

**Semi-autonome Höhenregelung eines Quattrokopters unter
Einsatz eines heterogenen Sensorsystems**

Projektarbeit in der Mechatronik

von

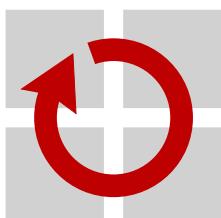
Tobias Klaus

geboren am 25. Februar 1986 in Kempten

Lehrstuhl für Informatik 4
Friedrich-Alexander-Universität Erlangen-Nürnberg

Betreuer:

Prof. Dr.-Ing. habil. Wolfgang Schröder-Preikschat
Dipl.-Inf. Peter Ulbrich



Beginn der Arbeit: 1. Oktober 2011
Ende der Arbeit: 2. April 2012

Kurzzusammenfassung

Die Fähigkeit ohne Zutun des Piloten auf einer Höhe zu schweben und diese gezielt verändern zu können, bildet die Grundlage jeglichen autonomen Verhaltens eines Fluggerätes. Um dem Ziel des autonomen Fluges einen Schritt näher zu kommen, wurde der I4Copter deshalb in dieser Arbeit um die Möglichkeit einer automatischen Höhenregelung erweitert. Zunächst wurden die vorhandenen Sensoren mit einer heterogenen Höhensorik, bestehend aus Infrarot-, Ultraschall- und Drucksensoren, ergänzt. Diese Sensoren dienen sowohl der Erfassung der relativen als auch der Höhe über Grund. Die damit generierten Höheninformationen liefern anschließend den Istwert für die Zustandsregelung der Höhe. Im aktuell implementierten semi-autonomen Modus muss der Pilot nicht mehr den Schubwert der Motoren manuell steuern und quasi experimentell versuchen den Schwebepunkt zu halten, sondern gibt nur noch eine gewünschte Höhenänderung vor. Die Möglichkeit einer gezielten automatischen Höhenänderung wurde schließlich auch zur Umsetzung von Start und Landung per Knopfdruck genutzt.

Abstract

The ability to hover at a certain adjustable height is a precondition for every autonomous behaviour of an air vehicle. In order to take this further step towards autonomous flight, the I4Copter has been extended with an automatic height control. At first infrared, ultrasonic and pressure sensors were added to the existing sensor board, which now enables the I4Copter to sense its altitude and its height. This information is used to implement a state space control of the I4Copter's height. Thus the pilot is able to send commands for height changes, instead of manually adjusting the throttle until the desired height is reached and kept. Finally the possibility of a controlled height change has been used to implement automatic take-offs and touchdowns.

Inhaltsverzeichnis

1 Einleitung	9
1.1 Überblick	10
2 Höhenmessung	13
2.1 Abstandssensoren	14
2.1.1 Laufzeitmessung	14
Radar	16
LIDAR	16
Ultraschall	17
2.1.2 Triangulation	19
2.2 Barometrische Höhenmessung	21
2.2.1 Sensorik	21
2.2.2 Höhenmessung	23
2.2.3 Bewertung	25
2.3 Satellitengestützte Messung	26
2.4 Zusammenfassung	28
3 Flugszenarien	31
3.1 Starten	31
3.2 Regelung der Höhe über Grund	32
3.2.1 Überflug von Hindernissen	32
Fokus	33
3.2.2 Flug entlang senkrechter Hindernisse	37
3.3 Regelung der absoluten oder relativen Höhe	37
3.3.1 Vorsichtsmaßnahmen	38
3.3.2 Anforderungen an die Regelung	39

Inhaltsverzeichnis

3.3.3	Höhenänderung	39
3.4	Landen	39
3.5	Zusammenfassung	40
3.6	Situationsangepasste Auswahl von Sensorik und Regler	40
4	Anbindung und Evaluation der Sensoren	43
4.1	Abstandssensoren	43
4.2	Drucksensoren	45
4.2.1	Sensorauswahl	46
4.2.2	Die Druckmesserweiterungsleiterplatte	47
4.3	Evaluation der Sensoren	52
4.4	Fazit	55
5	Integration in die I4Copter-Software	57
5.1	Regelung	57
5.1.1	Streckenmodell	59
5.1.2	Beobachter	60
5.1.3	Entwurf	62
5.1.4	Simulation	64
5.1.5	Integration	65
5.2	Zustandsautomat	66
5.3	Zusammenfassung	70
6	Evaluation	71
6.1	Regelung der Höhe	71
6.1.1	Höhe über Grund	72
6.1.2	Relative Höhe	72
6.2	Starten und Landen	75
6.3	Komplette Flugsequenz	77
6.4	Zusammenfassung	77
7	Abschluss	79
7.1	Zusammenfassung	79

Inhaltsverzeichnis

7.2 Ausblick	80
Literaturverzeichnis	83

1 Einleitung

Die steigende Verfügbarkeit von immer kleineren und immer leistungsfähigeren Mikrokontrollern und Sensoren hat das Interesse an weitgehend selbstständig agierenden Maschinen enorm wachsen lassen. Besondere Faszination übt hierbei die Kombination von unbemannten Fluggeräten mit autonomen Systemen aus. Sowohl ambitionierte Hobbyprojekte[Mikrokopter, 2012] als auch Polizei[Monroy, 2010] und Militär[Pluta, 2012] sowie viele Forschungseinrichtungen zeigen, wenn auch aus unterschiedlichen und teilweise fragwürdigen Gründen, starkes Interesse für dieses Gebiet.

Die Bauformen und -größen variieren hierbei von meterlangen Düsenjägern bis hin zu Modellhubschraubern im Dezimeterbereich. Gerade bei den kleinen Bauformen welche beispielsweise für lokale Erkundungsflüge oder in Forschungsprojekten eingesetzt werden, haben sich hier aufgrund ihres mechanisch robusten und einfachen Aufbaus Quattrokopter bewährt. Sie werden von zwei jeweils gegenläufigen Rotorpaaren, welche starr nach oben gerichtet sind, in der Luft gehalten. Allein durch Drehzahländerungen der vier Rotoren ist es möglich einen Quattrokopter in beliebige Richtungen zu bewegen.

All diesen Projekten und ihren unterschiedlichen Flugobjekten ist jedoch ein übergeordnetes Ziel gemein: das weitgehend autonome Agieren der Flugobjekte. Als ersten Schritt in diese Richtung steht für ein Fluggerät immer die Fähigkeit ohne Einfluss eines Piloten die Höhe zu halten und gezielt beeinflussen zu können.

Um diesem Ziel näher zu kommen soll in dieser Arbeit schrittweise eine semi-autonome Höhenregelung für einen Quattrokopter entworfen werden, welche genau diese Fähigkeit bereit stellt. Hierfür werden zunächst die verfügbaren Höhensensoren evaluiert und anschließend anhand einer Anforderungsanalyse die nötige Hard- und Software inklusive Regler implementiert.



Abbildung 1.1: Der I4Copter im Flug: Deutlich zu erkennen sind die vier starren Motoren sowie der rote Akku. Darüber befindet sich eine Evaluationsleiterplatte für den Infineon Tricore und eine Leiterplatte mit der erforderlichen Sensorik.

1.1 Überblick

In Abbildung 1.1 ist die Ausgangsbasis für diese Arbeit, der I4Copter, ein am Lehrstuhl für Informatik 4 der Friedrich-Alexander-Universität Erlangen-Nürnberg entwickelter Quattrokopter zu sehen. Er wurde als Demonstrator für sicherheitskritische eingebettete Systeme entwickelt. Aus diesem Grund wurde der häufig in der Autoindustrie eingesetzte Infineon Tricore TC1796b [Infineon Technologies AG, 2007] als Mikrokontroller ausgewählt. Er bietet nicht nur reichhaltige Peripherie wie mehrere SPI-Bausteine, serielle Schnittstellen, mehrere flexibel und in Hardware über Timer ansteuer- und auswertbare Pins, viele Analog-Digitalwandler, eine $100 \frac{\text{Mbit}}{\text{s}}$ Netzwerkschnittstelle und ausreichend Rechenleistung sondern beinhaltet auch den für die Trennung sicherheitskritischer und unkritischer Software wichtigen Hardwarespeicherschutz.

Um der Ausfallsicherheit weiter Rechnung zu tragen ist die Inertialnavigation mit drei per SPI angeschlossenen Beschleunigungssensoren und zwei Accelerome-

tern, bewusst redundant ausgelegt.

Für die Kommunikation mit dem Piloten steht einerseits eine Fernbedienung und andererseits WLAN zur Verfügung. Letzteres dient nicht nur zur Übertragung von Steuerdaten sondern wird auch für den Versand von Diagnosebotschaften und aktuellen Messdaten der Sensoren genutzt.

Zu Beginn dieser Arbeit bestand die Regelung nur aus einem Lageregler welcher den Winkel des I4Copters zur Horizontalen regelt. Die horizontale Bewegung des I4Copter wird vom Piloten durch Vorgabe geeigneter Nick- und Rolwinkel gesteuert. Die vertikale Bewegung wurde komplett manuell gesteuert indem über einen Hebel der Fernbedienung der Gesamtschub der vier Motoren direkt vorgegeben wurde. Die Aufgabe genau den richtigen Schwebeschub zu finden oblag allein dem Piloten. Dies stellte gerade unerfahrene Piloten häufig vor größere Probleme und machte sowohl höhere als auch weiter entfernte Flüge sehr riskant, da der Pilot nur auf sein visuelles Urteil beim Erkennen des Schwebefluges angewiesen war.

2 Höhenmessung

Um eine Höhenregelung für den I4Copter zu realisieren muss zunächst die aktuelle Höhe erfasst werden. Da hierzu viele verschiedene physikalische Effekte genutzt werden können und es somit eine noch größere Anzahl an verschiedenen Sensoren zur Höhenmessung gibt, soll mit diesem Kapitel ein Überblick über die Wichtigsten dieser Sensoren geboten werden.

Obwohl alle vorgestellten Sensoren als Höhensensoren bezeichnet werden, unterscheiden sie sich dennoch darin welchen Größe sie tatsächlich messen. Während Luftdrucksensoren und satellitengestützte Messungen die Höhe über dem Meeresspiegel messen, können Abstandssensoren wie beispielsweise Ultraschallsensoren oder Radar nur Abstände messen.

Um eine sinnvolle Klassifizierung der verschiedenen Sensoren zu ermöglichen, müssen deshalb zunächst die geläufigen Höhenbegriffe so definiert werden, wie sie in dieser Arbeit verwendet werden. Da sich Höhenangaben immer auf eine Referenzebene beziehen, unterscheiden sich diese Begriffe nur über ihren Bezugspunkt.

Absolute Höhe Auch wenn Höhe nur als relativer Abstand zu einem zuvor festgelegten Bezugspunkt definiert ist und es somit keine absolute Höhe geben kann, hat es sich eingebürgert die Höhe über dem Meeresspiegel als *absolute Höhe* zu bezeichnen. Diese Konvention wird auch in dieser Arbeit beachtet.

Relative Höhe Im Rahmen dieser Arbeit wird der vertikale Abstand eines Flugobjekts vom ursprünglichen Startpunkt als *relative Höhe* bezeichnet.

Höhe über Grund Mit der *Höhe über Grund* wird der tatsächlich Abstand eines Flugobjektes zum senkrecht unter ihm liegenden Boden bezeichnet.

Diese Unterscheidung ist besonders wichtig, da verschiedene Höhensensoren auf Basis verschiedener Referenzebenen messen.

Es werden die hauptsächlichen Wirkmechanismen der Sensoren dargestellt und anhand beispielhaft ausgewählten und kommerziell verfügbaren Sensoren illustriert. Die Angaben zur Leistungsfähigkeit dieser Sensoren entspricht im Allgemeinen nicht der maximalen Leistungsfähigkeit der vorgestellten Messmethode, sondern nur der des betrachteten Sensors. Werden im jeweiligen Abschnitt keine Zahlenwerte genannt so werden diese dennoch in der Übersichtstabelle 2.1 genannt.

2.1 Abstandssensoren

Die im folgenden vorgestellten Abstandssensoren messen alle den direkten Abstand zwischen zwei Objekten. Bezogen auf die Höhenmessung bedeutet dies, dass sie alle die Höhe über Grund messen.

2.1.1 Laufzeitmessung

Viele Sensoren zur kontaktlosen Abstandsmessung basieren auf der Messung der Laufzeit einer elektromagnetischen oder akustischen Welle zwischen Sensor und Messobjekt. Hierzu wird vom Sensor zunächst ein entsprechender Impuls erzeugt und in die zu erfassende Richtung gesendet. Trifft dieses Signal ein geeignetes Hindernis, so wird es reflektiert und kann als Echo vom Sensor empfangen und ausgewertet werden. Die gemessene Zeitdifferenz t_m zwischen Senden des Signals und Empfangen des Echoes entspricht, wie in Abbildung 2.1 dargestellt, der doppelten Laufzeit der Wellen zwischen Sensor und Hindernis. Bei bekannter Wellengeschwindigkeit v_w kann der zu messende Abstand d mit der Gleichung 2.1 errechnet werden [Newton u. a., 1729].

$$d = \frac{v_w \cdot t_m}{2} \quad (2.1)$$

Die minimale messbare Distanz d_{min} eines solchen Sensors ergibt sich bei Sensoren, welche das gleiche Modul für das Senden und das Empfangen nutzen, aus

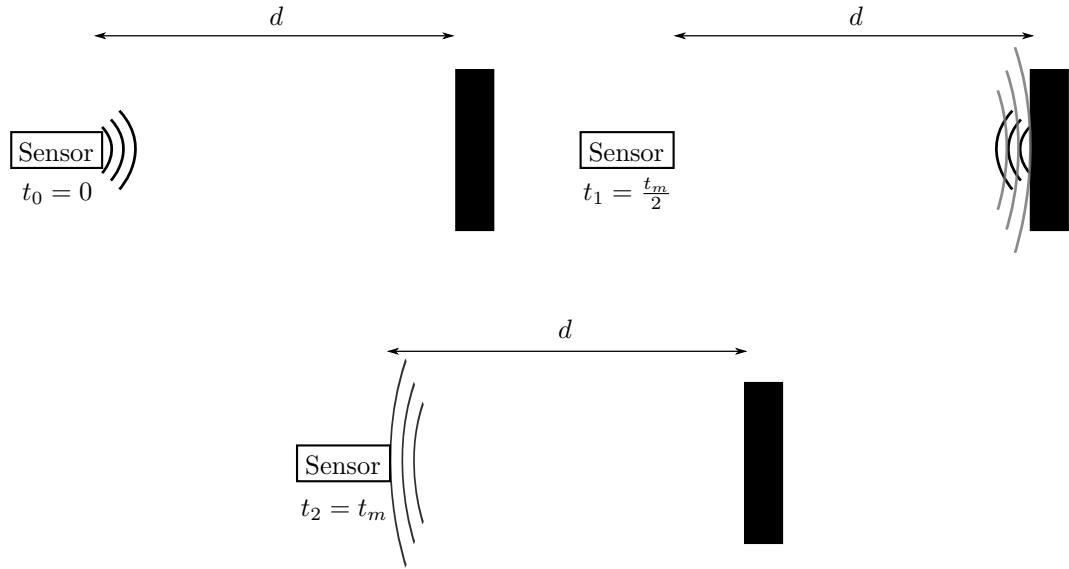


Abbildung 2.1: Prinzip der Laufzeitmessung: Zum Zeitpunkt t_0 wird ein Sendeimpuls vom Sensor ausgesandt. Dieser wird zum Zeitpunkt t_1 vom zu messenden Ge- genstand reflektiert und kann anschließend zum Zeitpunkt t_2 vom Sensor detektiert werden

der Zeitdauer des Strahlungsimpulses t_I und der Dauer der anschließenden Umschaltung von Sende auf Empfangsmodus t_U . Bei Sensoren mit getrennter Sende- und Empfangseinheit wird die minimale messbare Distanz durch die Zeitauflo- sungen der Auswerteschaltung begrenzt.

Die maximal messbare Distanz ergibt sich zum einen aus dem Reflektions- und Abschwächungsverhalten sowie der Intensität der Welle, also ihrer physikalischen Reichweite und andererseits aus einer internen oberen Zeitschranke des Sensors. Eine solche Zeitschranke ist nötig um das Ausbleiben einer Reflektion zu erkennen. Sie kann auf der errechenbaren maximalen Reichweite des Signals [Brooker, 2009] basieren. Da sie gleichzeitig die Frequenz festlegt mit welcher der Sensor Daten liefert, kann sie jedoch auch absichtlich kürzer gewählt werden um höhere Datenraten zu gewährleisten.

Trotz des gleichen Prinzips ergeben sich wichtige Unterschiede bei der Verwen-

dung verschiedener Medien und Wellenarten. Diese sollen im folgenden näher betrachtet werden.

Radar

In der Radartechnik werden Mikro- und Radiowellen mit einer Wellenlänge λ von 1 mm bis 10 m zur Laufzeitmessung verwendet. Dies hat zur Folge, dass nur Gegenstände größer oder gleich der Wellenlänge erkannt werden können.

Eine, somit für das Erkennen auch kleiner Hindernisse wünschenswerte, kleine Wellenlänge entspricht jedoch nach dem Zusammenhang von Wellenlänge, Ausbreitungsgeschwindigkeit und Frequenz $c = \lambda \cdot f$ und der für elektromagnetische Wellen üblichen Ausbreitungsgeschwindigkeit mit Lichtgeschwindigkeit $c = 2,997 \cdot 10^8 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ einer sehr hohen Frequenz f , welche elektrotechnisch aufwändig zu Erzeugen und zu Richten ist. Durch diese sehr hohe Ausbreitungsgeschwindigkeit werden jedoch auch sehr hohe Anforderungen an die Auswerteelektronik gestellt. Soll die Auflösung beispielsweise im Zentimeterbereich liegen, so muss die Zeitauflösung t_a im Bereich von $t_a = \frac{d}{c} = \frac{0,01 \text{ m}}{2,997 \cdot 10^8 \frac{\text{m}}{\text{s}}} = 3,34 \cdot 10^{-14} \text{ s} = 33,4 \text{ fs}$ liegen. Auch wenn eine solche Messgenauigkeit erreichbar ist, so ist sie nur mit sehr hohem Aufwand realisierbar.[Brooker, 2009]

Diese Einschränkungen führen dazu, dass Radaranlagen einerseits durch die aufwändige Elektronik sehr teuer sind und andererseits relativ viel Platz und Gewicht benötigen. So ist die sehr kompakte Anlage MRA Type 2 von Roke schon $140 \text{ mm} \times 75 \text{ mm} \times 47 \text{ mm}$ groß und 400 g schwer. Auch wenn sie über einen Messbereich von 0,2 m–100 m eine sehr gute Auflösung von 2 cm bietet, ist sie für einen Quattrokopter mit begrenzter Zuladung und Platz zu schwer und zu groß. Auch die Abtastrate von 10 Hz ist zu langsam um dieses zusätzliche Gewicht zu rechtfertigen.[Rok, 2011]

LIDAR

Anstatt langwelliger Mikrowellen können auch elektromagnetische Wellen aus dem Bereich des sichtbaren und unsichtbaren Lichts mit Wellenlängen von ca. $2,5 \mu\text{m}$ bis ca. 200 nm zur Abstandsmessung genutzt werden. Hierfür können sowohl ein-

fache LEDs mit der entsprechenden Wellenlänge als auch Laser-Dioden als Signalquelle genutzt werden. Dies hat den Vorteil, dass die vielfältigen Methoden der Optik zu Bündelung und Umlenkung des Signals genutzt werden können. Beispielsweise lässt sich durch einen beweglichen Spiegel, der die Richtung des Messtrahls und damit der Messrichtung ständig ändert, relativ leicht aus einem einfachen optischen Entfernungsmesser ein sogenannter LIDAR(Light detection and ranging system) zur Abtastung der ganzen Umgebung, konstruieren.

Des Weiteren ergibt sich aus der Nutzung von Licht auch der Vorteil, dass praktisch alle vorkommenden Hindernisse¹ Licht reflektieren, da sie eine deutlich größere Strukturgröße besitzen. Gleichzeitig bedeutet dies jedoch einen stark eingeschränkten Nutzen eines optischen Abstandsmessers bei schlechten Witterungsverhältnissen.

Trotz der leichteren Bündelung, Umlenkung und auch Detektion optischer Signale bleiben andere grundsätzliche Nachteile der Radartechnik bei der optischen Laufzeitmessung erhalten. So werden Aufgrund der gleichen Ausbreitungsgeschwindigkeit die selben hohen Anforderungen an die Messgenauigkeit und Geschwindigkeit der Auswerteelektronik gestellt. Außerdem besitzt eine einfache optische Abstandsmessung einen sehr kleinen Messfokus, da Licht normalerweise sehr stark gebündelt wird um eine möglichst hohe Reichweite zu erreichen. Soll der abgetastete Bereich erweitert werden, wird eine präzise Mechanik zur Ablenkung der Lichtstrahlen benötigt. Dies erhöht sowohl Gewicht und Fehleranfälligkeit als auch die Kosten erheblich und führt dazu, dass ein Einsatz eines LIDARs nur zur Höhenmessung unwirtschaftlich ist. Wird eine Gesamtumgebungserkennung angestrebt, so kann eine andere Entscheidung durchaus sinnvoll sein.

Ultraschall

Ein weiteres Trägermedium für die Laufzeitmessung bietet die Luft in Form von Schallwellen. Hierbei wird zumeist zur Minimierung der Lärmbelästigung unhörbarer Ultraschall mit einer Frequenz f größer 16 kHz verwendet.[Gerthsen u.

¹Sofern sie nicht wie beispielsweise Glas transparent sind.

Meschede, 2010]

Da Schall sich einerseits mit $v = 330 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ [Gerthsen u. Meschede, 2010] relativ langsam ausbreitet und Schallfrequenzen im Vergleich zu beispielsweise Mikrowellen sehr niedrig sind, ergeben sich deutlich geringere Anforderungen an die Erzeuger- und Auswerteelektronik. Gleichzeitig lassen sich auch bidirektionale Ultraschallwandler platz- und kostensparend aus Piezokristallen aufbauen. Dies führt zu kostengünstigen, robusten und kompakten Sensoren die eine gute Auflösung von ca. 1 cm liefern [Max, 2005].

Neben diesen Vorteilen lassen sich noch weitere Eigenschaften von Ultraschallsensoren aus der Verwendung von Schall als Trägerwelle ableiten. So ist beispielsweise die von der erwünschten maximalen Messdistanz abhängige Frequenz, mit der der Sensor Daten liefern kann, aufgrund der relativ geringen Ausbreitungsgeschwindigkeit von Schall, sehr viel geringer als beispielsweise bei optischen Verfahren. Bei einer maximalen zu messenden Distanz d_{max} von 6 m ergibt sich eine Periode von

$$T_{mess} = \frac{2d_{max}}{v} = \frac{12 \text{ m}}{340 \frac{\text{m}}{\text{s}}} = 35,29 \text{ ms} \quad (2.2)$$

woraus sich eine maximale Messfrequenz von ca. 28 Hz ergibt. Des Weiteren ergibt sich durch die schlechte Richtung des Schalls bei handelsüblichen Abstandssensoren eine deutliche Kegelcharakteristik für das Abstrahlverhalten und damit für den Messbereich. Diese Kegelcharakteristik wird in Bild 2.2 für den Sensor MB1200 von MaxBotic dargestellt. Abhängig von der Anwendung kann diese Kegelform Vor- oder Nachteile bieten. Diese werden in Abschnitt 3.2 des folgenden Kapitels diskutiert.

Gerade für Anwendungen, welche nicht auf hochfrequente Messungen angewiesen sind, aber für welche Gewicht und Abmessungen der eingesetzten Sensoren eine entscheidende Rolle spielen, bieten Ultraschallsensoren eine kostengünstige und robuste Alternative zu aufwendigen, optischen oder elektromagnetischen Verfahren. Gleichzeitig bieten sie eine für viele Anforderungen genügende Auflösung.

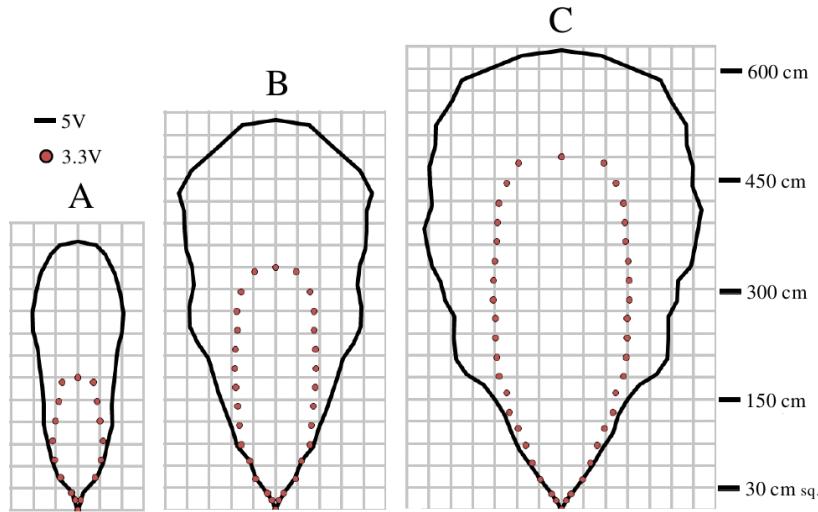


Abbildung 2.2: Abstrahl und Messbereich des Ultraschallsensors MB1200 von MaxBotix[Max, 2005] für verschiedene große Hindernisse und Betriebsspannungen. Die Diagramme beziehen sich auf folgende Hindernisdurchmesser:
 A: 6,1 mm
 B: 2,54 cm
 C: 8,89 cm

2.1.2 Triangulation

Bei der Triangulation werden die strahlenoptischen Eigenschaften des Lichtes genutzt, um über geometrische Beziehungen den Abstand eines reflektierenden Objekts zum Sensor zu bestimmen.

Wie in Abbildung 2.3 zu sehen ist, besteht ein Sensor aus einer gerichteten Lichtquelle(für einfache Anwendungen eine LED oder ein aufwändigerer Laser), zwei Linsen und einem Position Sensitive Device (PSD), einer photosensitiven Diode, welche abhängig vom Ort der Lichtabsorption die Photoströme ihrer beiden Elektroden ändert.

Das von der Lichtquelle ausgesandte Licht wird von der ersten Linse gebündelt und in Messrichtung fokussiert. Der Punkt T an dem der fokussierte Lichtstrahl auf das Messobjekt trifft wird anschließend von der zweiten Linse auf das PSD abgebildet. Durch Auswerten der beiden Photoströme des PSDs lässt sich um-

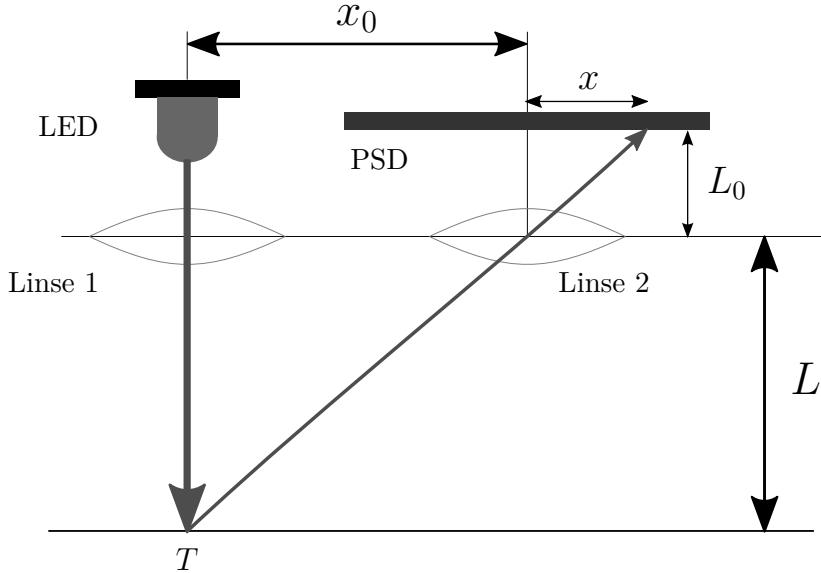


Abbildung 2.3: Schematische Darstellung eines Triangulationssensor mit einem Position Sensitive Device (PSD), einer Lichtquelle und Linsen für die Fokussierung der Lichtstrahlen

abhängig von der Strahlungsintensität feststellen auf welchen Punkt auf dem PSD T abbildet wird. Somit lässt sich auch die Länge x vom diesem Punkt zum Mittelpunkt des PSD bestimmen.[Fraden, 2010]

Mit Kenntnis der durch den Aufbau des Sensor vorgegebenen Längen x_0 und L_0 kann nun unter Ausnutzung des Strahlensatzes die gesuchte Strecke L bestimmt werden:

$$L = L_0 \cdot \frac{x_0}{x} \quad (2.3)$$

Für komplexere Anordnungen, in denen die beiden Linsen und das PSD nicht parallel zueinander und im Lot zur Lichtquelle angeordnet sind, lässt sich der Abstand L auch mit einfachen trigonometrischen Beziehungen angeben [Marques u. a., 1998].

Großer Vorteil von Triangulationssensoren sind die hohen Abtastraten, welche

sich durch das Abfragen des analogen PSDs ergeben.

2.2 Barometrische Höhenmessung

Im Gegensatz zur auf den Boden bezogenen Abstandsmessung ist es möglich mit Drucksensoren sowohl die absolute als auch die relative Höhe über einem Startpunkt zu bestimmen. Die physikalischen Grundlagen und ihre Auswertung sollen im Folgenden aufgezeigt werden.

2.2.1 Sensorik

Barometrische Sensoren messen den aktuell herrschenden Luftdruck, also die Kraft pro Fläche, welche aufgrund der Luftsäule auf jeden Körper der Erde wirkt. Dieser Druck wird in der abgeleiteten SI-Einheit Pascal $\text{Pa} = \frac{\text{N}}{\text{m}^2}$ angegeben.

In herkömmlichen barometrischen Sensoren werden zwei Druckkammern, die Messkammer und die Referenzdruckkammer, durch eine bewegliche Membran getrennt. Die Messkammer enthält den zu messenden Druck und ist über eine Öffnung im Gehäuse des Sensors mit dem zu messenden Medium verbunden. In der Referenzdruckkammer herrscht hingegen ein von der Anwendung abhängiger und meist bekannter Referenzdruck. Unterschiedlicher Druck in den beiden Kammern führt zu einer verformten Membran. Diese Verformung kann elektrisch ausgewertet und in einen Druckwert umgerechnet werden. Aufgrund dieses Aufbaus, ist der so gemessene Druck immer relativ zum Referenzdruck.

Für wirtschaftliche Anwendungen hat sich aufgrund der einfachen Fertigung und der hohen Empfindlichkeit die piezoresistive Auswertung durchgesetzt. Hierbei wird die Widerstandsänderung eines Leiters bei Verformung, beispielsweise durch Verbiegen der Membran, ausgenutzt. Solche Widerstandsänderungen sind bei Halbleitern deutlich stärker vorhanden als bei Metallen[Hoffmann, 1987]. So mit bietet es sich für Drucksensoren, welche diesen piezoresistiven Effekt ausnutzen an, sowohl die Messwiderstände, als auch die Druckkammern und die trennende Membran direkt aus Silizium zuätzen. So kann auch der verformbare Leiter direkt auf die Membran dotiert werden. Dies vermindert die Fertigungskosten und erhöht die Empfindlichkeit des Sensors stark, da Leiter und zu messende

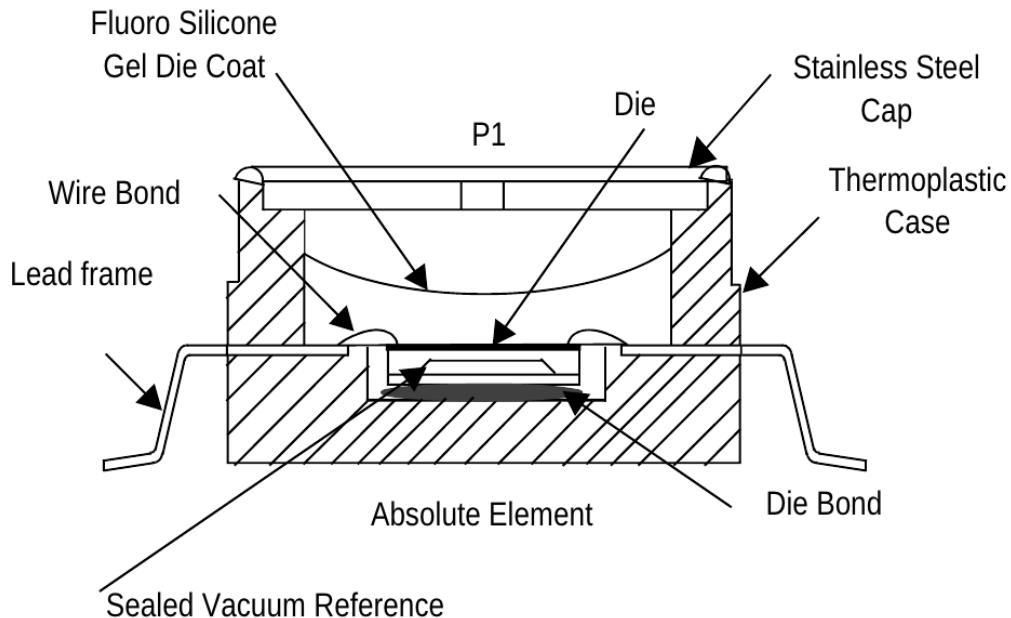


Abbildung 2.4: Der interne Aufbau eines Absolutdrucksensor aus der MP3H6115A-Serie von Frescale mit Referenzvakuum, Einlaß P1 für das zu messende Medium und einem Silikonschutz für den Die mit integrierter Messmembran [Fre, 2009a]

Membran direkt miteinander verbunden sind. Bei einer Verformung der Membran aufgrund von unterschiedlichem Druck in den Kammern werden die Widerstandsänderungen der Leiter auf der Membran mithilfe einer Wheatstone'schen Vollbrücke[Christie, 1833] als Spannungsänderung, die direkt proportional zur Druckdifferenz der beiden Druckkammern ist, ausgegeben. Da das piezoresistive Verhalten von Silizium temperaturabhängig ist, werden die meisten auf diese Art gefertigten Sensoren zusätzlich noch mit Schaltungen zur Temperaturkompensation ausgerüstet. Auch diese Aufbereitungsschaltungen können direkt auf das Silizium aufgebracht werden. Diese hochintegrierte Fertigung piezoresistiver Drucksensoren hat sowohl zu einer starken Miniaturisierung als auch zu einem starken Preisverfall geführt.

Abhängig vom Wert des Referenzdrucks wird zwischen folgenden Drucksensoren unterschieden.

Absolutdrucksensoren Herrscht in der Referenzdruckkammer ein mit dem Vakuum vergleichbarer Druck¹, so wird der *absolute Luftdruck* in der Messkammer gemessen. Wird nur von Luftdruck gesprochen so ist meistens der absolute Luftdruck gemeint.

Relativdrucksensoren Hier wird der Referenzdruck, meistens vom Anwender, auf einem definierten Druck gehalten. Die Ausgabe des Sensors entspricht hier der Differenz zwischen absolutem Messdruck und absolutem Referenzdruck. Mit Wissen über den absoluten Referenzdruck kann somit auch der absolute Messdruck ermittelt werden.

Differenzdrucksensoren Bei einem Differenzdrucksensor werden beide Druckkammern mit einem variablem Druck gespeist. Auch hier ergibt sich als Sensorsausgang die Differenz der beiden Drücke. Anwendung finden solche Sensoren zum Beispiel bei der Durchflussmessung in Rohren, indem der dynamische und der statische Druck (senkrecht zur Flussrichtung) den Messdruck darstellen und der Referenzdruck auf den statischen Druck (parallel zur Flussrichtung) gehalten wird. Als Differenz ergibt sich der dynamische Druck, welcher wiederum proportional zum Durchfluss ist.

Die praktische Ausführungen von Relativdrucksensoren und Differenzdrucksensoren besitzen grundsätzlich den selben Aufbau, bei welchem sowohl Anschlüsse für die Referenzdruckkammer als auch für die Messdruckkammer aus dem Gehäuse herausgeführt werden. Die tatsächliche Konfiguration, entweder als Differenzdrucksensor oder Relativdrucksensor, obliegt somit dem Anwender.

2.2.2 Höhenmessung

Zur Höhenmessung mittels des Luftdrucks kann der Umstand benutzt werden, dass der Luftdruck mit steigender Höhe stetig abnimmt, da sowohl die Höhe der Luftsäule als auch die Dichte und die Temperatur der Luft mit der Entfernung

¹Je nach Anwendung wird schon bei Drücken kleiner 1000 hPa von Grobvakuum gesprochen [Gerthsen u. Meschede, 2010]. Der tatsächlich verwendete Referenzdruck ist letztendlich von der gewünschten unteren Grenze des Messbereichs abhängig.

vom Erdmittelpunkt sinken. Wird die Temperatur als konstant angenommen, ergibt sich nach [Roedel u. Wagner, 2011] die *einfache Höhenformel* 2.4. Diese gibt den Zusammenhang zwischen dem Luftdruck $p(h)$ auf Höhe h über einem zweiten Referenzpunkt mit Luftdruck p_0 in Abhängigkeit der universellen Gaskonstanten R , der mittlerem Molmasse von Luft M , der Fallbeschleunigung g und der mittleren totalen Temperatur T an. Aus dieser Gleichung ist eine exponentielle Abnahme des Luftdrucks mit der Höhe erkennbar.

$$p(h) = p_0 \cdot e^{-\frac{M \cdot g}{R \cdot T} \cdot h} \quad (2.4)$$

Aufgelöst nach der Höhe h ergibt sich nach Gleichung 2.5 die die relative Höhe in Abhängigkeit des Luftdruckes p_0 am Startpunkt und des Luftdruckes p an der aktuellen Position.

$$h = -\frac{R \cdot T}{M \cdot g} \cdot \ln \frac{p}{p_0} \quad (2.5)$$

Wird in die Gleichung 2.5 der Luftdruck auf Meereshöhe und eines zweiten Punktes sowie die mittlere Temperatur dieser beiden Punkte eingesetzt, so erhält man eine Näherung für die absolute Höhe, des zweiten Punktes. Diese Näherung ist für große Höhen jedoch sehr ungenau, da der Temperaturverlauf hier nicht mehr als linear angenommen werden kann. Des Weiteren wird auch die aktuelle und deshalb schwer zu beschaffende Information über Temperatur und Luftdruck auf Meereshöhe benötigt.¹ Um genauere Höheninformationen durch Druckmessung zu erhalten, bietet es sich für Anwendungen, welche nicht auf die absolute Höhe angewiesen sind, an nur die relative Höhe zu bestimmen.

Da die betrachteten Höhen- und Druckunterschiede hierbei jedoch deutlich kleiner sind, kann man Gleichung 2.5 fast ohne Fehler linearisieren. Die Ableitung $\frac{\partial h}{\partial p}$ nach dem Druck entspricht hierbei dem angenähert linearem Faktor um den sich die Höhe mit dem Luftdruck ändert. Werden nun die Naturkonstanten M ,

¹In der Luftfahrt wird die internationale Höhenformel für die Bestimmung der Höhe über den Druck genutzt. Sie bezieht sich auf die sogenannten Normatmosphäre welche auf sinnvolle Mittelwerte der Größen Temperatur, Druck, Dichte und Fallbeschleunigung auf Meereshöhe festgelegt wurde. Zudem definiert sie feste linearisierte Gradienten dieser Größen, um eine einfachere und einheitliche Höhenberechnung zu ermöglichen.[Kaufmann, 2006]

R und g eingesetzt, so ergibt sich die relativ genau¹ linearisierte Gleichung 2.8 für die relative Höhe h_{rel} in Abhängigkeit des Druckes p_0 und der absoluten Temperatur T am Startpunkt sowie der Druckdifferenz zwischen Startpunkt und aktueller Position Δp . Gerade auf relativ leistungsschwachen Mikrokontrollern bietet eine solche Linearisierung eine deutliche Entlastung für den Prozessor, da eine aufwändige Näherung des natürlichen Logarithmus entfallen kann.

$$h_{rel} = \frac{\partial h}{\partial p} \Big|_{p_0, T} \cdot \Delta p \quad (2.6)$$

$$= -\frac{RT}{Mg} \cdot \frac{1}{p_0} \cdot \Delta p \quad (2.7)$$

$$= -29,258 \frac{\text{m}}{\text{K}} \cdot \frac{T}{p_0} \cdot \Delta p \quad (2.8)$$

Die für eine solche Bestimmung der relativen Höhe benötigte Druckdifferenz zwischen Startposition und aktueller Flugposition, lässt sich sowohl mit einem Differenzdrucksensor ermitteln, bei welchem die Referenzdruckkammer mit einem Gefäß verbunden wird, in welchem der gleich Druck wie auf Höhe des Startpunktes herrscht, als auch mit einem Absolutdrucksensor, bei welchem der auswertende Mikrocontroller den Druck in Bodennähe speichert. Vorteil des Differenzdrucksensors ist hierbei jedoch, dass er häufig einen sehr viel kleineren Messbereich besitzt als ein Absolutdrucksensor, wodurch er eine höhere Auflösung erzielen kann. Wohingegen mit einem Absolutdrucksensor der proportionale Faktor der Gleichung 2.8 deutlich genauer bestimmt werden kann, da der Druck p_0 an der Startposition ermittelbar ist und keine Schätzung dieses Wertes erfolgen muss.

2.2.3 Bewertung

Bei den vorgestellten Drucksensoren handelt es sich um passive Analogsensoren. Dies führt dazu, dass ihre Ausgangsspannung, abgesehen von einer durch die Mechanik der Membran bedingten Antwortzeit im Bereich einer Millisekunde[Fre, 2009a], stets den zum anliegenden Druck gehörigen Wert annimmt. Dadurch kann ein Drucksensor theoretisch beliebig oft abgefragt werden und besitzt, selbst

¹Der Linearisierungsfehler beträgt auf 20 m ca. 20 cm

bei einem Sprung des Druckes, eine vernachlässigbare Totzeit. Gleichzeitig kann die Höhe über einen weiten Bereich mit einer fast zentimetergenauen Auflösung bestimmt werden. Des Weiteren können piezoresistive Drucksensoren aus Silizium sehr klein gefertigt werden.

Allerdings ist es der barometrischen Höhenmessung offensichtlich nicht möglich die Höhe über Grund zu bestimmen, da sie nur die relative oder mit geringerer Genauigkeit die absolute Höhen bestimmen kann. Somit kann sie nicht zur Hindernisdetektion benutzt werden. Als weiteren Nachteil weisen piezoresistive, aus Silizium gefertigte, Drucksensoren bei entsprechender Verstärkung trotz Temperaturkompensation einen temperaturabhängigen Fehler auf.

2.3 Satellitengestützte Messung

In den letzten zehn Jahren sind sogenannte Globale Navigationssatelliten Systeme (GNSS) durch die flächendeckende Verbreitung des US-amerikanischen GNSSs Global Positioning System (GPS) in den Mittelpunkt gerückt. Neben dem bekannten GPS gibt es noch mehrere teilweise funktionsfähige oder in Planung befindliche Konkurrenzsysteme. Hierzu zählt das von der Europäischen Union geplante GALILEO, das in Betrieb befindliche russische GLONASS und das im Aufbau befindliche chinesische COMPASS.

All diese Systeme basieren auf dem grundsätzlich gleichen Verfahren, welches in Abbildung 2.5 illustriert ist. Alle Satelliten¹ des GNSS senden in regelmäßigen Abständen ihre aktuelle genaue² Uhrzeit T_s Richtung Erde. Ein Empfänger kann nun anhand seiner eigenen genauen Uhrzeit T die Laufzeit $t_s = T_s - T$ und damit anhand der Lichtgeschwindigkeit c die Entfernung des aktuellen Ortes vom sendenden Satelliten $d_s = t_s \cdot c$ errechnen. Mit den Zeitsignalen von mindestens drei Satelliten und dem Wissen über ihre absolute Position im Raum kann nun wie in Abbildung 2.5 gezeigt die absolute Position R des Empfängers berechnet werden.

¹bei GPS sind momentan ca. 31 Satelliten im Einsatz um eine flächendeckende Versorgung der Erde zu gewährleisten

²Aktuelle GPS-Satelliten nutzen Caesium-Atomuhren mit einer Standardabweichung von 10^{-14} s[Dodel u. Häupler, 2009]

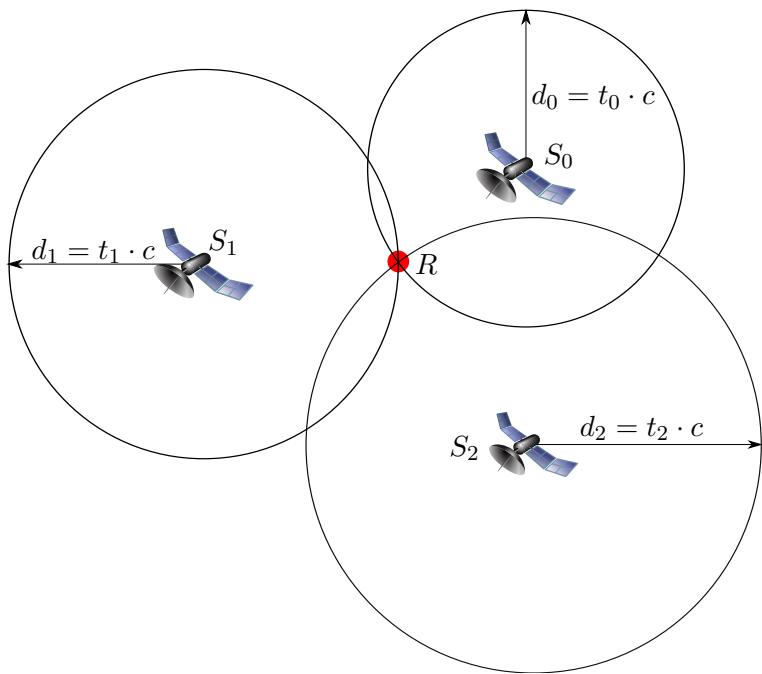


Abbildung 2.5: Funktionsprinzip eines GNSS im zweidimensionalen: durch den errechneten Abstand zu den Satelliten mit bekannter Position, lässt sich die Position des Empfängers R ermitteln.

In der Praxis besitzen die Empfänger aus Kostengründen jedoch weit ungenauere Uhren als die Satelliten. deshalb wird das Signal eines vierten Satelliten für die Uhrensynchronisation und damit der korrekten Verarbeitung des GPS-Signals benötigt.[Dodel u. Häupler, 2009] Des Weiteren muss der Empfänger die genaue aktuelle Position des sendenden Satelliten kennen. Dieses Problem wird beispielsweise bei GPS gelöst, indem die komplette Information über den Aufenthalt aller Satelliten, die so genannten Almanach-Daten, sowie vom sendenden Satelliten noch genauere Angaben über dessen Ort, zusätzlich zum Zeitsignal versendet werden.

In der tatsächlichen Implementierung eines GNSSs treten sehr viele hochkomplexe Probleme auf. Angefangen von Effekten der allgemeinen Relativitätstheorie[Einstein, 1916] über die hochgenaue Zeitmessung (sowohl beim Satelliten als auch beim Empfänger) bis hin zur Ablenkung des Signals in der Ionosphäre und den damit veränderten Laufzeiten. Gerade hieraus ergeben sich die meisten Eigenschaften eines GNSSs. Die maximale Genauigkeit liegt je nach Sichtbarkeit von Satelliten und Wetterlage, ohne Nutzung externer Dienste bei ca. 3 m[Resnik, 2001]. Die Messfrequenz ist auf maximal 50 Hz beschränkt[Groves, 2008]. In der Praxis wird diese Frequenz jedoch nie erreicht, da eine starke Filterung der Werte für eine genaue Positionsbestimmung notwendig ist. Gleichzeitig ist GPS-Empfang nicht immer möglich, da Häuser, Bäume und Berge das Signal stark abschwächen oder durch Reflexion verzerren können.

Gerade aufgrund der relativ hohen Ungenauigkeit bei der Bestimmung des Ortes und der niedrigen Abtastfrequenz kann ein GPS-Sensor nicht als alleiniger Sensor einer Höhenregelung dienen. Nichtsdestotrotz könnte er in Verbindung mit anderen Sensoren zur Langzeitstabilisierung eingesetzt werden, da er den meisten Quattroptopter-Projekten wie beispielsweise dem I4Copter-Projekt[Goetze, 2011] sowieso auch für andere Aufgaben verwendet wird.

2.4 Zusammenfassung

Die charakteristischen Eigenschaften der verschiedenen Sensoren werden mit den im Hinblick auf eine Höhenregelung interessanten Werten in Tabelle 2.1 zusam-

mengefasst. Hierbei wurde weniger das technisch machbare als das einfach umsetzbare beziehungsweise kommerziell leicht verfügbar beachtet. Sie Tabelle stellt somit nicht in jedem Fall die maximal erreichbaren Werte dar.

Tabelle 2.1: Übersicht über die verschiedenen vorgestellten Sensoren:

Bei analogen Sensoren kann keine genaue *Abtastrate* angegeben werden, da diese auch von der externen Beschaltung abhängt. Grundsätzlich ist sie jedoch deutlich höher als bei digitalen Geräten und kann quasi als kontinuierlich angesehen werden.

Als *Auflösung* werden ungefähre Werte der behandelten Sensoren verwendet, Die Spalte *Bauform* stellt eine Bewertung des Gewicht und der Abmessungen des Sensors im Hinblick auf die Verwendung in einem Quattrokopter dar. Deshalb wird sie nur mit + für gut und - für schlecht gekennzeichnet. [Max, 2005][Vel, 2011]

Sensor	Auflösung [m]	Abtastrate [Hz]	Messkegel [°]	Bauform	Reichweite [m]
Radar	0,02	10	20–40	–	0,2–100
LIDAR	0,02	10	einstellbar	–	0,0–100
Ultraschall	0,01	10	≈ 60	+	0,2–7,65
Triangulation	<0,01	analog	<5	+	0,05–2
Druck	<0,10	analog		++	±1000

3 Flugszenarien

Bevor eine Höhenregelung für den I4Copter entworfen und implementiert werden kann, müssen zunächst anhand der möglichen Flugszenarien die Anforderungen an eine solche Regelung festgelegt werden. Diese Betrachtung von Szenarien ergibt nicht nur die Eckpunkte der regelungstechnischen Realisierung der Höhenregelung, sondern beeinflusst auch die Wahl der verwendeten Sensoren.

3.1 Starten

Zu Beginn des Flugvorganges besteht die Aufgabe der Höhenregelung darin einen sicheren Start des Quattroopters zu gewährleisten. Hierfür muss der Kopter schnell in eine Höhe außerhalb des *Bodeneffektes* gebracht werden. Befindet sich der Kopter zu Nahe am Boden, so erzeugen seine Rotoren einen Luftstau, welcher die normalen Flugeigenschaften stark beeinflusst[Griffiths u. Leishman, 2002]. Dieser *Bodeneffekt* äußert sich durch viele Nichtlinearitäten in der zu regelnden Strecken für Lage- und Höhenregelung und erschwert somit einen stabilen Flug. Anschließend sollte die Höhenregelung das Halten einer sicheren Höhe über dem Startplatz ermöglichen, bis der Kopter neue Steueranweisungen erhält.

Intuitiv bietet sich hierfür eine Regelung über Abstandssensoren an. Nur diese können den Startvorgang zuverlässig beobachten und den tatsächlichen Abstand zum Boden erfassen. Für den Startvorgang ist der Fokus der Sensoren irrelevant, da sich keine Hindernisse während des Starts unter dem Kopter befinden können. Das heißt, es können sowohl Sensoren mit einem weiten, als auch mit einem schmalen Messkegel verwendet werden. Da das Starten, wie im Diagramm der Simulation des Startvorganges in Abbildung 3.1 zu erkennen ist, ein Manöver mit hohen vertikalen Beschleunigungen und Geschwindigkeiten ist, bietet es sich für diesen Vorgang an, eine Sensorik einzusetzen, welche hochfrequent Daten liefern

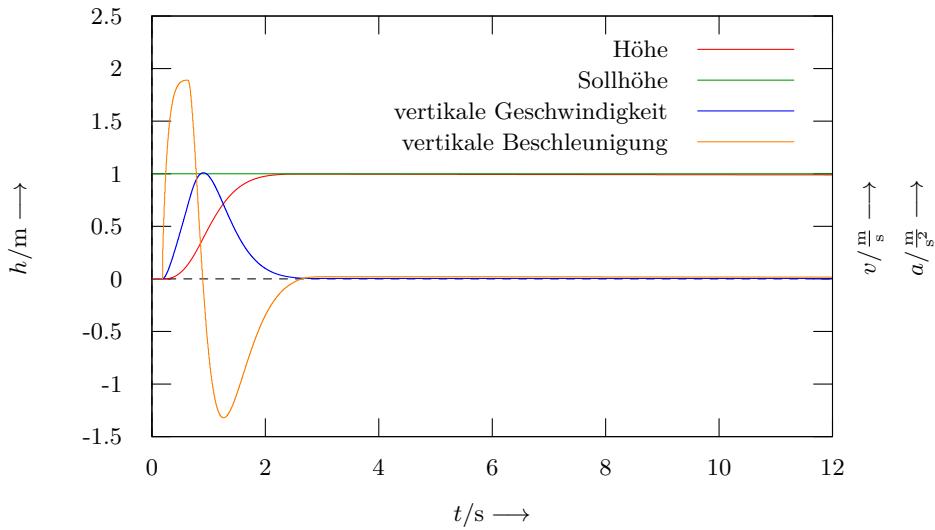


Abbildung 3.1: Simulation eines Startvorganges mit Simulink:

kann, um angemessen und rechtzeitig auf etwaige Störungen reagieren zu können.

3.2 Regelung der Höhe über Grund

Nach dem Startvorgang regelt die Höhenregelung die Höhe über Grund. Die Regelung erhält somit den Istwert mit dem sie die aktuelle Regelabweichung von der vorgegebenen Sollhöhe errechnet von Abstandssensoren, welche direkt den Abstand zum Boden messen. In diesem Flugzustand ergeben sich neue Flugsituationen und damit neue Anforderungen an die Regelung und insbesondere an die Sensorik. Diese sollen im folgenden genauer diskutiert werden.

3.2.1 Überflug von Hindernissen

Die Vorteile dieses Flugmodus sind am deutlichsten beim Überflug eines Hindernisses erkennbar. Erkennt der Abstandssensor ein Hindernis, so erhöht die Höhenregelung automatisch die absolute Höhe des Kopters um die Höhe des Hindernisses und senkt sie nach dem Überflug wieder auf dem ursprünglichen Wert.

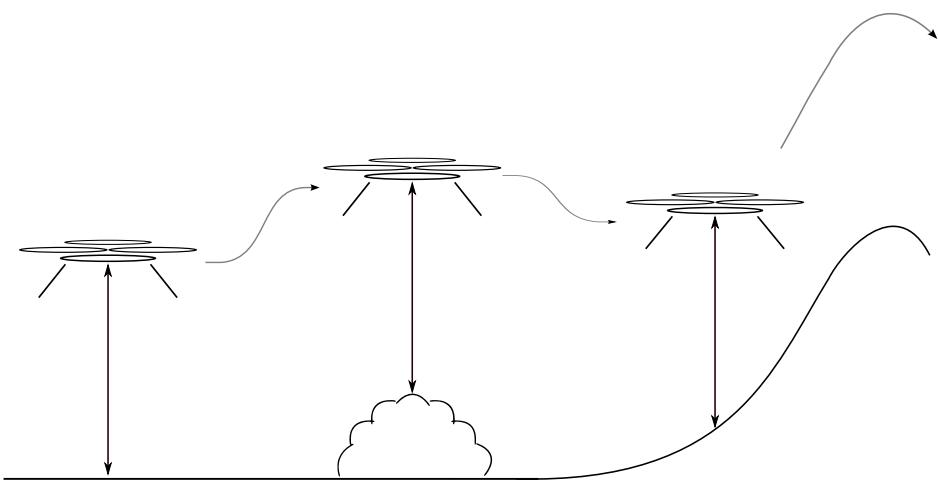


Abbildung 3.2: Verhalten beim Regeln der Höhe über Grund: Sowohl Hindernisse, als auch Veränderungen des Terrains sollen sicher überflogen werden

Somit ist ein Überflug des Hindernisses mit einem Sicherheitsabstand möglich. Dies trägt aktiv zur Entlastung des Piloten bei, da die Höhenregelung hierbei sogar Kollisionen verhindern kann. Die Zuverlässigkeit dieser Kollisionsverhinderung hängt jedoch stark von den Eigenschaften des eingesetzten Sensors ab.

Fokus

Wird beispielsweise ein Infrarotsensor oder Lasersensor zur Abstandsmessung verwendet so kann er aufgrund seines engen Fokus nur den Abstand direkt unter dem I4Copter messen. Ein Hindernis, welches höher als die aktuelle Höhe über Grund ist, kann also erst erkannt werden, nachdem es zu spät ist und der Kopter sich schon über dem Hindernis befindet. Bei horizontalem Flug verschlimmert sich dieses Verhalten, durch die Neigung des I4Copters in Flugrichtung, deutlich. Wie in Abbildung 3.4 wird der in horizontaler Lage senkrecht nach unten zeigende Messstrahl durch die Neigung des Kopters entgegen der Flugrichtung ausgelenkt und misst somit die Entfernung zum hinter dem I4Copter liegenden Grund. Eine

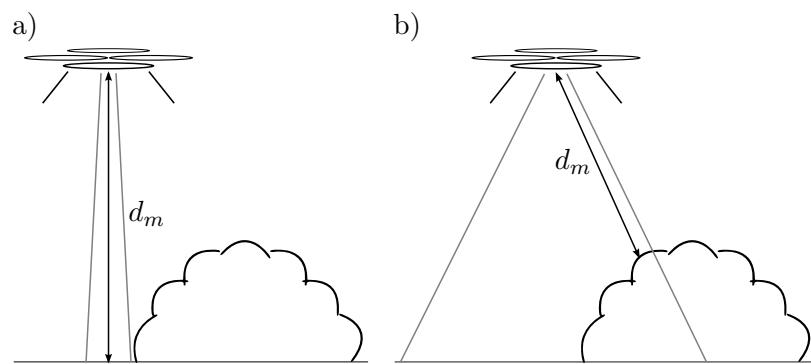


Abbildung 3.3: Hindernisdetektion mit a) schmalem Fokus und b) breitem Fokus:
a) Obwohl sich Teile des Kopters schon über dem Hindernis befinden, wird es vom Sensor nicht erfasst.
b) das Hindernis wird deutlich früher erkannt. Bei aktiver Höhenregelung würde die dargestellte Situation nicht auftreten, da der Fokus breiter als der Kopter selbst ist und das Hindernis somit schon vor dem Überflug erkannt wird.

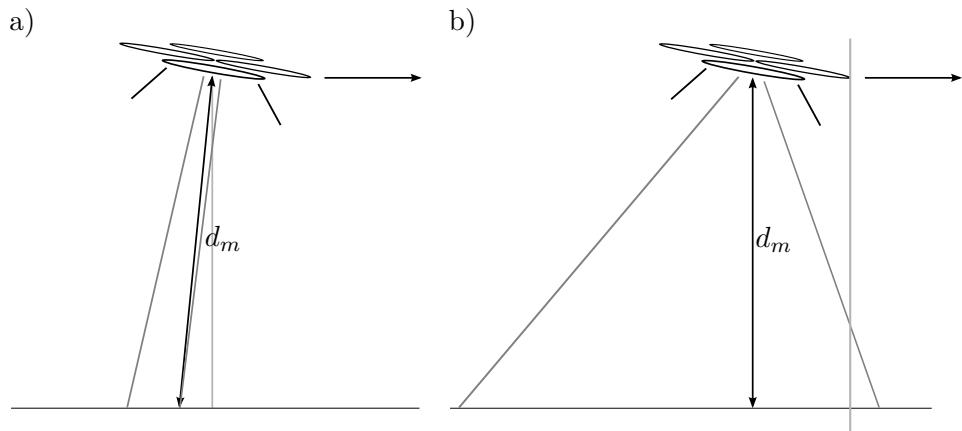


Abbildung 3.4: Verhalten von a) schmalem Fokus und b) weitem Fokus beim zum Vorwärtsflug um ca. 10° geneigten Kopter:

- a) der messbare Bereich wandert deutlich hinter den Mittelpunkt des Kopters. Hindernisse direkt unter ihm oder gar vor ihm werden vom Sensor nicht mehr erfasst. Dieser Effekt verstärkt sich bei schmälerem Fokus und größerer Flughöhe
- b) Trotz Neigung kann der Sensor den direkten Abstand zu Boden ermitteln und könnte auch noch vor dem Kopter liegende Hindernisse erkennen.

Erkennung von Hindernissen ist somit erst nach deren Überflug möglich beziehungsweise beschränkt sich auf flach ansteigende Hindernisse. Ein Abstandssensor mit weiterem Fokus, kann diese Nachteile abschwächen, da er selbst bei geneigtem Flug noch Bereiche vor dem I4Copter auswerten kann. Bei zu weitem Fokus hingegen, werden bei zu hohem Flug jedoch auch Hindernisse welche weit vom Kopter entfernt sind, vom Sensor erfasst. Da dies meist nicht erwünscht ist und auch Hindernisse betreffen kann, welche beispielsweise hinter dem Kopter liegen, muss hier ein Kompromiss zwischen Hinderniserkennung mit weitem Fokus und der Höhe, in der ein zu weiter Fokus störend wirkt, gefunden werden. Weiterführend könnte beispielsweise ein beweglich aufgehängter Abstandssensor für die Lösung dieses Problems in Betracht gezogen werden.

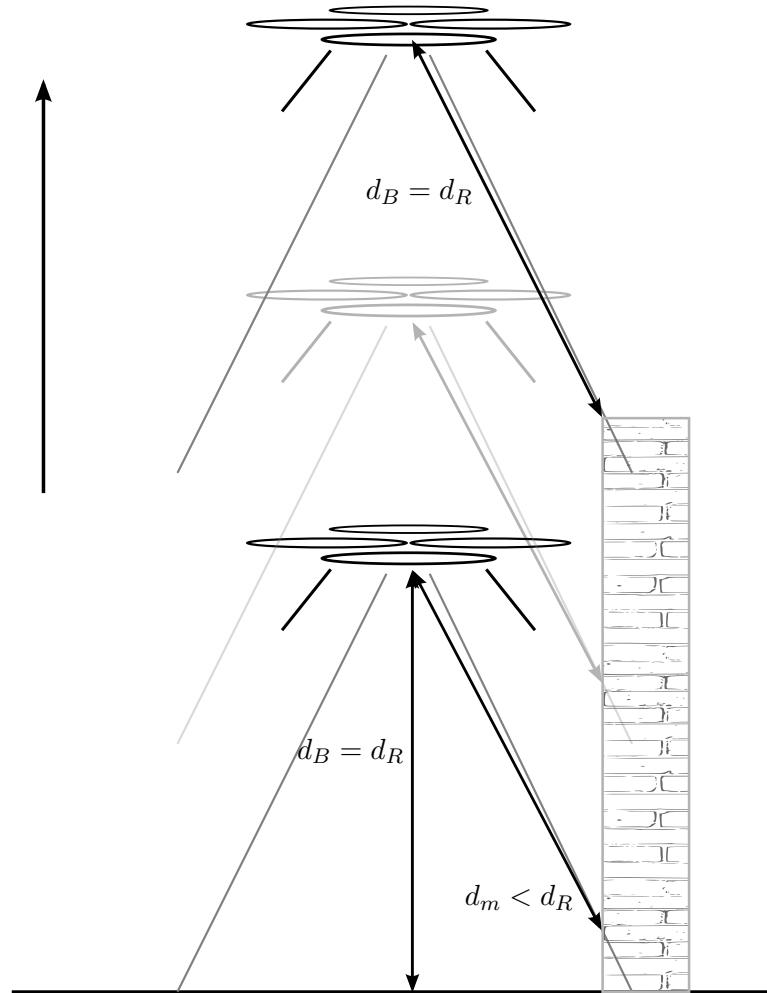


Abbildung 3.5: Verhalten des Kopters an einem senkrechten Hindernis bei Regelung auf Höhe über Grund:

Da die Wand vom Fokus des Sensors erfasst wird, wird diese als nächstes Hindernis wahrgenommen. Somit ist die gemessene Höhe d_m kleiner als die tatsächliche Höhe d_B und kleiner als der Sollwert d_R , welcher initial eigentlich erreicht ist. Aufgrund dieser scheinbaren Regelabweichung wird der Regler ein Steigen des Kopters veranlassen, bis er die Höhe der Wand erreicht hat und die gemessene Entfernung von der Wand wiederum gleich dem Sollwert d_R ist

3.2.2 Flug entlang senkrechter Hindernisse

Ausgehend von der Forderung nach einem weiten Fokus in Absatz 3.2.1 ergeben sich weitere Probleme. Diese werden in dem überspitzten Beispiel deutlich, in dem der I4Copter relativ nahe an einer Wand parallel zu dieser fliegt oder schwebt. Obwohl er sich dem Hindernis nicht nähert kann der Messkegel des Abstandssensors die Mauer erfassen und eine Erhöhung der Flughöhe veranlassen. Da sich der gemessene Abstand zur Mauer wie in Abbildung 3.5 gezeigt, trotz einer Steigerung der Flughöhe jedoch nicht vergrößert, wird der Regler eine weitere Höhensteigerung veranlassen. Dieser sich wiederholende Vorgang kann nur durch Erreichen der Mauerhöhe oder durch manuelles Verlassen der Mauernähe beendet werden. Gerade bei autonomen Flug kann dies, in ungünstigen Fällen, zu einer starken Abweichung von der Sollposition führen und den I4Copter beispielsweise auf die Höhe eines angrenzenden Gebäudes steigen lassen, obwohl er in Bodennähe schweben sollte.

3.3 Regelung der absoluten oder relativen Höhe

Da sich bei einer Regelung der Höhe über Grund, wie in Abschnitt 3.2 beschrieben, auch in großer Flughöhe das Flugverhalten des Kopters an das überflogene Terrain anpasst und sich somit ein unnötig instabiler Flug einstellen würde, sollte die generelle Höhenregelung des Kopters auf Grundlage der relativen Höhe arbeiten. Dies hat auch zum Vorteil, dass sich die relative Höhe über einen weiten Bereich messen lässt und nicht wie bei Abstandssensoren auf wenige Meter beschränkt ist. Somit entfällt ein etwaiges Umschalten zwischen verschiedenen Sensoren oder gar Messgrößen wie relativer Höhe oder Höhe über Grund.

Als Referenzpunkt für eine solche Regelung bieten sich die Höhe des Meeresspiegels oder die Höhe des Startpunktes an. Diese Unterscheidung zwischen Halten der relativen¹ und der absoluten Höhe² hängt nur von dem verwendeten Höhensensor ab. Ein GPS-Sensor als Messsignal für die Höhenregelung, welcher nur seine absolute Höhe ausgibt, würde beispielsweise zu einem Halten der absoluten

¹Fixpunkt: Startposition

²Fixpunkt: Meereshöhe

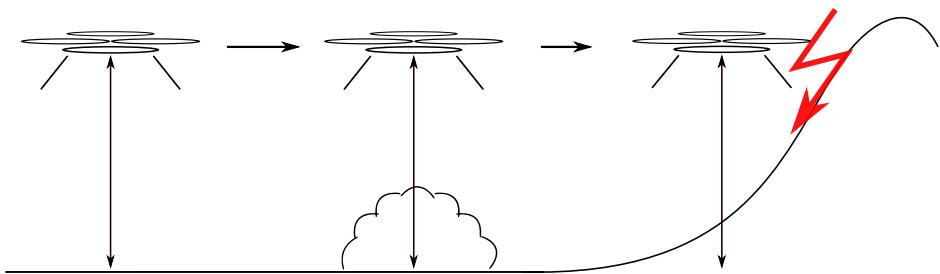


Abbildung 3.6: Halten der relativen Höhe: Der Kopter passt seine Flughöhe nicht an die unter ihm liegenden Hindernisse an. Bei zu starken Erhebungen tritt eine Kollision auf

Höhe führen, wobei die Nutzung eines differentiellen Drucksensors die relative Höhe halten würde. Für das erwartete Flugverhalten selbst ist diese Unterscheidung jedoch bedeutungslos, da beide Fixpunkte ihre Höhe nicht ändern können. Zusätzlich lassen sich relative und absolute Höhe durch einfache Addition ineinander umwandeln und somit auch die angesprochenen Sensoren miteinander kombinieren.

3.3.1 Vorsichtsmaßnahmen

Der grundlegende Unterschied einer solchen Regelung der relativen Höhe zur Regelung der Höhe über Grund ist gleichzeitig auch ihr größter Nachteil: die Höhe des I4Copters ändert sich selbst beim Tiefflug über unebenes Gelände oder Hindernissen wie beispielsweise Sträuchern oder Häusern nicht. Da dies jedoch bei einer Unachtsamkeit des Piloten zu einem Zusammenstoß mit beispielsweise einem Strauch zu einem Unfall führen kann, benötigt dieser Flugmodus zusätzliche Sicherheitsmaßnahmen.

Dies kann zunächst rudimentär durch eine Mindesthöhe für die Aktivierung dieses Flugmodus von beispielsweise 1 m erreicht werden, allerdings kann eine solche Mindesthöhe weder den Piloten von der Notwendigkeit der richtigen Einschätzung der Gefahr befreien, noch eine Kollision mit etwaigen Hindernissen vermeiden.

Viel robuster ist jedoch eine überlagerte Abstandsregelung welche abhängig vom der gemessenen Höhe über Grund den Sollwert der Regelung der relativen Höhe soweit erhöht, dass wiederum ein sicherer Überflug des Hindernisses gewährleistet ist. Wird der Gefahrenbereich verlassen, so wird wieder der anfänglich Sollwert der Höhenregelung genutzt.

3.3.2 Anforderungen an die Regelung

Durch den in Abschnitt 3.3 vorgestellten Abstandsregler ergeben sich wiederum relative moderate Anforderungen für die Regelung der relativen Höhe: In einer Höhe von mindestens einem Meter ist die Genauigkeit der Regelung bei weitem nicht so bedeutsam wie bei einem knappen Überflug von Hindernissen. Somit kann eine Regelungsabweichung von ca. 20 cm bzw. einer Messunsicherheit von ca. 20 cm leicht toleriert werden, solange ein stabiler nicht oszillierender Flug gewährleistet ist.

3.3.3 Höhenänderung

Eine vom Piloten gewünschte Höhenänderung kann bei einem funktionierenden Höhenregler, welcher auch Höhensprünge ohne Überschwingen einregelt, leicht umgesetzt werden. Es muss nur aus der gewünschten Steig- oder Fallgeschwindigkeit ein neuer Sollwert errechnet werden und der Regelung vorgegeben werden. Bietet die Regelung auch die Möglichkeit eine Sollgeschwindigkeit vorzugeben, so kann diese gesetzt und somit ein schnelleres Erreichen des vom Piloten gewünschten Verhalten erzielt werden.

3.4 Landen

Ein weiterer Eckpunkt eines zuverlässigen Betriebs des I4Copters stellt eine sichere Landung dar. Ähnlich wie beim Start sollte sie eine schnelle Durchquerung der Bodeneffektzone sicherstellen. Gleichzeitig muss der Höhenregler jedoch ein sanftes Aufsetzten auf dem Boden gewährleisten. hierbei treten ähnliche Anforderungen an Hard-und Software auf wie beim Starten.

Die Sensorik sollte den Abstand zum Boden mit hoher Abtastrate erfassen können. Dies ist gerade im Hinblick auf ein sanftes Aufsetzen stärker erforderlich als beispielsweise beim Starten.

Die Regelung selbst sollte mit einer ähnlichen Geschwindigkeit wie die Sensorik auf eine Abweichung von der vorgegebenen Landetrajektorie reagieren.

3.5 Zusammenfassung

Wie dieses Kapitel dargestellt hat, gibt es viele unterschiedliche Flugsituationen und Manöver. Jede einzelne besitzt eigene Anforderungen an die Regelung und vor allem an die Sensorik. Gerade die Unterscheidung der verschiedenen Messgrößen *Höhe über Grund* und *relative Höhe* erschweren die Entscheidung für eine bestimmte Sensorik, da viele der gewünschten Flugeigenschaften eben nur mit jeweils einer der beiden Messgrößen zu erreichen ist und alle in diesem Kapitel geforderten Fähigkeiten einer Höhenregelung nicht mit nur *einer* Höhensorik umsetzbar sind.

3.6 Situationsangepasste Auswahl von Sensorik und Regler

Ausgehend von Abschnitt 3.5 bietet sich nur die Auswahl einer heterogenen Sensorik, welche sich aus Sensoren zur Messung der relativen Höhe und Abstandssensor mit unterschiedlichen Fokusen zusammen setzt, um allen in diesem Kapitel vorgestellten Anforderungen zu genügen. Je nach Flugszenario können diese unterschiedlichen Sensoren exklusiv oder ergänzend eingesetzt werden.

So kann die relative Höhensorik die Abstandssensoren beim Start unterstützen, da sie beide noch den selben Bezugspunkt besitzen. Bei einer Landung auf höherem oder tieferem Terrain ist dies nicht mehr möglich, da hier die Bezugspunkte nun unterschiedlich sind.

Auch bei der allgemeinen Regelung der Höhe über Grund mit horizontalen Bewegungen kann nur die Abstandssensorik genutzt werden. Die relative Höhe wird sich hier abhängig vom überflogenen Terrain ständig ändern.

Entgegen hierzu können Abstandssensoren mit breitem Messkegel, wie schon in Abschnitt 3.3 beschrieben, sinnvoll zu einer Ergänzung der Regelung der relativen Höhe eingesetzt werden. Obwohl die beiden Messgrößen grundsätzlich inkompatibel sind können sie hier zu einer erweiterten Funktionalität der Höhenregelung mit Abstandregelung kombiniert werden.

4 Anbindung und Evaluation der Sensoren

Um die in Kapitel 3 vorgestellten Flugszenarien umsetzen zu können muss der I4Copter zunächst um eine geeignete Sensorik erweitert werden. Wie in Abschnitt 3.6 erläutert wird sowohl eine Abstandssensorik als auch eine Drucksensorik benötigt. Die Auswahl dieser Sensoren und ihre Einbindung in das bestehende Sensorsystem soll im folgenden beschrieben werden.

4.1 Abstandssensoren

Für Start und Landung des Kopters wird eine Abstandssensorik benötigt, welche hochfrequent abtastbar ist. Da nur geringe Anforderungen an die Öffnungsbreite des Messkegels gestellt werden bieten sich hierfür nach Tabelle 2.1 Triangulationsensoren auf Basis von Infrarotlicht an. Auch wenn einfache Exemplare nur einen Messbereich von ca. 2 m bieten, ist dies für Start und Landevorgänge durchaus ausreichend, da sich der Kopter in dieser Höhe schon außerhalb der Bodeneffektzone befindet[Griffiths u. Leishman, 2002]. Die Entscheidung fiel hierbei auf die weit verbreitete und erprobte GP2*-Serie von Sharp[SHA, 2005]. Sie bietet eine große Auswahl von Modulen mit Wertebereichen zwischen 0,04 m und 2,5 m und sind leicht an den Mikrokontroller des I4Copters anzuschließen. Sie erfordern nur einen analogen Eingang und sind über eine einfache Übertragungsfunktion auswertbar. Um den kompletten Startvorgang abdecken zu können, müssten zwei Sensoren mit einer Reichweite von 0,04 m–0,30 m für den bodennahen Bereich und mit einer Reichweite von 0,2 m–150 m[SHA, 2006] für den restlichen Abhebevorgang¹ eingebunden werden. Der bodennahe Sensor kann auch dazu genutzt werden, um den Abhebezeitpunkt genau zu bestimmen, welcher wie in

¹Aktuell wird auf diesen zweiten Sensor aus Platzgründen verzichtet, da der MB1200 auch den restlichen Startvorgang abdeckt.

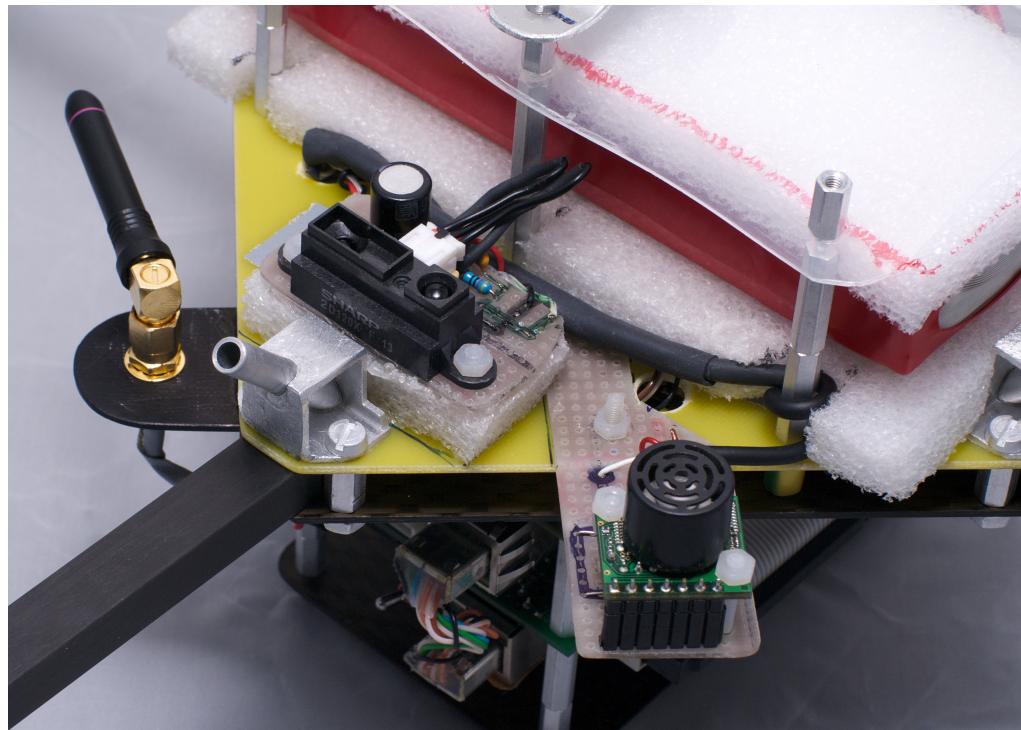


Abbildung 4.1: Die Abstandssensorik des I4Copters. Im Vordergrund ist das runde Gehäuse des Schallwandlers des Ultraschallsensors *MB1200* zu erkennen. Links dahinter befindet sich der längliche Triangulationssensor *GP2Y0A* mit den beiden Linsen.

Abschnitt 5.1.2 und von Kampfmann [2011] beschrieben, essentiell für die Regelung des I4Copters ist.

Um wie in Abschnitt 3.2.1 beschrieben auch eine sichere Hinderniserkennung zu gewährleisten wird zusätzlich noch ein Abstandssensor mit deutlich breiterem Kegel benötigt. Hierfür wird der schon besprochene Ultraschallsensor MB1200 von Maxbotix [Max, 2005] eingesetzt. Dieser weist laut Datenblatt einen Messbereich von 0,20 m bis 7,65 m auf¹ und ergänzt somit die Reichweite des Sharp GP2* auf mehrere Meter. Auch dieser Sensor kann durch die GPTA-Pins des Tri-

¹Wobei sich im praktischen Einsatz allerdings nur der Bereich von 0,20 m–6,50 m als zuverlässig und stabil erwiesen hat.

cores[Infineon Technologies AG, 2007], welche einfache Duty-Cycle-Messungen erlauben, problemlos ausgewertet werden. Der an den Tricore angeschlossene Kontakt wird vom Sensor auf „high“ gehalten so lange er auf das Echo des ausgesandten Ultraschalls wartet. Diese Zeit ist somit direkt Proportional zur gemessenen Distanz und kann über die Schallgeschwindigkeit und Gleichung 2.1 in eine Entfernung umgerechnet werden.

Da es sich bei beiden Sensoren um fertige Module handelt, welche einfach an die vorhandene Hardware angeschlossen werden konnten, wurde der I4Copter, wie in Abbildung 4.1 zu sehen, schnell um die erforderliche Abstandssensorik erweitert.

4.2 Drucksensoren

Um wie in Kapitel 3 beschrieben nicht nur eine relativ beschränkte Regelung der Höhe über Grund sondern auch eine Höhenregelung, welche über einen großen Wertebereich und unabhängig vom darunterliegenden Terrain funktioniert, zu erreichen, wird neben der beschriebenen Abstandssensorik auch eine Sensorik für die Erfassung der relativen Höhe benötigt.

Für eine solche Erweiterung fiel die Wahl auf ein barometrisches Sensorsystem. Die Alternative GPS kann nur als mögliche Erweiterung angesehen werden, da ein ausschließlicher Einsatz zu viele Unwägbarkeiten für einen sicheren Betrieb birgt. So muss für einen zuverlässigen Betrieb, wie in Kapitel 3 beschrieben, stets eine verwendbare Information über die aktuelle relative Höhe verfügbar sein. Dies kann aufgrund des schwachen GPS-Signals nicht immer und ohne Wartezeiten¹ garantiert werden. Innerhalb von Gebäuden ist der GPS-Empfang mit handelsüblichen Sensoren gar nicht zu erreichen.

Die Anbindung einer relativen Höhensorik mit einer gewünschten Auflösung im Bereich von ca. 0,10 m stellt jedoch weit höhere Anforderungen an die verwendeten Sensoren und Schaltungen als die in Abschnitt 4.1 beschriebenen Abstandssensoren. Da hier nach Formel 2.8 bei einer Temperatur von $T = 15^\circ\text{C} = 288,15\text{ K}$

¹Der komplette Empfang der in Abschnitt 2.3 erwähnten Almanach-Daten, dauert beispielsweise schon 12,5 min

und einem Druck von $p_0 = 1013,25 \text{ hPa}$ ¹ schon Druckunterschiede von

$$\Delta p = \frac{h_{rel} \cdot P_0}{-29,258 \cdot T} \cdot \frac{\text{K}}{\text{m}} \quad (4.1)$$

$$= -1,20 \text{ Pa} \quad (4.2)$$

detektierbar sein müssen.

Eine Drucksensorik, welche dieser Anforderung entspricht, soll im folgenden besprochen werden.

4.2.1 Sensorauswahl

Neben den hohen Anforderungen an die Auflösung wird die Drucksensorwahl durch die Vielzahl der verschiedenen Sensortypen weiter erschwert. Für die Messung der Höhe können sowohl Absolutdrucksensoren als auch Differentialdrucksensoren eingesetzt werden. Beide gibt es in digitaler und analoger Ausführung.

Um die Leistungsfähigkeit der unterschiedlichen Sensortypen beurteilen zu können, wurde für die Hauptvertreter der genannten Typen jeweils ein Sensor evaluiert. Dies sind im einzelnen:

MP3H6115A6U Beim *MP3H6115A6U* handelt es sich um einen analogen Absolutdrucksensor von Freescale Semiconductor Inc. Er misst den absoluten Lufdruck von 15 kPa bis 115 kPa und gibt eine hierzu proportionale Spannung zwischen 0,12 V und 2,8 V aus. Dies entspricht einer Sensitivität von $27 \frac{\text{mV}}{\text{kPa}}$. In Metern ausgedrückt entspricht dies etwa $-0,3245 \frac{\text{mV}}{\text{m}}$. [Fre, 2009b]

MPXV7007DP Der *MPXV7007DP* ist ein Vertreter der analogen Differentialdrucksensoren. Somit besitzt er zwei Öffnungen und misst deren Druckdifferenz. Wie in Abbildung 4.2a zu sehen wird deswegen die positiv messende Kammer bei Umgebungsdruck verschlossen. Die Spannung des analogen Ausgangs des Sensors liegt zwischen 0,5 V und 4,5 V. Dies entspricht einem Differenzdruck von -7 kPa bis 7 kPa und ergibt somit eine Sensitivität von $286 \frac{\text{mV}}{\text{kPa}}$, bzw. $-3,4373 \frac{\text{mV}}{\text{m}}$. [Fre, 2009a]

¹Entspricht der Normatmosphäre auf Meereshöhe

BMP085 Als digitaler Absolutdrucksensor, welcher über den I₂C-Bus an einen Mikrokontroller angeschlossen wird, liefert der *BMP085* über einem Messbereich von 10 kPa–110 kPa eine maximale Auflösung von 1 Pa also ca. 0,083 m, wobei das Rauschen in der Größenordnung von 3 Pa und somit ca. 0,25 m angegeben wird. Für hochgenaue Messungen wird die Umwandlungszeit mit ca. 30 ms angegeben, was einer Abtastrate von etwa 30 Hz entspricht[Bos, 2009]. Dieser Sensor wird häufig für eine genaue Messung der Höhe über den Luftdruck empfohlen und auch in vielen Projekten verwendet[Dobler, 2009].

Geht man wie beim Tricore von einem 12 bit Analog to Digital Converter (ADC) aus, welcher an eine 3,3 V Referenzspannung angeschlossen ist, so lässt sich eine maximale Auflösung q_{ADC} von

$$q_{ADC} = \frac{3,3 \text{ V}}{2^{12}} = 0,8 \text{ mV} \quad (4.3)$$

erreichen. Somit ergeben sich für den *MPXV7007DP* von $q_{MPX7} = 0,23 \text{ m}$ und für den direkt an den ADC angeschlossenen *MP3H6115A6U* eine Auflösung von $q_{MP3} = 2,48 \text{ m}$.

Im Bezug auf die Anforderung eine Auflösung von etwa 0,10 m zu erreichen, zeigt sich somit, dass nur die Sensoren *BMP085* und *MPXV7007DP* in etwa in dieser Größenordnung liegen und für die Erweiterungsplatine ohne zusätzliche Beschaltung oder Verstärkung verwendet werden können. Da der analoge Drucksensor *MP3H6115A6U* jedoch weit vom angestrebten Wert entfernt ist, muss eine analoge Verstärkerschaltung mit einer Verstärkung A_{min} von mehr als $A_{min} = \frac{2,4828}{0,10} = 24,828$ zwischen den Sensor und den Mikrokontroller geschalten werden.

4.2.2 Die Druckmesserweiterungsleiterplatte

Um die bestehende Sensorik des I4Copters nachträglich um die in Abschnitt 4.2.1 beschriebenen Sensoren zu erweitern, wurde eine Erweiterungsplatine auf Basis des Mikrocontrollers AVR XMEGA A4 von Atmel[Atm, 2009] entwickelt. Sie ersetzt den bisherigen über den SPI-Bus angeschlossenen digitalen Kompass. Um

diese Funktionalität zu erhalten wurden nicht nur die genannten Drucksensoren sondern auch der digitale Magnetkompass *LSM303DLH* von STMicroelectronics[STMicroelectronics, 2009] auf der Druckmesserweiterungsleiterplatte untergebracht. Eine Fotografie der Ober- und Unterseite dieser Platine, inklusive der angesprochenen Sensoren ist Abbildung 4.2 zu sehen.

Beim AVR XMEGA A4 handelt es sich um eine Weiterentwicklung der weitverbreiteten Mikrokontrollerserie AVR ATmega. Genauso wie diese basiert er auf einem 8 bit RISC-Rechenwerk, wurde jedoch um umfangreiche Peripherie erweitert. So besitzt er je nach Modell mehrere SPI- und I²C-Schnittstellen und verfügt sowohl über einen ADC als auch über einen Digital to Analog Converter (DAC) mit jeweils 12 bit Auflösung. Des Weiteren lässt sich der XMEGA ohne weitere Beschaltung intern mit 32 MHz takten.

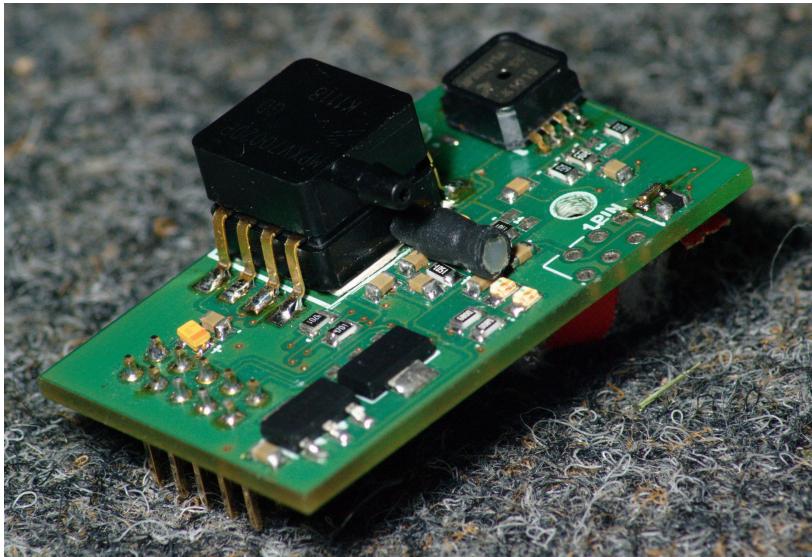
Im Rahmen dieser Sensorerweiterung wird der XMEGA jedoch nur dazu verwendet die Initialisierung und Abfrage der Sensoren durchzuführen. Liegen die Daten der Sensoren bereit, so werden sie gegebenenfalls mit Zeitstempel, per SPI an den Tricore geschickt. Hier werden sie per Direct Memory Access (DMA) empfangen und anschließend weiterverarbeitet.

Wie schon erwähnt können fast alle besprochenen Sensoren direkt an den XMEGA angeschlossen werden. Der *MPXV7007DP* wird direkt an den ADC angeschlossen und auch sowohl der *BMP085* als auch der *LSM303DLH* können über entsprechende Pull-up-Widerstände direkt an den I²C-Bus des XMEGAs angeschlossen werden.

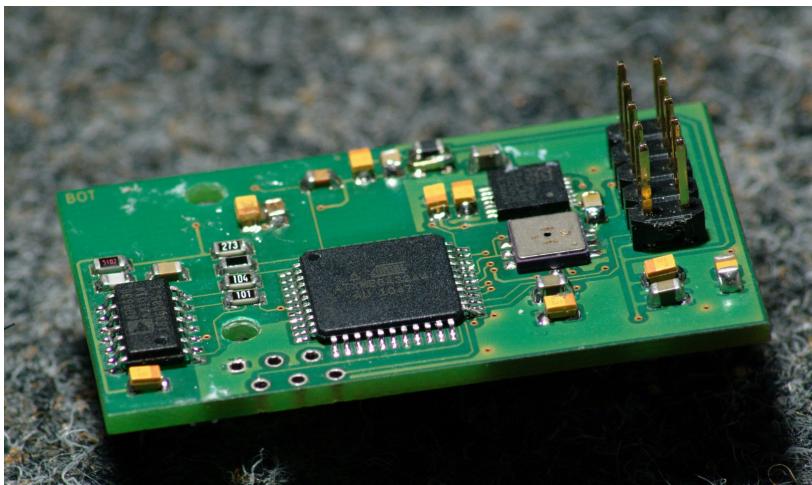
Nur die Beschaltung des *MP3H6115A6U* gestaltet sich aufgrund der erforderlichen hohen Verstärkung etwas aufwändiger.

Verstärkerschaltung für den MP3H6115A6U

Gerade bei der Verwirklichung hoher Verstärkungen, muss sichergestellt werden, dass die erzeugt Spannung im messbaren Bereich des benutzten ADCs liegt. Es reicht daher nicht, die Ausgangsspannung des Sensors über eine einfache Operationsverstärkerschaltung *linear* zu verstärken, sie muss gleichzeitig auch wieder um einen gewissen Betrag reduziert werden, um im für den ADC des XMEGAs auswertbaren Bereich von 0 V bis 3,3 V zu liegen. Genau dies leistet die in Ab-



(a) Oberseite:



(b) Unterseite

Abbildung 4.2: Die Druckmesserweiterungsleiterplatte: Auf der Oberseite (a) ist der große Differentialdrucksensor *MPXV7007DP* mit seinen beiden Messöffnungen zu erkennen. Die untere, negativ messende Druckkammer ist mit einem Schrumpfschlauch und einer kleinen Plastikschraube verschlossen, um den Druck in der positiv messenden Druckkammer relativ zum eingeschlossenen Druck messen zu können. Im Hintergrund ist der deutlich kleinere *MP3H6115A6U* zu sehen.

Auf der Unterseite (b) dominiert der XMEGA mit seinen 44 Pins die Platine. Rechts daneben befinden sich im Vordergrund der digitale Absolutdrucksensor *BMP085* und dahinter der digitale Kompass *LSM303DLH*.

bildung 4.3 dargestellte Subtrahiererschaltung mit der Sensorspannung U_{sen} der Offsetspannung U_{off} , der Versorgungsspannung U_{cc} und der Ausgangsspannung U_{aus} .

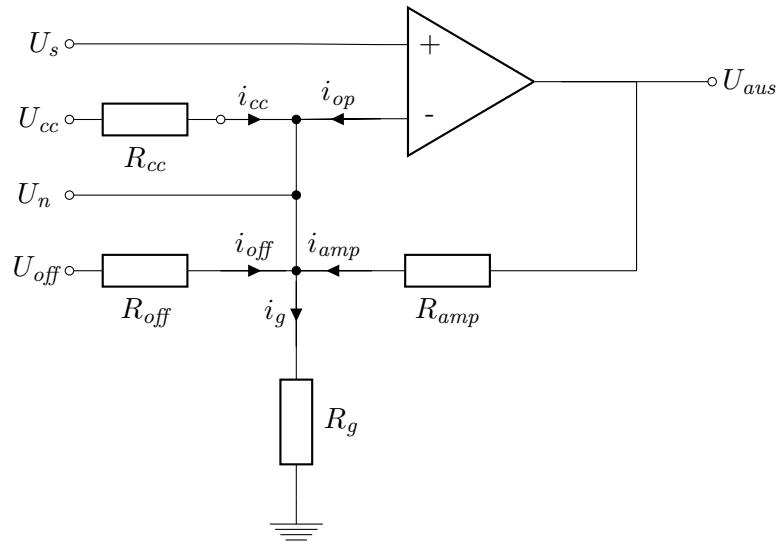


Abbildung 4.3: Die Subtrahiererschaltung mit welcher der Absolutdrucksensor MP3H6115A6U an den ADC des XMEGAs angeschlossen wurde. Die mit leeren Punkten eingezeichneten Spannungen beziehen sich jeweils auf das Massepotential

Ausgehend von der ersten Kirchhoffschen Regel [Kirchhoff, 1845], einem idealen Operationsverstärker und den daraus resultierenden Annahmen $i_{op} = 0$ und $U_n = U_{sen}$ folgt der Ansatz:

$$\begin{array}{ccccccc}
 & & \sum^n i_n & & & & = 0 \\
 i_{off} & + & i_{amp} & + & i_{cc} & - & i_g = 0 \\
 \frac{U_{off} - U_{sen}}{R_{off}} & + & \frac{U_{aus} - U_{sen}}{R_{amp}} & + & \frac{U_{cc} - U_{sen}}{R_{cc}} & - & \frac{U_{sen}}{R_g} = 0
 \end{array}$$

Hieraus ergibt sich die Ausgangsspannung U_{aus} zu

$$U_{aus} = U_{sen} \cdot R_{amp} \left(\frac{1}{R_{amp}} + \frac{1}{R_{cc}} + \frac{1}{R_g} + \frac{1}{R_{off}} \right) - U_{off} \cdot \frac{R_{amp}}{R_{off}} - U_{cc} \cdot \frac{R_{amp}}{R_c} \quad (4.4)$$

in Abhängigkeit von der Versorgungsspannung U_{cc} und der Offsetspannung U_{off} . Die Sensorspannung wird mit einem von den Widerständen R_g, R_{off}, R_{amp} und R_{cc} abhängigen Faktor A verstärkt, während die Versorgungsspannung U_{cc} und die Offsetspannung U_{off} mit einer festen und wiederum von den Widerständen abhängigen Wichtung abgezogen werden. Setzt man die verwendeten Widerstände $R_{amp} = 30 \text{ k}\Omega$, $R_{cc} = 680 \Omega$, $R_{off} = 100 \Omega$ und $R_g = 6,8 \text{ k}\Omega$ ein, so ergibt sich $A = 349,52$ und weiter

$$U_{aus} = 349,52 \cdot U_{sen} - 300 \cdot U_{off} - 44,11 \cdot U_{cc} \quad (4.5)$$

Da die Offsetspannung an den DAC des XMEGAS angeschlossen wurde, kann die Ausgangsspannung U_{aus} fast beliebig vorgegeben werden und bei zu starken Druckänderungen sogar während des Betriebs verändert werden. Da der Verstärkungsfaktor A jedoch konstant bleibt und auch Gleichung 4.5 bekannt ist kann sowohl ein genauer Wert für den Druck, relativ zum Druck beim Zeitpunkt der letzten Kalibrierung als auch ein Schätzwert¹ für den absoluten Druck errechnet werden. Die aufgrund der vorgestellten Verstärkerschaltung erreichbare Auflösung für den *MP3H6115A6U* liegt nun bei $q_{MP3} = \frac{q_{MP3}}{A} = 0,010 \text{ m}$

Die hohe Verstärkung dieser Schaltung birgt jedoch auch Nachteile. Einerseits wird sowohl das Sensorrauschen, als auch das Rauschen der jetzt deutlich komplexeren Schaltung verstärkt und verschlechtert die Qualität des Signals. Andererseits wirken sich auch kleine Veränderungen im Verhalten der eingesetzten Bauteile stark auf die Ausgangsspannung aus. Da gerade das Verhalten von Widerständen und der Operationsverstärkern durch thermische Effekte verändert

¹ Aufgrund von Rundungsfehlern und der fehlenden Kenntnis über die genaue Ausgangsspannung des DACs kann der absolute Druck nur mit einer Abweichung von ca. 20 hPa ermittelt werden.

wird, musste die komplette Schaltung mit Bauteilen, welche besonders unempfindlich auf Temperaturschwankungen reagieren, aufgebaut werden.

4.3 Evaluation der Sensoren

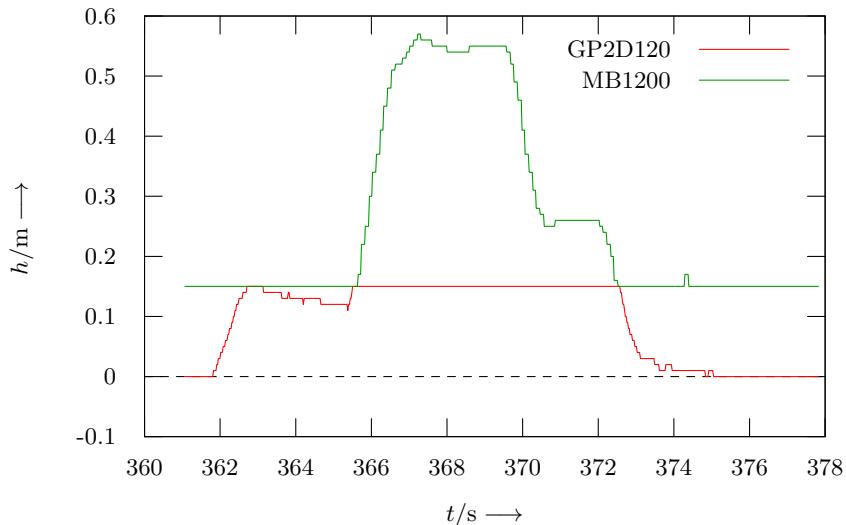
Nach Inbetriebnahme der Druckmesserweiterungsleiterplatte wurde zunächst die Leistungsfähigkeit der hinzugefügten Abstands- und Drucksensorik überprüft. Dafür wurde der mit den beschriebenen Sensoren ausgestattete I4Copter schrittweise um definierte Höhen angehoben. Zunächst um etwa 15 cm und anschließend um weitere 40 cm. Nach kurzem Verweilen in dieser Höhe von ca. 0,55 m wurde der Kopter wiederum über zwei Schritte in die Ausgangssituation gebracht. Dieser Versuch bildet die Grundlage für die im folgenden betrachteten Daten.

In Abbildung 4.4 ist zu sehen wie genau die unterschiedlichen Sensoren auf die Bewegung des I4Copters antworten. Während sich aus der Ausgabe der Abstandssensoren direkt eine vertikale Höhe berechnen lässt reagieren die Drucksensoren wie zu erwarten mit sinkendem Druck auf ein Anheben des Kopters. Es ergibt sich quasi ein invertierter Graph.

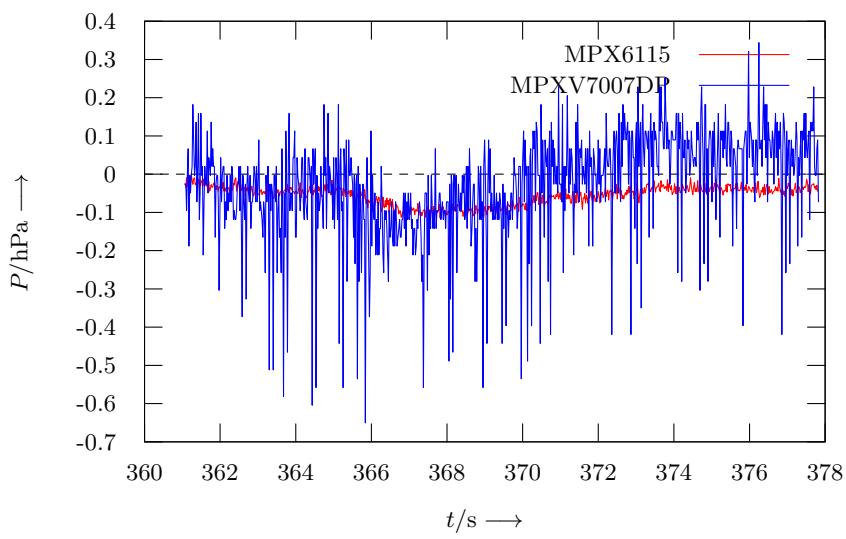
Die Abstandssensoren folgen wie in Abbildung 4.4a zu sehen sehr genau der vorgegebenen Bewegung. Dank ihrer durch den Treiber auf 1 cm beschränkten Auflösung ist keinerlei Rauschen erkennbar. Diese Beschränkung ist auch deutlich am diskreten Charakter der Messung erkennbar. Auch die Höhenänderungen stimmen sowohl für den Ultraschallsensor als auch für den Triangulationssensor mit den vorgegebenen Werten überein.

Abbildung 4.4b zeigt die ungefilterten Messwerte der unterschiedlichen Drucksensoren während der selben Bewegung wie in Abbildung 4.4a. Hierbei fällt sofort das starke Rauschen auf mit dem das Signal des Differentialdrucksensors *MPXV7007DP* behaftet ist. Dennoch lässt sich die invertierte Bewegung des I4Copters gut erkennen. Bei etwas längeren Messungen fällt auf, dass der Differentialdrucksensor trotz Höhenänderung wieder in die Nulllage zurückkehrt. Dies lässt sich durch die nicht perfekte Abdichtung der Referenzdruckkammer erklären. Er eignet sich somit eher für die Detektion schneller vertikaler Bewegungen.

Beim *MP3H6115A6U* lässt sich eine sehr genaue Änderung des Drucks mit der



(a) Abstandsmessung



(b) Druckmessung

Abbildung 4.4: (a): Die un gefilterten Messungen des Ultraschallsensors *MB1200* mit einem Wertebereich von 0,22 m–6,5 m und des Triangulationssensors *GP2Y0A* mit einem Messbereich von 0,04 m–0,22 m. Zu sehen ist ihr rauscharmes Signal, welches innerhalb des jeweiligen Wertebereichs recht genau der Bewegung des I4Copters folgt. Auch der Unterschied zwischen dem schnell abfragbaren Triangulationssensor und dem langsameren Ultraschallsensor ist an den unterschiedlichen Stufungen erkennbar.
 (b) Das Verhalten der Drucksensoren während der selben Bewegung. Sowohl der Absolutdrucksensor *MP3H6115A6U* als auch der der Differentialdrucksensor *MPXV7007DP* folgen der (invertierten) Bewegung des Kopters. Allerdings weist der Differentialdrucksensor ein sehr viel stärkeres53 Rauschen auf..

Höhe, häufig jedoch auch ein leichter, vermutlich temperaturbedingter, Drift erkennen. Überraschenderweise rauscht er jedoch mit einer Varianz von $1,3 \cdot 10^{-4}$ hPa² deutlich weniger als der differentielle *MPXV7007DP* welcher eine Varianz von $1,3 \cdot 10^{-2}$ hPa² aufweist.

Da der Sensor BMP085 im Laufe des Betriebs auf der Druckmesserweiterungsleiterplatte einen defekt aufwies, konnte für ihn keine Messung dieser Bewegung aufgezeichnet werden. Allerdings zeigte er ein solch starkes Rauschen, dass gerade im Vergleich mit den beiden anderen Sensoren kaum Änderung des Druckes mit der Höhe zu erkennen war. Deshalb konnte auch im weiteren Verlauf auf diesen Sensor verzichtet werden und dennoch ausreichend genaue Höheninformationen gewonnen werden.

Aufgrund ihrer Genauigkeit konnten die Abstandssensoren für die anschließende Beurteilung der Höhenmessfähigkeiten der Drucksensoren als Referenz verwendet werden. Hierzu wurden die Rohwerte der Drucksensoren nach der von Franzmann [2011] beschriebenen Methode durch ein vom Sensorrauschen abhängiges $g - h - k$ Filter bearbeitet und anschließend mit der Maximum-Likelihood-Methode fusioniert. Der so erhaltene Wert für den Druck wurde nach Gleichung 2.8 für eine Temperatur von 20 °C und einem Luftdruck von 1012 hPa in eine relative Höhe umgerechnet. Damit erhält man eine mit den Abstandssensoren vergleichbare¹ relative Höhe. Der Vergleich der so erhaltenen relativen Höhe mit der, aus der Kombination der beiden Abstandssensoren erhaltenen, Höhe über Grund, ist in Abbildung 4.5 zu sehen. Die über den Druck gemessene Höhe entspricht mit einer leichten Abweichung der durch die Abstandssensoren gemessenen Höhe. Diese Abweichung ist durch den vorhandenen Drift der relativ stark gewichteten absoluten Drucksensoren erklärbar. Des Weiteren steigt dieser Fehler mit der Höhe des Kopters an, da die tatsächliche Atmosphäre während des Experiments von der für die Linearisierung genutzten abweicht. Daraus ergibt sich ein linearer Verstärkungsfehler.

¹Während des Startvorgangs beziehen sich Abstandssensoren und die über Druckmessung gewonnene Höhe auf den gleichen Nullpunkt. Die Höhe über Grund und die relative Höhe entsprechen sich in diesem Sonderfall also.

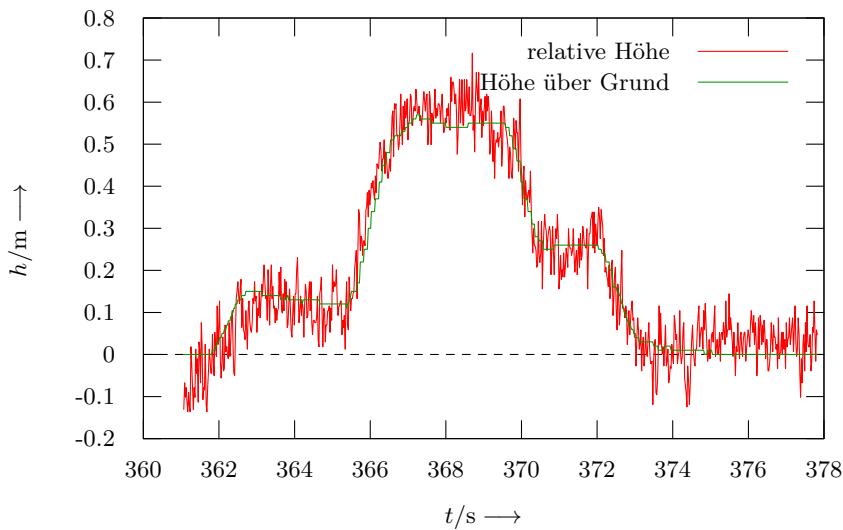


Abbildung 4.5: Sensorikvergleich: Die unterschiedliche Charakteristik von Druck- und Abstandssensorik ist deutlich zu erkennen. Während die Abstandssensorik praktisch keinerlei Rauschen aufweist, besitzt die über Druckmessung ermittelte *relative Höhe* eine Varianz von ca. $0,08 \text{ m}^2$ auf.

4.4 Fazit

Beide Sensorsystem konnten die gestellten Anforderungen erfüllen. Gerade bei den Drucksensoren gibt es jedoch starke Unterschiede. So würde der analoge Drucksensor *MP3H6115A6U* alleine schon für eine hochfrequente Höhenmessung ausreichen, falls der beobachtete Drift nicht problematisch ist, während der Sensor *MPXV7007DP* hauptsächlich für die Kurzzeitunterstützung und der Sensor *BMP085* wenn überhaupt für die Langzeitstabilisierung eingesetzt werden können.

Nach der erfolgreichen Erweiterung der Sensorik des I4Copters müssen noch die erforderlichen Änderungen an der bestehenden Software, um die in Kapitel 3 angestrebte Steuerung umzusetzen, durchgeführt werden. Diese werden im folgenden Kapitel beschrieben.

5 Integration in die I4Copter-Software

Nachdem die Sensorik des I4Copters erfolgreich um Abstands- und relative Höhensensorik erweitert wurde, musste die vorhandene Software des I4Copter-Projektes an die Nutzung der Höheninformation angepasst werden. Hierfür wurde einerseits ein Regler und die hierfür nötige Signalverarbeitung entworfen und ins System integriert und andererseits die Verhaltenssteuerung des I4Copters an die in Kapitel 3 beschriebenen Forderungen angepasst. Diese Änderungen werden im folgenden dargestellt.

5.1 Regelung

Um den in Kapitel 3 gestellten Anforderungen an eine Höhenregelung zu genügen, wurde eine Zustandsregelung entworfen. Diese führt die Zustände der vertikalen Bewegung, also die Höhe h , die vertikale Geschwindigkeit v_h und die vertikale Beschleunigung a_h des Systems in einer geeigneten Weise auf die Stellwerte der Motoren zurück und gewährleistet so ein schnelles und stabiles Führungsverhalten der Regelung. Unter Kenntnis eines mathematischen Modells des zu regelnden Systems, kann eine stabilisierende Rückführung der Zustände durch Polvorgabe[Schlitt, 1993] errechnet werden. Da eine Zustandsregelung den kompletten Zustandsvektor des Systems und nicht nur wie beispielsweise bei einem PID-Regler die Regelgröße selbst betrachtet, kann sie deutlich schneller und dennoch stabil auf das System wirken.

Ein weiterer Vorteil besteht darin, dass die Regelung selbst nur aus einer Matrixmultiplikation besteht und somit zustandslos ist. Dies hat den Vorteil, dass die Regelung während des Betriebs getauscht bzw. die Umschaltung von Regelung auf relative Höhe zur Regelung auf Höhe über Grund ohne Probleme im laufenden Betrieb stattfinden kann.

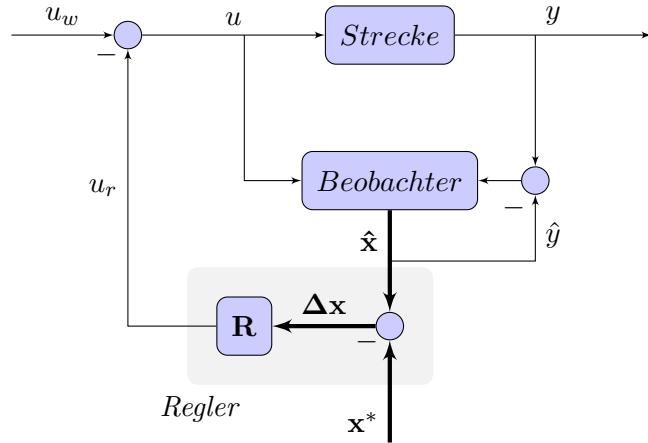


Abbildung 5.1: Grundlegende Struktur einer Zustandsregelung mit Beobachter für ein SISO-System mit jeweils einem Ein- und Ausgang und dem Sonderfall, dass die zu regelnde Größe y der einzige messbare Zustand der Strecke ist. Parallel zur eigentlichen Strecke berechnet der Beobachter einen Schätzwert \hat{x} des internen Zustandsvektors x der Strecke. Über die Differenz zwischen Schätzwert \hat{y} und gemessenem Wert y wird der Beobachter korrigiert.

Der Regler führt die Abweichung Δx der Zustandsschätzung \hat{x} vom geforderten Sollwert x^* über die Regelungsmatrix R so auf den von der Vorsteuerung vorgegebenen Wert u_w zurück, dass die Regelabweichung $\Delta x = 0$ wird.

Nachteil einer Zustandsregelung ist jedoch, dass alle Zustände der Regelstrecke bekannt sein müssen. Da diese Zustände oft nicht direkt messbar sind, müssen sie auf andere Weise ermittelt werden. Die Entwicklung eines oft für diese Zustandsrekonstruktion genutzten Luenberg-Beobachters[Luenberg, 1964] wird in Abschnitt 5.1.2 beschrieben. Die grundlegende Struktur einer Zustandsregelung mit Strecke, Rekonstruktion der Zustände und Rückführung dieser Zustände ist in Abbildung 5.1 dargestellt.

Da jedoch sowohl der Zustandsbeobachter als auch die Auslegung der Zustandsregelung auf ein Modell der zu regelnden Strecke angewiesen sind, wird in Abschnitt 5.1.1 zunächst ein Streckenmodell hergeleitet.

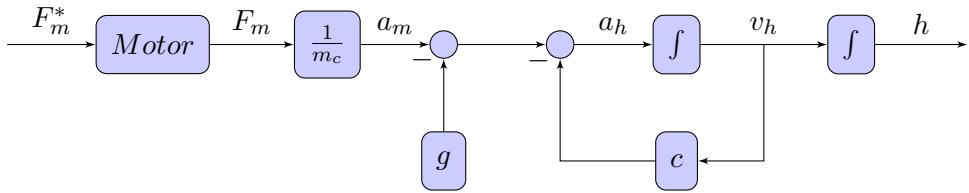


Abbildung 5.2: Blockschaltbild der zu regelnden Strecke: Der Sollschub F_m^* des Motors wird durch dessen Trägheit verzögert und ergibt durch Division mit der Koptermasse m_c den Beschleunigungsbeitrag des Motors. Nach Abzug der wirkenden Fallbeschleunigung g wird die resultierende Beschleunigung a_h des I4Copters durch zweimalige Integration über die Geschwindigkeit v_h in die erreichte Höhe h umgewandelt. Um dem Luftwiderstand Rechnung zu tragen, wird die aktuelle Geschwindigkeit über die Konstante c negativ auf die Beschleunigung des I4Copters zurückgeführt.

5.1.1 Streckenmodell

In der Regelungstechnik werden physikalische Systeme häufig in Form von Blockschaltbildern dargestellt. Abbildung 5.2 zeigt solch ein Blockschaltbild der vereinfachten betrachteten Strecke: Die von der Höhenregelung vorgegebenen Stellwerte für den Motorschub F_m^* werden durch Division mit der Masse m_c des I4Copters in eine vertikale Beschleunigung a_m umgewandelt. Die Trägheit der Motoren wird mit einem Verzögerungsglied erster Ordnung mit einer Zeitkonstanten $T = 94$ ms modelliert[Kampfmann, 2011]. Um die Gravitation in das Streckenmodell einzubeziehen, wird von dieser vom Motor gelieferten Beschleunigung die Fallbeschleunigung g subtrahiert. Das Integral dieser Beschleunigung a_h entspricht bei einer Anfangsgeschwindigkeit $v_h(0) = 0$ der vertikalen Geschwindigkeit v_h und eine weitere Integration ergibt schließlich die tatsächlich erreichte relative Höhe h des Kopters. Die aktuelle vertikale Geschwindigkeit wird mit einem durch Überschlagsrechnung geschätztem Luftwiderstandscoefficienten c negativ auf die Beschleunigung zurückgeführt, um auch den Luftwiderstand in das Modell einfließen zu lassen. Erst diese Differenz ergibt die effektive Beschleunigung a_h des Kopters. Dieser lineare Ansatz für den Luftwiderstand¹ wurde aufgrund der leichteren Berechnung und der angestrebten ruhigen Fluglage mit wenig vertikaler

¹Eigentlich gilt: $F_w \sim -v^2$

Geschwindigkeit angenommen. Aus diesem Streckenmodell lässt sich ableiten, dass der gesamte Zustand des dieser Strecke durch den Zustandsvektor

$$\mathbf{x} = \begin{pmatrix} h \\ v_h \\ a_h \end{pmatrix} \quad (5.1)$$

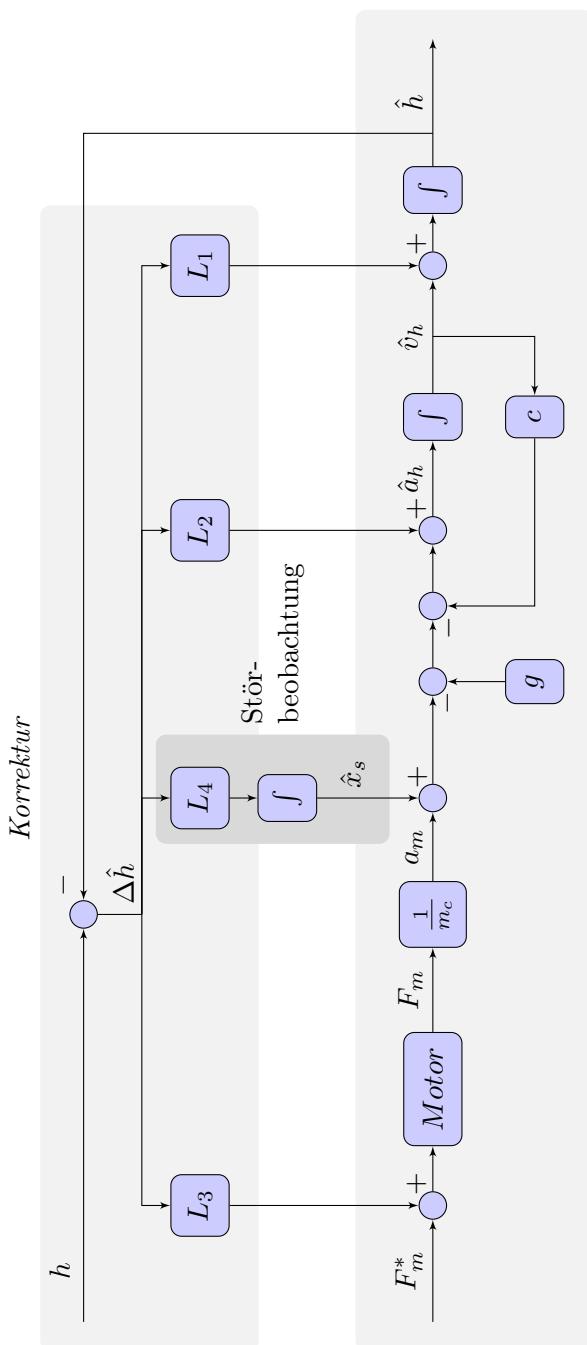
darstellbar ist.

5.1.2 Beobachter

Um aus wenigen messbaren Zuständen \mathbf{y} eines Systems auf den kompletten Zustandsvektor \mathbf{x} rückzuschließen, wird häufig ein nach seinem Entwickler benannter Luenberg-Beobachter verwendet. Das Blockschaltbild eines solchen Beobachters für die in Abschnitt 5.1.1 besprochene Strecke ist in Abbildung 5.3 zu sehen. Generell beinhaltet ein Beobachter ein komplettes mathematisches Modell der zu regelnden Strecke und rechnet ihren Zustand $\hat{\mathbf{x}}$ parallel zum tatsächlichen Zustand \mathbf{x} mit. Die so ermittelten Schätzwerte für die Zustände werden durch die Differenz der tatsächlich messbaren Zustände $\Delta\hat{h}$ und den errechneten Schätzwerten über eine in der Luenberg-Matrix $\mathbf{L} = (L_1 \ L_2 \ L_3 \ L_4)^T$ hinterlegten Gewichtung korrigiert¹. Für das Berechnen der Luenberg-Matrix gibt es unterschiedliche Herangehensweisen, so geht die Regelungstechnik meist von einer idealen Sensorkausik aus und errechnet die Luenberg-Koeffizienten durch Eigenwertvorgabe. Ist der Ausgang des Beobachters zu verrauscht, so wird versucht langsamere Eigenwerte für den Beobachter vorzugeben, damit er langsamer reagiert und Rauschen somit stärker unterdrückt.

Ein anderer Ansatz hierfür ist das Kalmanfilter[Kalman u. a., 1960], welcher die aktuellen Messunsicherheiten der Sensoren dynamisch in die statistische Ermittlung der nun Kalman-Matrix genannten Gewichtung einbezieht. Dieser Ansatz ist rechenintensiver und im allgemeinen Fall anfälliger für numerische Instabilitäten. Da auch der Luenberg-Beobachter sehr gute Ergebnisse liefert und eben diese Nachteile nicht aufweist, wurde dieser für die Zustandsschätzung verwendet.

¹Interessant hierbei ist, dass *alle* Zustände korrigiert werden können, nicht nur die Messbaren.



Streckenmodell

Blockdiagramm des Luemburg-Beobachters mit Störgrößenbeobachter für die Höhenregelung: Im *Streckenmodell* werden die geschätzten Zustände \hat{a}_h , \hat{v}_h und \hat{h} aus den Motorstellwerten F_m^* errechnet. Die Korrektur der geschätzten Werte findet über die Rückführung der Differenz aus dem Messwert der Höhe h und der geschätzten Höhe \hat{h} , dem Beobachtungsfehler $\Delta \hat{h}$, über die Luemburg-Koeffizienten L_1 bis L_4 statt. Der Störmodellzustand \hat{x}_s beschreibt in eingeschwungenem Zustand Störungen die nicht im Modell vorgesehen sind, wie beispielsweise ein zusätzliches Gewicht des Kopters oder eine schwächere Motorleistung aufgrund eines leeren Akkus.

Um etwaige Fehler oder Störgrößen in der modellierten Strecke identifizieren und ausregeln zu können, kann die Strecke um weitere Zustände, die Störmodellzustände, erweitert werden. Sie werden nicht durch die Eingangsgröße der Strecke angeregt, jedoch ebenfalls durch die Luenberg-Matrix korrigiert und nehmen dadurch einen Wert an, der für den stationären Fall trotz ungenauem Modell ein verschwinden des Beobachtungsfehlers $\Delta\hat{h}$ ermöglicht. Im Falle des I4Copters beobachtet die Störgröße \hat{x}_s eine Abweichung des Gewichts des Kopters beziehungsweise eine Abweichung der Motorkennlinie von den beim Entwurf der Regelung angenommenen Werten. Da es sich bei dieser Störgröße um eine Konstante handelt, wurde bei der Auslegung des Beobachters durch Eigenwertvorgabe darauf geachtet, die Korrektur dieses Zustandes langsam stattfinden zu lassen. Da eine Gewichtsänderung die vom Motor erzeugte Beschleunigung a_m beeinflusst, greift dieser Störzustand \hat{x}_s wie in Abbildung 5.3 gezeigt an dieser Stelle an. Des Weiteren ist in Abbildung 5.3 des Beobachters hauptsächlich die Korrekturrückführung des Beobachtungsfehlers $\Delta\hat{h} = h - \hat{h}$ als Unterschied zur in Abschnitt 5.1.1 gezeigten Strecke zu erwähnen.

5.1.3 Entwurf

Nachdem das Streckenmodell und das Beobachtermodell, wie in den Abschnitten 5.1.1 und 5.1.2 beschrieben, gefunden waren, wurde ihre allgemeine Zustandsdarstellung bestimmt.

Die generische Zustandsraumdarstellung eines linearen physikalischen Systems ist in den Gleichungen (5.2) und (5.3) mit der Systemmatrix \mathbf{A} , dem Eingangsvektor \mathbf{B} , dem Eingangsvariablenvektor \mathbf{u} und die Ausgangsmatrix \mathbf{C} angegeben. Die Zustände werden durch den Zustandsvektor \mathbf{x} und die Ausgänge durch den Ausgangsvariablenvektor \mathbf{y} zusammengefasst.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (5.2)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{Cx} \quad (5.3)$$

Mit der aus dem Streckenmodell ermittelten Systemmatrix

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -\frac{c}{T} & -c - \frac{1}{T} \end{pmatrix} \quad (5.4)$$

und den Eingangs- und Ausgangsmatrizen

$$\mathbf{B} = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \frac{1}{Tm_c} & \frac{-g}{T} \end{pmatrix} \quad (5.5)$$

$$\mathbf{C} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (5.6)$$

ergibt sich somit für das betrachtete System:

$$\begin{pmatrix} \dot{h} \\ \dot{v}_h \\ \dot{a}_h \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -\frac{c}{T} & -c - \frac{1}{T} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} h \\ v_h \\ a_h \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \frac{1}{Tm_c} & \frac{-g}{T} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \end{pmatrix} \quad (5.7)$$

$$y = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} h \\ v_h \\ a_h \end{pmatrix} = h \quad (5.8)$$

Aus dieser Darstellung lassen sich mithilfe des Matlab-Befehls *place()* die für den Beobachter und die Regelung benötigten Luenberger- und Reglermatrizen aus vorgegebenen Eigenwerten bestimmen. Für die Regelung wurden rein reelle Eigenwerte mit den Zeitkonstanten $T_{c1} = 0.25$, $T_{c2} = 0.251$ und $T_{c3} = 0.252$ vorgegeben. Hierbei ist zu Beachten, dass die Regelung für den Betrieb um den Schwebepunkt ausgelegt wurde. Da sie aus Sicherheitsgründen auch ein Begrenzungsglied beinhaltet, welches ihren Einfluss auf die Stellwerte des Motors begrenzt, ist sie auf eine Vorsteuerung des Schubs angewiesen, welche in etwa den Schwebeflug ermöglichen sollte.

Für die Beobachter wurden deutlich schnellere Zeitkonstanten gewählt, um ein schnelles Einschwingen und Reagieren auf plötzliche Änderungen zu ermöglichen. Um den unterschiedlichen Signalqualitäten der Drucksensorik und der Abstandssensoren gerecht zu werden, wurden die Beobachter dieser beiden Größen mit unterschiedlich schnellen Eigenwerten ausgelegt. Die Drucksensorik wird hierbei deutlich langsamer beobachtet, um einerseits das stärkere Rauschen zu unterdrücken und andererseits Störeinflüsse wie Wind stärker zu dämpfen, als die weitgehend rauscharme Abstandssensorik.

5.1.4 Simulation

Um die Funktionsfähigkeit der so mit Matlab entworfenen Regelung überprüfen zu können, wurden zunächst ihre Teilmodule Regler und Beobachter mit Simulink modelliert. Die Strecke selbst wurde in das schon vorhandene Streckenmodell[Kampfmann, 2011] für den I4Copter eingebaut, welches somit um die Höheninformation ergänzt wurde. Anschließend wurde das theoretische Funktionieren der Regelung und des Beobachters durch Simulation verifiziert. Obwohl der Regler in dieser Simulation genau auf die tatsächliche Strecke ausgelegt wurde und somit keine Abweichungen wie Linearisierungsfehler im Streckenmodell auftreten können, ist dieser Schritt dennoch eine wichtige Voraussetzung für das anschließende Testen am Kopter selbst: Eine Regelung, die selbst unter den von der Simulation gebotenen quasi idealen Bedingungen nicht funktioniert, kann im tatsächlichen Einsatz ebenfalls nicht funktionieren.

Abbildung 5.4 zeigt eine solcher Simulation. Zu Beginn befindet sich der Kopter am Boden. Zum Zeitpunkt $t_0 = 0\text{ s}$ wird der Höhensollwert auf 1m gesetzt um einen Start durchzuführen. Nach 20s wird ein Sprung um 1 m auf den Sollwert gegeben. Zum Zeitpunkt $t_2 = 40\text{ s}$ führt die Simulation einen negativen Sprung um 0,5 m aus. Anschließend wird bei $t_3 = 50\text{ s}$ eine Landung eingeleitet. Nach 10s Verweildauer auf dem „Boden“, wird abschließend eine Rampe als Sollwert vorgegeben, bis die Endhöhe von 1m erreicht ist.

Wie zu sehen ist, folgt der Kopter den vorgegebenen Sollwerten mit nur leichten Abweichungen. Nur bei zu starken Sprüngen kommt es, aufgrund der schon

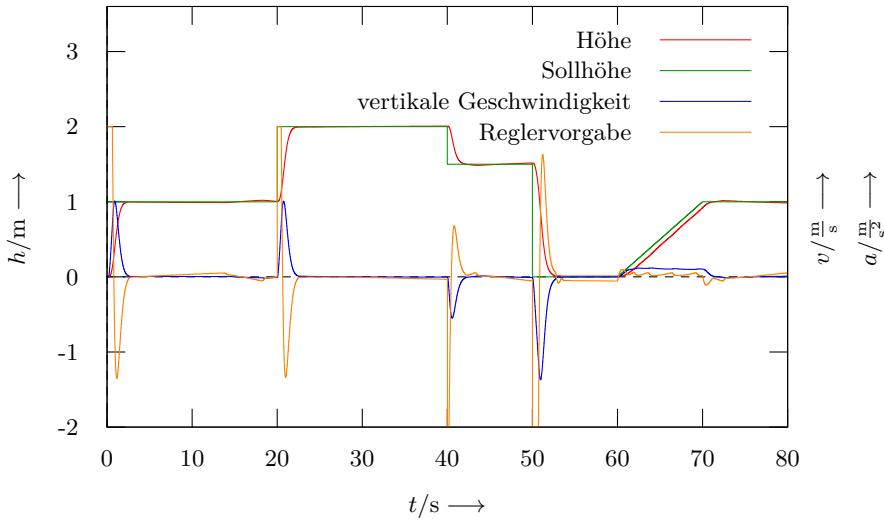


Abbildung 5.4: Simulation des Reglers in Simulink: Über die Sollhöhe wird dem Regler eine abzufliegende Höhentrajektorie vorgegeben.

Auch wenn es während dynamischer Vorgänge zu leichten Regelabweichungen kommt, folgt der Regler sowohl den Sprüngen zu den Zeitpunkten $t_0 = 0\text{ s}$, $t_1 = 20\text{ s}$, $t_2 = 40\text{ s}$ und $t_3 = 50\text{ s}$ als auch der Rampe ab $t_4 = 60\text{ m}$ schnell und im stationären Fall auch ohne Regelabweichung.

Auf die Darstellung der vertikalen Beschleunigung wurde verzichtet, da diese in der Simulation bis auf eine kleine zeitliche Verzögerung und der Stellwertbegrenzung als Nichtlinearität der Vorgabe des Reglers entspricht.

angesprochenen Stellwertbegrenzung innerhalb des Reglers und der damit einhergehenden Nichtlinearität, zu Über- oder Unterschwingen. Dies stellt jedoch kein Problem dar, da solche Sprünge im normalen Flugbetrieb nicht vorkommen sollten.

5.1.5 Integration

Um die Korrektheit der im vorherigen Abschnitt simulativ geprüften Regelung zu zeigen, wurde sie in die schon bestehende Software des I4Copter-Projekts integriert. Hierfür wurde mit dem in Simulink integriertem EmbeddedCoder jeweils C++-Code für die Modelle der Beobachter und des Regler generiert.

Die beiden Beobachter, einer für die Höhe über Grund, einer für die relative Höhe

he, wurden als virtuelle Sensoren in die Signalverarbeitungsschicht des I4Copters integriert. Hier werden sie hochfrequent mit einer festen Periode $T = 3\text{ ms}$ ausgeführt.

Die so gewonnene Zustandsschätzung wird mit ebenfalls fester aber langsameren Periode $T = 9\text{ ms}$ an den im FlightControl-Task angesiedelten Höhenregler weitergegeben. In den ersten Tests wurde die Höhenregelung vom Piloten zugeschaltet. In diesem Betriebsmodus wurde die aktuelle Höhe als Sollwert vorgegeben und dem Höhenregler erlaubt den vom Piloten vorgegebenen Schub in einem Rahmen von 20% zu verändern. Dies ermöglichte einerseits das Halten der Höhe und somit einen Test der Regelung, andererseits konnte der Pilot in Notfallsituationen oder bei Fehlverhalten den Regler überstimmen und den I4Copter sicher zu Boden zu bringen.

5.2 Zustandsautomat

Nachdem sich die Regelung in den im vorigen Abschnitt beschriebenen Tests als robust und zuverlässig erwiesen hatte, musste die Verhaltenssteuerung des I4Copters grundlegend überarbeitet werden, um das in Kapitel 3 beschriebene Verhalten inklusive automatischem Starten und Landen umzusetzen. Diese tiefgreifenden Änderungen waren nötig, da der bisherige Schubhebel nun als Vorgabe der vertikalen Geschwindigkeit genutzt wird. Gleichzeitig wurden der Flugmodusschalter der Fernbedienung, welcher bisher zum Zuschalten der Höhenregelung genutzt wurde für die Implementierung der Start- und Landeautomatik umfunktioniert. Hierfür wurde die bereits vorhandene Zustandssteuerung des I4Copters zu dem in Abbildung 5.5 gezeigten Zustandsautomaten erweitert.

Ausgehend von dem schon vorhandenen Zustand *Bereit*, welcher nur angenommen wird, falls alle flug- und sicherheitskritischen Komponenten kalibriert und sicher initialisiert sind, wird beim Umlegen des Flugmodusschalters auf der Fernbedienung von *0* auf *1* die Startsequenz eingeleitet. Um dem Piloten die Gelegenheit zu geben, nicht drehende Rotoren zu erkennen und den Startvorgang abzubrechen, werden die Motoren für fünf Sekunden mit einer Schubvorgabe welche weit vom Schwebepunkt $th = m \cdot g$ entfernt ist gestartet. Anschließend wird

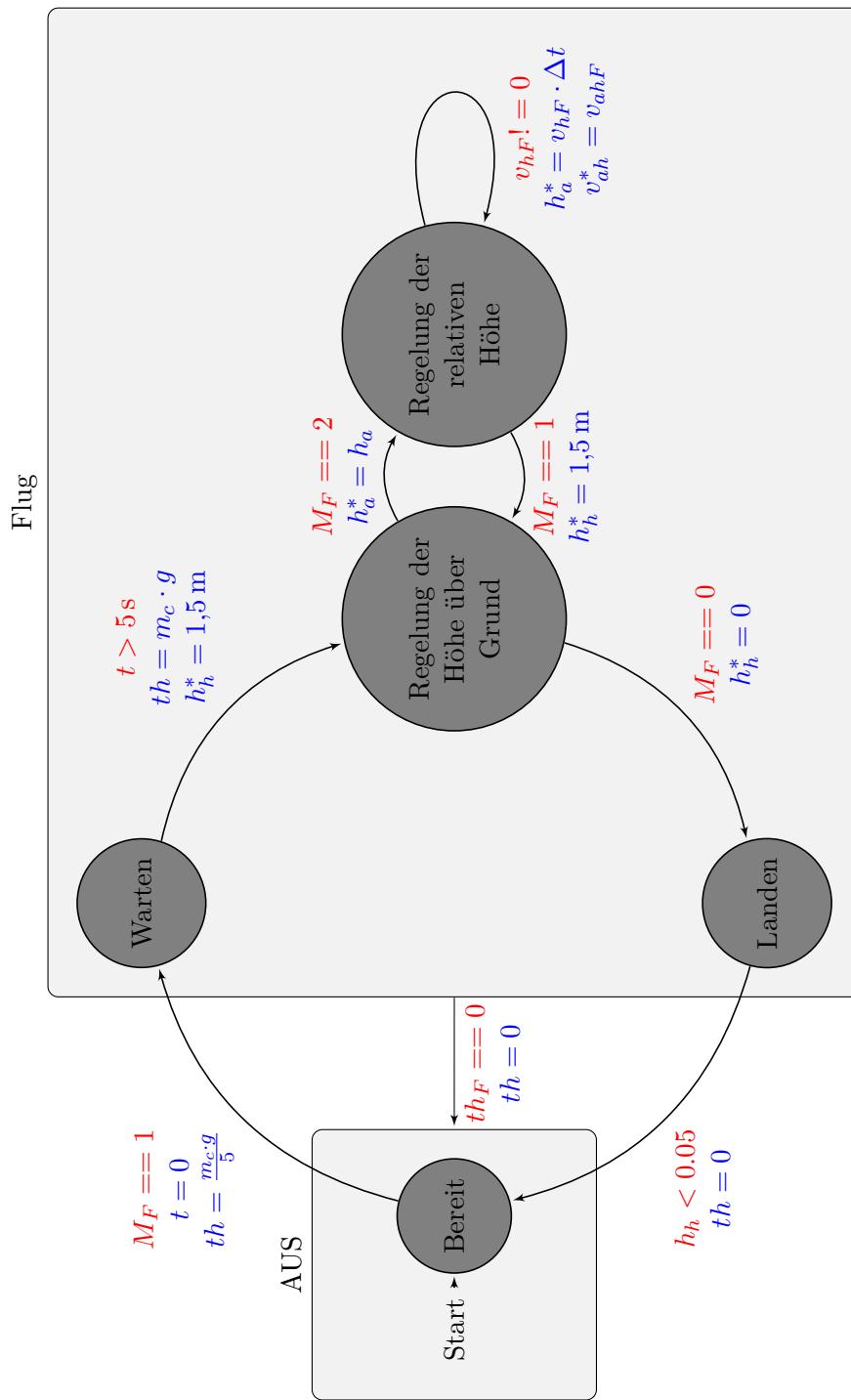


Abbildung 5.5: Zustandsautomat für die Verhaltenssteuerung des I4Copters:

Bedingungen für die Zustandsübergänge werden rot dargestellt.

Die ausgelösten Aktionen sind in blau gehalten.

Die Bedeutung der verwendeten Symbole wird in Tabelle 5.1 erläutert.

Vergleichs- und Zuweisungssyntax sind die Programmiersprache C/C++ angelehnt.

Tabelle 5.1: Die Bedeutung der in der Abbildung 5.5 verwendeten Symbole und ihrer möglichen Werte.

Symbol	Bedeutung	Wertebereich
M_F	Vorgabe der Fernsteuerung für den Flugmodus	0; 1; 2;
t	Flugzeit in Sekunden	
th	Vorsteuerungsschub der Motoren in Newton	1-2
th_F	Vorgabe der Fernbedienung für den Motorschub in Newton (nur für Notaus)	1-2
h_h	aktuelle Höhe über Grund in Meter	
h_h^*	Sollwert der Höhe über Grund in Meter	
h_a	aktuelle relative Höhe in Meter	
h_a^*	Sollwert der relativen Höhe in Meter	
v_{ah}^*	Sollwert der Höhenänderung in $\frac{\text{m}}{\text{s}}$	
v_{ahF}	Vorgabe der Fernsteuerung für die Höhenänderung in $\frac{\text{m}}{\text{s}}$	$\pm 3,5$

die *Regelung der Höhe über Grund* aktiviert und ihr Sollwert auf $h_h = 1,5\text{ m}$ gesetzt. Um das Abheben schließlich zu ermöglichen wird die Vorsteuerung der Höhenregelung auf $th = m_c \cdot g$ also den erwarteten Schwebeschub gesetzt. Die Höhenregelung übernimmt nun das Abheben und lässt den I4Copter anschließend auf ca. 1,5 m schweben. Der Pilot kann den Kopter in diesem Zustand nur in horizontaler Richtung steuern.

Möchte der Pilot eine Höhenänderung vornehmen, so legt er den Flugmodusschalter auf Stellung 2 und schaltet damit auf die *Regelung der relativen Höhe* um. Als Sollwert der Regelung h_a^* wird die zum Zeitpunkt der Umschaltung gemessene relative Höhe h_a vorgegeben, wodurch der I4Copter zunächst auf der gleichen Höhe schwebt. Lenkt der Pilot nun jedoch den ehemaligen Schubhebel der Fernsteuerung aus seiner Nullstellung aus, so wird diese Auslenkung v_{ahF}^* als gewünschte Steig- oder Fallrate interpretiert und sowohl der Sollwert für die relative Höhe h_a^* als auch der für die Steiggeschwindigkeit v_{ah}^* entsprechend vorgegeben. Somit besitzt der Pilot volle Kontrolle über die vertikale Bewegung des I4Copters ohne den exakten Schwebeschub der Motoren kennen zu müssen.

Soll der Kopter die Landung vorbereiten oder einen festen Abstand zum Grund halten, so legt der Pilot den Flugmodusschalter wieder zurück auf die Position 1. Die Regelung wird hierdurch wiederum auf eine Regelung der Höhe über Grund umgeschalten und der Kopter nimmt einen festen Abstand von 1,5 m zum Boden ein. Aus diesem Zustand heraus kann der Pilot sowohl die *Regelung der relativen Höhe* reaktivieren als auch eine Landung auslösen indem er den Flugmodusschalter auf die Ausgangsstellung 0 umgelegt. Der Sollwert der Regelung wird dann auf $h_h^* = 0\text{ m}$ gesetzt wodurch der Regler die Landung ausführt. Beträgt der Abstand zum Boden weniger als ca. 0,05 m so werden die Motoren ausgeschaltet und der Landevorgang ist abgeschlossen.

Da die Hardware der Fernbedienung verhindert, dass der Flugmodusschalter direkt von Stellung 1 auf Stellung 0 umgelegt werden kann, ist sichergestellt, dass der Kopter aus dem Zustand *Regelung auf relative Höhe* keine direkte Landung einleiten kann sondern vorher immer die Umschaltung der Regelung und der Versuch, die sichere Höhe von 1,5 m zu erreichen, stattfindet.

5.3 Zusammenfassung

In diesem Kapitel wurden die für eine nahtlose Integration einer Höhenregelung in den I4Copter nötigen Veränderungen der Software beschrieben. Zunächst wurde der Entwurf, das Simulieren und die Integration einer Zustandsregelung für die Höhe vorgestellt. Anschließend wurde die schon vorhandene Zustandssteuerung um automatische Start- und Landesequenzen ergänzt. Gleichzeitig wurde der Übergang von der *Regelung der Höhe über Grund* zur *Regelung der relativen Höhe* durch den Piloten zur bestehenden Verhaltenssteuerung hinzugefügt.

Somit sind alle Schritte welche zum Testen des neuen Flugverhaltens erforderlich sind abgeschlossen. Die Ergebnisse werden im Kapitel 6 evaluiert.

6 Evaluation

Nachdem in den vorherigen Kapiteln zunächst die Grundlagen der Höhenmessung beschrieben, anschließend die Anforderungen und gewünschtes Verhalten einer Höhenregelung dargestellt und abschließend die nötigen Änderungen an bestehender Hard- und Software umgesetzt wurden, soll nun die korrekte Funktion der so erstellten Höhenregelung überprüft werden.

Deshalb werden in den folgenden Abschnitten die Messdaten der einzelnen Flugsituationen vorgestellt und besprochen. Da die Höhe und Lage des I4Copters momentan noch nicht extern erfasst werden kann, können hier nur die vom Kopter selbst erhobenen Daten als Grundlage der Beurteilung dienen. Dies birgt grundsätzlich die Gefahr, dass Messfehler der Sensorik nicht erkannt werden können. Aufgrund der unterschiedlichen Höhensorik des I4Copters sind beim Flug über ebenem Gelände diese beiden Höheninformationen jedoch zumindest grundsätzlich vergleichbar, so dass grundsätzliche Probleme der Höhensorik erkennbar sind.

6.1 Regelung der Höhe

Die Grundanforderung einer Höhenregelung besteht im Halten der vorgegebenen Höhe. Dies wurde wie in Abschnitt 5.1.5 beschrieben auch als erster Funktionstest durchgeführt. Auch wenn die Höhenänderung bei *Regelung der Höhe über Grund* möglich ist, so wird sie hier entsprechend Kapitel 3 nicht evaluiert. Im Gegensatz hierzu wurde die Höhenänderung bei der *Regelung der relativen Höhe* evaluiert. Da es sich bei beiden Zuständen um den selben Regler handelt, lassen sich diese Ergebnisse leicht übertragen.

6.1.1 Höhe über Grund

Wie in Abbildung 6.1 zu sehen ist kann die Höhenregelung eine vorgegebene konstante Sollhöhe sehr genau halten. Das leichte Auf- und Abschwingen welches im Diagramm zu erkennen ist, ist im Flug nicht als solches wahrnehmbar. Somit ergibt sich auch subjektiv ein sehr stabiles Flugverhalten. Im Gegensatz zur abgebildeten Messung stellt sich für viele Situationen eine bleibende Regelabweichung von bis zu 0,3 m ein, welche vermutlich von der momentan genutzten, nicht an die aktuellen Motoren angepassten Schubkennlinie und einem, durch Zuladung beispielsweise einer Kamera, höherem Gewicht des Kopters als bei der Auslegung der Regelung angenommen. Diese Abweichung könnte durch die Rückführung der momentan vom Regler noch nicht beachteten Störgröße behoben werden. Ein anderer Lösungsansatz wäre die Einführung eines I-Anteil in den Zustandsregler. Da diese Regelabweichung jedoch konstant bleibt und somit auch weiterhin ein stabiler Flug gewährleistet ist, ist diese Erweiterung nicht essentiell für die Einsatzfähigkeit des Reglers.

6.1.2 Relative Höhe

Im Gegensatz zur soeben betrachteten *Regelung der Höhe über Grund* weist die in Abbildung 6.2 abgebildete *Regelung der relativen Höhe* deutlich unruhigeres Verhalten auf. Dies liegt hauptsächlich an der wie in Abschnitt 4.2.1 beschriebenen deutlich höheren Varianz der Drucksensoren. Des Weiteren unterliegen die Drucksensoren auch viel stärker dem Einfluss des Wetters. So kann eine plötzliche Windböe den gemessenen Druck und damit die gemessene Höhe verändern. Dies ist in Abbildung 6.2a besonders im Bereich von 0 s–5 s und von 25 s–30 s sichtbar. Während die über den Druck ermittelte Höhe wie erwartet vom Regler relativ gut konstant gehalten wird, zeigen die Abstandssensoren ein tatsächliches Steigen beziehungsweise Sinken des Kopters an¹. Abgesehen von diesen leichten Differenzen und einer statischen Abweichung zwischen relativer und Höhe über Grund, korrelieren die beiden Höhenwerte jedoch sehr gut und auch die Regelung arbeitet stabil. Die in der Messung beobachtbaren Schwankungen erweisen sich

¹Die Messung wurde über ebenem Gelände ausgeführt

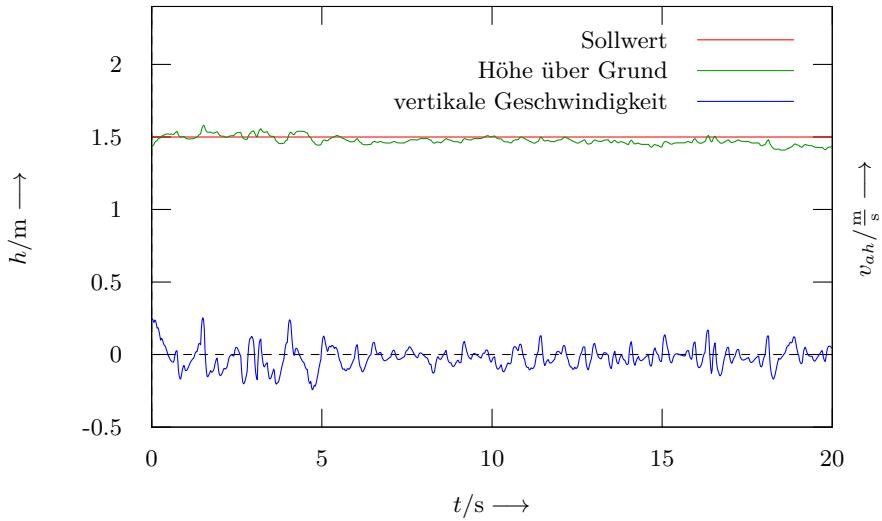


Abbildung 6.1: Messung der Höhe über Grund während der Regelung einer konstanten Höhe. Die durch den Beobachter ermittelte vertikale Geschwindigkeit oszilliert um den Nullpunkt und die vorgegebene Höhe wird gut gehalten.

im Flug selbst als fast unmerklich und auch hier ergibt sich subjektiv ein stabiler Eindruck der Höhenregelung.

Dass die implementierte Höhenregelung nicht nur sinnvoll für das Halten einer schon erreichten Höhe einsetzbar ist zeigt sich in Abbildung 6.2b. Hier wurde vom Piloten zunächst für etwa 5 s eine konstante Sollgeschwindigkeit vorgegeben. Nachdem der Kopter die so erreichte relative Höhe von etwas unter 3 m für ca. 20 s gehalten hat, leitet der Pilot den Sinkflug mit etwa der selben Sinkgeschwindigkeit ein. Der Kopter folgt dieser Bewegung bis auf eine kleine Regelabweichung sofort. Nur beim Abbremsen des Sinkfluges kommt es zu einem leichten Unterschwingen.

Ein Problem welches sich schon leicht in Abbildung 6.2b andeutet ist in Abbildung 6.3 noch deutlicher sichtbar. Die Vorgegebene vertikale Bewegung besteht wiederum aus einem Steigflug und einem anschließendem Sinkflug. Während diesem Sinkflug lässt sich starkes Auf- und Abschwingen erkennen. Vermutlich liegt dieses instabile Verhalten an den unterschiedlichen aerodynamischen Bedingun-

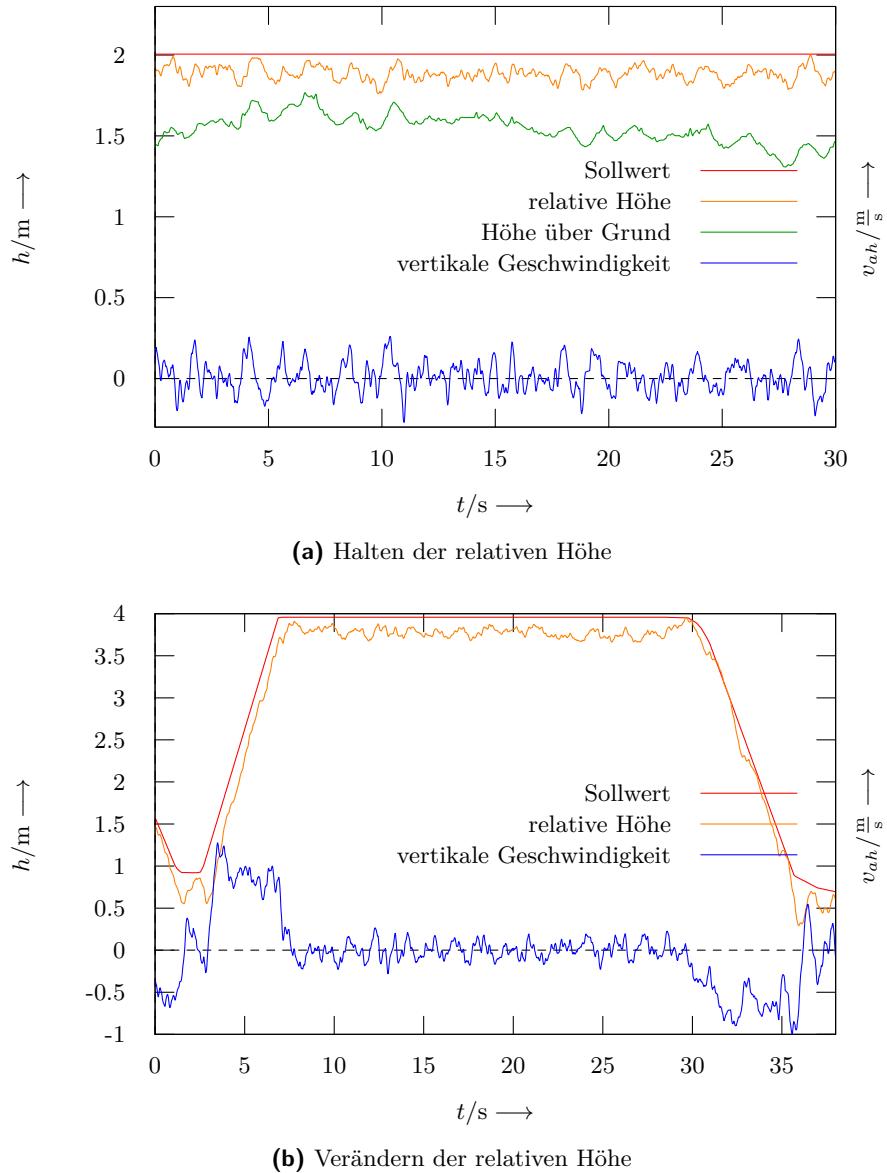


Abbildung 6.2: Regelung der relativen Höhe:

- (a) Halten der relativen Höhe: Der Sollwert wird fast ohne Regelabweichung oder Schwankungen gehalten. Allerdings zeigen sich im Vergleich mit den Abstandssensoren immer wieder Abweichungen, welche auf den allgemeinen Temperaturdrift der Drucksensoren und vor allem auf den Einfluss des Windes zurückzuführen sind.
- (b): Änderung der relativen Höhe: Vom Piloten wird zunächst eine steigende Rampe und nach einer Verweildauer von ca. 20s eine fallende Rampe vorgegeben. Der Kopter folgt dieser Vorgabe zügig und mit nur kleinen Regelabweichungen.

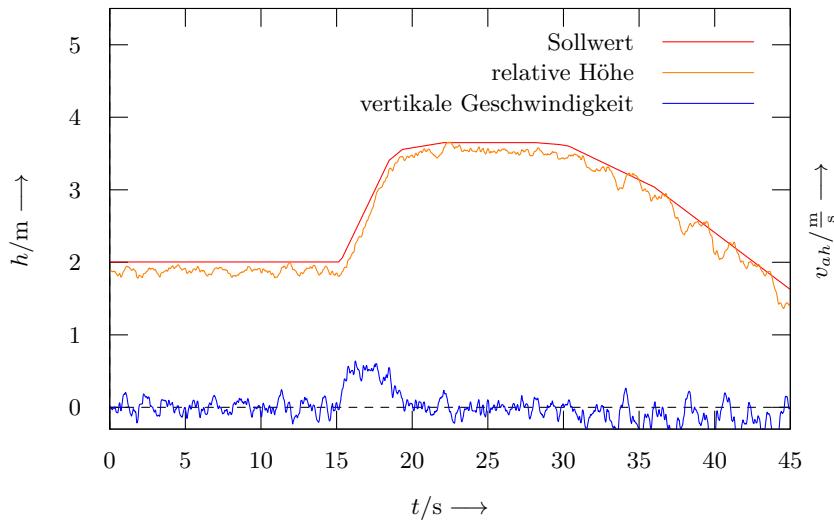


Abbildung 6.3: Probleme beim Sinkflug: Die beim Drosseln tr gtere Reaktion der Motoren führt zu Schwingungen während des Sinkfluges.

gen an den Rotorblättern während des Steigens und des Fallens, da der Rotor beim Sinken in den Sog des eigenen Luftstromes fällt.

6.2 Starten und Landen

Eine weitere wichtige Aufgabe der Höhenregelung stellt das sichere Starten und Landen dar. Im der vorliegenden Implementierung wird dies erreicht, indem der sich am Boden befindende Kopter etwa den Schwebeflug als Vorsteuerung an die Motoren gibt und anschließend den Sollwert der Höhenregelung auf 1,5 m stellt. Dies führt zu einem Sprung wie er in Abbildung 6.4a zu sehen ist. Der Kopter steigt schnell in die Nähe der Sollhöhe und bleibt dort schweben.

Besonders interessant an Abbildung 6.4a ist das Verhalten der beobachteten Zustände *Höhe über Grund* und *vertikale Geschwindigkeit*. Da die in Abschnitt 5.1.2 besprochene Beobachterstruktur den zum Zeitpunkt des Startes noch nicht vorhandenen Motorschub mit einbezieht, sorgt die dennoch wirkende

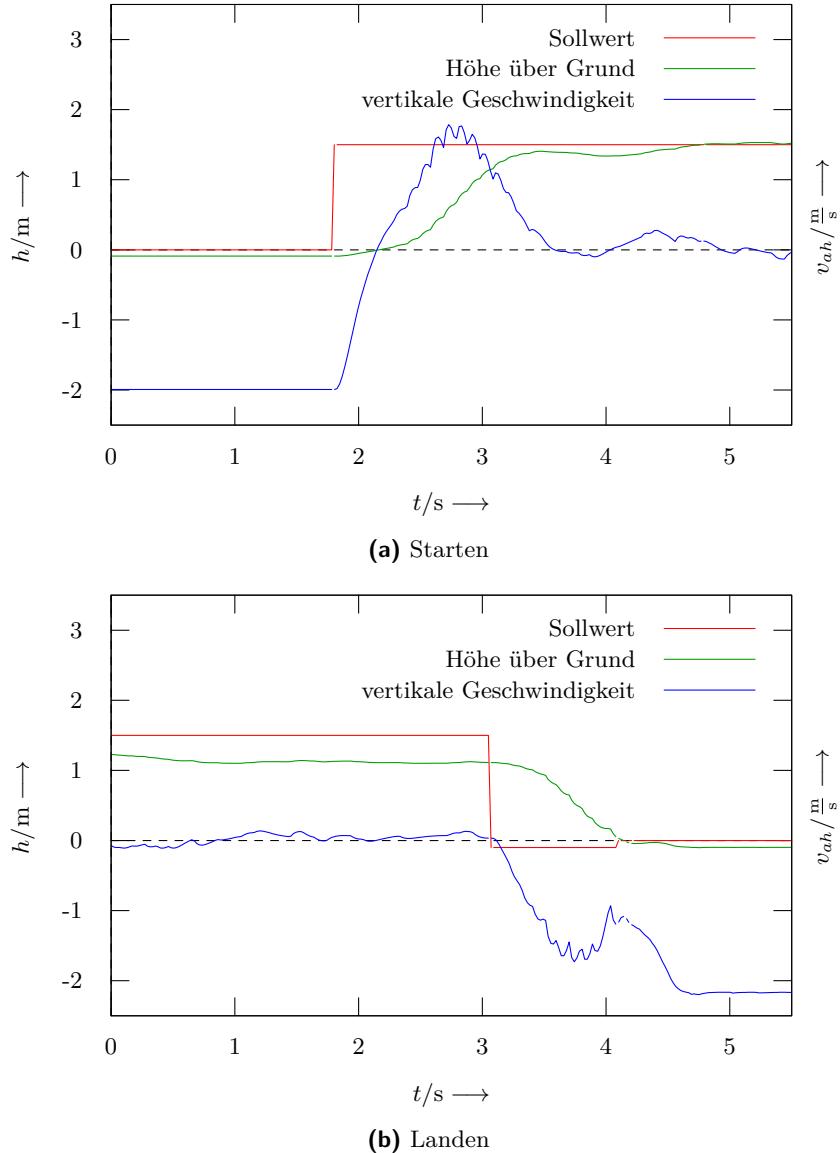


Abbildung 6.4: Messungen automatischer Start- und Landessequenzen: Dem Regler wird jeweils nur die erwartete Sollhöhe von 1,5 m beziehungsweise $-0,1$ m vorgegeben. Der restliche Vorgang wird gänzlich von ihm durchgeführt. Die leichte Abweichung der geschätzten Höhe und die starke Differenz der geschätzten vertikalen Geschwindigkeit von den tatsächlichen Werten $h = 0$ m und $v_{ah} = 0 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ ergibt sich aus der Tatsache, dass das Beobachtermodell die im Flug angreifende Gravitation berücksichtigt. Da diese im ruhenden Zustand jedoch vom Untergrund abgestützt wird, ergibt sich die zu beobachtende Fehlschätzung. Da dieser Fehler mit dem Verlassen des Bodens abklingt, funktioniert die Regelung dennoch.

Fallbeschleunigung g für eine leichte Tendenz der Schätzwerte nach unten. Die geschätzte Höhe ist somit bei ca $-0,09$ m und die geschätzte Geschwindigkeit bei -2 m/s. Dies Fehlschätzung schwingt sofort nach dem Abheben auf die richtigen Werte ein.

Auch die automatische Landung wird durch einen Sprung des Sollwertes von den zunächst gehaltenen 1,5 m auf $-0,1$ m erreicht. Der negative Wert stellt einen experimentell ermittelten Wert dar, der dazu dient, eine schneller Landung zu ermöglichen. Wird die Sollhöhe nur auf 0 m gesetzt, so fängt sich der I4Copter zu früh wieder auf und schwebt einige Zeit knapp über der Oberfläche, was gerade bei mit Gras bewachsenem Untergrund zu Unfällen führen kann, da sich die Beine hier leicht verhaken und es so zu einem Umsturz des Kopter kommen kann. Auch hier zeigt sich nach der Landung der fehlende Motorschub als negative Tendenz in den Schätzwerten.

Diese einfache Umsetzung von automatischen Start- und Landesequenzen zeigt sehr deutlich die Leistungsfähigkeit der entworfenen Zustandsregelung und ihre Flexibilität.

6.3 Komplette Flugsequenz

Zusammenfassend ist in Abbildung 6.5 der komplette Verlauf eines durchgeführten Testfluges dokumentiert. Besonderes Augenmerk sei hier auf die Übergänge zwischen den beiden unterschiedlichen Regelungen gelegt. Trotz eines leichten Absackens aufgrund der schon erwähnten bleibenden Regelabweichung funktioniert die Umschaltung problemlos und ohne Turbulenzen.

6.4 Zusammenfassung

In diesem Kapitel wurde die volle Funktionsfähigkeit der entworfenen Regelung demonstriert. Abgesehen von einigen kleineren Problem wie der auf Wind empfindlichen Drucksensorik, der bleibenden Regelabweichung und der fehlenden Abstandsregelung erfüllt die neue Steuerung alle in Kapitel 3 geforderten Eigenschaften.

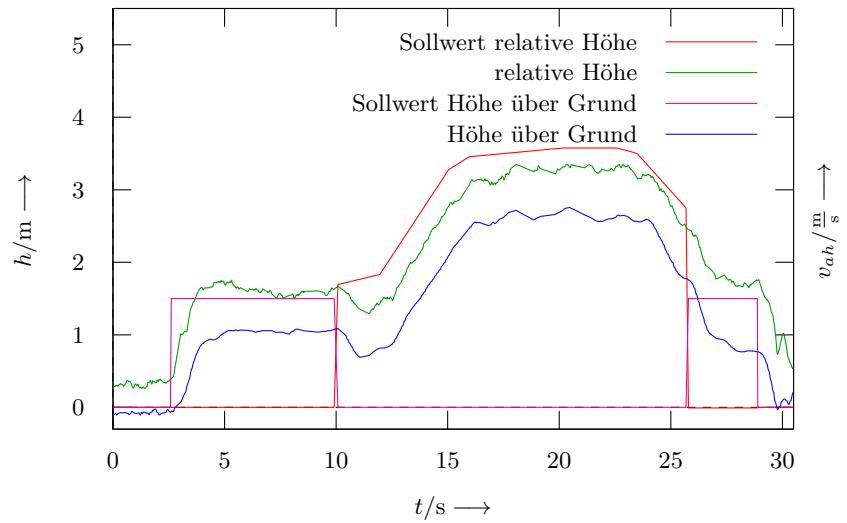


Abbildung 6.5: Ein kompletter Flug mit dem in Kapitel 3 geforderten Verhalten der Höhenregelung. Nach dem Start wird bei $t_1 = 10\text{ s}$ auf die *Regelung der relativen Höhe* umgeschaltet und bis auf ca. 2,5m geflogen. Abschließend wird wiederum die *Regelung der Höhe über Grund* aktiviert und gleich eine Landung ausgeführt.

Es ist möglich sicher automatisch zu starten und zu landen. Die Regelung kann sowohl zuverlässig die aktuelle Höhe halten als auch schnelle Höhenänderungen durchführen. Zu keinem Zeitpunkt muss sich der Pilot hierbei mit dem Finden des richtigen Schwebeschubes befassen.

7 Abschluss

Abschließend soll das in dieser Arbeit Erreichte zusammengefasst und bewertet werden. Des Weiteren soll ein Ausblick auf die noch möglichen Erweiterungen und Verbesserungen der aktuell implementierten Höhenregelung gegeben werden.

7.1 Zusammenfassung

Im Rahmen dieser Arbeit wurde der I4Copter um die Fähigkeit seine genaue vertikale Position zu ermitteln erweitert. Hierfür wurden die bestehenden Sensoren um eine Abstandssensorik, welche ein präzises Erkennen des Untergrunds und etwaiger Hindernisse gewährleistet und einer Drucksensorik, welche auch über weite Messbereiche, unabhängig vom überflogenen Terrain die Höhe relativ zum Startpunkt ermittelt, ergänzt.

Diese Informationen dienen dazu, mithilfe eines Luenberg-Beobachters, die Zustände der vertikalen Bewegung des I4Copters, Position, Geschwindigkeit und Beschleunigung zu schätzen. Anhand dieses Schätzwertes wurde ein Zustandsregelung entworfen, welche in der Lage ist die aktuelle Höhe zu halten und sie langsam oder gar sprungartig zu verändern. Gerade die Möglichkeit einer sprungartigen Höhenänderung ohne Über- oder Unterschwingen ermöglichte das problemlose Implementieren automatischer Start- und Landesequenzen.

Ausgehend von diesen neuen Möglichkeiten der vertikalen Bewegung wurde eine neue manuelle Steuerung des I4Copters eingeführt. Der Kopter kann nun per Knopfdruck automatisch gestartet und gelandet werden. Gleichzeitig ist es nur noch nötig die gewünschten Höhenänderungen an den Kopter zu übermitteln. Bleibt ein solcher Steuerungsbefehl aus, so hält er automatisch die aktuelle Höhe. Der Pilot muss nicht mehr wie bisher den genauen Schwebeschub der Motoren durch probieren herausfinden. Um diese neue Steuerung umzusetzen wurde die

schon vorhandene Verhaltenssteuerung durch einen weiteren Zustandsautomaten erweitert.

Somit wurde ein großer Schritt zur Entlastung des Piloten und in Richtung autonomen Fluges gemacht. Der I4Copter wäre nun, eine entsprechende Trajektorienplanung vorausgesetzt, in der Lage zumindest jede ortsfeste Postion der z-Achse automatisch anzufliegen.

7.2 Ausblick

Trotz des beschriebenen Erfolgs in der Implementierung der Höhenregelung, können noch viele erweiternde Änderungen vorgenommen und Teil weiterführender Arbeiten werden.

Die dringendste Aufgabe besteht darin den vorgestellten Zustandsautomaten um sicherheitskritische Abfragen zu erweitern und Transitionen in bestimmten Momenten nicht zu erlauben oder über komplexere Zustandsübergänge einen sicheren Flug zu gewährleisten. In dem vorhandenen Zustandsautomaten ist beispielsweise für den Übergang von der *Regelung der relativen Höhe* zur *Regelung der Höhe über Grund* keine Abfragen enthalten, welche prüfen ob sich der Grund in Reichweite der Abstandssensorik befindet. Löst ein unvorsichtiger Pilot diesen Zustandsübergang außerhalb des Messbereichs aus, so ist das Verhalten des I4Copters undefiniert und es ist mit einem Absturz zu rechnen. Hier wäre es denkbar, den Kopter zunächst sinken zu lassen, bis der Grund in den Messbereich der Sensoren gerät um erst dann auf die *Regelung der Höhe über Grund* umzuschalten.

Ein hierauf aufbauender Schritt wäre das Hinzufügen einer Trajektorienplanung für die z-Achse. Diese würde auf Basis der Fähigkeiten der Hardware des Kopters und die der Regelung automatisch den besten Verlauf der Sollwertvorgaben für die Regelung vorgeben. Somit könnte sichergestellt werden, dass Sprünge wie sie beim Starten oder Landen oder bei einer in der Zukunft denkbaren Höhenvorgabe einer Trajektorie vorkommen können sicher und auch für größere Sprünge ohne Über- oder Unterschwingen stattfinden und das der Übergang zwischen den beiden Regelungen sanfter von Statten geht.

Ein weiteres Problem der Motortreiber stellt der mit sinkender Akkuspannung abnehmende Motorschub bei gleichen vorgegebenen Stellwerten dar. Dies zeigt sich besonders deutlich, bei einer wie in Abschnitt 6.2 beschriebenen Landung mit schwachem Akku. Anstatt den Sinkflug rechtzeitig aufzufangen und sanft auf dem Untergrund aufzusetzen, ist hier eine deutlich unsanftere Landung zu beobachten, da die Motoren den benötigten Auffangschub nicht mehr liefern können. Dies könnte einerseits durch den Einbezug der Akkuspannung in die Höhenregelung behoben werden, oder aber durch den Einsatz alternativer Motortreiber welche die Akkuspannung in die Regelung des Motors einbeziehen.

Um die Regelung weiter zu verbessern, könnte die beobachtete Regelabweichung durch das Verwenden der durch den Beobachter ermittelten Störgröße oder das Erweitern der Zustandsregelung um einen I-Anteil eliminiert werden.

Die Zuhilfenahme des Beschleunigungsmessers für die Korrektur des Schätzwertes des Beobachters ist im aktuell eingesetzten Beobachter schon vorgesehen. Die Aufgrund fehlender Sensorik nicht stattgefundene Auslegung und Evaluierung dieser Erweiterung könnte nachgeholt und die Schätzwerte weiter verbessert werden.

Eine weitere Verbesserung des geschätzten Zustands ist über die Einbindung eines GPS-Sensors in die Ermittlung der relativen Höhe zu erreichen. Dieser könnte die durch windiges Wetter beeinflusste Messung der relativen Höhe mit Luftdrucksensoren deutlich stabilisieren.

Im Hinblick auf den autonomen Flug müsste die Lageregelung weiter verbessert werden, um darauf aufsetzend eine Regelung der horizontalen Position zu implementieren. Diese könnte wiederum über eine Trajektorienplanung für das autonome Abfliegen vorgegebener Wegpunkte genutzt werden.

Literaturverzeichnis

[Atm 2009] ATMEL CORPORATION (Hrsg.): *XMEGA A MANUAL*. 2325 Orchard Parkway, San Jose, CA 95131, USA: Atmel Corporation, 2009

[Bos 2009] BOSCH SENSORTEC GMBH (Hrsg.): *BMP085: Digital pressure sensor*. Gerhard-Kindler-Strasse 8, 72770 Reutlingen / Germany: Bosch Sensortec GmbH, 2009

[Brooker 2009] BROOKER, G.: *Introduction to sensors for ranging and imaging*. SciTech Pub., 2009 <http://books.google.com/books?id=7jYELAAACAAJ>. – ISBN 9781891121746

[Christie 1833] CHRISTIE, S. H.: The Bakerian Lecture: Experimental Determination of the Laws of Magneto-Electric Induction in Different Masses of the Same Metal, and of Its Intensity in Different Metals. In: *Philosophical Transactions of the Royal Society of London* 123 (1833), pp. 95–142. <http://www.jstor.org/stable/107990>. – ISSN 02610523

[Dobler 2009] DOBLER, C.: *Development of Flight Hardware for a Next Generation Autonomous Micro Air Vehicle*, Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, Masterarbeit, 2009

[Dodel u. Häupler 2009] DODEL, H. ; HÄUPLER, D.: *Satellitennavigation*. Springer, 2009. – ISBN 9783540794431

[Einstein 1916] EINSTEIN, A.: Die Grundlage der allgemeinen Relativitätstheorie. In: *Annalen der Physik* 354 (1916), Nr. 7, S. 769–822

[Fraden 2010] FRADEN, Jacob: *Handbook of Modern Sensors: Physics, Designs, and Applications*. SpringerVerlag, 2010. – ISBN 981441964656

LITERATURVERZEICHNIS

- [Franzmann 2011] FRANZMANN, Florian: *Quality-Aware Digital Signal Processing for Real-Time Systems*, Friedrich-Alexander-University Erlangen-Nuremberg, Diplomarbeit, 2011
- [Fre 2009a] FREESCALE SEMICONDUCTOR, INC. (Hrsg.): *MP3H6115A Series: High Temperature Accuracy Integrated Silicon Pressure Sensor for Measuring Absolute Pressure, On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated*. C2100 East Elliot Road Tempe, Arizona 85284, U.S.A.: Freescale Semiconductor, Inc., 2009
- [Fre 2009b] FREESCALE SEMICONDUCTOR, INC. (Hrsg.): *MPXV7007 Series: High Temperature Accuracy Integrated Silicon Pressure Sensor for Measuring Absolute Pressure, On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated*. C2100 East Elliot Road Tempe, Arizona 85284, U.S.A.: Freescale Semiconductor, Inc., 2009
- [Gerthsen u. Meschede 2010] GERTHSEN, C. ; MESCHEDE, D.: *Gerthsen Physik*. Springer, 2010 (Springer-Lehrbuch Series). – ISBN 9783642128936
- [Goetze 2011] GOETZE, Markus: *Konzeption und Implementierung einer GPS gestützten Wegpunktnavigation für Quadrokopter*, Friedrich-Alexander Universität Erlangen-Nürnberg, Bachelorarbeit, 2011
- [Griffiths u. Leishman 2002] GRIFFITHS, D.A. ; LEISHMAN, J.G.: A study of dual-rotor interference and ground effect using a free-vortex wake model. In: *Circulation* (2002)
- [Groves 2008] GROVES, P.D.: *Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems*. Artech House, 2008
- [Hoffmann 1987] HOFFMANN, K.: *Eine Einführung in die Technik des Messens mit Dehnungsmessstreifen*. Hottinger Baldwin Messtechnik GmbH, 1987 <http://books.google.com/books?id=ZfNPPgAACAAJ>
- [Infineon Technologies AG 2007] INFINEON TECHNOLOGIES AG: *TC1796 32 bit*

LITERATURVERZEICHNIS

Single-Chip Microcontroller User's Manual. V2.0. 81669 München: Infineon Technologies AG, 2007

[Kalman u. a. 1960] KALMAN, R.E. u. a.: A new approach to linear filtering and prediction problems. In: *Journal of basic Engineering* 82 (1960), Nr. 1, S. 35–45

[Kampfmann 2011] KAMPFMANN, Fabian: *Konzept und Implementierung einer Lageregelung für einen Quadrokopter*, Friedrich-Alexander Universität Erlangen-Nürnberg, Bachelorarbeit, 2011

[Kaufmann 2006] KAUFMANN, Stefan: *Luftrecht und Flugfunk*. Erste Auflage. Motorbuch Verlag, 2006. – ISBN 978-3-613-02580-6

[Kirchhoff 1845] KIRCHHOFF, S.: Über den Durchgang eines elektrischen Stromes durch eine Ebene, insbesondere durch eine kreisförmige. In: *Annalen der Physik* 140 (1845), Nr. 4, S. 497–514

[Luenberg 1964] LUENBERG, DG: Observing the state of a linear system. In: *IEEE Trans, on Military Electronics* (1964), S. 74–80

[Marques u. a. 1998] MARQUES, L. ; NUNES, U. ; ALMEIDA, A.T. de: A new 3D optical triangulation sensor for robotics. In: *Advanced Motion Control, 1998. AMC '98-Coimbra., 1998 5th International Workshop on*, 1998, S. 512 –517

[Max 2005] MAXBOTIX INC. (Hrsg.): *MB1200-MB1300 Datasheet*. 7594 South Long Lake Bay Road, Brainerd, MN 56401: MaxBotix Inc., 2005

[Mikrokopter 2012] MikroKopter Wiki. (2012). <http://mikrokopter.de>

[Monroy 2010] MONROY, Matthias: Drohnen: Deutsche Polizisten als Luftfahrtzeugfahrer. In: *Telepolis* (2010), Februar. <http://www.heise.de/tp/artikel/32/32105/1.html>

[Newton u. a. 1729] NEWTON, I. ; MOTTE, A. ; MACHIN, J.: *The mathematical principles of natural philosophy*. Printed for B. Motte, 1729 (The Mathematical Principles of Natural Philosophy v. 1). <http://books.google.com/books?id=Tm0FAAAQAAJ>

LITERATURVERZEICHNIS

- [Pluta 2012] PLUTA, Werner: Jedes dritte US-Militärflugzeug ist unbemannt. (2012), Januar. <http://www.golem.de/1201/88981.html>
- [Resnik 2001] RESNIK, B.: Praktische Untersuchungen zur Genauigkeit und Zuverlässigkeit der mobilen Geodatenerfassung mit Freihandmesssystemen. In: *AVN±Allgemeine Vermessungs-Nachrichten* (2001), S. 246–253
- [Roedel u. Wagner 2011] ROEDEL, Walter ; WAGNER, Thomas: Die vertikale Struktur der Atmosphäre. Version: 2011. http://dx.doi.org/10.1007/978-3-642-15729-5_2. In: *Physik unserer Umwelt: Die Atmosphäre*. Springer Berlin Heidelberg, 2011. – ISBN 978-3-642-15729-5, 65–97
- [Rok 2011] ROKE MANOR RESEARCH LIMITED (Hrsg.): *Miniature Radar Altimeter: MRA Type 2*. Research Limited Romsey, Hampshire SO51 0ZN UK: Roke Manor Research Limited, 2011
- [Schlitt 1993] SCHLITT, Herbert: *Regelungstechnik*. Vogel, 1993. – ISBN 3802314832
- [SHA 2005] SHARP CORPORATION (Hrsg.): *Analog output type distance measuring Sensor, Model No: GP2D120XJ00F*. Sonninstrasse 3, Hamburg 20097, Germany: SHARP Corporation, 2005
- [SHA 2006] SHARP CORPORATION (Hrsg.): *GP2Y0A02YK0F: Distance Measuring Sensor Unit*. Sonninstrasse 3, Hamburg 20097, Germany: SHARP Corporation, 2006
- [STMicroelectronics 2009] STMICROELECTRONICS: *LSM303DLH: 3-axis accelerometer and 3-axis magnetometer*. 39, Chemin du Champ des FillesPlan-LesOuates, CH1228 GENEVA: STMicroelectronics, 2009
- [Vel 2011] VELODYNE LiDAR, INC. (Hrsg.): *High Definition LiDAR: HDL-32E*. 345 Digital Drive, Morgan Hill, CA 95037, U.S.A.: Velodyne LiDAR, Inc., 2011

Hiermit versichere ich, dass ich die Arbeit selbstständig und ohne Benutzung anderer als der angegebenen Quellen angefertigt habe und dass die Arbeit in gleicher oder ähnlicher Form noch keiner anderen Prüfungsbehörde vorgelegen hat und von dieser als Teil einer Prüfungsleistung angenommen wurde. Alle Stellen, die dem Wortlaut oder dem Sinn nach anderen Werken entnommen sind, habe ich durch Angabe der Quelle als Entlehnung kenntlich gemacht.

Erlangen, den 2. April 2012
