



TECHNISCHE
UNIVERSITÄT
WIEN

DIPLOMARBEIT

Sensorkonzept zur Positionsbestimmung einer Flüssigtreibstoffrakete bis zu einer Höhe von 100 km

zur Erlangung des akademischen Grades

Diplom-Ingenieurin

im Rahmen des Studiums

Physikalische Energie und Messtechnik

eingereicht von

Dipl.Ing. Silvia Grafinger

Matrikelnummer: 01326747

ausgeführt am Institut für Angewandte Physik

Betreuer: Ao.Univ.Prof. Dipl.-Ing. Dr.techn. Martin Gröschl

Wien, Oktober 2021

(Unterschrift Verfasserin)

(Unterschrift Betreuer)

Abstract

In order to be able to determine the location and position of a rocket in space up to a maximum altitude of 100 km in real time, a combination of different sensors is necessary.

In the first flight segment up to approx. 9 km, all selected sensors can be used (GPS, pressure sensors, acceleration sensors). Pressure sensors and acceleration sensors can be used between 9km and 25km. For the last and longest flight segment from 25km to 100km, only acceleration sensors can be used.

In order to obtain the most precise position possible, a Kalman filter can be used to carry out an estimate from the calculated expected position and the measured position, which is more precise than the individual measurements or the calculation alone. Depending on the flight altitude, the algorithm is adapted so that all available measured values are taken into account. An error analysis is absolutely necessary in order to be able to exclude defect sensors from the calculation.

A rotation rate measurement is not sufficiently accurate for determining the position. Due to the subsequent integration over the sampling interval, sudden changes and in relation to the large sampling intervals, lead to significantly incorrect results.

A redundant design of the system is imperative, as individual system errors can disrupt the entire system.

Kurzfassung

Um die Lage und Position einer Rakete im Raum bis zu einer maximalen Flughöhe von 100km in Echtzeit bestimmen zu können, ist eine Kombination aus unterschiedlichen Sensoren notwendig.

Im ersten Flugabschnitt bis ca. 9 km können alle gewählten Sensoren eingesetzt werden (GPS, Drucksensoren, Beschleunigungssensoren). Zwischen 9km und 25km sind Drucksensoren und Beschleunigungssensoren einsetzbar. Für den letzten und längsten Flugabschnitt von 25km bis 100km kann nur auf Beschleunigungssensoren zurückgegriffen werden.

Um dennoch eine möglichst genaue Position zu erhalten, kann mittels Kalman Filter aus einer berechneten erwarteten Position und der gemessenen Position eine Schätzung durchgeführt werden, welche genauer ist als die einzelnen Messungen oder die Berechnung alleine. Je nach Flughöhe wird der Algorithmus so angepasst, dass alle verfügbaren Messwerte berücksichtigt werden. Eine Fehlerbetrachtung ist zwingend notwendig, um schadhafte Sensoren aus der Berechnung ausschließen zu können.

Für die Lagebestimmung ist eine Drehratenmessung nicht ausreichend genau. Durch die nachträgliche Integration über das Abtastintervall kommt es bei ruckartigen Veränderungen und in Relation dazu großen Abtastintervallen zu signifikant falschen Ergebnissen.

Eine redundante Auslegung des Systems ist zwingend notwendig, da durch Einzelfehler des Systems das Gesamte System gestört werden kann.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	6
1.1	Problemstellung	6
1.2	Vorgehensweise	7
2	Anforderungen an das Sensorkonzept	8
2.1	Simulation des Fluges	8
2.2	Messbereich	8
2.3	Messgenauigkeit	9
2.3.1	Höhe	9
2.3.2	Lage	10
3	Grundlagen der Sensoren	11
3.1	Sensorauswahl	11
3.1.1	Positionsbestimmung	11
3.1.2	Lagebestimmung	12
3.2	Funktionsweise Sensoren	13
3.2.1	Global Positioning System - GPS	13
3.2.2	Barometer	14
3.2.3	Beschleunigungsmessung	15
3.2.4	Drehratenmessung	16
3.3	Kommunikation mit den Sensoren	17
3.3.1	Analoge Sensoren	17
3.3.2	Der I ² C Bus	18
3.3.3	Schaltplan	19
3.3.4	Arduino IDE	20
4	Positionsrechnung aus Sensordaten	22
4.1	Theoretische Grundlagen	22
4.1.1	Positionsbestimmung im Raum	22
4.1.2	Winkelberechnung	23
5	Methoden zur Validierung der Sensoren	25
5.1	Vorversuche	25
5.2	Skifahren	26
5.3	Autofahren	27
5.4	Vibrationsplatte	27
5.5	Drehteller	32

5.6	Vergnügungspark	34
5.6.1	Space Shot	34
5.7	Raketenflug	36
5.8	Temperatureinfluss Langzeitstabilität	38
5.9	Verbindungsfehler	41
5.10	Erkenntnisse aus Sensorvalidierungen	41
6	Position- und Lagebestimmung aus den Sensorwerten	44
6.1	Auswahl geeigneter Sensoren	44
6.1.1	Technische Alternativen für nicht geeignete Sensoren	44
6.2	Zuordnung der Sensoren auf den entsprechenden Flugabschnitt	45
6.3	Kalman Filterung	46
6.3.1	Geschichtlicher Hintergrund	46
6.3.2	Funktionsweise	47
6.3.3	Mathematische Grundlagen	47
6.3.4	Anwendungsfall	47
6.4	Fehlerbetrachtung	53
6.4.1	Systematische Fehler	53
6.4.2	Sensorschaden	53
6.4.3	Fehlerkorrektur	54
6.4.4	Redundante Auslegung	55
7	Positionierung und Lagerung der Sensoren	56
7.1	Positionierungsanforderungen einzelner Komponenten	56
7.1.1	Verbindungswege	56
7.1.2	Drucksensoren	57
7.1.3	Beschleunigungssensoren	57
7.2	Gesamtheitliches Positionierungskonzept	58
8	Resümee	59
8.1	Zusammenfassung	59
8.1.1	Positionsbestimmung	59
8.1.2	Lage im Raum	60
8.2	Ausblick	60

Abbildungsverzeichnis

3.1	Piezo-resistiver Drucksensor	14
3.2	Gyroskop Schematisch	16
3.3	Schaltplan Stromkreis 5V	19
3.4	Schaltplan Stromkreis 3.3V	20
4.1	Vergleich Höhenformel	23
5.1	Höhenprofil Skifahren	26
5.2	Höhenprofil Westautobahn	27
5.3	Messaufbau Vibrationsprüfung	28
5.4	Druckmessung Vibrationsprüfung	30
5.5	Versagen bei Vibrationsprüfung	30
5.6	Beschleunigungsprüfung Vibrationsprüfung	31
5.7	Drehratenmessung Vibrationsprüfung	32
5.8	Beschleunigungsmessung Drehteller	33
5.9	Drehratenmessung Drehteller	34
5.10	Beschleunigung im Spaceshot	35
5.11	Drehrate und Winkel im Spaceshot	35
5.12	Sensormontage in Rakete	36
5.13	Druck und Beschleunigungsmessung in Rakete	37
5.14	Drehratenmessung in Rakete	38
5.15	Druck und Temperaturmessung in Ruhe	39
5.16	Beschleunigung und Drehratenmessung in Ruhe	40
6.1	Kalman Filter	48
6.2	Simulierte Beschleunigung	49

1 Einleitung

Das TU Wien Space Team nimmt gemeinsam mit einem Team aus Kanada an der Base11Space Challenge teil. Diese fordert die teilnehmenden Teams heraus mit einer Flüssigtreibstoffrakete in den Weltraum auf eine Höhe von zumindest 100km zu gelangen. [31] In Amerika werden in den nächsten Jahren die Hälfte aller Techniker im Bereich Raumfahrt in Pension gehen. Neue Absolventen brauchen oft Jahre bis sie sich eingearbeitet haben. Die Base11Space Challenge wurde ins Leben gerufen, um die Begeisterung für Technik, Wissenschaft und Mathematik zu fördern. Ebenso gilt es mehr Frauen und Personen aus Minderheiten in diese Branche zu bringen. Das erste Team, welches die 100km Marke erreicht, bekommt ein Preisgeld von 1 Million US \$. Regelmäßige Meilensteine, welche ebenfalls mit Preisen datiert sind, begleiten die Teams zum Erfolg. [7]

1.1 Problemstellung

Die Aufgabe dieser Masterarbeit besteht darin ein Sensorkonzept zu entwickeln, welches die Position der Rakete, sowie deren Lage im Raum in Echtzeit bestimmt. Die Höhe muss mit einer Genauigkeit von max. minus 10km angegeben werden. Die Rakete sollte in einem Radius von 3 Meilen landen. Die Herausforderung liegt darin, kostengünstige, handelsübliche Sensoren hierfür einzusetzen.

Nachdem die Positionsbestimmung mittels GPS nur bis ca. 18km Höhe möglich ist, kann kein GPS Sensor für die gesamte Strecke eingesetzt werden. Dies gilt auch für Geschwindigkeiten über 1900km/h. Letzteres wird sogar noch deutlich früher erreicht, als besagte Höhengrenze. Technisch sind dies keine Grenzen, doch zivile Empfänger schalten sich bei diesen Beschränkungen ab, damit sie nicht zur Steuerung von Raketen eingesetzt werden können. [7]

Die barometrische Höhenmessung, welche in der Luftfahrt üblich ist, misst bis zu einer Höhe von 15km und ist dadurch auch unzureichend. [36] Um bis zur Maximalhöhe von 100km messen zu können, muss deshalb auf Beschleunigungssensoren zurückgegriffen werden. Zusätzlich ist mit einer Rotation der Rakete um die eigene Achse, sowie einem Kippen entlang der anderen Achsen zu rechnen. Diese soll ebenso mit geeigneter Sensorik überwacht werden, um bei Bedarf gegensteuern zu können.

Kostengünstige handelsübliche Beschleunigungssensoren haben das Problem, dass sie unter anderem auf etwaige Vibrationen und Temperaturschwankungen, welche während dem Flug auftreten können, anfälliger sind und dadurch möglicherweise falsche Ergebnisse liefern. Dies gilt es zu verbessern.

1.2 Vorgehensweise

Im ersten Schritt der Arbeit soll durch Literaturrecherche und Vergleich mit Datenblättern von diversen Beschleunigungssensoren und Gyroskopen eine Vorauswahl geeigneter Sensoren getroffen werden. Danach gilt es diese unter bekannten Voraussetzungen auf Genauigkeit und Störungsanfälligkeiten zu testen. Zusätzlich wird zum gewählten Beschleunigungssensor und Gyroskop ein weiterer Sensor zur Positionsbestimmung in tiefen Lagen installiert werden, um im Einsatzbereich dieses Sensors einen Referenzwert für den Beschleunigungssensor zu erhalten. Diese Daten können genutzt werden, um die Genauigkeit des Beschleunigungssensors auch in größeren Höhen verbessern zu können. Als weiterer Aspekt dieser Arbeit sollten die Positionierung und die Lagerung besagter Sensoren innerhalb der Rakete betrachtet und optimiert werden. Als Ergebnis soll diese Arbeit ein Sensorkonzept (Sensorauswahl und Lagerung) liefern, welches die in der Base11Space Challenge geforderte Positionsgenauigkeit erreicht.

2 Anforderungen an das Sensorkonzept

Die Anforderungen setzen sich aus drei Kategorien zusammen.

1. Die Vorgaben der Base 11-Space Challenge
2. Die Umwelteinflüsse und deren Auswirkungen
3. Vom Space-Team definierte Voraussetzungen zur Erfüllung der Base 11 Challenge

Die Anforderungen können in zwei große Gruppen unterteilt werden. Einerseits die Anforderungen an den Messbereich, sowie die Eignung für die erwartete Umgebung. Andererseits die Anforderungen an die Messgenauigkeit, welche natürlich auch von den vorherrschenden Umwelteinflüssen beeinflusst wird.

2.1 Simulation des Fluges

Um die erwarteten Bedingungen besser abschätzen zu können, wurde die geplante Rakete mittels der Opensource Raketenmodellierungssoftware `openrocket` simuliert. Diese Software entstammt einer Masterarbeit und dient zur einfachen, dennoch möglichst präzisen Simulation von Modellbauraketen. Die Validierung im Zuge der genannten Arbeit zeigt, dass der Raketenflug mit einer Genauigkeit von 10-15% simuliert werden kann. [22] Sowohl die in den Anforderungen betrachteten Umwelteinflüsse als auch die erwarteten Beschleunigungswerte sind dieser Simulation zu entnehmen. Des weiteren bezieht sich der Systemeingang, welcher in der Kalman Filterung angenommen wurde, ebenfalls auf diese Simulation.

Demnach muss bei etwaigen Änderungen an der Rakete bzw. beim Einsatz dieses Sensorkonzeptes auf einer anderen Rakete die Simulation wiederholt werden, um verlässliche Eingangswerte für die Berechnungen zu haben.

2.2 Messbereich

Die maximale Flughöhe soll laut Anforderungen der Base11-Space Challenge 100-150km betragen. Damit diese sicher eingehalten werden kann, wurde vom Spaceteam eine Flughöhe von 120km definiert. Damit einhergehende Umgebungsbedingungen sind in Tabelle 2.1 zusammengefasst.

Zu den äußeren Einwirkungen kommen noch Einflüsse der Rakete selber, welche zum Teil auch den äußeren Einwirkungen entgegenwirken können (siehe Tabelle 2.2).

Durch den großen Messbereich ergibt sich ein komplexes Anforderungsprofil. Nur Beschleunigungssensoren können den gesamten Höhenbereich abdecken, doch da auch

Tabelle 2.1: Messbereiche, welche sich durch die auf die Rakete wirkenden Umwelteinflüsse ergeben

Messgröße	Messbereich
Höhe[km]	0 - 120
Temperatur[°C]	-80 - 25 [24]
Luftdruck[Pa]	0,27 - 1013,25*10 ²

Tabelle 2.2: Messbereiche, welche sich durch die Eigenschaften der Rakete selbst ergeben

Einflussgröße	Messgröße	Messbereich
Antrieb	Vibration [Hz]	unbekannt
Elektronik	Temperatur [°C]	unbekannt
Beschleunigung	[g]	ca. -x - 6,5
Geschwindigkeit	[m/s]	ca. 0 - 1400
Flugzeit	[s]	ca. 198
Rotation	angetrieben [Hz]	0
	freier Flug[Hz]	max. 40

Störfaktoren wie Vibrationen eine Beschleunigung sind, können die Daten fehleranfällig sein. Des weiteren muss der gemessene Wert doppelt integriert werden, um die Position zu erhalten, wodurch kleine Fehler an Wertigkeit gewinnen.

Eine zusätzliche Erschwernis ergibt sich aus den zum Teil unbekanntem Randbedingungen, wie zum Beispiel die erwartete Vibration durch den Antrieb. Einige der bekannten Randbedingungen sind durch Simulationen berechnet, welche nicht Teil dieser Arbeit sind. Aufgrund der dabei vorgenommenen Vereinfachungen sind auch diese Werte nur als Richtwerte zu verstehen.

2.3 Messgenauigkeit

2.3.1 Höhe

Die Base11 Challenge gibt an, dass die Höhe mit einer Genauigkeit von +0/-10km angegeben werden muss. Da es unmöglich ist mit einer Genauigkeit von 0km zu messen und der Fehler der Messung als Gaußverteilung angenommen wird, ist ein Messfehler von maximal ± 5 km anzustreben. Um die angegebene Höhengenaugigkeit zu erreichen, wird nachträglich die gemessene Höhe rechnerisch nach unten korrigiert.

2.3.2 Lage

Die geforderte Lagegenauigkeit ergibt sich aus dem Flugkorridor, welcher mit einem drei Meilen Radius ausgelegt ist und nicht verlassen werden soll. Mit einer Flughöhe von gewählten $h = 120\text{km}$ Höhe ergibt sich mit der lateralen Abweichung von $x = 3$ Meilen ein Flugwinkel von maximal $\alpha = 2.1$ (siehe Formel 2.1)

$$\arctan(\alpha) = h/x \quad (2.1)$$

Unter der vereinfachten Annahme, dass bis zum Ende der Verbrennungszeit durch die aktive Steuerung der Winkel Null gehalten werden kann, ergibt sich für den freien Flug ein etwas größerer Winkel von 2.6° . Dieser Winkel kann nur als Richtwert betrachtet werden und darf nie erreicht werden, da 0° bis zum Ende der Verbrennungszeit nicht gehalten werden kann.

Die Abweichung aus der Vertikalen setzt sich aus vier Faktoren zusammen:

- Raketenachse zur Vertikalen beim Start
- Fehler der Winkelbestimmung der Raketenachse zur Vertikalen beim Start
- Messfehler im Flugwinkel
- Ungenauigkeit in der Winkelkorrektur

Aufgrund der groben Führungen der Startrampe ist eine exakte Ausrichtung der Rakete zur Vertikalen beim Start nicht möglich. Durch eine möglichst genaue Bestimmung des Startwinkels kann vom ersten Moment an dagegen gesteuert werden, um möglichst schnell wieder die Vertikale zu erreichen. Dadurch kann der erste Punkt der Raketenachse beim Start vernachlässigt werden unter der Voraussetzung, dass ein Winkel von 15° nicht überschritten wird, da die aktive Stabilisierung nur bis zu diesem Winkel ausgelegt ist [1].

Der Fehler in der Winkelkorrektur wird ebenfalls vernachlässigt, da durch die kontinuierliche Korrektur in kleinen Schritten ein etwaiger Fehler im nächsten Schritt verbessert wird.

Nicht zu vernachlässigen sind die Messfehler an der Startrampe, sowie jene im Flug. Aufgrund der wachsenden lateralen Abweichung bei gleichbleibendem Winkel über die Entfernung, wirkt sich der Winkelfehler welcher bei geringeren Flughöhen entsteht stärker auf die laterale Abweichung zum Ende der Flugzeit aus.

3 Grundlagen der Sensoren

Um den in Kapitel 2 angeführten Anforderungen gerecht zu werden, müssen mehrere Sensoren eingebaut werden. Eine präzise Positionsbestimmung ist nur mit Kombination verschiedener Positionierungssensoren möglich. Die Sensoren müssen so gewählt werden, dass die einzelnen Sensoreigenschaften sich ergänzen. [30]

3.1 Sensorauswahl

Die Sensorauswahl wurde in die zwei zu messenden Eigenschaften (Position und Lage) unterteilt. Bei der Positionsbestimmung wurde der Fokus auf die Höhe gelegt, da durch die strenge Lageregelung die laterale Abweichung klein sein muss. Die Lageüberwachung wurde weiter unterteilt, so dass die Rotation um die eigene Achse und der Winkel der Rakete zur Senkrechten unabhängig voneinander betrachtet wurde.

3.1.1 Positionsbestimmung

Für die direkte Positionsbestimmung im Raum eignet sich GPS. (siehe Kapitel 3.2.1) Eine explizite Auswahl für GPS Empfänger wurde in dieser Arbeit nicht getroffen, da hier für das endgültige Konzept auf die Erfahrung aus anderen Projekten des SpaceTeams zurückgegriffen werden kann.

Der Luftdruck nimmt mit steigender Höhe ab, werden die Wetterphänomene und eine laterale Bewegung vernachlässigt, so gibt es keine zwei unterschiedliche Höhen mit gleichem Luftdruck. [38] Aufgrund der Abnahme des Luftdrucks kann diese Druckmessung auch für die Höhenmessung herangezogen werden. Zur Druckmessung dienen Barometer (siehe Kapitel 3.2.2)

Die Barometer wurden so ausgewählt, dass sie in möglichst großen Höhen noch anwendbar sind. Beide Drucksensoren wurden in intensiver Zusammenarbeit mit der Firma Amsys ausgewählt und wurden von eben dieser zur Verfügung gestellt.

Um in großen Höhen noch verlässlich messen zu können, muss der definierte Messbereich möglichst weit hinunter gehen. Sowohl MS5803-01BA als auch MS805-02BA01 haben die untere Messbereichsgrenze bei 10mbar. Das entspricht einem Luftdruck bei etwa 30km Höhe über dem Meeresspiegel. (siehe Kapitel 4.1.1) Berechnungen vom Space-Team zufolge, welche nicht Teil dieser Arbeit waren, endet der angetriebene Flug bei einer Höhe von etwa 26km.

Unter idealen Bedingungen kann somit die barometrische Höhenmessung den gesamten angetriebenen Flug hinweg genutzt werden. Der Vorteil ist, dass dadurch gerade in dem

Bereich mit hoher Beschleunigung und stärkeren Vibrationen, durch die Verbrennung, die Beschleunigungssensoren unterstützt werden können.

Die Betriebstemperatur liegt bei den gewählten Sensoren bei -40°C bis $+85^{\circ}\text{C}$.

Bei dem gewählten Beschleunigungssensor der Firma ASC handelt es sich um das Produkt ASC IMU 7. Dies ist eine Messeinheit, welche sich aus Beschleunigungssensoren und Drehratensensoren in allen drei Raumrichtungen zusammensetzt. Bei den Beschleunigungssensoren sind kapazitive Sensoren im Einsatz. Die Sensoren wurden aufgrund der Anforderungen gemeinsam mit dem Sensorhersteller ausgewählt. Um die erwartete lineare Beschleunigung von maximal 7g abdecken zu können, wurde ein Messbereich von $\pm 10\text{g}$ definiert. Die Messeinheit umfasst drei Achsen Beschleunigungssensoren, welche unabhängig voneinander funktionieren. Somit sind beim Ausfall einer Messeinheit die anderen beiden nicht betroffen.

3.1.2 Lagebestimmung

Rotation um Eigene Achse

Neben der Positionsbestimmung der Rakete, muss die Lage der Rakete im Raum bestimmt werden. Zur Lage im Raum zählt auch die Drehung um die eigene Achse. Um die Drehung um definierte Achsen messen zu können, werden üblicherweise Gyroskope verwendet. Aufgrund der unbekanntem Winkeländerung der Drehung wurde ein Gyroskop mit mittelgroßem Messbereich, von $\pm 300^{\circ}/\text{s}$, gewählt. Das Ziel war es, die Rotation um die eigene Achse und das kippen um die beiden anderen Achsen, mit einem Sensor messen zu können.

Winkel zur Senkrechten

Es gibt zwei Möglichkeiten den Winkel der Rakete zur Senkrechten zu bestimmen. Einerseits besteht die Möglichkeit der direkten Winkelbestimmung mittels externer Referenz (Sonne, Magnetfeld, ...)

Andererseits kann die Drehrate der Rakete gemessen werden und daraus über die Zeit integriert, der aktuelle Winkel bestimmt werden. Der Vorteil der Winkelberechnung über die Drehraten besteht darin, dass keine externe Referenz notwendig ist und die Lageregelung mittels Inertialsensoren über kurze Zeitabschnitte sehr genau ist. Ein großer Nachteil besteht darin, dass ein regelmäßiger Abgleich mit absoluter Lagemessung notwendig ist, um die Genauigkeit langfristig aufrecht erhalten zu können.[18] Für die Versuche wurde die Winkelbestimmung über die Berechnung aus den Drehraten gewählt, da hier kein Risiko besteht die externe Referenz zu verlieren und somit keine Information über den Flugwinkel zu haben. Ebenso wurde die Annahme getätigt, dass die Flugzeit kurz genug ist, um die Messgenauigkeit ohne den Abgleich mit absoluter Lagemessung aufrecht erhalten zu können.

Die Ausrichtung der Startrampe ist nicht hinreichend genau bekannt, außerdem kann durch die lockere Führung der Winkel der Rakete von jenem der Startrampe in geringem Maß abweichen. Deshalb muss der Startwinkel der Rakete im Vorfeld bestimmt werden.

Bei einer Genauigkeit von 0.02° ergibt der Fehler auf die gesamte Flugstrecke eine laterale Abweichung von 42m. Auf den zu erreichenden Flugkorridor bezogen ergibt das etwa 1%. Die Genauigkeit der Lagebestimmung vor dem Start sollte demnach in dieser Größenordnung sein.

Für eine Winkelbestimmung in Ruhe kann die Schwerkraft genutzt werden, da diese immer senkrecht wirkt und in Anteile entlang der gemessenen Achsen aufgespalten werden kann. Bei einer Abweichung von 0.02° ergibt sich, dem Kräftedreieck entsprechend, $3.4 * 10^{-3} \text{m/s}^2$ für die Querachse der Rakete.

Der gewählte Beschleunigungssensor hat einen „Zero Acceleration Output“ von 30mV, das entspricht, mit einer Sensitivität von 270mV pro g, einer gemessenen Beschleunigung von 0.981m/s^2 . Demnach ist es nicht möglich mit den für den Flug gewählten Sensoren die Startposition in Ruhe hinreichend genau zu bestimmen. Um den Startwinkel zu kennen muss demnach eine andere Möglichkeit genutzt werden.

Es können externe Sensoren wie Wasserwaagen zum Einsatz kommen, aber auch Beschleunigungssensoren mit einer sehr guten Auflösung.

3.2 Funktionsweise Sensoren

3.2.1 Global Positioning System - GPS

Global Positioning System, in weiterer Folge kurz GPS genannt, ist ein satellitengestütztes Radionavigationssystem mit der vollständigen Bezeichnung: Navigation System with Time and Ranging (NAVSTAR-GPS). [29] Für die Lokalisierung im Raum gibt es 3 Koordinaten, welche bestimmt werden müssen (x,y,z). Demnach wären hierfür 3 Satelliten genug. Die Position wird aus der Laufzeit der Information von Satelliten zum Empfänger berechnet. Die Zeit des Empfängers kann aber einen Fehler aufweisen und dadurch kommt es zu einer von der Realität abweichenden Laufzeit und direkt zu einem Fehler in der Position. Wird dieser Fehler in der Berechnungsgleichung mit betrachtet, so sind vier Unbekannte zu berechnen, dadurch muss ein vierter Satellit erreichbar sein. [2] Die Genauigkeit der Positionsbestimmung ist abhängig von dem Volumen der durch die Satelliten aufgespannten Pyramide. [10] Das Funksignal von GPS-Sendern bereitet sich in elektromagnetischen Wellen aus. Demnach verhält es sich in der Ausbreitung wie sichtbares Licht. [12] Um von jedem Punkt der Erde jederzeit 4 Satelliten für die Positionsbestimmung sehen zu können, besteht das GPS-System aus 24 Satelliten, mit einer Bahnhöhe von 20.200km. [29] Definitionsgemäß beschreibt Navigation eine berechnete Route, um ein vordefiniertes Ziel zu erreichen. Im Sprachgebrauch wird dennoch auch Satellitenortung als Satellitennavigation bezeichnet. [10]

Die Genauigkeit der GPS Messung hängt davon ab, wie viele Satelliten aus der aktuellen Position erreicht werden können. Unter idealen Bedingungen kann die horizontale Positionsbestimmung mittels GPS mit einer Genauigkeit von 3-5 Metern angegeben werden. Die vertikale Position (Höhe) ist auch unter besten Voraussetzungen deutlich ungenauer und kann nur auf 5-20 Meter genau bestimmt werden. Einen negativen Einfluss auf die Genauigkeit haben Objekte, welche die Sicht zu einzelnen Satelliten abschirmen

können, hierzu zählen unter anderem Häuser, Bäume oder Berge. [4]

Da Raketenstarts üblicherweise auf freiem Feld stattfinden, halten sich oben genannte Abschirmungen in Grenzen und es kann eine relativ gute Genauigkeit angenommen werden.

Aufgrund der im TU-Wien Space Team vorhandenen Erfahrung mit GPS Modulen wird im Zuge dieser Arbeit keine Messung mittels GPS untersucht. Die Erfahrung besagt auch, dass durch den Raketenstart das GPS Signal kurzfristig ausfallen kann, demnach wird die Lage und Positionsbestimmung im Zuge der Arbeit so ausgelegt, dass keine GPS Messung notwendig ist.

Ist eine GPS Messung erreichbar, ist es dennoch geplant auf diese zurückzugreifen, um die Genauigkeit der Messung zu erhöhen.

3.2.2 Barometer

Barometer sind Drucksensoren und zählen demnach der Konstruktion nach zu den Manometern. Die getesteten Barometer funktionieren nach dem piezoresistiven Prinzip (siehe Abb.3.1)

Piezoresistive Drucksensoren haben als Kernmesselement einen Baustein, welcher bei einer zu messenden Druckänderung den Widerstand ändert. Dies kann im einfachsten Fall durch einen sich verbiegenden Metalldraht geschehen. Typische piezoresistive Materialien, welche ihren Widerstand bei Verformung signifikant ändern sind Halbleiter wie Silizium. [14] Üblicherweise wird der Druck über eine Membran auf ein nicht komprimierbares Silikonöl aufgetragen. Das Messelement besteht aus einer Wheatstone-Brücke auf Siliziumbasis. Durch den von außen wirkenden Druck, welcher durch das Silikonöl gleichmäßig verteilt wirkt, dehnt sich die Schaltung leicht aus und der Widerstand verändert sich. [15]

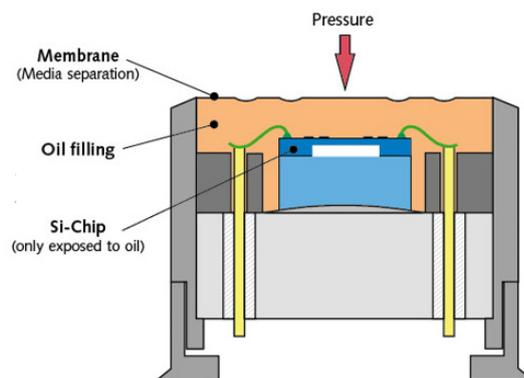


Abbildung 3.1: Eine schematische Darstellung eines piezoresistiven Drucksensors [15]

Es gibt drei grundsätzliche Bauweisen von piezoresistiven Drucksensoren. Der Unterschied liegt in der Druckbeaufschlagung auf der dem zu messenden Druck entgege-

setzten Seite. Dadurch kann eine Druckänderung zu einem definierten Referenzdruck, der Druckunterschied zwischen zwei beliebigen Drücken oder der absolute Druck gemessen werden. In dieser Arbeit wurden nur Absolutdrucksensoren verwendet, hierfür ist hinter der Membran ein Vakuum.

Neben den etablierten Herstellerfahren hat der piezoresistive Drucksensor zusätzlich den Vorteil, dass keine beweglichen Teile verbaut sind und dadurch eine gewisse Robustheit gegen Erschütterungen und Beschleunigungen vorhanden ist. Außerdem verformt sich das Silizium im Betrieb rein elastisch, dadurch kommt es zu keinen Materialermüdungen wodurch es zu Stabilitätsproblemen kommen könnte.

Berechnung Druck aus Sensorausgabe

Im Speicher der Drucksensoren wurden bei der Produktion sechs Kalibrierungskoeffizienten abgelegt. Um aus dem Sensorausgang die gemessenen Druck und Temperaturwerte erhalten zu können, müssen die so genannten „Digital pressure value“ und „Digital temperature“ value nach vorgegebenen Rechenoperationen umgerechnet werden. Diese Berechnung läuft seriell zu den Sensorabfragen über den gleichen Mikrocontroller ab. Die Temperatur wird gemessen, da in der Druckberechnung eine Temperaturkompensation vorgesehen ist. Je nach Temperaturbereich und gewünschter Genauigkeit ist eine Kompensation erster bzw. zweiter Ordnung notwendig (siehe Kapitel 6.4). Damit der Rechenaufwand in Echtzeit möglichst klein gehalten werden kann, wurden all jene Rechenoperationen, welche nicht direkt von den gemessenen Werten abhängen, im Vorfeld erledigt und als Konstante in die Rechnung einbezogen. Außerdem ist das Ziel durch die Versuche einen der beiden Drucksensoren zu wählen und damit den aktuellen Rechenaufwand für das endgültige Konzept zu minimieren.

3.2.3 Beschleunigungsmessung

Unter Beschleunigung versteht man jegliche Änderung des Geschwindigkeitsvektors, welcher wiederum die Änderung des Ortes zeigt. Demnach lässt sich aus gemessenen Beschleunigungswerten durch die zweite Ableitung, unter der Voraussetzung, dass die Anfangsposition bekannt war, die Position berechnen. Aufgrund der Umgebungsbedingung funktionieren andere Sensorenarten in den höheren Bereichen nicht mehr. Da man demnach in einem langen Flugabschnitt für die Positionsbestimmung allein auf die Beschleunigungssensoren vertrauen muss, ist eine genaue Betrachtung der Beschleunigungssensoren sehr wichtig.

Beschleunigungssensoren nutzen das erste Newtonsche Axiom, wonach alle Körper ohne äußere Kraft ihren Bewegungszustand beibehalten. Allgemein ist eine Messmasse von den restlichen beschleunigten Komponenten entkoppelt, dadurch kommt es zu einer relativen Änderung zwischen der Probemasse und dem Rest vom Sensor. Diese relative Änderung kann gemessen werden und ist proportional zu der Beschleunigung, die der Sensor erfahren hat.

Es gibt viele verschiedene Arten im Aufbau von Beschleunigungssensoren. Je nach Art der zu detektierenden Beschleunigung haben unterschiedliche Funktionsweisen einen

Vorteil. Im Zuge der Arbeit werden nur jene beschreiben, welche auch getestet wurden. Um die Position aus den gemessenen Beschleunigungswerten möglichst fehlerfrei berechnen zu können, muss ein Gleichstrom Sensor gewählt werden, da es beim Wechselstrom aufgrund der RC-Zeitkonstante zu fehlerhafter Integration kommen kann. [25]

Kapazitive Beschleunigungssensoren

Der kapazitive Beschleunigungssensor funktioniert wie ein Kondensator mit veränderlichem Plattenabstand. Vom Prinzip her ist eine der Platten fest mit dem beschleunigten Objekt verbunden, während die andere aufgrund ihrer Aufhängung möglichst entkoppelt ist. Dadurch verändert sich, wie durch das Trägheitsgesetz beschrieben, der Plattenabstand relativ zueinander. In Folge dessen ändert sich die gemessene Kapazität zwischen den Platten proportional zu der Abstandsänderung. Um eine genauere Messung zu bekommen, kommt in der Realität nicht nur je eine Platte in Einsatz. Es bewegen sich mehrere parallel liegende Platten zusammen, relativ zu ebenso mehreren parallel liegenden fixen Platten.

3.2.4 Drehratenmessung

Eigenrotation der Rakete um die Längsachse

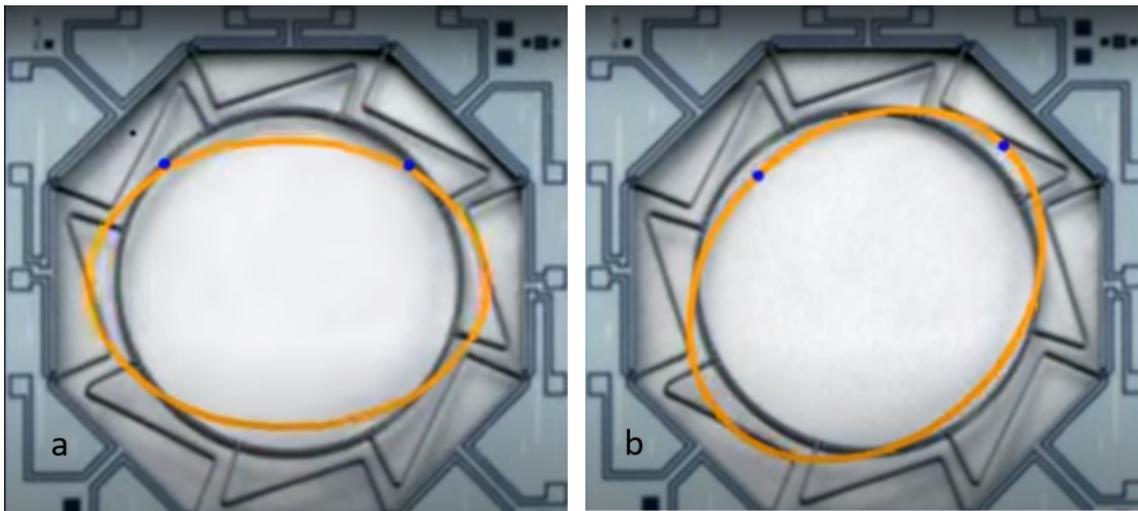


Abbildung 3.2: Eine schematische Darstellung eines Vibrations-Ring-Gyroskops in [a] Ruhelage [b] bei Rotation [28]

Die in der getesteten Messeinheit enthaltenen Gyroskope beruhen auf dem Vibrations-Ring-Prinzip. Eine Ringmasse wird beim Betrieb des Gyroskopes zum Schwingen gebracht. Im stationären Fall (siehe Abb. 3.2 a) bewegen sich alle Punkte während der Vibration radial vom Mittelpunkt weg, mit Ausnahme der 4 Knotenpunkten (blau gekennzeichnet), welche ortsfest bleiben. [28] Durch Lageregelung lassen sich die Schwin-

gungsknoten zum Sensor konstant halten und die hierfür benötigte Kraft ist proportional zu der gemessenen Drehrate [27].

Im Falle einer Rotation wirkt eine Coriolis-Kraft auf den Ring. Die Coriolis-Kraft ist eine Scheinkraft, welche auf Körper wirkt, die sich in einem bewegten Bezugssystem bewegen. Durch die Corioliskraft wird der Ring quer zur Rotationsrichtung in seiner Bewegung abgelenkt. [3] Dies führt dazu, dass die Vibration nicht mehr radial vom Mittelpunkt in alle Richtungen führt, sondern der Ring gestaucht wird und die Knotenpunkte ebenfalls eine Ablenkung erfahren. [28] (siehe Abb. 3.2 b)

Lage im Raum

Betrachtet man die Rotation der anderen beiden Achsen (quer zur Raketenspitze), so ergibt sich daraus die Lage im Raum. Die Schwierigkeit darin besteht, dass in diesen Achsen nicht die Rotationsgeschwindigkeit von Bedeutung ist, sondern der insgesamt gedrehte Winkel. Dadurch kann dies durch die beschriebenen Drehratensensoren zwar nicht direkt gemessen werden, doch integriert man die Drehratenmessung über die Zeit, so erhält man den insgesamt zurückgelegten Winkel.

3.3 Kommunikation mit den Sensoren

Die ausgewählten Sensoren haben unterschiedliche Schnittstellen. Diese gilt es gemeinsam anzusprechen. Um die Mehrheit der Sensoren ansprechen zu können, wurde ein Mikrocontroller gewählt. Der Mikrocontroller musste so ausgewählt werden, dass genügend analoge Schnittstellen für die zu testende IMU7 bereitgestellt werden können und zusätzlich eine I²C Schnittstelle für alle anderen Sensoren zur Verfügung steht. Die Entscheidung fiel auf einen Mega 2560 PRO (Embed) von RobotDyn, da dieser genug analoge Schnittstellen für die zu testende IMU7 bereitstellt und im Gegensatz zu einem Arduino Mega 2560 nur halb so viel wiegt. Nach einer Beschädigung dieses Mikrocontrollers wurde ein Arduino Micro verwendet, da dieser auch alle Voraussetzungen erfüllt.

Durch die Wahl dieser Mikrocontroller musste leider ein Sensor aus den weiteren Untersuchungen ausgeschlossen werden. Der beschleunigungskompensierte Neigungssensor von Leotec (AKS-180-F-CA01-VK2-PW), weißt leider nur CANopen Schnittstellen auf. Um diese über den gewählten Mikrocontroller anzusprechen ist zusätzliche Hardware notwendig. Dadurch steigt das Gewicht zusätzlich an. Alles in allem, wurden die Nachteile dieses Sensors sowohl in der Entwicklung, als auch im Einsatz größer eingeschätzt als seine Vorteile.

3.3.1 Analoge Sensoren

Die gewählte Messeinheit IMU7.X.Y überträgt die Messdaten in analoger Form. Damit die gemessenen Werte mit dem Mikrocontroller weiterverarbeitet werden können, müssen sie in digitale Werte umgerechnet werden. Der gewählte Mikrocontroller hat einen eingebauten Analog-Digital-Konverter (ADC), die maximale Auflösung von diesem beträgt

10-bit. Die Messwerte werden in Spannungen von 0-5 V abgebildet, mit der Auflösung von 10-bit ergibt das eine kleinstmögliche Messeinheit 4.9mV. [5] Die Sensitivität der eingebauten Beschleunigungssensoren entspricht 270mV/g. Damit kann die Beschleunigungsmessung über den internen ADC abgewickelt werden. Um die Beschleunigung in alle drei Achsen messen zu können, sind sechs analoge Eingänge notwendig, da die Messergebnisse der Beschleunigung differentiell ausgegeben werden. Bei einer differentiellen Messung werden die Daten über zwei Kabel übertragen, die gemessene Größe ergibt sich aus der Differenz der beiden Werte. Der Vorteil besteht darin, dass beide Kabel näherungsweise die gleichen äußeren Störungen erfahren und diese durch die Bildung der Differenz herausgerechnet werden.

Die Sensitivität der Gyroskope beträgt 3.3mV/°/s, dadurch können die Messdaten nicht mit dem internen 10-bit ADC verarbeitet werden, da sonst eine große Ungenauigkeit entstehen würde. Ein zusätzlicher externer ADC mit 16-bit Auflösung wurde installiert, um der Genauigkeit der Gyroskope gerecht zu werden. Durch die 16-bit Auflösung können analoge Messwerte mit 0.08mV Auflösung gemessen werden.

Bei dem externen ADC handelt es sich um „ADS1115“, dieser kommuniziert über einen I²C-Bus mit dem Mikrocontroller (siehe Kapitel 3.3.2).

3.3.2 Der I²C Bus

Der I²C Bus wurde etwa 1982 entwickelt und ist bis heute aufgrund seiner einfachen und kostengünstigen Art sehr beliebt. Für die Kommunikation an sich sind nur zwei Kabel notwendig, hierzu kommen noch der Ground und die Stromversorgung [11]. Die beiden für die Kommunikation notwendigen Leitungen werden SDA (Datenleitung) und SCL (Taktleitung) bezeichnet. Über diese Leitungen kann der Master mit bis zu 128 Slaves kommunizieren, welche durch eine eindeutige 7-bit Adresse identifiziert werden. Die Kommunikation wird vollständig vom Master geleitet und alle Slaves führen die übermittelten Befehle aus. [23]. Nach jeder empfangenen Befehlsfrequenz antwortet der Slave mit einer 0 für verstanden (acknowledge ACK), falls ein Problem mit der Kommunikation auftritt, dann antwortet der Slave mit 1 für nicht verstanden (not acknowledge NACK). Dies ist der Fall, da die Leitung durchwegs auf 1 steht und aktiv von einem der Beteiligten auf 0 gezogen wird. Falls der Slave nicht reagiert, die Leitung also weiter auf 1 bleibt, sendet der Master eine Stop Nachricht [21] [23].

In dieser Arbeit ist der Master des I²C Buses ein Mikrocontroller. Drei Sensoren sind so genannte Slaves und kommunizieren über diesen Bus mit dem Mikrocontroller. Für die Tests wurden zwei Drucksensoren ausgewählt, welche beide über den i²C Bus angesprochen werden. Das Ziel der Arbeit inkludiert, aufgrund der Testergebnisse, einen der beiden Sensoren für das Sensorkonzept der Rakete auszuwählen. Des weiteren kommuniziert der externe ADC ebenso über diesen Bus. Nachdem aus der Messung der Gyroskope, durch Integration über die Zeit (siehe Kapitel 3.2.4), der aktuelle Winkel berechnet werden soll, muss sichergestellt werden, dass das Auslesen über den I²C-Bus in genügend kleinen Abständen erfolgt.

3.3.3 Schaltplan

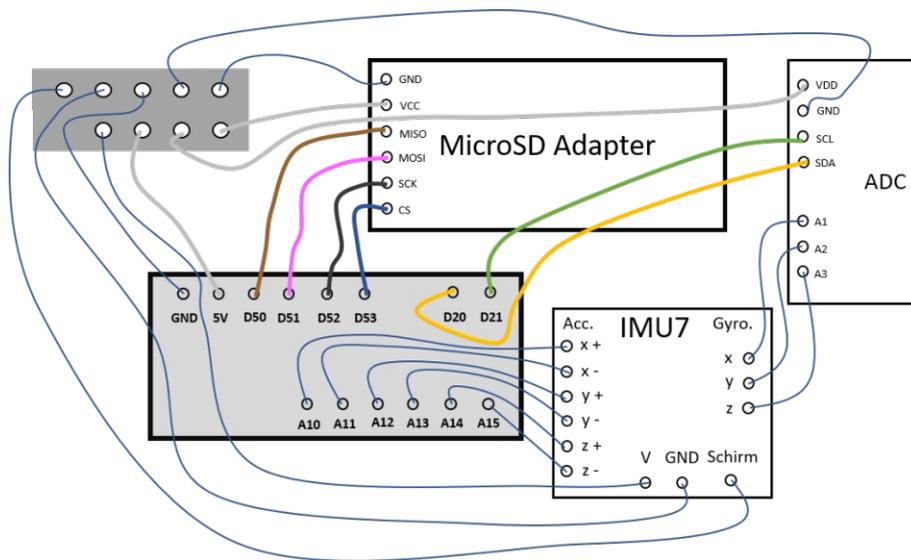


Abbildung 3.3: Schaltplan für die Stromversorgung der 5V Verbraucher und der Kommunikation mit eben diesen Sensoren

Das Gesamtsystem setzt sich aus zwei Versorgungsstromkreisen und den Verbindungen zur Kommunikation über den I²C-Bus, sowie den Leitungen für die direkte analoge Abfrage der Sensoren zusammen. Die notwendigen Versorgungsspannungen werden vom Mikrocontroller bereitgestellt, sobald dieser selbst durch eine externe Energiequelle versorgt wird. Im betrachteten Testaufbau wurde die externe Versorgung durch eine Powerbank am USB-Eingang des Mikrocontrollers bereitgestellt. Der USB-Port liefert 5V an den Mikrocontroller, so hat dieser die Möglichkeit 5V weiterzugeben. [9] Durch einen Internen Spannungsteiler hat der Mikrocontroller einen Ausgang welchen er mit 3.3V versorgt. Die gesamte IMU (Drehratensensoren und Beschleunigungssensoren) wird über 5V versorgt, ebenso das SD-Karten Modul und der externe Analog-Digital-Konverter zum Umwandeln der gemessenen Drehraten. Die Ausgänge der Drehratensensoren sind an den ADC angeschlossen, welcher wiederum neben der 5V Versorgung zusätzlich über SCL und SDA mit dem Mikrocontroller verbunden ist. Die Ausgänge der Beschleunigungssensoren sind direkt an die Eingänge des Mikrocontrollers angeschlossen (siehe Abb. 3.4).

Die Drucksensoren haben einen eigenen Stromkreis, da diese nur mit 3.3V anstatt mit 5V betrieben werden. Die mit dem ADC gemeinsam genutzte SDA und SCL Leitung wird mittels Pull-Up Widerstände auf die Versorgungsspannung der Drucksensoren (also 3.3V) gesetzt.

Die gemeinsame Nutzung der SDA und SCL Leitung von Sensoren mit unterschiedlichen Versorgungsspannungen ist aufgrund der Funktionsweise des I²C Busses möglich. Der High-Zustand wird nur passiv über Pull-up Widerstände erreicht und liegt dadurch im getesteten Aufbau bei 3.3V. [21] Demnach kommt es dadurch für jene Sensoren

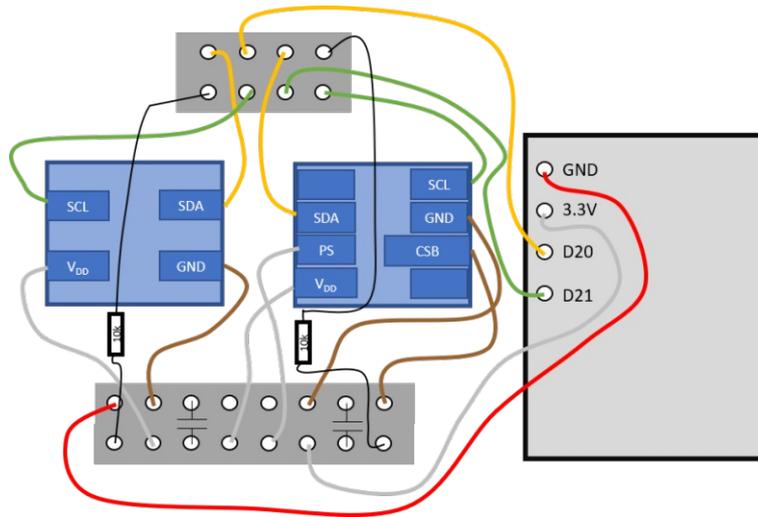


Abbildung 3.4: Schaltplan für die Stromversorgung der 3.3V Verbraucher und der Kommunikation mit eben diesen Sensoren

mit geringerer Versorgungsspannung, in diesem Fall die Drucksensoren, nicht zu einer Überspannung. Eine Identifikation der 3.3V für den mit 5V betriebenen Mikrocontroller als HIGH ist ebenso gegeben, da der eingebaute Prozessor im Mikrocontroller eine Spannung, welche an Inputpins anliegt, und über 3V ist als HIGH interpretiert. [6]

3.3.4 Arduino IDE

Der Master des I²C Bus ist der Mikrocontroller, ebenso verläuft die Abfrage der analogen Sensoren durch den Mikrocontroller. Die Programmierung der Abfragen läuft über die Arduino IDE. IDE steht hier für Integrierte Entwicklungsumgebung und dient zur Unterstützung beim Programmieren, um unter anderem wiederkehrende Funktionen zu vereinfachen. [37]

Zu Beginn werden alle notwendigen Variablen definiert. In dem nur einmal durchlaufenen Programmabschnitt *setup* werden anschließend alle Sensoren initialisiert und die Kommunikation mit der SD-Karte gestartet.

Im darauffolgenden Programmabschnitt *loop* werden alle Sensoren nacheinander angesprochen. Da sich durch die serielle Abfrage der Sensoren der Zeitpunkt der Abfrage unterscheidet, wird bei den beschriebenen Versuchen der integrierte Timestep, welcher mit Starten des Mikrocontroller die verstrichenen Millisekunden mitzählt, zu den Sensorwerten gespeichert.

Zusätzlich zur Abfrage der Sensoren läuft auch die Aufbereitung der Daten über den Mikrocontroller. Bei den Drucksensoren wird über mehrere Schritte hinweg mit sensorspezifischen Koeffizienten von einem theoretischen Druckwert auf den tatsächlichen Druck umgerechnet. Um Rechenkapazität sparen zu können, wurden die im Sensor gespeicherten Koeffizienten so weit wie möglich schon umgerechnet, um nur jene Rechen-

schritte machen zu müssen, welche direkt mit den Messwerten zu tun haben.

Die gemessenen Werte der Drehratensensoren werden durch den ADC über den I²C-Bus in [mV] bereitgestellt. Da der Offset bei diesen Messungen unterschiedlich ist, wurde entschieden für die Versuche hier direkt die mV Werte zu dokumentieren und erst im Nachgang aufzuarbeiten.

Bei den Beschleunigungssensoren werden über zwei analoge Eingänge Spannungen im mV Bereich übertragen, die tatsächlichen Messwerte ergeben sich aus der Differenz der beiden umgerechnet in die Beschleunigung. Diese Umrechnung wird direkt am Arduino durchgeführt, hierbei wurden nur die Beschleunigungen gespeichert.

Nachdem alle Sensoren ausgelesen waren, wurden alle gemessenen Variablen in einen String geschrieben, um anschließend in der nächsten Zeile des Textdokumentes auf der SD-Karte dokumentiert zu werden. Nach Abschluss dieses Vorganges fängt der *loop* Programmabschnitt wieder von vorne an und die Variablen für die Messwerte werden überschrieben. Das heißt, falls es zu einer Störung bei der SD-Karte kommt, so sind keine Messwerte vorhanden, da im Arduino immer nur die allerletzten Werte erreichbar sind.

4 Positionsberechnung aus Sensordaten

Da es sich bei sämtlichen getesteten Sensoren um Initialsensoren handelt, kann mit ihnen nur die Bewegung des Systems und nicht dessen Position direkt gemessen werden. Dadurch muss die Position bzw. die Lage der Rakete aus den Sensordaten berechnet werden.

4.1 Theoretische Grundlagen

4.1.1 Positionsbestimmung im Raum

Der Hauptfokus der Positionsbestimmung liegt auf der vertikalen Höhe, da diese essenziell zum Erreichen der Aufgabenstellung ist. Zur Höhenmessung werden je nach aktueller Höhe unterschiedliche Sensoren betrachtet und verschieden gewichtet. (siehe Kapitel 6.2) Wie in Kapitel 3.2.1 beschrieben, wird die Positionsbestimmung mittels GPS in dieser Arbeit nicht betrachtet.

In tiefen Lagen wird aus dem Luftdruck auf die Höhe geschlossen. Es gibt zwei unterschiedliche empirische Formeln zur Bestimmung der Höhe aus dem aktuellen Luftdruck. [32]

$$p(h) = p_0 * e^{-\frac{g*h}{R_S*T}} \quad (4.1)$$

$$p(h) = p_0 * \left(1 + \frac{\Gamma}{T_0} * h\right)^{-\frac{g}{R_S*\Gamma}} \quad (4.2)$$

Die Herleitung der klassischen Höhenformel (siehe Formel 4.1) erfolgt durch die Betrachtung der auf eine infinitesimal dünnen Luftschicht wirkenden Kräfte. Bei der erweiterten (auch genannt adiabatische) Höhenformel (siehe Formel 4.2) geht man von einer Standardatmosphäre aus. Bei dieser wird die Atmosphäre bis ca. 85km Höhe in Schichten eingeteilt, in denen ein linearer Temperaturverlauf angenommen wird. In den Schichten mit konstanter Temperatur (zum Beispiel von 11-20km) muss entweder ein hinreichend kleiner Temperaturgradient angenommen werden, oder die klassische Höhenformel verwendet werden. Vergleicht man den berechneten Druck der beiden Methoden über die Höhe, so zeigt sich, dass die Werte sich erst ab einer Höhe von ca. 4km voneinander abweichen (siehe Abb. 4.1).

Über die gesamte Flughöhe werden Beschleunigungssensoren eingesetzt. Um aus den Messdaten der Beschleunigungssensoren die aktuelle Position berechnen zu können muss

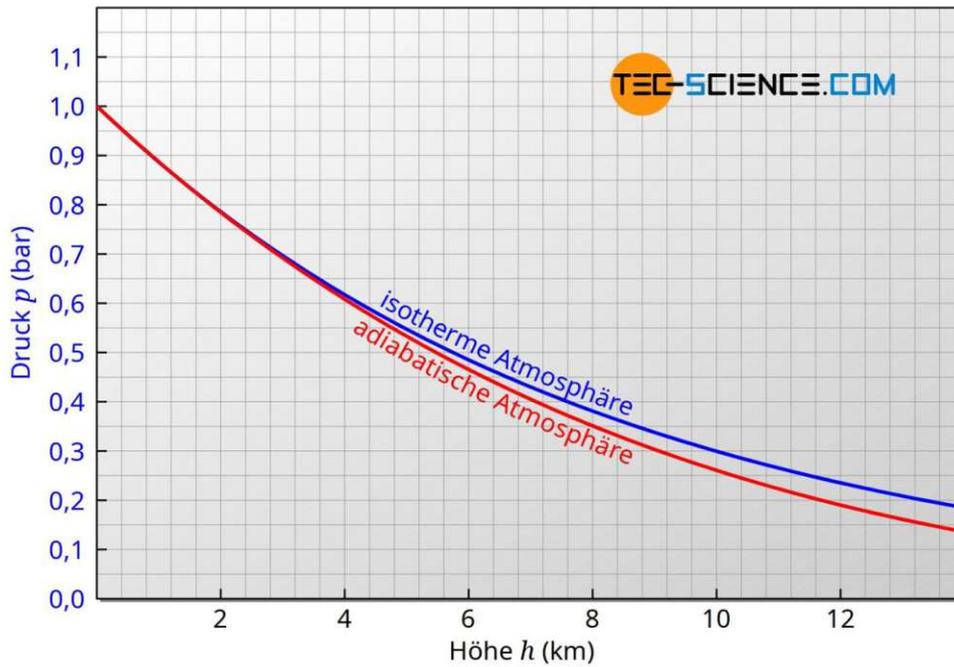


Abbildung 4.1: Vergleich der klassischen barometrischen Höhenformel (isotherme Atmosphäre) mit der erweiterten Höhenformel (adiabate Atmosphäre) [32]

die Startposition bekannt sein. Des weiteren wird die Vereinfachung getroffen, dass es sich beim gesamten Flug um eine gleichmäßig beschleunigte Bewegung handelt. Diese Annahme kann getroffen werden, da die Beschleunigung durchgehend gemessen wird und sich die Beschleunigung nicht schlagartig ändert. Eine Ausnahme stellt hiervon das Ende der Schubphase dar. Hier wird bis zur Messung der geringeren Beschleunigung (spätestens nach 100ms) mit einer deutlich erhöhten Beschleunigung gerechnet.

$$v = a * t \tag{4.3}$$

Mit einer Annahme in diesem Flugabschnitt die maximal erwartete Beschleunigung von 7m/s zu haben, kann der Fehler grob abgeschätzt werden und ergibt sich nach Formel 4.3 mit dem Abtastintervall von 100ms bis zur nächsten Messung zu einer um 0,7m/s vergrößerten Geschwindigkeit. Über den gesamten restlichen Flugabschnitt (ca.140s) ergibt das eine Abweichung in der Gesamthöhe von ca. 98m. Nachdem der Fehler trotz konservativer Rechnung bei < 0.1% der gesamten Flughöhe liegt, wird er vernachlässigt.

4.1.2 Winkelberechnung

Um im lateralen Flugkorridor mit einem Radius von 4,828km zu bleiben, ist eine ständige Überwachung und Anpassung des Flugwinkels erforderlich. Um von den gemessenen Drehraten auf den aktuellen Winkel in Relation zur Senkrechten schließen zu können, muss der Startwinkel genügend genau bekannt sein, da dieser in weiterer Folge nicht

mehr betrachtet werden kann und die Winkeländerung in Relation zu diesem über den gesamten Flug hinweg gerechnet wird. Des weiteren wird, wie schon bei der Ortsbestimmung durch die Beschleunigung die Annahme getroffen, dass sich die Drehrate zwischen zwei Messungen nicht ändert.

Die Drehrate wird in $[\text{°}/\text{s}]$ gemessen, anschließend wird der Winkel daraus über die Zeiteinheit berechnet wie lange diese Drehrate gemessen wurde. Aufgrund der für diese Auswertung notwendigen Annahme von Konstanten Drehraten zwischen den Abtastungen kann die Drehrateninformation sich schnellstens bei jeder Messung (alle ca. 100ms ändern). Durch die Messung im Zuge der Validierung der Sensoren am Space Shot (siehe Kapitel 5.6.1) hat sich gezeigt, dass die Annahme der Konstanten Drehraten zwischen den Messungen falsch ist. Erfolgt die Änderung der Drehrate in einer deutlich geringeren Zeit als das Auslesen der Sensoren, so kann der berechnete Wert den realen Winkel nicht abbilden. Es gibt zwei mögliche Gegenmaßnahmen hierfür. Einerseits besteht die Möglichkeit die Abtastrate deutlich zu erhöhen, damit die Annahme der konstanten Drehraten zwischen zwei Messungen der Realität entspricht. Im Realfall ist dies mit der gewählten Hardware, aufgrund der eingeschränkten Rechenleistung, kaum möglich. Bei den gewählten Sensoren kommt hinzu, dass durch die Sensitivität bei linearer Beschleunigung mit max. $0.2\text{°}/\text{g}/\text{s}$ bei einer Beschleunigung von 7g ein zusätzlicher Fehler von $1.4\text{°}/\text{s}$ entstehen kann. Dieses könnte aber durch gezielte Tests minimiert werden. Ebenso verhält es sich mit der Offset Änderung in Relation zur Temperatur. Hier kann eine Abweichung von $\pm 3\text{°}/\text{s}$ auftreten.

Demnach bleibt nur die Möglichkeit der Verwendung von anderen Sensoren, welche nicht die Drehung, sondern direkt den Winkel zur Senkrechten messen. (siehe Kapitel 8.2)

5 Methoden zur Validierung der Sensoren

Die im Zuge der Literaturrecherche gewählten Sensoren wurden Bewegungen ausgesetzt, um die Sensoren und die Ausleseelektronik auf Fehler, Empfindlichkeit und Genauigkeit zu überprüfen. Aufgrund der geringen Anzahl an möglichen Testflügen mit der Rakete, wurde das Gesamtsystem unterschiedlichsten Bewegungs- und Umweltsituationen ausgesetzt um viele Erfahrungswerte sammeln zu können. Die unterschiedlichen Methoden zur Validierung wurden so ausgewählt, dass einzelne Eigenschaften des Gesamtsystems oder einzelner Sensoren betrachtet werden konnten.

Um jederzeit autark messen zu können, wurde die gesamte Hardware in einer mittels 3D-Druck gefertigten Box mit den Maßen 10,5cm x 7,2cm x 3,7cm untergebracht. Die Box ist vollständig verschließbar und hat eine eigene Lade für die Stromversorgung welche über eine handelsübliche Powerbank (von der Firma revolt) erreicht wird. Die Auswahl der Powerbank erfolgte nach den Abmessungen um ein möglichst kompaktes System zu haben.

Beim Skifahren konnte das Verhalten der Höhensensoren genau betrachtet werden, da hier Höhenunterschiede von einigen hundert Metern in kurzer Zeit absolviert werden können. Der Drehteller gibt Aufschluss über die Drehraten. Für die Analyse der wirkenden Temperaturen wurden statische Messungen bei diversen Temperaturen durchgeführt. Detaillierte Informationen über die geprüften Parameter und die Erkenntnisse aus den Tests sind in nachfolgenden Kapiteln beschrieben.

5.1 Vorversuche

Die ersten Überprüfungen fanden in Ruhe statt, um die Langzeitstabilität des Gesamtaufbaus zu untersuchen. Durch die Messung der Erdbeschleunigung in Ruhelage konnten die Achsen des Sensors jenen des Gesamtaufbaus zugeordnet werden. Aufgrund der Elektronik kommt es zu einer Erwärmung während der Laufzeit. Diese Erwärmung konnte mit den Temperatursensoren der Drucksensoren eindeutig nachgewiesen werden. Die Erwärmung um einige Grad durch die Abwärme der Elektronik zeigt keinen Einfluss auf die Messergebnisse diverser Sensoren. Um veränderliche Temperatureinflüsse auf die Sensoren eruieren zu können, wurden die Langzeitversuche bei ca. -40°C , -10°C und ca. $+50^{\circ}\text{C}$ wiederholt (siehe Kapitel 5.8).

5.2 Skifahren

Beim Skifahren durchläuft man am Tag verteilt unterschiedlichste Höhenmeter, diese können aufgrund der bekannten Höhenmeterangaben der Hütten, sowie Berg- und Talstationen validiert werden. Für diesen Versuch wurde das gesamte Sensorsystem einen ganzen Tag lang beim Skifahren mitgenommen.

Für die Umrechnung der Druckwerte auf Höhenmeter wurde die Talstation als Referenz angenommen, die gemessenen Druckwerte wurden auf zwei unterschiedlichen Arten in Höhenmeter umgerechnet. (siehe Kapitel 4.1.1)

Betrachtet man das durch die Druckmessung berechnete Höhenprofil können die gefahrenen Pisten und Lifte sehr gut voneinander abgegrenzt und zugeordnet werden. Nur die drei Bergstationen, welche nur elf Höhenmeter auseinander liegen, konnten nicht einwandfrei zugeordnet werden. Wie erwartet gibt es keine Abweichungen zwischen der klassischen und der adiabatischen Höhenformel.

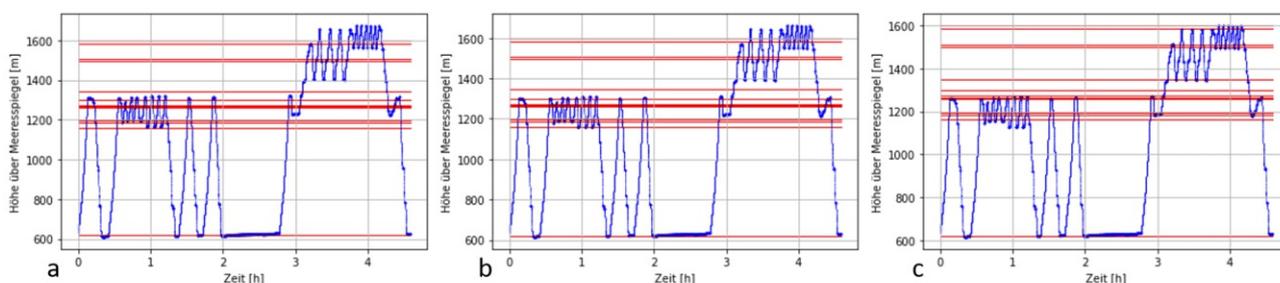


Abbildung 5.1: Höhe über Meeresspiegel aus Druckmessung berechnet mit diversen Referenzen: [a] nur Talstation als Referenz [b] mittlere Höhe und Talstation als Referenz [c] Höchster Punkt und Talstation als Referenz

Werden die tatsächlichen Höhenmeter der Stationen eingetragen, ist klar zu erkennen, dass die Messung geringere Höhenunterschiede misst, als sie in der Realität vorkommen. Dadurch summiert sich der Fehler immer weiter auf. (siehe Abb. 5.1 a)

Das gleiche Fehlerbild zeigte sich bei einer nicht dargestellten Messung an einem anderen Tag.

Um die Fehlerquote zu verbessern, wurde in der anschließenden Berechnung eine zweite Referenzhöhe eingerechnet. Unter der Annahme, dass die Höhenmessung einen gleichbleibend prozentualen Fehler hat konnte der Unterschied von gemessenen Werten zu tatsächlichen Werten durchwegs verbessert werden (siehe Abb. 5.1 b). Damit zeigt sich, dass durch eine Kalibrierung in tieferen Lagen der Fehler auch im höheren Bereich deutlich reduziert werden kann. Mit den gleichen Korrekturwerten konnte auch eine Messung eines anderen Tages (hier nicht abgebildet) verbessert werden.

Betrachtet man die gemessenen Drehraten und Beschleunigungen, so kann nur die Pause von der Fahrt unterschieden werden. Während der Fahrt geht die Beschleunigung in Fahrtrichtung gemessen in den gemessenen Vibrationen unter. Damit zeigt sich, dass

Beschleunigungen beim Skifahren wie erwartet zu gering sind um daraus Ergebnisse über die Geschwindigkeit bzw. Position erhalten zu können.

5.3 Autofahren

Bei Autofahrten kommt es im Gegensatz zum Skifahren zu sanfteren Höhenübergängen. Für die Untersuchung wurde eine lange Strecke mit bekanntem Höhenprofil gewählt (Westautobahn). Aufgrund des fehlenden Referenzpunktes können die exakten Höhenmeter nicht miteinander verglichen werden. Es zeigt sich, dass das schematische Höhenprofil durch die Drucksensoren gut abgebildet ist. (siehe Abb. 5.2) Ein direkter Vergleich ist nicht möglich, da das bekannte Höhenprofil die Höhe relativ zu der Entfernung angibt und die Messung aber relativ zur Zeit stattgefunden hat. Ein Rückschluss von der Zeit auf den zurückgelegten Weg ist nicht möglich, da die Beschleunigungen so gering sind, dass sie durch Vibrationen überlagert sind und die Berechnung des zurückgelegten Weges demnach nicht möglich ist.

Durch die lange Prüfdauer im geheizten Innenraum, kann bei dieser Messung die Abwärme der Elektronik nicht entweichen. Dies zeigt sich in der stetig wachsenden Temperatur.

Wie schon in Kapitel 5.1 zeigt sich, dass die Temperaturänderung keinen signifikanten Einfluss auf die Messwerte hat.

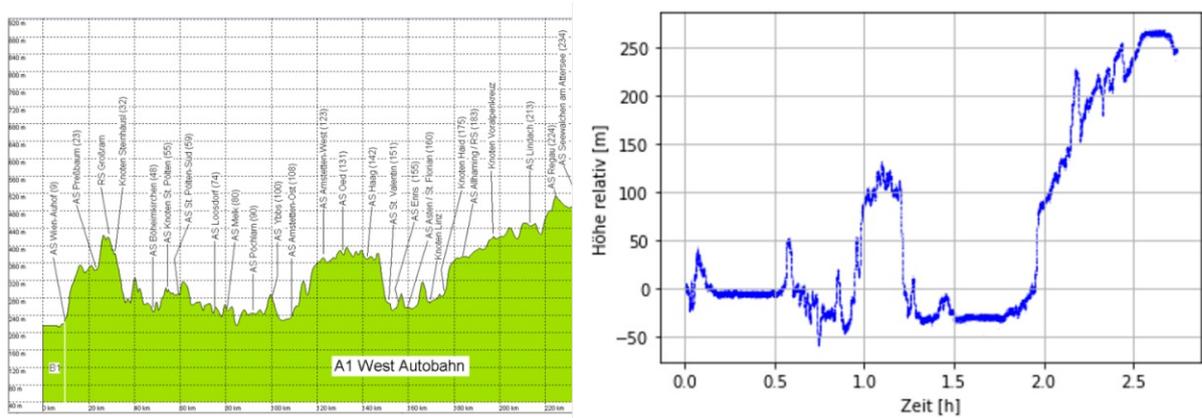


Abbildung 5.2: Vergleich vom tatsächlichen Höhenprofil der Westautobahn mit dem gemessenen Höhenprofil

5.4 Vibrationsplatte

Das in einer Box verschlossene Gesamtsystem wurde mittels additiv gefertigten Winkel auf eine Nutenplatte fixiert, wobei die Nutenplatte mittig mit dem elektrodynamischen Schwingregler verbunden war. Die Nutenplatte wurde mittels Wasserwaage möglichst

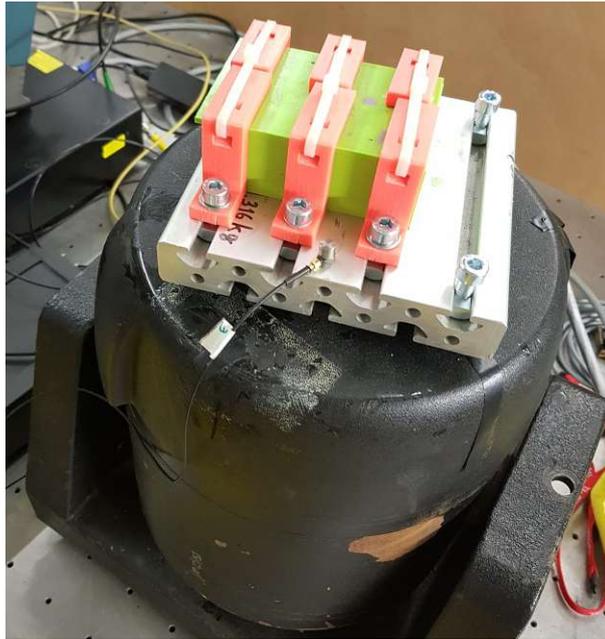


Abbildung 5.3: Positionierung des Gesamtsystems auf dem elektromagnetischen Schwingregler

horizontal ausgerichtet, aufgrund der nur eindimensionalen Verstellbarkeit kommt es zu einer nicht exakten Ausrichtung in der y-Richtung der Drehratenmessung. Bei abweichenden Ergebnissen der unterschiedlichen Achsen kann daraus geschlossen werden, wie exakt die Ausrichtung in Einbausituation gegeben sein muss.

In erster Linie galt die Vibrationsprüfung zum Kennenlernen des Systemverhaltens bei zu erwartender auftretender Vibration. Hierfür wurde eine Rampe von 100Hz bzw. 200Hz bis 2kHz mit unterschiedlichen Beschleunigungen (4g,6g) durchlaufen. Es zeigte sich, dass bei Resonanzfrequenzen 10g (obere Messgrenze der Sensoren) durchaus überschritten wurden, dies ist auch mit einem externen Beschleunigungssensor, welcher auf der Nutenplatte fixiert war, nachgewiesen. Der getestete Beschleunigungssensor zeigt diese Beschleunigungen ebenso an, daraus ist zu erkennen, dass die gemessenen Werte über der oberen Messgrenze von 10g nicht abgeschnitten werden. In dem Bereich garantiert der Sensorhersteller aber nicht mehr für die Einhaltung der Genauigkeit.

Des weiteren zeigte sich mit diesem Versuch, dass die Verbindungsstellen bei der Belastung durch Vibrationen stark fehleranfällig sind. Für die weiteren Versuche wurde das Gesamtsystem neu aufgebaut, dadurch kam auch ein anderer Mikrocontroller zum Einsatz (Arduino Micro), welcher aber die in Kapitel 3.3 beschriebenen Voraussetzungen ebenso erfüllt.

Die weiteren Prüfungen an der Vibrationsplatte dienen in erster Linie zur Überprüfung der neuen Verbindungen.

Die Schwingungsprüfungen nach DIN EN 2591 "Luft- und Raumfahrt; Elektrische und optische Verbindungselemente; Prüfverfahren" konnten nicht durchgeführt werden,

da das Messequipment keine geregelte Beschleunigung über den gesamten Frequenzbereich zulässt. Durch die serielle Abfrage der Sensoren kommt es beim internen Beschleunigungssensor zu einem Abtastintervall von ca. 100ms, dies entspricht etwa 10 Hz. Die gemessene Abtastfrequenz gilt für den getesteten Prüfaufbau, da hier die Daten erfasst und auf eine SD Karte geloggt werden. Eine Echtzeitfilterung der Daten ist hierbei noch nicht berücksichtigt. Das Schwingungsprofil der Anregung kann durch die Beschleunigungssensoren demnach nicht detektiert werden, da nach Abtasttheorem eine doppelte Abtastfrequenz im Bezug auf die gemessene Maximalfrequenz notwendig ist [34].

Als Referenz wurde zusätzlich ein externer Beschleunigungssensor betrieben um die durch die eingestellte Spannung am Schwingungsregler über die Frequenz veränderliche Beschleunigung protokollieren zu können. Der externe Beschleunigungssensor ist direkt auf dem Aluprofil positioniert. Die Positionierung in x/y Richtung wurde so vorgenommen, dass der externe Beschleunigungssensor etwa an einer Ecke des internen Beschleunigungssensor sitzt.

Für die Vibrationsprüfung wurde eine Beschleunigung von etwa 2g gewählt, da diese Größenordnung durch die Messung beim Raketenflug (siehe Kapitel 5.7) zu erwarten ist. Die Beschleunigung wurde bei der Frequenz von 100Hz festgelegt und schwankt durch die Übersetzung und die Resonanzen des Systemaufbaus über das gesamte Frequenzband ca. zwischen 0.5g und 3g laut externem Beschleunigungssensor. Ein Vergleich zwischen den intern gemessenen Beschleunigungen und dem Referenzsensor ist aus zweierlei Gründen nicht möglich. Einerseits ist der interne Beschleunigungssensor aufgrund der geringen Abtastfrequenz, entsprechend dem Abtasttheorem, nicht in der Lage die angeregten Frequenzen zu detektieren. Andererseits ist die Anregung durch den Schwingregler aufgrund der asymmetrischen Massenverteilung des Prüfaufbaus nicht an jeder Position gleich. Letzteres konnte durch weiterführende Messungen gezeigt werden, wobei der externe Beschleunigungssensor in seiner Position in die Nähe der gegenüberliegenden Ecke des internen Beschleunigungssensors positioniert (siehe Abb. 5.3) bei gleicher Anregung Beschleunigungen in der Größenordnung von 20g erfahren hat. Um diese großen Beschleunigungen messen zu können wurde bei diesem Versuch die Empfindlichkeit des externen Beschleunigungssensor angepasst und die Messung neu gestartet.

Dieser Versuch zeigt, dass das getestete Aluprofil im Versuchsablauf keine lineare Bewegung in z-Achse durchläuft, sondern durch die asymmetrische Geometrie und Gewichtsverteilung bei zentrierter Anregung eine Schwingung erfährt, welche dazu führt, dass an verschiedenen Positionen des Versuchsaufbaus Beschleunigungsunterschiede mit Faktor 10 auftreten können. Durch die abweichende Beschleunigung an diversen Positionen ist eine exakte Aussage über die im Versuch erfahrenen Beschleunigungen nicht möglich. Aufgrund der Zusatzbelastung, welche durch die erhöhte Prüfdauer im Vergleich zur Flugzeit im Realsystem entsteht, kann dennoch eine Abschätzung über die Stabilität der Verbindungen getroffen werden.

Betrachtet man die Messwerte der Drucksensoren, zeigt sich, dass die Vibrationen keinen Einfluss auf die Messergebnisse haben, solange es zu keinen Verbindungsproblemen kommt. Die gemessenen Schwankungen sind sehr klein [ca. $\pm 1\text{mbar}$] und sind auf die Temperaturschwankungen durch Abwärme der Elektronik zurückzuführen (siehe Abb. 5.4). Wird eine Schnittstelle oder ein Kabel beschädigt, so kommt es je nach betroffe-

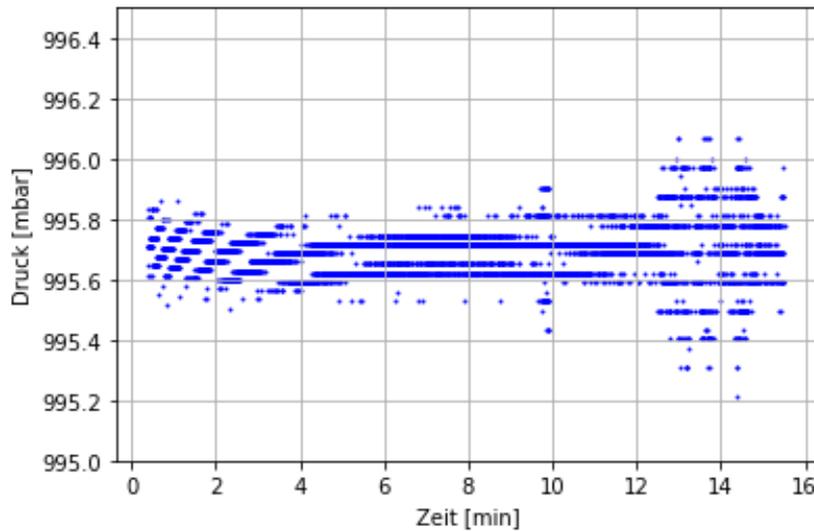


Abbildung 5.4: Druckmessung im Zuge einer Frequenzrampe während einer Vibrationsprüfung auf einem elektromagnetischen Schwingregler

ner Komponente zu unterschiedlichen falschen Messwerten. Bei der Vibrationsprüfung von MS5803-01BA kommt es ab ca. 12min Messzeit zu einzelnen Messwerten in der Größenordnung von $2 * 10^{10} mbar$, da es nur einzelne Messpunkte sind (aufgrund der Skalierung in Abb.5.4 nicht abgebildet), ist anzunehmen, dass es hier kurzfristig zu einem Verbindungsverlust kam. Solche Fehler müssen softwaretechnisch im Gesamtkonzept abgefangen werden. (siehe Kapitel 6.4)

Im ersten Versuch der Vibrationsprüfung zeigt sich die y-Achse deutlich geringer als die anderen beiden Achsen. Durch eine schadhafte Verbindung kann es zu inkorrekten Werten kommen, da im Normalfall die beiden Übertragungsdrähte sich gleichermaßen von dem Offsetwert bei Stillstand entfernen und durch die Differenz der beiden Werte



Abbildung 5.5: Versagen durch Riss im Draht nach Vibrationsprüfung in einer Achse

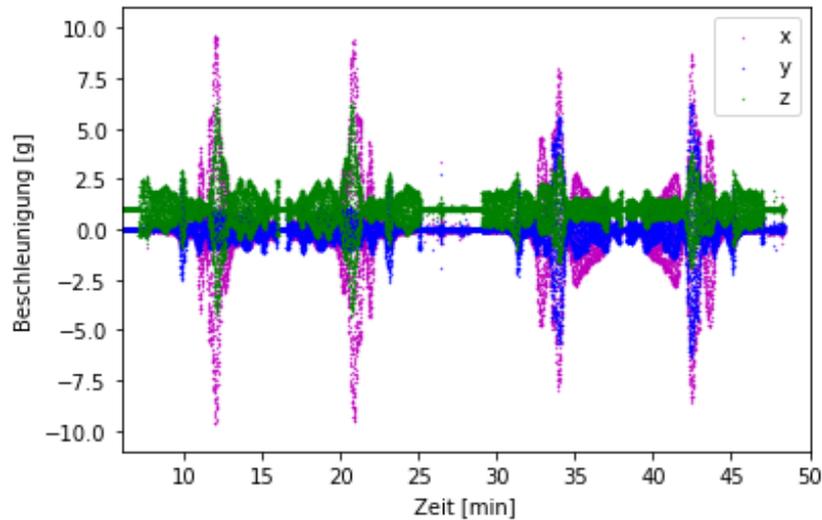


Abbildung 5.6: Gemessene Beschleunigungen im Zuge einer Frequenzrampe während einer Vibrationsprüfung mit Anregung in z-Achse auf einem elektromagnetischen Schwingregler

die Beschleunigung berechnet wird (siehe Kapitel 6.4). Bei der Demontage nach dem Versuch wurde festgestellt, dass beide Verbindungen dieser Achse am Mikrocontroller abgerissen waren (siehe Abb. 5.5). Der Zeitpunkt des Versagens konnte im Nachhinein nicht festgestellt werden. Am Schadensbild ist deutlich erkennbar, dass der Querschnitt des Drahtes durchgerissen ist und nicht an der Verbindungsstelle aufgegangen ist. Nachdem der Beschleunigungssensor intern über 10g gemessen hat, wird nach einer Reparatur des Aufbaues mit halber Belastung erneut getestet.

Nach der Vibrationsprüfung mit geringerer Belastung in allen drei Achsen konnte keine weitere Beschädigung der Verbindungen nachgewiesen werden. In dieser Prüfung wurden mit dem internen Beschleunigungssensor keine Werte über 10g gemessen. Daraus lässt sich schließen, dass dieser Aufbau bis zu Beschleunigungen von ca. 8-10g Vibrationsstabil ist. Der exakte Wert ist Frequenzabhängig, da bei geringeren Frequenzen weit niedrigere Beschleunigungen gemessen wurden.

In z-Achse wurde die getestete Rampe zwei mal gefahren, wobei die Ausrichtung des Gesamtsystems so geändert wurde, dass der Beschleunigungssensor zwar in gleicher Achse zur Anregung, aber deutlich weiter weg saß. Es ist klar zu erkennen, dass dadurch die Beschleunigungen in der angeregten Achse signifikant kleiner geworden sind und dafür die Beschleunigung in y-Achse deutlich angestiegen ist (siehe Abb.5.6) Dies zeigt, wie schon das Versetzen des externen Beschleunigungssensors, dass die Beschleunigungsverteilung über den Versuchsaufbau nicht homogen ist und dadurch einzelne Verbindungen unterschiedlichen Belastungen ausgesetzt sind.

Bei den Beschleunigungssensoren fällt auf, dass die angeregte Achse zu Beginn bei niedrigen Frequenzen als einziger Beschleunigungen misst. Bei steigenden Frequenzen werden auch in die anderen Achsen Beschleunigungen induziert. Das geht so weit, dass

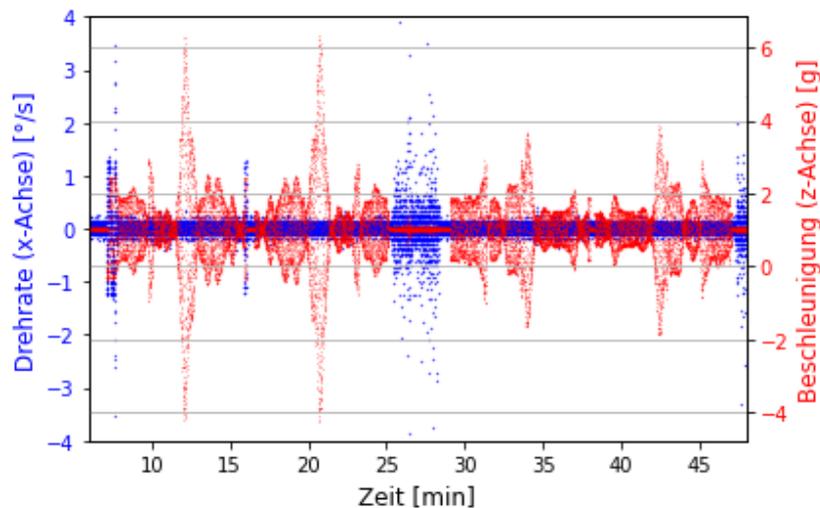


Abbildung 5.7: Gemessene Drehrate (in x-Achse) und Beschleunigung (in z-Achse) im Zuge einer Frequenzrampe während einer Vibrationsprüfung mit Anregung in z-Achse auf einem elektromagnetischen Schwingregler

die Beschleunigung in x-Achse in allen Fällen die Beschleunigung der angeregten Achse übersteigt. (siehe Abb. 5.6)

Das Ergebnis der Drehratensensoren zeigen, dass diese sehr vibrationsstabil sind. Auch bei Vibrationen von ca. 10g werden nur sehr kleine Drehraten gemessen etwa $\pm 0.25^\circ$. Die Ausreißer zwischen den Beschleunigungsblöcken sind dem Hantieren mit den Sensoren zuzuschreiben. Zu Beginn der Vibrationsprüfungen mit geringen Frequenzen ist die gemessene Drehrate mit einigen $^\circ/s$ deutlich erhöht. In diesem Prüfbereich kommt es zu einer signifikant größeren Auslenkung des Gesamtsystems in Vibrationsachse. Nach dem durchlaufen der Rampe wird automatisch wieder auf die niedrigen Frequenzen gewechselt, auch hier ist ein erhöhter Wert der Drehratenmessung zu erkennen. Nachdem dieser Effekt nur beim ersten Durchlaufen der Rampe auftritt, ist anzunehmen, dass es positionsabhängig ist, wie auch die gemessenen Beschleunigungen. Eine klare Zuordnung, ob die erhöhten Drehraten aufgrund der Vibrationsstabilität der Sensoren oder durch die Bewegung des Gesamtsystem entstehen, ist nicht möglich.

5.5 Drehteller

Für die Untersuchung der Beschleunigungssensoren eignet sich neben linearen Beschleunigungen, welche bei Raketenstarts auftreten (siehe Kapitel 5.7), eine Beschleunigung auf einem Drehteller. Für diesen Versuch wurde das Sensorkpaket auf einen Drehteller mit Radius 20cm geklebt und abwechselnd sowohl in, als auch gegen den Uhrzeigersinn gedreht. Aufgrund der undefinierten Beschleunigung bei diesem Versuch, kann der exakte Wert der Sensoren nicht validiert werden.

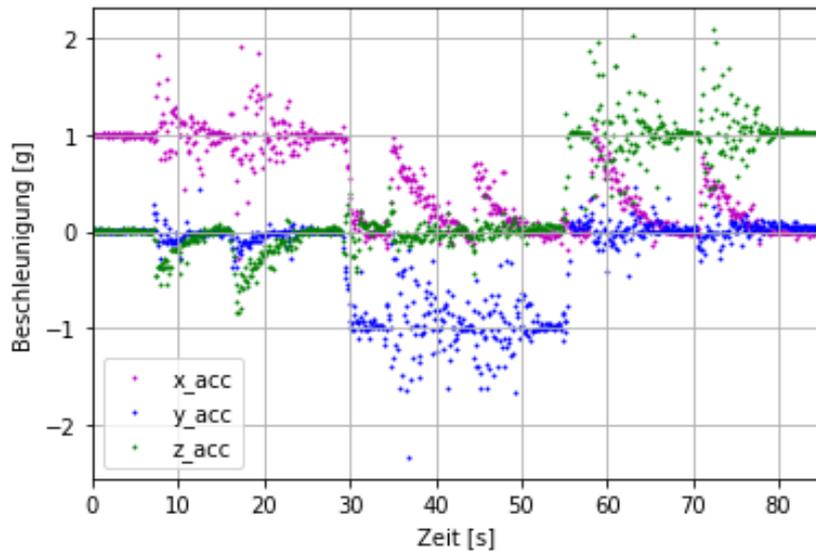


Abbildung 5.8: Beschleunigung auf einem Drehteller mit 20cm Radius bei Drehung in und gegen den Uhrzeigersinn bei Montage in verschiedenen Achsen

Durch den Versuch zeigte sich, dass die Beschleunigungen in Drehrichtung deutlich geringer waren, als die durch Vibrationen hervorgerufenen vertikalen Beschleunigungen. Bei der Achse in Drehrichtung konnten aufgrund der geringen Beschleunigungen die Beschleunigung in axialer Richtung nicht von den Vibrationen getrennt werden. Ganz im Gegenteil dazu ist bei der Auswertung in Querrichtung zu sehen, dass die Zentrifugalbeschleunigung messbar ist und es zu keinem Informationsverlust durch die Überlagerung der Vibrationen in dieser Achse kommt. (siehe Abb. 5.8)

Der quantitative Wert der Zentrifugalbeschleunigung ist zwar nicht größer als jener der Vibrationen, dennoch kann die Zentrifugalbeschleunigung in x-Achse bei der Rotation um die y- bzw. um die z-Achse eindeutig zugeordnet werden. Bei größeren Drehraten würde eine signifikant größere Zentrifugalbeschleunigung gemessen werden.

In Richtung der Drehachse wurde die konstant gemessene Erdbeschleunigung von 1g bei Vibrationen um $\pm 1g$ überlagert. Aufgrund der recht gleichmäßigen Verteilung um den tatsächlichen Wert herum kann der Fehler rechnerisch minimiert werden. Der Versuch wurde in alle drei Achsrichtungen des Sensorkonzeptes durchgeführt und zeigte in allen Messungen reproduzierbare Ergebnisse.

Betrachtet man die Drehraten in dieser Konfiguration, so zeigt sich um die Drehachse die größte gemessene Rotation. Dennoch kommt es durch die Einflüsse der Rotation auf die anderen Achsen durch etwaige Vibrationen zu gemessenen Drehraten von bis zu $\pm 30^\circ/s$ (siehe Abb.5.9). Im Realfall wird eine vibrationsfreie Umgebung nicht möglich sein, dadurch ist mit gemessenen Drehraten zu rechnen, welche nicht der realen Rake-tenbewegung entspricht.

Als weiterer Versuch auf dem Drehteller wurde das Sensorkonzept mittig aufgeklebt. Der Drehteller wurde auch in diesem Fall abwechselnd sowohl in, als auch gegen den

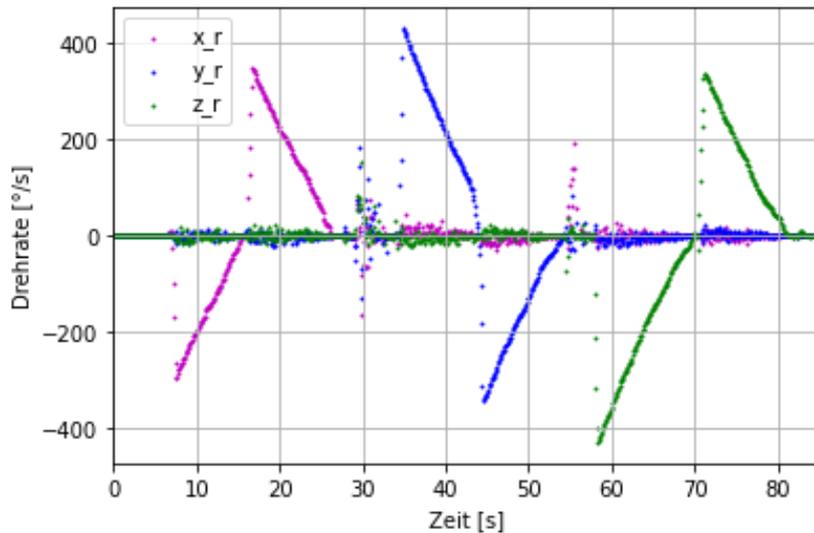


Abbildung 5.9: Drehraten auf einem Drehteller mit 20cm Radius bei Drehung in und gegen den Uhrzeigersinn bei Montage in verschiedenen Achsen

Uhrzeigersinn rotiert. Dadurch konnten die Achsen der Drehratensensoren den Achsen des Gesamtsystemes zugeordnet werden. Dieser Versuch zeigte, dass die auftretenden Vibrationen bei großen Drehraten keinen signifikanten Einfluss auf die Drehratenmessung haben. Wie im außermittigen Fall kommt es aber bei den nicht angeregten Achsen durch die Vibrationen zu Messwerten bis zu $\pm 30^\circ/\text{s}$.

5.6 Vergnügungspark

Im Vergnügungspark kommt es zu großen Beschleunigungen bis zu 5g. Im Prater in Wien wurden jene Fahrgeschäfte ausgesucht, welche zur Überprüfung der Sensoren geeignet waren. Gesucht wurden Fahrgeschäfte welche neben großen Beschleunigungen sehr definierte Bewegungen aufweisen.

5.6.1 Space Shot

Beim Space Shot wird die offene Fahrgastkabine mittels Druckluft senkrecht an einem Turm in die Höhe geschossen. Während einer Fahrt kommt es zu vier bis fünf Beschleunigungsmanövern. Diese werden nach einem freien Fall mittels Druckluft abgebremst. Das Sensorpaket wurde vor dem Einsteigen eingeschaltet und konnte für die Flugzeit in eine definierte Position gebracht werden.

Die Beschleunigung in senkrechter Richtung variiert zwischen +2g/-4g auch auf den anderen Achsen kann zum gleichen Zeitpunkt eine leichte Beschleunigung festgestellt werden (siehe Abb. 5.10). Eine mögliche Ursache hierfür ist die nicht ideal senkrechte Positionierung des Gesamtpaketes.

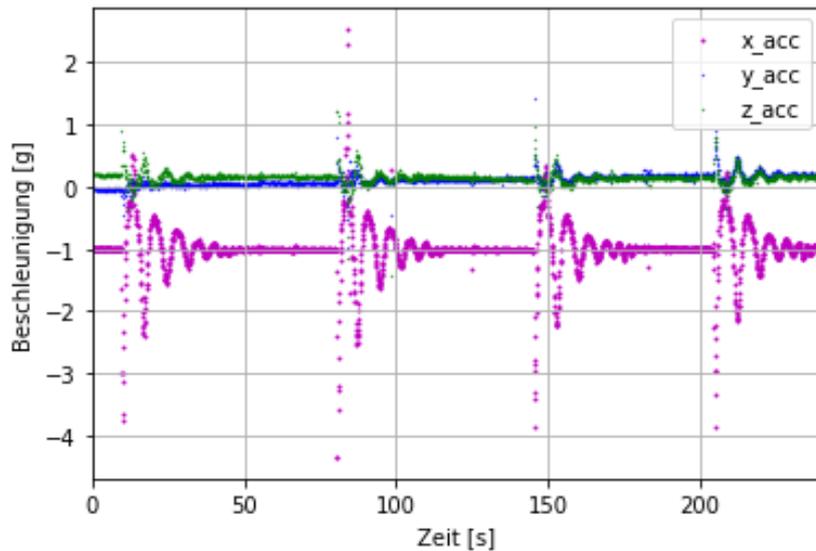


Abbildung 5.10: Gemessene Beschleunigung in allen Achsen bei einer Fahrt mit dem Fahrgeschäft Spaceshot

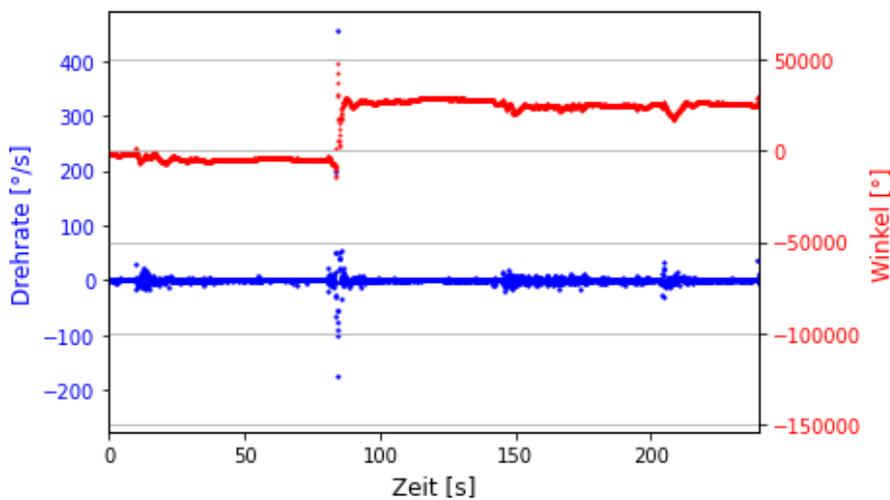


Abbildung 5.11: Gemessene Drehrate in x-Achse und daraus berechneter gedrehter Winkel ebenfalls in x-Achse bei einer Fahrt mit dem Fahrgeschäft Spaceshot

Bei der zweiten Beschleunigung kam es zu einem kurzen Ausheben der Sensoren und dadurch einem gedrehten Winkel von einigen Grad. Die Sensoren wurden sofort wieder in ihre Ausgangslage positioniert. Die Messung der Drehraten zeigt in diesem Bereich deutliche Änderungen.

Um von der Drehrate auf den aktuellen Winkel zu kommen muss über die Zeit integriert werden. Die Winkelberechnung ergibt eine große Abweichung (einige 1000°) von

der Realität (siehe Abb. 5.11). Die Abweichung kann zustande kommen, wenn der Zeitrahmen der Drehung deutlich kleiner ist, als die Abtastrate. (siehe Kapitel 4.1.2). Die Abtastrate ist aufgrund des eingesetzten ADC sehr gering, von der Gesamtlaufzeit des Programmes entfallen ca. 2/3 auf das Auslesen der Drehraten. Eine Verbesserung dessen kann womöglich erreicht werden, wenn der kontinuierliche Modus des Auslesens gewählt wird, das Umschalten zwischen den einzelnen Achsen ist dennoch notwendig und kostet Zeit.

5.7 Raketenflug

Im Zuge eines anderen Projektes des Spaceteam, konnte das Sensorkonzept auch bei einem Raketenflug getestet werden. Das Sensorkonzept wurde in der Raketenspitze montiert (siehe Abb. 5.12) und zeichnete zwischen Montage und Demontage durchgehend auf. Aufgrund der großen Beschleunigungen konnte der Raketenstart der Zeit eindeutig zugeordnet werden. Aufgrund eines Triebwerkdefektes löste sich das Triebwerk nach wenigen Sekunden Flugzeit und es begann ein turbulenter Flug, welcher deutlich kürzer und niedriger war als erwartet. Dennoch konnten mit den Sensoren einige Daten ermittelt werden.



Abbildung 5.12: Positionierung des Sensorpaketes in der Raketenspitze beim Testflug

Die gemessenen Daten wurden anhand eines während des Startes aufgenommenen Videos validiert. In Tabelle 5.1 sind die detektierten Änderungen der Sensoren und deren Bedeutung auf den Flug der Rakete bezogen dargestellt. Es ist deutlich zu erkennen, dass der Großteil der Messwerte mit den Beobachtungen im Video zusammenpasst.

Betrachtet man die Drucksensoren (siehe Abb. 5.13), so zeigt sich ein schneller Druckabfall mit anschließendem kontinuierlichen Anstieg bis der Anfangsdruck wieder erreicht wurde. Leider kommt es in den ersten fünf Sekunden zu einigen Ausreißern. Aufgrund der Tatsache, dass diese von beiden Drucksensoren gleichermaßen gemessen wurden, kann ausgeschlossen werden, dass es sich hierbei um Messfehler handelt. Ein abrupter kurzfristiger Druckanstieg konnte dem Öffnen der Rakete zugeordnet werden (siehe Tabelle 5.1).

Tabelle 5.1: Messergebnisse während des Raketenfluges

Aktion	Video[s]	Messwert[s]	Druckmessung	Beschleunigung	Drehrate
Raketenstart	0	0		abrupte Änderung	
Verlassen Startrampe	1	0,77			Änderung
Trennung Antrieb	1	1		abrupte Änderung	
Höchster Punkt	3	1,8	gemessen wo anders		
Öffnen Rakete	4	3,7	kurzfristiger Druckanstieg		
Öffnen Fallschirm	5	5		stoßartige Änderung	
Schwarzpulver zündet	6	6+	unruhiger Flug		

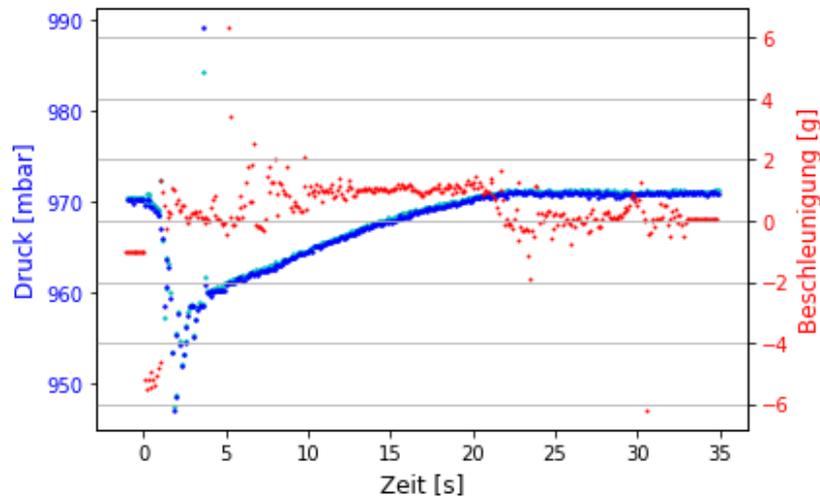


Abbildung 5.13: Beschleunigungsmessung in x-Achse (rot) und Druckmessung beider Drucksensoren (verschiedene Blautöne) im Zuge des Raketenstartes

Obwohl die Drucksensoren in einem anderen Bereich der Rakete waren, kann mit den gemessenen Daten nicht sichergestellt werden, dass die Druckschwankungen nicht aufgrund der Triebwerkprobleme aufgetreten sind. Der Abgleich des Videos mit der Messzeit der Sensoren zeigte, dass der Höhepunkt des Fluges mit den Drucksensoren nicht richtig detektiert werden konnte. Der geringste Druck wurde bei knapp 2 Sekunden Flugzeit gemessen, der Höhepunkt ist aber nach Videoaufzeichnung bei etwa 3 Sekunden.

Betrachtet man die Beschleunigungssensoren (siehe Abb. 5.13), so konnte der kontrollierte Flug vor dem Triebwerkschaden, welcher nur eine Sekunde dauerte, klar identifiziert werden. In diesem Bereich sind Beschleunigungen bis ca. 5g detektiert worden. Das Öffnen des Fallschirms zeigt sich in einer kurzfristigen Änderung der Beschleunigungsmessung. Nach einem kurzen turbulenten Flug, welches auch die Analyse des Videos bestätigt, kommt es zu einer Stabilisierung der Beschleunigungen und ein gleichmäßiges Gleiten Richtung Boden setzt ein. Ab ca. 22 Sekunden ist der Druckmessung nach zu urteilen der Boden erreicht, ab diesem Zeitpunkt ist die Beschleunigungsmessung wieder etwas turbulenter, eine mögliche Erklärung hierfür ist ein Aufprall am Boden mit

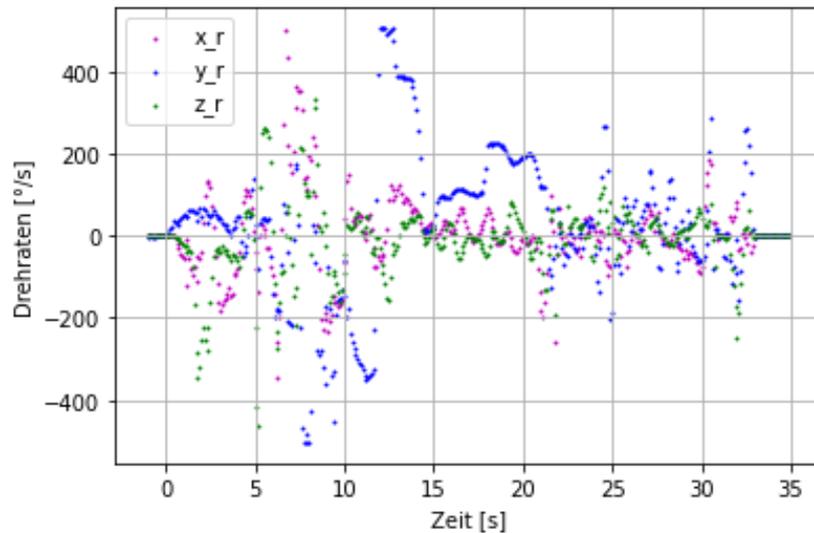


Abbildung 5.14: Drehratenmessung in allen drei Achsen im Zuge des Raketenstartes

anschließendem Rollen und Rutschen auf dem Abhang. Zusätzlich besteht die Rakete zu diesem Zeitpunkt aus mehreren Teilen, welche zu unterschiedlichen Zeiten den Boden erreichen und aufeinander landen können. Eine sichere Bewegungszuordnung dieses Flugabschnittes konnte nicht durchgeführt werden, da aufgrund der Landung hinter einem Gebäude kein Video vorhanden war.

Aufgrund des kurzen definierten Fluges war die Analyse der Drehratensensoren am schwierigsten. Ab dem Zeitpunkt des Verlassen der Startrampe kommt es bis zum endgültigen Stillstand nach ca. 33 Sekunden zu diffusen Drehraten in alle Richtungen (siehe Abb. 5.14). Die Ergebnisse unterstützen die Auswertung der Beschleunigungssensoren anhand derer der endgültige Stillstand auch nach etwa 33 Sekunden auftritt. Die Drehratensensoren haben laut Datenblatt einen Messbereich von $\pm 300^\circ/\text{s}$, im Zuge des Versuches wurde dieser Bereich überschritten und es zeigte sich schon wie bei den Beschleunigungssensoren, dass die Messgrenze keine scharfe Grenze ist, da das System auch ober- bzw. unterhalb von $\pm 300^\circ/\text{s}$ Ergebnisse liefert. In diesem Bereich gewährleistet der Sensorhersteller aber keine Genauigkeit.

5.8 Temperatureinfluss Langzeitstabilität

In einem sechsständigen Versuch wurde das Gesamtsystem bei verschiedenen Temperaturen in Ruhe getestet. Der erste Versuchsabschnitt erfolgte bei Raumtemperatur für zwei Stunden, danach bei ca. -10°C und abschließend bei ca. $50\text{-}60^\circ\text{C}$. Im Gegensatz zu den geringen Temperaturschwankungen durch die elektrische Abwärme, bzw. den Betrieb im Winter, kommt es bei den getesteten großen Temperaturschwankungen in kurzer Zeit zu einer signifikanten Änderung der Messwerte. Bei den Hochtemperaturversuchen zeigt sich, dass von dem Gesamtsystem nach kurzer Zeit keine Daten mehr auf

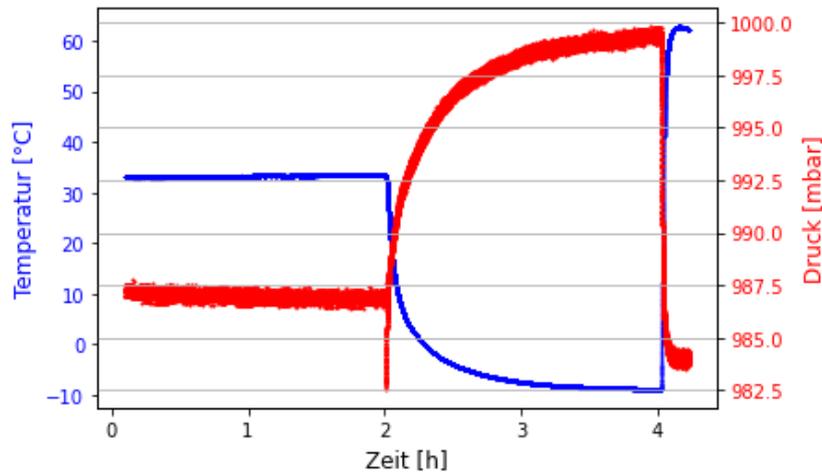


Abbildung 5.15: Druck und Temperaturmessung in Ruhelage bei definierten Umgebungstemperaturen (2h bei Raumtemperatur, 2h bei ca. -10°C , 2h bei ca. 60°C)

die SD-Karte gespeichert werden (siehe Abb. 5.15).

Da alle Sensoren zeitgleich ausfallen, gibt es mehrere mögliche Fehlerquellen (Stromversorgung, Mikrocontroller, SD-Karten Modul, ...). Durch die LED Lichter konnte festgestellt werden, dass über die gesamte Testzeit (auch nach dem Ausfall aller Sensoren) ein Stromfluss von der Powerbank zum Arduino gegeben war. Eine Unterversorgung durch abgefallene Spannung kann nicht ausgeschlossen werden. Üblicherweise sind handelsübliche Powerbanks auf einen Betriebstemperaturbereich von -20°C bis $+60^{\circ}\text{C}$ ausgelegt [19].

Die zweite mögliche Ausfallquelle ist der Mikrocontroller, da bei dessen Ausfall ebenfalls keine Werte mehr gemessen werden können. Aufgrund der Betriebstemperatur des Prozessors des gewählten Mikrocontroller von -40°C bis $+85^{\circ}\text{C}$ kann angenommen werden, dass nicht der Mikrocontroller für den Ausfall verantwortlich war.

Die dritte mögliche Ausfallquelle bei einem Totalausfall des System, wie er festgestellt wurde, ist das SD-Kartenmodul. Laut Herstellerangaben liegt das Temperaturlimit für das Kartenmodul ebenfalls bei 85°C , doch aufgrund der Erwärmung im Betrieb empfehlen Sie keinen Betrieb über 72°C . Da die gemessene Temperatur der Drucksensoren, welche in direkter Nähe zu dem SD-Karten Modul liegen, nicht über 60°C betrug, kann angenommen werden, dass nicht diese Komponente für den Totalausfall verantwortlich war.

Betrachtet man die Drucksensoren (siehe Abb. 5.15), zeigt sich, dass im zweiten Testabschnitt bei minus Temperaturen der gemessene Druck sehr stark abhängig von der gemessenen Temperatur ist. In dem Moment wo die Außentemperatur auf -10°C gesetzt wird, kommt es zu einem schlagartigem Druckabfall, welcher schließlich zu einem kontinuierlichen Druckanstieg übergeht bis die Temperaturmessung sich einpendelt. Wird die Außentemperatur danach auf $+60^{\circ}\text{C}$ geändert, kommt es zu einem schlagartigem

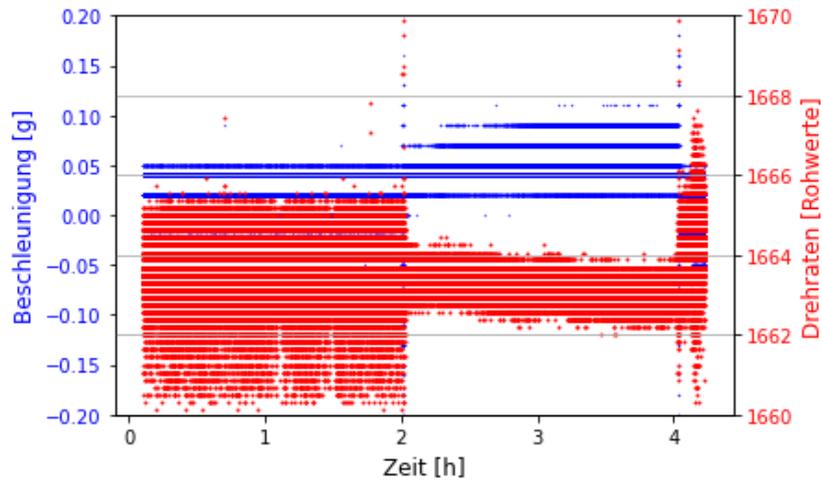


Abbildung 5.16: Beschleunigungs und Drehratenmessung am Beispiel der y-Achse in Ruhelage bei definierten Umgebungstemperaturen (2h bei Raumtemperatur, 2h bei ca.-10°C, 2h bei ca.60°C)

Druckanstieg, gefolgt von einem kontinuierlichem Druckabfall. Bis zu dem Zeitpunkt wo die Messung aller Sensoren abbricht. Aus den anderen Versuchen ist ersichtlich, dass eine Temperaturänderung von einigen Grad im tolerierbaren Rahmen liegt, doch eine plötzliche Temperaturänderung von über 30°C bringt fehlerhafte Messungen mit sich.

Bei den Beschleunigungssensoren fließt die Temperaturmessung nicht direkt in das Messergebnis mit ein, dennoch kann auch hier bei einer Kühlung eine Änderung der Messwerte festgestellt werden (siehe Abb. 5.16). Die Beschleunigungssensoren reagieren mit einer sprunghaften Veränderung sowohl vom Mittelwert der Messung, als auch von der Standardabweichung. Aufgrund des verschobenen Mittelwertes, kann das in Kapitel 6.3 beschriebene Modell für mittelwertfreies Rauschen nicht mehr angewendet werden. Betrachtet man den Fall bei beheizten Umgebungsbedingungen, ist zu sehen, dass es auch hier vor dem Ausfall des Gesamtsystems zu einer erneuten Verschiebung von Mittelwert und Standardabweichung kommt.

Bei den Drehratensensoren wirkt sich die geringere Prüftemperatur auf die Messgenauigkeit aus (siehe Abb. 5.16) Durch die geringeren Außentemperaturen wird die Streuung der Messungen signifikant geringer. Das gegenteilige Ergebnis ist zu sehen, wenn man die Ergebnisse bei +60°C betrachtet, bevor das Gesamtsystem aufhört Daten aufzuzeichnen.

Um ein größeres Temperaturspektrum abbilden zu können wurde zusätzlich eine Messung bei -40°C durchgeführt. Diese Temperatur wurde gewählt, da dies der unteren Funktionstemperatur der meisten Hardwarekomponenten entspricht.

Bei einer Testtemperatur von -40°C kommt es nach zirka 80 Minuten zu einem Stopp der Messungen. Da zu diesem Zeitpunkt die Temperatur von -40°C schon einige Zeit erreicht war, besteht die Möglichkeit, dass der Akku aufgrund der tiefen Temperaturen frühzeitig keine Energie mehr liefern konnte.

Bei niedrigen Temperaturen (Grenzwerte sind je nach Sensortype unterschiedlich) ist

eine Korrektur der gemessenen Druckwerte erforderlich. Da aber auch bei konstanten Temperaturen nach ca. 50 Minuten die Druckschwankungen sehr stark sind und aufgrund der konstanten Temperatur durch eine Temperaturkorrektur nicht verbessert werden können, ist eine untere Grenze für das Betreiben des Messsystems zu empfehlen. Die Temperaturspanne bei der die Drucksensoren keine zusätzliche Temperaturkorrektur benötigen ist zwischen $+20^{\circ}\text{C}$ und $+45^{\circ}\text{C}$. Ein Betrieb in diesem Bereich ist anzustreben, da dadurch der Rechenaufwand minimiert wird und die Validierungsversuche in diesem Temperaturbereich gute Ergebnisse geliefert haben.

Die einzelnen Ausreißer in Beschleunigungs- und Drehratenmessung sind darauf zurück zu führen, dass andere Experimente ebenfalls in der gleichen Kühltruhe waren und die Box vermutlich bei deren Handling bewegt wurde.

5.9 Verbindungsfehler

Bei den Drucksensoren konnten durch die vorangegangenen Versuche festgestellt werden, dass Verbindungsfehler mit falschen Messergebnissen einhergehen. Um die Auswirkungen von dem gleichermaßen über den I²C Bus laufenden ADC wurde hier die Datenleitung (SDA) und die Taktleitung (SCL) bewusst getrennt. Im Gegensatz zu den Drucksensoren kommt es hier zu deutlich größeren Auswirkungen, da das Gesamtsystem zusammenbricht. Der Grund hierfür liegt in der Art der Abfrage. Im Gegensatz zu den Drucksensoren stehen die Messdaten hier nicht durchwegs zur Verfügung, deshalb muss hier die Konvertierung der Daten erst angeordnet werden. Um möglichst effizient zu arbeiten und nicht mehrfach auf das gleiche Gerät zugreifen zu müssen, wurde die Abfrage mittels einem Wartebefehl bis die Umwandlung fertig ist gelöst. Dadurch kommt es bei einer ausstehenden Antwort, wie im Fall von Verbindungsproblemen zu keiner Beendigung des Wartens und die restlichen Sensoren können auch nicht mehr ausgelesen werden.

Eine vierte Möglichkeit zu dem in Kapitel 5.8 analysierten Totalausfall ist demnach eine ausstehende Antwort vom ADC, falls dieser überhitzt ist.

Abhilfe gegen einen Totalausfall durch einen Fehler im ADC kann geschaffen werden, wenn die Abfrageschleife unterbrochen wird, falls in der üblichen Zeit keine Antwort kommt. Mit einer empfohlenen Abbruchzeit von ca. 40ms ist eine doppelte Sicherheit mit eingerechnet.

5.10 Erkenntnisse aus Sensorvalidierungen

Allgemein zeigte sich, dass die Verbindungsstellen zu den Drucksensoren auch bei einer Montage auf SMD-Platine mit der Zeit nachlassen und nach einigen Prüfungen Verbindungsfehlstellen auftreten. In beiden Aufbauten zeigte sich der MS5803-01BA anfälliger auf Verbindungsprobleme. Eine mögliche Erklärung hierfür ist der geringere Pinabstand, wodurch es leichter zu Überlagerung der Signale durch Vibrationen und dadurch zu falschen Messungen kommt.

Die Verbindungsstellen zu dem ebenfalls mittels I²C kontaktierten ADC für die Drehratenmessungen sind zwar nicht fehleranfällig, falls es zu einem Verbindungsverlust kommt ist aber das Gesamtsystem betroffen. Um sicherzustellen, dass eine fehlerhafte Verbindungsstelle nicht das Gesamtsystem blockieren kann, muss das in der Abfrage des ADC abgefangen werden (siehe Kapitel 5.9)

Aus den Messungen beim Skifahren lässt sich ableiten, dass eine Referenzmessung für die Drucksensoren von Nöten ist, um nicht mit einem immer größer werdenden Fehler leben zu müssen. Hierfür eignet sich die Messung mittels GPS, da sich gezeigt hat, dass Referenzmessungen bei niedrigen Höhen auch die Genauigkeit in größeren Höhen verbessern (siehe Kapitel 5.2).

Die Vibrationsprüfungen zeigten die Schwachstellen im Aufbau, diese sind in erster Linie die Anbindung der Drucksensoren und in zweiter Linie die dünnen Sensorkabel der IMU. Die erste Schwachstelle konnte durch eine verbesserte Montage direkt auf einer SMD-Platine verbessert werden, dennoch zeigte sich weiterhin nach einiger Zeit ein Fehler in der Druckmessung. Die Sensorkabel, welche neben den Anschlussstellen gebrochen sind, wurden für weitere Versuche nur erneut fixiert und nicht optimiert. Bei der Verwendung dieses Sensors für die Rakete muss deshalb auf eine optimierte Montage geachtet werden (siehe Kapitel 7).

Die Messung am Drehteller gibt Aufschluss über die Positionierung der Sensoren. Durch eine außermittige Positionierung wird in der nach außen zeigenden Achse der Beschleunigungssensoren die Zentrifugalbeschleunigung detektiert. Die Drehratensensoren zeigen keine Abhängigkeit von der Entfernung zum Drehmittelpunkt.

Die Messungen am Fahrgeschäft SpaceShot haben Erkenntnisse zur Winkeldetektierung gebracht. Es zeigte sich, dass durch eine kurze ruckartige Auslenkung der aus den Drehraten integrierte Winkel große Fehler aufweist. Die Drehratensensoren sind sehr gut dafür geeignet etwaige Änderungen in der Bewegungsrichtung zu detektieren, doch für die exakte Wiedergabe des Winkels ist der getestete Aufbau mit den inkludierten Drehratensensoren ungeeignet (siehe Kapitel 5.6.1).

Die Messungen beim Raketenstart haben ergeben, dass die Beschleunigungssensoren in einem guten Messbereich betrieben werden. Im Gegensatz dazu hat sich in den Drehratensensoren gezeigt, dass diese erst durch den turbulenten Flug in einen Bereich nahe der Messgrenzen kommen. Demnach ist es durchaus möglich Drehratensensoren mit einem geringeren Messbereich einzusetzen. Durch die Interpretation der Ergebnisse wurde erkannt, dass vor einem realen Einsatz dieses Sensorkonzeptes weitere schadensfreie Raketenflüge zu absolvieren sind. Es gilt herauszufinden, ob auch ohne Triebwerkschaden etwaige Druckschwankungen auftreten.

Die Untersuchung der Temperaturempfindlichkeit kann in zwei große Blöcke unterteilt werden. Einerseits wurden geringe Temperaturänderungen bei langen bewegten Messungen durch Abwärme der Elektronik und Umwelteinflüsse (Temperaturunterschiede im Tagesverlauf) getestet. Andererseits wurden abrupte große Temperaturänderungen bei statischen Messungen getestet. Es zeigte sich, dass die geringen Temperaturschwankungen durch die Abwärme keinen Einfluss hatten, welcher aus den Messwerten als Ausreißer hervortrat. Im Gegensatz dazu kommt es bei abrupten großen Temperaturänderungen zu einem detektierbaren Einfluss auf alle Sensoren bis hin zu einem Versagen vom Ge-

samtsystem bei 60°C (siehe Kapitel 5.8). Damit konnte gezeigt werden, dass für eine verlässliche Lage- und Positionsbestimmung die Überwachung der Temperatur im Inneren notwendig ist. Für die Auswertung mittels Kalman-Filter müssen statische Messungen bei der zu erwarteten Temperatur durchgeführt werden um die Matrix des Messrauschens und den gemessenen Offset mit ausreichender Genauigkeit definieren zu können. Aufgrund der Temperaturobergrenze von allen Bauteilen und dem detektierten Versagen bei 60°C ist zu empfehlen die Innentemperatur im Bereich der Sensoren nicht über 50°C zu wählen. Aufgrund der sehr störanfälligen Messung bei Minustemperaturen und dem zusätzlichen Rechenaufwand für die Druckmessung bei tiefen Temperaturen ist eine untere Grenze von 20°C für die Innentemperatur im Versuchsaufbau zu empfehlen.

6 Position- und Lagebestimmung aus den Sensorwerten

6.1 Auswahl geeigneter Sensoren

Aufgrund der positiven Validierungsergebnisse (siehe Kapitel 5.10) können beide getesteten Drucksensoren gleichermaßen eingesetzt werden. Aufgrund der größeren Genauigkeit von $\pm 2.5\text{mbar}$ bei -40°C bis $+85^\circ\text{C}$ anstatt von $\pm 4\text{mbar}$ bei -40°C bis $+85^\circ\text{C}$ ist der MS5803-01BA für das Gesamtsystem zu bevorzugen. Aufgrund des großen Risikos für Verbindungsfehler ist von einer alleinigen Nutzung dieses Sensors abzusehen. Als Backup ist der MS5805-02BA01 zu empfehlen, welcher sich in den vorangegangenen Tests als etwas stabiler erwiesen hat. Dieser sollte zum Einsatz kommen, wenn es beim genaueren Sensor zu detektierten Fehlmessungen kommt.

Im Bereich der Beschleunigungssensoren hat sich gezeigt, dass aufgrund des kleinen Einflusses der Querrichtungen nur die Beschleunigungsmessung in Flugrichtung von Bedeutung ist. Ein Einsatz von einem einachsigen Beschleunigungssensor wäre demnach ausreichend.

Die nach außen zeigende Achse der Beschleunigungssensoren kann aber als Backup für die Messung der Eigenrotation genutzt werden. Dadurch kann sichergestellt werden, dass eine große Rotationsgeschwindigkeit über die Zentrifugalkraft detektiert wird und die Rakete mittels aktiver Steuerung abgebremst werden kann.

Die in der getesteten IMU eingebauten Drehratensensoren sind nicht für den geplanten Zweck der Winkelbestimmung geeignet (siehe Kapitel 5.10). Der Einsatz einer einachsigen Version zur Detektion der Eigenrotation ist in Folge der fehlenden Testmöglichkeiten an der Rakete nicht näher untersucht worden. Aus den aktuellen Erkenntnissen wäre so ein Einsatz empfehlenswert.

Zur Detektion der Lage der Rakete müssen andere Sensoren als die getesteten eingesetzt werden (siehe Kapitel 6.1.1)

6.1.1 Technische Alternativen für nicht geeignete Sensoren

Aufgrund der negativen Validierungsergebnisse der Drehratensensoren müssen alternative Konzepte zur Bestimmung der Lage im Raum betrachtet werden. Das größte Problem in der Verwendung der Drehratensensoren stellt die Abtastrate dar, eine mögliche Abhilfe dafür ist eine signifikant erhöhte Abtastrate bzw. andere Messmethoden. Andere Messmethoden können auch für die bei tieffrequenten Vibrationen detektierten Drehraten eine Abhilfe sein. Eine Möglichkeit besteht darin Neigungssensoren zu verwenden,

diese detektieren die Drehung so wie geplant mittels Gyroskop doch wird hierbei Sensoren intern die Lage bestimmt. Im Idealfall sollte das eingesetzte Gyroskope für Vibrationen optimiert sein. In diese Kategorie fällt unter anderem der beschleunigungskompensierte Neigungssensor von Leotec (AKS-180-F-CA01-VK2-PW), welcher aufgrund der Unhandlichkeit aus den Untersuchungen ausgeschlossen wurde. Dieser Sensor sollte auch bei Vibrationen eine Genauigkeit von 0.3° liefern. [17] Vor dem Einsatz dieser Sensoren ist eine Überprüfung unter Realbedingungen (im Raketenflug) notwendig.

Die zweite Möglichkeit besteht in der Nutzung von externen Referenzen zur Winkelbestimmung der Rakete zur Horizontalen. (siehe Kapitel 3.1.2) Hierzu zählen unter anderem Magnetometer. Diese Sensoren messen das Erdmagnetfeld und können dadurch eine Richtungsmessgenauigkeit von $0,1^\circ$ - 1° erreichen. Dabei ist zu beachten, dass durch Temperaturabhängigkeit und etwaige eigene magnetische Felder der Rakete ein Offset entstehen kann. [18] Dieser muss im Vorfeld durch Validierungsversuche mit dem Sensor überprüft werden und in der Berechnung der Lage aus den Sensorwerten mit berücksichtigt werden.

6.2 Zuordnung der Sensoren auf den entsprechenden Flugabschnitt

In der Anfangsphase des Fluges befindet sich die Rakete noch innerhalb des Messbereichs aller Sensoren. Mit steigender Geschwindigkeit und Flughöhe wird der Messbereich der Sensoren nach und nach überschritten. Wird die Fluggeschwindigkeit von ca. 535m/s erreicht, so schalten zivile GPS Sender ab. Diese Grenze ist Simulationen nach (siehe Kapitel 2.1), bei ca. 8.8km erreicht. Des weiteren zeigt die Erfahrung der SpaceTeam Mitarbeiter außerdem, dass es beim Start kurzfristig zu einem Verlust der GPS Verbindung kommen kann. In jenem Flugabschnitt, wo GPS erreicht werden kann, wird die Annäherung getroffen, dass dies die Position fehlerfrei ist. Diese Annahme kann getroffen werden, da der Fehler mit einigen Metern (siehe Kapitel 3.2.1) deutlich geringer ist, als die Fehler der anderen Sensoren. Die GPS Messung wird als Höhenkalibrierung der barometrischen Höhenmessung genutzt, um den Fehler letzterer zu verringern (siehe Kapitel 4.1.1).

Die barometrische Höhenmessung hat keine harte Obergrenze. Üblicherweise wird diese Art der Höhenmessung in der Luftfahrt bis zu einer Höhe von 15km eingesetzt [36]. Aufgrund des exponentiell abfallenden Verhältnis zwischen Druck und Höhe (siehe Formel 4.2) geht eine gleiche Druckänderung in höheren Lagen mit einer größeren Höhenänderung einher. Nach adiabatischen Höhenberechnung mittels Standardatmosphäre ergibt sich ein Luftdruck mit ca. 24.8 mbar in einer Höhe von 25km . (siehe Tabelle 6.1)

Die Drucksensoren haben einen Messbereich von von $10 - 1300\text{ mbar}$. Dadurch ist der Messbereich bei einer Flughöhe von 25km zwar nicht vollständig ausgereizt, doch der Vertrauen in die Sensoren muss ebenso berücksichtigt werden. Dieses ergibt sich aus dem durch die Sensorgenauigkeit berechneten Höhenfehler. Je nach Sensor ist eine

Tabelle 6.1: Höhe berechnet durch adiabatische Höhenformel

Höhe[km]	Luftdruck [mbar]
20	54
25	24.8
32	4.6

Genauigkeit von $\pm 2.5\text{mbar}$ bzw. $\pm 4\text{mbar}$ zu rechnen. Betrachtet man nun die geringere Genauigkeit, so ergibt sich rein durch den Messfehler ein Fehler in der Höhe von $\pm 1.5\text{km}$. (siehe Formel 4.2) Das entspricht ca. 6% der erreichten Flughöhe und ist demnach innerhalb der geforderten Genauigkeit von 10%. Diese Berechnung zeigt, dass die gewählten Drucksensoren bis zum Ende des angetriebenen Fluges eingesetzt werden können, um die Höhenmessung in dem Bereich zu unterstützen, wo die Beschleunigungssensoren durch etwaige Vibrationen ein höheres Fehlerpotential haben. Bei dieser Überlegung ist nur der theoretische Fehler rein durch die Messgenauigkeit berücksichtigt worden, da dieser mit steigender Höhe steigt. Durch die Verwendung unterschiedlicher voneinander unabhängiger Sensoren wird die Genauigkeit erhöht, für eine weitere Verbesserung wird eine Kalman Filterung angewendet (siehe Kapitel 6.3).

Im freien Flug, dem längsten Abschnitt des gesamten Fluges kann die Höhenberechnung nur mehr durch die Messung der Beschleunigung erfolgen. Um aus dem verrauschten Messwert dennoch eine möglichst genaue Positionsbestimmung erhalten zu können, wird auch in diesem Flugabschnitt auf eine Kalman-Filterung zurückgegriffen (siehe Kapitel 6.3)

6.3 Kalman Filterung

Der Kalman Filter ist ein mathematischer Filter, welcher das Nutzsignal vom Störsignal trennt. Der erwartete Messwert für den nächsten Punkt wird vorausberechnet und mit dem zu diesem Zeitpunkt gemessenen Wert verglichen. Beide Werte sind fehlerbehaftet, durch die Kombination dieser Werte kann eine präzisere Positionsbestimmung erfolgen. Im Gegensatz zu anderen statistischen Methoden (wie zum Beispiel Gleitender Mittelwert) ist der Kalman-Filter für Echtzeitanwendungen geeignet. [26]

6.3.1 Geschichtlicher Hintergrund

In den 1960ern wurde der Kalman Filter für die Navigation der Apollo Mission eingesetzt. Aus heutiger Sicht ist kaum mehr nachvollziehbar mit welcher geringer Rechenleistung die gesamte Mission auskommen musste. Hervorragende Entwicklungen im Bereich Echtzeit-Programmierung und Regeltechnik entstanden aus dieser Not heraus. [8]

Der Kalman Filter ist für die Anwendung des geplanten Sensor Konzeptes sehr gut geeignet, da auch hier, durch den Mikrokontroller, nur eine begrenzte Rechenleistung zur Verfügung steht.

6.3.2 Funktionsweise

Der Kalman Filter kann in zwei Grundschr tte unterteilt werden. Im ersten Schritt wird aus einer Vorhersage mit Korrektur die beste Schätzung für die nächste Position getroffen. Im zweiten Schritt wird die vorausgesagte Messung dann mit der Messung verglichen und es ergibt sich eine Abweichung, welche Innovation genannt wird. Ein wichtiges Werkzeug für den Kalman Filter ist der Kalman-Gain. Dieser gibt an, ob die reale Messung, oder die Vorhersage vertrauenswürdiger ist. Durch die Korrektur des Zustandes mit Hilfe der Innovation gewichtet durch den Kalman-Gain, wird ein neuer Zustand berechnet, welcher die beste Schätzung für die aktuelle Position ist. [39]

6.3.3 Mathematische Grundlagen

Der Zustandsvektor muss so gewählt werden, das der nächste Zustand aus dem vorherigen Zustand mittels Zustandsmatrix und einem zusätzlichen Systemeingang vollständig abgebildet werden kann. Ob dies der Fall ist, kann durch die Beobachtbarkeit überprüft werden. In weiterer Folge dient die Ausgangsmatrix um den Zusammenhang zwischen Messung und Zustand zu beschreiben. Dadurch kann eine Messvorhersage getroffen werden, welche mit der tatsächlichen Messung abgeglichen werden kann. Die Berechnung des Kalman Gains, welcher für die Zustandskorrektur notwendig ist startet mit der Kovarianz des aktuellen Zustandes. Dies ist ein Wert dafür, wie genau wir unseren Zustand kennen [39]. Der Kalman Gain dient dazu, den Schätzfehler zu minimieren. [20]

Ist die Zustandskorrektur berechnet, so kann wieder bei der Zustandsvorhersage für den nächsten Punkt fortgesetzt werden. Der gesamte Kreislauf ist in Abb.6.1 abgebildet.

6.3.4 Anwendungsfall

Unter 25 Kilometer

Für den Anwendungsfall wurde ein Modell dritter Ordnung angenommen. Hierbei ist der Zustand der Rakete durch ihre Position, Geschwindigkeit und Beschleunigung vollständig definiert. Dementsprechend wurde auch der Zustandsvektor \vec{X} definiert.

$$\vec{X}_k = \begin{bmatrix} h \\ v \\ a \end{bmatrix}$$

Da die Beschleunigung ein Teil des Zustandsvektors ist, können Beschleunigungsänderungen zwischen zwei Zuständen betrachtet werden. Die Zustandsmatrix \vec{F} welche zum Berechnen des nächsten Zustandes notwendig ist, wird über die Bewegungsgleichung bestimmt. Als Annahme für die Vorhersage wurde eine linear beschleunigte Bewegung gewählt.

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} 1 & T_s & \frac{T_s^2}{2} \\ 0 & 1 & T_s \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

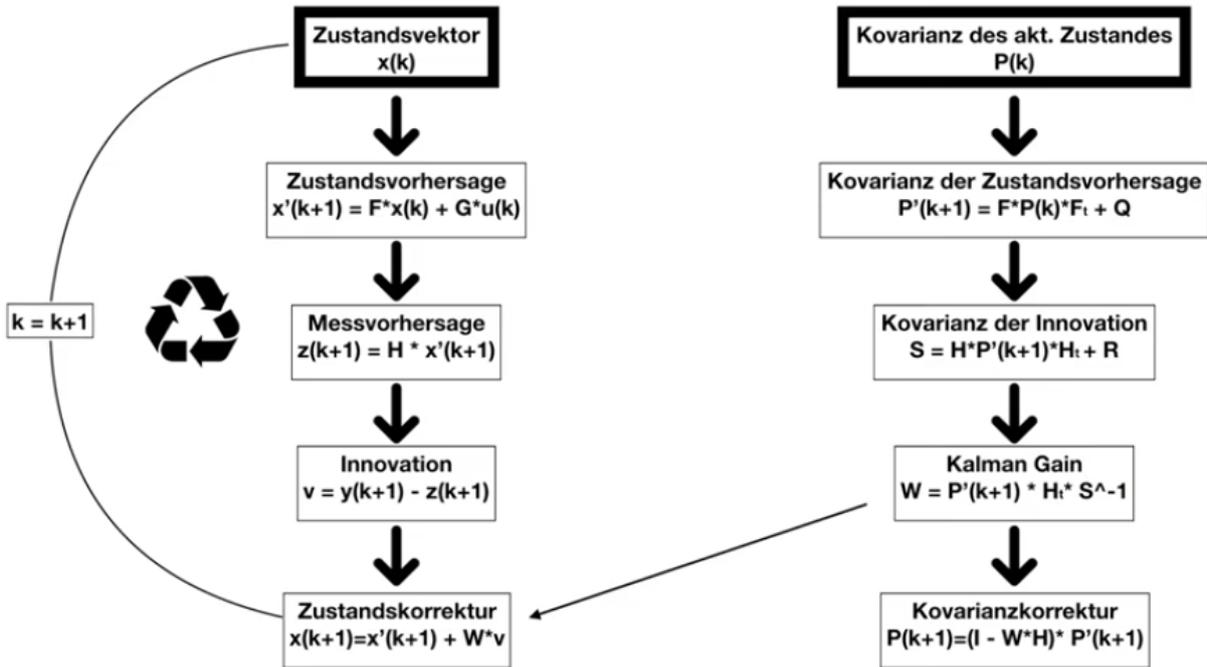


Abbildung 6.1: Mathematische Schritte des Kalman Filters [39]

Mittels Zustandsmatrix wird für die Berechnung der Zustandsvorhersage \vec{X} nur der alte Zustand berücksichtigt. Gibt es eine Kraft die auf das Objekt wirkt, so wird diese durch den Systemeingang beschrieben.

Im betrachteten System wird die Rakete durch den Antrieb stetig beschleunigt. Durch den Massenverlust der Rakete, welcher mit der Verbrennung des Treibstoffes einhergeht und dem veränderlichen Luftwiderstand kommt es laufend zu einer Änderung der Beschleunigung. Diese Änderung kann bei der Zustandsberechnung über den Systemeingang abgebildet werden. Der Systemeingang muss nicht gezwungenermaßen den Einheiten des Zustandes entsprechen und wird über die Eingangsmatrix umgerechnet. Durch den Raketenschub ändert sich nur die Beschleunigung des Systems, dementsprechend ergibt sich der Systemeingang zu einem Skalar Δa . Der Wert der theoretischen Beschleunigungsänderung ergibt sich aus Berechnungen mittels openrocket (siehe Kapitel 2.1). Die Beschleunigungsänderung wird als konstant zwischen zwei Abtastintervallen angenommen. Die Schwankungen der Beschleunigungsänderung werden mit dem Systemrauschen betrachtet.

Die Berechnung der Raketenbewegung in voller Komplexität ist in Echtzeit auf dem Mikrocontroller nicht möglich, da hierfür komplexere Simulationsmodelle notwendig sind. Um die theoretische Beschleunigungsänderung dennoch in den Kalman-Filter implementieren zu können, wurde die in openrocket berechnete Beschleunigung in Abhängigkeit der Zeit dargestellt und anschließend durch einfache Gleichungen gefittet (siehe Abb. 6.2). Da der Luftwiderstand im Laufe des Fluges einen maximalen Wert annimmt

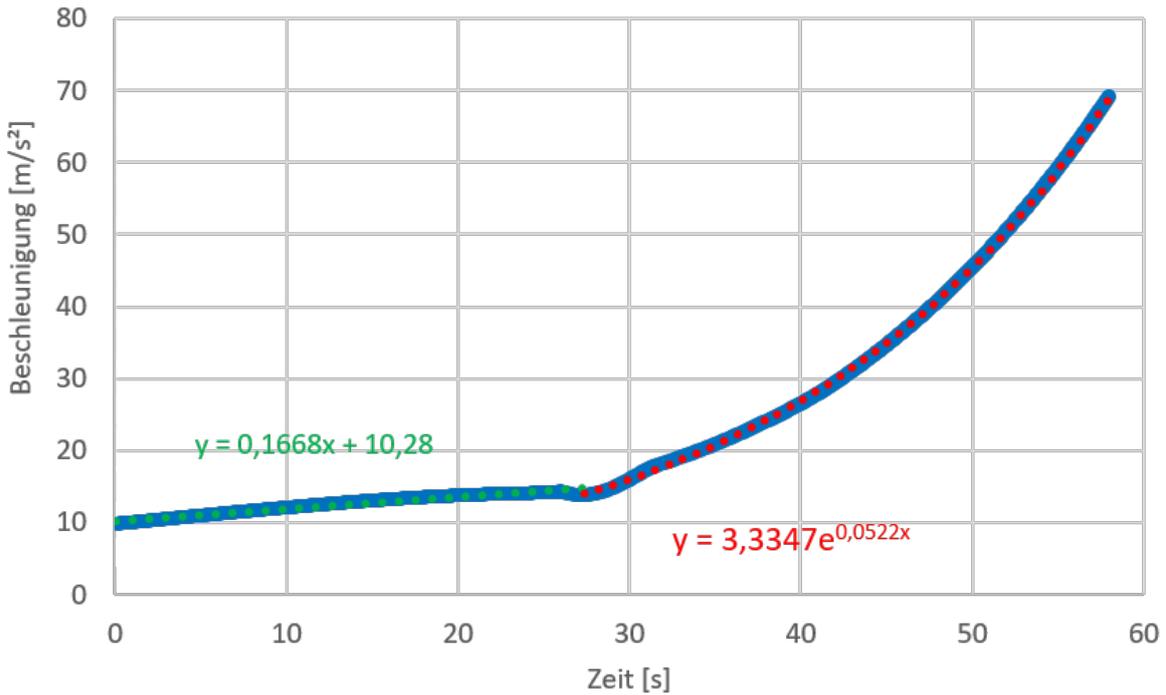


Abbildung 6.2: Fit für den Systemeingang des Kalman Filter von der simulierten Raketenbeschleunigung

und dann wieder fällt, und die Geschwindigkeitsänderung vom Luftwiderstand abhängt ist eine Beschreibung durch eine einzige einfache Gleichung nicht zielführend, da hier der Fehler sehr groß wird. Deshalb wurde entschieden die Beschleunigungsänderung für den Fit in zwei Abschnitte zu unterteilen. Betrachtet man den Flugabschnitt bis ca. 25s, so kann die Beschleunigung in diesem Abschnitt mittels $y = 0,1668x + 10,28$ angenähert werden. Die berücksichtigte Beschleunigungsänderung ergibt sich durch die erste Ableitung nach der Zeit zu $\Delta a = 0,1668$.

Im zweiten Flugabschnitt, bei fallendem Luftwiderstand kann die Beschleunigung durch die exponentielle Kurve $y = 3,3347 * e^{0,0522x}$ angenähert und die betrachtete Beschleunigungsänderung mit $\Delta a = 0,174071 * e^{0,0522t}$ vereinfacht berechnet werden. Der Übergang zwischen den zwei gewählten Modellen gibt der Zeitpunkt des maximalen Luftwiderstandes an, da der Luftwiderstand die Beschleunigung bremst. Der Luftwiderstand ist durch die Luftdichte, die Form des Körpers und die Relativgeschwindigkeit zwischen Körper und Luft beschrieben. (siehe Formel 6.1) [16]

$$F_{LR} = \frac{1}{2} * A * c_W * \rho_{Luft} * v^2 \quad (6.1)$$

Bei unveränderter Geometrie führt eine höhere Geschwindigkeit zu steigendem Luftwiderstand, die größere Höhe (proportional zur Luftdichte) hingegen führt zu einem

sinkenden Luftwiderstand. Zu Beginn hat die Geschwindigkeit einen größeren Effekt, ab einer gewissen Höhe ist jedoch die Luft so dünn, dass dieser Effekt überwiegt. Als Vereinfachung wird deshalb nicht der Luftwiderstand als gesamtes für den Wechsel vom ersten zum zweiten Teilabschnitt betrachtet, sondern die Höhe als Indikator für den Wechsel der Modelle herangezogen. Bis zu einer Höhe von 4430m wird mit dem linearen Anstieg der Beschleunigung gerechnet, für größere Höhen wird bis zur Abschaltung des Triebwerks mit der exponentiellen Steigerung der Beschleunigung gerechnet.

Um diese Änderung in der Zustandsmatrix zu berücksichtigen ergibt sich, analog zu dem Beschleunigungseinfluss in den zuvor betrachteten Bewegungsgleichungen, der linear beschleunigten Bewegung eine Eingangsmatrix \vec{G}

$$\vec{G} = \begin{bmatrix} \frac{T^2}{2} \\ T_s \\ 1 \end{bmatrix}$$

Um den berechneten neuen Zustand mit der tatsächlichen Messung vergleichen zu können, wird aus der Zustandsvorhersage mit Hilfe der Ausgangsmatrix die Messvorhersage berechnet. In dem in dieser Arbeit betrachteten Fall kann der Luftdruck und die Beschleunigung gemessen werden. Dementsprechend wird die Ausgangsmatrix \vec{H} so definiert, dass aus dem Zustand die dazugehörige Messung berechnet werden kann.

$$\vec{H} = \begin{bmatrix} bar. & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

bar. steht für die barometrische Höhenformel welche zur Umrechnung von Höhe in Luftdruck notwendig ist. Es wird hierfür die je nach Höhenschicht die passende Höhenformel gewählt (siehe Formel 4.1 und 4.2).

Nachdem die Innovation aus der Differenz der tatsächlichen Messung und der Messvorhersage gebildet wurde, kann die Zustandskorrektur mit Hilfe des Kalman-Gain berechnet werden.

Für die Definition des Kalman-Gain ist das System- und das Messrauschen notwendig. Das Systemrauschen \vec{Q} beschreibt die Ungenauigkeit der Modellierung und fließt in die Kovarianz der Zustandsvorhersage ein.

Die Zustandsmatrix wurde unter der Annahme aufgestellt, dass die Rakete ideal senkrecht fliegt. Wenn der Flug nicht ideal senkrecht ist treten zwei Effekte auf, welche bei der Aufstellung der Bewegungsgleichung nicht betrachtet wurden. Durch die senkrecht wirkende Schwerkraft wird bei Schiefelage eine verfälschte Beschleunigung angenommen, da der gegen Beschleunigungsrichtung wirkende Schwerkraftanteil etwas geringer ist, kann durch den Schub der Rakete eine leicht größere Beschleunigung erreicht werden, als die Berechnung aus openrocket annimmt.

Dem entgegen wirkt der Fehler durch die real geringere Flughöhe aufgrund des Winkels als rein durch die Beschleunigung berechnet. Aufgrund dessen ist der Luftwiderstand höher als angenommen und es kommt zu einer geringeren Beschleunigung als im System prognostiziert.

Der geschätzte Fehler, welcher durch den schiefen Schub entsteht, wird durch das Kräfteparallelogramm auf $0,01\text{m/s}^2$ abgeschätzt. Der Fehler durch den höheren Luftdruck ist aufgrund des geringen Höhenfehlers (100m auf Gesamtlänge) deutlich niedriger. Wie oben beschrieben wird im Systemrauschen die nicht konstante Beschleunigungsänderung durch die beschriebenen Effekte abgebildet. [20]

Für das Systemrauschen wird als Varianz der geschätzte Fehler von $0,01\text{m/s}^2$ angenommen. Die Abweichungen zum idealisierten System werden durch partiell konstantes Rauschen modelliert. Das bedeutet, dass über ein Abtastintervall ein konstantes Rauschen vorliegt. Dadurch ergibt sich für das Systemrauschen \vec{Q} :

$$\vec{Q} = \begin{bmatrix} \frac{T_S^4}{36} & \frac{T_S^3}{12} & \frac{T_S^2}{6} \\ \frac{T_S^3}{12} & \frac{T_S^2}{6} & \frac{T_S}{6} \\ \frac{T_S^2}{6} & \frac{T_S}{6} & 1 \end{bmatrix} * Var(z_a)$$

Das Messrauschen \vec{R} beschreibt die Unsicherheit der Messung. Dieses setzt sich unter anderem aus den gemessenen Werten bei Stillstand, elektrischem Rauschen sowie dem Temperatureinfluss zusammen. Nachdem die im Datenblatt beschriebenen Werte nur als Richtwerte dienen und nicht auf einzelne Sensoren abgestimmt sind, wurde für die Bestimmung des Messrauschens eine Versuchsreihe durchgeführt. Hierfür wurde bei unterschiedlichen Temperaturen das Gesamtsystem in Ruhe gemessen (siehe Kapitel 5). Unter der Annahme, dass es sich beim Messrauschen um einen mittelwertfreien gaußverteilten Fehler handelt, fließt die gemessene Standardabweichung in die Kovarianz der Innovation ein und setzt sich im betrachteten Fall aus dem Fehler der Druckmessung sowie dem Fehler der Beschleunigungsmessung zu folgender Matrix zusammen:

$$\vec{R} = \begin{bmatrix} \sigma_{00} & \sigma_{01} \\ \sigma_{10} & \sigma_{11} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_{druck} & 0 \\ 0 & \sigma_{beschl.} \end{bmatrix}$$

Da die beiden Messmethoden nicht korrelieren, ist die Matrix des Messrauschens eine Diagonalmatrix der Messwerte. Aufgrund der starken Temperaturabhängigkeit der Varianzen sind die Zahlwerte für das System an den definierten Temperaturen zu eruieren. Wird die Messung bei Raumtemperatur durchgeführt, so ergibt sich $\sigma_{druck} = 0,1617$ und $\sigma_{beschl.} = 0,0147$. Mit dem Kalman-Gain wird schlussendlich aus der Zustandsvorhersage \vec{X} die beste Schätzung des neuen Zustandes berechnet. Dieser Zustand dient in der nächsten Iteration als Anfangszustand.

Um den Kalman-Filter überhaupt anwenden zu können muss das betrachtete System beobachtbar sein. Die Beobachtbarkeit gibt Information darüber, ob unbekannte Größen geschätzt werden können. Ein System ist beobachtbar, wenn jeder Zustand des Systems in endlichem Zeitbereich aus Eingangsgröße und Ausgangsgröße bestimmt werden kann. Dies ist der Fall, wenn der Rang der Beobachtbarkeitsmatrix \vec{S}_B mindestens der Ordnung des Systems entspricht. Die Betrachtung muss im zeit-diskreten System geschehen, da es möglich ist, dass das System nur im kontinuierlichen Fall beobachtbar ist. [20]

$$\text{Rang}(S_B) = \text{Rang} \left(\begin{array}{c|c} \mathbb{H} & \\ \hline \mathbb{H} * \mathbb{F}_d & \\ \mathbb{H} * \mathbb{F}_d^2 & \end{array} \right) = \text{Rang} \left(\begin{array}{ccc|c} \text{bar} & 0 & 0 & \\ 0 & 0 & 1 & \\ \text{bar} & T_S & \frac{T_S^2}{2} & \\ 0 & 0 & 1 & \\ \text{bar} & 0 & 0 & \\ 0 & 0 & 1 & \end{array} \right) = 3 \quad (6.2)$$

Im betrachteten Fall handelt es sich um ein System dritter Ordnung und der Rang der Beobachtbarkeitsmatrix ergibt nach Formel 6.2 drei. Damit ist das System im vorliegenden diskreten Fall beobachtbar.

Über 25 Kilometer

Setzt man auch in diesem Flugabschnitt die Zustandsgleichung mit Höhe, Geschwindigkeit und Beschleunigung an, so erhält man unter der gegebenen Voraussetzung, dass in dieser Höhe nur die Beschleunigungsmessung zur Verfügung steht, für die Ausgangsmatrix.

$$\vec{H}_k = [0 \quad 0 \quad 1]$$

Betrachtet man dann die Beobachtbarkeit wie in Formel 6.2, so kommt man zu dem Ergebnis, dass das System unter diesen Voraussetzungen nicht beobachtbar ist, da es ein System dritter Ordnung ist, aber der Rang der Beobachtbarkeitsmatrix \vec{S}_B kleiner ist.

$$\text{Rang}(S_B) = \text{Rang} \left(\begin{array}{ccc|c} 0 & 0 & 1 & \\ 0 & 0 & 1 & \\ 0 & 0 & 1 & \end{array} \right) = 1 \quad (6.3)$$

Um einen beobachtbaren Zustand aus einer einzigen gemessenen Größe zu erhalten, kann der Zustand gleich der Messgröße festgelegt werden. Im aktuellen Beispiel ergibt sich damit der Zustandsvektor zu einem Skalar $\vec{X}=a$. Daraus ergibt sich sowohl für die Eingangsmatrix als auch für die Zustandsmatrix und für die Ausgangsmatrix $\vec{G} = \vec{F} = \vec{H} = 1$. Damit ergibt sich $\vec{S}_B = 1$ und die Ordnung des Systems ist ebenfalls 1. Das System ist beobachtbar und kann mittels Kalman-Filterung berechnet werden. System und Messrauschen sind in diesem Fall ebenfalls Skalare und ergeben sich aus den Varianzen.

Da im Anwendungsfall die Höhe eine essenzielle Größe ist und mit dem eben beschriebenen Modell nicht abschätzbar ist, muss diese außerhalb vom Kalman-Filter extra berechnet werden. Dafür wird wie schon in den unteren 25km eine linear beschleunigte Bewegung angenommen. Nachdem es keine anderen Referenzsensoren auf dieser Höhe mehr gibt, muss die Annahme getroffen werden, dass dieses Modell fehlerlos ist. In dieser Höhe wird nur der Fehler der Beschleunigungsmessung und der Fehler der vorhergesagten Beschleunigung betrachtet.

6.4 Fehlerbetrachtung

Es gibt zwei Arten von Fehlern, bei den statistischen Fehlern kommt es zu zufälligen positiven und negativen Abweichungen beim Messen. [13] Diese wurden im Kalman-Filter betrachtet und dort bestmöglich minimiert.

Die systematischen Fehler treten auf, wenn Effekte unberücksichtigt bleiben oder mit einem falschen Maßstab gemessen wird. Bei dieser Art von Fehlern weicht die Messung um einen konstanten Wert von der Realität ab. [13] In folgendem Kapitel werden all jene Fehler und deren Auswirkung auf das Gesamtsystem betrachtet, welche nicht im Systemrauschen und im Messrauschen des Kalman Filters behandelt wurden.

6.4.1 Systematische Fehler

Bei allen Sensoren kommt es, wie in Kapitel 5.8 gezeigt, aufgrund von Temperaturschwankungen zu einem veränderlichem Offset. Um diesen Fehler minimieren zu können, sollten die Umgebungstemperaturen um die Sensoren bekannt sein und mögliche konstant gehalten werden. Unter bekannten Voraussetzungen müssen anschließend mehrere Messungen durchgeführt werden um die systematischen Fehler von den statistischen Fehlern zu trennen. Mit durchwegs auftretenden Fehlern (systematische Fehler) werden die Messwerte direkt korrigiert, um anschließend mittels Kalman Korrektur die statistischen Fehler ebenso minimieren zu können.

6.4.2 Sensorschaden

Leider kann es aufgrund von äußeren Einflüssen dazu kommen, dass einzelne Sensoren (zeitweise) ausfallen oder falsche Werte liefern. Kommt es zu einem Totalausfall oder falschen Werten eines oder mehrerer Sensoren, so muss in der Auswertung sichergestellt werden, dass diese Sensoren von der Auswertung ausgeschlossen sind. Falsche Werte sind wesentlich schwieriger zu detektieren, als ein Totalausfall, wo es zu keinen Messwerten kommt.

Bei den Drucksensoren kann es durch die schlechte Verbindung einzelner Kabel zu falschen Werten kommen. Bei den ersten Vibrationsprüfungen kommt es zum Beispiel zu gemessenen Temperaturwerten von $1.4 * 10^7$ °C. Da im Betrieb keine Reparatur möglich ist wird davon abgesehen den Verbindungsverlust einzelner Kabel zu analysieren und auszuwerten. Stattdessen wird allgemein überprüft, ob die gemessenen Werte realistisch sind (siehe Kapitel 6.4.3). Aufgrund der Tatsache, dass die Höhe nicht direkt gemessen wird, sondern unter anderem aus den Druckwerten berechnet wird, kann es bei unerwarteten Druckschwankungen (siehe Kapitel 5.7) zu falschen Interpretationen führen, auch wenn keine falschen Messwerte zur Verfügung stehen. Dieses Problem wird ebenfalls durch die Überprüfung der Messwerte auf Zuverlässigkeit behoben.

Bei den Beschleunigungssensoren beeinträchtigt aufgrund des Aufbaues der Ausfall einer Achse nicht die anderen Messachsen. Aufgrund analoger Auswertung mit direktem Eingang auf dem Mikrocontroller ist die Anzahl der Fehlerquellen sehr gering.

Kommt es zu einem Verbindungsfehler beider differentieller Leitungen, so wird vom Sensor kein Messwert übertragen. Nachdem aber die Abfrage der Eingänge aufrecht bleibt, können durch die elektrischen Felder der Umgebung Störeinflüsse gemessen werden. Da die Störeinflüsse nicht bekannt sind, wird auch hier, um falsche Messungen dieser Art ausschließen zu können der Sensorwert im Vorfeld auf Sinnhaftigkeit geprüft.

Bei einer Betrachtung der Eingangswerte vor der Berechnung der Beschleunigung müssen pro Achse zwei Werte betrachtet werden. Dies erhöht den Rechenaufwand, dafür kann im Nachgang bei einem detektierten Fehler auf die gesamte Berechnung verzichtet werden. Der Grund für die Betrachtung im Vorfeld liegt jedoch darin, dass aufgrund der differentiellen Messweise die Differenz der beiden Eingänge bei einer Fehlfunktion beider durch Zufall innerhalb des vorgegebenen Vertrauensbereiches liegen können.

Die Drehratensensoren haben aufgrund der Art der Auswertung die meisten Fehlerquellen. Wie schon bei den Drucksensoren erwähnt, kann es durch die Verbindung der I²C Leitungen zu Fehlern kommen. Dies zeigt sich in einem Totalausfall des Gesamtsystems (siehe Kapitel 5.9) In diesem Fall sind alle drei Achsen gleichermaßen betroffen. Da auch die Drehratensensoren über analoge Ausgänge verfügen, kann es wie bei den Beschleunigungssensoren schon erwähnt zu Fehlern durch Verbindungsverlust des Analogeingangs am ADC kommen. Auch hier wird dann am Eingang die Störung durch die elektrischen Leitungen rundherum detektiert. Um eine Fehlerfreiheit der Daten sicherzustellen müssen somit beide Arten von Fehlern abgefangen werden.

6.4.3 Fehlerkorrektur

Aufgrund der Flugrichtung der Rakete sinkt der Luftdruck stetig. Für die Höhenmessung kann somit als Annahme für eine korrekte Messung getroffen werden, dass der gemessene Luftdruck geringer sein muss, als der Luftdruck bei der letzten Messung. Kommt es zu einem Druckanstieg im Vergleich zur letzten Messung, so muss die Messung ignoriert werden und darf nicht in die Höhenberechnung mit einbezogen werden. Da sich durch den Wegfall einer Messung die Ausgangsmatrix und damit die Beobachtbarkeit ändert, muss in diesem Fall auf das Modell über 25km Höhe zurückgegriffen werden. Um einen unrealistischen Druckabfall durch fehlerhafte Messungen ausschließen zu können muss das Messergebnis auch in Richtung geringeren Drucks abgesichert werden. Hierfür kann mit der Maximalgeschwindigkeit die Druckänderung zwischen den Abtastzeiten berechnet werden. Um eine zusätzliche Sicherheit zu bekommen wurde die maximale zu erwartende Geschwindigkeit bei dem gesamten Flug simulativ eruiert und die Druckberechnung für den zurückgelegten Weg bei maximaler Druckänderung über die Höhe eruiert. Die beiden Extrema werden im Realfall nicht gleichzeitig auftreten. Mit einer Geschwindigkeit von ca. 1400m/s kommt es in einem Abtastintervall von ca. 0.1s zu einem zurückgelegten Weg von 140m. Bei maximalen Druckabfall, welcher am Anfang der Flugphase auftritt bedeutet das in etwa einen Druckunterschied von 150mbar. Fällt der Druck schneller als der akzeptierte Druckunterschied, so sollte auch dieses Messergebnis ignoriert und nicht in die Höhenberechnung mit einbezogen werden. Die genannten Grenzwerte für die Fehlerkorrektur sind bei weiteren Raketentests zu validieren, bevor sie in unter Realbedingungen zum Einsatz kommen.

Die Überprüfung bei den Beschleunigungssensoren sollte wie schon in Kapitel 6.4.2 beschrieben an den Rohdaten der Messung durchgeführt werden. Diese werden einerseits über den Vergleich mit den vorangegangenen Messwerten und andererseits durch den Vergleich zum jeweils anderen Messeingang überprüft. Dadurch ist ein Ausfall einer Verbindung genauso abgesichert wie auch der Ausfall von zwei Verbindungen gleichzeitig oder ein unerwartetes Störsignal des Sensors. Beim Vergleich mit der vorangegangenen Messung kann die für den Systemeingang angenäherte Beschleunigungsänderung (siehe Kapitel 6.3.4) herangezogen werden. In einem Abtastintervall ergibt dies eine maximale Beschleunigungsänderung von 0.2m/s^2 . Hierfür ist Start und Abschaltung des Triebwerkes ausgenommen. Auf die analogen Messwerte der einzelnen Verbindungen zurückgerechnet ergibt das eine Änderung von 5 . Aufgrund der vielen Schätzungen ist hier eine größere Sicherheit zu empfehlen und die Zulässigkeitsgrenze kann zum Beispiel bei einer Änderung von 10 gezogen werden. Beim Vergleich der Messeingänge untereinander ist sicherzustellen, dass sowohl der Plusseingang als auch der Minuseingang vom Offset gleich weit entfernt ist. In gegebenem Aufbau war der Offset ca. 340. Weicht einer der beiden Eingänge mehr als 10% vom Anderen ab, kann davon ausgegangen werden, dass ein Verbindungsproblem aufgetreten ist. Auch hier gilt schon wie bei den Druckmessungen, dass die genannten Grenzwerte für die Fehlerkorrektur erste Näherungswerte sind und diese in weiteren Raketenflügen auf Funktionalität getestet werden müssen.

Kann durch weiterführende Versuche eine bekannte Vibration der Rakete identifiziert werden, so kann diese unter Umständen in der Berechnung der Messwerte berücksichtigt werden, da es sich hierbei zwar um real gemessene Beschleunigungen handelt, diese aber in betrachtetem Fall nur ein dem Nutzsignal überlagertes Störsignal sind. Für die Identifikation bekannter Frequenzen sind einige Versuche an der zu messenden Rakete durchzuführen um die entstandenen Vibrationen durch die Verbrennung herauszufinden. Da keine Raketenflüge mit der zu testenden Rakete durchgeführt werden konnten, konnte dies im Zuge der Arbeit nicht durchgeführt werden.

6.4.4 Redundante Auslegung

Aufgrund der Kritikalität der Lage und Positionsbestimmung sollte nach Möglichkeit das gesamte System redundant ausgelegt werden. Ist dies aus gewichtstechnischen bzw. platztechnischen Gründen nicht möglich, so sind zumindest die Schwachstellen, welche im Laufe der Untersuchungen identifiziert wurden, redundant auszulegen. Hierzu zählen unter anderem die Drucksensoren aufgrund der auftretenden Verbindungsproblematik. Durch das geringe Eigengewicht sollte es möglich sein zumindest zwei Drucksensoren mitzuführen. Bei einzelnen Sensorausfällen kann die Lage und Position der Rakete mittels Berechnungen abgeschätzt werden, wenn aber der Mikrocontroller ausfällt, so gibt es keine Angabe über die Lage und Position. Um sicherzustellen, dass dies der Fall ist sollte im Aufbau eine Backup Batterie in Betracht gezogen werden.

7 Positionierung und Lagerung der Sensoren

Um möglichst unverfälschte Messungen über die Bewegung der Rakete zu erhalten, konnten im Laufe der Untersuchungen einige Punkte identifiziert werden, welche es bei der Montage zu beachten gilt. Aufgrund der fehlenden Kenntnis über die Innenarchitektur der zu messenden Rakete und um möglichst für andere weitere Projekte auch nutzbar zu sein wurde im Zuge der Arbeit keine exakte Positionierung festgelegt, vielmehr wurden die zu beachtenden Parameter identifiziert.

7.1 Positionierungsanforderungen einzelner Komponenten

Infolge der abweichenden Messverfahren der unterschiedlichen Sensoren, muss die optimale Positionierung der einzelnen Komponenten einzeln betrachtet werden. Zusätzlich sind noch Anforderungen an das Gesamtsystem, welche unter anderem die Verbindungen zwischen den Einzelkomponenten betrifft, zu betrachten.

7.1.1 Verbindungswege

Wie in Kapitel 5.4 gezeigt, kann die Verbindung über Kabel zu potentiellen Schwachstellen führen. Um das zu vermeiden sollte die Verdrahtung möglichst minimalistisch ausgeführt sein und eine geringe Bewegungsfreiheit aufweisen. Je mehr Schnittstellen vorhanden sind, desto mehr Fehlerquellen sind vorhanden.

Eine Minimierung der Fehler kann durch die Verwendung von gedruckten Leiterplatten und durch die Optimierung der Sensoranschlüsse erzielt werden. Optimierungsbedarf hinsichtlich Verbindungen ist durch die IMU gegeben, da die Lötverbindungen der dünnen Kabel sichtlich ein großes Fehlerpotential bergen.

Durch die Kommunikation über den i^2C Bus mit einem Teil der Sensoren ist hier zusätzlich die Länge des Kabels zu berücksichtigen. Der i^2C Bus ist nicht dafür ausgelegt über lange Strecken zu kommunizieren. Aufgrund seiner Funktionsweise sollte eine maximale Kapazität von 400pF nicht überschritten werden, denn dadurch kann es zu Timingproblemen kommen. [21] Infolge des begrenzten Platzes innerhalb einer Rakete sollte es aber durch diesen Punkt keine Einschränkungen geben.

7.1.2 Drucksensoren

Um fundierte Daten für die Höhenberechnung nach der Höhenformel zu erhalten muss durch die Drucksensoren der Luftdruck außerhalb der Rakete bestimmt werden. Eine Positionierung im Inneren der Rakete ist kein Problem, so lange sichergestellt werden kann, dass der gemessene Druck dem Außendruck entspricht. Einige Punkte sind hierfür zu beachten.

Es darf durch Bohrungen in der Raketenwand im Bereich des Drucksensors nicht zu einem Düseneffekt kommen, da dadurch aufgrund des Venturi-Effekts der Druck im Gegensatz zum realen Außendruck verringert werden könnte. Ein Anbringen des Drucksensors an der Außenwand ist aus gleichem Grund nicht empfehlenswert, da durch die vorbeiströmende Luft im Flug ein Unterdruck im Gegensatz zum realen Luftdruck in diesem Bereich gemessen werden würde [33].

Beim Raketenflug (siehe Kapitel 5.7) kam es zu starken Druckschwankungen innerhalb der Rakete. Aufgrund der Montage innerhalb einer eigenen abgeschlossenen und zugeklebten Box kann man die im Vorfeld erwähnten strömungsbedingten Effekte hier ausschließen. Eindeutig zu erkennen ist jedoch ein Druckanstieg beim Zünden des Schwarzpulvers, im Idealfall sollte der Drucksensor in der Einbausituation so platziert werden, dass die Druckwelle vom Schwarzpulver ausgehend nicht detektiert wird. Ist dies nicht möglich, so kann diese Fehlmessung rechnerisch korrigiert werden (siehe Kapitel 6.4).

7.1.3 Beschleunigungssensoren

Für die korrekte Messung der Beschleunigung ist zu beachten, dass die Achse des Beschleunigungssensors mit der Raketenachse übereinstimmt. Würde es hier zu einer Abweichung kommen, so wird entsprechend des Kräfteparallelogramms eine geringere Beschleunigung gemessen, als tatsächlich anliegt.

Für die Montage ist damit eine Ausrichtung des Sensors auf die Raketenachse mittels Wasserwaage unumgänglich. Soll ein Beschleunigungssensor durch die Messung der Zentrifugalkraft als Back-Up für die Kontrolle der Eigenrotation der Rakete eingesetzt werden, so ist dieser möglichst weit von der Rotationsachse entfernt zu platzieren. Dadurch wird die messbare Beschleunigung bei gleicher Rotation (Winkelgeschwindigkeit) am größten, da die Beschleunigung direkt proportional zum Radius ist. [35]

Zur bestmöglichen Detektion der Raketenbeschleunigung gilt es Störbeschleunigungen möglichst zu minimieren. Durch die Kalman-Filterung (siehe Kapitel 6.3) können gemessene Beschleunigungen, welche nicht auf die lineare Beschleunigung der Rakete zurückzuführen sind, wie zum Beispiel Vibrationen, verbessert werden. Dennoch sollte schon bei der Montage auf eine gute Verbindung zwischen Rakete und Sensor geachtet werden um ein Verrutschen und zusätzliche Stöße durch die Bewegung des Sensors relativ zum Befestigungspunkt zu verhindern. Im Idealfall sollte der Beschleunigungssensor möglichst vibrationsarm mit der Rakete verbunden werden, damit möglichst wenig ungewollte Beschleunigungen gemessen werden, welche nachträglich gefiltert werden müssen.

7.2 Gesamtheitliches Positionierungskonzept

Durch die Analyse der Positionsanforderungen der Einzelkomponenten zeigt sich, dass keine konträren Positionsanforderungen gelten. Demnach kann das Gesamtsystem gemeinsam platziert werden. Ein großer Vorteil von der kompakten Platzierung sind kurze Verbindungswege und dadurch weniger Fehlerquellen. Nachteilig wirkt sich die Kompaktheit aufgrund der elektronischen Abwärme auf die geforderte Temperaturstabilität im System aus. Dadurch muss sichergestellt werden, dass die Abwärme abtransportiert werden kann.

8 Resümee

8.1 Zusammenfassung

In Folge der durchlaufenen Validierungen der Sensoren konnte festgestellt werden, dass die getesteten Druck- und Beschleunigungssensoren für den geplanten Einsatz der Positionsbestimmung einer Flüssigtreibstoffrakete, welche auf 100km fliegen soll, geeignet sind.

Im Gegensatz dazu musste bei der Berechnung der Lage im Raum der Rakete festgestellt werden, dass die gewünschte Genauigkeit mit den getesteten Komponenten nicht annähernd erreicht werden kann und hierfür ein anderes Messsystem verwendet werden muss.

8.1.1 Positionsbestimmung

Durch den für die Mondlandung im Jahr 1969 konzipierten Berechnungsalgorithmus (siehe Kapitel 6.3) kann auch mit stark verrauschten Messungen ein guter Positionswert ermittelt werden. Eine Erprobung des beschriebenen Kalman Filters konnte nicht durchgeführt werden, da es nur zu einem sehr kurzen, abgebrochenen Testflug mit der Rakete kam.

Durch den eingesetzten Berechnungsalgorithmus und den damit einhergehenden Vereinfachungen die für das System angenommen werden mussten zeigt sich, dass für die Positionsbestimmung der Rakete ein einachsiger Beschleunigungssensor ausreichend wäre.

Je mehr Sensoren für die Positionsbestimmung zur Verfügung stehen, desto genauer kann die Position eruiert werden. Unter 8km sind Beschleunigungssensoren, Drucksensoren und GPS erreichbar. Nachdem letzteres einen, vorallem im freien Feld, wie es bei einem Raketenflug der Fall ist, deutlich geringeren Fehler aufweist als die anderen Möglichkeiten, wird der Fehler der GPS Messung vernachlässigt und die Position als fehlerfrei angenommen. Solange eine Positionsbestimmung über GPS möglich ist, dient diese außerdem als Referenz für die anderen Sensoren.

Nach dem Ausfall der GPS-Messung bis zu einer Höhe von 25km sind Beschleunigungssensoren und Drucksensoren vorhanden. Um die Druckmessung sicherzustellen, ist es empfehlenswert zwei redundant ausgelegte Drucksensoren zu verwenden, da die getesteten Drucksensoren anfällig auf Verbindungsfehler sind. Für diesen Flugabschnitt wird die theoretische Position aus dem vorangegangenen Messschritt berechnet und mit den Messungen aus dem Beschleunigungssensor und dem Drucksensor mit Hilfe einer Gewichtung die wahrscheinlichste Position für den aktuellen Schritt eruiert.

Ab einer Höhe von 25km ist die Druckmessung nicht mehr vertrauenswürdig genug

und deshalb wird eine Kalman Filterung mittels Berechnung der Position und Korrektur durch die Beschleunigungsmessung durchgeführt. In Folge der geringeren Anzahl an Messsystemen muss auch der Kalman Algorithmus angepasst werden und nur die Beschleunigung wird abgeschätzt. Daraus wird unter der Annahme einer fehlerfreien Flugbahn die Position bestimmt.

8.1.2 Lage im Raum

Um eine möglichst geringe Abweichung zur Senkrechten durch Fehlmessungen beim Start zu haben, empfiehlt es sich den Startwinkel durch externe Sensoren mit einer Genauigkeit von 0.02° zu bestimmen. Die getesteten Drehratensensoren sind für die Bestimmung der Lage im Raum aus mehreren Gründen nicht geeignet. Bei Vibrationen werden je nach Achse bis zu einigen Grad pro Sekunde an Drehraten gemessen. Bei einer geforderten Fluggenauigkeit von ca. 2° ist der dadurch entstehende Fehler um einen Faktor 10 größer, als die geforderte Genauigkeit. Die zweite Schwierigkeit zeigt sich durch die Abtastrate. Unter der Annahme einer unveränderten Abtastrate zwischen zwei Punkten kommt es bei sehr kurz anhaltenden Drehraten durch die Aufsummierung über das gesamte Messintervall zu einem großen Fehler, da ein deutlich größerer Drehwinkel berechnet wird, als in Realität stattgefunden hat.

Ein möglicher Einsatz der Drehratensensoren in der Lagebestimmung liegt in der Detektion von Änderungen sowie in der Rotation um die Eigene Achse.

8.2 Ausblick

Um die erhaltenen Ergebnisse und die daraus folgenden Erkenntnisse zu vertiefen sollten vor einem Einsatz unter Realbedingungen weitere Untersuchungen angestrebt werden.

Durch weitere Raketenflüge könnten die in der Validierung der Sensoren festgestellten Druckschwankungen besser eingeordnet werden. Durch diese Überprüfung sollte festgestellt werden, in welchem Bereich der Rakete am wenigsten höhenunabhängige Druckschwankungen auftreten und ob die gemessenen Druckschwankungen durch den Triebwerkfehler verursacht wurden.

Für die Untersuchung der Drehratensensoren ist ein fehlerfreier Raketenflug ebenfalls von Vorteil, da die bisherigen Erkenntnisse dafür nur auf Vorversuchen beruhen, da durch den Triebwerksausfall sofort ein unkontrollierter Flug eingesetzt hat. Der notwendige Messbereich für eingesetzte Drehratensensoren sollte dadurch eruiert werden.

Weiterführende Untersuchungen zur Verbesserung der identifizierten Fehlerquellen können in drei Themen unterteilt werden.

Verbindungsstellen

In den Sensorvalidierungen wurden die Verbindungen und Schnittstellen als Fehlerquelle erkannt. Eine weiterführende Untersuchung möglicher Verbindungsmöglichkeiten zwischen Sensoren und Arduino in Zusammenarbeit mit den jeweiligen Sensorherstellern könnte das Ausfallrisiko durch Vibrationen drastisch verringern.

Temperatureinfluss

Der identifizierte Temperatureinfluss auf die Standardabweichung der Sensoren birgt ebenfalls ein Fehlerpotential, denn die Standardabweichung fließt im Zuge der Kalman-Filterung direkt in die Berechnung der Position mit ein. Eine weiterführende Untersuchung der Temperatur, welche in der Rakete im Flug an den Sensoren anliegen wird und gehalten werden kann wäre hier vorteilhaft. Mit der gewonnenen Erkenntnis ist die zu erwartende Standardabweichung der Sensoren mittels Versuchen in der Ruhelage zu identifizieren und im Realfall in der Kalman-Filterung zu berücksichtigen.

Lagebestimmung

Die Validierung der Sensoren zeigte als größtes Fehlerpotential die Lagebestimmung mittels Drehratensensoren. Um die geforderten Genauigkeit erreichen zu können sind weiterführende Tests mit anderen Messsystemen notwendig. Hardwaretechnisch liegt die Fehlerquelle der getesteten Drehratensensoren in der Empfindlichkeit gegenüber Vibrationen. Weiterführende Untersuchungen, um dieses Fehlerpotential zu minimieren, können mit Magnetometern als Lagesensoren bzw. mit den aufgrund der fehlenden Kompatibilität der Anschlüsse verworfenen beschleunigungskompensierten Neigungssensoren durchgeführt werden.

Literatur

- [1] Florian Precht (e1528512). *Design and Production Planning of a 10 kN Thrust Vectoring System*. Vienna University of Technology, Bachelor Thesis 2020.
- [2] Heinrich ABEL. *GPS: Global Positioning System – Funktionsweise und mathematische Grundlagen*. URL: <https://www.hs-esslingen.de/~abel/gps/Abel-GPS.htm>.
- [3] Physik für alle. *Corioliskraft*. URL: <https://physik.cosmos-indirekt.de/Physik-Schule/Corioliskraft>.
- [4] Alpin. *Orientierung mit dem GPS: Das müsst ihr wissen!* URL: <https://www.alpin.de/sicher-am-berg/41705/artikel>.
- [5] Arduino. *analogRead()*. URL: <https://www.arduino.cc/reference/de/language/functions/analog-io/analogread/>.
- [6] Arduino. *Konstanten*. URL: <https://www.arduino.cc/reference/de/language/variables/constants/constants/>.
- [7] *Base 11 Space Challenge: \$1 million+ student rocketry prize*. URL: <https://base11spacechallenge.org/>.
- [8] Claude Baumann. *Das Kalman Filter wird 50*. URL: https://www.convict.lu/htm/rob/Das%20Kalman%20Filter%20wird%2050_v_1.4.pdf.
- [9] Conrad. *USB - Wie funktioniert es und was bedeutet es?* URL: <https://www.conrad.at/de/ratgeber/technik-einfach-erklart/usb.html>.
- [10] Hans Dodel und Dieter Häupler. *Satellitennavigation* -. Berlin Heidelberg New York: Springer-Verlag, 2009. ISBN: 978-3-540-79444-8.
- [11] Warren Gay. *Raspberry Pi Hardware Reference* -. New York: Apress, 2014. ISBN: 978-1-484-20799-4.
- [12] GPS - in den Geowissenschaften. *Wellenausbreitung*. URL: https://ivvgeo.uni-muenster.de/vorlesung/GPS_Script/wellen_ausbreitung.html.
- [13] Ingenieurkurse. *SYSTEMATISCHE UND STATISTISCHE MESSFEHLER*. URL: <https://www.ingenieurkurse.de/physik/mathematische-grundlagen/systematische-und-statistische-messfehler.html>.
- [14] Keller. *Die piezoresistive Druckmesstechnik*. URL: <https://download.keller-druck.com/api/download/TcyEX9Ug2P8gw36uhvXAZc/de/2019-01.pdf>.
- [15] Kistler. *Piezoresistiver Drucksensor*. URL: <https://www.kistler.com/de/glossar/begriff/piezoresistiver-drucksensor/>.

- [16] LEIFIphysik. *Grundwissen Luftreibung*. URL: <https://www.leifiphysik.de/mechanik/reibung-und-fortbewegung/grundwissen/luftreibung>.
- [17] LEOTEC. *Neigungssensoren*. URL: https://leotec.at/index.php?g=produkte-rotorische_positionsmessung-neigungssensoren.
- [18] Wilfried Ley, Klaus Wittmann und Willi Hallmann. *Präzise GPS-Positionierung schnell bewegter Objekte mit Hilfe der Kalman Filterung*. M: Carl Hanser Verlag GmbH Co KG, 2019. ISBN: 978-3-446-45723-2.
- [19] Dirk Löbe. *Powerbank richtig lagern*. URL: <https://www.powerbank-guru.de/powerbank-richtig-lagern-um-schaeden-zu-vermeiden/>.
- [20] Reiner Marchthaler und Sebastian Dinger. *Kalman-Filter - Einführung in die Zustandsschätzung und ihre Anwendung für eingebettete Systeme*. Wiesbaden: Springer Fachmedien Wiesbaden, 2017. ISBN: 978-3-658-16727-1.
- [21] mikrocontroller. *I2C als Hausbus*. URL: https://www.mikrocontroller.net/articles/I2C_als_Hausbus.
- [22] Sampo Niskanen. *Development of an Open Source model rocket simulation software*. Espoo: Helsinki university of technology, Master Thesis 2009.
- [23] Reinhard Rahner. *1 - Der I2C Bus*. URL: <https://www.rahner-edu.de/grundlagen/signale-richtig-verstehen/i2c-besser-verstehen-1/>.
- [24] Mirko Ribow. *Ausbildungsseminar Klima und Wetter im WS09/10*. URL: www.physik.uni-regensburg.de/forschung/gebhardt/gebhardt_files/skripten/Druckundtemperatur.Ribow.pdf.
- [25] Bjorn Ryden. *Der richtige Beschleunigungs-Sensor für jede Anwendung*. URL: <https://www.elektormagazine.de/news/der-richtige-beschleunigungs-sensor-fur-jede-anwendung>.
- [26] Ing. Ella Schnur. *Handbuch der Raumfahrttechnik* -. Wien: Dissertation - Technische Universität Wien, 2009.
- [27] Dipl.-Phys. Knut Schuhmacher. *Design, Herstellung und Charakterisierung eines mikromechanischen Gyrometers auf der Basis der LIGA-Technik*. Forschungszentrum Karlsruhe GmbH: Fakultät für Maschinenbau der Universität Karlsruhe, 1999. ISBN: 978-3-658-16727-1.
- [28] Silicon Sensing. *MEMS Gyroscopes*. URL: <https://www.siliconsensing.com/technology/mems-gyroscopes/>.
- [29] Spektrum. *Lexikon der Geowissenschaften - Global Positioning System*. URL: <https://www.spektrum.de/lexikon/geowissenschaften/global-positioning-system/6108>.
- [30] Thomas Strang. *Lokalisierungsverfahren* -. Aachen: Shaker, 2008. ISBN: 978-3-832-27492-4.
- [31] TU Wien Space Team. *Houbolt*. URL: <https://spaceteam.at/txvbase11/>.

- [32] tec-science. *Herleitung der erweiterten barometrischen Höhenformel (adiabatische Atmosphäre)*. URL: <https://www.tec-science.com/de/mechanik/gase-und-fluessigkeiten/erweiterte-barometrische-hohenformel-fur-eine-adiabatische-atmosphere/#mjx-eqn-ext>.
- [33] tec-science. *Bernoulli-Effekt (Venturi-Effekt)*. URL: <https://www.tec-science.com/de/mechanik/gase-und-fluessigkeiten/hydrodynamisches-paradoxon-druck-als-energie/>.
- [34] Thorsten Thormählen. *Multimediale Signalverarbeitung - Abtasttheorem*. URL: https://www.mathematik.uni-marburg.de/~thormae/lectures/mmk/mmk_3_3_ger_web.html#1.
- [35] wiki.sah. *Zentrifugalbeschleunigung*. URL: <https://www.science-at-home.de/wiki/index.php/Zentrifugalbeschleunigung>.
- [36] Wikipedia. *Höhenmesser*. URL: <https://de.wikipedia.org/wiki/H%C3%B6henmesser>.
- [37] Wikipedia. *Integrierte Entwicklungsumgebung*. URL: https://de.wikipedia.org/wiki/Integrierte_Entwicklungsumgebung.
- [38] Wikipedia. *Luftdruck*. URL: <https://de.wikipedia.org/wiki/Luftdruck>.
- [39] Jasper Zevering. *Einführung in den Kalman Filter*. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=kWHpXLUbMSY>.