungsmessern während des autonomen Fluges

9 Zusammenfassung und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit wird gezeigt, dass mit Hilfe der Informationen aus einem optischen Sensorsystem der Einsatzbereich von Navigationssensoren, basierend auf low-cost IMU und GPS, in den Niedrigdynamikbereich bis hin zum Stillstand erweitert werden kann. Hierfür werden die Messungen einer handelsüblichen IMU, welche aus MEMS Sensoren aufgebaut ist, eines GPS-Empfänger und eines optischen Sensors fusioniert. Da es noch keine optische Sensoren, die für den vorliegenden Einsatz gedacht sind, „von der Stange weg“ zu kaufen gibt, wurde dieser Teil des Navigationssensors im Rahmen dieser Arbeit selbst aufgebaut. Die Grundanforderungen an das Gesamtsystem sind eine uneingeschränkte Einsatzmöglichkeit bei Tageslicht. Hierzu zählen zum einen eine volle Abbildung der möglichen sechs Freiheitsgrade ohne Beschränkungen, wie etwa das Wissen über eine reine Bewegung am Boden, und zum anderen ist das Einsatzgebiet des Sensors im Vorfeld nicht bekannt. Im Gegensatz hierzu sind die Anfänge der Computer-Vision in der Robotik zu sehen, wo oft Passmarken in Institutsfluren angebracht wurden.

Da es sich um einen Navigationssensor für fliegende Versuchsplattformen handelt, und hier vorne weg das ALUSTRA-MOEWEE Projekt, welches sich Autonomie als eines der Hauptziele gesteckt hat, muss auch der Navigationssensor bordautonom arbeiten. Als zuverlässige Hardware für diese Aufgabe hat sich ein Industrie-PC im PC104+ Format zusammen mit dem Echtzeitbetriebssystem QNX bewährt. Die IMU und das GPS liefern diesem Rechner ihre Messungen über eine serielle Datenverbindung und stellen keine große Herausforderung an das System dar, bieten aber auch keine Möglichkeiten, um Rechenzeit zu sparen. Anders stellt es sich beim optischen Sensorsystem dar. Die Bildauswertung wird rein in Software realisiert, wobei die hierfür zur Verfügung gestellte Rechenzeit bei 60 % der maximalen liegen soll. Die restlichen 40% stehen dem Fusionsalgorithmus, den Datenschnittstellen und dem Betriebssystem zur Verfügung. Die Problematik der softwarebasierten Bildauswertung wird schon alleine bei der Aufbereitung des Kamerabildes im Arbeitsspeicher des Auswerterechners ersichtlich. So müsste für einen kompletten Zusammenbau des ein Megapixel großen Bildes im Arbeitsspeicher, ein noch größerer Targetrechner als der verwendete eingesetzt werden, da alleine der Memcopy Befehl für die korrekte Sortierung der Pixel, 100 % der Rechenleistung in Anspruch nehmen würde. Dies ist bedingt durch die Zusammenfassung von jeweils zwei Pixeln aus unterschiedlichen Zeilen des Bildsensors zu einem Datenpaket. Hiermit ist das Bild, wie es der Framegrabber im Arbeitsspeicher ablegt, zunächst unbrauchbar. Als Ausweg wird ein Verfahren entworfen, das das Bild in kleinere Quadrate unterteilt, wobei es hier welche gibt, in denen Merkmale verfolgt werden, solche, in denen neue Merkmale gesucht werden und schließlich die Klasse von Quadraten, welche zum aktuellen Augenblick nicht betrachtet werden. Die erste Gruppe und ihre angrenzenden Quadrate sind in jedem Bild notwendig, damit der optische Sensor überhaupt Messungen in Form von Bildkoordinaten der verfolgten Merkmale weitergeben kann. Die Suche nach neuen Merkmalen ist dahingehend wichtig, um immer die möglichst zuverlässigsten Merkmale zu verfolgen. Um neue Merkmale mit den schon vorhandenen Merkmalen vergleichen zu können, wird eine Kennzahl zur Bewertung eingeführt. Diese gewichtet allerdings nicht nur die Güte, wie gut ein Merkmal voraussichtlich verfolgt werden kann, sondern gewichtet auch das aktuelle Alter der Merkmale, damit die Merkmalsfluktuation in der Messung verringert werden kann. Diese geringe Fluktuation ist nun wiederum für die Tiefeninitialisierung eines jeden verfolgten Punktes wichtig, da diese erst mit zunehmendem Alter gegen die wahre Tiefe konvergiert. Für den nachgeschalteten Fusionsalgorithmus ist eine Mindestanzahl von drei verfolgten Punkten notwendig, in denen im rauschfreien Fall auch schon die maximal mögliche Information steckt. Mit den eingesetzten Verfahren kann die zur Verfügung gestellte Anzahl von Merkmalen auf acht erhöht werden, was zum einen die Robustheit des Systems erhöht und zum anderen kann für die noch

nicht in die Datenfusion einbezogenen Merkmale bereits die Tiefe initialisiert werden, damit sich die Schätzgenauigkeit beim Einsatz der Merkmale erhöht.

Die Einsatzfähigkeit des bordautonomen Navigationssensors wurde nicht nur in numerischen Simulationen nachgewiesen sondern auch in einem fiktiven Einsatzszenario des Projektes bei einem autonomen Flug. Die numerische Simulation zielt hierbei vor allem auf die Güte der ermittelten Navigationslösung ab und soll die Frage beantworten, ob es mit dem Sensor möglich ist, die Flugmission zu realisieren. Aus diesem Grund wurden aus realen Messdaten das Rauschen und die Unsicherheiten in der Navigationslösung extrahiert und als additive und multiplikative Fehler auf die virtuellen Messungen der Hardware-in-the-Loop Simulationsumgebung aufgebracht. Für die Gewinnung der realen Messdaten wurde eine fahrbare Versuchsplattform herangezogen, die eigens für diese Arbeit auf Basis eines landwirtschaftlichen Traktors aufgebaut wurde. Diese Plattform wurde auch für die Untersuchungen der einzelnen Systeme und die Entwicklung des Gesamtsensorsystems herangezogen. Die Nachempfindung des Fluges des eingesetzten Prallluftschiffes war damit so gut, dass der Sensor ohne jegliche Applikation auf dem eigentlichen Luftschiff für den ersten autonomen Flug einsatzbereit war. Der aufgebaute Navigationssensor besteht im Kern aus einem erweiterten Kalman-Filter in einer „Full-State“ Formulierung, welches sehr einfach um weitere Messgrößen erweitert werden kann. Als weiterer Sensor käme hier ein barometrischer Höhenmesser in Betracht, da dieser zum einen ein zusätzliches, noch nicht verwendetes Messprinzip ausnutzt und somit die Redundanz im Gesamtsystem erhöht und zum anderen kurzzeitig genauere Messungen der Flughöhe als das GPS liefert. Kurzzeitig deswegen, da er den wetterbedingten Änderungen des Luftdruckes unterliegt und somit eine Drift aufgrund sich ändernden Wetterbedingungen besitzt. Diese Drift lässt sich aber im System mit modellieren und auch zuverlässig mit den Messungen des GPS schätzen.

Mit dem autonomen Flug des ALUSTRA Versuchsträger wurde gezeigt, dass der Sensor die Anforderungen an ein Navigationssystem für Fluggeräte mit niedriger Dynamik erfüllt. Ein weiterer möglicher Informationsgewinn aus dem optischen Sensor blieb aber bisher noch außen vor. So könnte in einem nächsten Schritt eine Kollisionserkennung mit Objekten im Blickfeld der Kamera aufgebaut werden, oder aber auch die Information aus dem optischen Sensorteil für die Unterstützung bei einer autonomen Landung herangezogen werden. Im Endanflug ist es hierbei wichtig, den Abstand zum Flugfeld möglichst genau zu kennen, was durch die Berechnung der Abstände zu den Szenenpunkten im Sensoralgorithmus bereits gegeben ist. Es muss hierbei sichergestellt werden, dass die verfolgten Merkmale auf dem Flugfeld liegen.

Eine zentrale Anforderung beim Aufbau des Sensors war die Echtzeitfähigkeit des Gesamtsystems. Mit der Aufzeichnung der Messungen des GPS, der IMU bis hin zu den Bildausschnitten, in denen die Merkmale verfolgt werden, liegen aber auch alle Daten für eine genauere Auswertung im Post-Processing vor. Hiermit könnten etwa mit einem nichtlinearen Kalman-Smoother die Zustände der zugrunde gelegten Starrkörperbewegung genauer ermittelt werden, was dann zum Beispiel auch den Anforderungen einer Systemidentifikation genügen würde.

Das vorgestellte Navigationssystem hat gezeigt, dass es möglich ist, rein auf Basis von Softwarebildauswertung einen bordautonomen Sensor mit optischer Stützung für die Navigation zu realisieren. Bisher wurden für Navigationssysteme mit Unterstützung von Bildauswertung meist spezielle Hardwarebauteile, zum Beispiel für die Ermittlung des optischen Flusses, eingesetzt oder aber die Kameraaufnahmen mittels einer Funkstrecke zum Boden gesendet und hier auf einem Rechner ausgewertet. Auf Basis der vorliegenden Arbeit muss weder auf die Bordautonomie der Fluggeräte verzichtet werden, noch muss eine meist langwierige Einarbeitungszeit in die Verwendung spezieller Hardwarebauteile in Kauf genommen werden, um auf dem Gebiet der Navigation mit optischer Stützung tätig zu werden. Dies soll ein Ansporn für

weitere Arbeiten auf diesem Gebiet sein, die vor allem auch den Einsatz auf realen Fluggeräten zum Ziel haben.

Anhang A

A.1 Gauss-Pyramiden

In der vorliegenden Arbeit werden Gauss-Pyramiden eingesetzt, um bei der Merkmalsverfolgung trotz eines kleinen Integrationsfensters ein hohes Maß an Robustheit zu erlangen. Hierbei wird ausgehend vom Ursprungsbild G_0 mittels einer Tiefpassfilterung eine Gauss-Pyramide entwickelt, wie in Abbildung A-1 dargestellt. Zur Tiefpassfilterung kommt ein Gauss-Kernel zum Einsatz, wobei nur jedes zweite Pixel in Zeilen- und Spaltenrichtung gespeichert wird. Somit kommt es zu einer Reduzierung der Auflösung auf ein viertel der vorhergehenden Pyramidenstufe ohne einem Verlust von Details.

Durch die Reduktion der Auflösung verkürzt sich auch der Flussvektor $a_0 = (u_0, v_0)^T$ vom Ausgangsbild nach folgender Vorschrift in der n -ten Pyramidenstufe zu:

$$a_n = \frac{1}{2^n} \cdot \begin{bmatrix} u_0 \\ v_0 \end{bmatrix}.$$

Gleichung A-1

Im ersten Schritt wird nun der optische Fluss in der höchsten Pyramidenstufe berechnet und im nächsten Schritt als Startwert für die darunter liegende Stufe herangezogen. Durch die größere Auflösung kann der Flussvektor verfeinert werden und wiederum der darunter liegenden Stufe weitergegeben werden, bis man schließlich am Ausgangsbild angekommen ist. Hierdurch gelingt es, mit einem kleinen Integrationsfenster den optischen Fluss schnell und zuverlässig zu ermitteln.

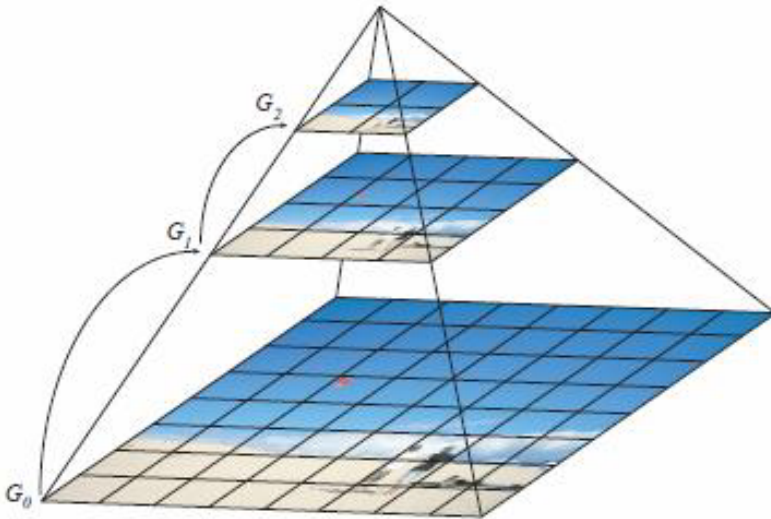


Abbildung A-1: Gauss-Pyramide

A.2 Quaternionen

Im Folgenden werden die verwendeten Quaternionen-Repräsentation und die Rechenvorschriften für Quaternionen beschrieben.

Repräsentation

Mit dem Drehwinkel δ und der Drehachse $\vec{e} = [e_x, e_y, e_z]^T$ lässt sich das verwendete Quaternion folgendermaßen berechnen:

$$\begin{aligned} q_0 &= \cos\left(\frac{\delta}{2}\right), \\ q_1 &= e_x \cdot \sin\left(\frac{\delta}{2}\right), \\ q_2 &= e_y \cdot \sin\left(\frac{\delta}{2}\right), \\ q_3 &= e_z \cdot \sin\left(\frac{\delta}{2}\right). \end{aligned}$$

Gleichung A-2

Rotation:

Bei der Verkettung von Rotationen gilt bei der Verwendung von Rotationsmatrizen:

$$A_3 = A_2 \cdot A_1,$$

Gleichung A-3

wohingegen bei der Verwendung von Quaternionen mit der Quaternionenmultiplikation gearbeitet werden kann:

$$q_3 = q_1 \otimes q_2$$

Gleichung A-4

Hierin wird die Quaternionenmultiplikation durch folgende Matrixmultiplikation repräsentiert:

$$\tilde{q} \otimes q = \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & q_3 & -q_2 \\ q_2 & -q_3 & q_0 & q_1 \\ q_3 & q_2 & -q_1 & q_0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \tilde{q}_0 \\ \tilde{q}_1 \\ \tilde{q}_2 \\ \tilde{q}_3 \end{bmatrix}$$

Gleichung A-5

Anhang B

B.1 Technische Daten der Kamera

Typ/Hersteller	MC 1302 / Mikrotron
Sensor	Lineare Empfindlichkeit, monochrom
Anzahl Pixel	1280(H) x 1024(V)
Pixelgröße	12 x 12 μm
Optisch aktive Fläche	13.36 mm(H) x 12.29 mm(V)
Füllfaktor	40 %
Spektrale Bandbreite	400...800 nm
Illumination ADC $V_{\text{ref}} = 1\text{V}$	1600 LSB/lux-sec bei 550 nm
Interne Dynamik	59 dB
Bildfrequenzen	100 fps bei 1280 x 1024 Pixel 1155 fps bei 360 x 360 Pixel 5099 fps bei 100 x 100 Pixel
Videoausgang	„Base“ Camera Link 2 x 8-Bit oder 2 x 10-Bit
Pixeltakt	20 – 85 MHz
Synchronisation	Interner oder externer Pixeltakt
Asynchroner Shutter	Interner Zeitgeber, 1024 Stufen, 4 μs bis 32 ms oder durch Pulsbreite des Triggersignals
Verstärkung	Digital x 1, 2, 4
Kamerakonfiguration	„Base“ Camera Link
Stromversorgung	8 .. 24 V DC
Leistungsaufnahme max.	3.5 W
Wärmewiderstand typ.	0.17 $^{\circ}\text{W}$
Gehäusetemperatur	+5 $^{\circ}\text{C}$ bis +50 $^{\circ}\text{C}$
Schock, Vibration	70 g, 7grms
Objektiv	C-Mount mit Einstellring für Auflagemaß +/- 1 mm, F-Mount mit Adapter
Maße (B x H x T)	63 mm x 63 mm x 47 mm
Gewicht	Ca. 300 g

B.2 Technische Daten der inertialen Messeinheit

Typ/Hersteller	3DM-GX1 / MicroStrain
Messbereich	Drehraten: ± 300 $^{\circ}/\text{s}$ Beschleunigungen: ± 5 g
Beschleunigungsmesser Nichtlinearität	0.2 %
Beschleunigungsmesser Bias Drift	0.01 g
Drehratenmesser Nichtlinearität	0.2 %
Drehratenmesser Bias Drift	0.7 $^{\circ}/\text{s}$
Maße (B x H x T)	64 mm x 90 mm x 25 mm
Gewicht	Ca. 75 g

B.3 Technische Daten des GPS-Empfängers

Typ Empfänger / Typ Antenne / Hersteller	OEMV-2 / ANT-532-C / Novatel
Genauigkeit L1	1.8 m (CEP)
Genauigkeit RT-20	0.2 m (CEP)
Geschwindigkeit	0.03 m/s (RMS)
Maximale Datenrate	50 Hz
Maße (B x H x T)	60 mm x 125 mm x 13 mm
Gewicht	56 g

Anhang C

C.1 Protokoll der Datenübertragung: Header

Feld #	Name	Datentyp	Beschreibung	Anzahl Bytes	Bin Offset
1	Sync.	Char	Hex 0xAA	1	0
2	Sync.	Char	Hex 0x44	1	1
3	Sync.	Char	Hex 0x12	1	2
4	Header Length	Uchar	Länge des Headers	1	3
5	Message ID	Ushort	Identifikationsnummer	2	4
6	Message Type	Char	00 = bin	1	6
7	Message Length	Ushort	Länge des Datenpaketes ohne Header und ohne CRC32	2	7
8	Status	Ulong	Status der Einzelgeräte 03 == OK Byte1: GPS Byte2: OSS Byte3: IMU Byte4: Luftdatensonde (Optional)	4	9
9	Modus	char	Modus des Sensorsystems 1: Initialisierung 2: Fehler 3: OK 4: Navigationslösung hat verminderte Qualität	1	13

C.2 Protokoll der Datenübertragung: ID 10

Feld #	Name	Datentyp	Beschreibung	Anzahl Bytes	Bin Offset
1	Header	header	Header	H	0
2	ax	Double	Beschleunigung in körperfeste x-Richtung	8	H
3	ay	Double	Beschleunigung in körperfeste y-Richtung	8	H + 8
4	az	Double	Beschleunigung in körperfeste z-Richtung	8	H + 16
5	u_dot	Double	Geschwindigkeitsableitung in körperfesten x-Richtung	8	H + 24
6	v_dot	Double	Geschwindigkeitsableitung in körperfesten y-Richtung	8	H + 32
7	w_dot	Double	Geschwindigkeitsableitung in körperfesten z-Richtung	8	H + 40
5	u	Double	Geschwindigkeit in körperfeste x-Richtung	8	H + 48

6	v	Double	Geschwindigkeit in körperfeste y-Richtung	8	H + 56
7	w	Double	Geschwindigkeit in körperfeste z-Richtung	8	H + 64
8	p	Double	Drehgeschwindigkeit um körperfeste x-Achse	8	H + 72
9	q	Double	Drehgeschwindigkeit um körperfeste y-Achse	8	H + 80
10	r	Double	Drehgeschwindigkeit um körperfeste z-Achse	8	H + 88
11	v_north	Double	Geschwindigkeit in Nord-Richtung	8	H + 96
12	v_east	Double	Geschwindigkeit in Ost-Richtung	8	H + 104
13	v_down	Double	Sinkgeschwindigkeit	8	H + 112
14	q0	Double	Quaternion 0	8	H + 120
15	q1	Double	Quaternion 1	8	H + 128
16	q2	Double	Quaternion 2	8	H + 136
17	q3	Double	Quaternion 3	8	H + 144
18	Lat	Double	Laterale Position	8	H + 152
19	lon	Double	Longitudinale Position	8	H + 160
20	Alt	Double	Höhe	8	H + 168

C.3 Protokoll der Datenübertragung: ID 20

Feld #	Name	Datentyp	Beschreibung	Anzahl Bytes	Bin Offset
1	Header	header	Header	H	0
2	p0x	Double	x-Koordinate Punkt 0	8	H
3	p0y	Double	y-Koordinate Punkt 0	8	H + 8
4	Z0	Double	Z-Koordinate Punkt 0	8	H + 16
5	p1x	Double	x-Koordinate Punkt 1	8	H + 24
6	p1y	Double	y-Koordinate Punkt 1	8	H + 32
7	Z1	Double	Z-Koordinate Punkt 1	8	H + 40
8	p2x	Double	x-Koordinate Punkt 2	8	H + 48
9	p2y	Double	y-Koordinate Punkt 2	8	H + 56
10	Z2	Double	Z-Koordinate Punkt 2	8	H + 64
11	p3x	Double	x-Koordinate Punkt 3	8	H + 72
12	p3y	Double	y-Koordinate Punkt 3	8	H + 80
13	Z3	Double	Z-Koordinate Punkt 3	8	H + 88
14	p4x	Double	x-Koordinate Punkt 4	8	H + 96
15	p4y	Double	y-Koordinate Punkt 4	8	H + 104
16	Z4	Double	Z-Koordinate Punkt 4	8	H + 112

Literaturverzeichnis

- [1] FREIESLEBEN, H.-C.: **Geschichte der Navigation**. Franz Steiner Verlag GmbH, Wiesbaden
- [2] HUTCHINSON, S., G.D. HAGER und P.I CORKE.: **A tutorial on visual servo control**. IEEE Transaction on Robotics and Automation, Vol. 12, No. 5, Pages 651–670, October 1996.
- [3] ZHANG, H. und J. P. OSTROWSKI: **Visual Servoing with Dynamics: Control of an Unmanned Blimb**. General Robotics, Automation, Sensing, and Perception (GRASP) Laboratory; University of Pennsylvania.
- [4] CHATZIASTROS A.: **Visuelle Kontrolle der Lokomotion**. Dissertation, Justus-Liebig-Universität Gießen; 2003.
- [5] KRAUSE T., P. LIMA und P. PROTZEL: **Flugregler für ein autonomes Luftschiff**. Institut für Automatisierung, Technische Universität Chemnitz, 2004.
- [6] BURSCHKA, D und GREGORY D. HAGER: **V-GPS(SLAM): Vision-Based Inertial System for Mobile Robots**. In Proceedings of ICRA, Pages 409–415, April 2004.
- [7] KONG, X.: **Inertial Navigation System Algorithms for Low Cost IMU**. Australian Centre for Field Robotics, Department of Mechanical and Mechatronic Engineering, The University of Sydney, August 2000.
- [8] STÖFFLER, N. O.: **Realzeitfähige Bestimmung und Interpretation des optischen Flusses zur Navigation mit einem mobilen Roboter**. Dissertation, Technische Universität München, 2001.
- [9] **Navstar GPS User Equipment Introduction, Public Release Version**. September 1996.
- [10] XU, G.: **GPS-Theory, Algorithms and Application**. Springer-Verlag, 2003; ISBN3540678123.
- [11] DEPARTMENT OF DEFENSE WORLD GEODETIC SYSTEM 1984, NATIONAL IMAGERY AND MAPPING AGENCY: **Technical Report 8350.3**. Third Edition, 3. January 2000
- [12] FARRELL J. A. und M. BARTH: **The Global Positioning System & Inertial Navigation**. McGraw Hill, 1999.
- [13] ROGERS R.M.: **Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems**. American Institut of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2000.
- [14] National Geospatial-Intelligence Agency: <http://earth-info.nga.mil>. Homepage 2006
- [15] LONGUET-HIGGINS, H.-C.: **A Computer Algorithm for Reconstructing a scene from two projections**. Nature 293, Pages 122–135, 10. September 1981.

- [16] WANNINGER, L.: **Möglichkeiten und Grenzen der relativen GPS-Antennenkalibrierung**. Zeitschrift für Vermessungswesen, 1/2002, Seiten 51–58.
- [17] National Geodetic Survey: <http://www.ngs.noaa.gov/ANTCAL/>. Homepage 2005
- [18] MENGE, F. und G. SEEBER: **Untersuchungen und Beiträge zur Problematik der Phasenzentrumsvariationen von GPS-Antennen**. Deutsche Geodätische Kommission, Reihe B, Heft Nr. 310, München, 2000.
- [19] SCHMID, R. und M. ROTACHER: **Ergebnisse und Analyse des Vergleichstests von Kalibrierverfahren für GPS-Antennen**. 4. GPS-Antennenworkshop Hannover, Mai 2002.
- [20] GÖRRES, B.: **Zur Kalibrierung von GPS-Antennen. Qualitätsmanagement in der geodätischen Messtechnik**. DVM-Schriftenreihe, Band 42, Seiten 206–221, 2001.
- [21] TSAI, R. Y.: **A Versatile Camera Calibration Technique for High-Accuracy 3D Machine Vision Metrology Using Off-the-Shelf TV Cameras and Lenses**. IEEE Journal of Robotics and Automation, Vol. RA-3, No. 4, August 1987.
- [22] ZHENGYOU, Z.: **Flexible Camera Calibration by Viewing a Plane from Unknown Orientations**. Microsoft Research, 1999.
- [23] BOUGET, J.-Y.: <http://www.vision.caltech.edu/bouguetj>. Homepage 2005
- [24] EDELMANN, C.: **Kalibrierung eines Navigationssystems bestehend aus IMU, Kamera und GPS**. Studienarbeit, Institut für Flugmechanik und Flugregelung, Universität Stuttgart, 2006.
- [25] YIU CHEUNG, S. und A. SHAHEEN: **Calibration of wrist-mounted robotic sensors by solving homogenous transformation equation of the form $AX=XB$** . IEEE Transaction on Robotics and Automation, Vol. 5, No. 1, February 1989.
- [26] TSAI, R. Y. und R. K. LENZ: **A new technique for fully autonomous and efficient 3D robotics hand-eye calibration – Robotics and Automation**. IEEE Transactions on Robotics and Automation, Vol. 5, No. 3, June 1989.
- [27] DANILIDIS, K.: **Hand-eye Calibration Using Dual Quaternions**. The International Journal of Robotics Research Vol. 18, No. 3, Pages 286–298, March 1999.
- [28] HORN, B. K.P.: **Closed-form solution of 126constr orientation using unit quaternions**. Journal of the Optical Society of America A, Vol.4, Pages 629, April 1987.
- [29] SALOMON, U. UND M. FACH: **Robuste Bildmerkmalsverfolgung in Echtzeit**. IFR, Dezember 2006.

-
- [30] SCHMID, C., R. MOHR und C. BAUCKHAGE: **Evaluation of Interest Point Detectors**. International Journal of Computer Vision, 37(2), Pages 151–172, June 2000.
- [31] HARRIS, C. und M. STEPHENS: **A combined corner and edge Detector**. In Alvey Vision Conference, Pages 147–152, 1988.
- [32] HORN, B. K. P. und B. G. SCHUNK: **Determining Optical Flow**. Artificial Intelligence 17, Pages 185–203, March 1981.
- [33] LUCAS, B. D. und T. KANADE: **An iterative Image Registration Technique with an Application to Stereo Vision**. International Joint Conference on Artificial Intelligence, Pages 674–679, 1981.
- [34] BARRON J., D. FLEET, S. BEAUCHEMIN und T. BURKITT: **Performance of optical flow techniques**. Proceeding of the IEEE on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR'92), Pages 236–242, 1992.
- [35] Galvin B., B. McCane, K. Novins, D. Mason und S. Milla: **Recovering Motion Fields: An Evaluation of Eight Optical Flow Algorithms**. Computer Science Department; University of Otago; New Zealand.
- [36] HARTLEY R. und F. SCHAFFALITZKY: **Hinf minimization in geometric reconstruction problems**. Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR'04), 2004.
- [37] WEIMER F.: **Entwurf eines optischen Sensors zur Flugnavigation**. Diplomarbeit, Institut für Flugmechanik und Flugregelung, Universität Stuttgart, 2007.
- [38] RUSER, H. und F. PUENTE LEÓN: **Informationsfusion – Eine Übersicht**. Technisches Messen 74, Oldenbourg Verlag, 2007.
- [39] LUO R. C. und M. G. KAY: **Multisensor Integration and Fusion in Intelligent Systems**. IEEE Transaction on Systems, Man and Cybernetics, Vol. 5, No. 19, Pages 901–931, 1989.
- [40] HALL, D. L. und S. A. H. MC MULLEN: **Mathematical Techniques in Multisensor Data Fusion**. Artech House Inc, 1992.
- [41] KALMAN, R.E.: **A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems**. Research Institut for Advanced Study, Baltimore, KD. 1960.
- [42] BROWN, R. G. und Y.C.P. HWANG: **Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering**. Second Edition, John Wiley & Sons, INC.
- [43] WENDEL, J.: **Integrierte Navigationssysteme – Sensordatenfusion. GPS und Inertiale Navigation**. Oldenbourg Verlag 2007.
- [44] WINKLER, S.: **Zur Sensordatenfusion für integrierte Navigationssysteme unbemannter Kleinstflugzeuge**. ZLR-Forschungsbericht, Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik, Technische Universität Braunschweig, 2007.

-
- [45] KREYE, C., B. EISSFELLER und J. WINKEL: **Improvements of GNSS Receiver Performance Using Deeply Coupled INS Measurements**. Proceedings of the 13th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institut of Navigation ION GPS 2001, Pages 844-854, Salt Lake City, UT, September 19–22. 2000.
- [46] GUSTAFSON, D., J. DOWDLE und K. FLUECKIGE: **A Deeply Adaptive GPS-based Navigation with Extended Range Code Tracking**. IEEE 2000 Position, Location and Navigation Symposium, Institute of Electrical and Electronics Engineers, Pages 118-124, San Diego, CA, March 13–16, 2000.
- [47] ALBAN, S; AKOS, D. M.; ROCK, S. M. und D. GEBRE-EGZIABHER: **Performance Analysis and Architectures for INS-Aided GPS Tracking Loops**. Proceedings of the 2003 ION National Technical Meeting, The Institute of Navigation, Pages 611-622, Anaheim, CA, January 22–24, 2003.
- [48] KÄMPF, B. G.: **Flugmechanik und Flugregelung von Luftschiffen**, Dissertation, Institut für Flugmechanik und Flugregelung, Universität Stuttgart 2003.
- [49] MOISIDIS I.: **Flugführung und Flugregelung eines autonomen Luftschiffes**. Vorversion Dissertation, Institut für Flugmechanik und Flugregelung, Universität Stuttgart 2008.