

# Störfestigkeitsuntersuchung eines Unmanned Aerial Vehicles mit Hilfe der stochastischen Beschreibung der Subsysteme

M.Sc. Henrik Brech, Institut für Grundlagen der Elektrotechnik und Messtechnik, Leibniz Universität Hannover

Prof. Dr.-Ing. Heyno Garbe, Institut für Grundlagen der Elektrotechnik und Messtechnik, Leibniz Universität Hannover

## 1 Einleitung

In den letzten Jahren hat die Anzahl an Unmanned Aerial Vehicles (UAV) aufgrund der starken Kommerzialisierung zugenommen. Neben der Nutzung zu Freizeit Zwecken können diese Flugobjekte jedoch auch zur Gefährdung für kritische Infrastrukturen und Menschenleben werden. Ein Beispiel für die Gefährdung einer kritischen Infrastruktur war im Jahr 2018 die Störung des Flugbetriebs am Flughafen London-Gatwick [1].

In [2] wurde von Potthast gezeigt, dass UAVs elektromagnetisch beeinflusst werden können. Die Untersuchung der elektromagnetischen Störfestigkeit von UAVs ist aus diesem Grund von hohem Interesse. UAVs sind im Allgemeinen komplexe Systeme aus verschiedenen elektronischen Komponenten. Große, komplexe Device Under Test (DUT) erschweren die Störfestigkeitsuntersuchungen und lassen weniger Rückschlüsse auf verletzbare Komponenten des DUT zu. Aus diesem Grund wird für diese Ausarbeitung ein komplexes UAV in weniger komplexe Subsysteme zerlegt.

Die elektromagnetische Störung auf die Funkkommunikation zwischen Nutzer und DUT, das sogenannte Jamming, wird nicht in dieser Ausarbeitung untersucht. Es werden nur feldgebundene Störungen der jeweiligen Systeme untersucht. Ziel ist die Störfestigkeitsuntersuchung des Gesamtsystems und der Subsysteme. Dabei sollen Störgrenzen der einzelnen Systeme ermittelt werden und die verletzlichen Komponenten detektiert werden. Die Störfestigkeitsgrenzen und die Muster der auftretenden Störungen sollen verglichen werden, um die Eignung der Subsystemzerlegung zur Störfestigkeitsprüfung zu ermitteln.

## 2 Unmanned Aerial Vehicles

UAVs umfassen eine große Anzahl an verschiedenen Flugobjekten. Diese Flugobjekte zeichnen sich dadurch aus, dass sie keine menschliche Besatzung benötigen und häufig per Funksteuerung bedient werden. Sie sind in unterschiedliche Kategorien, abhängig von Gewicht und Flughöhe, unterteilt. In dieser Ausarbeitung wird ein sogenannter Multikopter untersucht, der hauptsächlich eine zivile Anwendung besitzt und der Kategorie Micro Aerial Vehicle (MAV) zugeordnet ist.

### 2.1 Multikopter

Für die hier beschriebenen Untersuchungen wurde der Hexakopter (allgemein Multikopter) Flame Wheel F550 mit dem Steuersatz Naza-M V2 der Firma DJI untersucht. Multikopter bestehen allgemein aus mehreren Baugruppen die verschiedene Aufgaben, wie beispielsweise Energiemanagement, Signalverarbeitung und sensorischer Datenermittlung, erfüllen.

### 2.1.1 Aufbau

Das Blockschaubild eines Multikopters ist in Abbildung 1 dargestellt. Die zentrale Einheit des Blockschaubildes ist das Flight Control Board (FCB) zusammen mit der Inertialen Messeinheit (engl.: Inertial Measurement Unit, IMU). Das FCB verarbeitet alle sensorischen Daten der IMU und empfängt die Steuersignale des Receiver Control Boards (RCB) per Pulsweitenmodulation (PWM) mit 73,5 Hz. Die Spannungsversorgung des FCB wird von der Power Management Unit (PMU) bereitgestellt, die die Akkumulatorspannung auf 5 V regelt. Optional bei einem Multikopter ist die GPS/Kompass-Komponente sowie die LED zur Anzeige des Flugmodus und ein USB-Eingang. Das FCB berechnet die PWM mit einer Frequenz von 400 Hz, und somit einer Periodendauer von 2,5 ms, zur Steuerung der Motortreiber und reguliert somit die Drehzahl der Rotoren.

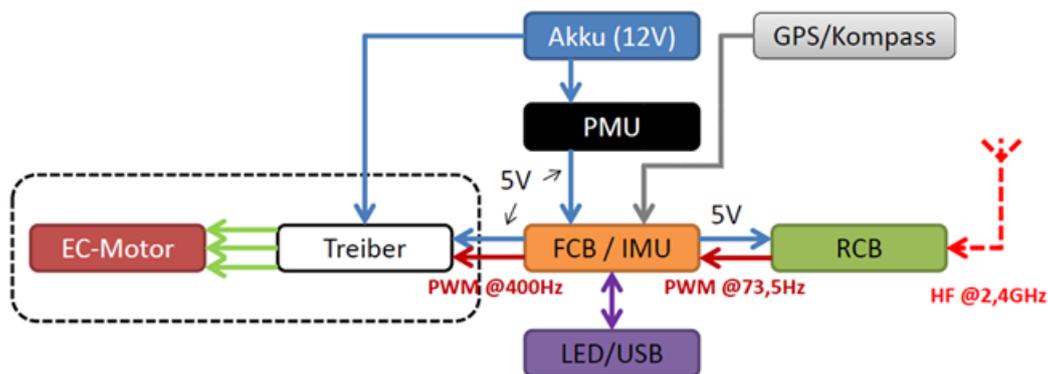


Abbildung 1: Blockschaubild eines Multikopters

Der Multikopter kann in zwei verschiedenen Flugmodi betrieben werden. Der erste Modus ist der Manual-Modus, der für erfahrenere Piloten geeignet ist und wenig sensorische Unterstützung liefert. Der zweite Modus wird Attitude-Modus genannt und bietet größere sensorische Unterstützung bei der Fluglageregelung.

### 2.1.2 Lenkbefehle

Die Steuerung des Multikopters funktioniert durch folgende Mechanismen: Das Auf- und Absteigen des Multikopters wird durch das gleichzeitige Beschleunigen bzw. Verlangsamen der Rotoren bewerkstelligt und Throttle genannt. Vorwärts- bzw. Rückwärtsfliegen wird durch das Beschleunigen der hinteren Rotoren und Verlangsamung der vorderen Rotoren und umgekehrt vorgenommen und wird als Pitch bezeichnet. Um seitliche Bewegungen auszuführen, wird das Verhalten des Pitch-Befehls auf die seitlichen Rotoren angewendet und wird Roll genannt. Der letzte Lenkmechanismus wird als Yaw bezeichnet und beschreibt eine Drehung um die Gierachse. Bei Multikoptern wird die unterschiedliche Drehrichtung der Rotoren genutzt um diese Bewegung durchzuführen.

## 2.2 Subsystemunterteilung

Multikopter bilden komplexe Systeme aus vielen Komponenten. Die Untersuchung der Störfestigkeit dieses komplexen Systems mit sich schnell bewegenden Rotoren erfordern geeignete Messumgebungen. Wird das System in Subsysteme unterteilt, so vereinfacht sich die Untersuchung. Ein weiterer Vorteil ist die Möglichkeit längere, stochastische Messreihen durchführen zu können, wenn das Subsystem eine geringere Leistungsaufnahme aufweist.

In dieser Ausarbeitung wurde das Gesamtsystem des Multikopters in zwei Subsysteme zerlegt. Zum einen das Subsystem „Motor“ und zum anderen das Subsystem „Elektronik“. Die Blockschaltbilder der beiden Subsysteme sind in Abbildung 2 dargestellt.

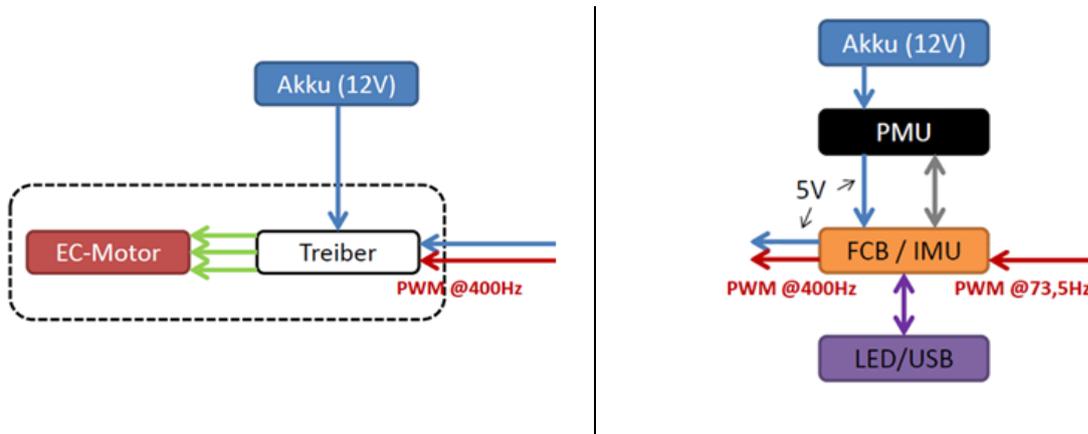


Abbildung 2: Blockschaltbild des Subsystems „Motor“ (links) und des Subsystems „Elektronik“ (rechts)

Für das Subsystem „Motor“ wird als Eingangsgröße eine PWM mit einer Frequenz von 400 Hz erzeugt, die der Motortreiber in ein Steuersignal für den Motor wandelt. Der Tastgrad der PWM ist einstellbar, sodass die Rotorgeschwindigkeit gesteuert werden kann. Dieses Subsystem wurde aus nur einem Motor und einem Motortreiber aufgebaut. Die Messgröße dieses Subsystems ist die Rotorgeschwindigkeit.

Das Subsystem „Elektronik“ verwendet den Motortreiber sowie den Motor nicht mehr. Als Eingangssignale werden bei diesem Subsystem PWM-Signale mit einer Frequenz von 73,5 Hz genutzt. Diese Signale steuern das FCB, welches aus den Eingangssignalen die PWM zur Steuerung der Motortreiber erzeugt. Diese PWM stellt die Messgröße dieses Subsystems dar.

### 3 Messstand

Der Aufbau des Messstandes wurde von Burghardt in [3] beschrieben. Dieser Messstand wird in dieser Ausarbeitung genutzt und teilweise erweitert. Der Fokus liegt dabei auf dem EMV-gerechten Aufbau und der Automatisierung der Messungen. Die Messungen wurden an zwei verschiedenen Orten durchgeführt. Zum einen am Institut für Grundlagen der Elektrotechnik und Messtechnik in Hannover und zum anderen am Wehrwissenschaftlichen Institut der Bundeswehr in Munster. Die Abweichungen im Messaufbau werden auch in diesem Kapitel beschrieben.

#### 3.1 Störgröße

Als Störgröße wird für die Störfestigkeitsuntersuchungen eine Folge von Pulsen mit doppel-exponentieller Form genutzt. Diese transienten Signale haben eine Anstiegszeit von ca. 110 ps und besitzen ein breites Frequenzspektrum. Veränderbare Parameter der Messungen sind die Pulswiederholrate sowie die Amplitude des Pulses. In dem Messaufbau in Hannover wurde der Pulsgenerator PBG 3 der Firma Kentech genutzt, während in Munster der Pulsgenerator PBG 7 genutzt wurde. Des Weiteren wird im Messaufbau in Hannover ein eine geschlossene GTEM-Zelle genutzt, in Munster stattdessen ein offener GTEM-Wellenleiter.

## 3.2 Messaufbau

In dieser Ausarbeitung wird ein Messstand genutzt, der speziell für die Untersuchung von Multikoptern und ihrer Subsysteme entworfen wurde. Der schematische Messaufbau ist in Abbildung 3 dargestellt.

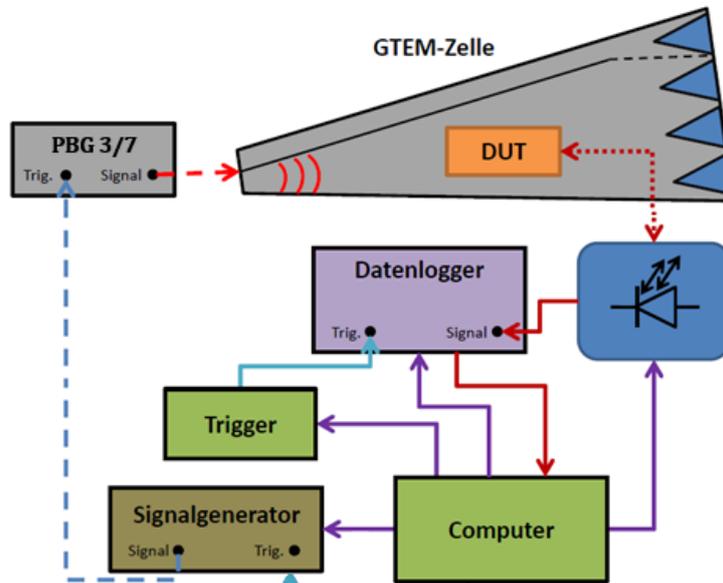


Abbildung 3: Schematischer Messaufbau

Die zentrale Steuerung des Messablaufs wird von einer in Labview implementierten Messsoftware übernommen. In dieser Software werden die Parameter der Messung übergeben und die Synchronisation gesteuert. Diese steuert den Signalgenerator zur Ansteuerung des jeweiligen Pulsgenerators. Die Steuersignale werden per Lichtwellenleiter in die GTEM-Zelle zum Device Under Test (DUT) geführt. Ebenfalls per Lichtwellenleiter wird die Messgröße des DUT aus der GTEM-Zelle geführt und von einem Datenlogger aufgezeichnet.

## 4 Messungen

Ziel der Untersuchungen ist es, die Charakteristika der aufgetretenen Störungen des Gesamtsystems und der Subsysteme zu ermitteln. Für die Bestimmung der Störschwelle wird eine Pulswiederholrate von 500 Hz genutzt, um eine Vergleichbarkeit zu ermöglichen. Alle Messungen haben eine Gesamtdauer von 10 s, wobei nach 3 s ohne Beaufschlagung eine 4 s lange Beaufschlagungszeit beginnt, auf die eine 3 s lange Ruhephase ohne Beaufschlagung folgt. Die Analyse der Störfestigkeitsuntersuchung wird anhand des zeitlichen Verlaufs der Messgrößen Rotorgeschwindigkeit bzw. Pulsweite der PWM. Um die Störfestigkeitsgrenzen zu qualifizieren, wird das Gesamtsystem und die Subsysteme mit einer abgewandelten Form der Breakdown Failure Rate [4] beschrieben. Sobald ein Effekt, in [5] von Sabath kategorisiert, auftritt, gilt das System als gestört. Somit werden für alle Systeme Effect Failure Rates erstellt.

### 4.1 Gesamtsystem

Die Messungen des Gesamtsystems werden sowohl im Manual- als auch im Attitude-Modus durchgeführt. Dabei werden die Steuersignale so gesendet, dass alle Rotoren eine nahezu konstante Rotorgeschwindigkeit besitzen. Auftretende Effekte werden durch eine Veränderung der Rotorgeschwindigkeit während des Beaufschlagungszeit deutlich.

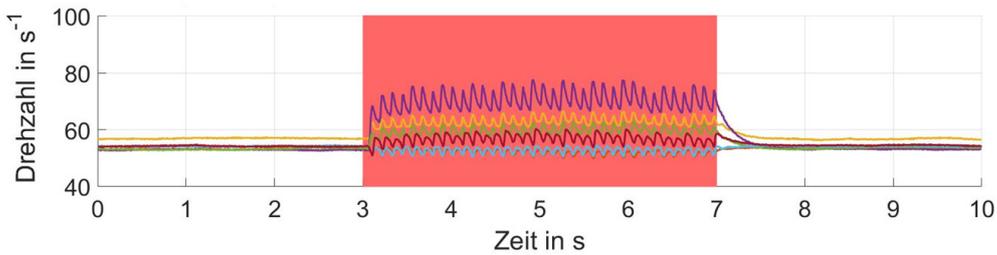


Abbildung 4: Gleichgewichtsstörung des Gesamtsystems

In Abbildung 4 ist ein solcher Effekt für den Attitude-Modus während der Beaufschlagungszeit dargestellt. Die sechs zeitlichen Verläufe stellen die Rotorgeschwindigkeiten der sechs Rotoren dar. Nach Beendigung der Beaufschlagung gelangen die Rotorgeschwindigkeiten wieder in ihren Ausgangszustand. Diese Effekte können auch einzeln auftreten, die Häufigkeit des Auftretens ist abhängig von der elektrischen Feldstärke und der Pulswiederholrate. Da diese Effekte das Gleichgewicht des Multikopters stören, werden sie im Folgenden mit Gleichgewichtsstörung benannt. Gleichgewichtsstörungen treten sowohl im Attitude- als auch im Manual-Modus auf.

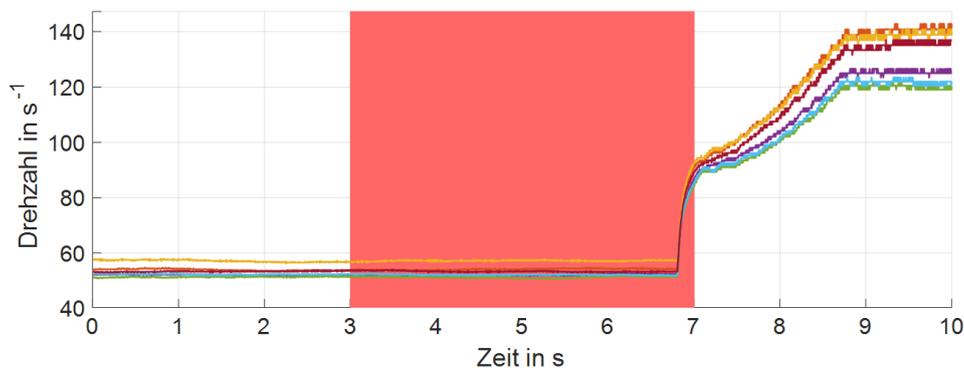


Abbildung 5: Moduswechsel-Störung des Gesamtsystems

Die zweite Art von Effekt, die beim Gesamtsystem zu beobachten ist, verändert die Rotorgeschwindigkeit aller Rotoren schlagartig und sorgt für ein dauerhaftes Verlassen des Ausgangszustandes. Dieser Effekt ist in Abbildung 5 dargestellt und tritt nur im Attitude-Modus auf. Er wurde als kurzzeitiger Wechsel in den Manual-Modus identifiziert und wird aus diesem Grund Moduswechsel genannt.

Konfiguration, Flugmodus	Störschwelle der Gleichgewichtsstörungen	Moduswechsel	Gemischte Störung
1, Attitude-Modus	Zwischen 2750 und 3300 V/m	ja	ja
2, Attitude-Modus	Zwischen 2750 und 3300 V/m	ja	ja
3, Attitude-Modus	Zwischen 2750 und 3300 V/m	nein	nein
4, Attitude-Modus	Zwischen 2750 und 3300 V/m	nein	ja
5, Manual-Modus	Zwischen 2750 und 3300 V/m	-	-

Tabelle 1: Zusammenfassung Gesamtsystemuntersuchung

Die beiden Effekte können auch während einer Messung auftreten. Dieser Effekt wird dann Gemischte Störung genannt. Das Gesamtsystem wurde in mehreren Positionen gemessen. Je Position und Feldstärke wurden zehn Messungen durchgeführt. Gleichgewichtsstörungen treten in jeder Position ab einer Feldstärke von 3300 V/m auf. Das Auftreten von Moduswechseln erfolgt nicht stetig ab 3300 V/m. Aus diesem Grund

wird in Tabelle 1 neben der Störschwelle für die Gleichgewichtsstörungen lediglich aufgeführt, ob während der Messungen Moduswechsel oder Gemischte Störungen aufgetreten sind.

Für das Gesamtsystem wurde festgestellt, dass für Gleichgewichtsstörungen eine Störschwelle unabhängig von der Position ermittelt werden kann. Diese Erkenntnisse sollen nun mit Störfestigkeitsuntersuchungen der Subsysteme verglichen werden.

## 4.2 Subsysteme

Die beiden in Abschnitt 2.2 beschriebenen Subsysteme „Motor“ und „Elektronik“ sollen nun mit den Erkenntnissen des Gesamtsystems verglichen werden. Es soll die Eignung zur weiteren Untersuchung festgestellt werden und anschließend vergleichbare Effect Failure Rates erstellt werden.

### 4.2.1 Subsystem „Motor“

Das Subsystem „Motor“ wird so betrieben, dass der Rotor mit einer konstanten Rotorgeschwindigkeit dreht. Der ungestörte Zustand stellt somit eine nahezu konstant verlaufende Rotorgeschwindigkeit dar.

Störungen dieses Subsystems sind erst ab einer Feldstärke von 40000 V/m aufgetreten. Diese Störungen unterscheiden sich sehr von den auftretenden Störungen des Gesamtsystems, da die Rotorgeschwindigkeit einbricht, jedoch weder mit der Gleichgewichtsstörung noch dem Moduswechsel vergleichbar ist. Das Subsystem „Motor“ eignet sich somit nicht zur weiteren Untersuchung, da es keine Ähnlichkeit zur Charakteristik der Störfestigkeitsuntersuchung des Gesamtsystems aufweist.

### 4.2.2 Subsystem „Elektronik“

Das Subsystem „Elektronik“ wird wie das Gesamtsystem im Attitude- und Manual-Modus untersucht und die Steuersignale werden so eingestellt, dass alle Kanäle eine konstante Pulsbreite aufweisen. Somit sind alle Voraussetzungen gegeben, um das Subsystem „Elektronik“ mit dem Gesamtsystem vergleichen zu können. Auch für das Subsystem „Elektronik“ treten die vom Gesamtsystem bekannten Effekte Gleichgewichtsstörung und Moduswechsel auf.

In Abbildung 6 sind aufeinander folgende Gleichgewichtsstörungen mit der Zuordnung der Kanäle dargestellt. Es ist zu erkennen, dass die Gleichgewichtsstörungen eine schnellere Veränderung der Pulsbreite aufweisen als die Gleichgewichtsstörungen der Rotorgeschwindigkeit des Gesamtsystems. Dies ist mit der Trägheit der Rotoren zu erklären.

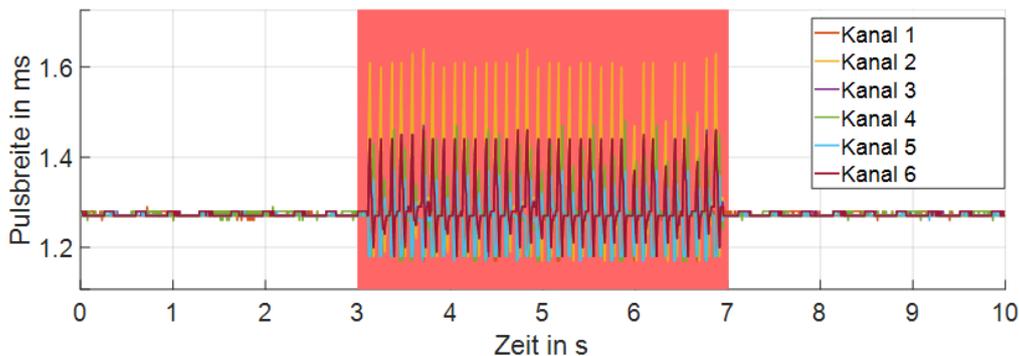


Abbildung 6: Gleichgewichtsstörung des Subsystems "Elektronik"

Die Messungen des Subsystems bieten aufgrund ihrer reduzierten Trägheit die Möglichkeit zur genaueren Analyse dieses Effektes. In Abbildung 7 ist ein vergrößerter Zeitabschnitt der zuvor betrachteten Messung dargestellt. Zusätzlich ist noch die Zuordnung der Kanäle zur jeweiligen Rotor des Hexakopters dargestellt. Es ist erkennbar, dass eine Störung die Charakteristik eines Roll-Lenkbefehls besitzt, da zuerst die linken Rotoren beschleunigt werden und anschließend die rechten Rotoren beschleunigt werden. Da die minimale Pulsbreite 1,17 ms beträgt, wird die Symmetrie der Bewegung hier verfälscht. Neben Roll-Lenkbefehlen wurden während der Untersuchung ebenfalls Pitch- und Yaw-Befehle erkannt.

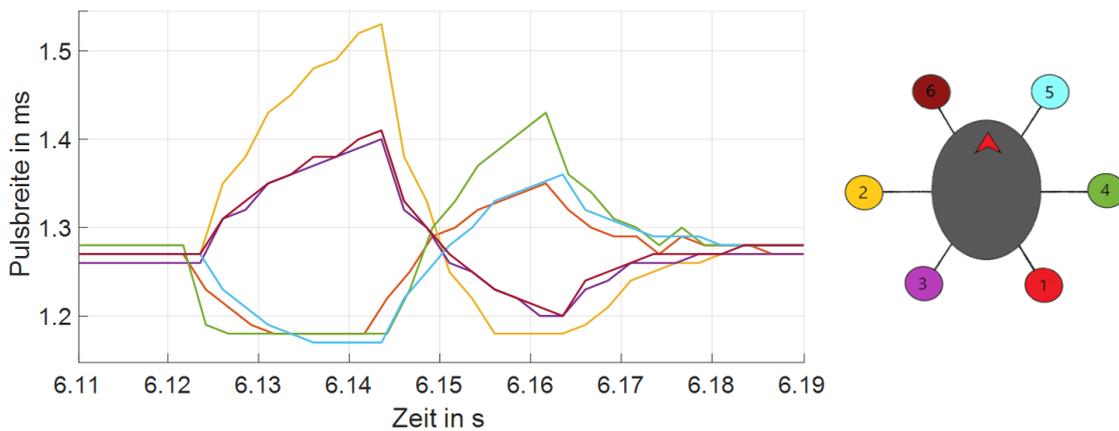


Abbildung 7: Vergrößerte Darstellung einer Gleichgewichtsstörung

In gleicher Art und Weise wie für das Gesamtsystem treten auch im Subsystem „Elektronik“ Moduswechsel-Störungen auf. Das Subsystem „Elektronik“ bietet aufgrund derselben Fehlercharakteristik des Gesamtsystems eine sehr gute Subsystemdarstellung zur stochastischen Analyse.

Bei der Ermittlung der Störschwelle hat sich eine Abhängigkeit von der Lage des Akkumulator-Kabels ergeben. Aus diesem Grund werden auch für das Subsystem „Elektronik“ mehrere Positionen untersucht und die Störschwellen für Gleichgewichtsstörungen ermittelt. Die Ergebnisse der verschiedenen Konfigurationen sind in Tabelle 2 dargestellt. Aufgrund der geringeren Leistungsaufnahme des Subsystems Elektronik gegenüber dem Gesamtsystem können längere Messreihen durchgeführt werden. Für die dargestellten Messreihen werden pro Feldstärkewert 20 Messungen durchgeführt. Im Gegensatz zu den Untersuchungen des Gesamtsystems ist die Position des DUT und die Lage des Akkumulator-Kabels relevant für die Störschwelle der Gleichgewichtsstörungen. Zudem liegen alle ermittelten Störgrenzen des Subsystems „Elektronik“ über der Störgrenze des Gesamtsystems. Für das Subsystem „Elektronik“ bildet das Akkumulator-Kabel somit den Hauptkopplungspfad.

Konfiguration, Flugmodus	Störschwelle der Gleichgewichtsstörungen	Moduswechsel	Gemischte Störung
1, Attitude-Modus	ca. 4600 V/m	nein	ja
2, Attitude-Modus	unbekannt	ja	nein
3, Attitude-Modus	ca. 6200 V/m	ja	ja
4, Attitude-Modus	ca. 6400 V/m	ja	ja
5, Manual-Modus	ca. 5500 V/m	-	-
6, Manual-Modus	ca. 4400 V/m	-	-

Tabelle 2: Zusammenfassung Untersuchung Subsystem „Elektronik“

## 5 Zusammenfassung

Die Zerlegung eines Multikopters in Subsysteme kann sich als sinnvoll erweisen, wenn ein Subsystem zum Gesamtsystem vergleichbares Verhalten aufweist. Vorteile der Subsystemuntersuchung sind unter anderem das geringere benötigte Prüfvolumen sowie eine geringere Leistungsaufnahme. In dieser Ausarbeitung wurde ein Multikopter in zwei Subsysteme aufgeteilt, von denen nur das Subsystem „Elektronik“ sich in der Art der auftretenden Effekte mit dem Gesamtsystem vergleichen lässt.

Für das Gesamtsystem und für das Subsystem „Elektronik“ wurden die Störschwellen der Effect Failure Rates ermittelt um die beiden Systeme stochastisch beschreiben zu können, wobei eine Folge von Pulsen mit doppel-exponentieller Form als Störgröße verwendet wurde. Das Auftreten der beobachteten Effekte Gleichgewichtsstörung und Moduswechsel unterliegt unterschiedlichem Verhalten. Gleichgewichtstörungen treten, je nach Position des DUTs, ab einer festen Feldstärke auf. Somit kann eine Störschwelle für Gleichgewichtstörungen ermittelt werden. Moduswechsel treten nicht nach einem solchen Schema auf und somit kann nur angegeben werden, ob diese Art von Effekt während der Messungen in einer Position aufgetreten ist.

Die ermittelten Störschwellen der Gleichgewichtstörungen unterscheiden sich teilweise stark zwischen dem Gesamtsystem und dem Subsystem „Elektronik“. Das Gesamtsystem weist in verschiedenen Positionen stets eine Störschwelle zwischen 2750 und 3300 V/m bei einer Pulswiederholrate von 500 Hz auf. Für das Subsystem „Elektronik“ variiert die Störschwelle zwischen ca. 4400 V/m und Positionen in den bis zur maximal erzeugbaren Feldstärke von ca. 7000 V/m keine Gleichgewichtstörungen erzeugt werden konnten. Die Position des Subsystems „Elektronik“ und vor allem die Lage des Akkumulator-Kabels sind entscheidend für die Höhe der Störschwelle. Das Akkumulator-Kabel wurde somit als Hauptkopplungspfad für die feldgebundene Störung identifiziert.

Die Analyse der Gleichgewichtstörungen des Subsystems „Elektronik“ erlaubte aufgrund der reduzierten Trägheit der Pulsweitenmodulation gegenüber der Rotorgeschwindigkeit die Erkenntnis, dass diese Störung einen Lenkbefehl darstellt. Es wurden sowohl Roll-, Pitch- als auch Yaw-Befehle identifiziert. Diese Erkenntnisse wären ohne die Zerlegung des Multikopters in Subsysteme nicht möglich gewesen.

### Literatur

- [1] Flughafenverband ADV, „Drohnenvorfall am Airport London-Gatwick“, unter: <https://www.adv.aero/drohnenvorfall-am-airport-london-gatwick-deutsche-flughaefen-fordern-konsequentes-vorgehen-zur-drohnenabwehr> (abgerufen am 07.12.2019)
- [2] S. Potthast, "Tutorial: A brief Introduction on the Susceptibility of UAS against HPEM Threats". 2015 IEEE International Symposium on Electromagnetic Compatibility (EMC), Dresden, 2015
- [3] F. Burghardt and H. Garbe, "Development of a test rig to measure the EM-susceptibility of an unmanned aerial vehicle," 2017 XXXIInd General Assembly and Scientific Symposium of the International Union of Radio Science (URSI GASS), Montreal, QC, 2017, pp. 1-4., doi: 10.23919/URSIGASS.2017.8105013
- [4] M. Camp, „Empfindlichkeit elektronischer Schaltungen gegen transiente elektromagnetische Feldimpulse“, Dissertationsschrift, Aachen: Shaker, 2004
- [5] F. Sabath, "Classification of electromagnetic effects at system level," 2008 International Symposium on Electromagnetic Compatibility - EMC Europe, Hamburg, 2008, pp. 1-5., doi: 10.1109/EMCEUROPE.2008.4786916