



Analyse einer Sensorplattform zur Trägheitsnavigation

Burkart Lingner

Diplomarbeit

Eingereicht am 14.01.2010

Betreuer:
Prof. Dr. Manfred Bartel

Hochschule für Technik und Wirtschaft Aalen
Fachbereich Elektronik und Informationstechnik

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	4
2	Systembeschreibung	5
2.1	Trägheitsnavigation	5
2.2	Satellitenavigation	8
2.3	Sensorfusion mittels Kalman-Filter	11
2.3.1	Schätzung einer harmonischen Schwingung	13
2.4	Funktionsprinzip eines Quadcopters	16
2.5	Verwendete Quadcopter-Plattform	17
3	Sensorik	20
3.1	Analog/Digital-Wandlung	20
3.2	Beschleunigungssensoren	21
3.2.1	Verwendete Beschleunigungssensoren	22
3.3	Gyroskope	23
3.3.1	Verwendete Gyroskope	24
3.4	Luftdrucksensor	26
3.4.1	Verwendeter Luftdrucksensor	26
3.5	GPS-Empfänger	27
3.5.1	Verwendetes GPS-Modul	27
3.6	Elektronischer Kompass	28
3.7	Thermometer	28
3.8	Altimeter	29
4	Sensorfehler	30
4.1	Weißes Rauschen	31
4.2	Quantisierungsrauschen	33
4.3	Random walk	33

4.4	1/f-Rauschen	35
4.5	Trend	36
4.6	Nichtlineare Skalenfaktoren	36
4.7	Einschaltvorgang	37
4.8	Harmonische Schwingungen	37
5	Analysemethoden	39
5.1	Darstellung im Zeitbereich	39
5.1.1	Gleitender Mittelwert	40
5.2	Darstellung im Frequenzbereich	42
5.3	Allan variance	42
5.3.1	Berechnung	43
5.3.2	Darstellung	44
5.3.3	Parameter-Extraktion	45
5.3.4	Berechnung per MATLAB, Rechenzeit und Optimierung .	45
6	Auswertung der durchgeführten Messungen	48
6.1	Messanordnung	48
6.2	Messung bei ausgeschalteten Motoren	51
6.3	Messung bei laufenden Motoren	62
6.4	Messung während einer Testfahrt	69
6.5	Messung im freien Fall	71
6.6	Messung direkt nach dem Einschalten	73
7	Zusammenfassung	76
8	Ausblick	77
	Literaturverzeichnis	79
	Abbildungsverzeichnis	82
	Tabellenverzeichnis	84
	Abkürzungsverzeichnis	85
	Anhang	
A	Diagramme der Messungen bei stillstehenden Motoren	87
B	Diagramme der Messungen bei laufenden Motoren	105

Inhaltsverzeichnis	3
--------------------	---

C Diagramme der Messung während einer Testfahrt	125
--	------------

D Diagramme der Messung im freien Fall	130
---	------------

E Inhalt der beigefügten DVD	133
-------------------------------------	------------

Index	134
--------------	------------

Kapitel 1

Einleitung

An der HTW Aalen wurde und wird in verschiedenen studentischen Arbeiten am Bau eines Quadcopters gearbeitet. Die spezifischen Eigenschaften dieses vierrotorigen Flugobjekts erlauben ein Schweben auf der Stelle, wodurch es insbesondere für Luftaufnahmen interessant ist.

Das Fernziel ist es, den Quadcopter autonom eine vordefinierte Bahn abfliegen zu lassen. Hierzu wie auch für die erforderliche Lageregelung wird ein Navigationssystem benötigt. Über Trägheitssensoren, die Beschleunigungen und Rotationen messen, lässt sich die Position und die Ausrichtung im Raum bestimmen. Per satellitengestützter Navigation können die mit der Zeit auflaufenden Positionsfehler kompensiert werden.

Diese Arbeit gibt einen Überblick über den Aufbau solcher Systeme. Den Hauptteil bildet die Vorstellung verschiedener Sensorfehler und von Methoden, sie zu analysieren und zu quantifizieren. Mit diesen Werkzeugen werden dann Messungen an der verwendeten Sensorik untersucht und die Ergebnisse präsentiert.

Kapitel 2

Systembeschreibung

Die in dieser Arbeit untersuchte Sensorik dient der Navigation eines Quadcopters. Dabei handelt es sich um ein Fluggerät mit Hubschrauber-ähnlichem Flugverhalten. Zur Verdeutlichung dieser Anwendung folgt hier eine Beschreibung sowohl der Navigation im Raum als auch des Quadcopters als exemplarischer Navigationsplattform.

Zur Navigation kommen zwei grundlegend verschiedene Verfahren zum Einsatz: Auf der einen Seite die Trägheitsnavigation, die anhand der Newton'schen Mechanik eine Fortschreibung der aktuellen Position bei Kenntnis eines Startpunktes durchführt. Daran schließt sich eine Übersicht über satellitengestützte Navigation an. Der große Vorteil von Satellitenortung ist die Ermittlung absoluter Positionsangaben. Es wird gezeigt, dass über das Werkzeug des Kalman-Filters die Vorteile beider Systeme miteinander verschmolzen werden können.

Den Abschluss dieses Kapitels bildet eine Erläuterung zum generellen Funktionsprinzip eines Quadcopters sowie eine Vorstellung des im Rahmen von Vorgängerarbeiten an der HTW Aalen erstellten Prototypen.

2.1 Trägheitsnavigation

Im Rahmen dieser Arbeit reicht es nicht, eine feste Position zu bestimmen. Vielmehr geht es darum, für ein frei im Raum bewegliches Objekt in schneller zeitlicher Abfolge die jeweilige Position sowie außerdem die Ausrichtung zu ermitteln. Eine Möglichkeit, dieses Ziel zu erreichen, stellt die Koppelnavigation dar. Ausgehend von einem bekannten Startpunkt werden in einem festen Zeitraster Richtung und Geschwindigkeit der durchgeführten Bewegung festgehalten. Nach jeder Messung wird der zuletzt zurückgelegte Weg aufaddiert und so die Position fortgeschrieben. Dieses Verfahren fand bereits im Zeitalter der Segelschiffe mit Kompass und Log¹ Anwendung.

¹Ein Stück Holz an einer Leine, die in regelmäßigen Abständen mit Knoten versehen ist. Das Log wird ins Wasser geworfen, schwimmt dann weitgehend auf der Stelle und rollt die Leine ab. Über das Zählen der in einem festgelegten Zeitintervall durchgelaufenen Knoten lässt sich die Geschwindigkeit relativ zur Strömung messen.

In einem Trägheits- oder Inertial-Navigationssystem (INS) wird statt der Geschwindigkeit die Beschleunigung gemessen. Die Massenträgheit bewirkt, dass sich eine Masse geradlinig-gleichförmig bewegt, wenn sie keiner Beschleunigung unterliegt. Eine Beschleunigung tritt dann auf, wenn eine Kraft auf die Masse wirkt:

$$\vec{a} = \frac{\vec{F}}{m}.$$

Physikalisch entspricht die Beschleunigung der ersten Ableitung der Geschwindigkeit bzw. der zweiten Ableitung der Position nach der Zeit:

$$\vec{a}(t) = \frac{d\vec{v}(t)}{dt} = \frac{d^2\vec{x}(t)}{dt^2}.$$

Somit lässt sich per Integration der Beschleunigung die Geschwindigkeit und durch erneute Integration die Position ermitteln:

$$\begin{aligned}\vec{v}(t) &= \int \vec{a}(t) dt. \\ \vec{x}(t) &= \int \vec{v}(t) dt = \iint \vec{a}(t) dt^2.\end{aligned}$$

Das Lösen dieser Integrale erfordert eine Kenntnis über die Startgeschwindigkeit \vec{v}_0 und die Startposition \vec{x}_0 zum Zeitpunkt t_0 . Während für \vec{v}_0 bei einer Initialisierung im Stillstand noch Null angenommen werden kann, muss \vec{x}_0 anderweitig ermittelt werden. Hier zeigt sich, dass eine ungestützte Trägheitsnavigation nur relative Positionsangaben liefern kann.

Des weiteren liegt in der doppelten Integration der Grund für das zweite große Problem der Trägheitsnavigation: Weist der Messwert $\tilde{\vec{a}}(t)$ neben der tatsächlichen Beschleunigung $\vec{a}(t)$ einen als konstant angenommenen Fehler \vec{b} auf so dass $\tilde{\vec{a}}(t) = \vec{a}(t) + \vec{b}$ ist, dann summiert sich dieser Fehler bei der Berechnung der Geschwindigkeit auf:

$$\vec{v}(t) = \vec{v}_0 + \int_{t_0}^t \tilde{\vec{a}}(\tau) d\tau = \vec{v}_0 + \int_{t_0}^t \vec{a}(\tau) d\tau + \underline{\vec{b} \cdot (t - t_0)}.$$

Der Geschwindigkeitsfehler wächst also linear mit der Zeit an. Der Positionsfehler wächst sogar quadratisch:

$$\vec{x}(t) = \vec{x}_0 + \int_{t_0}^t \vec{v}_0 + \int_{t_0}^t \tilde{\vec{a}}(\tau) d\tau^2 = \vec{x}_0 + \vec{v}_0 \cdot (t - t_0) + \int_{t_0}^t \int_{t_0}^t \vec{a}(\tau) d\tau^2 + \underline{\vec{b} \cdot (t - t_0)^2}.$$

Die beschriebene Rechnung ist nur gültig, wenn ausschließlich Translationen und keine Rotationen auftreten. Historisch wurde dieses Problem gelöst, indem die Rotationen tatsächlich ausgeschaltet wurden. Hierzu werden die Beschleunigungssensoren in einer kardanischen Aufhängung (engl. *gimbal*) montiert. Diese besteht aus drei ineinander verschachtelten und jeweils um eine Achse drehbaren Ringen (siehe Abbildung 2.1). Im Zentrum sind Beschleunigungsmesser

und Gyroskope montiert. Sobald die Gyroskope eine Rotation gegenüber der Ruhelage feststellen, wird über Motoren die kardanische Aufhängung verstellt. Drehungen um alle drei Raumachsen werden damit ausgeregelt, die Sensorplattform befindet sich stets in der selben Lage. Die Ausrichtung zum Bezugssystem und damit die Lage des Fahrzeugs im Raum lässt sich anhand der vorliegenden Verstellung der kardanischen Aufhängung ermitteln.

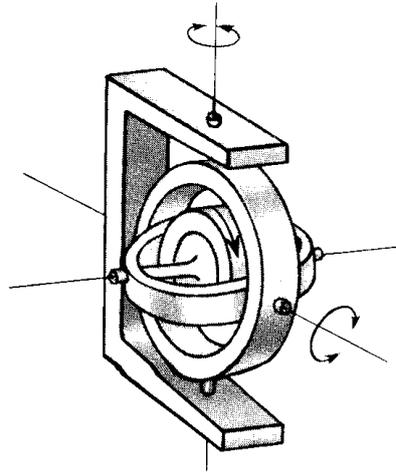


Abbildung 2.1 – Kardanische Aufhängung [Sch99]²

Wird auf die kardanische Aufhängung verzichtet, spricht man von einem *Strapdown*-System. Hier sind die Sensoren fest mit dem Fahrzeug verbunden. Dadurch werden die notwendigen Berechnungen deutlich komplizierter, weshalb erst die gesteigerte Rechenleistung moderner Computer *Strapdown*-Navigationssysteme ermöglicht hat. Ihre Vorteile beinhalten geringere mechanische Abmessungen und einen niedrigeren Preis. Außerdem existiert nur bei kardanischen Aufhängungen ein *gimbal lock* genanntes Problem, das auftritt, wenn sich die Achsen des innersten und des äußersten Rings überlagern. Es ist dann nur noch möglich, die Sensorplattform in zwei der drei Freiheitsgrade zu verstellen. Auf der anderen Seite sind Systeme mit kardanischer Aufhängung denen in *Strapdown*-Ausfertigung überlegen, was die Genauigkeit angeht.

Die Rotation eines Flugobjekts wird anhand der drei Winkel *Roll* (ω_x), *Pitch* (ω_y) und *Yaw* (ω_z) beschrieben. Sie werden im sogenannten körperfesten, d.h. auf das Flugobjekt bezogenen Koordinatensystem gemessen. Abbildung 2.2 zeigt die konventionell gewählte Anordnung für einen Starrflügler. Einen wichtigen Teil des *Strapdown*-Algorithmus' stellt die Transformation in ein Navigations-Koordinatensystem dar. Rotationen im dreidimensionalen Raum sind nicht kommutativ, was die Berechnung zusätzlich erschwert. Ausführliche Beschreibungen finden sich in der Literatur, z.B. [TW04, 310ff], [Jek01, 112ff].

In der Literatur werden vertiefend weitere Effekte erläutert, die bei der Trägheitsnavigation in einem rotierenden Bezugssystem wie der Erde zu beachten sind, z.B. Schuler-Oszillation, Coriolis-Effekt, *coning motion* und Fliehkraft.

²Bild unter <http://web.physik.rwth-aachen.de/~fluegge/Vorlesung/PhysIpub/Exscript/6Kapitel/VI9Kapitel.html>.

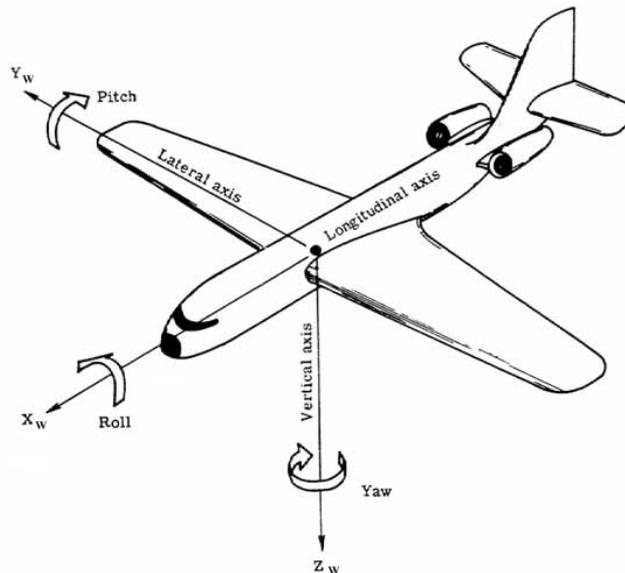


Abbildung 2.2 – Körperfestes Koordinatensystem [Mah05]

2.2 Satellitennavigation

Satellitengestützte Positionsbestimmung ist inzwischen zu einer Alltagstechnologie geworden, die z.B. Straßenkarten weitgehend durch elektronische Navigationsgeräte ersetzt hat. Ermöglicht wird dies durch eine Reihe von Satelliten, welche in einem Orbit von mehr als 20 000 km über der Erdoberfläche kreisen. Jeder der Satelliten beinhaltet eine Atomuhr und versendet deren Uhrzeit sowie seine Position per Funk mit einer Trägerfrequenz von ca. 1,5 GHz. Ein Empfänger verarbeitet die Signale mehrerer Satelliten, woraus wieder deren individuelle Positionen und Uhrzeiten rekonstruiert werden können. In Zusammenhang mit der Lichtgeschwindigkeit lassen sich aus der Zeit, die die Signale jeweils vom Satelliten zur Empfänger-Antenne benötigt haben, die Entfernung zum Satelliten berechnen. Somit spannt sich um jeden Satelliten eine Kugeloberfläche mit dem entsprechenden Radius, auf der sich der Empfänger befindet. Über den Schnittpunkt mehrerer Kugeln ergibt sich dann die Position. Wenn im dreidimensionalen Raum genau drei Satelliten für die Positionsbestimmung verwendet werden, ergeben sich zwei Schnittpunkte. Einer davon liegt nahe der Erdoberfläche, der andere mehrere tausend Kilometer oberhalb. Für die erdnahe Navigation kann aufgrund dessen einer der beiden Schnittpunkte verworfen werden. Abbildung 2.3 skizziert diese Zusammenhänge im Zweidimensionalen. Dort werden zwei statt drei Satelliten benötigt.

Tatsächlich wird zur Ermittlung der Position noch ein weiterer Satellit benötigt. Im Empfänger wird üblicherweise keine hoch genaue Atomuhr eingesetzt, stattdessen kommt hier als Zeitreferenz ein Quarz zum Einsatz. Die Empfängeruhr geht dementsprechend gegenüber den Uhren der Satelliten falsch. Dieser Fehler wirkt sich auf die Berechnung der Entfernungen aus, weshalb diese auch als *Pseudorange*s bezeichnet werden. Ein einfaches Modell hierfür ist $R = \rho + c \cdot \delta$

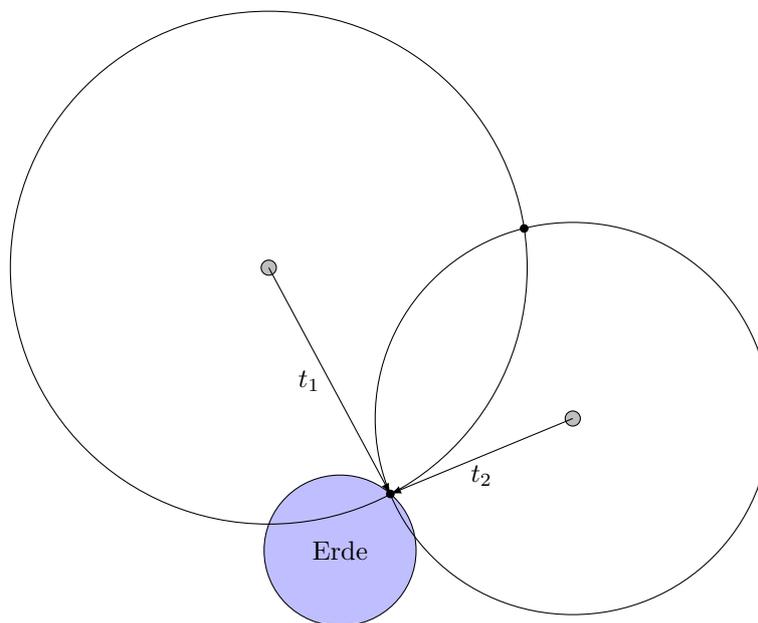


Abbildung 2.3 – Positionsbestimmung

mit *Pseudorange* R , tatsächlicher Entfernung ϱ , Uhrenfehler δ und der Lichtgeschwindigkeit c [HWLW08, 4]. Unter der Annahme perfekt synchronisierter Satellitenuhren ist der Uhrenfehler für alle Satelliten gleich, weshalb sich durch einen zusätzlichen Satelliten und damit eine zusätzliche Gleichung das System wieder eindeutig bestimmen lässt. Im Dreidimensionalen werden also für die drei unbekannt Koordinaten sowie den unbekannt Uhrenfehler die Signale von vier Satelliten benötigt. Das Prinzip ist in Abbildung 2.4 für den zweidimensionalen Fall verdeutlicht.

Bewegen sich Satellit und Empfänger relativ zueinander, verschiebt sich die Empfangsfrequenz entsprechend dem Dopplereffekt. Das Phänomen tritt durch die Bewegung der Satelliten um die Erde auf sowie durch Bewegungen des Empfängers. Die Bewegung der Satelliten kann aus den übertragenen Daten errechnet und somit die hierdurch verursachte Frequenzverschiebungen kompensiert werden. Über verbleibende Doppler-Verschiebungen lässt sich die Geschwindigkeit des Empfängers relativ zur Erde betrags- und richtungsmäßig bestimmen.

Heute wird in erster Linie das US-Amerikanische Satellitennavigationssystem GPS (*Global Positioning System*) eingesetzt. Bereits im Jahr 1978 wurden die ersten Satelliten ins Weltall gebracht. Das vom amerikanischen Militär betriebene System wurde für zivile Anwendungen freigegeben, nachdem im Jahr 1983 der zivile Flug *Korean Airlines 007* versehentlich über Sowjetisches Territorium geflogen war und daraufhin abgeschossen wurde [HWLW08, 310f.]. Inzwischen wurde das System mehrfach modernisiert. Konkurrenzsysteme sind u.a. das russische GLONASS und das in der Entwicklung befindliche europäische System Galileo.

Die Positionsdaten der GPS-Satelliten werden nicht direkt übermittelt sondern in Form von Parametern zugehöriger Rechenmodelle [HWLW08, 49ff]. Jeder

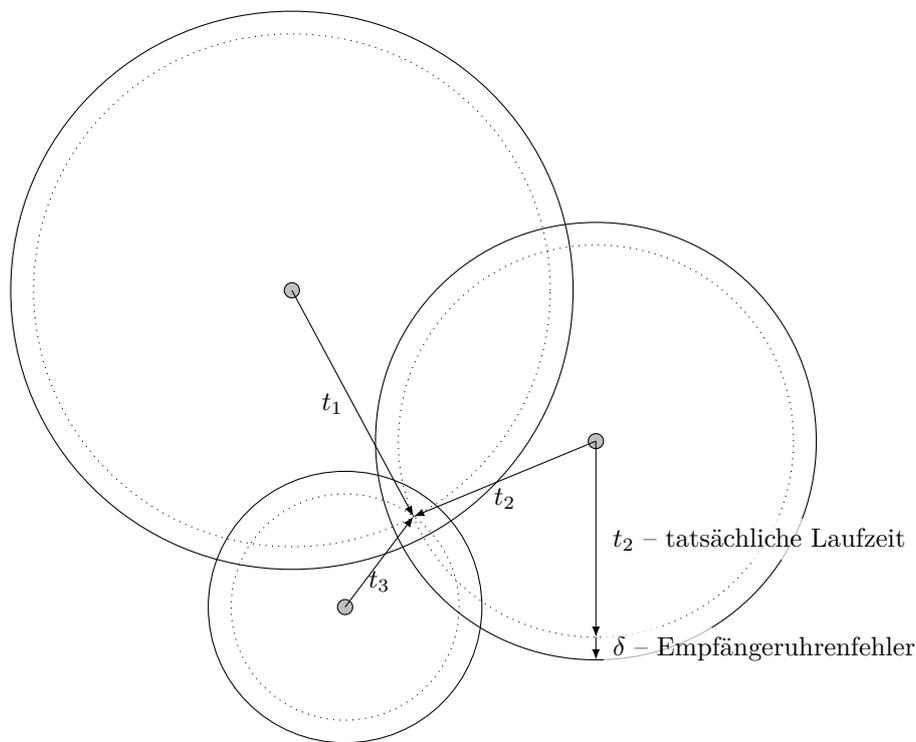


Abbildung 2.4 – Uhrenfehler-Kompensation durch weiteren Satelliten

Satellit sendet Almanach-Daten sämtlicher Satelliten. Die daraus ermittelbaren Positionen sind allerdings sehr ungenau. Sie eignen sich daher nicht, um Navigationslösungen zu errechnen. In erster Linie lässt sich durch sie die Akquisition weiterer als der bereits empfangenen Satellitensignale vereinfachen. Für die auf ca. einen Meter genaue Bestimmung der Satellitenpositionen werden die Ephemeridendaten benutzt, die ausschließlich vom jeweiligen Satelliten selbst ausgestrahlt werden. Um noch genauere Positionsbestimmungen zu erreichen, kann auf z.B. im Internet verteilte präzise Ephemeridendaten zurückgegriffen werden. Sie stehen jedoch nur zeitverzögert zur Verfügung, weshalb diese Möglichkeit für Echtzeit-Anwendungen ungeeignet ist.

Ein anderer Ansatzpunkt für genauere Navigationslösungen ist die Analyse der Trägerphase. Die Ergebnisse sind gegenüber der reinen Laufzeitmessung, wie sie oben beschrieben wurde, genauer. Dafür treten hier Mehrdeutigkeiten im Abstand der Wellenlänge von ca. 20 cm auf, die aufgelöst werden müssen.

Die erzielbare Genauigkeit einer per GPS ermittelten Positionsangabe unterliegt verschiedenen Fehlerquellen. Tabelle 2.1 nennt einige von ihnen zusammen mit ihrem Anteil am Gesamtfehler. In erster Linie trägt die Wellenausbreitung in der Ionosphäre zum Positionsfehler bei. Dieser Effekt lässt sich über den Empfang eines zweiten Signals auf einer anderen Frequenz kompensieren. Dies steht bisher jedoch nur militärischen Empfängern zur Verfügung, weil der zweite Kanal verschlüsselt ist. Methoden, die ohne Entschlüsselung auskommen, beispielsweise durch eine Quadrierung des Signals, sind weniger effektiv. Eine weitere Fehlerquelle liegt im Mehrwegeempfang. Die vom Satelliten ausgestrahlt-

Ursache	Positionsfehler
Einfluss der Ionosphäre	3,0 m
Ephemeridendaten (bestimmen die Satellitenposition)	1,5 m
Satellitenuhren	1,5 m
Mehrwegeempfang (<i>Multipath</i>)	1,0 m
Einfluss der Troposphäre	0,7 m
Einfluss des Empfängers	0,5 m
Totaler RMS-Wert	4,0 m

Tabelle 2.1 – Fehlerquellen bei der Positionsbestimmung per GPS [Zog09]

ten Signale werden an Hindernissen wie z.B. Gebäuden reflektiert. Gelangt ein reflektiertes Signal zum Empfänger, hat es einen längeren Weg zurückgelegt als es der Entfernung zwischen Empfänger und Satellit entspricht. Folglich ergibt sich ein Positionsfehler. Die Positionsfehler unterliegen zeitlichen Schwankungen und sind dementsprechend nur statistisch zu fassen. Laut [Zog09] wichen von Juli bis September 2008 95% der Messwerte in der Horizontalen um maximal 1,995 m vom tatsächlichen Wert ab.

Ein systematischer Fehler ergibt sich über die geometrische Anordnung der ausgewerteten Satelliten zum Messzeitpunkt. Die ungünstigste Konstellation liegt vor, wenn alle Satelliten sich in einer Ebene befinden. Die besten Ergebnisse werden erzielt, wenn ein Satellit direkt über dem Empfänger steht und sich die anderen gleichmäßig am Horizont verteilen [HWLW08, 263]. Aus der Satelliten-Anordnung lässt sich die *Dilution of precision* (DOP) berechnen. Sie ist ein Maß für die Güte der Konstellation. Je kleiner die DOP ausfällt, desto weniger werden *Pseudorange*-Messfehler bei der Berechnung von Position und Uhrenfehler verstärkt [Wen07, 103].

2.3 Sensorfusion mittels Kalman-Filter

Trägheits- und Satellitennavigation ergänzen sich gut, indem die Positionsbestimmung mithilfe von Satelliten eine absolute Positionsangabe mit begrenztem Fehler liefert, wohingegen mittels Trägheitsnavigation ausgehend von der absoluten Ausgangsposition für kurze Zeit die Position fortgeschrieben werden kann. Die dabei auftretenden Fehler, die quadratisch mit der Zeit anwachsen, werden regelmäßig über die Satellitennavigation kompensiert.

Dieses Prinzip ist in Abbildung 2.5 veranschaulicht. Eine eindimensionale Position wird per Satellitennavigation (grüne Kreise) ermittelt. Die Positionsbestimmung erfolgt relativ selten, dafür ergibt sich ein absoluter Wert mit begrenztem Fehler. Ausgehend von der letzten Positionsbestimmung per Satellit wird die Position mithilfe einer Trägheitsnavigation fortgeschrieben. Die schwarzen Balken beschreiben deren Konfidenzintervall. Die Trägheitsnavigationslösung wird oft aktualisiert, dafür wächst der Fehler quadratisch mit der Zeit an. Eine exakte Aussage über die tatsächlich durchgeführte Bewegung (rot gestrichelte Linie) wird ohne Stützung mit der Zeit zunehmend unmöglich.

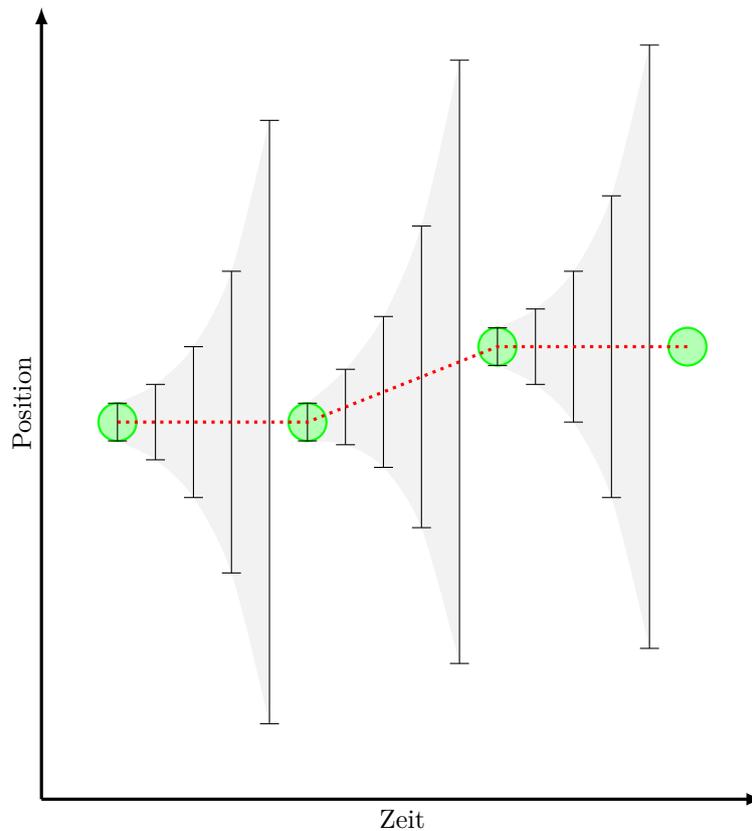


Abbildung 2.5 – Sensorfusion. Quadratisch anwachsende Fehler werden regelmäßig zurückgesetzt

Das Kalman-Filter stellt eine Möglichkeit dar, die beschriebene Sensorfusion durchzuführen. Es handelt sich dabei um einen Parameter- oder Zustandsschätzer für lineare Systeme, die normalverteiltes Rauschen enthalten. Über das Rauschen ist es weiterhin möglich, Ungenauigkeiten im Systemmodell zu berücksichtigen. Das System selbst wird als ein Satz Differentialgleichungen beschrieben.

Ein System

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{B} \cdot \mathbf{u}_k + \mathbf{w}_k$$

mit dem Zustandsvektor \mathbf{x}_k zum diskreten Zeitschritt k , Zustandsübergangsmatrix \mathbf{A} , Eingangsmatrix \mathbf{B} , Eingangsvektor \mathbf{u}_k und überlagertem Systemrauschen \mathbf{w}_k ist beobachtbar als

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H} \cdot \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k$$

mit der Messgröße \mathbf{z}_k , Messmatrix \mathbf{H} und Messrauschen \mathbf{v}_k .

Das Kalman-Filter führt zu jedem Zeitschritt die beiden Berechnungs-Schritte „predict“ (Vorhersage) und „correct“ (Korrektur) aus. Im Vorhersageschritt wird der nächste Systemzustand und der geschätzte Fehler anhand der Systemgleichung fortgeschrieben. Diese Vorhersage wird im Korrekturschritt mit einer Messung des Systems verglichen. Eine Abweichung führt zur Anpassung der

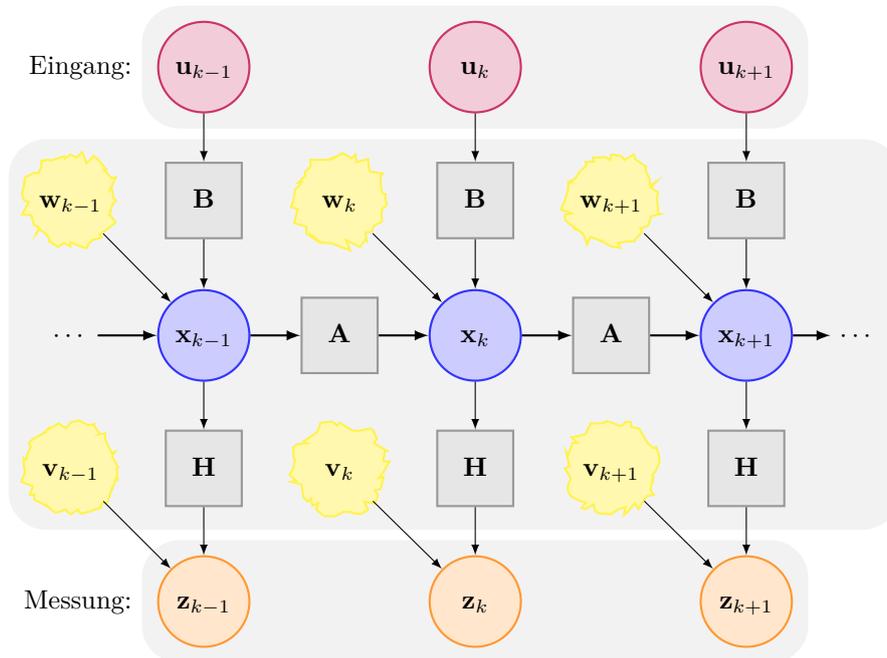


Abbildung 2.6 – Das dem Kalman-Filter zugrundeliegende Systemmodell

Parameter, sodass die Schätzung mit zunehmender Anzahl von Schätz- und Korrekturschritten immer genauer wird. Das Kalman-Filter minimiert die mittlere quadratische Abweichung zwischen Schätzwert und gemessenem Systemzustand. Über zwei Parameter lässt sich eine Anpassung an das überlagerte System- und Messrauschen vornehmen. Je besser die Parameter auf das reale System abgestimmt sind, desto schneller konvergiert das Kalman-Filter.

Treten im betrachteten System Nichtlinearitäten beim Zustandsübergang oder bei der Messung auf, kann das lineare Kalman-Filter nicht mehr verwendet werden. Das *Extended Kalman filter* (EKF) ermöglicht die Betrachtung schwach nichtlinearer Systeme, indem es zu jedem Zeitschritt eine Linearisierung durchführt. Gemäß [Wen07, 153ff] ist diese Näherung bis zur ersten Ordnung genau. Eine Genauigkeit dritter Ordnung ist durch den Einsatz eines Sigma-Point-Kalman-Filters erreichbar, wobei der Term dritter Ordnung wie auch in der exakten Lösung Null ist.

Weitere Erläuterungen zum Kalman-Filter sind in [WB06] zu finden. Dort wird in einem einfachen Beispiel das (lineare) Kalman-Filter als Schätzer einer direkt messbaren, konstanten aber mit Rauschen überlagerten Größe eingesetzt.

2.3.1 Schätzung einer harmonischen Schwingung

Anhand einer harmonischen Schwingung soll die Funktionsweise des Kalman-Filters erläutert werden. Die Schwingung lässt sich über die Differentialgleichung

$$\ddot{u} + \omega_0^2 u = 0$$

beschreiben. Hierbei ist u die Auslenkung und ω_0 die Frequenz der Schwingung.

Die obige Differentialgleichung wird nun in die Zustandsraumdarstellung überführt. Hierzu werden als erstes die beiden Zustandsvariablen x_1 und x_2 zu

$$\begin{aligned}x_1 &= u(t) \quad \text{und} \\x_2 &= \frac{du(t)}{dt}\end{aligned}$$

definiert. Als nächstes wird jeweils deren Ableitung gebildet:

$$\begin{aligned}\frac{dx_1}{dt} &= \dot{u} = x_2. \\ \frac{dx_2}{dt} &= \ddot{u} = -\omega_0^2 \cdot x_1.\end{aligned}$$

Die erste Ableitung des Zustandsvektors

$$\mathbf{x} = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix}$$

ergibt sich zur Zustandsraumdarstellung

$$\dot{\mathbf{x}} = \frac{d}{dt} \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_2 \\ -\omega_0^2 \cdot x_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ -\omega_0^2 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \end{pmatrix} = \mathbf{F} \cdot \mathbf{x}.$$

Im Zeitdiskreten ergibt sich nach [HWLW08, 245] mit

$$\begin{aligned}\tilde{\mathbf{A}} &= \mathbf{I} + \mathbf{F} \cdot \Delta t + \frac{1}{2} (\mathbf{F} \cdot \Delta t)^2 + \dots = \sum_{n=0}^{\infty} \frac{1}{n!} (\mathbf{F} \cdot \Delta t)^n \\ &= e^{\mathbf{F} \cdot \Delta t} = \exp \begin{pmatrix} 0 & \Delta t \\ -\omega_0^2 \cdot \Delta t & 0 \end{pmatrix} \\ &\approx \mathbf{I} + \mathbf{F} \cdot \Delta t = \begin{pmatrix} 1 & \Delta t \\ -\omega_0^2 \cdot \Delta t & 1 \end{pmatrix} = \mathbf{A}\end{aligned}$$

das bereits bekannte Systemmodell

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{w}_k.$$

Hierbei ist Δt die Zeit-Schrittweite und \mathbf{I} die Einheitsmatrix. In diesem Beispiel existiert kein Eingangssignal u_k , weshalb sich das Systemmodell entsprechend vereinfacht hat. Formell ist die Eingangsmatrix $\mathbf{B} = \mathbf{0}_{2 \times 2}$. Die Reihenentwicklung für \mathbf{A} wurde nach dem zweiten Glied abgebrochen.

Es wird direkt die Auslenkung u der Schwingung gemessen. Diese entspricht der Zustandsvariablen x_1 , sodass sich das Messmodell zu

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H} \cdot \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k = \begin{pmatrix} 1 & 0 \end{pmatrix} \cdot \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k$$

ergibt.

Ein MATLAB-*Script* setzt die beschriebenen Modelle sowie ein (lineares) Kalman-Filter um. Es wird eine Sinus-Schwingung mit variabler Frequenz, Phase

und Amplitude simuliert, mit normalverteiltem Rauschen einstellbarer Intensität überlagert und dem Kalman-Filter als Messung übergeben. Die Frequenz ω_0 ist über die System-Matrix \mathbf{A} bereits festgelegt. Über Phase und Amplitude hat das Kalman-Filter keine Kenntnis. Da es als Zustands- und nicht als Parameter-Schätzer ausgelegt ist, werden diese Parameter nicht direkt ermittelt. Stattdessen sind sie in dem geschätzten Systemzustand implizit enthalten.

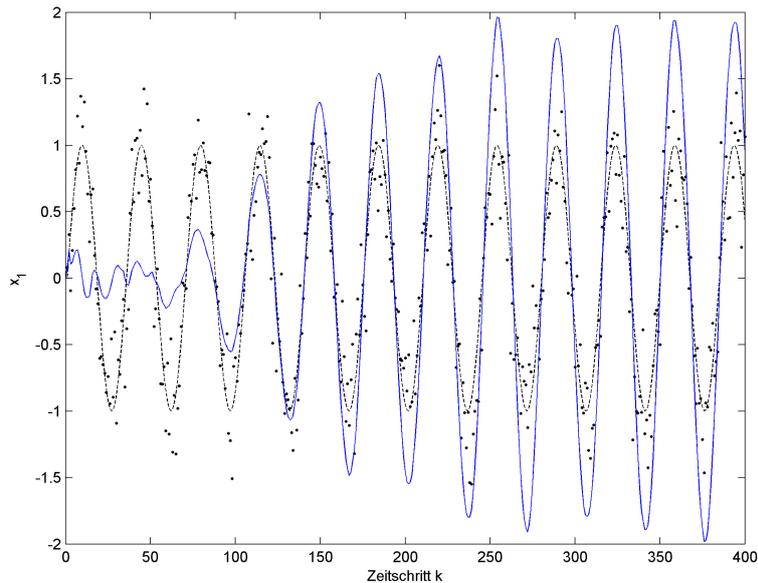


Abbildung 2.7 – Schätzung einer harmonischen Schwingung per Kalman-Filter

Das Ergebnis eines Durchlaufs ist in Abbildung 2.7 visualisiert. Dort ist als schwarz gestrichelte Kurve der tatsächliche Verlauf der harmonischen Schwingung dargestellt. Die schwarzen Punkte sind die dem Kalman-Filter übergebenen Messwerte \mathbf{z}_k , bestehend aus der reinen Sinus-Schwingung mit Amplitude 1 und überlagertem normalverteiltem Rauschen mit Standardabweichung 0,3. Der geschätzte Systemzustand x_1 ist in blau dargestellt.

Zu Beginn ist der Zustandsvektor willkürlich zu $\mathbf{x}_0 = (0 \ 0)^T$ initialisiert worden. Die Verlässlichkeit dieser ersten Schätzung wurde als sehr gering festgelegt, weshalb das Filter mit Eintreffen des ersten Messwertes diesen als neuen Systemzustand x_1 annimmt. Im weiteren Verlauf scheint die Schätzung erst zufällig zu springen, bis sie nach ca. 100 Zeitschritten den Verlauf der zu schätzenden Schwingung sicher verfolgt. Daraufhin steigt die Amplitude der geschätzten Schwingung auf knapp das zweifache des tatsächlichen Wertes an und stabilisiert sich dort. Eine mögliche Ursache hierfür ist in dem vereinfachten Systemmodell zu sehen.

2.4 Funktionsprinzip eines Quadcopters

Ein Quadcopter oder Quadrocopter ist ein Fluggerät, das mit vier im Kreis angeordneten Rotoren in der Luft schweben und sich fortbewegen kann. Eine Steuerung, also Steig- und Sinkflug, eine Verkippung mit daraus folgendem Vorwärtsflug sowie die Drehung um die eigene Achse wird allein über die individuelle Drehzahl der vier Rotoren bewerkstelligt. Wie Abbildung 2.8 entnommen werden kann, drehen sich jeweils zwei Rotoren im und zwei gegen den Uhrzeigersinn. Wird das Drehzahlverhältnis zwischen den beiden orangefarbenen Propellern 2 und 3 verändert, kippt der Quadcopter um die im Bild vertikale X-Achse. Das Verhältnis bezüglich der blauen Rotoren 0 und 1 entscheidet über die Verkippung um die horizontale Y-Achse. Eine Drehung um die aus dem Bild herausragende Z-Achse wird durch das Drehzahlverhältnis der beiden blauen zu den beiden orangefarbenen Propellern erreicht. Jeder Rotor bewirkt im Quadcopter ein Drehmoment, dessen Richtung der Propeller-Drehung entgegengesetzt ist. Werden die links- und rechts-drehenden Rotoren gleich schnell gedreht, gleichen sich die auf den Quadcopter wirkenden Drehmomente aus.

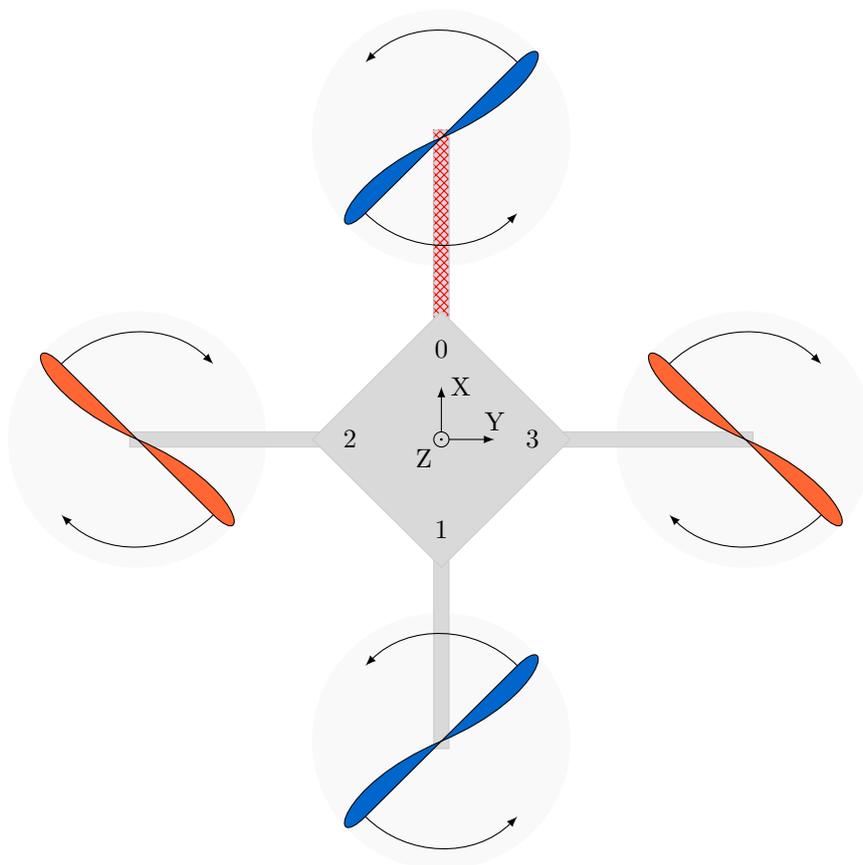


Abbildung 2.8 – Schematischer Quadcopter (Draufsicht)

Ein Quadcopter weist prinzipbedingt anders als z.B. ein Starrflügler keine feste Flugrichtung auf. Zur Definition der bereits aus Abbildung 2.2 bekannten

körperfesten Koordinaten- und Rotationsachsen wurde der Rotor 0 als „vorne“ festgelegt. Die im Bild rot markierte Strebe ist somit die X- bzw. Roll-Achse; die Yaw-Achse steht senkrecht auf der Abbildung. Die Z-Achse zeigt entsprechend [NS09, 19] nach oben und nicht nach unten. Dies steht im Gegensatz zur konventionell gewählten und in Abbildung 2.2 dargestellten Richtung. Mit nach oben zeigender Z-Achse ergibt sich ein Linkssystem.

Diese nicht systemimmanente Achsenbezeichnung macht deutlich, dass ein Quadcopter sich sehr frei im Raum navigieren lässt. Außerdem ist es möglich, mit ihm auf der Stelle zu schweben. Im Flug erweist sich ein Quadcopter allerdings als sehr instabil, weshalb eine Lageregelung unbedingt erforderlich ist.

2.5 Verwendete Quadcopter-Plattform

Seit 2008 haben sich Studenten in mehreren Vorgängerarbeiten an der HTW Aalen mit dem Bau und der Inbetriebnahme eines Quadcopters beschäftigt. Dabei wurde das Abbildung 2.9 zu entnehmende Schema entworfen: Eine „*Motor Control Unit*“ nimmt Sensorwerte für Rotationen, Beschleunigungen und den Luftdruck auf. Auf deren Basis findet eine Lageregelung statt. Die hierzu erforderlichen Motordrehzahlen als Steuergrößen werden an vier separate Motorregelungen weitergereicht. Sie steuern vier *Brushless*-DC-Motoren an. Die von der *Motor Control Unit* aufgenommenen Sensordaten werden parallel zur internen Verarbeitung an die „*Flight Control Unit*“ weitergereicht. Diese ist für die Flugsteuerung verantwortlich. Mithilfe eines GPS-Empfängers wird die aus den Trägheitssensoren ermittelte Navigationslösung gemäß Kapitel 2.3 gestützt. In diesem Zusammenhang ermittelte Korrekturwerte für die Sensoren werden zurück an die *Motor Control Unit* geschickt. Außerdem werden für das Abfliegen einer vordefinierten Route notwendige Steuerkommandos übergeben.

Im Rahmen von [Mai08] entstand eine Platine für die *Motor Control Unit*. Sie enthält einen 8-Bit-Microcontroller vom Typ Microchip PIC18F8723, drei Gyroskope und einen IC mit drei Beschleunigungssensoren für die drei Raumachsen sowie einen Luftdrucksensor. Die Sensorik wird ausführlich in Kapitel 3 besprochen. Weiterhin weist die Platine Bauteile für Spannungsversorgung, Programmierung, Diagnose und Anschlüsse für die Kommunikation nach außen auf. Die Ansteuerung der Motorregler erfolgt über I²C, das der Microcontroller hardwareseitig unterstützt. Ein zweiter I²C-Port sowie eine Anbindung per RS232 sind auf Steckverbindern herausgeführt.

Im Rahmen von [NS09] wurde die beschriebene Platine in Betrieb genommen und zusammen mit vier Motoren und einem Akku an einem Rahmen montiert (siehe Abbildung 2.10). Die Platine ist hierbei fest mit dem Rahmen verbunden, es findet also keine Entkopplung gegenüber von den Motoren induzierten Vibrationen statt. Auf dem Microcontroller wurde eine einfache Regelung implementiert. Über ein Bluetooth-Modul findet eine drahtlose Kommunikation zwischen Quadcopter und einer PC-gestützten Steuer-Software statt. Die Software wertet die Signale einer an den PC angeschlossenen Kabel-Fernsteuerung aus und sendet daraus ermittelte Steuer-Kommandos an den Quadcopter. Flugversuche mit dieser Kombination haben eine grundlegende Steuerbarkeit gezeigt, für einen kontrollierten Flug war die Regelung jedoch noch nicht geeignet.

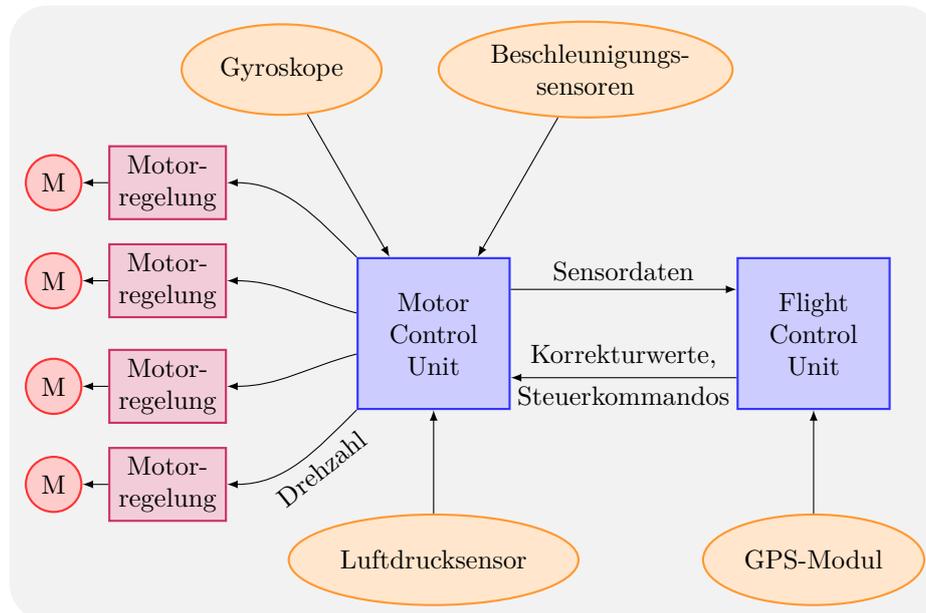


Abbildung 2.9 – Blockdiagramm des Systems



Abbildung 2.10 – Der im Rahmen von [NS09] gebaute Quadcopter

Die Energieversorgung des Quadcopters erfolgt über einen Lithium-Polymer-Akku mit 3 seriell geschalteten Zellen und damit einer Nennspannung von 11,1 V. Die Kapazität beträgt 6000 mAh und der maximale Dauerstrom 132 A. Die Energie von 66,6 Wh reicht für eine geschätzte Flugdauer von 15 bis 30 Minuten.

Kapitel 3

Sensorik

In diesem Kapitel wird die zur Navigation benötigte Sensorik beschrieben. Dies geschieht, soweit möglich, anhand der im verwendeten Quadcopter konkret verbauten Sensoren. Die grundsätzlichen Überlegungen sind jedoch generalisierbar, sowohl was die Auswahl einzelner Sensorbauteile als auch den Einsatz für andere Navigationsaufgaben betrifft. Abschließend werden sinnvolle Erweiterungen um hilfreiche Messgrößen vorgeschlagen.

3.1 Analog/Digital-Wandlung

Das Herzstück der Sensorik stellt ein 8-Bit-Microcontroller vom Typ Microchip PIC18F8723 dar. Er verfügt über einen Analog-Digital-Wandler (A/D-Wandler) mit 12 Bit Auflösung und 16 Kanälen. Von der Möglichkeit, eine externe Referenzspannung zu verwenden, wird kein Gebrauch gemacht. Als Referenz wird die analoge 5 V-Betriebsspannung verwendet. Die Auflösung von 12 Bit ergibt eine Abtastung in 4096 Stufen. Demzufolge können nur Messwerte unterschieden werden, die um mindestens 1,22 mV variieren.

Der Microcontroller wird mit $F_{OSC} = 20$ MHz betrieben, dementsprechend ist $T_{OSC} = 1/F_{OSC} = 0,05$ μ s. Der A/D-Wandler wird mit den Parametern $T_{AD} = 64T_{OSC}$ und $T_{ACQT} = 2T_{AD}$ initialisiert [NS09]¹. Laut [Mic07, 35ff] dauert eine A/D-Wandlung $T_{ACQT} + 13T_{AD} = 48$ μ s. Somit beträgt die mit diesen Einstellungen maximal mögliche Abtastrate 20,8 kHz. Der tatsächlich erreichbare Wert liegt darunter, weil Vorgänge wie Kanalwechsel, Starten der Wandlung, Auslesen und Verarbeitung der Messwerte hierbei nicht berücksichtigt wurden.

In [Mic07, 35] wird beim Betrieb mit 20 MHz ein T_{AD} von $16T_{OSC}$ empfohlen. Dies würde die erreichbare Abtastrate gegenüber dem oben errechneten Wert vervierfachen. Außerdem ließe sich hierdurch möglicherweise die Qualität der A/D-Wandlung steigern: „*For correct A/D conversions, the A/D conversion clock (T_{AD}) must be as short as possible but greater than the minimum T_{AD} .*“ [Mic07, 35]

¹Beigefügte Firmware: analog.c in Zeile 123

Für die Abtastung analoger Signale gilt das Shannon'sche Abtasttheorem. Es besagt, dass mit der Rate f_{sample} abgetastete Signale keine Frequenzkomponenten größer oder gleich $f_{sample}/2$ beinhalten dürfen. Andernfalls tritt Aliasing auf, d.h. diese höheren Frequenzen werden in den Frequenzbereich von 0 bis $f_{sample}/2$ gespiegelt. Um das Abtasttheorem nicht zu verletzen, ist durch geeignete Anti-Aliasing-Tiefpassfilter sicherzustellen, dass Frequenzen oberhalb $f_{sample}/2$ deutlich gedämpft werden, möglichst unter das Rauschniveau. Für eine weitergehende Betrachtung sei auf Standardliteratur zum Thema Digitale Signalverarbeitung verwiesen, z.B. [Smi99].

3.2 Beschleunigungssensoren

Wie in Kapitel 2.1 dargelegt, wird in der *Strapdown*-Rechnung durch einfache Integration der gemessenen Beschleunigung die Geschwindigkeit und durch zweifache Integration die Position ermittelt. Um Bewegungen in allen drei Dimensionen des Raums messen zu können, werden drei Beschleunigungsmesser benötigt, die kartesischen Koordinaten entsprechend rechtwinklig zueinander angeordnet sind.

Neben der durch Bewegung verursachten Kraft messen die Beschleunigungssensoren außerdem die Erdbeschleunigung. Sie weist gegenüber der Erdoberfläche senkrecht nach unten. Im Erdmodell WGS-84 (*World Geodetic System of 1984*) wird sie modelliert als

$$g = g_0 \cdot (1 + g_1 \sin^2(\varphi) + g_2 \sin^2(2\varphi)) \cdot \left(\frac{R_0}{R_0 - h} \right)^2$$

mit

$$\begin{aligned} g_0 &= 9,780318 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}, \\ g_1 &= 5,3024 \cdot 10^{-3}, \\ g_2 &= 5,9 \cdot 10^{-6}, \\ R_0 &= \sqrt{R_e \cdot R_n}, \\ R_e &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi)}}, \\ R_n &= a \cdot \frac{1 - e^2}{(1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi))^3 / 2}, \\ e &= \sqrt{f \cdot (2 - f)}, \\ f &= \frac{a - b}{a}, \\ a &= 6378137,0 \text{ m}, \\ b &= a \cdot (1 - f) \end{aligned}$$

und der geographischen Breite φ sowie der Höhe über dem modellierten Erdellipsoid h . Aufgrund der im Modell wiedergegebenen Elliptizität der Erde weist die lokale Vertikale und damit gleichzeitig auch die Gravitation nicht zum Erdmittelpunkt [Wen07, 31].

Entgegen der Intuition wird die Gravitation als Beschleunigung nach oben und nicht nach unten, zur Erde hin, gemessen. Hierzu muss man sich vor Augen führen, wie die Gravitation auf eine Probemasse im Beschleunigungssensor wirkt. Steht der Sensor an einem festen Punkt im Raum, wird die Probemasse nach unten ausgelenkt. Eine gleichgerichtete Auslenkung erfährt die Probemasse, wenn der gesamte Sensor aktiv nach oben beschleunigt wird (siehe Abbildung 3.1). Befindet sich der Sensor im freien Fall, ist die Probemasse in Ruhelage. Ohne Gravitation würde eine Beschleunigung nach unten gemessen werden. Weil die Erdbeschleunigung wie eine Beschleunigung nach oben gemessen wird, gleichen sich beide Effekte genau aus.

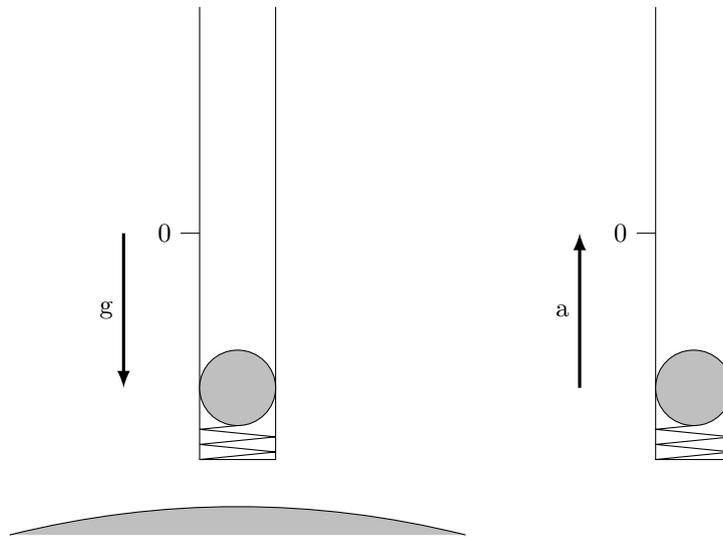


Abbildung 3.1 – Links: Beschleunigungs-Messer in Ruhe im Schwerfeld der Erde. Rechts: Beschleunigungs-Messer nach oben beschleunigt, kein Schwerfeld. Nach [Wen07, 55]

Außerdem ist es beim Einsatz präziser Beschleunigungsmesser möglich, die Coriolis-Kraft in Folge von geradlinigen Bewegungen in einem rotierenden Bezugssystem zu messen. Letzteres ist hierbei die Erde. Die Coriolis-Kraft berechnet sich zu $\vec{F}_C = 2 \cdot m \cdot \vec{v} \times \vec{\omega}$ und ihr Betrag zu $F_C = 2 \cdot m \cdot v \cdot \omega \cdot \sin(\alpha)$, wobei α der Winkel zwischen der Drehachse $\vec{\omega}$ und der Geschwindigkeit \vec{v} im rotierenden Bezugssystem ist [Str99, 55].

3.2.1 Verwendete Beschleunigungssensoren

Im Quadcopter wurde der IC LIS3L02AS4 verbaut. Er integriert 3 Beschleunigungssensoren für alle drei Raumachsen auf einem Chip in der Gehäusebauform SO-22 (Abmessungen $16 \times 8 \times 3$ mm). Die Sensoren sind in MEMS-Technologie gefertigt (*Micro-Electro-Mechanical Systems*), d.h. mechanische Strukturen sind zusammen mit der Auswerte-Elektronik in einem gemeinsamen Prozess auf dem selben Silizium-Chip untergebracht worden [STM05, 1]. Auf diese Art gefertigte Sensoren sind solchen aus konventioneller Herstellung preislich überlegen, weisen dafür jedoch typischerweise schlechtere Kennwerte auf.

Die Sensoren können auf einen Messbereich von $\pm 2g$ oder $\pm 6g$ eingestellt werden. Momentan wird zugunsten der entsprechend höheren Auflösung der kleinere Bereich verwendet. Ob dieser für dynamische Flugmanöver ausreichend ist, werden später durchzuführende Versuche zeigen müssen.

Laut [STM05, 6] verwendet die interne Elektronik „*Correlated Double Sampling*“, um Offsets und $1/f$ -Rauschen zu unterdrücken. Dem Datenblatt ist weiterhin zu entnehmen, dass dem Sensor für die senkrecht zum Chip stehende Z-Achse etwa doppelt soviel Rauschen überlagert ist, wie für die X- und Y-Achse. Beim Quadcopter ist dies die vertikale Achse.

Gemäß [NS09, 22] kann entsprechend der Angaben aus dem Datenblatt die Beschleunigung mit einer Auflösung von $18,1 \cdot 10^{-3} \text{ m/s}^2$ gemessen werden. Dabei wirkt sich die Versorgung mit 3 V nachteilig aus. Es wird nur 60% des Messbereichs vom mit 5 V versorgten A/D-Wandler im Microcontroller ausgenutzt.

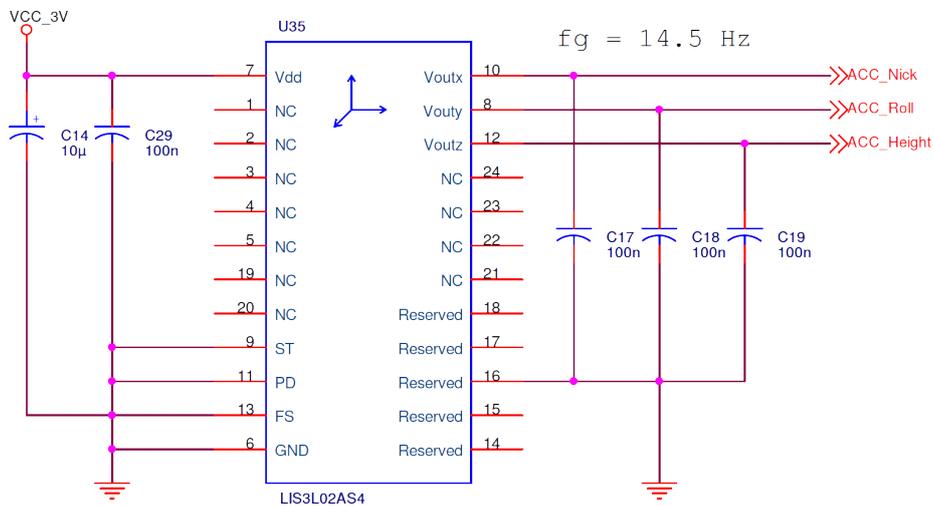


Abbildung 3.2 – Beschaltung des Beschleunigungssensor-ICs [NS09]

Intern verfügt jeder Ausgang über einen Reihenwiderstand mit $110 \text{ k}\Omega \pm 20\%$ [STM05, 7]. Zusammen mit den Kondensatoren C17 bis C19 aus Abbildung 3.2 ergibt sich so jeweils ein Anti-Aliasing-Tiefpass. Durch eine Verringerung der Kapazitäten gegenüber [NS09] auf 33 nF wurde dessen Grenzfrequenz auf 44 Hz erhöht.

3.3 Gyroskope

Über drei Gyroskope, auch Drehratensensoren genannt, werden Drehungen um die drei Raumachsen gemessen. Über die Integration der Drehraten lässt sich die absolute Ausrichtung im Raum ermitteln. Analog zu den Beschleunigungen ist auch hier eine Kenntnis über die Ausrichtung zu Beginn der Messung notwendig. Anders als bei der Beschleunigung ist die Integration der Drehraten nicht trivial durch einfaches Aufsummieren lösbar. Rotationen in drei Dimensionen sind nicht kommutativ, d.h. die Reihenfolge, in der nacheinander um die drei Achsen gedreht wird, wirkt sich auf das Ergebnis aus. Ein Ansatz stellt

die Konvertierung der Rotations-Winkel in Quaternionen dar. Hierbei handelt es sich um vierdimensionale komplexe Zahlen. Die Quaternionen werden dann integriert und das Ergebnis schließlich wieder zurück in Euler'sche Winkel konvertiert [GWA07, 357f.], [TW04, 310ff].

Eine hohe Messgenauigkeit vorausgesetzt, kann per Gyroskop auch die Drehrate der Erde gemessen werden. Sie beträgt laut WGS-84 $7,292115 \cdot 10^{-5}$ rad/s bzw. $4,178 \cdot 10^{-3}$ °/s.

Da sich die Rotation eines starren Körpers überall gleich auswirkt, spielt die Positionierung der Gyroskope auf der Platine unter diesem Gesichtspunkt keine Rolle. Die Platzierung kann also nach anderen Kriterien erfolgen.

3.3.1 Verwendete Gyroskope

Für die Quadcopter-Sensorik kommen Gyroskope des Herstellers muRata mit der Typenbezeichnung ENC-03J zum Einsatz. Laut [muR99, 1] nutzt der Sensor den bereits unter 3.2 beschriebenen Coriolis-Effekt zur Messung der Drehrate. Es wird dort ferner beschrieben, dass piezoelektrische Keramiken sowohl zur Anregung als auch zur Erkennung von Schwingungen verwendet werden. Dies lässt den Rückschluss zu, dass das folgende Mess-Prinzip angewendet wird: Zwei Probemassen werden zum Schwingen entlang der X-Achse angeregt. Tritt nun eine Rotation um die Y-Achse auf, verursacht dies aufgrund der Coriolis-Kraft eine mechanische Schwingung entlang der Z-Achse [Wen07, 61]. Diese Schwingung erzeugt im piezoelektrischen Detektor wiederum eine Spannung.

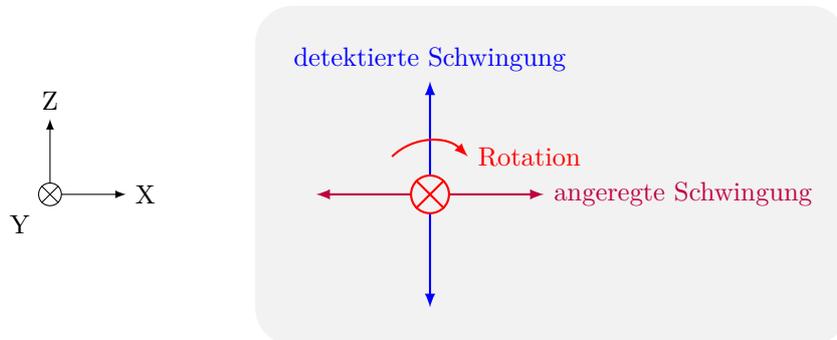


Abbildung 3.3 – Drehraten-Messung über den Coriolis-Effekt

Von muRata werden die Bausteine ENC-03JA und ENC-03JB angeboten, die respektive mit 22 kHz und 24 kHz angeregt werden. Sollten sich die Schwingungen zweier Gyroskope überlagern, entstünde eine Schwebung mit der Differenz der beiden Frequenzen. Weil Rotationen um alle drei Raumachsen gemessen werden müssen, wurden zwangsläufig zwei Sensoren vom Typ A mit der gleichen Nennfrequenz verbaut [Mai08, 26]. Aufgrund von Toleranzen und unterschiedlicher Erwärmung ist davon auszugehen, dass die Frequenzen leicht voneinander abweichen. Bei ungenügender Isolation hätte dies eine Schwebung mit niedriger Frequenz zur Folge, die durchaus im messbaren Bereich liegen könnte.

Weil die Amplitude des Sensorsignals ziemlich schwach ist, wird sie über eine Operationsverstärker-Schaltung angehoben. In diese ist außerdem ein Tiefpass-

filter erster Ordnung mit Grenzfrequenz 49,1 Hz zwecks Anti-Aliasing integriert. In [NS09, 14] wurde herausgearbeitet, dass die integrierte Referenzspannung zwischen den drei Gyroskopen uneinheitlich ist und nicht den spezifizierten 1,35 V entspricht. Außerdem wurde dort festgestellt, dass der Messwert auch ohne Rotationen deutlich schwankt. Dementsprechend wurde die Schaltung um ein Hochpassfilter erster Ordnung mit Grenzfrequenz 0,3 Hz sowie eine externe Referenzspannungsquelle LM4140ACM-2.5 erweitert. Die Referenzspannung von 2,5 V ist in Abbildung 3.4 an dem Punkt „GY_Ref“ angeschlossen. Sie sorgt dafür, dass das AC-gekoppelte Gyroskop-Signal am Ausgang des Operationsverstärkers um die Mittenspannung von 2,5 V herum schwankt.

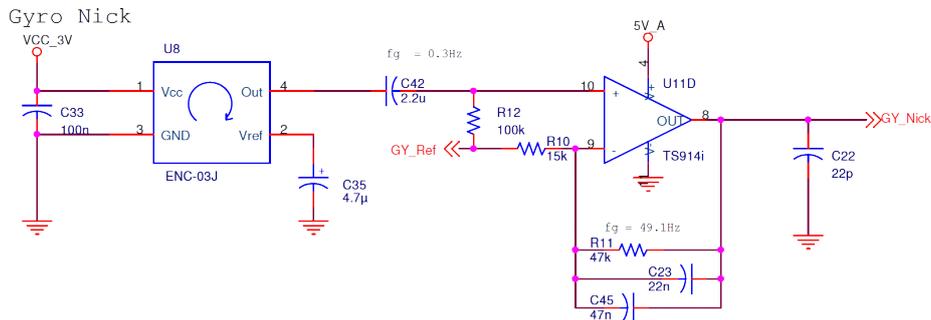


Abbildung 3.4 – Beschaltung der Gyroskope [NS09]

Die Referenzspannung „GY_Ref“ wird nicht von der Referenz des A/D-Wandlers abgeleitet, der hierfür die analoge Versorgungsspannung von 5 V („5V_A“) verwendet. Es kann davon ausgegangen werden, dass die vom Spannungsregler KF50 ausgegebene Spannung deutlich instabiler ist als die der Referenz LM4140. In jedem Fall werden sich die Temperaturkoeffizienten unterscheiden. Somit ist trotz genauerer Referenzspannung in Hinsicht auf die Messwerte des A/D-Wandlers von einem weiterhin nicht konstanten Nullpunkt der Gyroskop-Daten auszugehen.

Die AC-Kopplung wurde mit dem Zweck eingeführt, die in [NS09] erarbeitete Lageregelung zu vereinfachen. Die angestellte Überlegung war, dass einer auftretenden Drehung unmittelbar entgegengewirkt wird, weshalb konstante Drehraten nicht auftreten. Passiert dies aber doch, wird der Hochpass das entsprechende Sensorsignal unterdrücken. Gleichförmige Drehungen sind somit nicht mehr detektierbar. In Bezug auf die Lageregelung kann das zu unkontrollierten Rotationen führen, hinsichtlich der Trägheitsnavigation bedeutet es, dass bei gleichmäßigen Rotationen die Berechnungen inkonsistent werden. Das Problem ließe sich dadurch abmildern, dass über den per Beschleunigungssensor gemessenen, stets senkrecht nach unten weisenden Gravitationsvektor die Rotation z.B. mithilfe eines Kalman-Filters korrigiert würde. Langfristig bietet es sich allerdings eher an, die Gyroskope wieder DC-gekoppelt zu betreiben und dann die als Nebenprodukt des GPS/INS-Kalman-Filters abfallenden, korrigierten Drehraten zur Lageregelung zu benutzen.

Gemäß [muR99, 2] beträgt der Skalenfaktor $0,67 \frac{\text{mV}}{\text{°/s}} \pm 20\%$. Das Ausgangssignal wird per Operationsverstärker um den Faktor $1 + \frac{47 \text{ k}\Omega}{15 \text{ k}\Omega} = 4,133$ verstärkt auf $2,755 \frac{\text{mV}}{\text{°/s}}$. Durch die 12-Bit-A/D-Wandlung bezogen auf 5 V ergibt sich eine

Auflösung von $0,443^\circ/\text{s}$. Die Erddrehrate ist wie in Kapitel 3.3 erwähnt um zwei Größenordnungen kleiner und folglich mit den verwendeten Sensoren nicht messbar.

3.4 Luftdrucksensor

Eine Höhenmessung kann neben der in Kapitel 2.1 beschriebenen Trägheitsnavigation auch über den Luftdruck durchgeführt werden, der mit der Höhe abnimmt. Es existieren verschiedene Näherungen, um die Höhe in Abhängigkeit vom Luftdruck zu berechnen. Genaue Verfahren setzen eine Kenntnis über die Temperatur und den Temperaturgradienten der Atmosphäre voraus. In Bodennähe, d.h. in Höhen unter 1000 m ü. NN kann man demgegenüber im einfachsten Fall von einem linearen Zusammenhang ausgehen, mit einem Druckunterschied von 1 hPa alle 8,33 m [Sch02, 3-12]. Weitere Verfahren, die eine genauere Berechnung der Höhe anhand des Luftdrucks ermöglichen, werden in [Sch02] vorgestellt.

Eine weitere Ungenauigkeit kommt durch wetterbedingte Druckänderungen ins Spiel. Dementsprechend ist eine barometrische Höhenmessung nicht langzeitstabil. Im Zusammenhang mit einer Trägheitsnavigation kann sie hilfreich sein, um die dort ermittelte Höhe zu korrigieren. Die Gravitation nimmt mit zunehmender Höhe ab. Da sie von den Beschleunigungssensoren mitgemessen wird, muss von den Messwerten eine nach einem Modell, z.B. WGS-84 gemäß Kapitel 3.2, errechnete Gravitation abgezogen werden. Wenn nun eine größere als die tatsächliche Höhe vermutet wird, liegt die gemessene Gravitation über der modellierten. Auch nach der Subtraktion bleibt damit eine kleine parasitäre Beschleunigung nach oben (Gravitation wird als Beschleunigung nach oben gemessen, siehe Kapitel 3.2). Dies führt dazu, dass im nächsten Berechnungsschritt eine nochmals größere Höhe angenommen wird. Auch für kleine Anfangsfehler und unter der Annahme perfekter Sensoren schaukelt sich dieser Effekt schnell auf und der Höhenfehler wächst quadratisch mit der Zeit an [Wen07, 75]. Der Fehler tritt ebenso in die andere Richtung auf, also wenn die Höhe anfänglich zu gering eingeschätzt wird. Über die zusätzliche Messung der barometrischen Höhe lässt sich die Instabilität des Höhenkanals kompensieren.

3.4.1 Verwendeter Luftdrucksensor

Die Quadcopter-Sensorik beinhaltet einen Luftdrucksensor des Typs MPX6101A von Motorola. Er verfügt über einen Messbereich von 150 bis 1020 hPa [Fre06, 1], was Drücken auf Meereshöhe bis in über 10 km Höhe entspricht. Dieser weite Messbereich geht auf Kosten der Auflösung in realistischen Flughöhen von bis zu wenigen hundert Metern über dem Abflugort.

In [NS09, 22] wird eine Höhenauflösung durch die Messung und Verrechnung des Luftdrucks von 1,81 m angegeben und Möglichkeiten vorgeschlagen, um die Auflösung auf 0,124 m zu erhöhen.

3.5 GPS-Empfänger

GPS-Empfänger sind bereits als fertiges Modul erhältlich. Sie beinhalten die Antenne, einen Hochfrequenz-Empfangsteil, die Basisbandverarbeitung und die Berechnung von Position und Geschwindigkeit. Diese Daten werden dann typischerweise im 1983 von der *US National Marine Electronics Association* spezifizierten NMEA-0183-Format ausgegeben. Die Übertragung erfolgt gemäß RS232 über aus ASCII-Zeichen bestehende, mit *carriage return* und *line feed* abgeschlossene Datensätze. In NMEA-0183 wird eine Datenrate von 4800 Baud festgelegt, wobei moderne Geräte teilweise auch mit höheren Geschwindigkeiten kommunizieren.

GPS-Module stellen eine „*Black Box*“ dar, indem sie ausschließlich die Navigationslösung und keinerlei Zwischenergebnisse ausgeben. Bei einer Sensorfusion gemäß Kapitel 2.3 ist das insbesondere dann von Nachteil, wenn weniger als vier Satelliten sichtbar sind. Eine Positionsbestimmung und damit eine Stützung der Trägheitsnavigation ist damit nicht mehr möglich.

3.5.1 Verwendetes GPS-Modul

Im Rahmen von [NS08] wurde eine Platine mit einem GPS-Modul und der zugehörigen *Interface*-Schaltung entwickelt. Das Modul vom Typ Navilock NL-501ETTL wird über den ebenfalls auf der Platine befindlichen Spannungsregler mit 3,3 V versorgt. Das Signal wird jedoch von einer mit 5 V betriebenen Schaltung ausgewertet (in [NS08] eine Experimentier-Platine), weshalb die Logik-Pegel angepasst werden müssen. Eine Kommunikation kann in beide Richtungen stattfinden, so dass die Signale vom Modul verstärkt und die zum Modul hin abgeschwächt werden müssen.

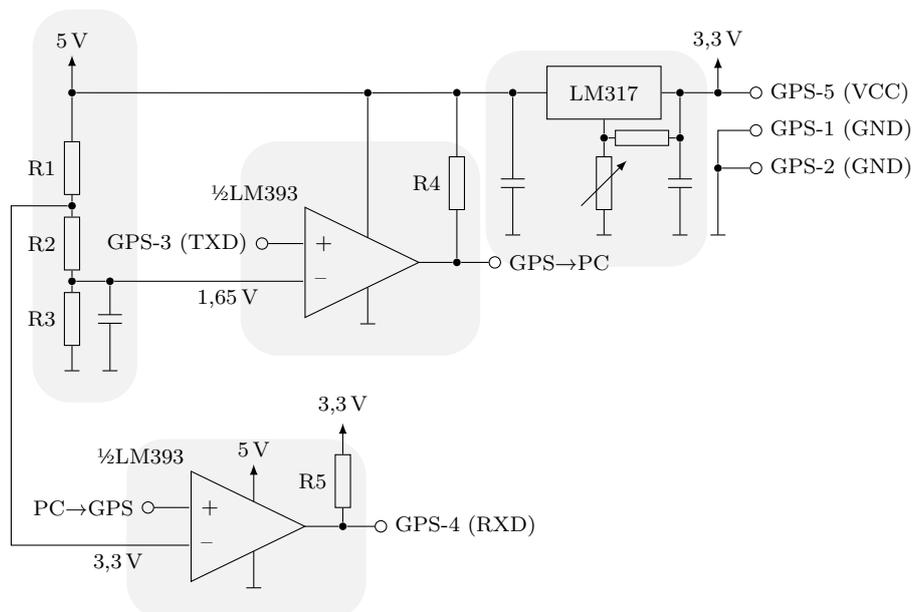


Abbildung 3.5 – Schaltplan der GPS-Platine zur Pegelwandlung

Weil kein Schaltplan vorlag, wurde die Schaltung durch *reverse engineering* gewonnen. Sie ergibt sich wie in Abbildung 3.5 dargestellt. Mit den Widerständen R1 bis R3 werden zwei Referenzspannungen erzeugt, die den zwei Komparatoren als Schaltschwelle dienen: Ist die Spannung am positiven Eingang kleiner als die Schwelle, wird der Ausgang auf Masse gezogen. Da der Komparator über einen *Open-collector*-Ausgang verfügt, wird er nicht auf die Betriebsspannung von 5 V gezogen sondern hochohmig geschaltet, wenn die positive Eingangsspannung größer ist als die Referenzspannung. Die *Pull-up*-Widerstände R4 und R5 sorgen in dem Fall für ein Anheben der Ausgangsspannung auf 5 V bzw. 3,3 V. Aufgrund parasitärer Kapazitäten erfolgt der Anstieg nicht sprunghaft sondern entsprechend einer Kondensatorladung gemäß einer e-Funktion. Beim Anschluss der Schaltung an einen USB/seriell-Wandler stellte sich heraus, dass der Spannungsanstieg nicht schnell genug war und deshalb Übertragungsfehler auftraten. Dieses Problem wurde durch Parallelschalten eines Widerstandes mit 1 k Ω zu R4 behoben.

3.6 Elektronischer Kompass

Ein Quadcopter kann sich ähnlich wie ein Helikopter in allen drei Richtungen des Raumes weitestgehend frei bewegen sowie auf der Stelle schweben. Es ist somit nicht wie bei einem Starrflügler möglich, die Orientierung im Raum anhand der Flugrichtung zu bestimmen. Befindet sich der Quadcopter im Schwebeflug, wird eine Rotation um die *Yaw*-Achse ausschließlich vom Gyroskop für diese Achse gemessen. Es ist folglich nicht möglich, diesen Sensorwert in Bezug zu anderen zu setzen und dadurch vorhandene Sensorfehler zu korrigieren. Mit der Zeit würden diese Fehler grenzenlos anwachsen.

Zur Kompensation bietet sich ein elektronischer Kompass an. Dieser misst das Erdmagnetfeld in zwei oder drei Dimensionen. Der sich so ergebende Vektor wird dann genutzt, um Gyroskop-bedingte Fehler im *Yaw*-Winkel zu kompensieren [Wen07, 283ff].

In der momentan vorliegenden Hardware ist noch kein Kompass integriert.

3.7 Thermometer

Es ist davon auszugehen, dass alle verwendeten Sensoren eine Abhängigkeit von der Temperatur aufweisen. Entsprechend sind Kalibrierungen aus dem Labor nur eingeschränkt unter Bedingungen verwendbar, die von denen zur Zeit der Labor-Messung abweichen. Sobald bekannt ist, wie genau etwaige Parameter von der Temperatur abhängig sind, kann entweder auf Kosten der Genauigkeit ein Mittelwert gesucht werden oder aber es können im laufenden Betrieb anhand der gemessenen Umgebungstemperatur die Parameter angepasst werden. Letzteres erfordert die Erweiterung der vorhandenen Sensorik um ein elektronisches Thermometer.

3.8 Altimeter

Über Trägheitsnavigation, GPS oder den Luftdruck lässt sich zwar mit unterschiedlicher Genauigkeit die Höhe messen, diese bezieht sich aber typischerweise auf ein vereinfachtes Erdmodell als Ellipsoid ohne oder Geoid mit sehr grobem Höhenprofil. Demzufolge ergibt sich aus der gemessenen Höhe nicht automatisch eine Information bezüglich der Höhe über dem Boden. Diese ist speziell für den Anwendungsfall einer autonomen Landung notwendig. Erforderlich wäre hierfür eine Möglichkeit, die Entfernung zwischen Quadcopter und dem wenige Meter entfernten Boden zu bestimmen. Die Messung kann beispielsweise per Laser oder über Ultraschall erfolgen.

Kapitel 4

Sensorfehler

Ein Sensor konvertiert eine physikalische Größe in eine andere. Idealerweise treten hierbei keine Fehler auf und das Sensorsignal ist direkt proportional zur gemessenen Größe. Bei realen Sensoren treten im Laufe des Umwandlungsprozesses allerdings mehrere Effekte auf, wegen derer das Ausgangssignal mit Störungen überlagert wird. Eine möglichst gute Kenntnis dieser Abweichungen ist notwendig, um die Verlässlichkeit des Messwertes einschätzen zu können.

Grundsätzlich werden zwei Arten von Messfehlern unterschieden: Zufällige und deterministische Fehler. Deterministische Fehler entstehen durch die Überlagerung der Messung mit einem anderen physikalischen Effekt. So tritt beispielsweise bei der in Kapitel 2.1 beschriebenen Trägheitsnavigation der Coriolis-Effekt auf: Bei einer geradlinigen Bewegung in einem rotierenden Bezugssystem wie der Erde wirkt auf die bewegte Masse die Coriolis-Kraft \vec{F}_C , die gemäß $\vec{a}_C = \vec{F}_C/m$ als Beschleunigung messbar ist. Wird diese Komponente der gemessenen Beschleunigung nicht berücksichtigt, zeigt sie sich als Messfehler. Es ist jedoch möglich, diesen Fehler über den bekannten Zusammenhang zwischen Geschwindigkeit und Coriolis-Kraft (siehe Kapitel 3.2) zu kompensieren.

Die zufälligen Fehler lassen sich ausschließlich mit statistischen Methoden beschreiben. Eine exakte Vorhersage, wie stark ein solcher Fehler in einem Messwert enthalten ist, ist nicht möglich. Es lässt sich einzig eine Aussage darüber treffen, mit welcher Wahrscheinlichkeit ein Fehler in einer bestimmten Ausprägung vorliegt. Ein Hilfsmittel zur Analyse stellt die Darstellung der Verteilungsfunktion dar. Die Sensordaten des Quadcopters liegen digitalisiert vor, also in Form diskreter Werte zu diskreten Zeitpunkten. Zur Darstellung der Verteilungsfunktion eignet sich somit das Histogramm, das über den Ausprägungen eines Wertes bzw. Wertebereichs deren Anzahl darstellt. Die Darstellung der Wahrscheinlichkeitsfunktion entspricht dem um die Größe der Stichprobe skalierten Histogramm. Statt der Anzahl der Ausprägungen wird hier deren Wahrscheinlichkeit aufgetragen. Dabei entsteht keine kontinuierliche Kurve sondern eine Reihe diskreter Punkte. Entscheidend für die Skalierung der Wahrscheinlichkeiten ist auch die Anzahl der „bins“, der Abschnitte in welche die Merkmalsausprägungen eingeteilt werden. Eine Verdopplung der *bins* bewirkt, dass die Wahrscheinlichkeit eines Wertes, im Bereich eines *bins* zu liegen, im Durch-

schnitt halbiert wird – die Werte verteilen sich jetzt auf doppelt so viele *bins*. Eine Zusammenfassung verschiedener Fehlerquellen, auch solcher, die hier nicht betrachtet werden, findet sich in [GWA07, 335ff].

4.1 Weißes Rauschen

Weißes Rauschen wird durch einen Zufallsprozess generiert. Da es sich um einen Zufallsprozess handelt, lässt er sich nur statistisch beschreiben, wohingegen über einzelne Messwerte keine Aussage getroffen werden kann. Weißes Rauschen weist eine Normalverteilung auf, die durch die zwei Parameter μ und σ charakterisiert wird. μ ist der Erwartungswert (Mittelwert) und σ die Standardabweichung. Sie gibt an, wie weit die Werte vom Mittelwert aus nach oben und unten streuen. Gemäß Definition liegen 68% der Messwerte im Bereich von $\mu - \sigma$ bis $\mu + \sigma$. 95% liegen im Bereich $\mu \pm 2\sigma$ und 99,7% im Bereich $\mu \pm 3\sigma$. Mit geringer Wahrscheinlichkeit (0,3%) kommen auch Werte jenseits dieser Grenze vor.

$$\mu = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^{N-1} x_i \quad \text{und}$$

$$\sigma^2 = \frac{1}{N-1} \sum_{i=0}^{N-1} (x_i - \mu)^2$$

mit N Messwerten in x_0 bis x_{N-1} . Hierbei ist σ^2 die Varianz. Sie ist gleich der quadrierten Standardabweichung.

Weißes Rauschen zeichnet sich weiterhin dadurch aus, dass seine Amplitude über den gesamten Frequenzbereich hinweg konstant ist (siehe Abbildung 4.2).

Nach dem zentralen Grenzwertsatz entsteht eine Normalverteilung, wenn ausreichend viele Zufallsvariablen addiert werden, die untereinander die gleiche Zufallsverteilung aufweisen. Um welche Verteilung es sich dabei handelt, ist irrelevant. Es ist jedoch notwendig, dass die Zufallsvariablen untereinander statistisch unabhängig sind. So entsteht beispielsweise durch das Addieren von 12 gleichverteilten Zufallsvariablen eine gute Annäherung an eine Normalverteilung. Dieser Zusammenhang ist in Abbildung 4.3 dargestellt. In einer numerischen Simulation wurden dort unterschiedlich viele gleichverteilte Zufallsvariablen addiert und anschließend die Wahrscheinlichkeitsfunktion des Ergebnisses gezeichnet. Zum Vergleich ist auch eine direkt erzeugte normalverteilte Zufallsvariable in die Grafik aufgenommen worden.

Der zentrale Grenzwertsatz legt nahe, dass mehrere parasitäre, zufällige Prozesse sich zu weißem Rauschen addieren. Der Grenzwertsatz gilt zwar nur unter der Voraussetzung, dass die addierten Zufallsvariablen der gleichen Verteilung folgen, allerdings zeigt das Beispiel aus Abbildung 4.3, dass z.B. die Addition einer gleichverteilten Variable (rote Kurve) mit einer Variable mit Dreiecksverteilung (orangefarbene Kurve) im Ergebnis (gelbe Kurve) eine Normalverteilung besser annähert als die beiden Eingangsvariablen für sich allein genommen.

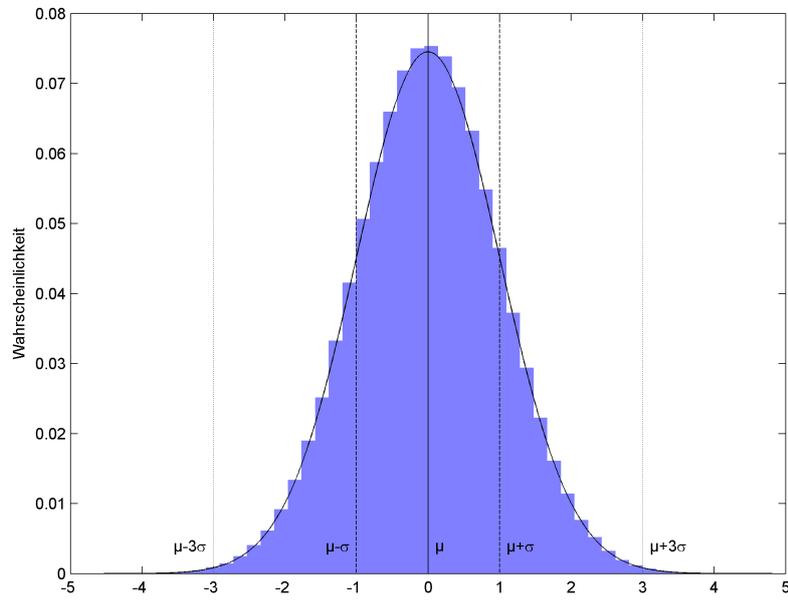


Abbildung 4.1 – Wahrscheinlichkeitsfunktion von weißem (normalverteiltem) Rauschen

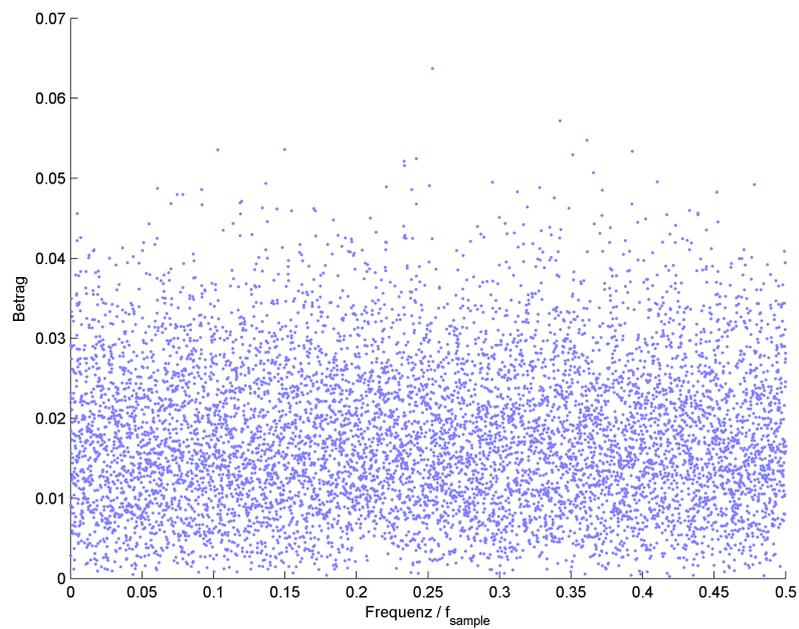


Abbildung 4.2 – Einseitiges Betragsspektrum von weißem Rauschen

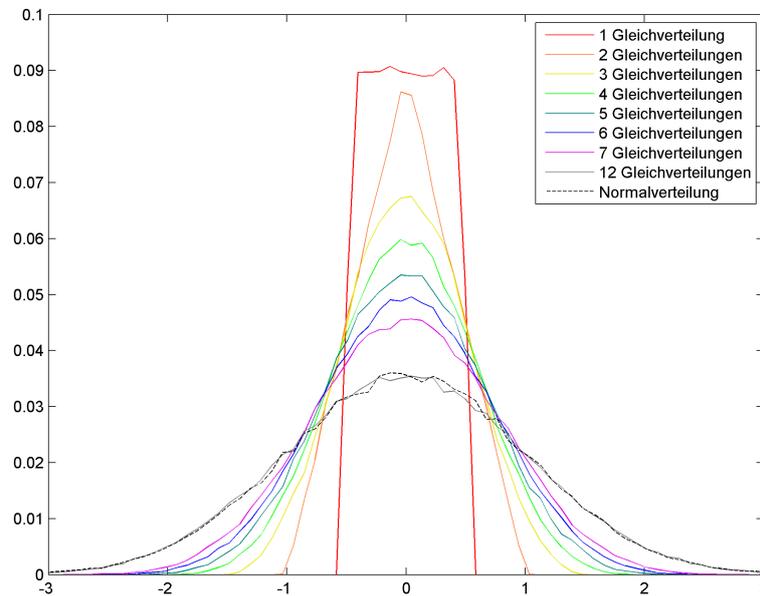


Abbildung 4.3 – Zentraler Grenzwertsatz: Addition gleichverteilter Zufallsvariablen ergibt Normalverteilung

4.2 Quantisierungsrauschen

Wenn ein analoges Signal von einem A/D-Wandler quantisiert wird, tritt ein Rundungsfehler auf. Er entspricht genau der Differenz zwischen dem analogen Eingangswert und der nächsten Quantisierungsstufe. Im digitalen Bereich bedeutet das eine Abweichung zwischen $-0,5$ LSb und $+0,5$ LSb. LSb heißt *least significant bit* und bezeichnet die kleinste darstellbare Einheit eines quantisierten Signals. Für den Fall, dass die gemessenen Analogwerte kontinuierlich sind, entspricht das Quantisierungsrauschen einer gleichverteilten Zufallsvariable. Dies ist in der Regel der Fall.

4.3 Random walk

Wenn die kumulierte Summe K eines Zufallsprozesses Z

$$K(\tau) = \sum_{t=0}^{\tau} Z(\tau)$$

gebildet wird, ergibt sich ein *Random Walk*. Das Simulationsergebnis in Abbildung 4.5 veranschaulicht an drei Beispielen den zufälligen Charakter. Zur Erzeugung wurden jeweils 10 000 normalverteilte Zufallszahlen mit Standardabweichung 1 und Mittelwert 0 aufaddiert.

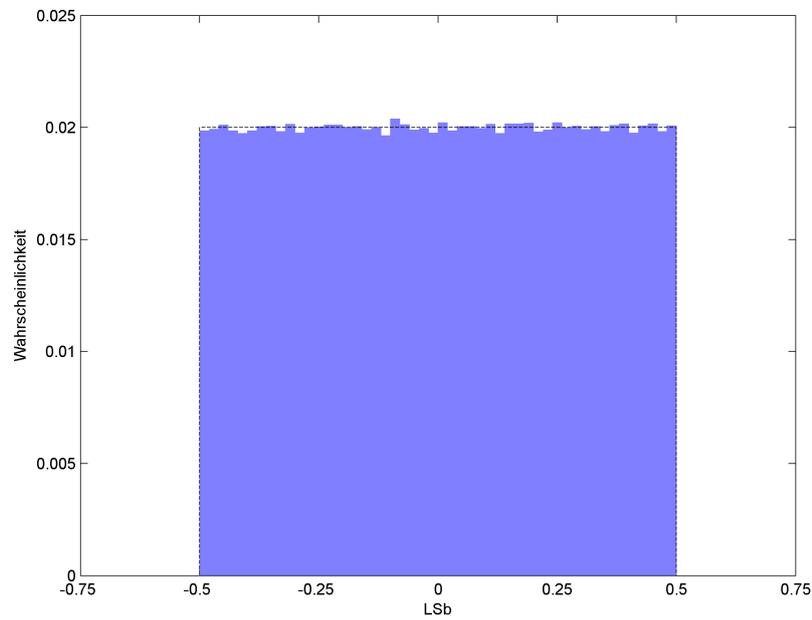


Abbildung 4.4 – Quantisierungsrauschen: Gleichverteilt zwischen $-0,5$ LSB und $+0,5$ LSB

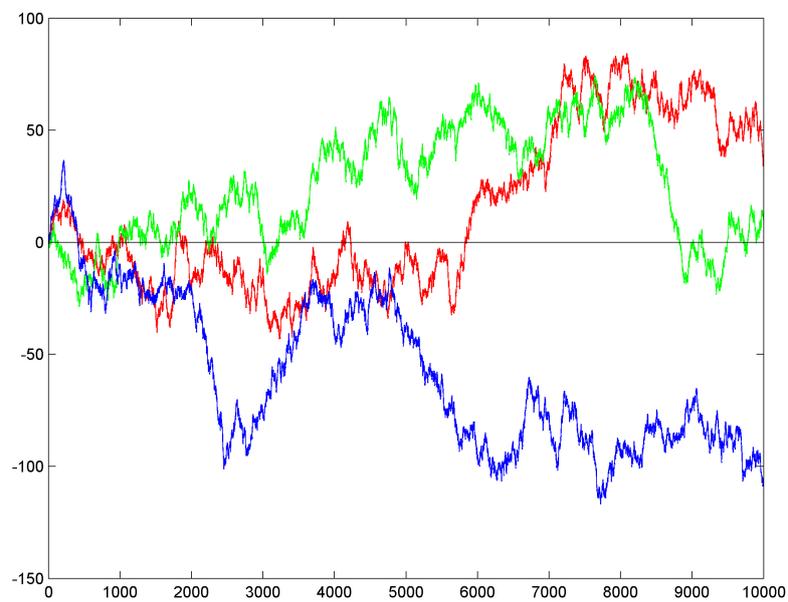


Abbildung 4.5 – 3 Random Walks mit je 10 000 Schritten

Random Walks sind Zufallsprozesse, einzelne Messwerte lassen sich also nicht beschreiben. Eine statistische Untersuchung zeigt hingegen einige Charakteristika auf. Die folgenden Aussagen beziehen sich alle auf *Random Walks*, die wie oben erwähnt aus gleichverteilten Zufallszahlen mit Mittelwert 0 und Standardabweichung 1 generiert wurden. Der Wert eines *Random Walks* nach N Zeitschritten entspricht einer normalverteilten Zufallsvariablen. Deren Mittelwert beträgt 0 und die Standardabweichung ist $\sigma(N) = \sqrt{N}$. Dieser Zusammenhang ist in Abbildung 4.6 visualisiert. Es wurden dort 300 000 *Random Walks* zu je 10 000 Schritten simuliert, von denen 200 im linken Bereich der Grafik dargestellt werden. Die gestrichelte Linie entspricht der Funktion $f(N) = \pm\sqrt{N}$, also der Standardabweichung eines *Random Walks* nach N Integrationschritten. Auf der rechten Seite ist die Wahrscheinlichkeitsfunktion nach $N = 10\,000$ Schritten dargestellt.

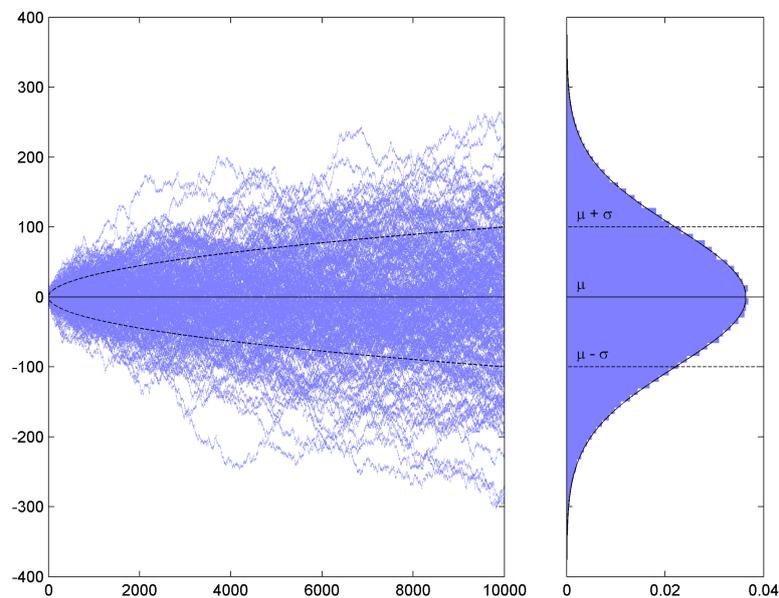
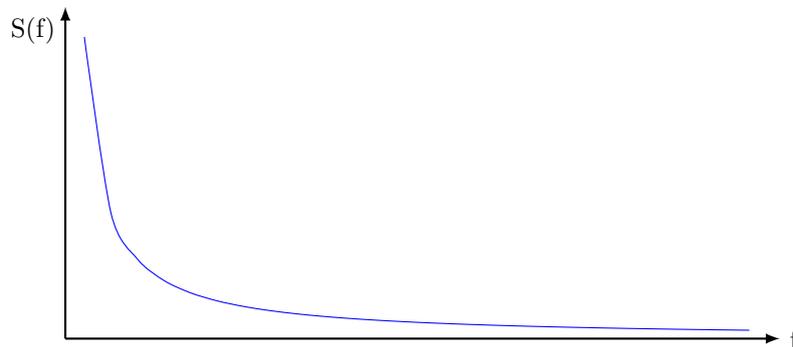


Abbildung 4.6 – 200 aus 300 000 *Random Walks* (links) und Wahrscheinlichkeitsfunktion der 300 000 *Random Walks* nach 10 000 Schritten

4.4 1/f-Rauschen

Das in Bezug auf Elektronik auch *flicker noise* genannte 1/f-Rauschen ist dem unter 4.1 beschriebenen weißen Rauschen ähnlich. Die Realisierungen sind ebenfalls normalverteilt, allerdings weist 1/f-Rauschen im Frequenzbereich kein konstantes Spektrum auf. Stattdessen fällt es in der Intensität mit steigender Frequenz proportional zu $1/f$ ab. Demzufolge ist es gerade bei niedrigen Frequenzen von Interesse, während bei hohen Frequenzen in der Regel weißes Rauschen dominiert.

Abbildung 4.7 – $1/f$ -Rauschen im Frequenzbereich

Der Ursprung von $1/f$ -Rauschen ist zum gegenwärtigen Zeitpunkt abseits von Spezialfällen noch nicht ausreichend untersucht.

4.5 Trend

Der Trend (engl. *bias*) beschreibt ein langsames Weglaufen des Messwertes. Hierbei könnte es sich beispielsweise um einen Temperatureffekt handeln. Eine Messung stellt immer eine Umwandlung einer physikalischen Größe in eine andere dar. Wenn die Messung eines physikalischen Wertes auf einem linearen Zusammenhang zwischen der zu messenden physikalischen Größe P und dem Messwert M beruht und der Proportionalitätsfaktor $F(T)$ temperaturabhängig ist, gilt $M = P \cdot F(T)$. Nun sei $F(T) = F_0 + F_1 \cdot T$. Somit ist der Messwert $M = P \cdot F_0 + P \cdot F_1 \cdot T$ direkt abhängig von der Temperatur. Selbst wenn die zu messende Größe P konstant bleibt, führt eine linear ansteigende Temperatur zu einem linear ansteigenden Messwert.

Im einfachsten Fall liegt ein gleich bleibender, linearer Trend vor, grundsätzlich lässt er sich entsprechend einer Taylor-Reihenentwicklung als Potenzreihe formulieren. Ist der Zusammenhang zwischen z.B. Schwankungen in der Temperatur und dem Messwert bekannt, kann der Fehler durch das Messen der Temperatur kompensiert werden. Selbst ohne derartige Kenntnisse kann ein auftretender Trend regelmäßig ausgeglichen werden, wenn durch redundante Sensorik die Differenz zwischen erwartetem und vorliegendem Messwert ermittelt werden kann. Der im Kapitel 2.3 beschriebene Kalman-Filter kann genau dies leisten.

4.6 Nichtlineare Skalenfaktoren

Skalenfaktoren geben den Zusammenhang zwischen einem Messwert und der gemessenen physikalischen Größe an. Im Idealfall sind Skalenfaktoren konstant, was einem linearen Zusammenhang entspricht. Reale Skalenfaktoren können in unterschiedlicher Weise von diesem Ideal abweichen. Der Skalenfaktor kann generell nichtlinear sein und im Speziellen u.a. Hysterese oder einen Bereich um den Messwert Null herum aufweisen, wo Größenänderungen unter einer gewissen

Schwelle sich nicht im Messwert niederschlagen, das sogenannte „*dead band*“ [TW04, 226ff], [GWA07, 337].

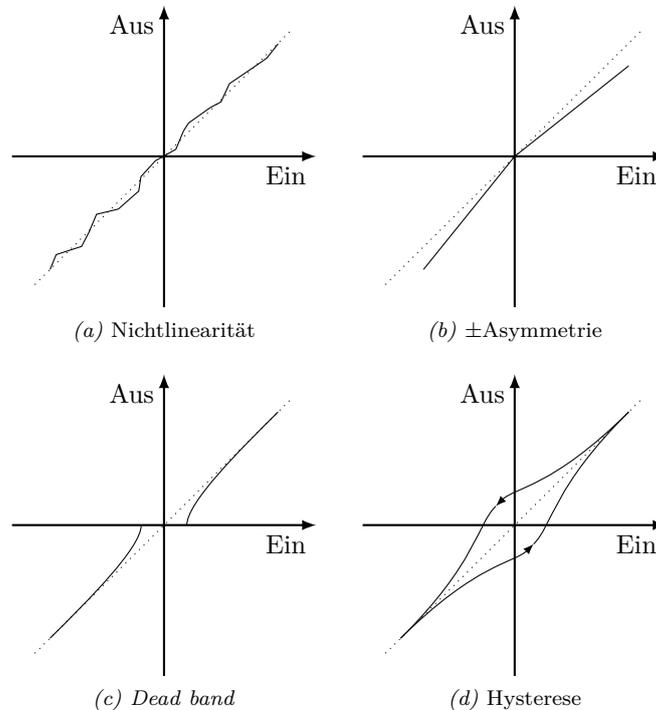


Abbildung 4.8 – Nichtlineare Skalenfaktoren

4.7 Einschaltvorgang

Besonders in dem Fall, dass ein Sensor eine deutliche Temperaturabhängigkeit aufweist, kann es vorkommen, dass der Messwert direkt nach dem Einschalten eine Weile braucht, bis er sich stabilisiert hat. Im Betrieb erwärmt sich der Sensor und bis er nach dem Einschalten die Betriebstemperatur erreicht hat, bewirkt die Temperaturänderung wie in Kapitel 4.5 beschrieben einen nicht konstanten Messwert [TW04, 244ff]. Eine Kompensation dieses Fehlers ist schwierig, wenn die Sensor-Temperatur nicht direkt gemessen werden kann. Es kann entweder gewartet werden, bis sich die Messwerte nach dem Einschalten stabilisiert haben oder aber im Rahmen einer Sensorfusion der Offset kurz nach dem Einschalten so korrigiert werden wie ein aus anderen Gründen auftretender Trend auch.

4.8 Harmonische Schwingungen

Den sinusförmigen Verlauf einer physikalischen Größe bezeichnet man auch als harmonische Schwingung. Sie kann z.B. in Folge von Störeinstrahlungen oder Vibrationen der Motoren den Sensorsignalen überlagert sein. Sofern Frequenz,

Phase und Amplitude bekannt bzw. ermittelbar sind, lassen sich harmonische Schwingungen kompensieren.

Kapitel 5

Analysemethoden

Die in Form von CSV-Dateien (*Comma Separated Values*) vorliegenden Messwerte werden mit MATLAB eingelesen und verarbeitet. Die Auswertung erfolgt anhand automatisch generierter Diagramme. Es werden drei Typen von Diagrammen gezeichnet: Die Darstellung im Zeitbereich eignet sich besonders gut, um einen Trend in eigentlich konstanten Messwerten festzustellen, ebenso wie die Quantisierung sowie eingeschränkt auch überlagerte Schwingungen. Diese Art der Analyse ist außerdem für Messungen bewegter Sensoren am Sinnvollsten. Überlagerte Frequenzen, $1/f$ -Rauschen und weißes Rauschen sind bei der Darstellung im Frequenzbereich gut erkennbar. Die *Allan variance* stellt ein Mittel dar, um weißes Rauschen, $1/f$ -Rauschen, *Random Walk*, Trend und harmonische Schwingungen zu erkennen und zu quantifizieren.

5.1 Darstellung im Zeitbereich

Bei dieser Darstellung werden die einzelnen Messwerte über der Zeit aufgetragen. Die Werte werden hierfür nicht skaliert, um den physikalisch gemessenen Größen in Bezug auf Betrag und Einheit zu entsprechen. Stattdessen wird der A/D-Wert in der Pseudo-Einheit LSB angegeben. Für den 12-Bit-Wertebereich ergeben sich damit Werte von 0 bis 4095 LSB. Eine Verwendung physikalischer Größen würde eine Kenntnis über *Bias* und Skalenfaktor erfordern. Diese Werte sind jedoch nur näherungsweise aus Datenblattangaben bekannt. Sofern eine Kenntnis über die physikalische Größe wünschenswert ist, finden sich in [NS09, 22] theoretische Skalenfaktoren für die verwendeten Sensoren.

Bei einer Messung in Ruhe, also wenn die Sensoren im Laufe der gesamten Messung nicht bewegt werden, zeigt die Darstellung im Zeitbereich vorliegende Trends deutlich an. Es ist auch direkt erfassbar, ob es sich z.B. um einen linearen Trend handelt oder ob er sich in Abhängigkeit von der Zeit quadratisch entwickelt.

Wird die Sensorplattform bewegt, ist die Zeitbereichs-Darstellung aus den in dieser Arbeit verwendeten Methoden die sinnvollste Analyse-Grundlage. Sowohl die Frequenzbereichs-Darstellung als auch die *Allan variance* sind in diesem

Anwendungsfall nur sehr eingeschränkt aussagekräftig.

Die Zeitbereichs-Darstellung führt insbesondere in Zusammenhang mit der Skalierung auf A/D-Wandler-Einheiten zu einer deutlichen Visualisierung der bei der Wandlung auftretenden Quantisierung. Dies zeigt sich durch das Auftreten ausschließlich diskreter Sensorwerte, auch wenn mehrere zeitlich und vom Betrag dicht beieinander liegende Punkte nahe legen, dass das Analogsignal auch Zwischenwerte aufweist. Um dem Verlauf des Analogsignals näher zu kommen, wird der gleitende Mittelwert über die Messwerte berechnet, was einer Erhöhung der Auflösung entspricht. Der Mittelwert wird den A/D-Wandler-Werten in der Darstellung überlagert.

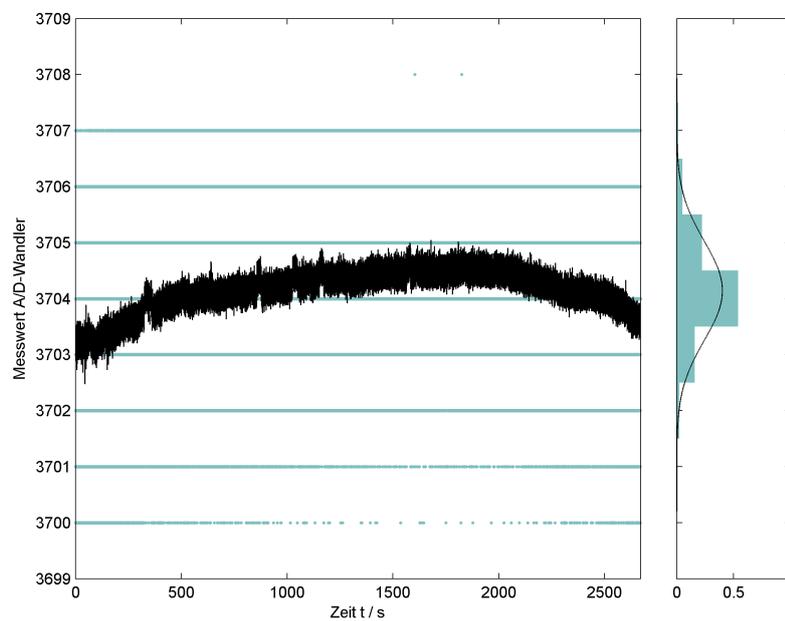


Abbildung 5.1 – Beispiel einer Darstellung im Zeitbereich mit Messwerten (farbige Punkte) und gleitendem Mittelwert (schwarze Linie). Am rechten Rand ist die Wahrscheinlichkeitsfunktion der unverarbeiteten A/D-Werte inklusive angepasster Normalverteilung zu sehen.

5.1.1 Gleitender Mittelwert

Der gleitende Mittelwert (engl. *moving average*) berechnet aus einer Zeitreihe von N Messwerten $x_{i-N+1} \dots x_i$ das arithmetische Mittel y_i gemäß

$$y_i = \frac{1}{N} \cdot \sum_{j=i-N+1}^i x_j.$$

Für den i ten Messwert werden also inklusive des aktuellen die letzten N Messwerte aufsummiert und anschließend per Division durch N normiert. Der Mit-

telwert bewegt sich (er „gleitet“) mit neuen Messwerten über die Zeit und beschreibt jeweils den Mittelwert der letzten N Werte. In einer Echtzeitanwendung kann der Mittelwert mit jedem eintreffenden Messwert neu berechnet werden. Wenn jedoch, wie es in dieser Arbeit der Fall ist, der Datensatz bereits komplett vorliegt und der Mittelwert nachträglich berechnet wird, bietet sich eine leicht veränderte Rechenvorschrift an:

$$y_i = \frac{1}{N} \cdot \sum_{j=i-\frac{N-1}{2}}^{i+\frac{N-1}{2}} x_j.$$

Dies sorgt dafür, dass der Mittelwert zu dem Zeitpunkt gültig ist, der genau in der Mitte der N verarbeiteten Messwerte liegt. Dieses Verfahren wurde verwendet, weil keine Berechnung in Echtzeit erforderlich ist und somit der Mittelwert im Vergleich zu den in ihn eingehenden Messwerten zeitlich zentriert ist, was die Zuordnung durch den Betrachter erleichtert.

Die Messwerte x_i sind quantisiert. Die Mittelung bewirkt eine Steigerung der Auflösung von y_i gegenüber x_i um $\log_2(N)$ Bit. Durch ein Beispiel soll das zugrunde liegende Prinzip erklärt werden: Ein Analogwert von z.B. 438,5 wird aufgrund von Rauschen, das dem Signal überlagert ist oder im Rahmen der A/D-Wandlung auftritt, zu jeweils 50% der Zeit als 438 und 439 gemessen werden. Wird nun der Mittelwert aus jeweils zwei Messwerten gebildet, ergibt sich mit 50% Wahrscheinlichkeit der Mittelwert 438,5 und mit je 25% Wahrscheinlichkeit auch hier die Werte 438 oder 439. Diese Abweichung vom Analogwert entspricht dem erwähnten Rauschen. Analogwerte von 438,0 und 439,0 ergeben auch nach der Mittelung weiterhin 438,0 und 439,0. Die Auflösung hat sich also durch die Mittelwertbildung aus zwei Werten verdoppelt.

Hinsichtlich der Filter-Übertragungsfunktion ist das gleitende Mittelwertfilter eine Überlagerung aus Tiefpass- und Kammfilter. Letzteres zeigt sich daran, dass für Frequenzen $f_n = n \cdot f_{sample} / N$ der Betrag der Übertragungsfunktion $H(f)$ Null ist, sodass Signalanteile dieser Frequenzen komplett ausgelöscht werden. Der Verlauf der Übertragungsfunktion ist in Abbildung 5.2 dargestellt. Er wird durch

$$|H(f)| = \left| \text{si} \left(N \cdot \frac{f}{f_{sample}} \right) \right|$$

beschrieben, mit

$$\text{si}(x) = \frac{\sin(x)}{x}, \quad \text{si}(0) = 1 \quad \text{per definitionem.}$$

Gegenüber der direkten Darstellung der Messwerte im Zeitbereich lässt der zusätzlich eingezeichnete gleitende Mittelwert der Daten weitere Effekte erkennen. So wird ein von starkem Rauschen überlagerter schwacher Trend besser deutlich. Außerdem macht der gleitende Mittelwert bei ausreichend hoher zeitlicher Auflösung des Diagramms überlagerte Schwingungen sichtbar, die bei der direkten Messwert-Darstellung nur schwer auszumachen sind. Die Möglichkeiten, harmonische Schwingungen darzustellen werden allerdings durch die beschriebene Filtercharakteristik eingeschränkt. Bei einigermaßen langen Filtern werden höherfrequente Komponenten stark gedämpft, solche bei ganzzahligen Vielfachen von f_{sample} / N sogar komplett.

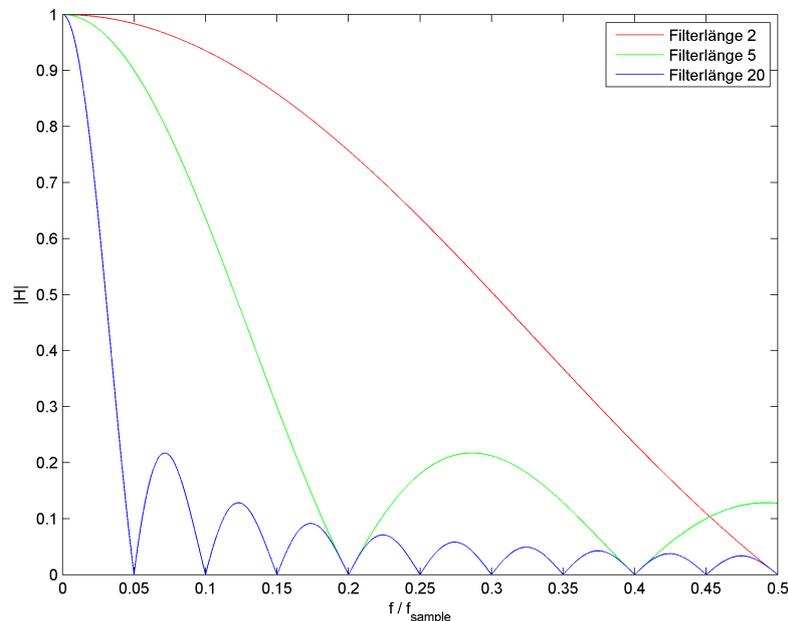


Abbildung 5.2 – Betrag der Übertragungsfunktion des gleitenden Mittelwertfilters für verschiedene Filterlängen N

5.2 Darstellung im Frequenzbereich

Um frequenzabhängige Effekte geeignet untersuchen zu können, werden die Messwerte als einseitiges Betragsspektrum dargestellt. Die Phase ist typischerweise weniger interessant und wird daher nicht ausgewertet. Um eine Zeitreihe aus Messwerten im Frequenzbereich darzustellen, wird die diskrete Fourier-Transformation durchgeführt. Mit der schnellen Fourier-Transformation (engl. *Fast Fourier Transform*, FFT) steht ein Werkzeug zur Verfügung, diese Berechnung in kurzer Zeit durchzuführen. Entsprechende Routinen sind in MATLAB bereits integriert und werden verwendet.

In der Frequenzdarstellung sind weißes und $1/f$ -Rauschen zu erkennen. Das weiße Rauschen zeigt sich als ein konstanter Rauschteppich, das $1/f$ -Rauschen entsprechend einer gemäß $1/f$ mit steigender Frequenz abfallenden Amplitude. Sehr gut sind in diesem Diagramm überlagerte Schwingungen zu erkennen. Harmonische Schwingungen haben eine geringe Bandbreite (theoretisch infinitesimal klein) und zeigen sich in Form steiler *Peaks*.

5.3 Allan variance

Die *Allan variance* ist eine im Zeitbereich arbeitende Analyseverfahren, die ursprünglich entwickelt wurde, um die Frequenzstabilität von Oszillatoren zu untersuchen [B⁺08, 62]. Sie kann verwendet werden, um verschiedene zufällige

Sensorfehler zu identifizieren und zu quantifizieren, um so ihre Ursachen feststellen und beheben zu können. Als reiner Anwender eines Sensors bietet sich die Möglichkeit, den Sensor zu verbessern, nicht. Es ist jedoch möglich, einige der beobachtbaren Effekte zu kompensieren, wozu erst einmal eine Kenntnis darüber erforderlich ist, welche davon bei dem untersuchten Sensor auftreten und wie sehr sie sich auf die Qualität der Messdaten auswirkt. Für nicht kompensierbare Fehler liefert die *Allan variance* eine Abschätzung, wie stark sie das eigentliche Signal verfälschen, welche Genauigkeit also von einem Sensor im Laufe des Betriebs zu erwarten ist.

Je nach Ausprägung der verschiedenen über die *Allan variance* ermittelbaren Sensorfehler werden lange Messreihen benötigt, damit der Effekt festgestellt und in der gewünschten Genauigkeit quantifiziert werden kann. Die Messdauer kann für hochpräzise Sensoren durchaus im Bereich mehrerer Tage liegen [B⁺08, 72]. Allerdings steigt für lange Datensätze die Rechenzeit deutlich an. Für die Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit wurden Datensätze bis zu 45 Minuten Länge aufgenommen. Die Berechnung der *Allan variance* dauerte hierfür ca. 24 Stunden.

5.3.1 Berechnung

Es liegt eine Messreihe y_k , $k = 0, 1, \dots, N - 1$ mit N Messwerten vor, die mit der Abtastrate $f_{sample} = 1/T_{sample}$ aufgenommen wurden.

Die *Allan variance* wird in Abhängigkeit von der averaging time $\tau = n \cdot T_{sample}$ ermittelt. Für $n = 1, 2, 3, \dots, M$ mit $M = \lfloor N/2 \rfloor^1$ wird zuerst

$$x_j(n) = \frac{y_{n \cdot j} + y_{n \cdot j+1} + \dots + y_{n \cdot j+n-1}}{n}, \quad j = 0, 1, \dots, \left\lfloor \frac{N}{n} \right\rfloor - 1$$

berechnet. Die *Allan variance* ergibt sich daraufhin nach [Hjo05, 28] zu

$$\sigma_a^2(\tau = n \cdot T_{sample}, N) = \frac{1}{2 \left(\left\lfloor \frac{N}{n} \right\rfloor - 1 \right)} \cdot \sum_{j=0}^{\left\lfloor \frac{N}{n} \right\rfloor - 2} (x_{j+1}(n) - x_j(n))^2.$$

Der relative Fehler der *Allan variance* aufgrund der Tatsache, dass sie nicht anhand einer unendlich langen Messreihe berechnet wird, ist laut [Hjo05, 30]

$$\text{Var}(\delta_{AV}(\tau, N)) = \frac{1}{2 \cdot \left(\frac{N}{\tau} \cdot T_{sample} - 1 \right)}.$$

Die Formel besagt, dass mit zunehmendem τ der relative Fehler größer wird. Um für ein beliebiges τ den relativen Fehler zu verringern, müssen längere Messungen aufgenommen und damit N vergrößert werden. Eine Absenkung der Abtastrate und damit eine Erhöhung von T_{sample} hat keinen Effekt, da $\tau = n \cdot T_{sample}$ ist und somit ebenfalls ansteigen würde.

¹ $\lfloor x \rfloor$ ist der *floor*-Operator. Er rundet x nach unten bis zur nächsten Ganzzahl.

5.3.2 Darstellung

Es wird nicht direkt die *Allan variance* dargestellt sondern zuerst die Wurzel gezogen, sodass $\sigma_a = \sqrt{\sigma_a^2}$ die Allan-Standardabweichung ergibt. Diese wird dann über die *averaging time* τ in einem doppeltlogarithmischen Diagramm aufgetragen.

Abbildung 5.3 zeigt einen schematischen *Allan plot* für einen Beschleunigungssensor. Für einen realen Datensatz werden die Geraden weicher ineinander übergehen. Die Geraden der Form $S_a = m \cdot T + B$ in der doppeltlogarithmischen Skalierung sind Funktionen nach dem Schema $\sigma_a = b \cdot \tau^m$ mit $\log(\sigma_a) = S_a$, $\log(b) = B$ und $\log(\tau) = T$. Die Steigungen m der Geraden sind charakteristisch für den Sensor-Effekt, den sie jeweils beschreiben.

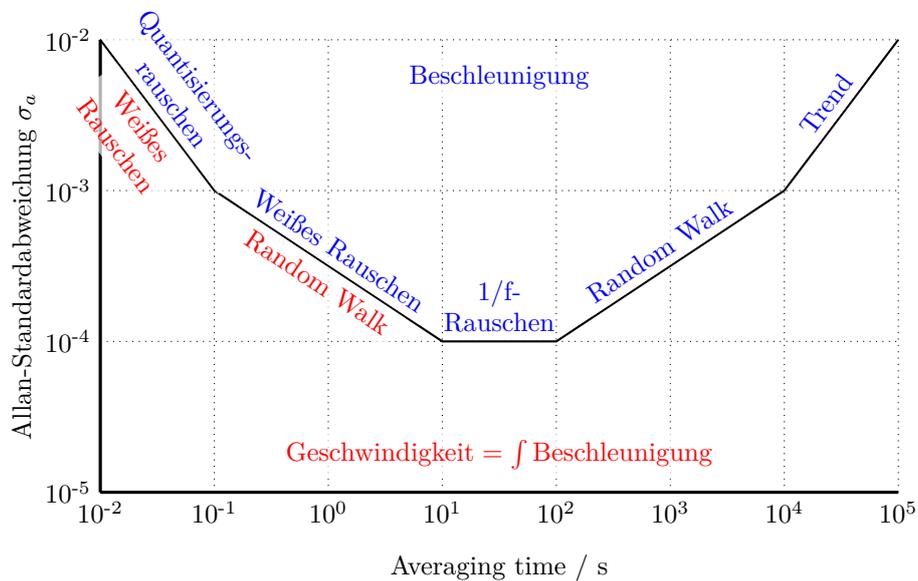


Abbildung 5.3 – Schematischer Allan plot, nach [C⁺05, 74]

In dem Schema tauchen fünf Effekte auf. Zwei davon können auch auf das Integral des Sensorwertes bezogen werden, im Fall des Beschleunigungsmessers also die Geschwindigkeit. Dieser Zusammenhang wird in der Abbildung durch die Farbgebung dargestellt. Die folgenden fünf Sensorfehler sind dem *Allan plot* zu entnehmen:

- Quantisierungsrauschen mit Steigung -1 , entspricht weißem Rauschen der Geschwindigkeit
- Weißes Rauschen mit Steigung $-1/2$, entspricht *Random Walk* der Geschwindigkeit
- $1/f$ -Rauschen mit Steigung 0
- *Random Walk* mit Steigung $+1/2$
- Trend mit Steigung $+1$

An dieser Stelle sei darauf hingewiesen, dass das Quantisierungsrauschen mit der Steigung -1 im *Allan plot* nur für „integrierende“ Gyroskope und Beschleunigungsmessers gilt, die statt Drehrate bzw. Beschleunigung den bereits intern integrierten Wert für Winkel bzw. Geschwindigkeit ausgeben [C⁺05, 82]. Dies trifft auf die im Quadcopter verbauten Sensoren nicht zu. Das auch hier vorhandene Quantisierungsrauschen wird als Teil des weißen Rauschens und damit der Geraden mit Steigung -1/2 im *Allan plot* repräsentiert [C⁺05, 81f.].

5.3.3 Parameter-Extraktion

Ein Vorteil der *Allan variance* ist es, nicht nur die Existenz verschiedener Sensorfehler aufzuzeigen sondern sie auch zu quantifizieren. Laut [Hjo05, 37] lassen sich die in Tabelle 5.1 aufgeführten Koeffizienten durch Ablesen von $\sigma_a(\tau)$ und τ an einem Punkt des zugehörigen Kurvensegmentes ermitteln. Die Tabelle enthält außerdem die Einheiten der Koeffizienten für den Fall, dass Beschleunigungssensoren oder Gyroskope untersucht werden.

Sensorfehler	Koeffizient	Einheit Beschleunigungssensor	Einheit Gyroskop
Quantisierungsrauschen	$Q = \sigma_a(\tau) \cdot \frac{\tau}{\sqrt{3}}$	m/s	°
Weißes Rauschen	$N = \sigma_a(\tau) \cdot \sqrt{\tau}$	m/s/√s	°/√s
1/f-Rauschen	$B = \sigma_a(\tau) \cdot \sqrt{\frac{\pi}{2 \cdot \log_e(2)}}$	m/s ²	°/s
<i>Random Walk</i>	$K = \sigma_a(\tau) \cdot \sqrt{\frac{3}{\tau}}$	m/s ² /√s	°/s/√s
Trend	$R = \sigma_a(\tau) \cdot \frac{\sqrt{2}}{\tau}$	m/s ³	°/s ²

Tabelle 5.1 – Aus *Allan plot* ermittelbare Koeffizienten, Nomenklatur gemäß [B⁺08, 64ff]

Weiterführende Hinweise finden sich in [B⁺08, 62ff].

5.3.4 Berechnung per MATLAB, Rechenzeit und Optimierung

Wie in Kapitel 5.3 erwähnt, bemisst sich die Rechenzeit für einen ausreichend langen Datensatz in einer Größenordnung von Tagen. Dementsprechend ist es wünschenswert, die Berechnung soweit wie möglich zu optimieren. Als erstes habe ich eine Variante in der MATLAB-eigenen *Script*-Sprache geschrieben. Mithilfe des integrierten *Profilers* ließen sich die Programmteile ausfindig machen, die am meisten Rechenzeit verbraucht haben. Obwohl MATLAB in der aktuellen Version die *Scripts* nicht mehr interpretiert, also Zeile für Zeile ausführt, sondern mit einem *Just-in-time Compiler* in ausführbaren Code umwandelt, empfiehlt der Hersteller zur *Performance*-Steigerung die „Vektorisierung“

des Codes. Das ist der Einsatz von Vektoren und Matrizen sowie eingebauter Verarbeitungsroutinen hierfür anstelle der Verarbeitung einzelner Elemente in einer Programmschleife. In Laufzeitmessungen stellte sich jedoch heraus, dass ab einem bestimmten Grad der Vektorisierung diese eine *Performance*-Einbuße mit sich brachte. Das experimentell ermittelte optimale Maß an Vektorisierung wird in dem *Script* `allan_variance.m` verwendet.

Zur weiteren Geschwindigkeitssteigerung bot sich eine Anpassung des Algorithmus' aus Kapitel 5.3.1 an. Statt $x_i(n)$ durch n zu teilen, ist es mathematisch äquivalent, $\sigma_a(n)$ durch n^2 zu teilen. Dieses Verfahren bringt eine relative Geschwindigkeitssteigerung im einstelligen Prozentbereich mit sich, allerdings bewirkt sie sehr kleine Abweichungen im Ergebnis gegenüber der konventionellen Berechnung. Dies ist auf numerische Probleme zurückzuführen. Diese Version trägt den Namen `allan_variance_fast.m`.

Eine weitere Geschwindigkeitssteigerung lässt sich erzielen, indem die Berechnung statt in der MATLAB-*Script*-Sprache in C programmiert und dann compiliert wird. Diese Art der Programmierung wird von MATLAB „MEX“ genannt. Es wird eine Schnittstelle zur Verfügung gestellt, um z.B. die Parameterübergabe zwischen MATLAB und dem C-Programm zu realisieren oder ihm Eingabe-Ausgabe-Möglichkeiten zur Verfügung zu stellen. Diese Variante wurde ebenfalls programmiert und erreicht gegenüber dem ursprünglichen MATLAB-*Script* eine Geschwindigkeitssteigerung um 20%. Die Möglichkeit, über die an anderer Stelle ausgeführte Division durch n eine weitere Beschleunigung zu erreichen, wurde wegen der leicht abweichenden Ergebnisse nicht umgesetzt. Anhand eines Test-Datensatzes wurde ermittelt, dass die MEX-Variante das exakt gleiche Zahlenergebnis liefert wie `allan_variance.m`. Die MEX-Version trägt den Namen `allan_variance_mex.c`.

Um die maximale Berechnungs-Geschwindigkeit zu erreichen, wurde der MEX-Code im nächsten Schritt parallelisiert. Der Algorithmus eignet sich hierfür gut, da unter den Berechnungs-Instanzen keine Zwischenwerte ausgetauscht werden müssen. Der Applikationsserver, auf dem MATLAB ausgeführt wurde, besitzt zwei Prozessoren mit jeweils zwei Prozessorkernen. Durch die Aufteilung auf vier *Threads* ließ sich die Rechenleistung um etwa Faktor vier steigern. Die Berechnung läuft auf niedriger *Multitasking*-Priorität, um andere Anwendungen auf dem Rechner nicht zu behindern. Diese finale Programmversion zur Berechnung der *Allan variance* ist in der Datei `allan_variance_mex_par.c` enthalten. Auch sie enthält die Optimierung bezüglich der Division durch n nicht und liefert entsprechend durchgeführten Tests die exakt gleichen Ergebnisse wie das ursprüngliche MATLAB-*Script*.

Die gemessenen Programmlaufzeiten für einen Datensatz mit $1 \cdot 10^5$ Elementen sind in Tabelle 5.2 zusammengefasst.

Eine weitere Möglichkeit, die Rechenzeit zu verringern, wird in [C⁺05, 73] erwähnt: Anstatt die Berechnung der *Allan variance* für jedes $n = 1, 2, 3, 4, \dots, M$ durchzuführen, kann die Schrittweite auch exponentiell ansteigen, also $n = 1, 2, 4, 8, \dots, M$. Durch die logarithmische Darstellung im *Allan plot* sind auf diese Weise berechnete Werte dort äquidistant.

Anhand der Version `allan_variance.m` wurde der Zusammenhang zwischen der Länge des Datensatzes N und der Rechenzeit in Sekunden ermittelt. Sie folgt in etwa der Potenzfunktion $t/s = 5 \cdot 10^{-6} \cdot N^{1,4}$.

Version	Rechenzeit	
	absolut	relativ
allan_variance.m	64,4 s	100,0%
allan_variance_fast.m	62,6 s	97,2%
allan_variance_mex.c	42,6 s	66,1%
allan_variance_mex_par.c	11,1 s	17,2%

Tabelle 5.2 – Laufzeiten der unterschiedlichen Implementierungen zur Berechnung der *Allan variance*

Kapitel 6

Auswertung der durchgeführten Messungen

Um ein besseres Verständnis für die im Quadcopter verbauten Sensoren zu erhalten, wurden verschiedene Messungen durchgeführt. Hierzu lief eine spezielle Mess-Firmware auf dem integrierten Microcontroller, dessen Daten später per PC in MATLAB analysiert wurden. Die wichtigste Messung ist sicherlich die statische, bei der nach bestem Vermögen jede Einwirkung auf die Sensoren verhindert wurde. Was die Sensoren abgesehen vom Ruhepegel trotzdem messen, sind reine Störungen.

Im weiteren Verlauf wurde eine Messung durchgeführt, bei der sich der Quadcopter ebenfalls nicht bewegt, wobei sich jedoch die Rotoren gedreht haben. Die hierdurch auf die Sensoren übertragenen Vibrationen ermöglichen eine Einschätzung der auch im Flug auftretenden Störungen.

Um zur späteren GPS/INS-Integration eine Berechnungsgrundlage zu haben, wurde ein kombinierter Datensatz von GPS und Trägheits-Sensordaten während einer Fahrt mit dem Auto aufgenommen. Anhand dieser Daten zeigen sich Stärken und Schwächen der barometrischen Höhenmessung.

Eine Messung des Quadcopters im freien Fall liefert ebenfalls interessante Informationen über den Luftdrucksensor.

Schließlich untersucht eine weitere Messung das in Kapitel 4.7 beschriebene Verhalten der Sensoren nach dem Einschalten.

In Ermangelung geeigneter Testmittel wie beispielsweise eines Rotationstisches wurden die Skalenfaktoren nicht untersucht.

6.1 Messanordnung

Zur Messwertaufnahme wurde eine spezielle Mess-Firmware in den Microcontroller auf dem Quadcopter programmiert. Es war die Zielstellung, mit möglichst hoher Abtastrate Sensordaten aufzunehmen und dann über die serielle Schnittstelle zur weiteren Verarbeitung an einen angeschlossenen PC zu schicken. Der

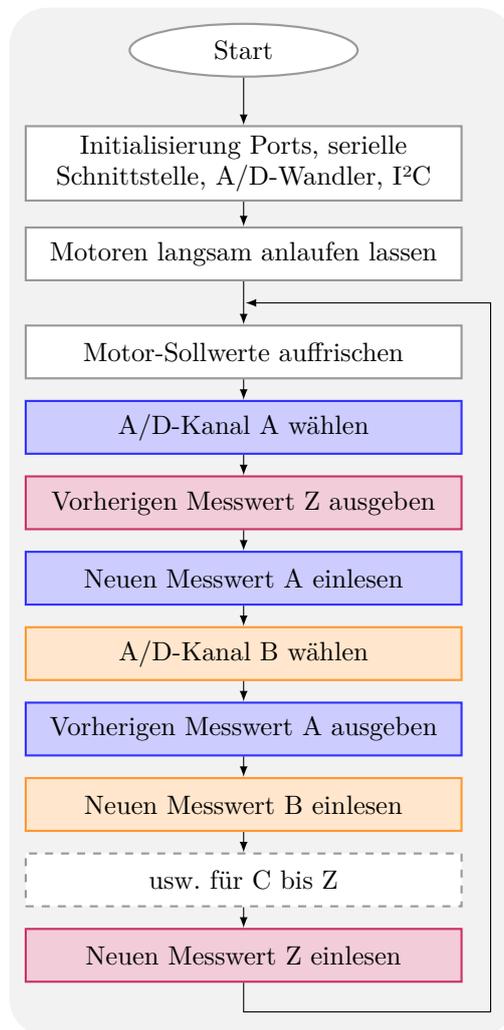


Abbildung 6.1 – Programmablauf der Mess-Firmware

Aufbau der Firmware ist Abbildung 6.1 zu entnehmen. Nach dem Start werden zuerst verschiedene Initialisierungsschritte durchgeführt: Die Ports werden konfiguriert, die serielle Schnittstelle mit der zu verwendenden Baudrate initialisiert, der A/D-Wandler parametrisiert und das I²C-Modul so eingestellt, dass es mit den Motortreibern kommunizieren kann. Im nächsten Schritt werden, falls sich die Motoren während der Messung drehen sollen, diese langsam hochgefahren. Um zu vermeiden, dass die Motoren direkt vom Start weg mit einer hohen Solldrehzahl anlaufen und darunter die Spannungsversorgung zusammenbricht, wird der Sollwert im Laufe einiger weniger Sekunden als Rampe auf den Endwert hochgefahren. Wenn das Hochfahren der Motoren beendet ist, geht das Programm in eine Endlosschleife über. Zuerst werden die Motordrehzahlen in jedem Zyklus erneut an die Motorregler übermittelt. Bleibt diese Aktualisierung für länger als ca. eine Sekunde aus, führen die Motortreiber eine Notabschaltung durch, weil sie von einem abgestürzten *Controller* ausgehen müssen. Die Dreh-

zahl müsste nicht bei jedem Schleifendurchlauf übertragen werden, was öfter als jede Millisekunde der Fall ist. Würde jedoch nur gelegentlich per I²C kommuniziert, wären die Messwerte zeitlich nicht mehr gleichmäßig verteilt. Im weiteren Verlauf führt die Firmware der Reihe nach für die verschiedenen Messwerte folgende Abfolge aus: Erst wird der A/D-Wandler auf den nächsten zu messenden Kanal eingestellt. Während diese Aktion ausgeführt wird, wird anstatt auf die Fertigstellung zu warten, der vorherige Messwert über die serielle Schnittstelle verschickt. Danach wird der Messwert vom inzwischen umgeschalteten Kanal gelesen. Dann geht es mit dem Umschalten auf den nächsten Kanal weiter.

Wie in Kapitel 3.1 errechnet wurde, erreicht der A/D-Wandler maximal eine Abtastrate von 20,8 kHz. Es werden acht Kanäle gemessen ($3 \times$ Gyroskop, $3 \times$ Beschleunigungssensor, $1 \times$ Luftdrucksensor und $1 \times$ die Akkuspannung als Tiefentladeschutz). Selbst bei sofortigem Kanalwechsel ergibt sich damit eine maximale Abtastrate von 2,6 kHz. Wenn die Motoransteuerung auskommentiert wird, sind 2,0 kHz erreichbar, mit Motoransteuerung noch 1,2 kHz. Mit laufender Motoransteuerung ist die Abtastrate aber nicht genau konstant. Das für die Ansteuerung genutzte I²C-Protokoll ist so ausgelegt, dass Geräte auf dem Bus die Kommunikation verlangsamen können. Außerdem setzt es eine Bestätigung jedes gesendeten Bytes durch den Empfänger voraus. Diese Bestätigung kann nun gemessen am Empfang des Zeichens nach unterschiedlich langer Zeit erfolgen. So ist zu erklären, dass bei Messungen mit laufender Motoransteuerung die Abtastrate um wenige Hertz schwankt.

Gemessen wird die Abtastrate auf Seiten des angeschlossenen PC. Das eingesetzte Terminalprogramm *Realterm*¹ ermöglicht es, die empfangenen Daten mit einem Zeitstempel zu versehen. Die Dauer der Übertragung ist damit bestimmbar, über eine Division durch die Anzahl der in dieser Zeit empfangenen Datenpakete ergibt sich die Abtastrate.

Die Übertragungsraten zwischen Microcontroller und PC wurde so hoch wie möglich gewählt, um nicht durch zu langsames Senden die Abtastrate zu beeinträchtigen. Die höchste vom Microcontroller unterstützte Übertragungsraten ist 625 000 Baud. Es können damit maximal 62 500 Byte pro Sekunde übertragen werden. Ein Datensatz besteht aus 22 Byte (3×3 Byte Gyroskope, 3×3 Byte Beschleunigungssensoren, 3 Byte Luftdrucksensor und 1 Byte Zeilenabschluss). Pro Sekunde könnten damit maximal 2841 Datensätze transportiert werden. Das liegt leicht über der maximalen Abtastrate von 2,6 kHz, die Datenübertragung ist damit nicht der Flaschenhals.

Die 12-Bit-Werte werden in hexadezimaler Repräsentation als ASCII-Zeichen übertragen. Der Datenstrom wird vom Terminalprogramm als Datei aufgezeichnet. Ein Perl-*Script* konvertiert dieses proprietäre Format in eine CSV-Datei mit Zahlen in Dezimalschreibweise. Dieses Format ist von Tabellenkalkulationsprogrammen und auch von MATLAB lesbar.

Während der Messungen wird der Quadcopter über einen Akku mit Energie versorgt. Dies ist einer netzgebundenen Versorgung unbedingt vorzuziehen, weil auf diese Weise keine Störsignale wie z.B. das 50-Hz-Netzbrummen auf die Quadcopter-Sensorik überkoppeln können. Mechanisch ist ebenfalls nach Möglichkeit eine Entkopplung von Schwingungen des Bodens vorzunehmen. Dies geschieht, indem der Quadcopter wie in Abbildung 2.10 zu sehen auf den leicht federnden

¹Kostenlos herunterladbar unter <http://realterm.sourceforge.net>

Kufen aufgesetzt wird.

Die in Kapitel 3.1 beschriebene ungünstige Einstellung des A/D-Wandlers wurde auch nach der Entdeckung beibehalten. So sollte vermieden werden, dass verschiedene Messreihen aufgrund unterschiedlicher Parameter des A/D-Wandlers nicht mehr miteinander vergleichbar werden. Eine Wiederholung sämtlicher bis dahin durchgeführten Messungen kam aus zeitlichen Gründen nicht in Frage.

6.2 Messung bei ausgeschalteten Motoren

Für einen ersten Eindruck von der Qualität der Sensordaten wurden Messungen mit möglichst minimalen Einfluss-Faktoren durchgeführt. Der Quadcopter stand hierbei mit den Kufen fest auf dem Boden. Die Motoren waren ausgeschaltet, sodass Vibrationen weitgehend ausgeschlossen wurden. Die Stromversorgung erfolgte per Akku, die einzige Kabelverbindung zur Außenwelt wurde über einen USB-seriell-Konverter am PC hergestellt, der die Sensordaten protokolliert hat.

Es wurden zwei derartige Messungen ausgewertet. Bei der ersten vom 21.10.2009 fand in der Mess-Firmware keinerlei Motor-Ansteuerung statt. Es wurde eine Abtastrate von 1995 Hz erreicht. Es wurden 30 Minuten lang Daten aufgezeichnet.

Bei der zweiten Messung vom 27.11.2009 wurden die Motorregler angesteuert, wobei der Wert Null übergeben wurde, also die Motoren ebenfalls still standen. Hierdurch wurde nur noch eine Abtastrate von 1202 Hz erreicht. Die Dauer der Messung betrug 44 Minuten.

Im Folgenden werden einzelne Beobachtungen herausgehoben und beschrieben. Die komplette grafische Auswertung befindet sich in Anhang A und die Rohdaten auf dem beigefügten Datenträger.

In Abbildung 6.2 sind die Messwerte der drei Gyroskope im Zeitbereich dargestellt. Jeder einzelne Messwert ist als farbiger Punkt repräsentiert. Wenn der gleiche Messwert in dichter Folge häufig auftritt, verbinden sich die einzelnen Punkte zu einer durchgehenden Linie. Ab einer bestimmten Häufung ist nicht mehr erkennbar, wie dicht die gleichen Messwerte aufeinander folgen. Die Wahrscheinlichkeitsfunktion am rechten Rand macht die Unterscheidung wieder möglich. Im obigen Beispiel zeigt sich der beschriebene Effekt am Deutlichsten beim Gyroskop der Z-Achse: Die Werte 2013 und 2016 treten im Vergleich zu 2014 und 2015 nur sehr selten auf, wie man der Wahrscheinlichkeitsfunktion entnehmen kann. Der linke Diagrammteil allein hätte den Schluss nahe gelegt, dass alle vier Werte in etwa gleich häufig vorkommen.

Den farbigen Messwerten ist in schwarz ein gleitender Mittelwert gemäß Kapitel 5.1.1 überlagert. Er wird für beide Messungen aus 63 Werten gebildet. Aufgrund der unterschiedlichen Abtastraten unterscheidet sich die Filter-Übertragungsfunktion im Frequenzbereich entsprechend. Für die obige Darstellung der Messung mit 1202 Hz Abtastrate liegen die Nullpunkte bei ganzzahligen Vielfachen von 19 Hz, bei der Messung mit 1995 Hz Abtastrate liegen die Abstände zwischen den Nullpunkten 32 Hz auseinander.

In der frequenzselektiven Filterung liegt auch die Begründung für die vergleichsweise geringe Amplitude des Mittelwerts für das Y-Gyroskop: Wie sich bei der Betrachtung im Frequenzbereich noch deutlich zeigen wird, sind diesem Signal

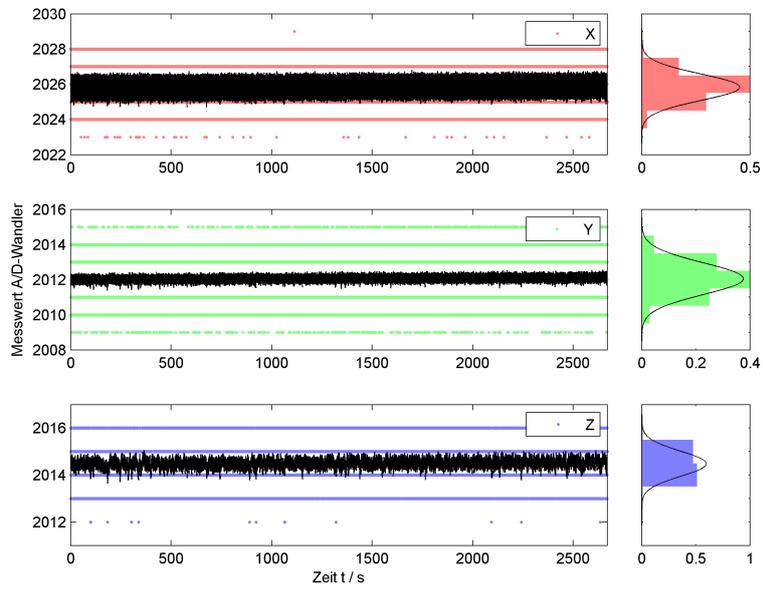


Abbildung 6.2 – Gyroskope, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

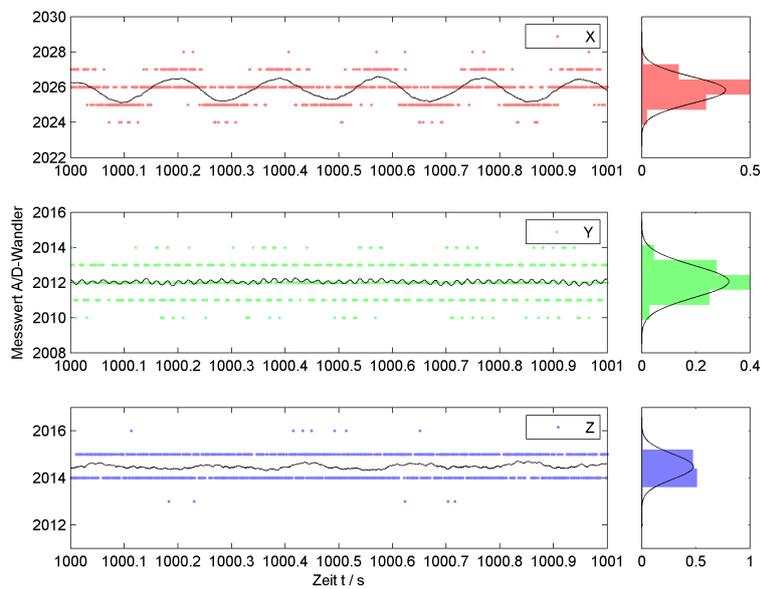


Abbildung 6.3 – Gyroskope, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009, Ausschnitt

besonders starke Schwingungen hoher Frequenzen überlagert. Durch die Tiefpasscharakteristik des gleitenden Mittelwertfilters werden sie deutlich gedämpft. Abbildung 6.3 enthält einen Ausschnitt der bereits betrachteten Datenreihe. Durch die größere Zeitaufösung werden die überlagerten Schwingungen, insbesondere die niederfrequenten beim X-Gyroskop dort sehr deutlich.

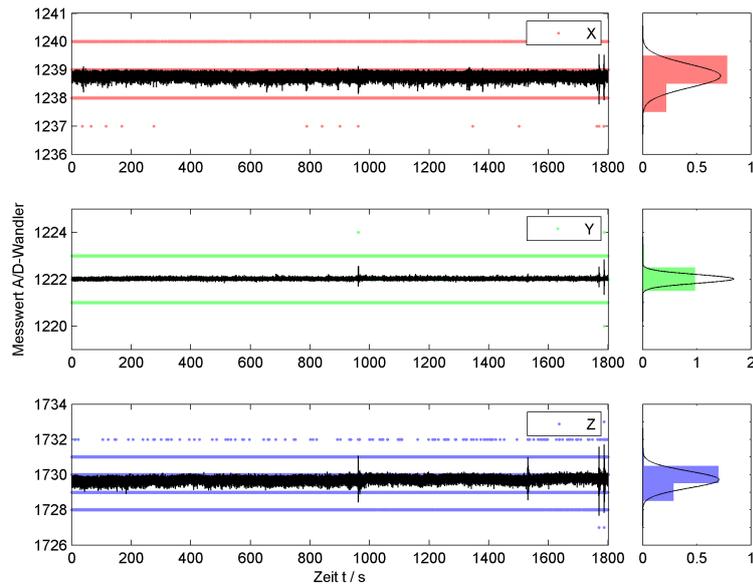


Abbildung 6.4 – Beschleunigungssensoren, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

Die Messung der Beschleunigungssensoren in Ruhe aus Abbildung 6.4, diesmal aus der Messung vom 21.10.2009 mit der Abtastrate 1995 Hz, zeigt ein ähnliches Bild wie die Gyroskope. Es fallen die Ausschläge bei ca. 900, 1500 und 1750 Sekunden auf. Sie sind vermutlich auf Erschütterungen zurückzuführen, z.B. durch vorbei laufende Personen.

Ein deutlicher Trend der Sensorwerte ist in keiner der beiden Messungen feststellbar — weder für die Gyroskope noch für die Beschleunigungssensoren. Dieser Effekt zeigt sich ausschließlich beim Luftdrucksensor, exemplarisch in Abbildung 6.5. Die Schwankung um ca. 1,5 LSB innerhalb einer halben Stunde entspricht laut Datenblatt ca. 0,3 hPa. Vermutlich handelt es sich um eine tatsächlich im Messzeitraum stattgefundene Luftdruckschwankung.

Die Auswertung der Sensorwerte im Frequenzbereich liefert die wichtige Erkenntnis, dass den Signalen insbesondere der Gyroskope harmonische Schwingungen überlagert sind. Die auftretenden Frequenzen weisen hierbei ein klares Muster auf (siehe Abbildung 6.6): Es existieren Peaks bei drei Frequenzen, hier 5,0 Hz, 49,9 Hz und 54,9 Hz, wobei die letzten beiden um genau 5,0 Hz auseinander liegen. Weiterhin fällt auf, dass bei jedem der drei Gyroskope eine andere der drei möglichen Kombinationen aus zwei der drei Frequenzen vorhanden sind. Wie in Kapitel 3.3.1 beschrieben, schwingen die Gyroskope mit 22 kHz (ENC-

03JA) bzw. 24 kHz (ENC-03JB). Durch die Verwendung von drei Gyroskopen arbeiten zwei zwangsläufig mit der gleichen Frequenz von 22 kHz [Mai08, 26]. Aufgrund von Bauteiltoleranzen und einer leicht unterschiedlichen Temperatur werden die Frequenzen allerdings nicht exakt gleich sein. Wenn sich an einer beliebigen Stelle in der Signalkette beide Schwingungen überlagern, bildet sich eine Schwebung. Sie hat zwei Frequenzbestandteile: Einmal die Mittenfrequenz der beiden Schwingungen, die also ebenfalls bei 22 kHz liegt und einmal eine sehr viel niedrigere Frequenz, die der Differenz beider Gyroskop-Schwingungen entspricht. Es ist gut möglich, dass letztere in dem Frequenzbereich liegt, der gemessen wird. Erfolgt die Messung breitbandig genug, wird ebenfalls eine Schwebung aus 22- und 24-kHz-Grundschwingungen gemessen. Hierbei treten Frequenzanteile von 23 kHz und 2 kHz auf. Selbst Frequenzen, die oberhalb der halben Abtastrate liegen, werden in den sichtbaren Frequenzbereich gespiegelt und tauchen dort als Alias-Frequenzen auf, wenn sie vom Anti-Aliasing-Filter nicht ausreichend gedämpft werden. Eine Schwingung mit der Nennfrequenz 2 kHz würde von einem mit 1202 Hz abtastenden System als 197-Hz-Schwingung und von einem mit 1995 Hz abtastenden System als 992,5-Hz-Schwingung wahrgenommen werden.

Tatsächlich unterscheiden sich die Frequenzen bei den mit unterschiedlichen Abtastraten ausgeführten Messungen jedoch kaum, wie Tabelle 6.1 entnommen werden kann.

Messung vom	Abtastrate	Schwingung		
		a	b	c
21.10.2009	1995 Hz	5,1 Hz	50,2 Hz	55,3 Hz
27.11.2009	1202 Hz	5,0 Hz	49,9 Hz	54,9 Hz

Tabelle 6.1 – Frequenzen der überlagerten Schwingungen bei den zwei Messungen im Vergleich

Für die Theorie der Schwebungen spricht die Beziehung der drei Frequenzen zueinander. Wenn drei Schwingungen mit f_A , f_B und f_C existieren, wobei $f_A \approx f_B$ ist und $f_A < f_B \ll f_C$, also f_A und f_B beinahe gleich sind und f_C größer ist, und sich jeweils Schwebungen zweier Schwingungen ergeben gemäß

$$f_{AB} = |f_A - f_B|$$

$$f_{AC} = |f_A - f_C|$$

$$f_{BC} = |f_B - f_C|$$

dann gilt

$$f_{AC} > f_{BC} \gg f_{AB}$$

und

$$f_{AB} = |f_{AC} - f_{BC}|,$$

das heißt die beiden Schwebungen mit den höheren Frequenzen liegen untereinander hinsichtlich ihrer Frequenzen genau so weit auseinander wie der Betrag der Schwebung mit der kleinsten Frequenz.

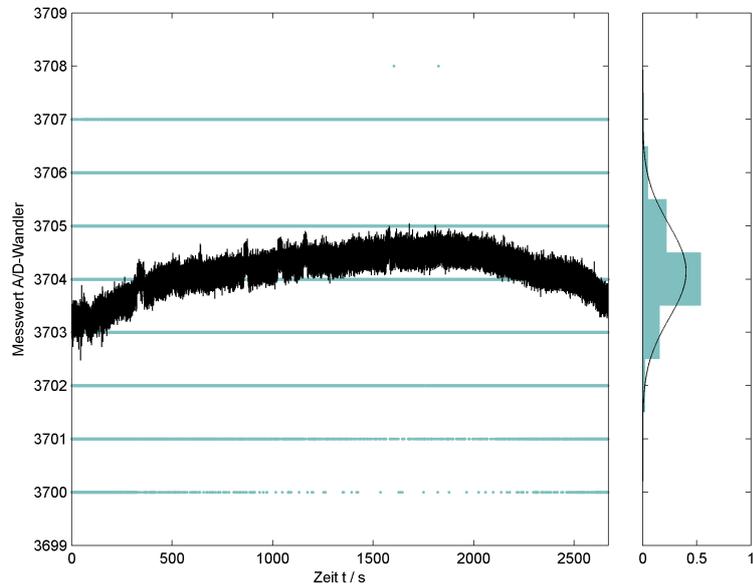


Abbildung 6.5 – Luftdrucksensor, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

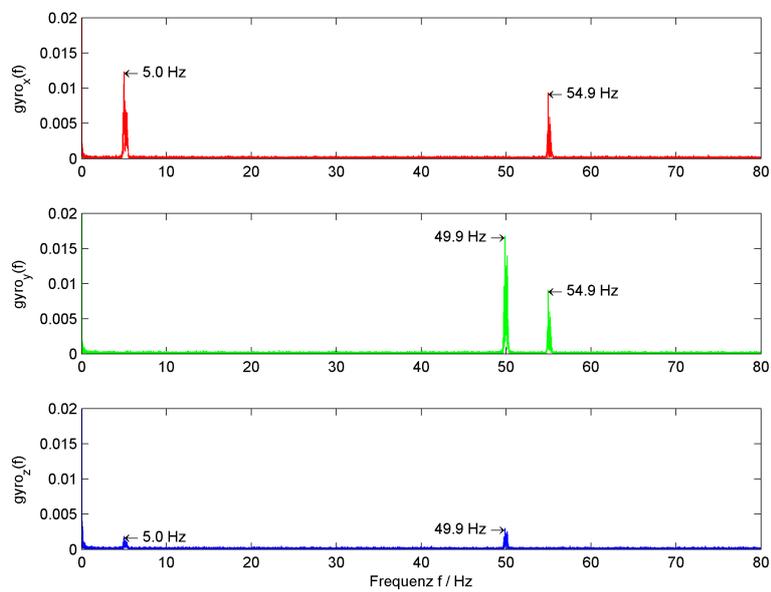


Abbildung 6.6 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

Schwingung A sind f_{AB} und f_{AC} überlagert, Schwingung B f_{AB} und f_{BC} sowie Schwingung C f_{AC} und f_{BC} . Es ist somit möglich, anhand der im einseitigen Betragsspektrum auftretenden Schwebungen den drei Gyroskopen die Frequenzen f_A bis f_C zuzuweisen: Das Y-Gyroskop weist die beiden hochfrequenten Schwebungen auf, hat also demzufolge die Eigenschwingung C mit der hohen Frequenz f_C . Das X-Gyroskop zeigt die höchst- und die niedrigstfrequente Schwebung, hat entsprechend die Eigenschwingung A. Eigenschwingung B bleibt für das Z-Gyroskop mit der Schwebung kleinster und mittlerer Frequenz.

Laut [Mai08]² schwingt das Z-Gyroskop vom Typ ENC-03JB mit nominell 24 kHz und die beiden anderen Gyroskope vom Typ ENC-03JA mit jeweils nominell 22 kHz. Das widerspricht der aufgestellten Überlegung, dass das Y-Gyroskop die höchste Eigenfrequenz aufweist. Dieser Widerspruch konnte nicht aufgelöst werden. Alle drei Gyroskope weisen die gleiche, vom Hersteller nicht dokumentierte Bestückungs-Prägung „C648“ auf. Eine Erklärung wäre, dass beim Bestücken die Typen A und B vertauscht wurden, eine andere, dass in Wirklichkeit alle drei Gyroskope vom gleichen Typ sind und damit die gleiche Nennfrequenz haben. In diesem Fall würde keine Schwebung von ca. 2 kHz auftreten und in den Messbereich gespiegelt werden sondern es würden direkt Schwebungen von ca. 5, 50 und 55 Hz erzeugt. Diese Erklärung klingt am Plausibelsten, auch wenn sie im Widerspruch zu [Mai08] steht.

Abweichungen der Schwingfrequenz von 50 Hz bezogen auf einen Nominalwert von 22 kHz entsprechen einer Abweichung von 0,2%. Für handelsübliche Keramikresonatoren wird eine Toleranz von $\pm 0,5\%$ angegeben. In [muR99, 2] wird für den Temperaturbereich von -5 °C bis $+75\text{ °C}$ eine maximale Abweichung von 500 Hz angegeben. Auch diese Werte sind plausibel.

Da der Zusammenhang der drei Schwebungen hinsichtlich ihrer Frequenzen bekannt ist, sollte es möglich sein, sie mittels eines adaptiven Filters, z.B. eines Kalman-Filters zu entfernen. Dieses müsste neben den genauen Frequenzen die jeweilige Phase und Amplitude der Schwingungen ermitteln.

Bei der Messung mit Abtastrate 1995 Hz taucht das Muster der drei Schwebungen auch im oberen Teil des Frequenzspektrums auf (Abbildung 6.7). Im Gegensatz zu Abbildung 6.6 sind hier allerdings bei allen drei Gyroskopen alle drei Schwingungen vorhanden. Bei der Messung mit 1202 Hz Abtastrate existiert dieses Phänomen nicht. Stattdessen weisen in der Messung vom 21.10.2009 auch die Beschleunigungssensoren die drei Peaks im oberen Bereich des Frequenzspektrums auf (Abbildung 6.8). Die Ursache dieses zweiten Auftretens ist unklar. Die Amplituden sind hier etwa um den Faktor 10 geringer, außerdem ist es im Bedarfsfall über ein einfaches Tiefpassfilter leicht möglich, diese Störungen zu entfernen.

Im unteren Frequenzbereich weisen die Beschleunigungssensoren einzelne überlagerte Schwingungen im Bereich von 9 bis 15 Hz auf, siehe Abbildung 6.9. Das Muster ist zwischen den beiden vorliegenden Messungen nicht einheitlich. Es existiert kein Erklärungsansatz.

Zur Quantifizierung der Sensorfehler wurde die *Allan variance* benutzt. Hierbei hat sich herausgestellt, dass die Messungen von bis zu einer Dreiviertelstunde nicht ausreichend lang waren. In diesem Fall sind einige Effekte, die sich erst längerfristig auswirken, nicht beobachtbar. Das heißt jedoch nicht, dass

²Beigefügter Bestückungsplan: Bestückung.PNG

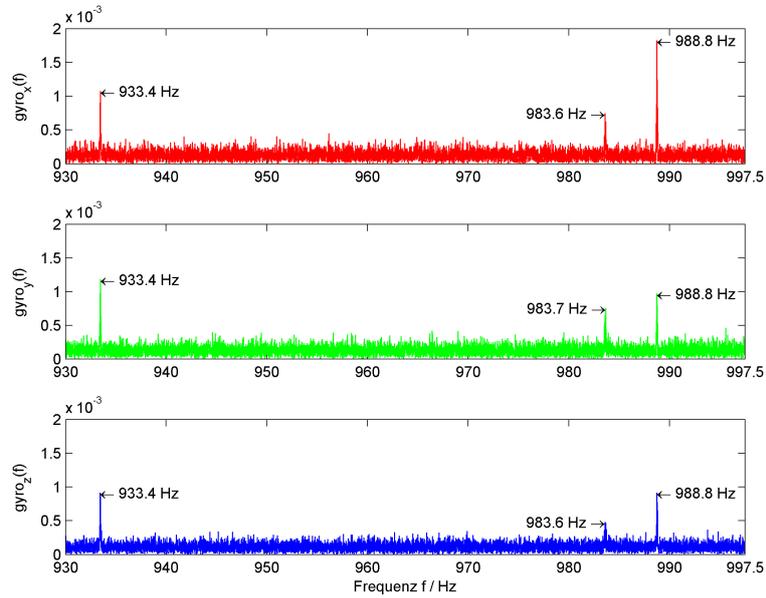


Abbildung 6.7 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

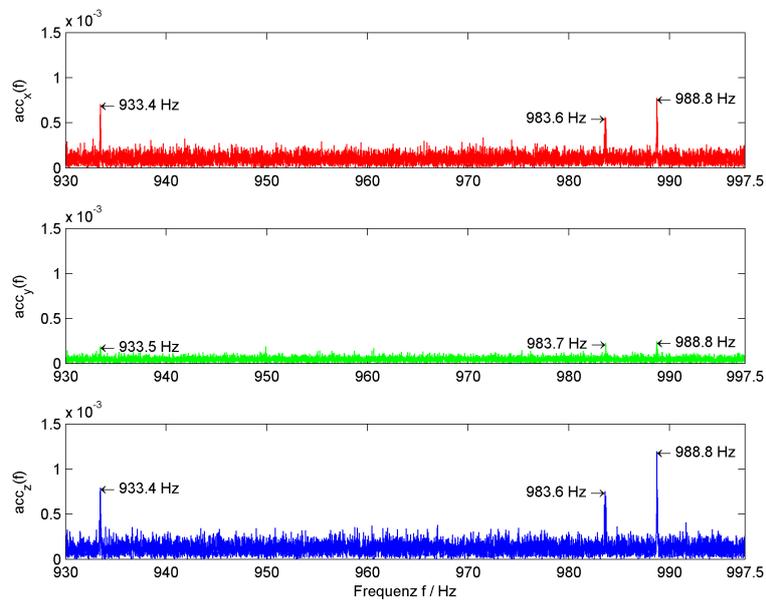


Abbildung 6.8 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

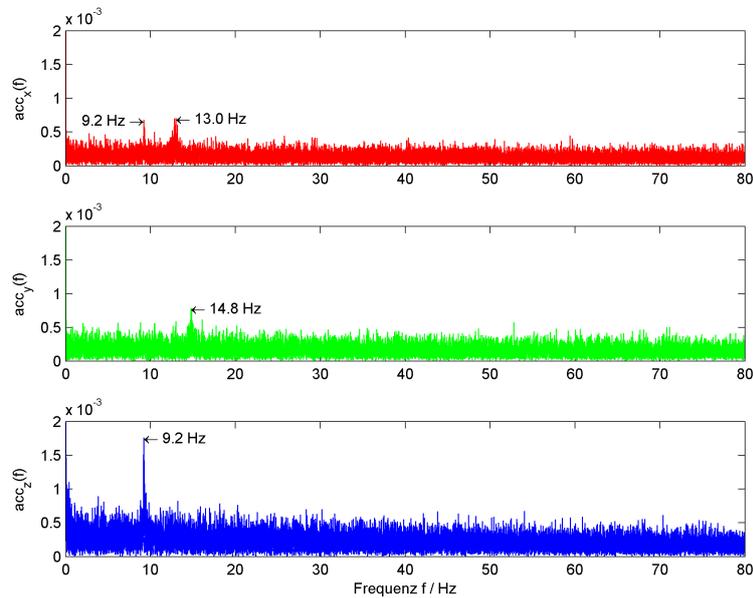


Abbildung 6.9 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt),
 $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

diese Effekte in den untersuchten Sensoren nicht auftauchen. Es ist daher dringend angeraten, zu einem späteren Zeitpunkt Messungen über mehrere Stunden durchzuführen.

In der Praxis stellte es sich teilweise als schwierig heraus, entsprechend Kapitel 5.3.3 durch das Anlegen von Geraden die zugehörigen Modellparameter zu gewinnen. Die ermittelten Diagramme wiesen mitunter deutliche Unregelmäßigkeiten auf. [B⁺08, 55] empfiehlt, vor der Berechnung der *Allan variance* die Messwerte zu bereinigen. Als besonders störend haben sich die oben angesprochenen überlagerten Schwingungen erwiesen. Sollte es möglich sein, diese herauszufiltern, würden die dann errechneten *Allan plots* deutlich mehr dem Idealbild aus Abbildung 5.3 entsprechen. Dies würde eine Zuordnung der passenden Geradenabschnitte erleichtern und damit die Verlässlichkeit der ermittelten Parameter steigern.

Abbildung 6.10 zeigt einen ziemlich deutlichen *Allan plot*. Er weist sowohl weißes Rauschen auf (Gerade mit Steigung $-1/2$) als auch einen *Random Walk* (Gerade mit Steigung $+1/2$). Bei dem „Buckel“ in der Mitte handelt es sich laut [B⁺08, 69f.] vermutlich um die Repräsentation exponentiell korrelierten weißen Rauschens in den Messwerten. Nach [GWA07, 280] lässt sich dieses gemäß

$$\xi_k = \xi_{k-1} \cdot e^{-T_{sample}/T_C} + w_{k-1}$$

modellieren, mit der Zeitkonstante T_C und weißem Rauschen w_k . Exponentiell korreliertes Rauschen wurde im Rahmen dieser Arbeit nicht untersucht. Weiterführende Hinweise finden sich auch in [Jek01, 182ff] und [Wen07, 125ff].

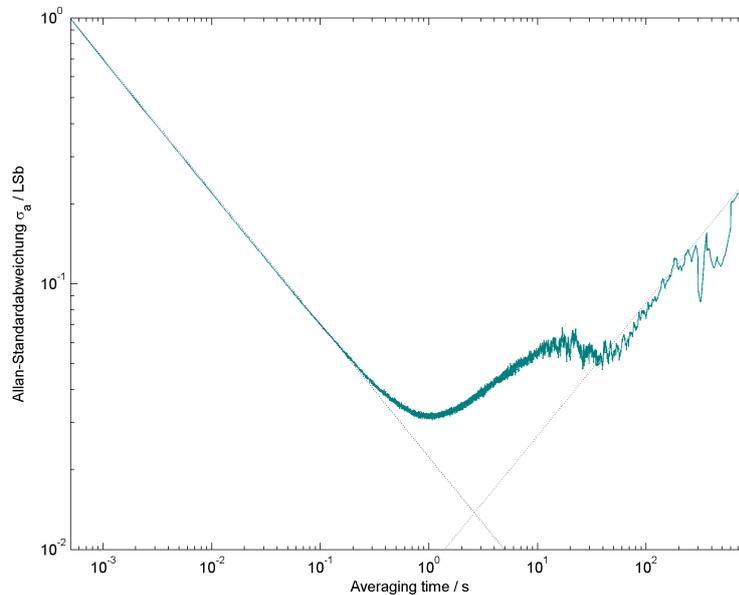


Abbildung 6.10 – Luftdrucksensor: *Allan plot*, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

In der Grafik zeigt sich weiterhin, dass die *Allan variance* für kleine *averaging times* sehr genau bestimmt werden kann, wohingegen mit steigender *averaging time* die Fehler deutlich anwachsen. Dies ist ein weiterer Grund, weshalb für genaue Parameter längere Messreihen aufgenommen werden sollten.

In Abbildung 6.11 wird diese Notwendigkeit noch deutlicher. Es ist davon auszugehen, dass auf das horizontale Geradensegment eine ansteigende Gerade folgt. Die Messung über 44 Minuten war allerdings zu kurz, um einen solchen Effekt festzustellen. Für den X-Beschleunigungssensor zeigt der *Allan plot* weißes Rauschen als abfallende Gerade und $1/f$ -Rauschen als Horizontale.

In Abbildung 6.12 sind deutlich die zwei Effekte exponentiell korreliertes Rauschen und überlagerte Schwingung zu erkennen. Das korrelierte Rauschen zeigt sich wie bereits erwähnt durch den „Buckel“ mit der Spitze bei einer *averaging time* von ca. 4 Sekunden. Die abklingende Sinus-Schwingung im linken Bereich des Diagramms steht für eine dem gemessenen Signal überlagerte harmonische Schwingung.

Die eingezeichneten Geraden stehen für weißes Rauschen (Steigung $-1/2$) und einen Trend (Steigung $+1$).

Für die restlichen *Allan plots* sei auf den Anhang verwiesen. Die aus ihnen ermittelten Parameter der fünf in Kapitel 5.3.3 beschriebenen Sensorfehler sind in Tabelle 6.2 und Tabelle 6.3 aufgelistet. Effekte, die nicht beobachtet werden konnten, sind durch einen Spiegelstrich gekennzeichnet. Es sei hier aber nochmals angemerkt, dass speziell bei den Beschleunigungssensoren von vorhandenen Sensorfehlern ausgegangen werden muss, die aufgrund der zu kurzen Messdauer nicht feststellbar sind.

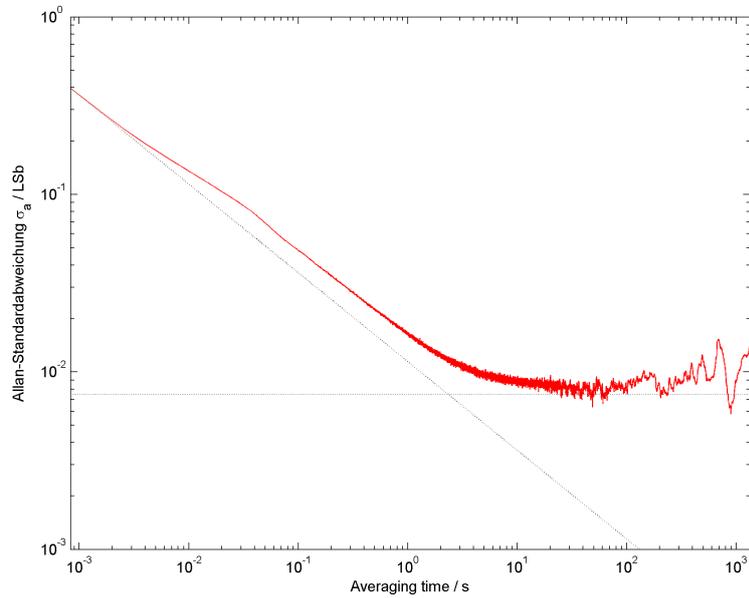


Abbildung 6.11 – X-Beschleunigungssensor: Allan plot, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

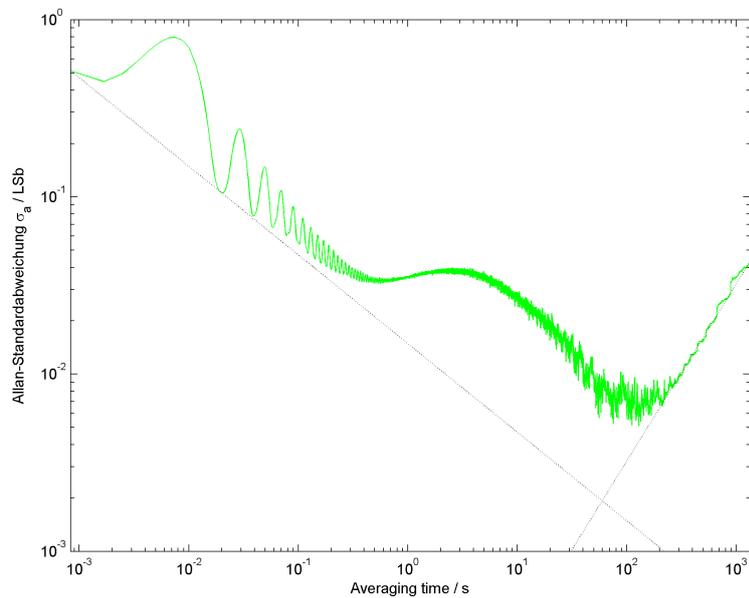


Abbildung 6.12 – Y-Gyroskop: Allan plot, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

Es zeigt sich, dass die Parameter aus der Messung vom 21.10.2009 weitgehend mit denen vom 27.11.2009 übereinstimmen. Die Abweichungen erklären sich über die unterschiedlichen Abtastraten. [Hou04, 112ff] beschreibt eine Ungenauigkeit der *Allan variance* bei zu geringer Abtastrate im Vergleich zur Sensorbandbreite. Folglich sind die aus der Messung vom 21.10.2009 ermittelten Parameter denen vom 27.11.2009 vorzuziehen.

Die Werte werden in den Tabellen bezogen auf die Pseudo-Einheit LSb angegeben, da nur theoretische Skalenfaktoren bekannt sind. Bei Bedarf lassen sie sich mit den Skalenfaktoren aus Kapitel 3 umrechnen.

Parameter	Gyroskope			Beschleunigungssensoren			Luftdrucksensor
	X	Y	Z	X	Y	Z	
$Q/(\text{LSb} \cdot \text{s})$	—	—	—	—	—	—	—
$N/(10^{-3} \text{LSb} \cdot \sqrt{\text{s}})$	11,1	11,2	9,8	8,9	4,2	9,9	22,2
$B/(10^{-3} \text{LSb})$	—	—	—	13,1	2,7	27,5	—
$K/(10^{-3} \text{LSb}/\sqrt{\text{s}})$	—	—	—	(—)	(—)	3,8	14,7
$L/(10^{-6} \text{LSb}/\text{s})$	60,3	67,6	64,4	(—)	(—)	(—)	(—)

Tabelle 6.2 – Extrahierte Fehler-Parameter der Messung vom 21.10.2009 über 30 Minuten mit Abtastrate 1995 Hz

Parameter	Gyroskope			Beschleunigungssensoren			Luftdrucksensor
	X	Y	Z	X	Y	Z	
$Q/(\text{LSb} \cdot \text{s})$	—	—	—	—	—	—	—
$N/(10^{-3} \text{LSb} \cdot \sqrt{\text{s}})$	14,4	14,9	14,2	11,4	13,5	15,0	23,4
$B/(10^{-3} \text{LSb})$	—	—	—	11,2	10,3	36,1	—
$K/(10^{-3} \text{LSb}/\sqrt{\text{s}})$	—	—	—	(—)	(—)	5,7	17,0
$L/(10^{-6} \text{LSb}/\text{s})$	43,0	45,6	39,9	(—)	(—)	(—)	(—)

Tabelle 6.3 – Extrahierte Fehler-Parameter der Messung vom 27.11.2009 über 44 Minuten mit Abtastrate 1202 Hz

Bei den Parametern der Gyroskope fällt auf, dass sich alle drei in den Werten ziemlich ähnlich sind. Es treten weißes Rauschen (N) und Trend (L) auf.

Bei den Beschleunigungssensoren erfüllt sich die Vermutung aus Kapitel 3.2.1, dass der Sensor für die Z-Achse schlechter ist als die anderen beiden. In Bezug auf das weiße Rauschen (N) ist dieser Unterschied aber nicht sehr deutlich. $1/f$ -Rauschen (B) hingegen ist auf der Z-Achse deutlich intensiver vorhanden. *Random Walk* (K) konnte nur beim Z-Beschleunigungssensor beobachtet werden, was ebenfalls wieder darauf hindeutet, dass dieser Sensor der schlechteste der drei ist. Allerdings darf für die Beschleunigungssensoren aufgrund der zu kurzen Messdauer nicht davon ausgegangen werden, dass nicht beobachtete Effekte auch wirklich nicht auftreten.

Der Luftdrucksensor zeigt insbesondere ein starkes weißes Rauschen (N) — das stärkste aller Sensoren. Eine Verstärkung des zur barometrischen Höhenmessung nutzbaren Bereichs, wie in [NS09] vorgeschlagen, würde auch das Rauschen verstärken. Eine Steigerung der wirklich nutzbaren Auflösung ließe sich möglicherweise nur durch deutliche Filterung erreichen. Der *Random Walk* (K) dürfte zumindest teilweise auf gemessene Luftdruckschwankungen zurückzuführen sein.

6.3 Messung bei laufenden Motoren

Im Flug ist der Quadcopter Bewegungen und Vibrationen ausgesetzt. Eine Messung in größtmöglicher Ruhe, wie im vorherigen Kapitel beschrieben, liefert daher zwangsläufig keine Messwerte, wie sie im Flug auftreten. Um ohne großen technischen Aufwand realistischere Daten aufzunehmen, wurde der Quadcopter über seine Rotoren in Vibration versetzt. Er stand dabei abgesehen von den gewollten Erschütterungen bewegungslos auf dem Boden. Der Messaufbau unterschied sich lediglich durch die laufenden Motoren von dem in Kapitel 6.2 beschriebenen.

Die Motordrehzahl wird über einen 8-Bit-Wert bestimmt, den die Motortreiber per I²C übermitteln bekommen. Ein Wert von Null entspricht keiner Drehung und der Maximalwert 255 (hexadezimal 0xFF) führt zur schnellstmöglichen einstellbaren Motordrehung. Der Zusammenhang zwischen Stellwert und Drehzahl wurde nicht ermittelt. Dies sollte zu einem späteren Zeitpunkt nachgeholt werden, um in den Messungen ermittelte Schwingungen zu den Motordrehzahlen ins Verhältnis setzen zu können.

Am 27.11.2009 wurden zwei Messungen durchgeführt. Bei der ersten wurden alle vier Motoren 2:37 Minuten lang mit dem Stellwert 0x20 (dezimal 32) zu langsamen Rotationen angeregt. Es wurde eine Abtastrate von 1190 Hz festgestellt.

Die zweite Messung dauerte 9:07 Minuten. Während der Messung wurden alle vier Motoren schnell gedreht; der Motorstellwert betrug 0x60 (dezimal 96). Es wurde eine Abtastrate von 1195 Hz erreicht.

In vorausgegangenen Tests wurde die Motorstellgröße ermittelt, bei der der Quadcopter abhebt. Dieser Wert liegt knapp über 0xE0 (dezimal 224). Allerdings hat sich bei allen Messungen der Rotor 3 wegen eines falsch gepolten Motors in die falsche Richtung gedreht. Somit sorgte dieser Motor für Abtrieb statt für Auftrieb. Unter der Annahme, dass der Abtrieb von Propeller 3 genau den Auftrieb eines anderen Rotors kompensiert hat, wurde in Summe nur der halbe Auftrieb gegenüber dem Normalfall mit korrekt drehenden Rotoren erreicht. Außerdem sorgte die falsche Ansteuerung gemäß Kapitel 2.4 für eine Verkippung in Richtung von Motor 3. Während bei niedrigeren Drehzahlen die Bodenreibung der Kufen eine Bewegung verhinderte, führte die falsche Drehrichtung bei den Abhebe-Tests für eine über den Boden schleifende Bewegung des Quadcopters in Richtung von Motor 3. Aus Zeitgründen wurden die Messungen nach Feststellung des Fehlers nicht wiederholt.

Im Zeitbereich streuen die Messwerte jetzt deutlich mehr als bei der Messung in Ruhe. Die Gyroskope streuen beim Motorstellwert 0x20 in einem Bereich von

ca. 8 LSB und beim Stellwert 0x60 in einem Bereich von ca. 15 LSB. In Ruhe betrug die Streuung ca. 6 LSB. Die Werte der Beschleunigungssensoren für X- und Y-Achse streuen sogar um ca. 75 LSB (Motoren 0x20) bzw. 150 LSB (Motoren 0x60). Die Streuung der Sensorwerte vom Z-Beschleunigungssensor ist noch einmal um je gut den Faktor 2 höher. Dieser Zusammenhang ist Abbildung 6.13 zu entnehmen. Die Filterlänge des gleitenden Mittelwerts beträgt dort wie schon bei den Darstellungen in Kapitel 6.2 den Wert 63.

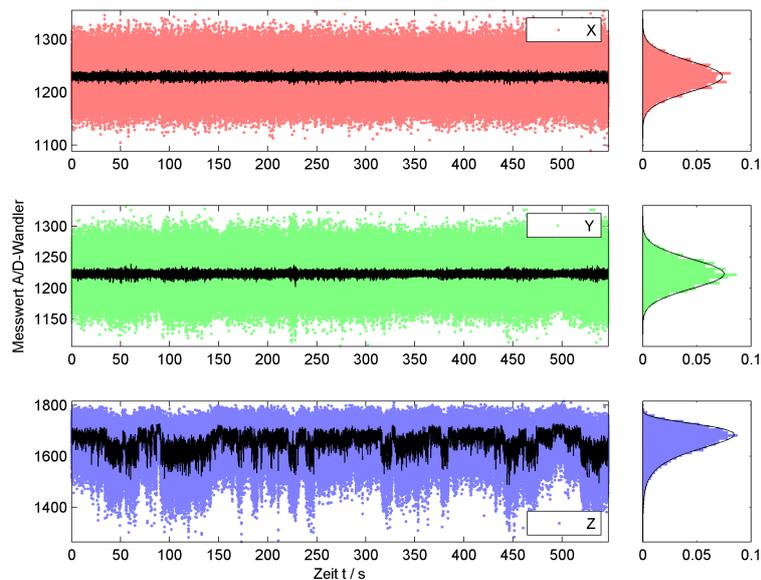


Abbildung 6.13 – Beschleunigungssensoren, Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

In der grafischen Zeitbereichs-Darstellung fällt sofort der ungewöhnliche Signalverlauf des Z-Beschleunigungssensors auf: Die Messwerte verteilen sich nicht gleichmäßig um einen Mittelwert, wie es bisher der Fall war. Stattdessen weichen die Werte nur leicht nach oben hin vom Mittel ab, jedoch sporadisch auch weit nach unten. Dieser Zusammenhang ist am Besten in der Wahrscheinlichkeitsfunktion am rechten Rand zu erkennen. Es handelt sich dort definitiv nicht um eine Normalverteilung. Die angepasste schwarze Kurve ist mit der Log-Normalverteilung verwandt. Eine echte Log-Normalverteilungsfunktion geht von Null an steil nach oben, um dann in Richtung größerer Werte langsam abzufachen. Die Kurve in Abbildung 6.13 läuft dementsprechend von ca. 1800 LSB in Richtung kleinerer Werte. Ein Messwert von ca. 1730 LSB entspricht einer Beschleunigung von $1g$ (die einfache Erdbeschleunigung) nach oben. Bei ca. 1230 LSB beträgt die Vertikalbeschleunigung Null. Im Schwerfeld der Erde wird dieser Zustand durch einen waagerechten Quadcopter nur im freien Fall erreicht. Eine Interpretationsmöglichkeit der Messung ist, dass der Quadcopter durch die Motoren ständig leicht angehoben wird, um gelegentlich wieder durch die Gravitation ein kleines Stück nach unten zu fallen. Es ist allerdings auch denkbar, dass sich gar nicht der Quadcopter entsprechend dem Sensorsignal bewegt son-

dern dass lediglich die in ihm enthaltene Probemasse infolge von Vibrationen der Motoren derartige Bewegungen ausführt.

Da es in der Zeitbereichs-Darstellung den Anschein hat, als ob der Sensor manchmal für einige Sekunden vorwiegend Beschleunigungen in eine bestimmte Richtung misst, wurde die Messung in je eine Sekunde lange Stücke zerteilt, für die jeweils das Histogramm berechnet und dann über der Zeit aufgetragen wurde. Abbildung 6.14 lässt erkennen, dass es keine signifikanten Veränderungen in der Wahrscheinlichkeitsverteilung der Messwerte mit der Zeit gibt.

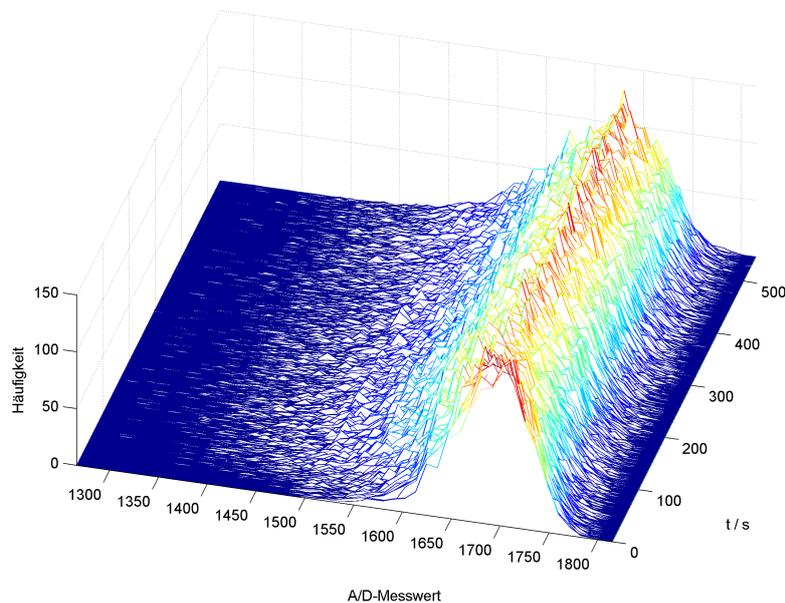


Abbildung 6.14 – Z-Beschleunigungssensor, Motorstellwert 0x60, Histogramm in Abhängigkeit von der Zeit

In Abbildung 6.15 ist dieser Zusammenhang auf eine weitere Art dargestellt. Der Farbton entspricht dort analog zur vorherigen Grafik der Häufigkeit eines Messwertes. Dort zeigt sich deutlicher die geringere Varianz im Bereich von 0 bis 50 s. Die zugrunde liegende Wahrscheinlichkeitsverteilung bleibt aber auch hier gleich gegenüber dem Rest der Messung.

Auch im Frequenzbereich unterscheiden sich die Messdaten mit laufenden Motoren deutlich von denen aus Kapitel 6.2. Die den Gyroskop-Daten überlagerten Schwebungen sind weiterhin sichtbar, wie Abbildung 6.16 zeigt. Die Frequenzen der Schwebungen betragen dort 4,7 Hz, 49,1 Hz und 53,7 Hz. Durch den Betrieb der Motoren sind noch Schwingungen bei 10,5 und 25 Hz dazugekommen.

Bei höherer Motordrehzahl intensiviert sich die Schwingung bei 10 Hz, es tauchen neue Schwingungen um 95 Hz auf und die 25-Hz-Schwingung aus der Messung mit Motorstellwert 0x20 hat jetzt eine Frequenz um 48 Hz. Es ist davon auszugehen, dass letztere in direktem Zusammenhang mit der Motordrehzahl steht. Dass sich bei der dreifachen Motorstellgröße die Rotoren mutmaßlich nur doppelt so schnell drehen, könnte auf einen nichtlinearen Zusammenhang zwi-

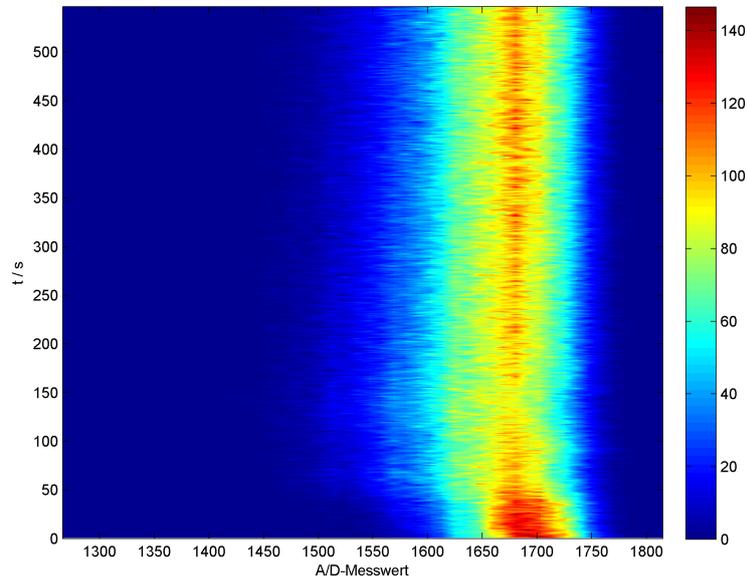


Abbildung 6.15 – Z-Beschleunigungssensor, Motorstellwert 0x60, Histogramm in Abhängigkeit von der Zeit, die Häufigkeit ist über die nebenstehende Farbskala codiert

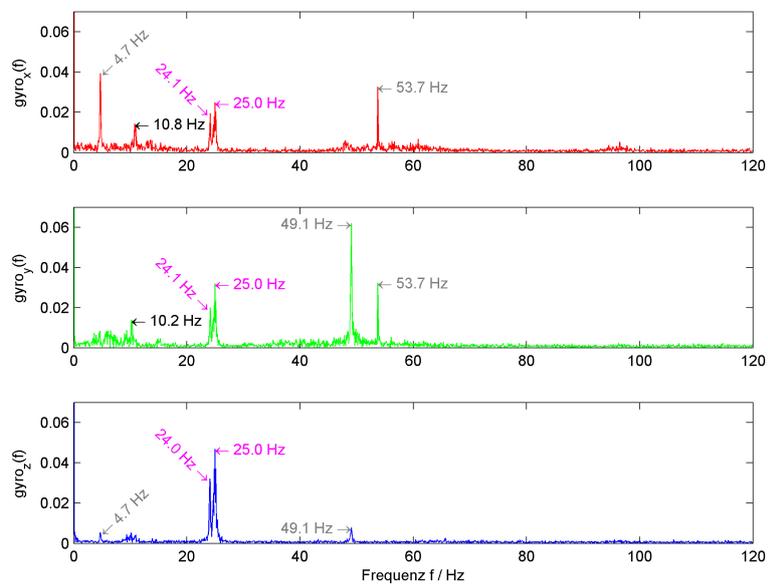


Abbildung 6.16 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

schen Stellgröße und Drehzahl hindeuten. Durch eine direkte Messung der Drehzahl sollte diese Hypothese überprüft werden.

Bei den in Abbildung 6.17 sichtbaren Schwingungen mit 95,0 Hz und 96,8 Hz handelt es sich um 2. Harmonische der Frequenzen 47,5 Hz und 48,4 Hz.

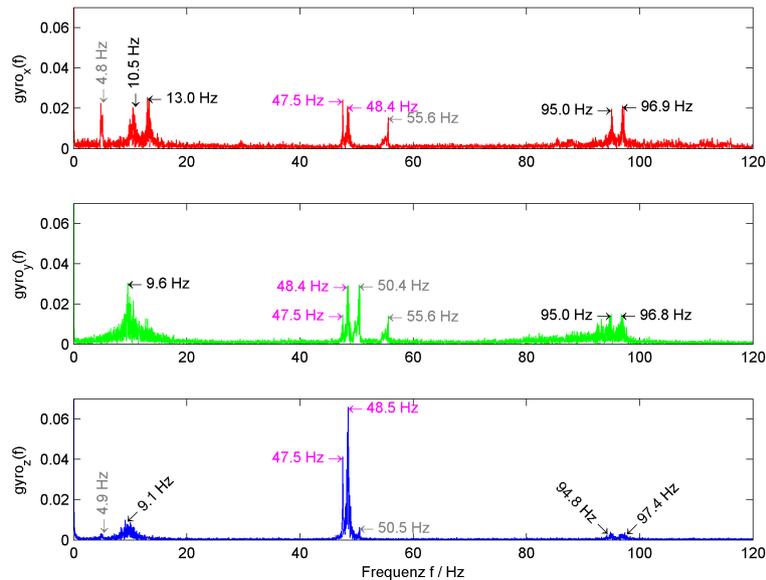


Abbildung 6.17 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x60, $f_{\text{sample}} = 1195 \text{ Hz}$

Die Frequenzbereichs-Darstellungen aller Sensoren befinden sich in Anhang B. Dort werden jeweils die Diagramme für niedrige und hohe Motordrehzahl gegenübergestellt. Dies gibt einen Eindruck davon, wie sehr zunehmende Motorvibrationen zur Verschlechterung der Sensorsignale beitragen.

In Tabelle 6.4 sind die nach Augenmaß abgelesenen *Peaks* im Frequenzspektrum eingetragen. Dort ist zum Einen die Verschiebung von 25 Hz nach 48 Hz aufgrund der steigenden Motordrehzahl deutlich zu sehen. Weiterhin zeigt die Tabelle das generelle Hinzukommen überlagerter Schwingungen bei steigender Drehzahl.

Die Messungen über wenige Minuten stellten sich als zu kurz heraus, um per *Allan variance* verlässliche Ergebnisse zu erlangen. Bei den X- und Y-Beschleunigungssensoren ist lediglich weißes Rauschen erkennbar. Der *Allan plot* für den Z-Beschleunigungssensor sieht extrem untypisch aus (siehe Abbildung 6.18). Es ist nicht gewährleistet, dass die extrahierten Parameter hierfür auch nur annähernd verlässlich sind.

Lediglich das Z-Gyroskop aus der Messung mit Motorstellgröße 0x20 zeigt exponentiell korreliertes Rauschen.

Die extrahierten Parameter sind in Tabelle 6.5 und Tabelle 6.6 eingetragen. Werte in Klammern bedeuten, dass sie nicht verlässlich sind. Striche in Klammern deuten auf Koeffizienten hin, die nicht extrahiert werden konnten. Dass

Frequenz	Amplitude $\cdot 10^{-3}$											
	Motorstellwert 0x20						Motorstellwert 0x60					
	Gyroskope			Beschleunigungssensoren			Gyroskope			Beschleunigungssensoren		
	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z
5 Hz	40	10	5	—	—	—	20	—	5	—	—	—
10 Hz	15	15	—	—	—	—	20	30	10	—	—	—
13 Hz	—	—	—	—	—	—	25	10	—	150	—	—
25 Hz	25	30	45	300	300	—	—	—	—	—	—	—
48 Hz	—	60	10	—	—	100	20	30	60	400	450	400
55 Hz	30	30	—	—	—	—	15	15	—	—	—	—
88 Hz	—	—	—	—	—	—	—	—	—	100	100	150
95 Hz	—	—	—	100	200	—	20	15	5	450	200	200
97 Hz	—	—	—	—	—	—	20	15	5	350	200	200
194 Hz	—	—	—	—	—	—	3	4	2	—	—	—
206 Hz	4	6	—	—	—	100	—	—	—	—	—	—
238 Hz	—	—	—	—	—	—	—	4	—	—	—	—
265 Hz	4	6	2	50	70	100	—	—	—	—	—	—
285 Hz	—	—	—	—	—	—	3	3	3	—	—	—
299 Hz	—	—	—	—	—	—	100	70	90	—	—	—
313 Hz	4	4	—	90	50	70	—	—	—	—	—	—
468 Hz	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	120
481 Hz	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	100
515 Hz	—	—	—	—	—	—	—	—	—	50	50	100
523 Hz	—	—	—	—	—	—	—	3	—	50	50	100
531 Hz	—	—	—	—	—	—	—	—	—	50	—	150
557 Hz	—	—	—	—	—	200	—	—	—	—	—	—
563 Hz	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	230
578 Hz	—	—	—	—	—	—	5	—	—	50	60	130

Tabelle 6.4 – Peaks im Frequenzbereich der einzelnen Sensoren

die entsprechenden Effekte im *Allan plot* nicht auftauchen, liegt vermutlich an der zu kurzen Messdauer.

Es zeigt sich, dass die Parameter aus den beiden Messungen zwar erwartungsgemäß nicht gleich sind, die grundsätzlichen Trends aber starke Ähnlichkeiten aufweisen. Die größeren Störungen bei hohen Motordrehzahlen scheinen sich besonders auf die Beschleunigungssensoren negativ auszuwirken, während die Parameter für die Gyroskope und auch den Luftdrucksensor weitgehend gleich bleiben.

Die Gyroskope weisen weißes Rauschen (N) und *Random Walk* (K) auf. Auffallend ist, dass das weiße Rauschen beim Z-Gyroskop um ca. den Faktor 2 geringer ist als bei den beiden anderen Drehratensensoren. Vermutlich ist dies mit dem Messprinzip über den Coriolis-Effekt (siehe Kapitel 3.3.1) erklärbar: Das Z-Gyroskop misst Drehungen um die waagerechte Achse. Dafür wird eine Probemasse z.B. in X-Richtung zum Schwingen angeregt, was bei auftreten-

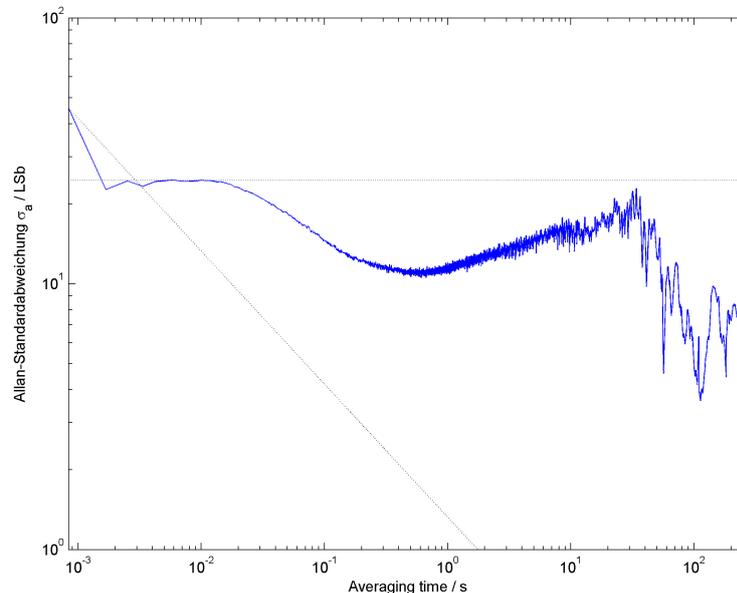


Abbildung 6.18 – Z-Beschleunigungssensor: Allan plot, Motorstellwert 0x60, $f_{\text{sample}} = 1195 \text{ Hz}$

den Drehungen zu Schwingungen in Y-Richtung führt. Sowohl die angeregte als auch die detektierte Schwingung finden also in der Horizontalen statt. Bei X- und Y-Gyroskop ist eine der beiden Schwingungen vertikal ausgerichtet. In der Vertikalen wirken auch die Kräfte der Rotoren und entsprechend dürften die von ihnen verursachten, unerwünschten Vibrationen auch in der Vertikalen am Stärksten ausgeprägt sein. Folglich koppeln sie in den Messapparat des X- und Y-Gyroskops am Stärksten ein.

Wegen der zu kurzen Messdauer kann für die Beschleunigungssensoren nur der weiße Rauschterm (N) bestimmt werden. Die Schätzung des $1/f$ -Rauschens (B) im Z-Beschleunigungssensor ist nicht verlässlich. Es fällt aber auf, dass der Z-Beschleunigungssensor eine deutlich schlechtere Charakteristik aufweist als die anderen beiden Sensoren. Zum Einen dürfte das an der internen Bauweise liegen, weil für die Z-Achse ein anderes Messprinzip zum Einsatz kommen muss. Während X- und Y-Beschleunigung waagrecht zum Chip gemessen werden, muss die Probemasse für die Z-Achse senkrecht zum Chip beweglich sein. Außerdem gilt hier ebenso wie für die Gyroskope, dass die Motorvibrationen vermutlich in erster Linie vertikal gerichtet sind, also entlang der Z-Achse wirken.

Im Vergleich mit den Messungen ohne Motorvibrationen zeigt sich eine dramatische Verschlechterung der Sensorsignale. Den Gyroskopen ist etwa zwei- bis viermal soviel Rauschen überlagert und bei den Beschleunigungssensoren beträgt der Faktor sogar 20 bis 50! Das bedeutet, dass im Flug nicht primär die inhärenten Sensorfehler die Qualität von Trägheitsnavigation und Schwebeflug-Fähigkeiten das limitierende Kriterium sind sondern vielmehr die von den Motoren verursachten Vibrationen.

Parameter	Gyroskope			Beschleunigungssensoren			Luftdrucksensor
	X	Y	Z	X	Y	Z	
$Q/(\text{LSb} \cdot \text{s})$	—	—	—	—	—	—	—
$N/(10^{-3} \text{LSb} \cdot \sqrt{\text{s}})$	49,6	75,0	22,4	161	128	732	30,0
$B/(10^{-3} \text{LSb})$	—	—	—	(—)	(—)	(110)	—
$K/(10^{-3} \text{LSb}/\sqrt{\text{s}})$	18,3	15,8	31,2	(—)	(—)	(—)	36,3
$L/(\text{LSb}/\text{s})$	(—)	(—)	(—)	(—)	(—)	(—)	(—)

Tabelle 6.5 – Extrahierte Fehler-Parameter der Messung mit Motorstellwert 0x20, Abtastrate 1190 Hz

Parameter	Gyroskope			Beschleunigungssensoren			Luftdrucksensor
	X	Y	Z	X	Y	Z	
$Q/(\text{LSb} \cdot \text{s})$	—	—	—	—	—	—	—
$N/(10^{-3} \text{LSb} \cdot \sqrt{\text{s}})$	53,4	52,6	34,8	525	502	(1320)	31,1
$B/(10^{-3} \text{LSb})$	—	—	—	(—)	(—)	(36900)	—
$K/(10^{-3} \text{LSb}/\sqrt{\text{s}})$	19,3	16,1	30,3	(—)	(—)	(—)	24,1
$L/(\text{LSb}/\text{s})$	(—)	(—)	(—)	(—)	(—)	(—)	(—)

Tabelle 6.6 – Extrahierte Fehler-Parameter der Messung mit Motorstellwert 0x60, Abtastrate 1195 Hz

Momentan ist die Platine mit den darauf montierten Sensoren steif mit der Rahmenkonstruktion verbunden auf welcher wiederum die Motoren steif befestigt sind. Hier ist unbedingt anzusetzen und die Platine durch eine elastische Montage von den größten Vibrationen zu entkoppeln.

6.4 Messung während einer Testfahrt

Für eine später durchzuführende Sensordatenfusion zwischen Trägheits- und Satellitennavigation gemäß Kapitel 2.3 wurden während einer Testfahrt am 22.10.2009 die entsprechenden Daten aufgezeichnet. Sowohl der Quadcopter inklusive Trägheitssensoren als auch das in Kapitel 3.5.1 beschriebene GPS-Modul wurden im Auto mitgenommen und die dabei anfallenden Messwerte protokolliert. Das Kunststoffverdeck des Autos ermöglichte einen weitgehend ungestörten Empfang mit der auf dem Rücksitz befindlichen GPS-Antenne. Die Testfahrt dauerte gut 20 Minuten und führte vom FH-Gelände auf dem Burren in Aalen über Affalterried, Dewangen und Unterrombach zurück an den Ausgangspunkt. Die genaue Route inklusive Höhenprofil ist Abbildung 6.19 zu entnehmen. Die Grafik wurde anhand der GPS-Daten mithilfe des Programms „Prune“ erzeugt. Der GPS-Empfänger liefert pro Sekunde einen Datensatz u.a. bestehend aus der aktuellen Position. Die Höhe wird mit einer Auflösung von 0,1 m ausgegeben. Die

Anzahl der ausgewerteten Satelliten schwankte im Laufe der Messung zwischen 5 und 10, wobei nur sehr selten weniger als 7 Satelliten sichtbar waren. Es waren also stets ausreichend viele Satelliten für eine verlässliche Positionsbestimmung verfügbar.



Abbildung 6.19 – Strecke und Höhenprofil der Testfahrt vom 22.10.2009, Kartenmaterial: OpenStreetMap

Bei genauer Betrachtung des Höhenprofils laut GPS fällt auf, dass Start- und Endpunkt voneinander abweichen. Tatsächlich lagen beide Punkte nur wenige Meter voneinander entfernt auf gleicher Höhe. Folglich liegt bei der Höhenbestimmung per GPS ein Fehler vor. Wie Abbildung 6.20 zu entnehmen ist, liegt der Unterschied bei 2,7 m.

Die Trägheitssensoren wurden mit einer Abtastrate von 1996,7 Hz eingelesen. Wie sich nach der Messung herausgestellt hat, sind die Werte der Gyroskope durch den Einbau eines Hochpassfilters nicht nutzbar. Die Filterung eliminiert konstante Drehraten. Sehr deutlich wird dies in den Messwerten für die mehrfache Fahrt durch den Kreisel am Ortseingang von Dewangan. Die Beschleunigungssensoren für die X- und die Y-Achse messen die auftretende Fliehkraft, das Gyroskop der Z-Achse liefert jedoch nur zu Beginn und zum Ende der konstanten Drehung einen von der Ruhelage verschiedenen Messwert.

Unabhängig davon bleiben die Daten des Luftdrucksensors nutzbar. Der im Laufe der Testfahrt auftretende Höhenunterschied von gut 60 m lässt sich ebenfalls per barometrischer Höhenmessung feststellen. Auch der Luftdruck hat sich in der Zeit zwischen Start und Ende der Testfahrt verändert. Der Unterschied beträgt 0,6 LSb bzw. 1,1 m gemäß dem Skalierungsfaktor aus Kapitel 3.4.1. Der

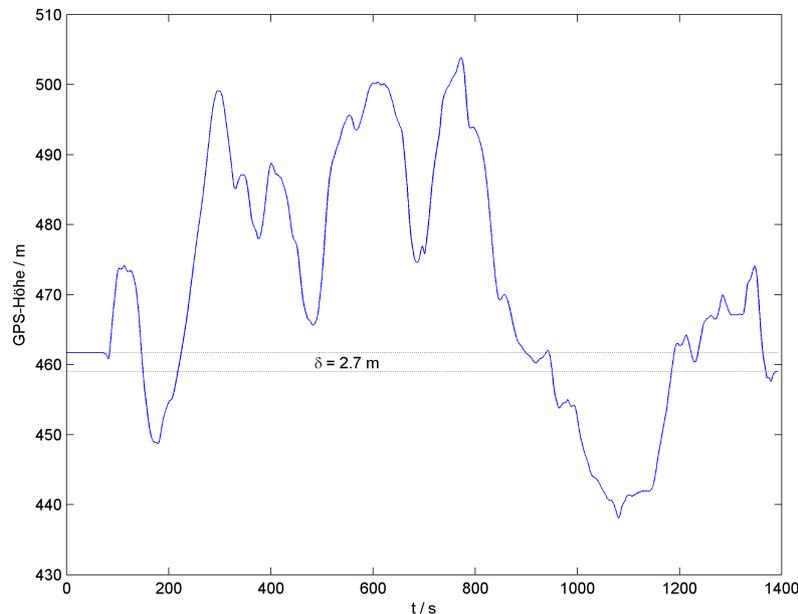


Abbildung 6.20 – Höhenprofil der Testfahrt vom 22.10.2009, Abweichung der Höhenmessung per GPS

dort angegebene Wert von 1,81 m/LSb lässt sich über die Messung per GPS bestätigen. Abbildung 6.21 zeigt die Überlagerung des gemessenen Luftdrucks und des aus 255 Einzelwerten ermittelten gleitenden Mittelwerts mit der per GPS bestimmten Höhe in Metern. Der Verlauf ist im Wesentlichen deckungsgleich. Der Umrechnungsfaktor zwischen dem A/D-Wandler-Wert für den Luftdruck und der Höhe beträgt 1,75 m/LSb.

6.5 Messung im freien Fall

Im stationären Fall wird stets die Erdbeschleunigung mitgemessen, bei waagerechter Lagerung vom Z-Beschleunigungsmesser. Wie in Kapitel 3.2 dargelegt, wird die nach unten wirkende Gravitation dabei gemessen wie eine Beschleunigung nach oben. In einer Messreihe wurde der Quadcopter mehrmals für ca. eine halbe Sekunde in den freien Fall gebracht. Bei vernachlässigter Luftreibung wirkt dann keine Kraft auf den Quadcopter. Er wurde während der Messung aus ca. 2 m Höhe fallen gelassen und kurz über dem Boden wieder aufgefangen. Die Messung erfolgte mit einer Abtastrate von 1202 Hz, der gleitende Mittelwert in den Diagrammen zur Auswertung wurde aus 63 Einzelmesswerten errechnet. Der Quadcopter wurde waagrecht fallen gelassen, sodass im Wesentlichen die Beschleunigung in Richtung der Z-Achse relevant ist. Außerdem sollte bei der Fallhöhe von 2 m eine Veränderung des Luftdrucks von gut 1 LSB messbar sein. Abbildung 6.22 stellt das Ergebnis der Messung grafisch dar.

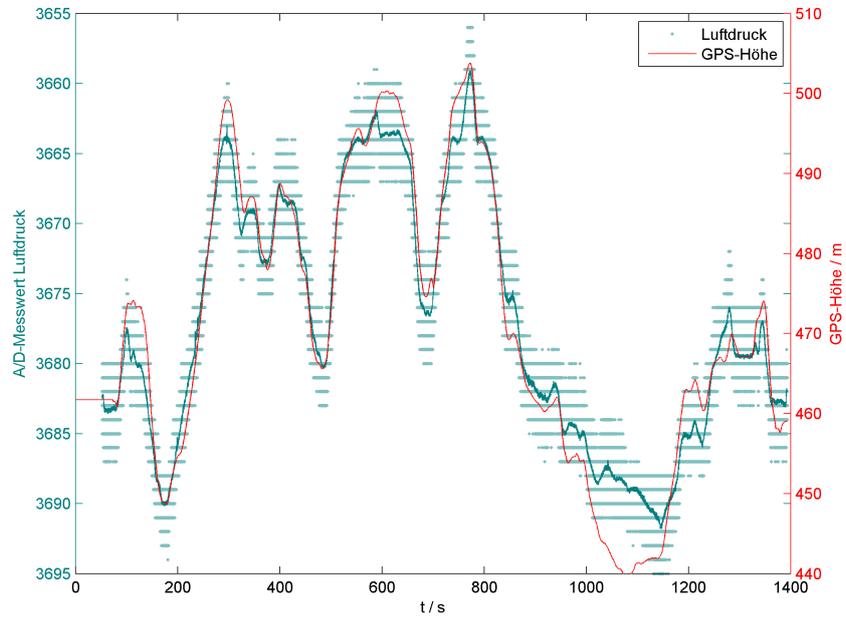


Abbildung 6.21 – Höhenprofil der Testfahrt vom 22.10.2009, Überlagerung der Luftdruckmessung mit der per GPS bestimmten Höhe

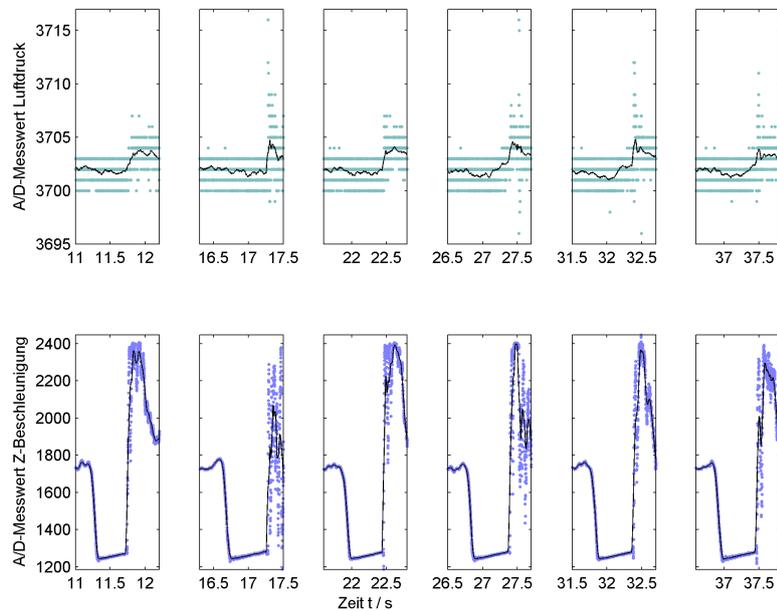


Abbildung 6.22 – Freier Fall: Luftdruck und Vertikalbeschleunigung

Die Vertikalbeschleunigung sinkt von ca. 1750 LSb schnell auf ca. 1250 LSb. Während des freien Falls steigt der Wert wieder leicht an, was auf die mit steigender Geschwindigkeit ansteigende Luftreibung zurückzuführen ist. Nach etwa einer halben Sekunde wurde der Quadcopter wieder aufgefangen. Die relativ abrupte Änderung in der Bewegung wird als Beschleunigung nach oben gemessen. Der Sensor kann Beschleunigungen bis maximal 2g messen, was einem Messwert von ca. 2250 LSb entspräche. Es treten Messwerte bis ca. 2400 LSb auf. Nach dem Auffangen pendelt sich wieder ein Wert von ca. 1750 LSb entsprechend der gemessenen Erdbeschleunigung ein.

Ein Anstieg des Luftdrucksensor-Wertes um laut Erwartung 1 LSb ist der Messung nur schwer zu entnehmen. Dies liegt an dem starken überlagerten Rauschen mit einer Standardabweichung in der Größenordnung von 1 LSb. Deutlich erkennbar ist hingegen ein sprunghafter Anstieg der Sensorwerte beim Auffangen. Der Luftdruck wird intern über die Auslenkung einer Membran zwischen einem Volumen mit Referenzdruck und der Außenluft gemessen. Diese Membran liegt waagrecht und weist eine geringe Masse auf. Parasitär wird sie also auch Vertikalbeschleunigungen messen. Beim Auffangen des Quadcopters sind hohe Beschleunigungen aufgetreten, wie sich auch am Z-Beschleunigungsmesser zeigt, dessen Signal sich teilweise im Anschlag befindet. Eine Kenntnis über die genaue Größe der Beschleunigung liegt nicht vor. Sofern der Luftdrucksensor bereits kleine Vertikalbeschleunigungen misst, könnte dies den Einsatz als barometrischen Höhensensor im Vertikalflug einschränken.

6.6 Messung direkt nach dem Einschalten

Manche Sensoren benötigen nach dem Einschalten eine gewisse Zeit, bis sie betriebsbereit sind und stabile Messwerte aufweisen. Hierzu kann es notwendig sein, dass die Sensoren ihre Betriebstemperatur erreichen.

Um die Einschaltcharakteristik der im Quadcopter verbauten Sensoren zu testen, wurde eine Messung durchgeführt, bei der mehrfach die Stromversorgung unterbrochen und nach einer kurzen Pause wiederhergestellt wurde. Dies wurde durch Trennen und Verbinden des Akkus mit dem Hochstrom-Steckverbinder des Quadcopters erreicht. Durch den mechanisch schwergängigen Kontakt ist von leichten auf den Quadcopter übertragenen Erschütterungen sowie Kontaktprellen auszugehen. Ansonsten wurde der waagrecht auf dem Tisch stehende Quadcopter nicht erschüttert.

In Abbildung 6.23 und Abbildung 6.24 ist die Auswirkung von Aus- und Einschalten der Spannungsversorgung auf die Gyroskope und Beschleunigungssensoren zu sehen. Der Vorgang fand zum Zeitpunkt 38,3 s statt. Tatsächlich lag hier eine Unterbrechung von wenigen Sekunden, die im Diagramm abgesehen von der Diskontinuität der Kurven nicht zu erkennen ist. Dies ist in dem Ausbleiben von Sensorwerten während abgeschalteter Energieversorgung begründet. Die bei der Messung verwendete Abtastrate betrug 1995 Hz.

Kurz nach dem Abschalten der Spannungsversorgung werden noch weitere Messwerte aufgenommen. Der rapide Anstieg in kurzer Zeit deutet nicht auf einen Effekt der Sensoren selbst sondern auf eine Besonderheit der Datenerfassung hin. Der Microcontroller wird ebenfalls mit der ausgeschalteten Spannungsver-

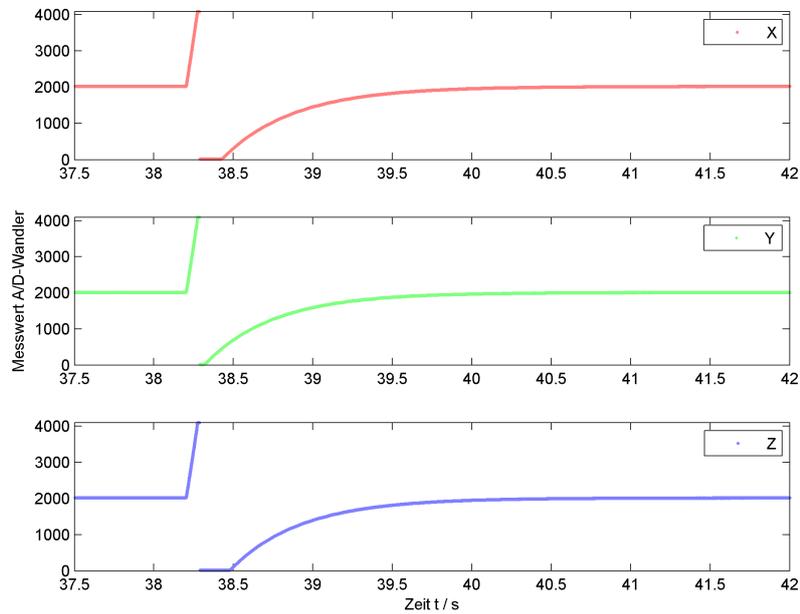


Abbildung 6.23 – Gyroskope kurz nach dem Aus- und wieder Einschalten der Spannungsversorgung

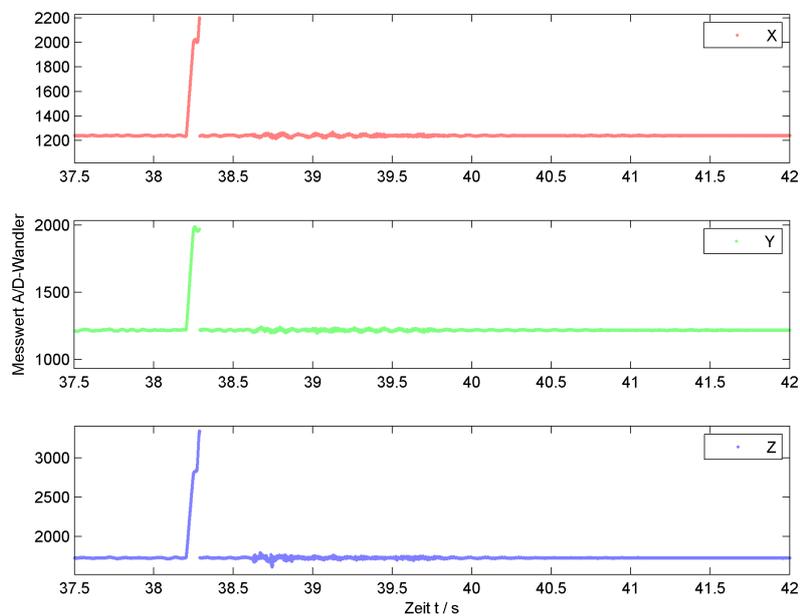


Abbildung 6.24 – Beschleunigungssensoren kurz nach dem Aus- und wieder Einschalten der Spannungsversorgung

sorgung betrieben. Die Spannung fällt jedoch nicht plötzlich auf Null sondern sinkt langsam ab. In diesem Intervall arbeitet der Microcontroller weiterhin sein Programm ab, nimmt Sensorwerte auf und liefert sie über die serielle Schnittstelle an den mitschreibenden PC. Der Analogteil reagiert empfindlicher auf die einbrechende Spannung, weshalb die Messwerte des A/D-Wandlers schnell ansteigen.

Nach dem erneuten Einschalten der Spannungsversorgung werden nicht sofort wieder Messwerte aufgenommen. Zuerst muss der Quarzoszillator des Microcontrollers anlaufen, dann werden zuerst die Initialisierungsschritte der Firmware ausgeführt, bis das Programm wieder bei der Schleife angekommen ist, in der Messwerte aufgenommen und gesendet werden. Bis zu diesem Zeitpunkt haben sich die Werte der Beschleunigungssensoren bereits stabilisiert. Die leichten Fluktuationen sind aller Voraussicht nach durch das Einstecken des Akkus erzeugte Vibrationen. Sie tauchen ähnlich stark auch kurz vor dem Ausschalten auf.

Die Gyroskope hingegen haben erst ca. 3 Sekunden nach dem Beginn der Messwertaufnahme ihren Sollwert erreicht. Für einige Zehntelsekunden liefern sie den Wert Null, bis dann gemäß einer e-Funktion die Spannung am Sensorausgang bis zum Endwert hochläuft. Aufgrund der Beschaltung der Gyroskope mit Hochpass, Tiefpass, Operationsverstärker und Spannungsreferenz ist es anhand der vorliegenden Messung nicht möglich, die Ursache hierfür eindeutig festzulegen. Wahrscheinlich liegt die Ursache in den Gyroskopen selbst. Diese müssen erst eine Schwingung aufbauen, bevor sie funktionieren. Wegen des Hochpassfilters zwischen Gyroskopen und Operationsverstärker liegt aber auch die Vermutung nahe, dass die Spannungsreferenz für den langsamen Anstieg der Gyroskop-Messwerte verantwortlich ist. Aufgrund der AC-Kopplung der Gyroskope sollte das Ausgangssignal schließlich auch dann konstant sein, wenn die Spannung am Ausgang der Gyroskope Null ist.

Der Luftdrucksensor zeigt keine relevanten Abweichungen nach dem Aus- oder Einschalten der Spannungsversorgung.

Als Ergebnis der Messung lässt sich festhalten, dass erst wenige Sekunden nach der erfolgten Initialisierung Messwerte vom Microcontroller aufgenommen werden sollten. Beispielsweise könnte eine Kalibrierung direkt nach dem Start wenige Sekunden später durch das Anlaufen der Gyroskope ungültig werden.

Kapitel 7

Zusammenfassung

In dieser Arbeit wurden Analysemethoden vorgestellt und auf Sensordaten angewandt, um ein besseres Verständnis für die Qualität bereits eingesetzter Trägheitssensoren zu gewinnen. Die hierbei entwickelte MATLAB-Software kann in Zukunft zur Untersuchung verschiedener Sensortypen herangezogen werden.

Die *Allan variance* hat sich als eine Methode erwiesen, die verschiedene Sensoreffekte deutlich machen und quantifizieren kann. Allerdings leidet die Aussagekraft unter zu kurzen Messreihen; zur vollwertigen Analyse kann eine Messdauer von mehreren Stunden erforderlich sein. Außerdem führen überlagerte Schwingungen, die vor der Berechnung nicht kompensiert werden, zu Schwierigkeiten bei der genauen Quantifizierung.

Überlagerte Schwingungen verschiedener Frequenzen und Ursachen haben sich als die zentrale Fehlerquelle des untersuchten Systems erwiesen. In diesem Fall war die *Allan variance* wenig hilfreich. Die größte Aussagekraft besitzt für diesen Fehlerfall die Darstellung im Frequenzbereich.

Dort wurden von den Gyroskopen verursachte Schwebungen identifiziert, die in Ruhe am meisten zu Fehlern beitragen. Bei laufenden Motoren sind die Schwebungen als Fehler weiterhin relevant, dominierend treten dann jedoch durch die Rotordrehung verursachte Vibrationen auf. Die Qualität der Sensorsignale sinkt deshalb um den Faktor 20 bis 50. Folglich ist die wichtigste Erkenntnis der durchgeführten Untersuchungen, dass die Sensorplattform gegenüber der Rahmenkonstruktion schwingungsgedämpft montiert werden muss.

Kapitel 8

Ausblick

Neben den erzielten Ergebnissen zeigt diese Arbeit verschiedene Möglichkeiten auf, um das Verständnis der Quadcopter-Sensorik weiter zu vertiefen.

Um die Aussagekraft der *Allan variance* zu erhöhen, sollten die auftretenden überlagerten Schwingungen entsprechend der Empfehlung in [B⁺08, 55] vor der Berechnung herausgefiltert werden. Bei der Messung in Ruhe betrifft dies die Schwebungen der Gyroskop-Schwingungen. Über den bekannten Zusammenhang der drei Frequenzen untereinander ist eine adaptive Filterung denkbar. Um die Schwebungen auf den drei Gyroskop-Signalen in Relation setzen zu können, wird eine Kenntnis über die von der Abtastrate abhängige relative Phasenlage erforderlich.

Bei drehenden Rotoren treten deutliche Vibrationen auf. Die stärkste entspricht von der Frequenz aller Voraussicht nach der Motordrehzahl. Um diese Theorie zu bestätigen, muss eine Messung der Drehzahl in Abhängigkeit von der Stellgröße ermittelt werden. Ist der Zusammenhang bekannt, wird eine adaptive Korrektur im Flug greifbar.

Im Flug rotieren die Motoren zu Steuerzwecken unterschiedlich schnell. Bisher wurden allerdings nur Messungen mit gleicher Motordrehzahl durchgeführt. Die Auswirkung unterschiedlicher Drehzahlen auf die Sensoren ist noch festzustellen.

Eine Messung mit jeweils nur einem gleichzeitig drehenden Rotor liegt vor, ist aber noch nicht vollständig ausgewertet. Es ist insbesondere zu untersuchen, inwieweit bei nur einem drehenden Rotor die weitgehend unerklärten Messwerte des Z-Beschleunigungssensors auftreten oder erst durch eine Überlagerung mehrerer Rotor-Vibrationen ausgelöst werden.

Zur weiteren Untersuchung dieses Phänomens könnte es sich außerdem anbieten, eine Messung mit laufenden Motoren durchzuführen, bei der der Quadcopter senkrecht steht. In dem Fall wirken Gravitation und Beschleunigung durch die Rotoren nicht mehr entlang der gleichen Achse.

Für den späteren Einsatz der Sensoren zur Trägheitsnavigation wird eine Vermessung der Sensoren nötig, die den Zusammenhang zwischen Messwerten des A/D-Wandlers und physikalischen Größen herstellt. Es wird sich dann herausstellen, inwieweit die Skalenfaktoren Nichtlinearitäten aufweisen und z.B. von

der Temperatur abhängen.

Um ein besseres Verständnis von exponentiell korreliertem Rauschen zu erlangen, sollte dieser Sensoreffekt modelliert und dann mit den in dieser Arbeit vorgestellten Methoden analysiert werden.

Abseits von der reinen Sensoranalyse bestehen die weiteren durchzuführenden Schritte darin, eine *Strapdown*-Trägheitsnavigation und zur Fehlerbegrenzung die Integration mit GPS zu entwickeln. Auf dieser Grundlage kann dann eine qualitativ hochwertige Flugstabilisierung und danach das autonome Abfliegen definierter Routen implementiert werden.

Literaturverzeichnis

- [B⁺08] Bennett, S. *et al.*: *IEEE Standard Specification Format Guide and Test Procedure for Single-Axis Interferometric Fiber Optic Gyros*. IEEE Std 952TM, The Institute of Electrical and Electronics Engineers, Inc., Dezember 2008.
- [C⁺05] Curey, Randall *et al.*: *IEEE Recommended Practice for Inertial Sensor Test Equipment, Instrumentation, Data Acquisition, and Analysis*. IEEE Std 1554TM, IEEE Aerospace and Electronic Systems Society, Juni 2005.
- [Fre06] Freescale Semiconductor: *MPX4101A, MPXA4101A, MPXH6101A Series Technical Data*, 6. Auflage, Dezember 2006.
- [GWA07] Grewal, Mohinder S., Lawrence R. Weill und Angus P. Andrews: *Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration*. John Wiley & Sons, Hoboken, New Jersey, 2. Auflage, 2007.
- [Hjo05] Hjortsmarker, Niklas: *Experimental System for Validating GPS/INS Integration Algorithms*. Scientific report, FOI — Swedish Defence Research Agency, Stockholm, Dezember 2005.
- [Hou04] Hou, Haiying: *Modeling Inertial Sensors Errors Using Allan Variance*. Master's Thesis, University of Calgary, September 2004.
- [HWLW08] Hofmann-Wellenhof, Bernhard, Herbert Lichtenegger und Elmar Wasle: *GNSS. Global Navigation Satellite Systems. GPS, GLONASS, Galileo & more*. Springer-Verlag, Wien, 2008.
- [Jek01] Jekeli, Christopher: *Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications*. de Gruyter, Berlin, 2001.
- [Mah05] Mahoney, MJ: *Pointing an Instrument on an Airborne Platform*, Mai 2005. <http://mtp.jpl.nasa.gov/notes/pointing/pointing.html>, besucht: 24.11.2009.
- [Mai08] Maier, Sebastian: *Motorsteuerung und Sensorik für den Quadzeppelin*. Studienarbeit, HTW Aalen, Dezember 2008.

- [Mic07] Microchip Technology Inc.: *PIC18F8723 Family Data Sheet*, August 2007. Revision A. Preliminary. DS39894A.
- [muR99] muRata Mfg. Co., Ltd.: *Operation Manual of Gyrostar® Model: ENC-03J Type*, May 1999.
- [NS08] Nigmann, Heiko und Florian Schmidt: *GPS-Monitor*. Projektarbeit für die Vorlesung Mikrorechnertechnik, HTW Aalen, 2008.
- [NS09] Nigmann, Heiko und Florian Schmidt: *Inbetriebnahme der Motor Control Unit für den Quadkopter*. Projektarbeit, HTW Aalen, 2009. Persönliche Kommunikation. Vorabversion 0.3, nicht veröffentlicht.
- [Sch99] Schulte, Wipke: *Fachliche und didaktische Ausarbeitung der Vorlesung Mechanik und Wärmelehre*, Mai 1999. <http://web.physik.rwth-aachen.de/~fluegge/Vorlesung/PhysIpub/Exscript/index.htm>, besucht: 26.11.2009.
- [Sch02] Schäffler, Degenhard: *Barometrisches Höhenmessen*, Juli 2002. <http://www.elektronik.htw-aalen.de/sge/emeriti/ruhestd.htm>, besucht: 30.11.2009.
- [Smi99] Smith, Steven W.: *The Scientist and Engineer's Guide to Digital Signal Processing*. California Technical Publishing, San Diego, 2nd edition, 1999. <http://www.dspguide.com/>. Abgerufen am 13.12.2009.
- [STM05] STMicroelectronics: *LIS3L02AS4 Datasheet*, 2nd edition, December 2005.
- [Str99] Stroppe, Heribert: *Physik für Studenten der Natur- und Technikwissenschaften*. Fachbuchverlag Leipzig im Carl-Hanser-Verlag, München, 11. Auflage, 1999.
- [TW04] Titterton, David and John Weston: *Strapdown Inertial Navigation Technology*. The Institution of Electrical Engineers, Stevenage, 2nd edition, 2004.
- [WB06] Welch, Greg and Gary Bishop: *An Introduction to the Kalman Filter*, July 2006. <http://www.cs.unc.edu/~welch/kalman/kalmanIntro.html>.
- [Wen07] Wendel, Jan: *Integrierte Navigationssysteme. Sensordatenfusion, GPS und Inertiale Navigation*. Oldenbourg Wissenschaftsverlag, München, 2007.
- [Zog09] Zogg, Jean Marie: *Die Modernisierung des zivilen GPS*, 2009. <http://www.elektroniknet.de/home/kommunikation/fachwissen/uebersicht/drahtlosekommunikation/baugruppen-systeme/die-modernisierung-des-zivilen-gps/>, besucht: 02.11.2009.

Weiterführende Literatur

- [ABRW07] Angermann, Anne, Michael Beuschel, Martin Rau und Ulrich Wohlfarth: *MATLAB[®] — Simulink[®] — Stateflow[®]. Grundlagen, Toolboxes, Beispiele*. Oldenbourg Wissenschaftsverlag, München, 5. Auflage, 2007.
- [FB99] Farrell, Jay A. and Matthew Barth: *The Global Positioning System & Inertial Navigation*. McGraw-Hill, New York, 1999.
- [KW07] Köhne, Anja and Michael Wößner: *GPS-System. Positionsbestimmung*, November 2007. <http://www.kowoma.de/gps/Positionsbestimmung.htm>, visited on 27.11.2009.

Abbildungsverzeichnis

2.1	Kardanische Aufhängung	7
2.2	Körperfestes Koordinatensystem	8
2.3	Positionsbestimmung	9
2.4	Uhrenfehler-Kompensation durch weiteren Satelliten	10
2.5	Sensorfusion	12
2.6	Das dem Kalman-Filter zugrundeliegende Systemmodell	13
2.7	Schätzung einer harmonischen Schwingung per Kalman-Filter	15
2.8	Schematischer Quadcopter (Draufsicht)	16
2.9	Blockdiagramm des Systems	18
2.10	Der im Rahmen von [NS09] gebaute Quadcopter	18
3.1	Gravitation wird als Beschleunigung nach oben gemessen	22
3.2	Beschaltung des Beschleunigungssensor-ICs	23
3.3	Drehraten-Messung über den Coriolis-Effekt	24
3.4	Beschaltung der Gyroskope	25
3.5	Schaltplan der GPS-Platine zur Pegelwandlung	27
4.1	Wahrscheinlichkeitsfunktion von weißem Rauschen	32
4.2	Einseitiges Betragsspektrum von weißem Rauschen	32
4.3	Zentraler Grenzwertsatz	33
4.4	Quantisierungsrauschen: Gleichverteilt von -0,5 LSb bis +0,5 LSb	34
4.5	3 <i>Random Walks</i>	34
4.6	300 000 <i>Random Walks</i>	35
4.7	1/f-Rauschen im Frequenzbereich	36
4.8	Nichtlineare Skalenfaktoren	37
5.1	Beispiel einer Darstellung im Zeitbereich	40
5.2	Übertragungsfunktion des gleitenden Mittelwertfilters	42

5.3	Schematischer <i>Allan plot</i>	44
6.1	Programmablauf der Mess-Firmware	49
6.2	Zeitbereichsdarstellung Gyroskope	52
6.3	Zeitbereichsdarstellung Gyroskope (Ausschnitt)	52
6.4	Zeitbereichsdarstellung Beschleunigungssensoren	53
6.5	Zeitbereichsdarstellung Luftdrucksensor	55
6.6	Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt)	55
6.7	Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt)	57
6.8	Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum	57
6.9	Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum	58
6.10	<i>Allan plot</i>	59
6.11	<i>Allan plot</i> mit exponentiell korreliertem Rauschen	60
6.12	<i>Allan plot</i> mit überlagerter Schwingung	60
6.13	Beschleunigungssensoren, Motorstellwert 0x60	63
6.14	Z-Beschleunigungssensor, Motorstellwert 0x60, Histogramm in Abhängigkeit von der Zeit	64
6.15	Z-Beschleunigungssensor, Motorstellwert 0x60, Histogramm in Abhängigkeit von der Zeit	65
6.16	Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum, Motorstellwert 0x20	65
6.17	Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum, Motorstellwert 0x60	66
6.18	Z-Beschleunigungssensor: <i>Allan plot</i> , Motorstellwert 0x60	68
6.19	Strecke und Höhenprofil der Testfahrt	70
6.20	Abweichung der Höhenmessung per GPS	71
6.21	Überlagerung der Luftdruckmessung mit der GPS-Höhe	72
6.22	Freier Fall: Luftdruck und Vertikalbeschleunigung	72
6.23	Gyroskope kurz nach dem Einschalten der Spannungsversorgung	74
6.24	Beschleunigungssensoren kurz nach dem Einschalten	74

Tabellenverzeichnis

2.1	Fehlerquellen bei der Positionsbestimmung per GPS	11
5.1	Aus <i>Allan plot</i> ermittelbare Koeffizienten	45
5.2	Laufzeiten der Berechnung der <i>Allan variance</i>	47
6.1	Frequenzen der überlagerten Schwingungen	54
6.2	Extrahierte Fehler-Parameter mit Abtastrate 1995 Hz	61
6.3	Extrahierte Fehler-Parameter mit Abtastrate 1202 Hz	61
6.4	<i>Peaks</i> im Frequenzbereich der einzelnen Sensoren	67
6.5	Extrahierte Fehler-Parameter, Motorstellwert 0x20	69
6.6	Extrahierte Fehler-Parameter, Motorstellwert 0x60	69

Abkürzungsverzeichnis

AC	<i>Alternating current</i>
ASCII	<i>American Standard Code for Information Interchange</i>
A/D-Wandler	..	Analog/Digital-Wandler
CSV	<i>Comma Separated Values</i>
DC	<i>Direct current</i>
DOP	<i>Dilution of precision</i>
EKF	<i>Extended Kalman Filter</i>
FFT	<i>Fast Fourier Transform</i>
I ² C	<i>Inter-Integrated Circuit</i>
IC	<i>Integrated Circuit</i>
LSb	<i>Least significant bit</i>
MEMS	<i>Micro-Electro-Mechanical Systems</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
INS	Inertial-Navigationssystem
NMEA	<i>National Marine Electronics Association</i>
WGS-84	<i>World Geodetic System of 1984</i>

Eidesstattliche Erklärung

Hiermit erkläre ich, dass ich diese Arbeit selbstständig verfasst und keine anderen als die angegebenen Hilfsmittel verwendet habe und dass die Arbeit in gleicher oder ähnlicher Form noch keiner Prüfungsbehörde vorgelegt wurde.

Aalen, den 14.01.2010

Anhang **A**

Diagramme der Messungen bei stillstehenden Motoren

Dieser Anhang enthält sämtliche Diagramme der beiden durchgeführten Messungen mit stillstehenden Motoren. Die Ergebnisse werden in Kapitel 6.2 diskutiert.

Die erste Messung wurde am 21.10.2009 durchgeführt und dauerte 30 Minuten. Die Motortreiber wurden nicht angesteuert, die Abtastrate betrug 1995 Hz.

Die zweite Messung wurde am 27.11.2009 durchgeführt und dauerte 44 Minuten. Die Motortreiber wurden mit der Stellgröße Null angesteuert, die Abtastrate betrug 1202 Hz.

Auf den folgenden Seiten wird jeweils der gleiche Diagramm-Typ für beide Messungen übereinander dargestellt, um einen einfachen Vergleich zu ermöglichen.

Es sind die Sensorsignale im Zeitbereich und im Frequenzbereich dargestellt sowie die *Allan plots* aller Sensoren.

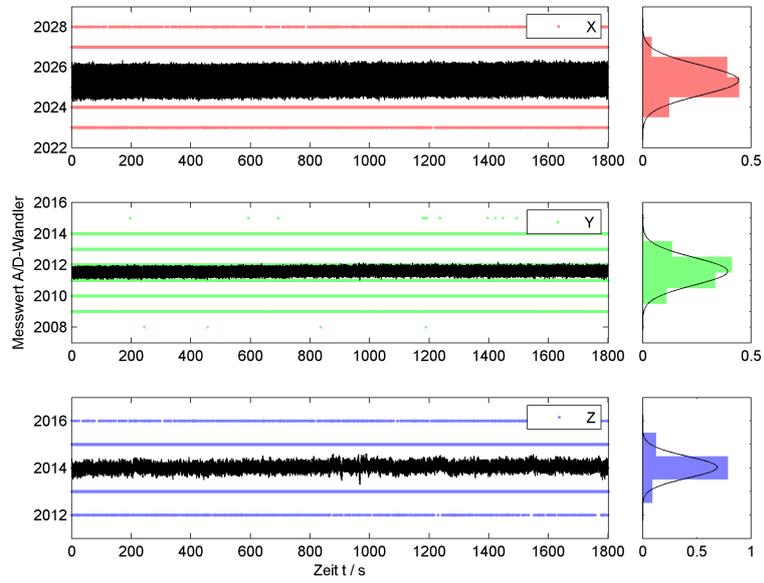


Abbildung A.1 – Gyroskope, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

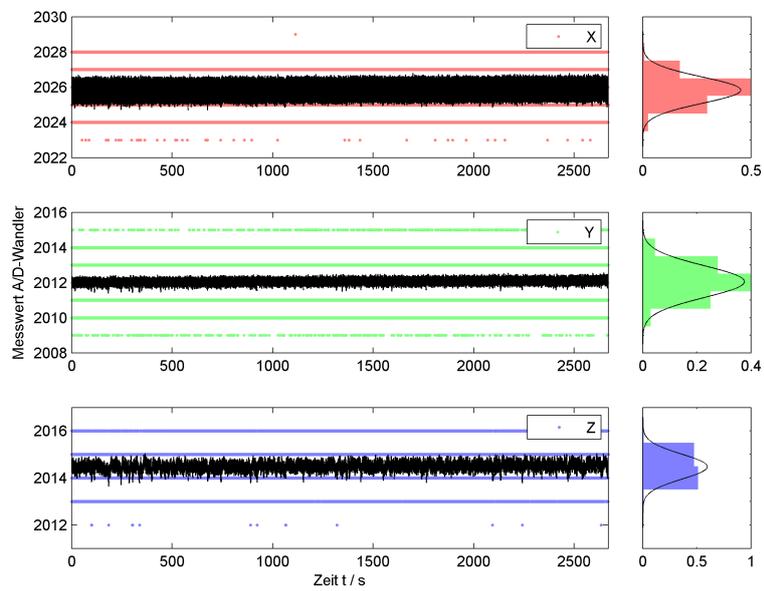


Abbildung A.2 – Gyroskope, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

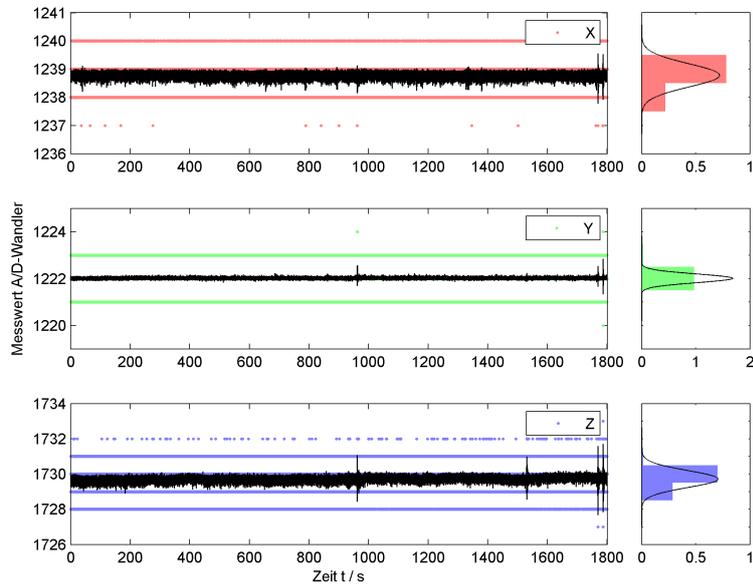


Abbildung A.3 – Beschleunigungssensoren, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

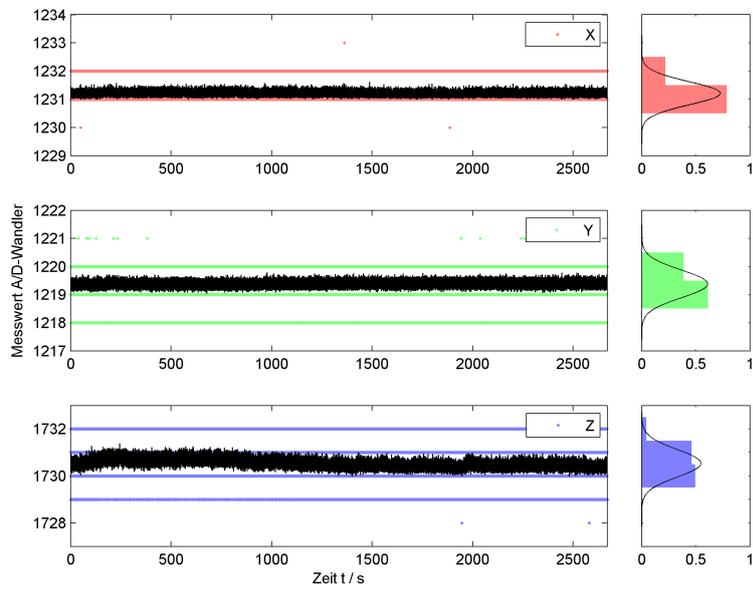


Abbildung A.4 – Beschleunigungssensoren, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

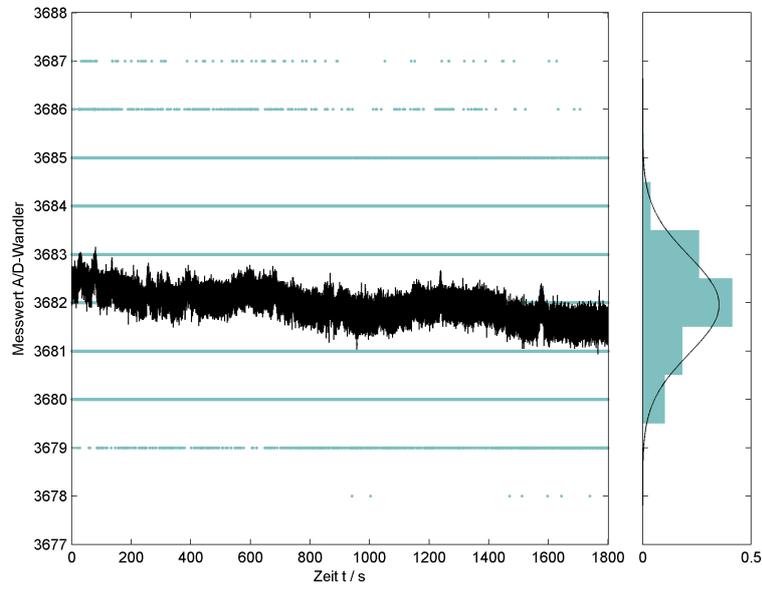


Abbildung A.5 – Luftdrucksensor, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

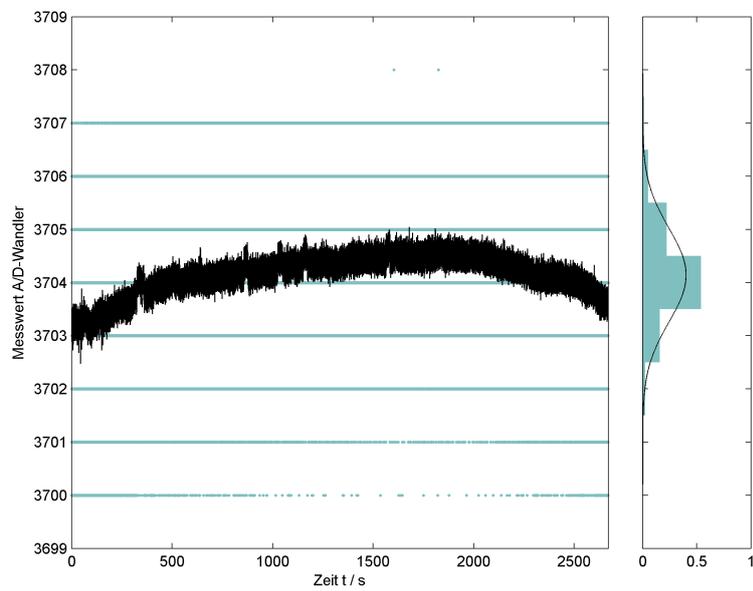


Abbildung A.6 – Luftdrucksensor, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

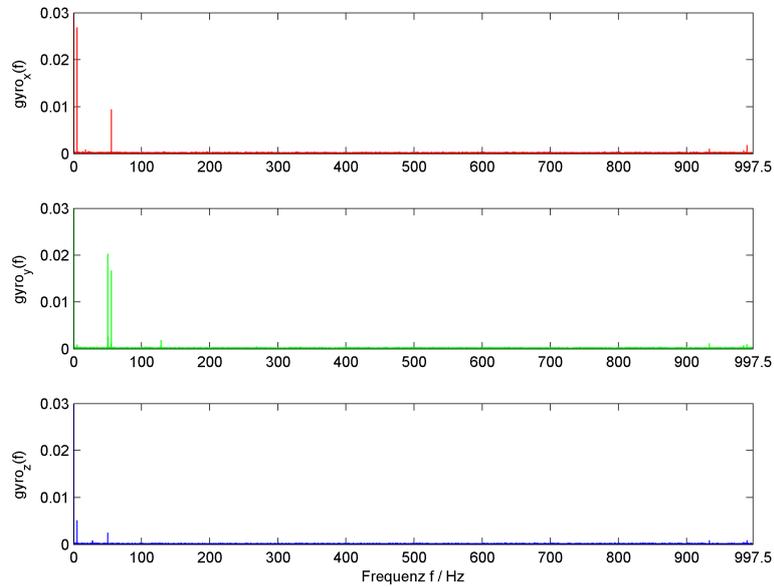


Abbildung A.7 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

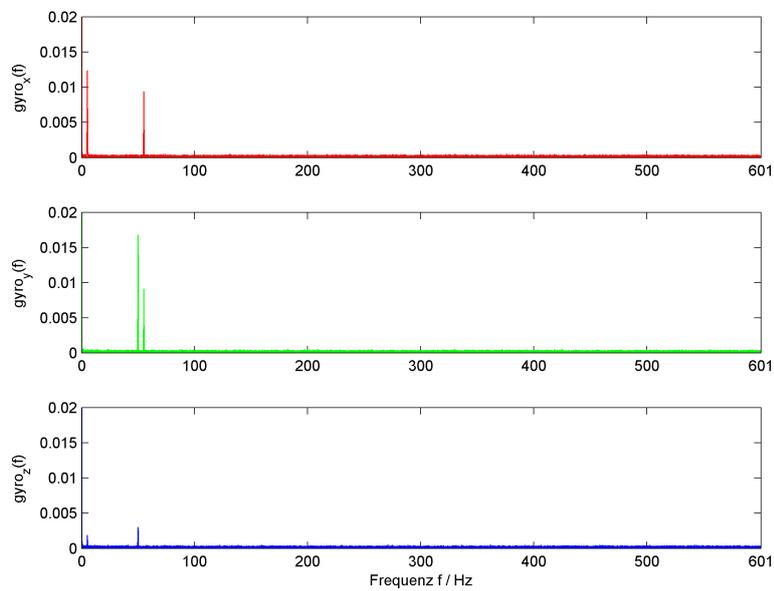


Abbildung A.8 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

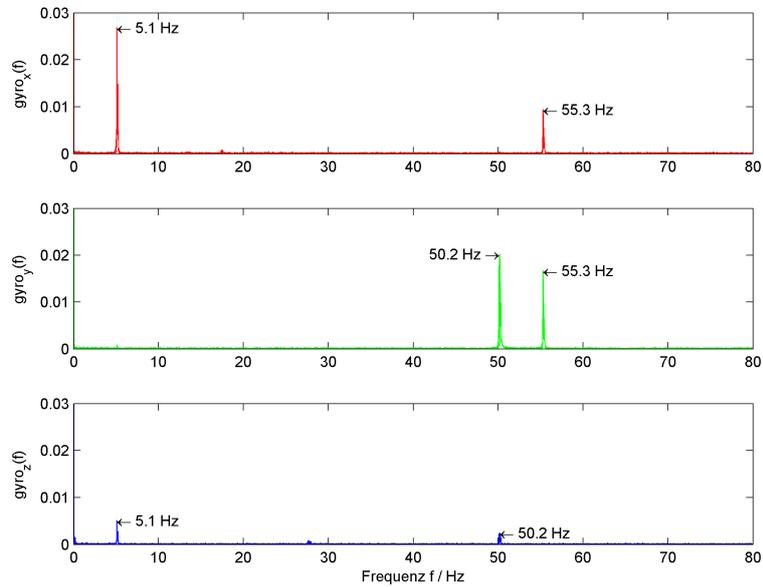


Abbildung A.9 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

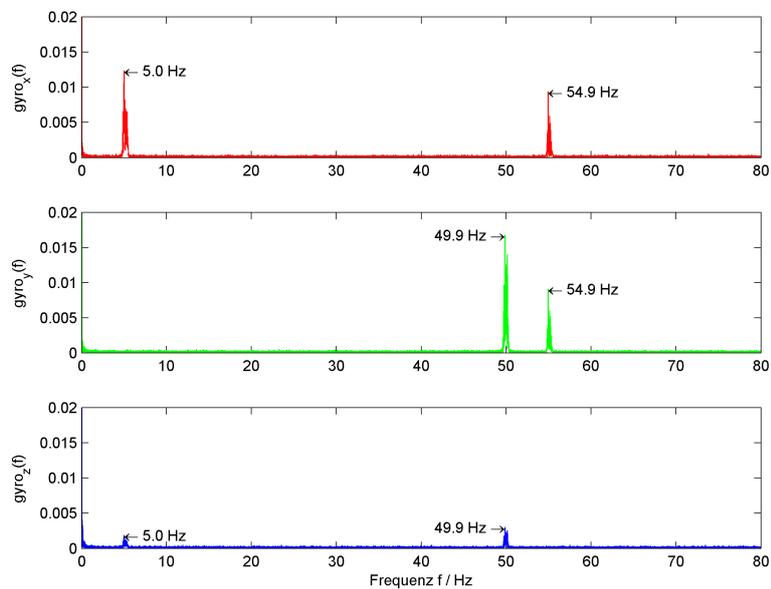


Abbildung A.10 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

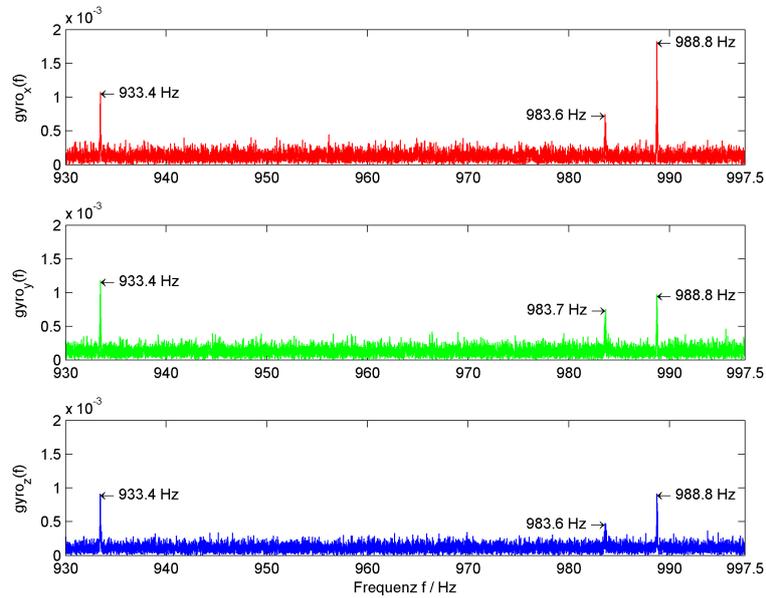


Abbildung A.11 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

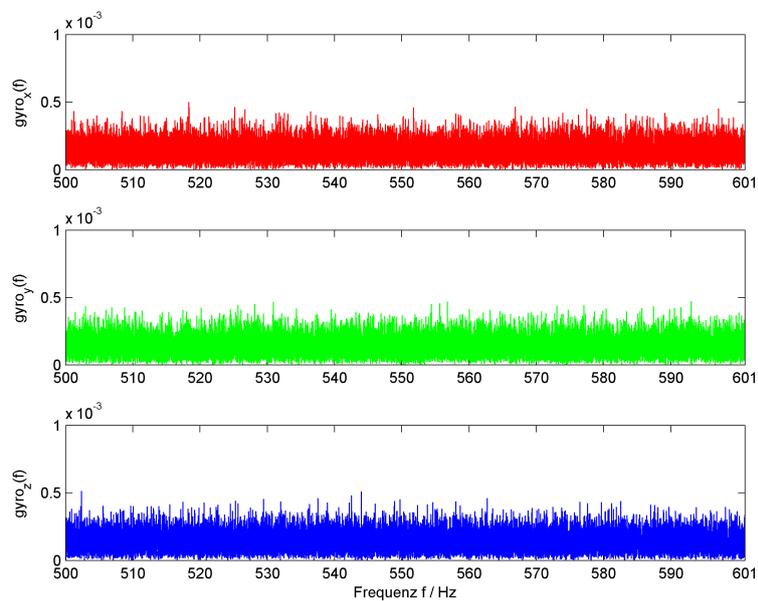


Abbildung A.12 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

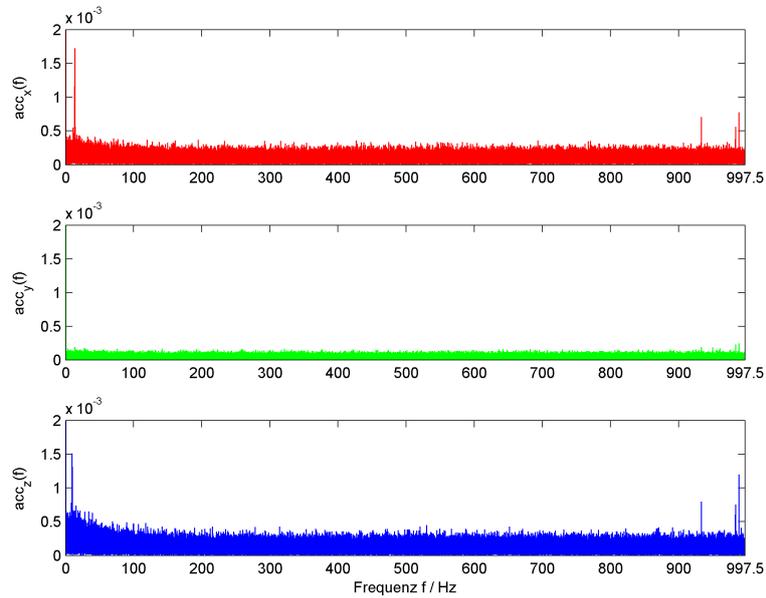


Abbildung A.13 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

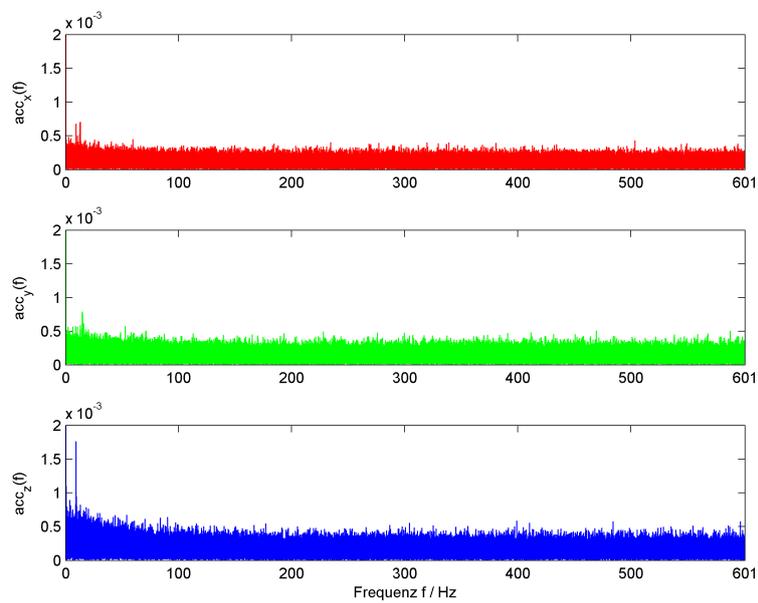


Abbildung A.14 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

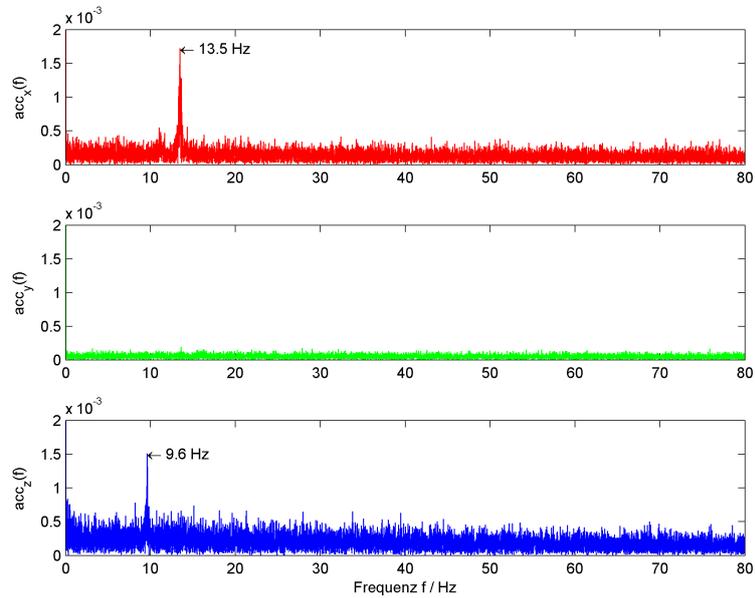


Abbildung A.15 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

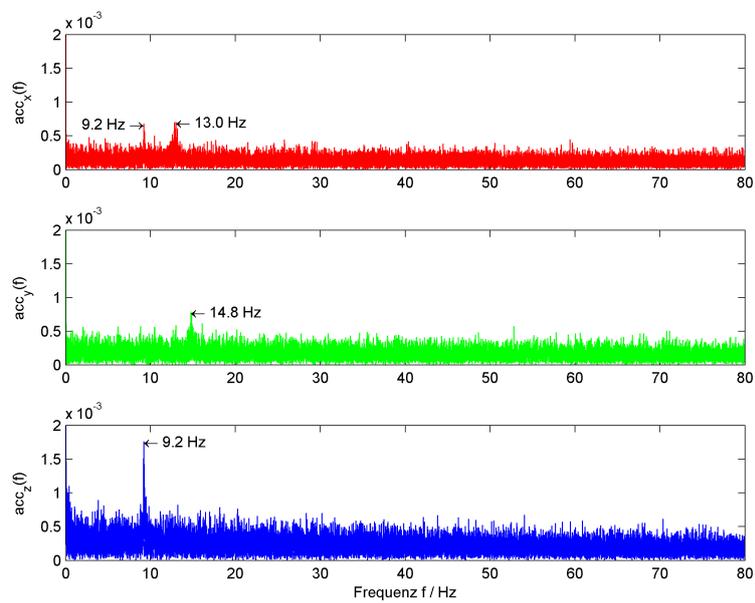


Abbildung A.16 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

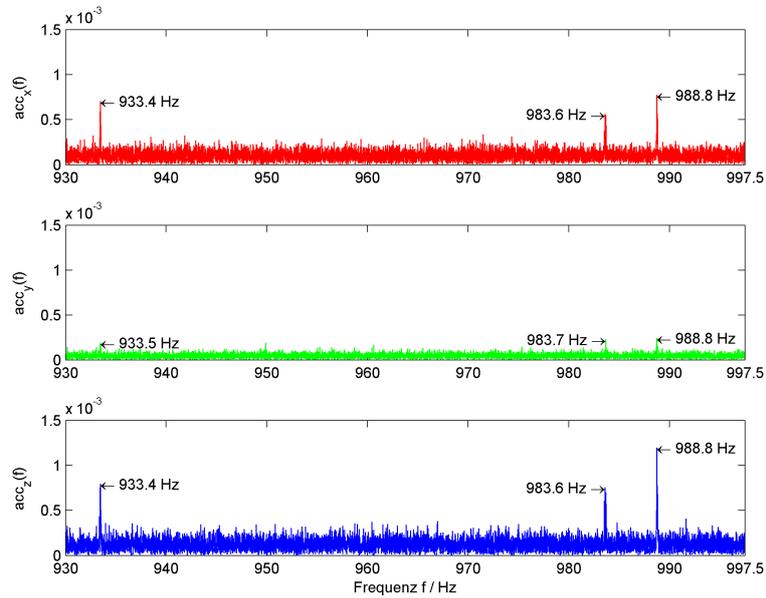


Abbildung A.17 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), $f_{\text{sample}} = 1995 \text{ Hz}$, Messung vom 21.10.2009

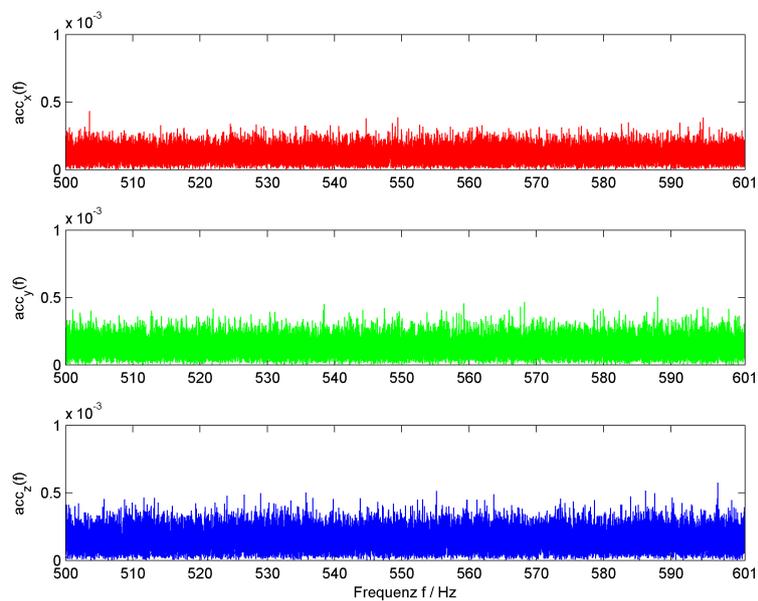


Abbildung A.18 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), $f_{\text{sample}} = 1202 \text{ Hz}$, Messung vom 27.11.2009

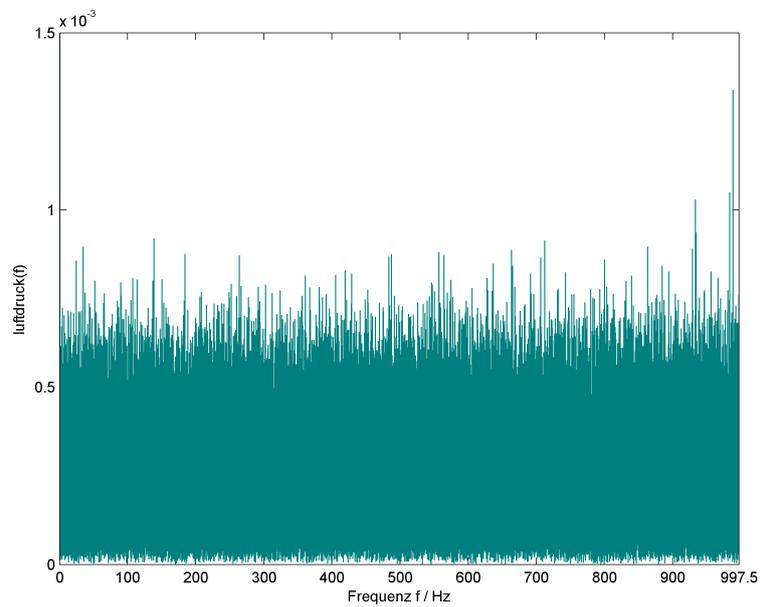


Abbildung A.19 – Luftdrucksensor: Einseitiges Betragsspektrum, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

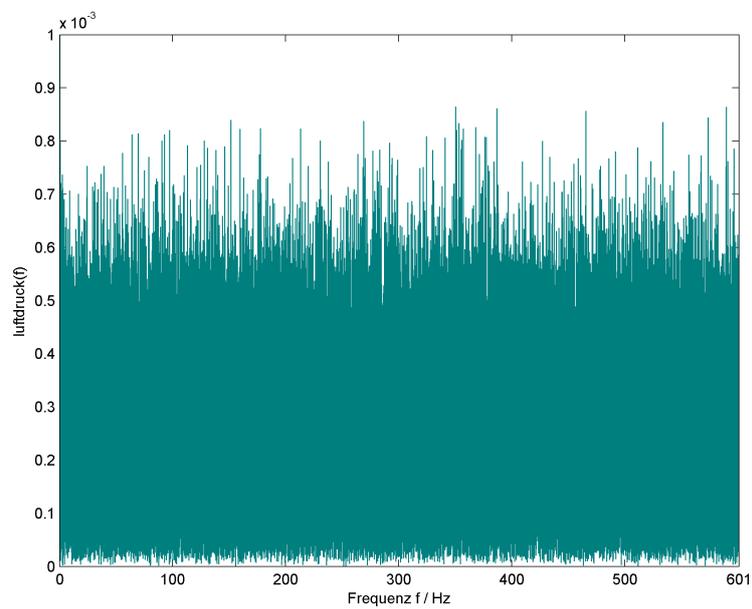


Abbildung A.20 – Luftdrucksensor: Einseitiges Betragsspektrum, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

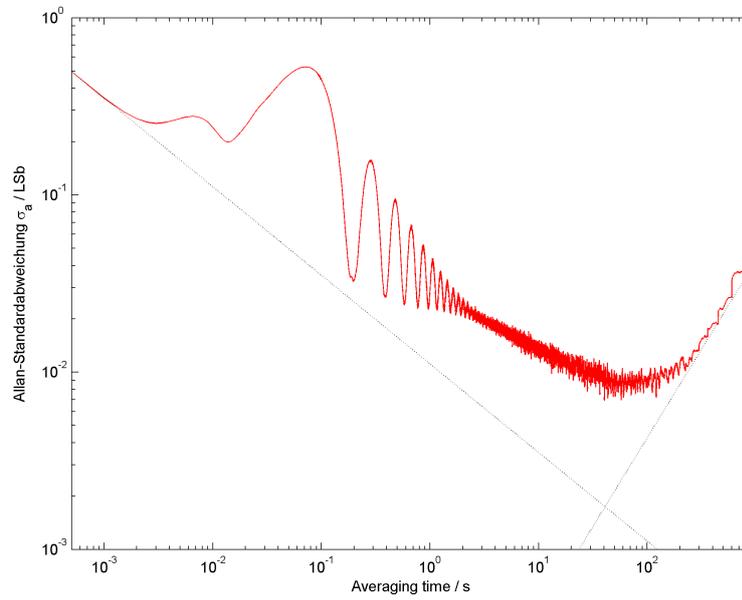


Abbildung A.21 – X-Gyroskop: Allan plot, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

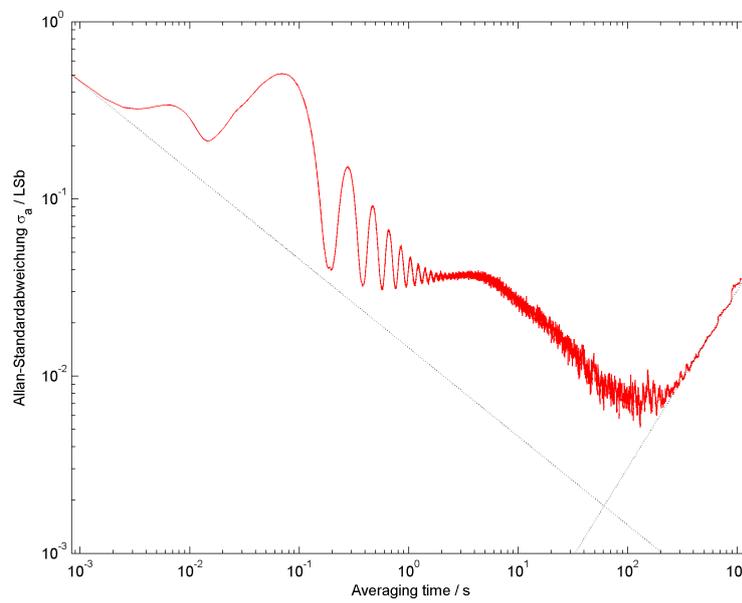


Abbildung A.22 – X-Gyroskop: Allan plot, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

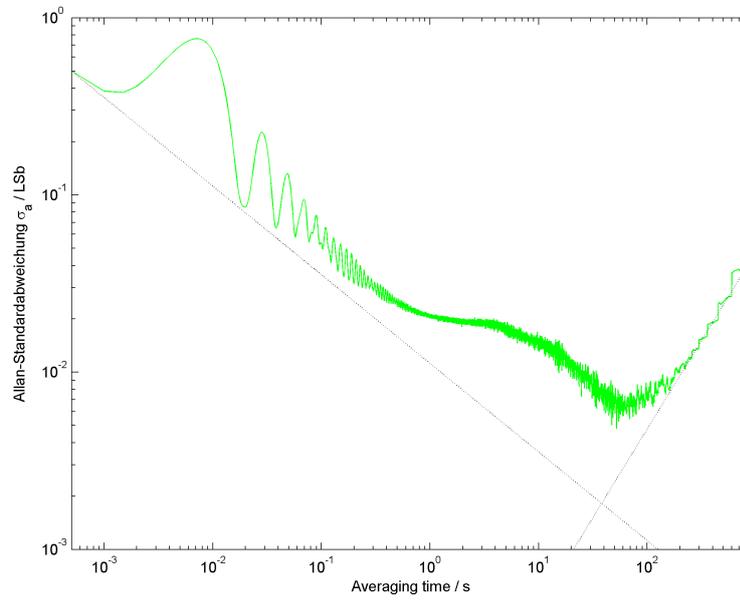


Abbildung A.23 – Y-Gyroskop: Allan plot, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

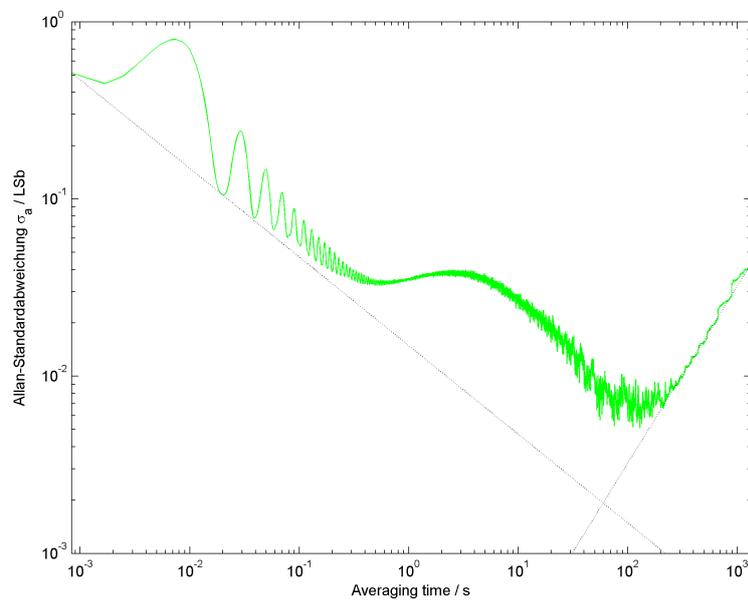


Abbildung A.24 – Y-Gyroskop: Allan plot, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

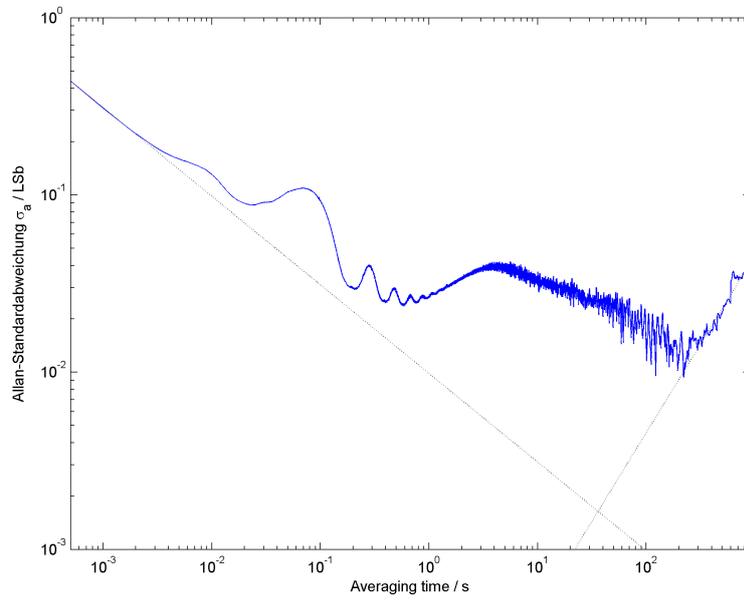


Abbildung A.25 – Z-Gyroskop: Allan plot, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

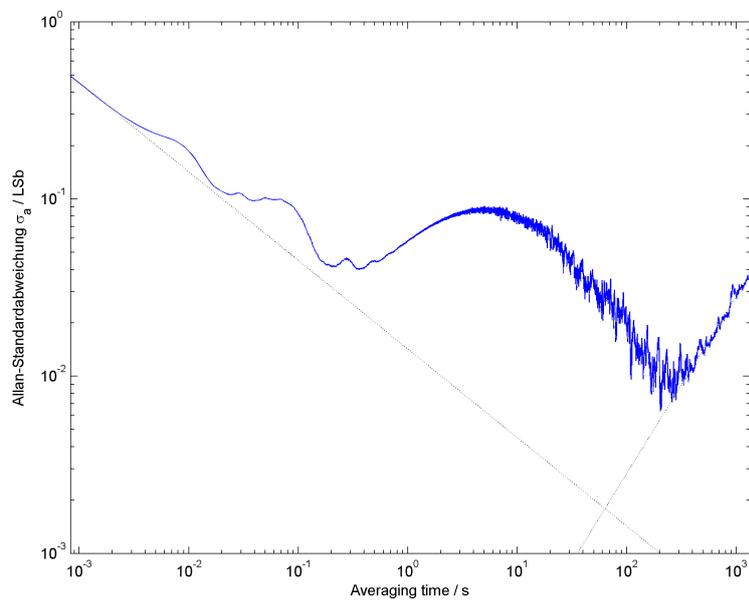


Abbildung A.26 – Z-Gyroskop: Allan plot, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

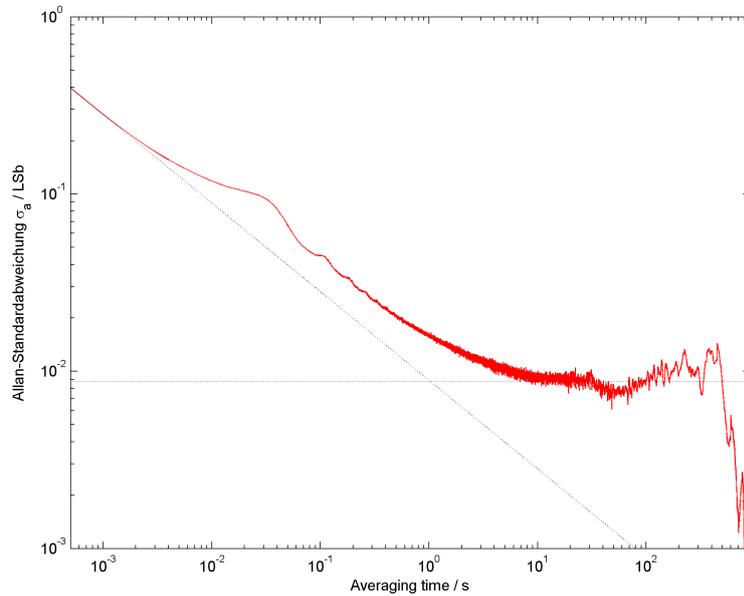


Abbildung A.27 – X-Beschleunigungssensor: Allan plot, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

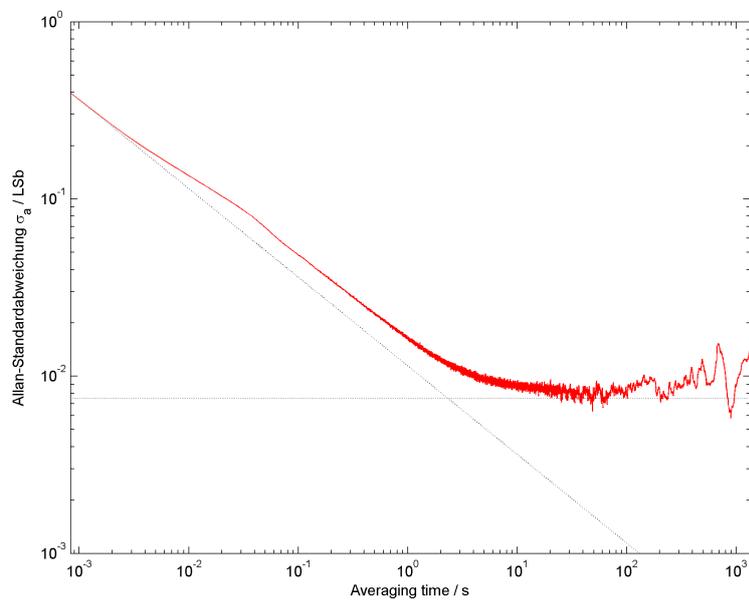


Abbildung A.28 – X-Beschleunigungssensor: Allan plot, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

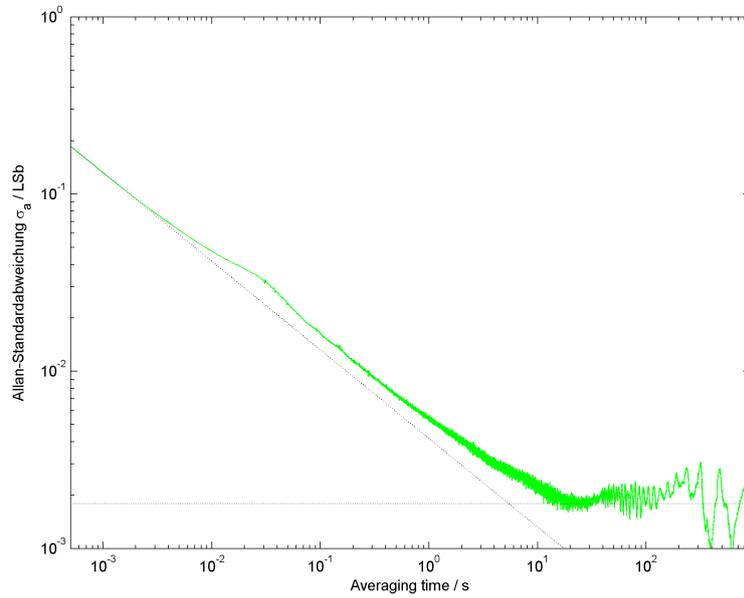


Abbildung A.29 – Y-Beschleunigungssensor: *Allan plot*, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

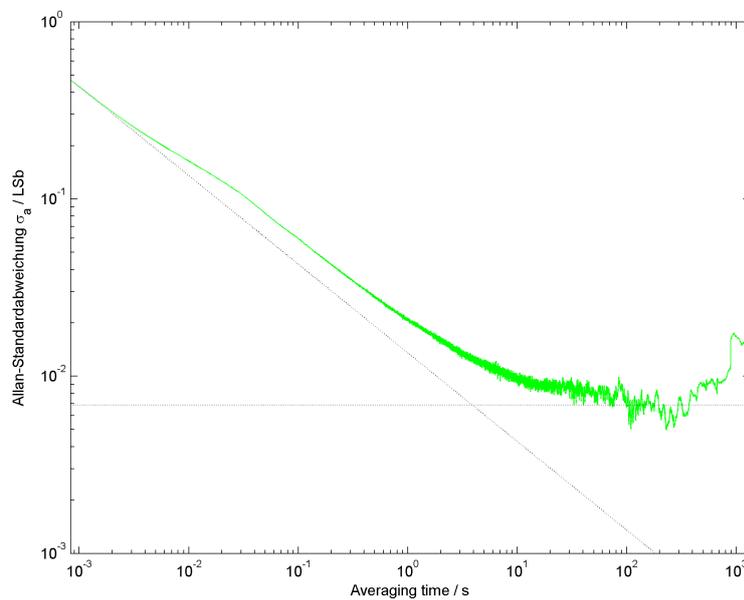


Abbildung A.30 – Y-Beschleunigungssensor: *Allan plot*, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

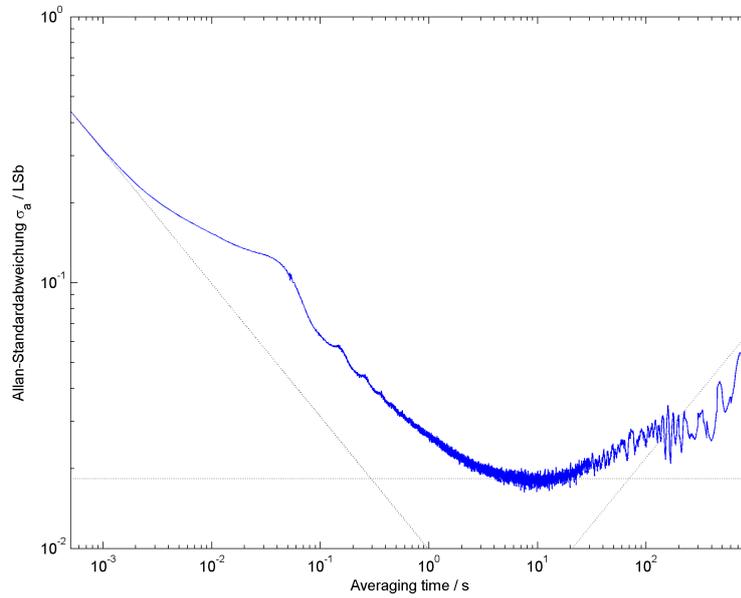


Abbildung A.31 – Z-Beschleunigungssensor: *Allan plot*, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

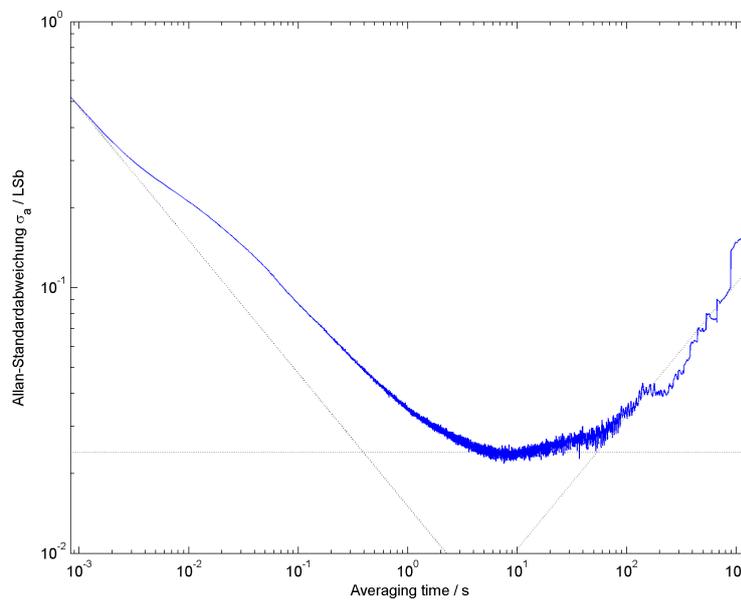


Abbildung A.32 – Z-Beschleunigungssensor: *Allan plot*, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

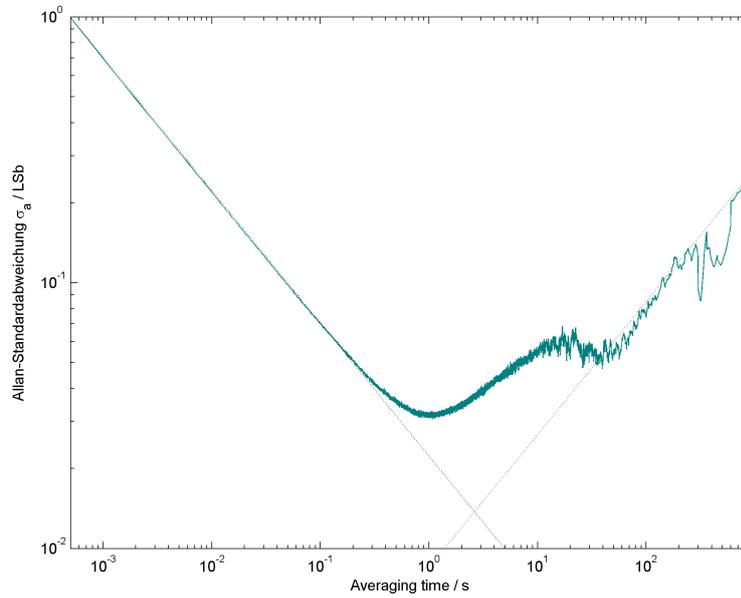


Abbildung A.33 – Luftdrucksensor: *Allan plot*, $f_{sample} = 1995$ Hz, Messung vom 21.10.2009

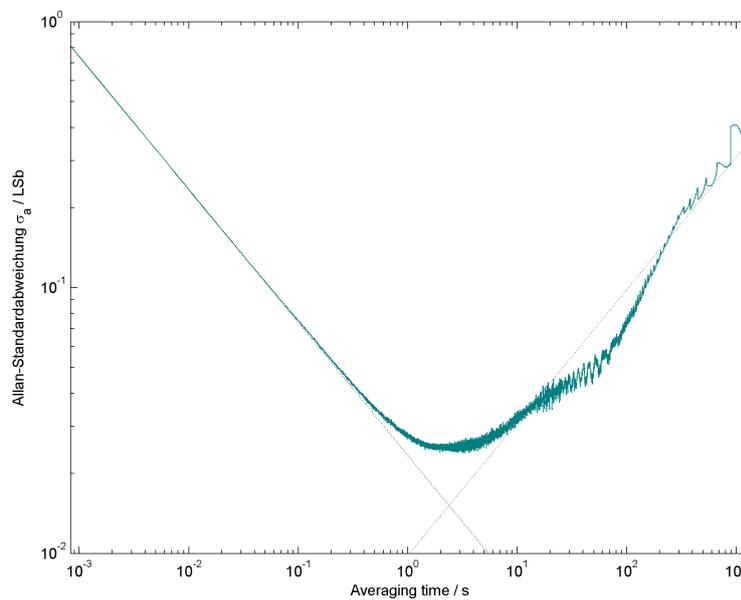


Abbildung A.34 – Luftdrucksensor: *Allan plot*, $f_{sample} = 1202$ Hz, Messung vom 27.11.2009

Anhang **B**

Diagramme der Messungen bei laufenden Motoren

Dieser Anhang enthält sämtliche Diagramme der beiden durchgeführten Messungen mit laufenden Motoren. Die Ergebnisse werden in Kapitel 6.3 diskutiert. Beide Messungen wurden am 27.11.2009 durchgeführt.

Die erste Messung dauerte 2:37 Minuten. Die Motortreiber wurden mit dem Stellwert 0x20 (dezimal 32) angesteuert, die Abtastrate betrug 1190 Hz.

Die zweite Messung dauerte 9:07 Minuten. Die Motortreiber wurden mit dem Stellwert 0x60 (dezimal 96) angesteuert, die Abtastrate betrug 1195 Hz.

Auf den folgenden Seiten wird jeweils der gleiche Diagramm-Typ für beide Messungen übereinander dargestellt, um einen einfachen Vergleich zu ermöglichen.

Es sind die Sensorsignale im Zeitbereich und im Frequenzbereich dargestellt sowie die *Allan plots* aller Sensoren.

In den Frequenzbereichs-Diagrammen sind die Beschriftungen einiger Peaks farblich hervorgehoben. Die Schwebungen der Gyroskope sind in grau und die deutlichste Störung durch die Rotordrehung, vermutlich mit der Frequenz der Motordrehzahl, in magenta eingefärbt.

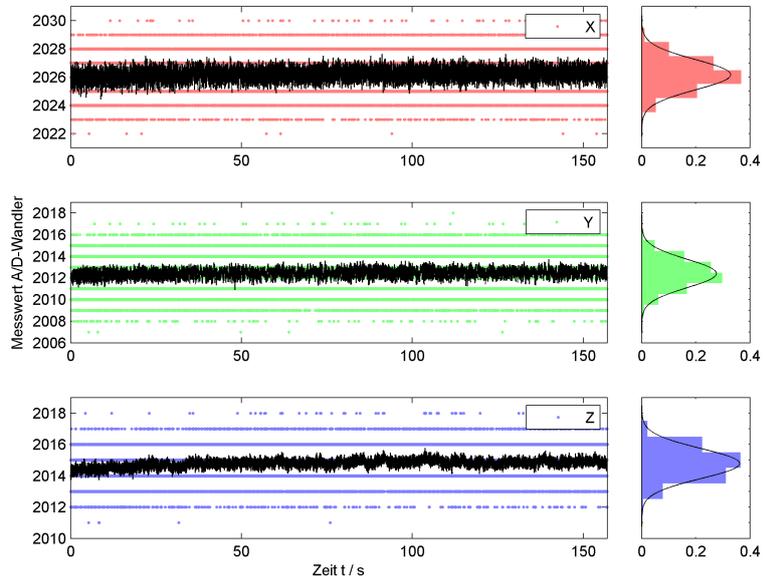


Abbildung B.1 – Gyroskope, Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

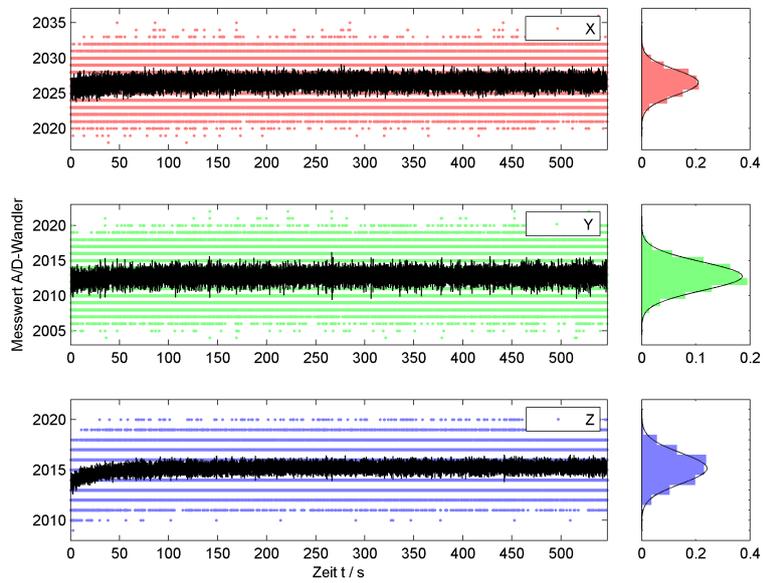


Abbildung B.2 – Gyroskope, Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1195$ Hz

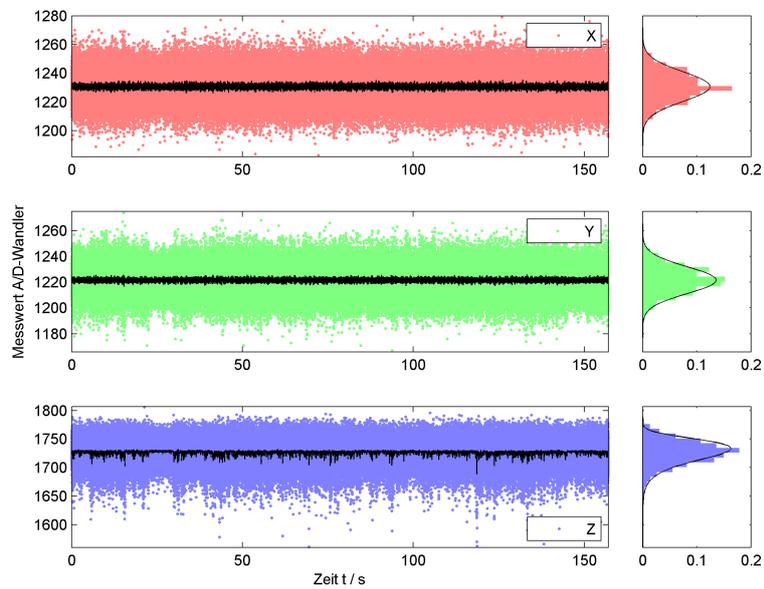


Abbildung B.3 – Beschleunigungssensoren, Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

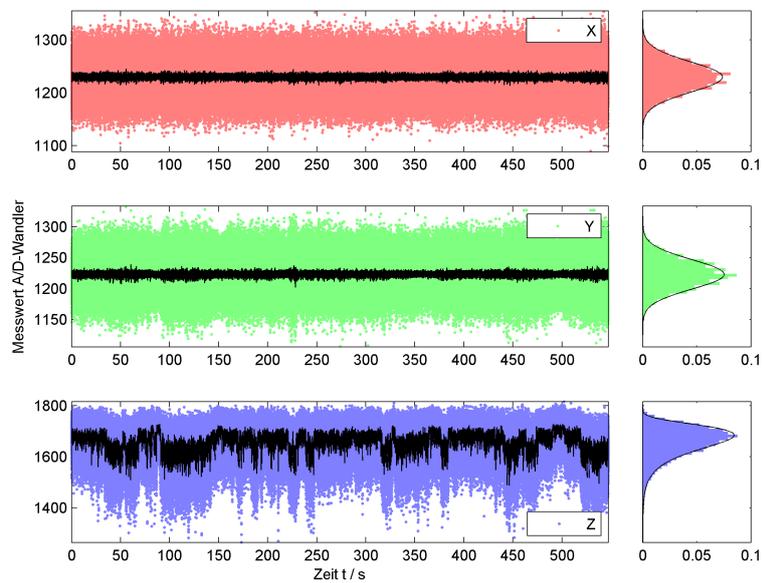


Abbildung B.4 – Beschleunigungssensoren, Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

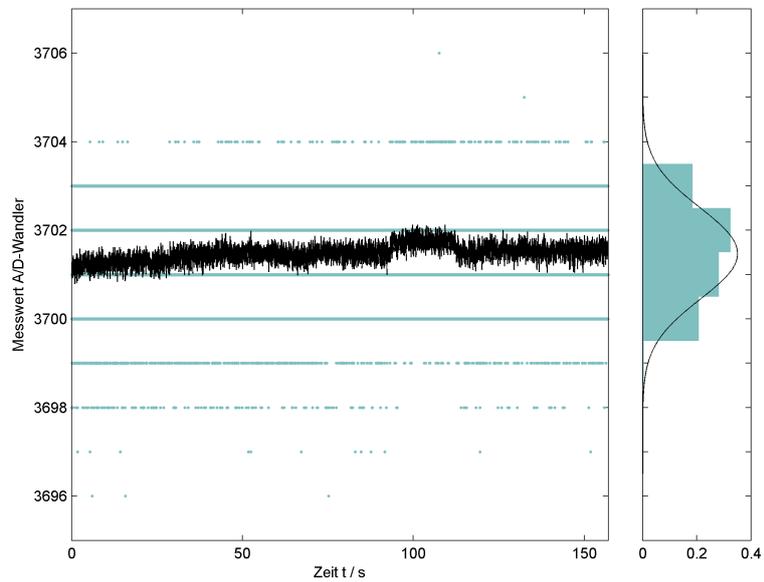


Abbildung B.5 – Luftdrucksensor, Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

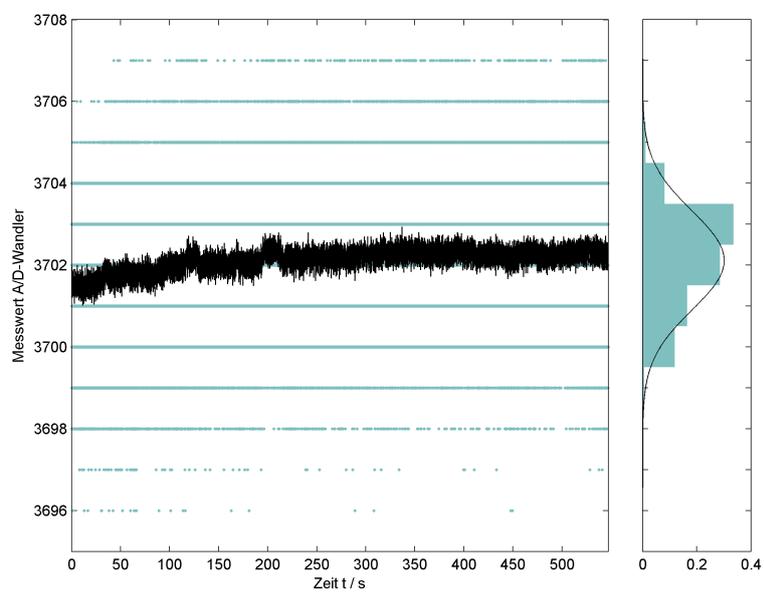


Abbildung B.6 – Luftdrucksensor, Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

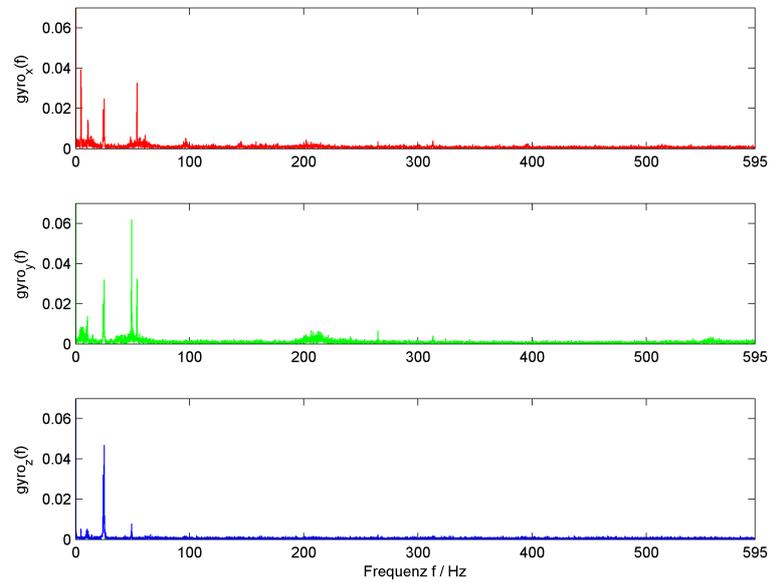


Abbildung B.7 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum, Motorstellwert 0x20,
 $f_{sample} = 1190$ Hz

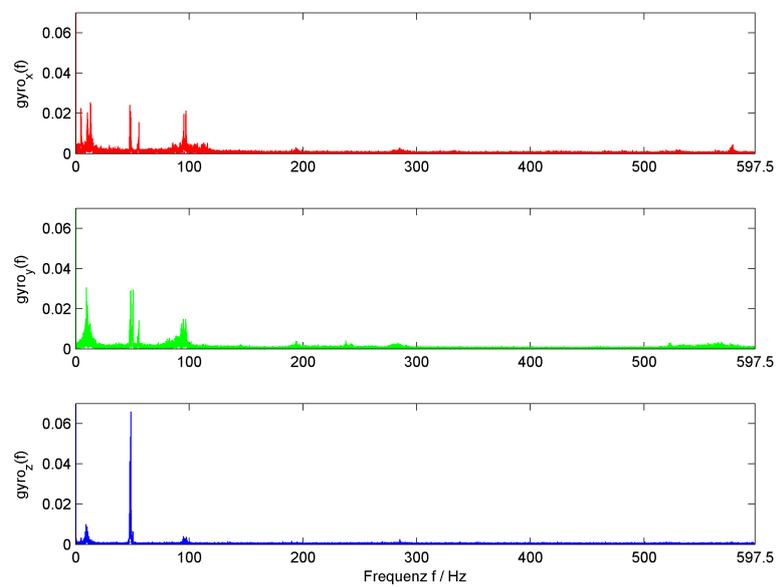


Abbildung B.8 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum, Motorstellwert 0x60,
 $f_{sample} = 1195$ Hz

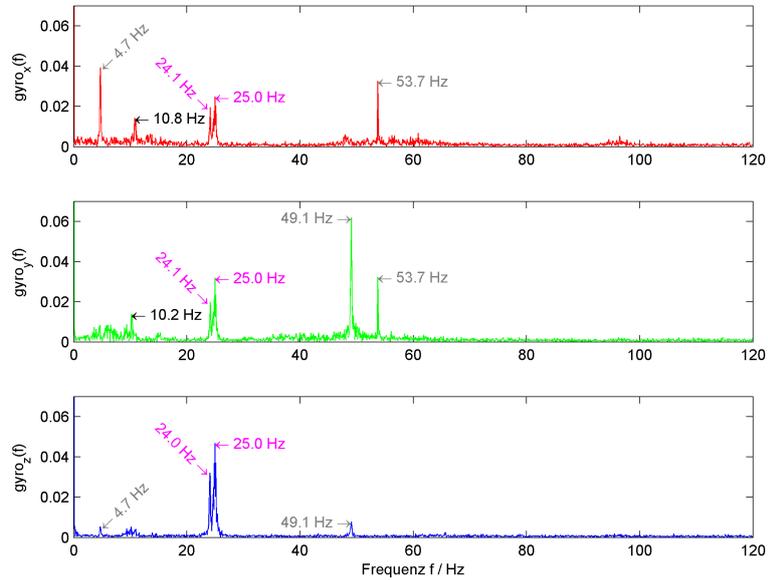


Abbildung B.9 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

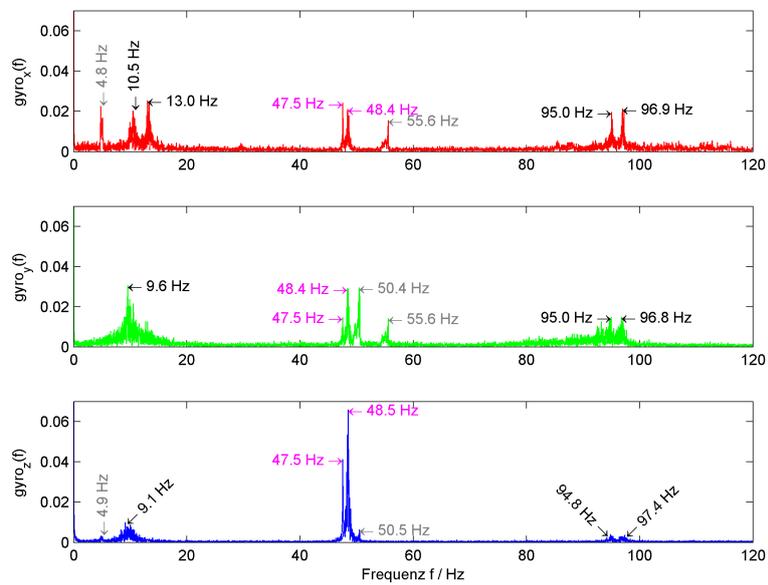


Abbildung B.10 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

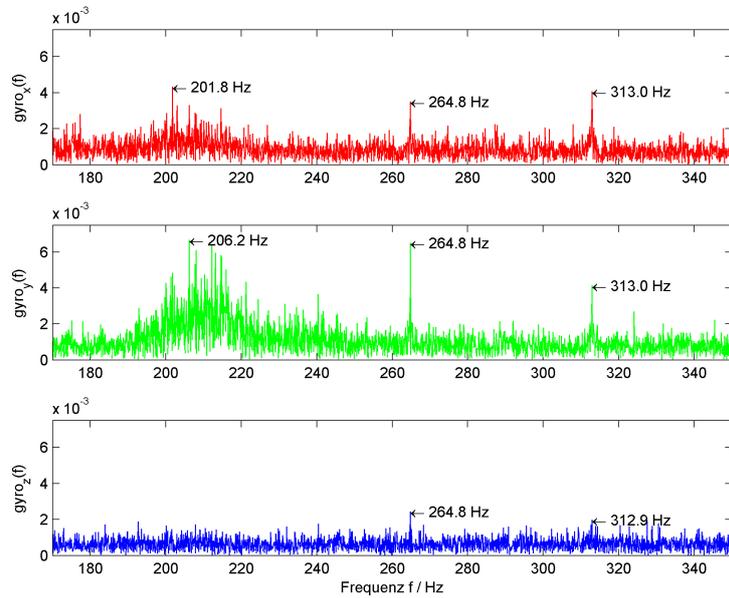


Abbildung B.11 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x20, $f_{\text{sample}} = 1190 \text{ Hz}$

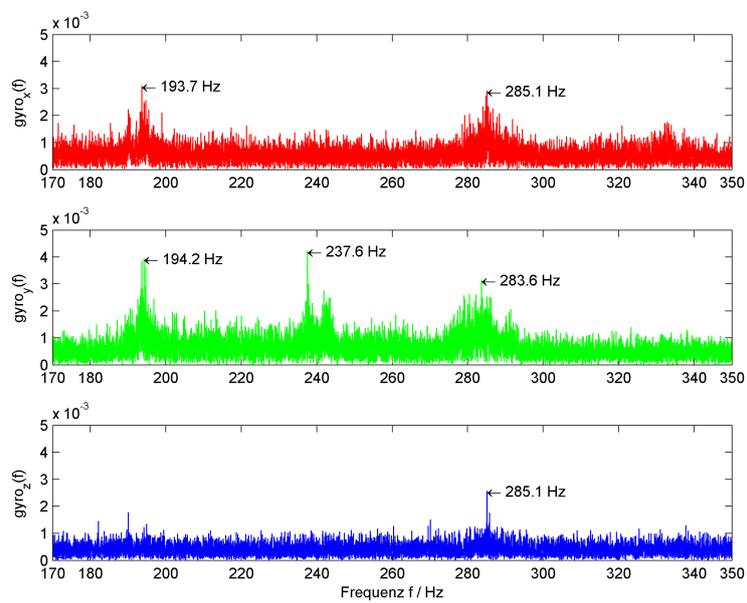


Abbildung B.12 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x60, $f_{\text{sample}} = 1195 \text{ Hz}$

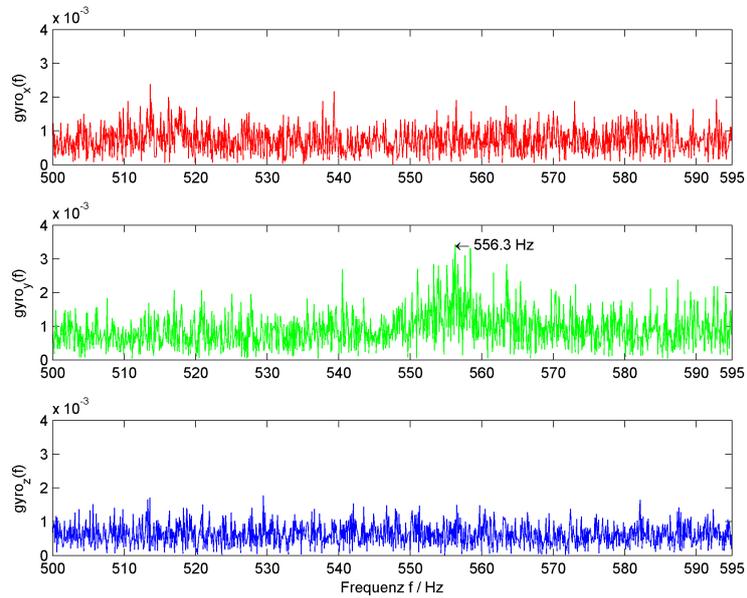


Abbildung B.13 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

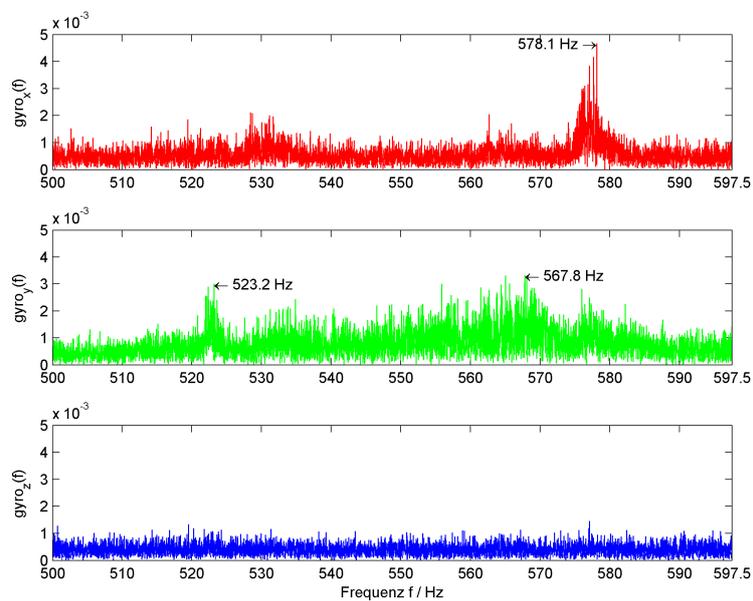


Abbildung B.14 – Gyroskope: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

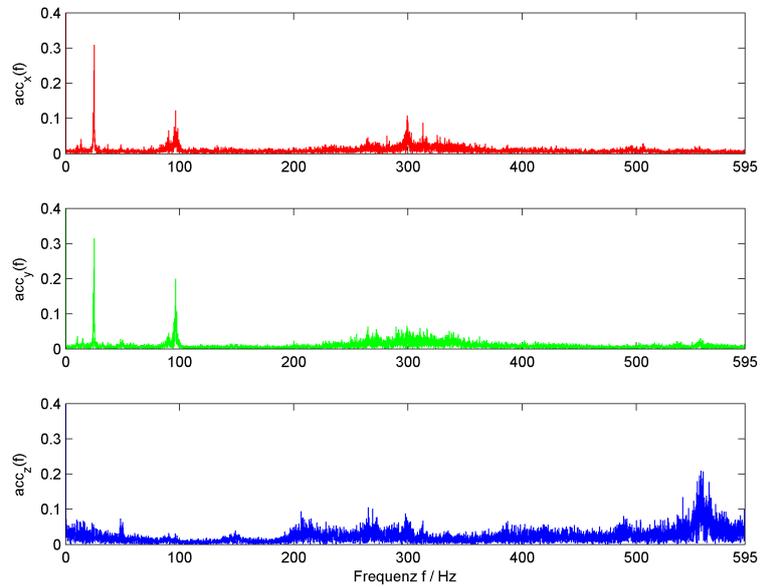


Abbildung B.15 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum, Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

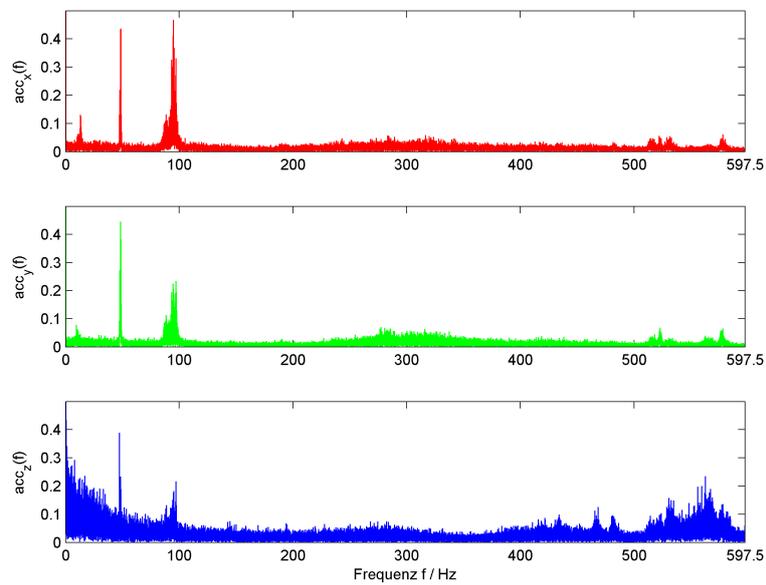


Abbildung B.16 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum, Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

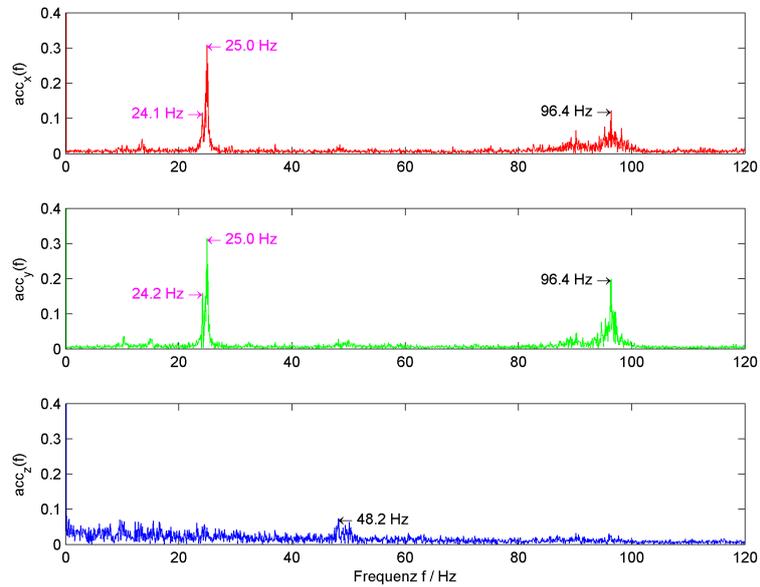


Abbildung B.17 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

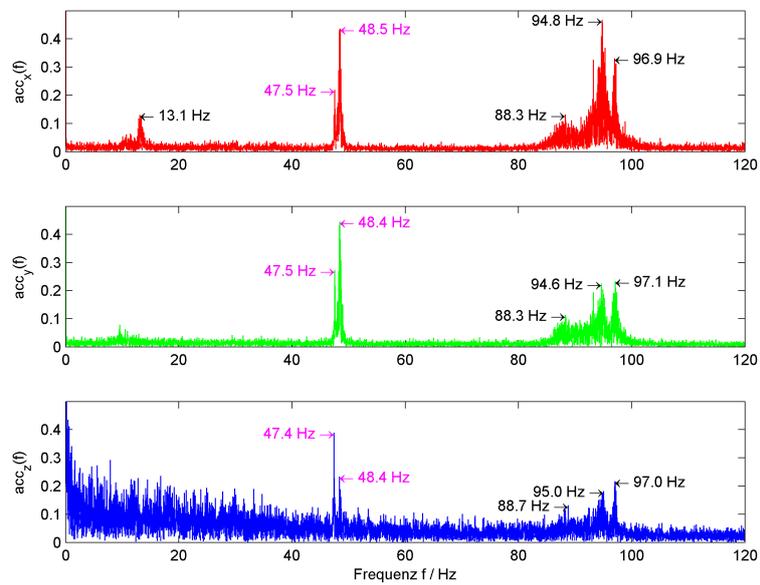


Abbildung B.18 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

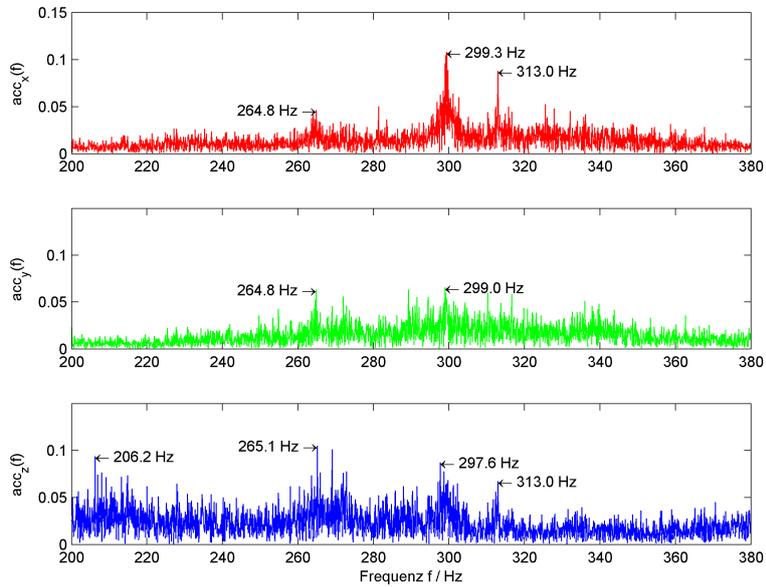


Abbildung B.19 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

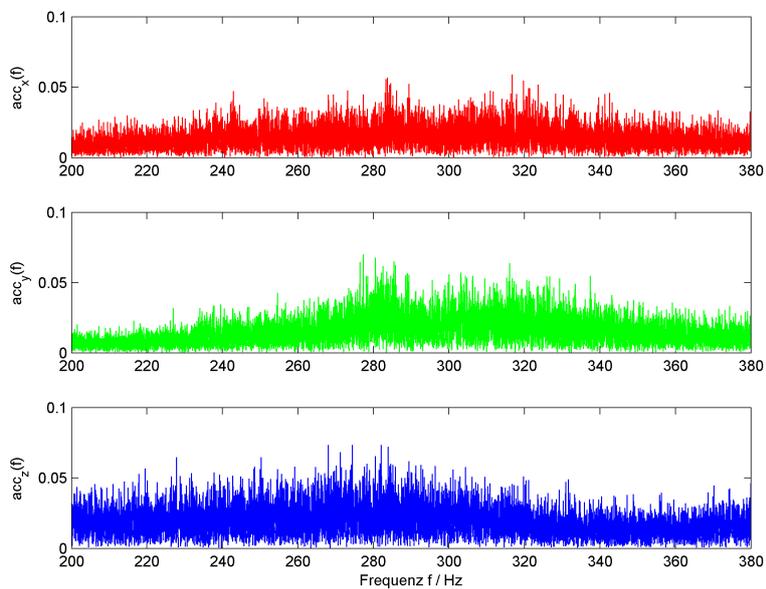


Abbildung B.20 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

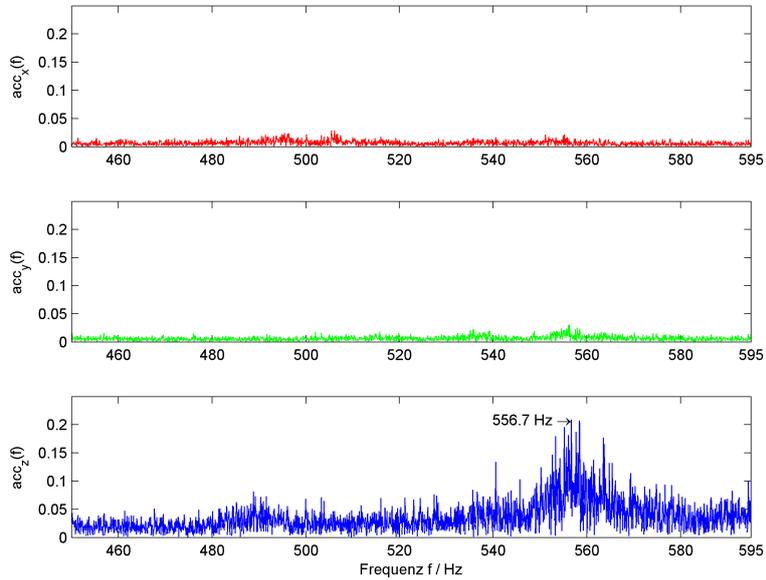


Abbildung B.21 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

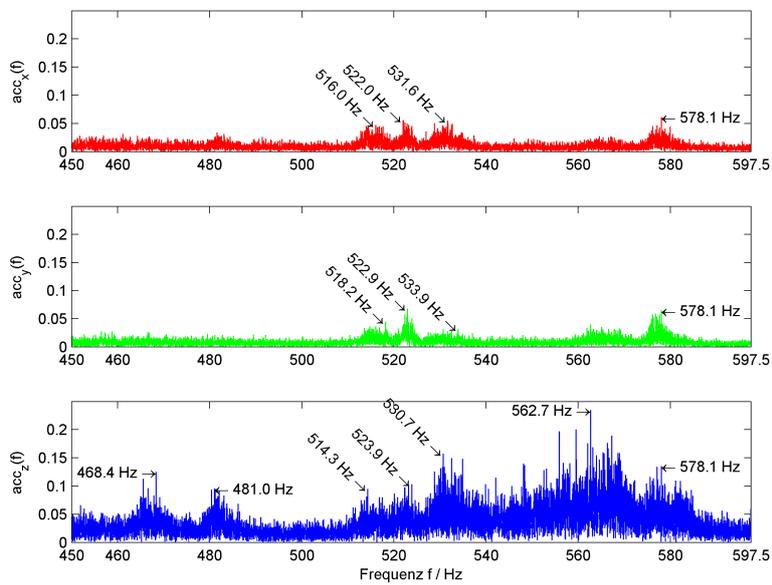


Abbildung B.22 – Beschleunigungssensoren: Einseitiges Betragsspektrum (Ausschnitt), Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

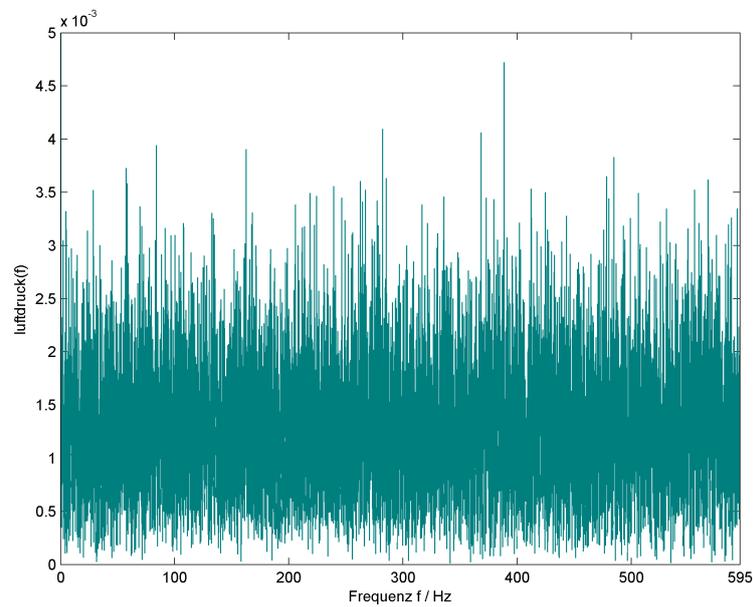


Abbildung B.23 – Luftdrucksensor: Einseitiges Betragsspektrum, Motorstellwert 0x20,
 $f_{sample} = 1190$ Hz

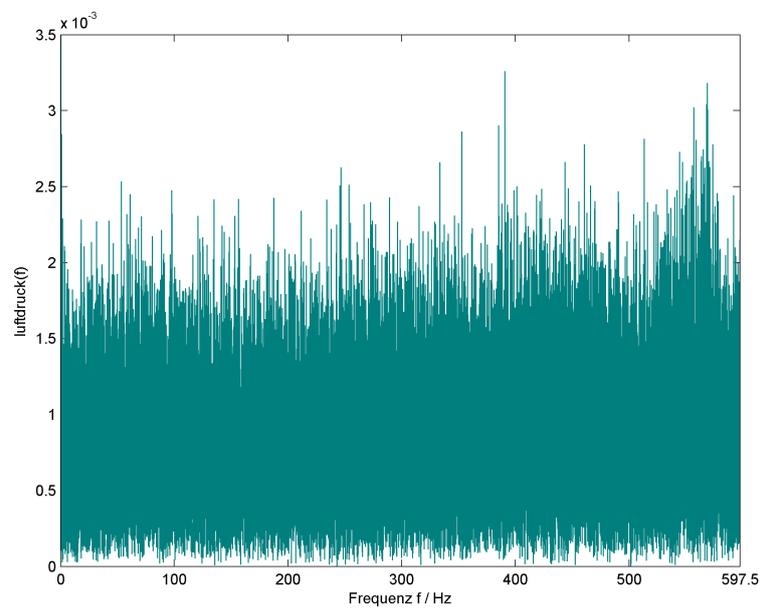


Abbildung B.24 – Luftdrucksensor: Einseitiges Betragsspektrum, Motorstellwert 0x60,
 $f_{sample} = 1195$ Hz

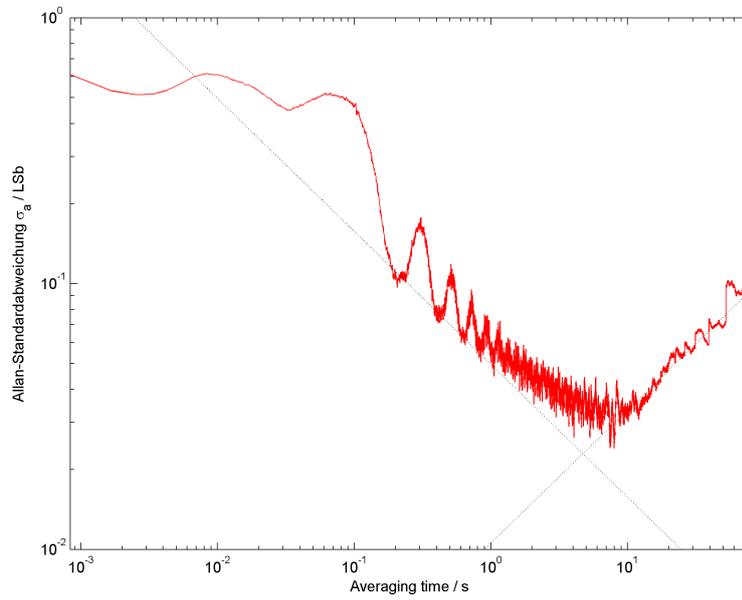


Abbildung B.25 – X-Gyroskop: Allan plot, Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

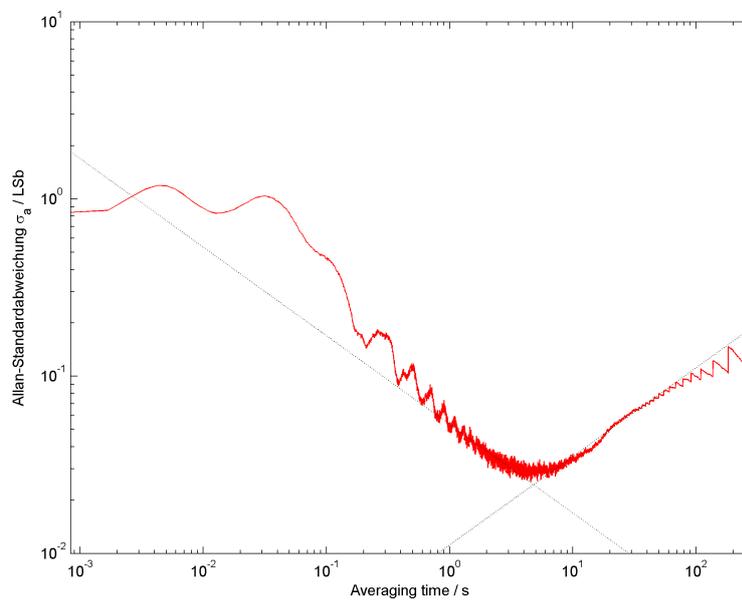


Abbildung B.26 – X-Gyroskop: Allan plot, Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

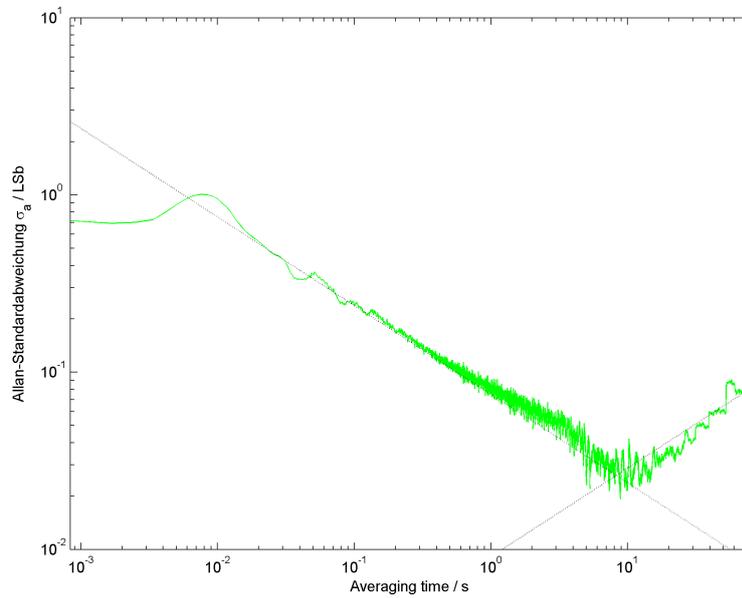


Abbildung B.27 – Y-Gyroskop: Allan plot, Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

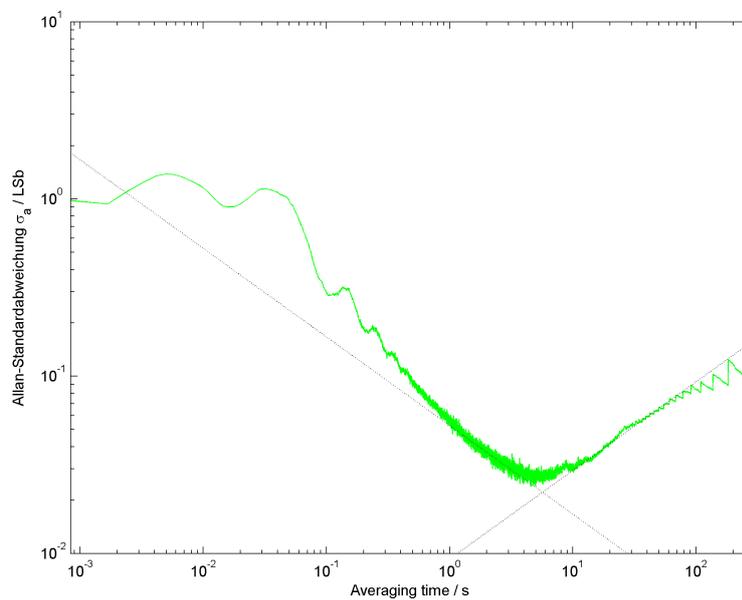


Abbildung B.28 – Y-Gyroskop: Allan plot, Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

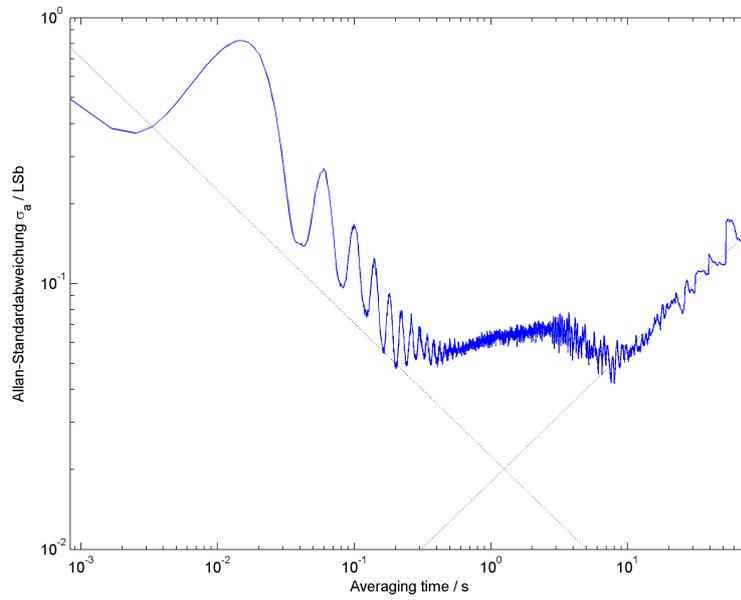


Abbildung B.29 – Z-Gyroskop: Allan plot, Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

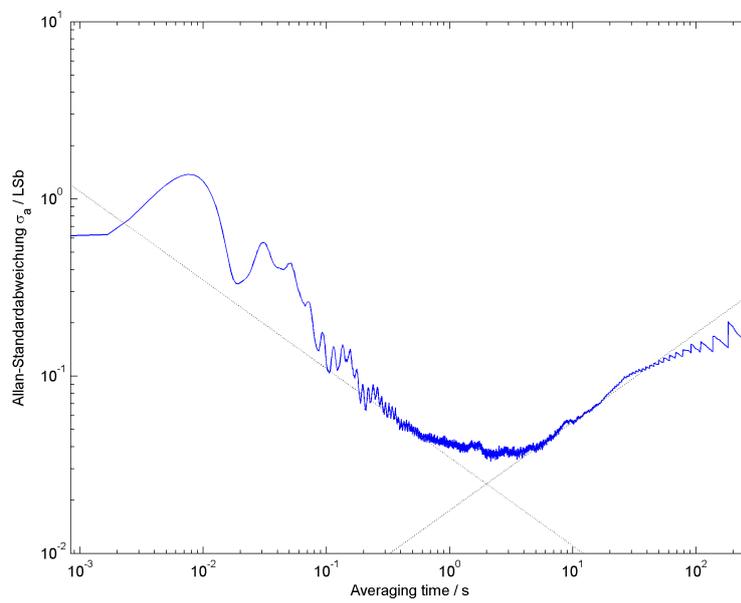


Abbildung B.30 – Z-Gyroskop: Allan plot, Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

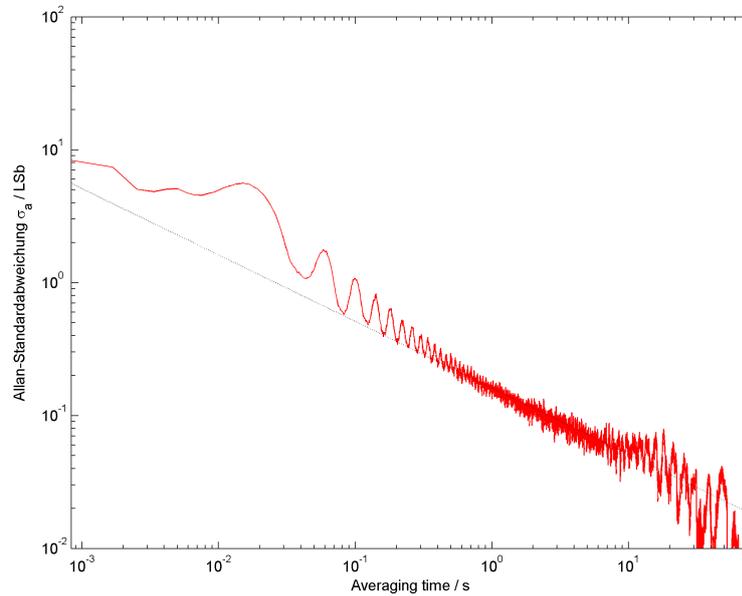


Abbildung B.31 – X-Beschleunigungssensor: Allan plot, Motorstellwert 0x20,
 $f_{\text{sample}} = 1190$ Hz

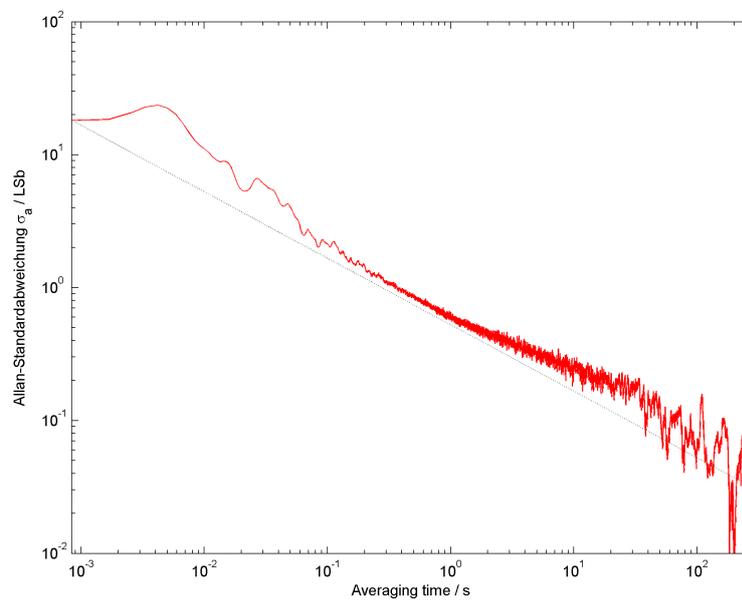


Abbildung B.32 – X-Beschleunigungssensor: Allan plot, Motorstellwert 0x60,
 $f_{\text{sample}} = 1195$ Hz

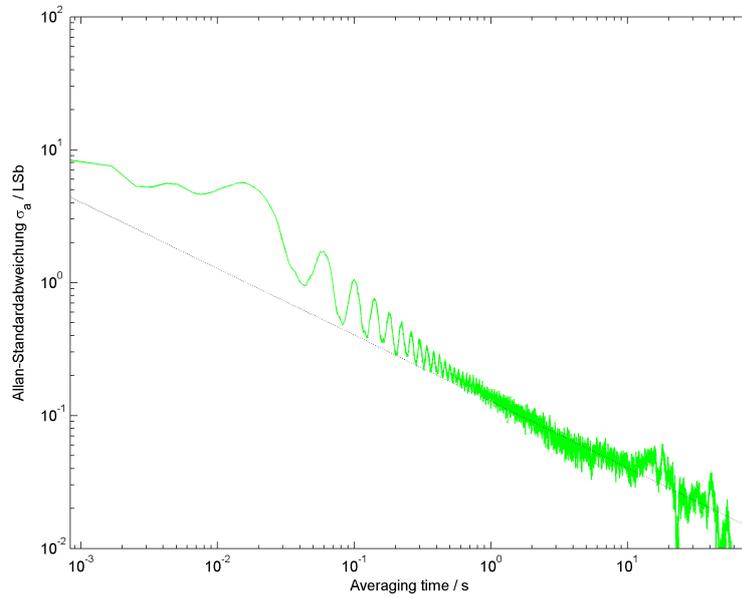


Abbildung B.33 – Y-Beschleunigungssensor: Allan plot, Motorstellwert 0x20,
 $f_{sample} = 1190$ Hz

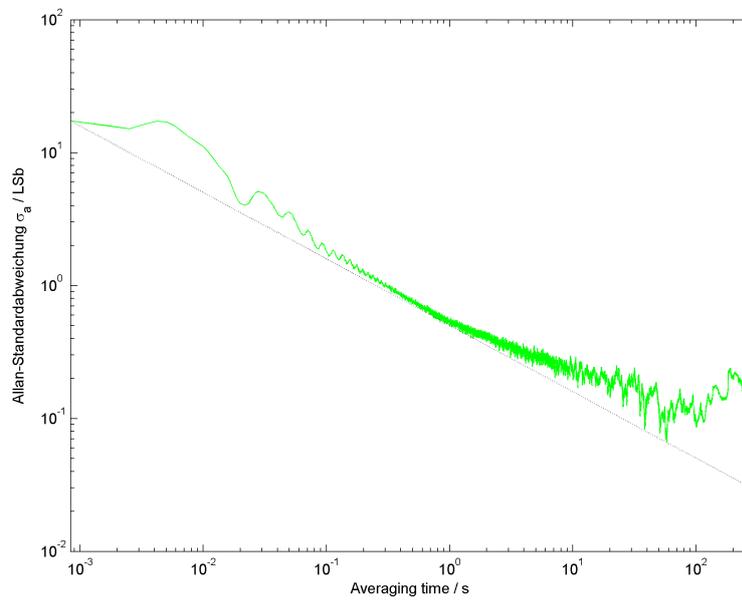


Abbildung B.34 – Y-Beschleunigungssensor: Allan plot, Motorstellwert 0x60,
 $f_{sample} = 1195$ Hz

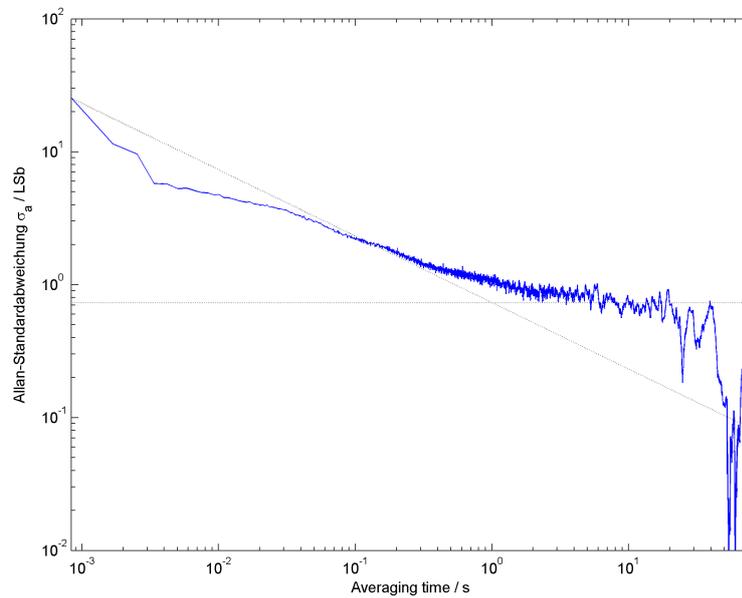


Abbildung B.35 – Z-Beschleunigungssensor: Allan plot, Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

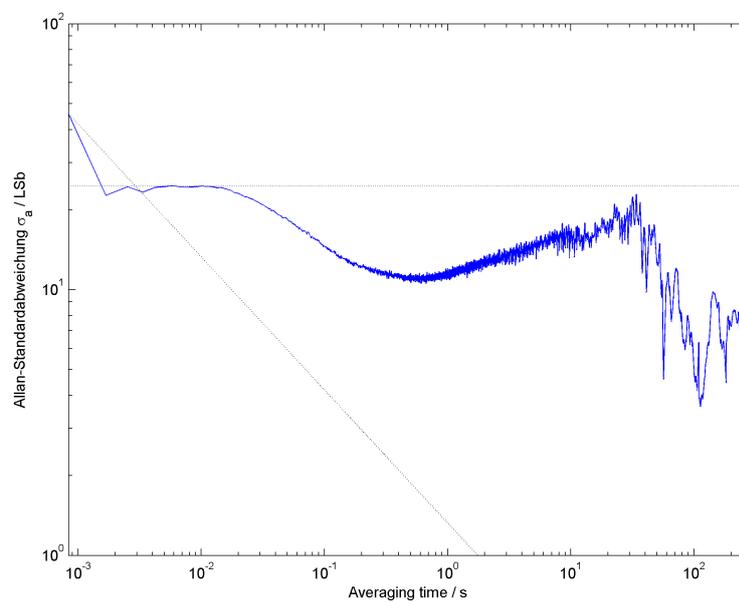


Abbildung B.36 – Z-Beschleunigungssensor: Allan plot, Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

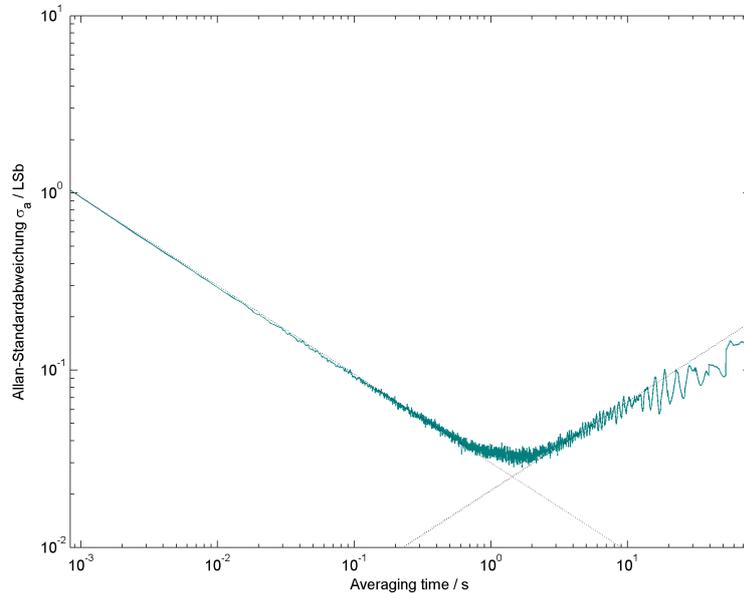


Abbildung B.37 – Luftdrucksensor: Allan plot, Motorstellwert 0x20, $f_{sample} = 1190$ Hz

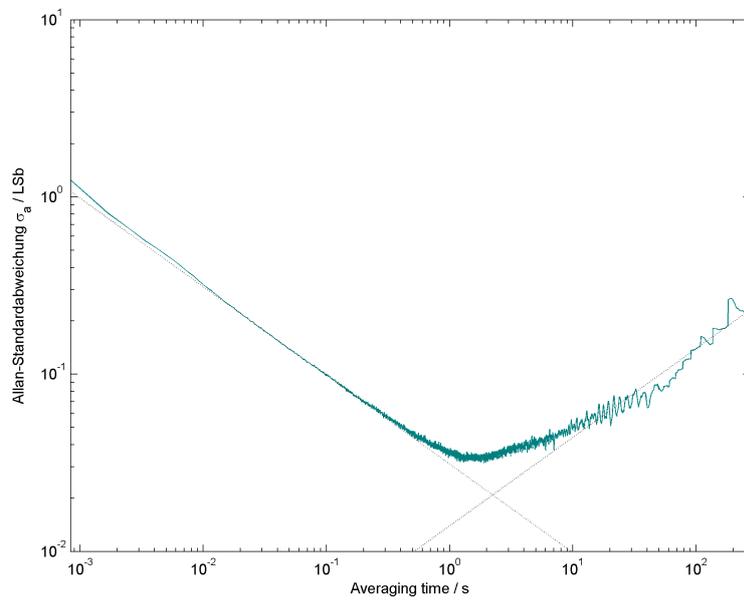


Abbildung B.38 – Luftdrucksensor: Allan plot, Motorstellwert 0x60, $f_{sample} = 1195$ Hz

Anhang **C**

Diagramme der Messung während einer Testfahrt

Dieser Anhang enthält die Diagramme der Messung während einer Testfahrt. Die Ergebnisse werden in Kapitel 6.4 diskutiert.

Die Messung wurde am 22.10.2009 durchgeführt und dauerte gut 20 Minuten.

Die Abtastrate der GPS-Signale betrug 1 Hz. Die GPS-Höhe wurde mit einer Auflösung von 0,1 m aufgezeichnet.

Die Motortreiber wurden nicht angesteuert. Die Abtastrate von Trägheits- und Luftdruck-Sensoren betrug 1996,7 Hz.

Es sind die Sensorsignale inklusive GPS-Höhe im Zeitbereich sowie die gefahrene Strecke in einer Karte dargestellt.

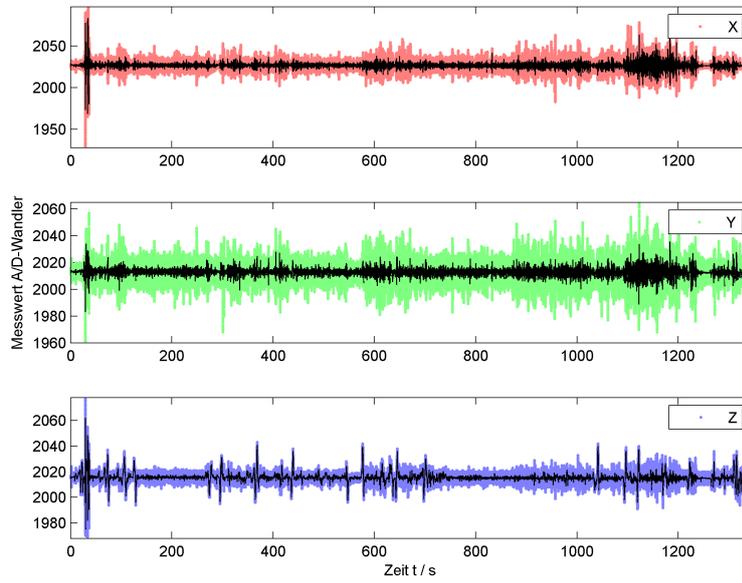


Abbildung C.1 – Gyroskope, $f_{sample} = 1996,7 \text{ Hz}$

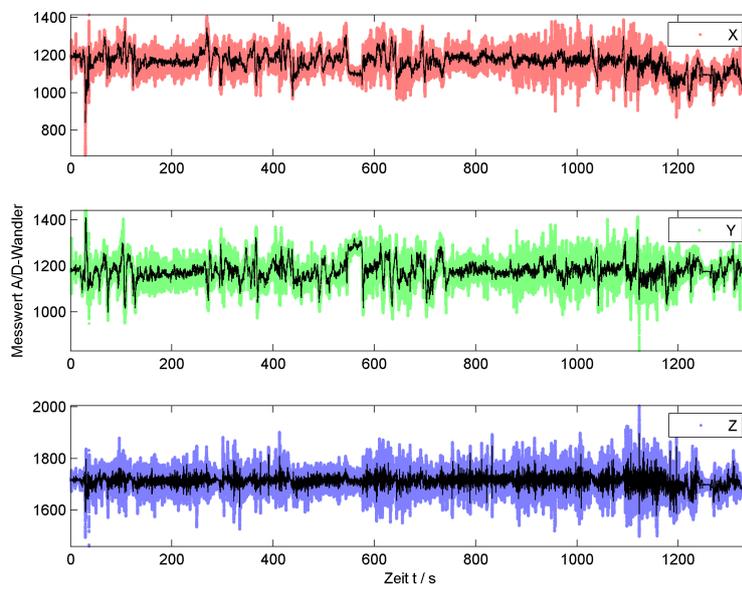


Abbildung C.2 – Beschleunigungssensoren, $f_{sample} = 1996,7 \text{ Hz}$

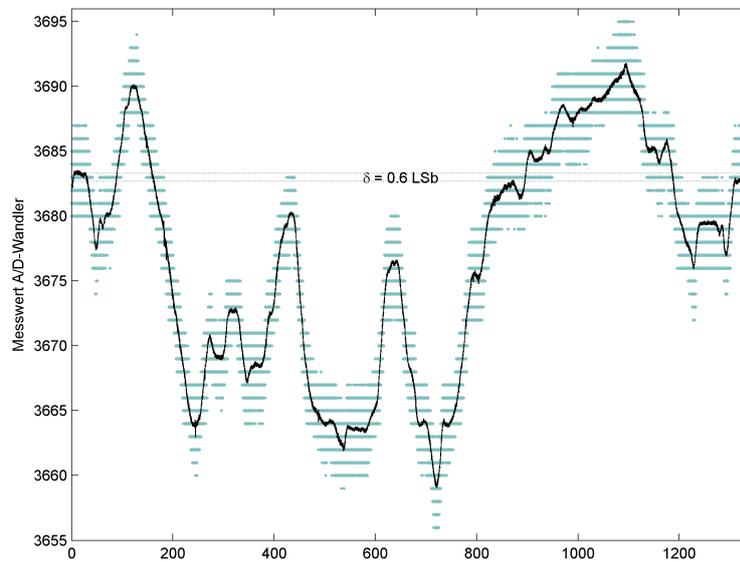


Abbildung C.3 – Luftdrucksensor, $f_{\text{sample}} = 1996,7 \text{ Hz}$

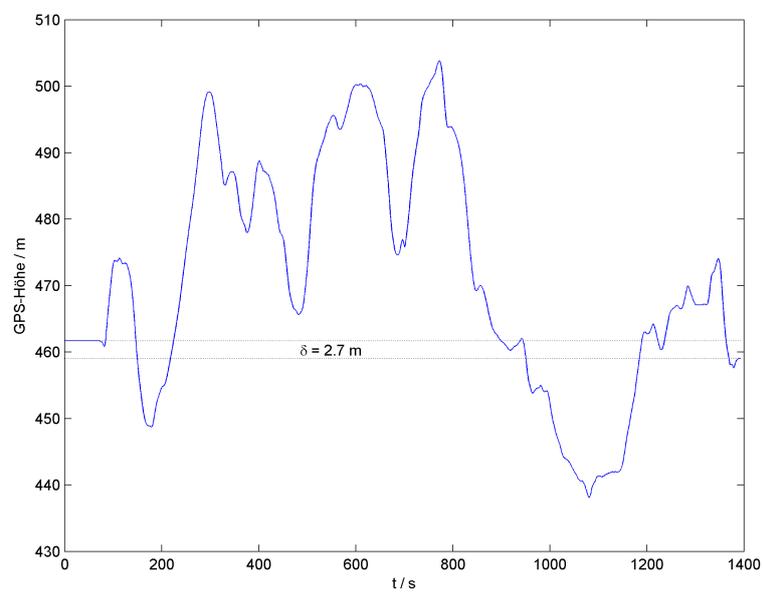


Abbildung C.4 – GPS-Höhe, $f_{\text{sample}} = 1 \text{ Hz}$

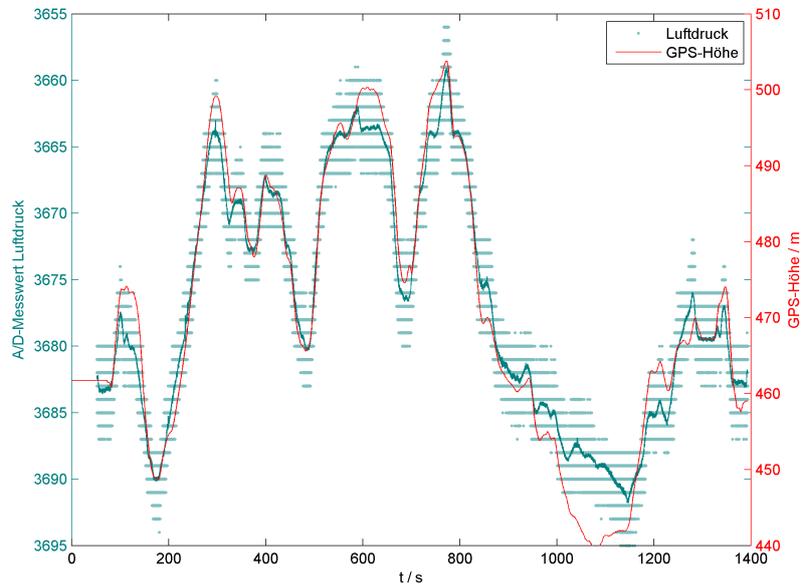


Abbildung C.5 – Luftdrucksensor, $f_{sample} = 1996,7\text{ Hz}$, überlagert mit GPS-Höhe, $f_{sample} = 1\text{ Hz}$

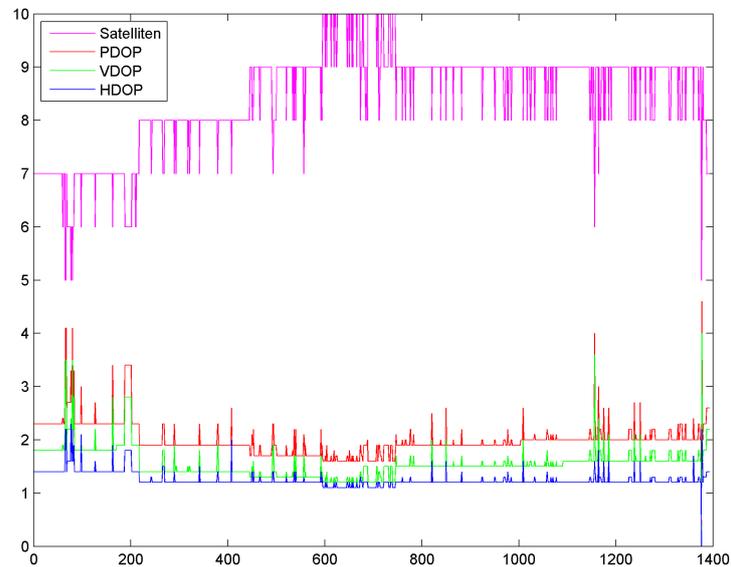


Abbildung C.6 – Zur Positionsberechnung verwendete Satellitensignale sowie 3D-Positions-, 1D-Vertikal und 2D-Horizontal-dilution of precision, $f_{sample} = 1\text{ Hz}$

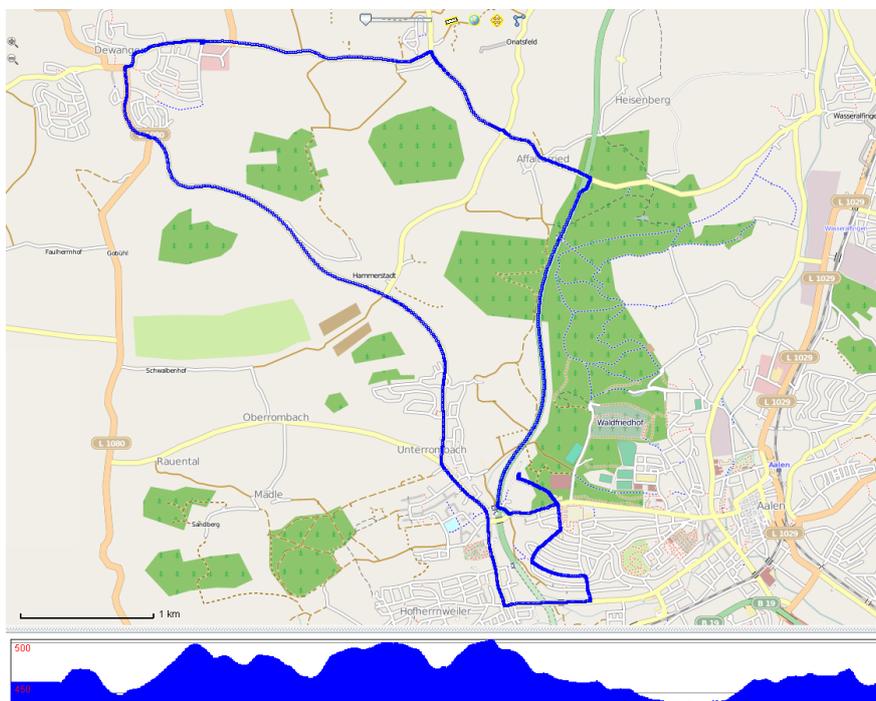


Abbildung C.7 – Gefährere Strecke und Höhenprofil aus GPS-Daten, $f_{sample} = 1 \text{ Hz}$

Anhang **D**

Diagramme der Messung im freien Fall

Dieser Anhang enthält sämtliche Diagramme der Messung im freien Fall. Die Ergebnisse werden in Kapitel 6.5 diskutiert.

Die Messung wurde am 27.11.2009 durchgeführt. Die Motortreiber wurden mit der Stellgröße Null angesteuert, die Abtastrate betrug 1202 Hz.

Es sind ausschließlich Sensorsignale im Zeitbereich dargestellt.

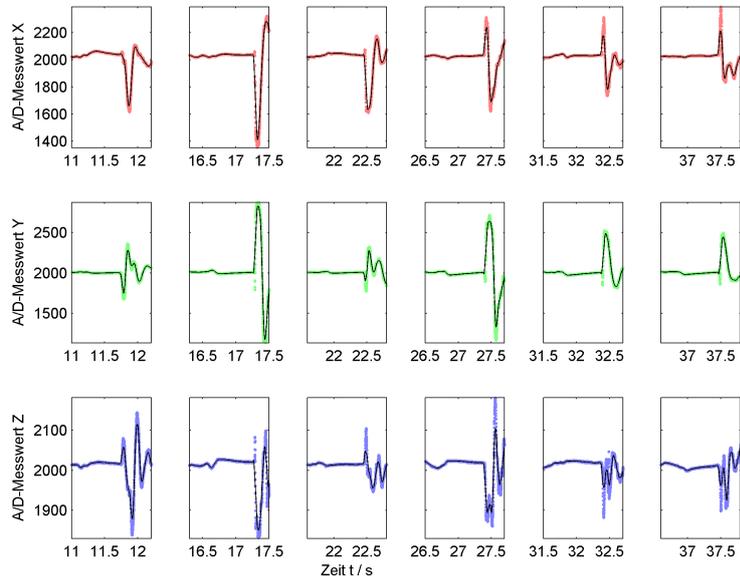


Abbildung D.1 – Gyroskope, $f_{sample} = 1202$ Hz

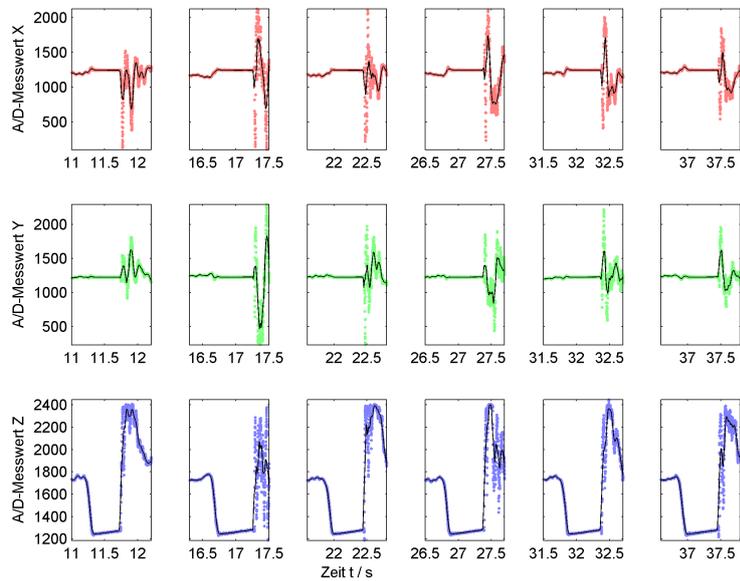


Abbildung D.2 – Beschleunigungssensoren, $f_{sample} = 1202$ Hz

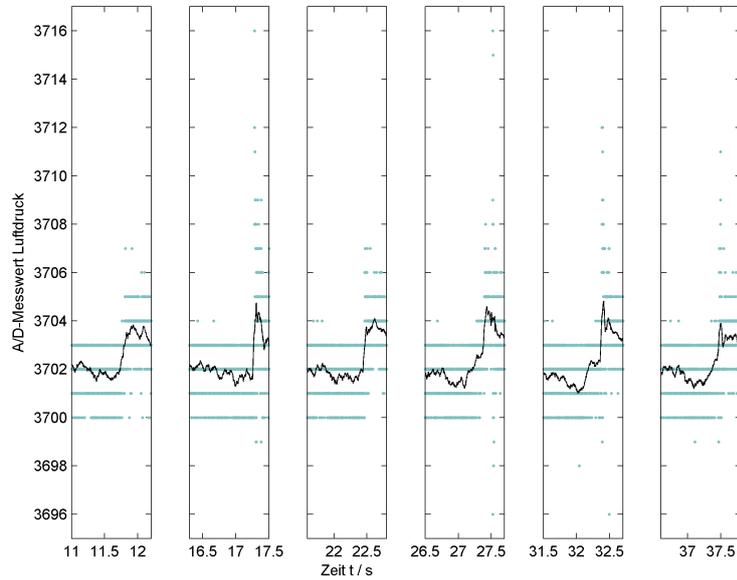


Abbildung D.3 – Luftdrucksensor, $f_{sample} = 1202$ Hz

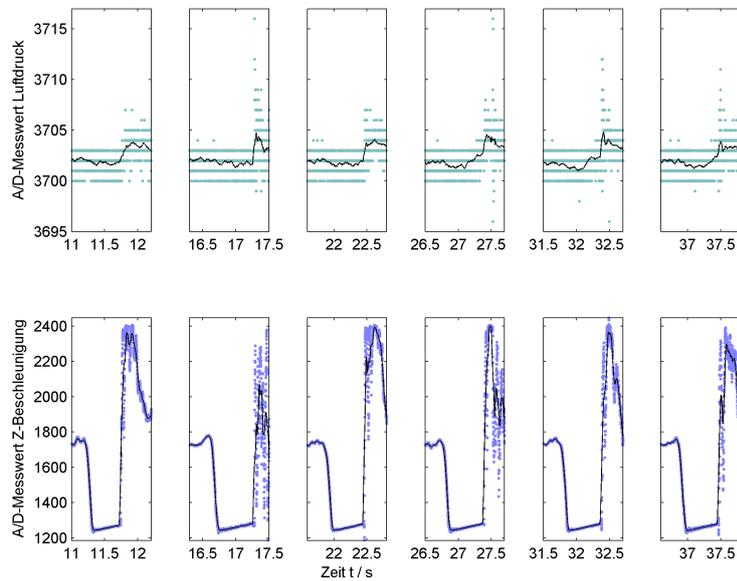


Abbildung D.4 – Luftdrucksensor und Z-Beschleunigungssensor, $f_{sample} = 1202$ Hz

Anhang **E**

Inhalt der beigefügten DVD

- Elektronische Fassung dieser Arbeit
- Mess-Firmware für den Microcontroller
- Sensor-Messdaten in Rohform und als grafische Auswertung
- Perl-*Scripts* zur Umwandlung der Messwerte in CSV-Dateien
- MATLAB-Quellcodes zur Analyse der Sensordaten
- MATLAB-Quellcodes zur Generierung der zusätzlich in der Arbeit verwendeten Grafiken
- MATLAB-Quellcodes des in Kapitel 2.3.1 verwendeten Kalman-Filters
- Verwendete Literatur, soweit digital verfügbar

Index

- 1/f-Rauschen, 35–36, 42, 44
- A/D-Wandler, 51
- A/D-Wandlung, 20–21, 33, 39, 41, 48–50
- Abtastrate, 20–21, 48, 50
- Akku, 73
- Allan variance, 42–46, 56–62, 66–69
 - Allan plot, 44–45
 - Parameter-Extraktion, 45, 59–62, 66–68
 - Rechenzeit, 43, 45–46
- Altimeter, 29
- Analysemethoden, 39–46
- Auswertung, 48–75
- Beschleunigungssensor, 21–23, 71–73
- Blockdiagramm, 17
- Coriolis-Effekt, 24, 30, 67
- Coriolis-Kraft, 22
- Einschaltvorgang, 37, 73–75
- Exponentiell korreliertes Rauschen, 58, 66
- Firmware, 48–50
- Freier Fall, 71–73
- Frequenzbereich, 42, 53–56, 64–66
- Gleitender Mittelwert, 40–41
- GPS, 9–10, 27–28, 69–71, *siehe* Satellitennavigation
 - Genauigkeit, 10–11
- Gravitation, 21–22, 71
- Gyroskop, 23–26, 53–56, 70, 75
- Gyroskope, 75
- Höhenmessung, 26, 29, 70–71
- Harmonische Schwingung, 37–38, 41, 42, 53, 59
 - Schätzung per Kalman-Filter, 13–15
- Kalman-Filter, 12–15, 56
- Kardanische Aufhängung, 6
- Kompass, 28
- Koppelnavigation, 5
- Log-Normalverteilung, 63–64
- Luftdruck, 53
- Luftdrucksensor, 26, 70–71, 73
- MATLAB, 14, 45–46, 50
- MEMS, 22
- Messanordnung, 48–51
- Messung, 48–75
- MEX, 46
- Microcontroller, 20
- Motoransteuerung, 48–51, 62
- Multithreading, 46
- Nichtlinearität
 - Skalenfaktor, 36–37
- Normalverteilung, 31
- Quadcopter, 16–19
 - Akku, 17–19, 50
- Quantisierung, 40
- Quantisierungsrauschen, 33, 45
- Random Walk, 33–35, 44
- Satellitenavigation, 8–11
 - benötigte Anzahl Satelliten, 8–9
 - Dilution of precision, 11
- Schwebungen, 53–56, 64
- Sensorfehler, 30–38

-
- Sensorfusion, 11–12
 - Sensorik, 20–29
 - Skalenfaktor, 36–37, 39, 48
 - Standardabweichung, 31
 - Strapdown-System, 7

 - Temperaturabhängigkeit, 28, 36–37
 - Testfahrt, 69–71
 - Thermometer, 28
 - Trägheitsnavigation, 5–7, 69–70
 - anwachsende Fehler, 6, 11
 - Trend, 36, 39, 41, 44, 53

 - Vibrationen, 50, 51, 62, 68–69

 - Weißes Rauschen, 31, 35, 42, 44

 - Zeitbereich, 39–41, 51–53, 62–64
 - Zentraler Grenzwertsatz, 31