

Simon Parlow

**Entwicklung eines
missionsbasierten Energiemodells
für generische Quadcopter**



FAKULTÄT FÜR
INFORMATIK

Intelligent Cooperative Systems
Computational Intelligence

Entwicklung eines missionsbasierten Energiemodells für generische Quadcopter

Master Thesis

Simon Parlow

27. Juni 2019

Betreuender Professor: Prof. Dr.-Ing. habil. Sanaz Mostaghim

Betreuer: Dr.-Ing. Christoph Steup

Simon Parlow: *Entwicklung eines missionsbasierten Energiemo-*
dells für generische Quadcopter
Otto-von-Guericke Universität
Intelligent Cooperative Systems
Computational Intelligence
Magdeburg, 2019.

Zusammenfassung

Diese Arbeit stellt ein Energiemodell für einen generischen Quadcopter zur Schätzung des Energieverbrauchs von beliebigen Missionen vor. Das entwickelte Modell basiert auf der Zerlegung des Quadcopters in einzelne Verbrauchskomponenten und der Definition von zugehörigen Leistungsfunktionen deren Summe die Leistungsaufnahme des gesamten Quadcopters darstellt. Diese Leistungsfunktionen ermitteln anhand von Zustandsgrößen des Quadcopters einen Schätzwert der Leistungsaufnahme, wobei mithilfe eines einfachen Missionsmodells die Werte der jeweiligen Zustandsgrößen innerhalb eines bestimmten Zeitraums festgelegt werden. Das vorgestellte Energiemodell wird anhand eines realen Quadcopters implementiert, die zur Parametrisierung des Modells nötigen Werte mithilfe von Experimenten ermittelt und anschließend innerhalb von Testflügen validiert. Durch die Modellierung des Energieverbrauchs wird eine optimale Nutzung der dem Quadcopter nur begrenzt zur Verfügung stehenden Energieressourcen ermöglicht. Dies eröffnet nicht nur neue Anwendungsgebiete, sondern verbessert auch den Nutzen und die Effizienz von Quadcoptern innerhalb bestehender Missionen. Existierende Energiemodelle stellen zu strikte Anforderungen an den zu modellierenden Quadcopter oder seine auszuführende Mission, um sie in allgemeinen Anwendungen nutzen zu können. Zusätzlich wird oftmals der Energieverbrauch des gesamten Quadcopters auf den Energieverbrauch der Motoren reduziert und auf eine stark vereinfachte Weise dargestellt. Die Ergebnisse dieser Arbeit bestehen neben der Konzeptionierung eines Energiemodells in der Implementierung des Modells an einem realen Quadcopter. Das implementierte Modell erreicht innerhalb von zwei unterschiedlichen Validierungsflügen in einer begrenzten Arena einen Schätzfehler des Energieverbrauchs von weniger als 2%. Desweiteren wurde ermittelt, dass die Leistungsaufnahme der Hardwarekomponenten des Quadcopters, trotz eines geringen Anteils von 3,62% an der Gesamtleistungsaufnahme des Quadcopters während des Schwebefluges, sich bei einer Nicht-Betrachtung deutlich auf die Größe des Schätzfehlers auswirkt, sodass sich dieser innerhalb der ausgeführten Validierungsflüge annähernd verdoppelt.

Danksagung

Diese Arbeit wäre ohne die Unterstützung von vielen Freunden und Kollegen nicht möglich gewesen. Danken möchte ich aus diesem Grund zuallererst meinem Betreuer Christoph Steup, da dieser mir stets mit Rat und Tat zur Seite stand und so aus dem Hardwaretod doch noch ein kompetenter FINKeneer geworden ist. Ebenfalls danken möchte ich meinen Eltern Jörg und Rita Parlow, welche mich innerhalb des doch längeren Arbeitszeitraums nicht nur finanziell unterstützt, sondern auch insbesondere im Alltag stark entlastend haben. Zum Schluss geht ein ganz großes Dankeschön an Lena Braun, die Frau an meiner Seite, und unseren Sohn Maximilian, welche sehr verständnisvoll waren wenn der Papa mal wieder länger arbeiten musste und bei auftretenden Denk- oder Schreibblockaden immer für eine wohltuende Ablenkung sorgen konnten.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	VII
Tabellenverzeichnis	IX
1 Einleitung	1
1.1 Motivation	3
1.2 Herausforderungen	5
1.3 Aufbau	6
2 Stand der Technik	9
2.1 Aktuelle Ansätze zur Lösung des Energieproblems	9
2.1.1 Energie-bewusstes Softwaredesign	10
2.1.2 Onboard Energiegewinnung	10
2.1.3 Hardware-Optimierung	11
2.1.4 Optimierung von Flug- und Planungsalgorithmen	12
2.1.5 Energie-bewusste Missionsplanung	13
2.1.6 Energiemodelle	13
3 Konzept	23
3.1 Ziele	23
3.2 Wissenschaftliche Fragestellungen	24
3.3 Definition von Quadcopterkomponenten	25
3.4 Definition einer Quadcoptermission	28
3.5 Allgemeines Energiemodell	30
3.6 Freie Parameter	32
3.6.1 Konstante Leistungsfunktion	34
3.6.2 Diskrete Leistungsfunktion	35
3.6.3 Multi-variate Leistungsfunktion	36

3.7	Lernen von Parametern	37
4	Implementierung	41
4.1	<i>FINken3</i>	41
4.1.1	Hardwarekomponenten	42
4.1.2	Lokalisierung im Innenraum	43
4.2	Komponentenzerlegung des <i>FINken3</i>	44
4.3	Komponentenparameter und Leistungsfunktionen	46
4.4	Parametrisierung der identifizierten Leistungsfunktionen	49
4.4.1	Parametrisierung der konstanten Leistungsfunktionen	50
4.4.2	Integration des Stromsensors	56
4.4.3	Parametrisierung der Motor-Leistungsfunktion	62
5	Experimente	89
5.1	Untersuchung der implementierten Energiemodelle	90
5.2	Untersuchung von verschiedenen Leistungsfunktionen der Motoren	94
5.2.1	Untersuchung der $P_{\text{vertikal},g}(p)$ -Leistungsfunktion	96
5.2.2	Untersuchung der $P_{\text{schweben},g}(p)$ -Leistungsfunktion	97
5.2.3	Untersuchung der $P_{\text{bewegung}}(p)$ -Leistungsfunktion	100
6	Schluss	103
	Literaturverzeichnis	107

Abbildungsverzeichnis

4.1	Leistungsmessungen von einzelnen Komponenten	51
4.2	Kalibrierungsmessung für integrierten Stromsensor	58
4.3	Histogramm der Residuen für Stromsensorkalibrierung	60
4.4	Streudiagramm der Residuen für Stromsensorkalibrierung	61
4.5	Regressionsgerade und Messpunkte der Stromsensorkalibrierung	62
4.6	Höhenverlauf des <i>FINken3</i> während eines Schwebefluges	67
4.7	Histogramm der Leistungsaufnahme des <i>FINken3</i> im Schwebeflug	68
4.8	Evaluation der Leistungsfunktion für Schwebeflug	69
4.9	Positionsverlauf des <i>FINken3</i> während eines horizontalen Fluges	72
4.10	Evaluation der Leistungsfunktion für horizontalen Flug	76
4.11	Höhenverlauf des <i>FINken3</i> während eines vertikalen Fluges	78
4.12	Evaluation der Leistungsfunktion für vertikalen Flug	81
4.13	Evaluation der Leistungsfunktion für Bewegungsflug	86
5.1	Evaluation der Energiemodelle an Validierungsflügen	91
5.2	Evaluation unterschiedlicher Leistungsfunktionen der Motoren	95

Tabellenverzeichnis

4.1	Kennzahlen der Leistungsaufnahme von einzelnen Komponenten	51
4.2	Koeffizienten für konstante Leistungsfunktionen	56
4.3	Schätzfehler der Leistungsfunktionen für Schwebeflug	70
4.4	Koeffizienten der Regressionsfunktionen	75
4.5	Schätzfehler der Leistungsfunktionen für horizontalen Flug . . .	77
4.6	Schätzfehler der Leistungsfunktionen für vertikalen Flug	82
4.7	Beschleunigungswerte innerhalb von Schwebintervallen	83
4.8	Schätzfehler der Leistungsfunktion für Bewegungsflug	85
5.1	Schätzfehler der Energiemodelle an Validierungsflügen	93
5.2	Evaluation unterschiedlicher Leistungsfunktionen der Motoren .	97
5.3	Kennzahlen der Geschwindigkeit innerhalb der Validierungsflüge	98
5.4	Kennzahlen der Beschleunigung innerhalb der Validierungsflüge	99

1 Einleitung

Der Einsatz von Quadcoptern ermöglicht die Lösung von zahlreichen Problemstellungen innerhalb realer Anwendungen. Da sich problemlos Hindernisse im Gelände überqueren lassen und zudem eine Beobachtung der Umgebung aus der Vogelperspektive heraus ermöglicht wird, besitzt der Quadcopter einzigartige Fähigkeiten zur Durchführung von Missionen. Diese Zweckmäßigkeit zeigt sich in der Nutzung von Quadcoptern auf vielen Gebieten der Wissenschaft und Industrie sowie innerhalb des privaten Konsumermarkts, in welchem derzeit diese Flugroboter eine große Beliebtheit finden. Seit der ursprünglichen Entwicklung der Quadcopter im Bereich militärischer Anwendungen sind unter anderem durch Fortschritte und Entwicklungen innerhalb der Elektronikbranche, insbesondere von Mikrokontrollern und Sensoren, Quadcopter aufgrund ihrer speziellen Eigenschaften im kommerziellen Geschäft immer mehr vertreten. So können durch moderne Mikrokontroller die Flugdaten des Quadcopters in Echtzeit ausgewertet werden und eine robuste Regelung der Quadcoptersteuerung erfolgen. Auch die Nutzung von bürstenlosen Motoren und Lithium-Polymer (LiPo)-Batterien sowie der günstige Erwerb der nötigen Bauteile unterstützen den stetigen Wachstum des Quadcoptermarktes innerhalb der letzten Jahre. Eine Studie der Firma *Goldman Sachs* im Jahr 2016 veranschlagt ein Budget von über 100 \$ Milliarden, welches bis 2020 im Drohnenbereich investiert werden soll [21]. Es wird erwartet, dass das meiste Geld für militärische Anwendungen genutzt wird, jedoch folgt direkt darauf der private Konsumermarkt mit einem Budget von über 17 \$ Milliarden. Insbesondere innerhalb des kommerziellen Drohnenmarkts werden im Bereich der Bau- und Landwirtschaftsindustrie durch den Einsatz von Quadcoptern zur Inspizierung, Kartografierung oder Bewachung von großflächigen Arealen hohe Ausgaben erwartet. Ein umfassendes Bild der derzeitigen Entwicklungen und Forschungen innerhalb der Flugrobotik wird in der Arbeit von Cai et al. gegeben [6]. Die Autoren analysieren die Entwicklungen von genutzten Schlüsselementen des Quadcopterbau wie Sensoren, Prozessoren oder Kommunikationsmodulen und stellen 132 verschiedene existierende Flugroboter vor, wobei insbesondere

mögliche zukünftige Anwendungen dabei diskutiert werden. Auch in der Arbeit von Floreano et al. wird die zukünftige Entwicklung der Flugrobotik diskutiert, wobei speziell Anwendungen, welche einen Nutzen innerhalb ziviler Szenarien haben, untersucht werden [11]. Desweiteren stellen die Autoren Herausforderungen und Aufgaben im Bereich der Herstellung, Designs und Kontrolle von Flugrobotern vor und diskutieren dabei unter anderem die sehr aktuelle Problematik der gesetzlichen Regulierung von Flugrobotern, welches sich auf den alltäglichen Einsatz dieser auswirkt.

Im Bereich der Flugrobotik stellen Quadcopter die bekannteste Roboterform dar und sind insbesondere bei privaten Anwendern sehr beliebt. Dies basiert unter anderem auf dem relativ einfachen Aufbau des Quadcopters und den geringen Kosten der Bauteile, wodurch es Hobbybastlern ermöglicht wird Quadcopter zuhause nachzubauen. Zusätzlich sind Quadcopter aufgrund ihrer hohen Manövrierfähigkeit und Robustheit insbesondere für den Einsatz bei Film- und Fotoaufnahmen sehr beliebt. Es sind vor allem die speziellen Eigenschaften des Quadcopters, welche es ihm ermöglichen in den verschiedensten Anwendungsbereichen eingesetzt zu werden. So ist eine aktuell sehr prägnante Idee zur Nutzung von Quadcoptern die Auslieferung von Paketen an Privatkunden, da auf diese Weise der Transportweg optimiert und sehr kurze Lieferzeiten realisiert werden können. Das dabei aufgrund von intensiven Werbemaßnahmen bekannteste Vorhaben ist das vom Onlineversandhaus *Amazon* gestartete *Amazon Prime Air* Projekt [15, 20]. Viele weitere Anwendungen nutzen die Eigenschaften des Quadcopters um beispielsweise Gebiete zu überwachen oder Daten über die Umwelt zu sammeln. So wird in der Arbeit von Wallar et al. ein reaktiver Planungsalgorithmus für Quadcopter innerhalb eines Schwarms vorgestellt, damit diese einen Sicherheitsbereich persistent überwachen können [27]. Ein Quadcopter, welcher speziell auf die Sammlung von Umweltdaten zugeschnitten ist, wird in der Arbeit von Marinescu beschrieben [18]. Der Autor stellt zusätzlich Anforderungen, Systementwürfe und Architekturen dar, die den Einsatz von Quadcoptern im Bezug auf den Umweltschutz unterstützen. Eine praktische Anwendungsmöglichkeit innerhalb des Umweltschutzes wird in der Arbeit von He et al. vorgestellt [14]. Die Autoren präsentieren eine Methode um mithilfe eines Schwarms von Quadcoptern die Ausbreitung von Abgasen innerhalb eines Gebietes zu überwachen. Hierbei liegt der Vorteil von Quadcoptern, im Gegensatz zu Bodenmessstationen und Ballon-basierten Ansätzen, innerhalb der Möglichkeit die Ausbreitung der Abgase in 3D zu identifizieren. Zusätzlich wird durch die hohe Manövrierfähigkeit des Quadcopters eine ska-

lierbare Auflösung der Messdaten ermöglicht. Eine weitere Einsatzmöglichkeit von Quadcoptern innerhalb des Umweltschutzes ist die Messung von Abgaswerten speziell im Bereich von Industrieschornsteinen [16]. Im Gegensatz zu aktuellen Methoden, welche Abgaswerte innerhalb des Schornsteines oder mithilfe von angebrachten Rohren messen, können Quadcopter die direkten Luftwerte messen und auch an Schornsteine gelangen, deren Zugang sonst nur beschränkt ist. Auch im Bereich der Meteorologie, speziell zur Wettervoraussage, können Quadcopter einen Nutzen bringen. Watkins et al. stellen eine Methode vor, bei der mithilfe von einem Schwarm aus mit Windmessgeräten ausgerüsteten Quadcoptern Windstärken auf unterschiedlichen, variierbaren Höhen gemessen werden [28]. Neben dem Einsatz von Quadcoptern zur Messung von Umweltdaten bestehen auch diverse Anwendungen im Gebiet des Krisen- und Katastrophenmanagements. Es existieren beispielsweise unterschiedliche Methoden um durch Schwärme von Quadcoptern Kommunikationsnetzwerke zu bilden. Mit deren Hilfe können binnen kürzester Zeit lebenswichtige Informationen innerhalb eines Krisengebietes ausgetauscht und Menschenleben gerettet werden. Einen Ansatz für solch ein Netzwerk wird in der Arbeit von Alvissalim et al. vorgestellt, in welcher die Autoren mithilfe eines Quadcopterschwarms die Reichweite und Abdeckung bestehender Wifi-Netzwerke erweitern [5]. Eine Idee zur Bereitstellung von Internetdiensten wird in der Arbeit von Sathiaselan et al. präsentiert [23]. Die Autoren schlagen den Einsatz von durch Quadcopter gebildeten Micro-Clouds vor, welche diverse Dienste innerhalb von ländlichen und weit abgelegenen Gegenden nutzbar machen sollen.

1.1 Motivation

All die verschiedenen existierenden Aufgabenbereiche stellen unterschiedlichste Anforderungen an den Quadcopter. Je nach Einsatzszenario werden spezielle Sensoren, Algorithmen oder Aktuatoren benötigt, um die jeweils geforderten Aufgaben zu erfüllen. Ein Problem, welches unabhängig vom Anwendungsbereich, Einsatzort oder der speziellen Ausprägung des Quadcopter an sich ist, ist die limitierte Energie, welche dem Quadcopter für seinen Betrieb zur Verfügung steht. Da der Quadcopter ein fliegender Roboter ist, und dementsprechend nicht per Stromkabel betrieben werden kann, hat dieser nur limitierte Energiereserven, welche er während seines Einsatzes nutzen kann. Seine Energie bezieht der Quadcopter standardmäßig aus einer Batterie oder einem

Akku, welchen er an Bord mit sich trägt. Die maximale dem Quadcopter zur Verfügung stehende Energie wird dementsprechend durch die Kapazität dieser Batterie beschränkt. Es ist zudem nicht einfach möglich die Kapazität der Batterie zu vergrößern, da dies eine Gewichtszunahme des Roboters bedeutet, wodurch wiederum sein Energieverbrauch erhöht wird. Im Normalfall muss der Quadcopter, um seine Energiereserven wieder voll herzustellen, die Batterie austauschen oder aufladen. Da dies nicht im Flug passieren kann, wird der Quadcopter gezwungen zu einer Ladestation oder seiner Heimatbasis zurückzukehren, um neue Energie zu tanken. Während dieser Phase kann der Quadcopter seine eigentliche Mission nicht verfolgen und verliert somit wichtige Zeit zur Erfüllung seiner Aufgaben. Dieses Energieproblem des Quadcopters ist nicht nur unabhängig vom jeweiligen Einsatz, sondern auch sehr kritisch, da der Quadcopter für seinen Betrieb elektrische Energie benötigt und ohne nicht funktionstüchtig ist. Dies hat zur Folge, dass wenn die Energiereserven des Quadcopters während des Fluges zur Neige gehen, es zu einem Totalausfall mit fatalen Auswirkungen kommen kann. Bei einem Absturz des Quadcopters kann dieser im Gesamten oder einzelne seiner Bauteile beschädigt werden und je nach Absturzstelle ist zudem eine Bergung eventuell nicht möglich. In bestimmten Szenarien, beispielsweise innerhalb von urbanen Gegenden wenn Personen zu Schaden kommen können oder die Umwelt beschädigt wird, hat ein Ausfall des Quadcopters auch für sein Umfeld sehr gefährliche Konsequenzen. Neben der Gefahr des Totalausfalls ist die Energielimitation insbesondere kritisch, da die Energiereserven des Quadcopters die wichtigste Ressource darstellen, die dieser benötigt um seine Aufgaben zu erfüllen. So folgt aus der Limitierung der verfügbaren Energie direkt eine Limitierung der ausführbaren Missionen und Aufgaben des Quadcopters, insbesondere Einsatzdauer und Einsatzreichweite sind durch diesen Flaschenhals beschränkt. Die daraus resultierenden Folgen haben je nach Art des Einsatzes und der Mission unterschiedliche Auswirkungen. Wenn sicher davon ausgegangen werden kann, dass das Missionsziel des Quadcopters innerhalb einer Batterieladung erreicht werden kann, ist der genaue Energieverbrauch des Quadcopters vernachlässigbar. Die meisten Quadcopteranwendungen fordern jedoch eine möglichst lange Einsatzdauer und Einsatzreichweite, vor allem Aufgaben welche kein spezielles Ziel definieren, wie zum Beispiel die Überwachung von Gegenden oder sehr komplexe, aufwendige Missionen, sind durch die Limitierung der Energie stark eingegrenzt. Auch ist es oftmals nicht abschätzbar wann das Missionsziel erreicht wird oder wie die auszuführende Mission im Speziellen aufgebaut ist,

denn bei vielen Einsätzen werden die Missionsziele dynamisch generiert oder ändern sich zur Laufzeit. Insbesondere in Schwarm Szenarien, in denen das eigentliche Ziel und die dafür benötigten Aufgaben des einzelnen Quadcopters zu Beginn nicht festgelegt sind, ist es zu Missionsbeginn kaum abschätzbar wie viel Energie der Quadcopter benötigt.

1.2 Herausforderungen

Aufgrund der Tragweite der Energieproblematik ist es von großem Nutzen, die daraus entstehenden negativen Auswirkungen zu minimieren. Neben der Reduzierung des Energieverbrauchs des Quadcopters bildet vor allem die Voraussage und Modellierung der innerhalb von Missionen zu erwartenden verbrauchten Energie die Grundlage für Lösungsansätze des Energieproblems. Denn vor der Anwendung von komplizierten und aufwendigen Techniken zur Minimierung der Leistungsaufnahme des Quadcopters, sollte geprüft werden, ob dies für den jeweiligen Einsatz des Quadcopters nötig ist. Zudem hilft eine Modellierung des Energieverbrauchs dabei, zu entscheiden, wieviel Energie eingespart werden muss, um die zu erfüllenden Ziele zu erreichen. Auf Basis einer Modellierung der benötigten Energie, werden zudem weitere Ansätze zur Energieeinsparung ermöglicht. Aufgrund der Auswirkungen des Energieproblems, ist es dabei Voraussetzung, dass die Prognose des Modells sehr genau und präzise ist. Die Schätzung der für die Ausführung einer Mission benötigten Energie ist jedoch sehr komplex und von unterschiedlichsten Faktoren abhängig. Die dabei entstehenden Herausforderungen zur Bildung eines allgemeinen Energiemodells basieren vor allem auf den verschiedenen Quadcopterbauweisen sowie der Dynamik von Missionsformulierungen. Denn der Energieverbrauch ist abhängig vom Aufbau und den einzelnen Bestandteilen des Quadcopters, welche durch die spezielle Implementation und Ausprägung innerhalb des jeweiligen Anwendungsfalls bestimmt werden und im Allgemeinen nicht voraus sagbar sind. Zudem können insbesondere in Schwarm Szenarien unterschiedliche Quadcopter mit heterogenen Bauweisen eingesetzt werden, für die ein Modell den Energieverbrauch bestimmen muss. Neben der Ausprägung des Quadcopters bestimmen vor allem die innerhalb der Mission ausgeführten Manöver und Aktionen die benötigte Energie. Aufgrund der sehr unterschiedlichen Einsatzszenarien, der verschiedenen Verhaltensweisen des Quadcopters sowie der Möglichkeit zur Änderung von Missionsplänen während der Laufzeit, entstehen

somit hohe Anforderungen an ein Energiemodell, damit es unabhängig von der durchzuführenden Mission den Energieverbrauch abschätzen kann.

1.3 Aufbau

In den folgenden Kapiteln dieser Arbeit werden zu Beginn in Kapitel 2 aktuelle Methoden vorgestellt, welche sich mit der Lösung des Energieproblems beschäftigen. Dabei werden insbesondere unterschiedliche existierende Energiemodelle von Quadcoptern detailliert beschrieben und ihre Anwendbarkeit für allgemeine Quadcopter und Missionen untersucht. Im darauffolgenden Kapitel 3 werden die Ziele dieser Arbeit festgelegt und zu untersuchende wissenschaftliche Fragestellungen definiert. Daraufhin wird das in dieser Arbeit entwickelte Energiemodell vorgestellt. Es werden zu Beginn die dafür nötigen Definitionen eines allgemeinen Quadcopters und einer Quadcoptermission festgelegt und daran anknüpfend der Aufbau des Energiemodells detailliert beschrieben. Zusätzlich werden die Funktionen zur Abschätzung der Leistungsaufnahme und des Energieverbrauchs aufgestellt und die freien Parameter des Modells erläutert sowie unterschiedliche Methoden zur Parametrisierung des Modells vorgestellt und diskutiert. In Kapitel 4 wird das vorgestellte Energiemodell anhand des an der Otto-von-Guericke-Universität entwickelten *FIN-ken3*-Quadcopters implementiert. Dafür werden die einzelnen Komponenten des Quadcopters identifiziert, ihre Art der Leistungsaufnahme analysiert und die jeweils nötigen Funktionsparameter innerhalb verschiedener Experimente an den einzelnen Komponenten sowie am fliegenden Quadcopter bestimmt. Insbesondere werden verschiedene Leistungsfunktionen auf Basis von unterschiedlich ausgewählten Messdaten aufgestellt und diese miteinander verglichen. In Kapitel 5 werden zwei Modellimplementierungen innerhalb von zwei allgemeinen Flügen validiert und gegenübergestellt, indem die Energieschätzungen mit dem tatsächlichen Energieverbrauch verglichen werden. Zusätzlich werden unterschiedliche Leistungsfunktionen für die Motoren definiert und anhand des Schätzfehlers untereinander verglichen und diskutiert. Das letzte Kapitel 6 fasst die in dieser Arbeit durchgeführten Aufgaben zusammen und stellt die wichtigsten ermittelten Ergebnisse noch einmal vor. Es wird dabei insbesondere darauf eingegangen, inwiefern die innerhalb dieser Arbeit gesetzten Ziele erreicht werden konnten und welche Problematiken noch zu lösen sind. Zum Ende des Kapitels wird ein Ausblick auf mögliche zukünftige Forschungsar-

beiten gegeben, die durch die erzielten Ergebnisse ermöglicht oder unterstützt werden, und diese Arbeit in den Kontext der Quadcopterforschung gerückt.

2 Stand der Technik

Innerhalb dieses Kapitels werden aktuelle Ansätze zur Lösung des Energieproblems von Quadcoptern untersucht. Dabei werden die unterschiedlichen Methoden, je nachdem welchen Ansatz die jeweilige Technik verfolgt, in verschiedene Klassen eingeteilt. Zu den einzelnen Klassen werden einige Beispielarbeiten kurz vorgestellt und die Vorteile sowie Nachteile der jeweiligen Methodik beschrieben. Die Klasse der Energiemodelle wird hierbei besonders ausgiebig untersucht und die existierenden Modellansätze genau erläutert. Die Güte der einzelnen Modelle wird hervorgehoben sowie ihre Anwendbarkeit für allgemeine Quadcopter innerhalb beliebiger Missionen untersucht. Zum Ende des Kapitels werden die Probleme der existierenden Energiemodelle noch einmal genau beschrieben und zusammengefasst.

2.1 Aktuelle Ansätze zur Lösung des Energieproblems

In der Literatur existieren unterschiedliche Ansätze und Wege um das Energieproblem bei Quadcoptern abzuschwächen und ihm entgegenzuwirken. All diese Ansätze haben gemeinsam, dass sie die Einsatzzeit des Quadcopters maximieren möchten, jedoch unterscheiden sich viele Methoden grundsätzlich in ihren Vorgehensweisen und den Ideen, um das Energieproblem zu lösen. Im Folgenden werden die ermittelten existierenden Methoden grob anhand ihres Lösungsansatzes klassifiziert und zusammengefasst, sowie jeweils ein paar Beispiele zur jeweiligen Klasse mit angegeben. Diese Klassen umfassen alle Techniken, die innerhalb der Literaturrecherche entdeckt worden sind und sich im weitesten Sinne mit dem Energieproblem des Quadcopters beschäftigen. Die vorgestellten Techniken dienen dem Überblick und der Gewinnung eines Eindruckes, auf welche unterschiedlichen Weisen das Energieproblem angegangen werden kann.

2.1.1 Energie-bewusstes Softwaredesign

Die erste Klasse von Ansätzen um Energie zu sparen, umfasst Methoden, welche auf energie-bewusstem Softwaredesign basieren. Diese Klasse beinhaltet besonders Techniken des sogenannten Power-aware Programming, welche ursprünglich aus dem Bereich des Mobile Computing stammen. Methoden dieser Klasse versuchen den Energieverbrauch des Quadcopters zu verringern, indem die auf dem Quadcopter laufende Software so entwickelt wird, dass diese möglichst wenig Energie verbraucht. Diese Techniken lassen sich vor allem in mobilen Applikationen wiederfinden, beispielsweise in der Entwicklung von Apps für das Smartphone. Denn bei solchen mobilen Geräten, die wie ein Quadcopter nur durch eine Batterie betrieben werden, ist es wichtig die Software so energieeffizient wie möglich zu gestalten. Zudem gehören dieser Klasse auch jegliche Software-Lösungen an, welche Daten über den Quadcopter sammeln um die weitere auf Power-aware Programming basierende Softwareentwicklung zu unterstützen oder auch den Nutzer selber dabei zu helfen, den Energieverbrauch des Quadcopters zu minimieren. So stellen Corral et al. das Softwaresystem *Green Flight* vor, welches den Nutzer in unterschiedlichen Weisen dabei hilft, den Energieverbrauch des Quadcopters zu verstehen und dadurch den Quadcopter energiebewusster zu manövrieren [7]. Die Software analysiert zum einen während des Fluges die Entladung der Batterie anhand der Batteriespannung und gibt in Echtzeit Vorschläge zur Änderung des Verhaltens um den Energiekonsum zu minimieren. Zum anderen werden systematisch Daten des Quadcopters gesammelt und diese zur Laufzeit analysiert, um Berichte anzufertigen, welche das Verhalten des Quadcopters in Relation zu dem Energieverbrauch setzen. Ziel ist es Manöver, Bewegungen und generelle Aspekte des Flugverhaltens zu identifizieren, welche stark auf den Energieverbrauch einwirken. Mithilfe der gesammelten Daten soll das Verständnis über den Energieverbrauch des Quadcopters vertieft werden und somit automatisch Vorschläge zur Reduktion der verbrauchten Energie an den Nutzer übermittelt werden und die Entwicklung von energiesparender Software zu unterstützen.

2.1.2 Onboard Energiegewinnung

Zu der zweiten Klasse gehören Ansätze, welche während des Fluges Energie generieren, die der Quadcopter zur Erfüllung seiner Aufgaben nutzen kann. Die Methoden innerhalb dieses Ansatzes sparen keine Energie ein, sondern erhö-

hen die effektive Gesamtenergie, welche dem Quadcopter zur Verfügung steht. Dabei wird nicht die Basisenergie des Quadcopters erhöht, indem beispielsweise größere Batterien verbaut werden, sondern es wird versucht während des Fluges auf unterschiedliche Weisen nutzbare Energie zu gewinnen. Zu dieser Klasse gehört die in der Arbeit von Shaheed et al. vorgestellte Methode, welche einen Quadcopter durch die Nutzung von Sonnenlicht antreibt [13]. Der von den Autoren vorgestellte spezielle Quadcopter ist imstande, gänzlich ohne eigenen Energievorrat kontinuierlich zu fliegen, wobei er nur durch Sonnenlicht angetrieben wird, welches er mithilfe von eingebauten, proprietären Solarzellen in Energie umwandelt. Der genutzte Quadcopter ist eine Spezialanfertigung und wird von den Autoren genutzt, um zu zeigen, dass ein rein auf Sonnenenergie basierender Flug möglich ist. Jedoch wurde dieser Quadcopter bisher nur zu Forschungszwecken innerhalb bestimmter Umgebungen eingesetzt, denn aufgrund der Komplexität der Bauteile und der daraus resultierenden Einschränkungen ist ein praktischer Einsatz eher schwierig. Eine weitere interessante, zu dieser Klasse gehörende Methode wird von Achtelik et al. vorgestellt, welche einen Quadcopter mithilfe von Laserstrahlen betreibt [2]. Durch eine spezielle Lasertechnologie und einer komplexen Vorrichtung um den Laserstrahl gezielt auf den Quadcopter zu richten, kann dieser mithilfe einer eingebauten Solarzelle die Energie des Laserstrahls umwandeln und abspeichern. Auch diese Arbeit ist eher experimenteller Natur, da die eingesetzten Geräte hochkomplex sind und der Aufbau des Experiments zudem auch sehr einschränkend ist, da der Quadcopter sich innerhalb einer bestimmten Zone bewegen muss, um vom Laserstrahl getroffen zu werden. Jedoch konnten die Autoren eine Flugzeit von bis zu 13 Stunden erreichen, solange sich der Quadcopter innerhalb des eingeschränkten Feldes, in welchem er von dem Laserstrahl aufgeladen werden kann, bewegt. Auch wurde ein Testflug außerhalb des Ladefeldes durchgeführt, in welchem der Quadcopter die durch den Laserstrahl aufgeladene Batterie nutzen und nach Beendigung des Fluges wieder in die für den Laserstrahl notwendige Zone zurückkehren konnte.

2.1.3 Hardware-Optimierung

Die dritte Klasse von Ansätzen zur Lösung des Energieproblems bei Quadcoptern beinhaltet Methoden zur Optimierung der verbauten Hardware des Quadcopters. Die dabei genutzten Techniken zielen beispielsweise darauf ab, das Gewicht des Quadcopters zu verringern, die Energieeffizienz der elektroni-

schen Bauteile zu erhöhen oder die grundsätzliche Struktur des Quadcopters so zu verändern, dass dieser sich effizienter in der Luft bewegen kann. So wird beispielsweise in der Arbeit von Aleksandrov et al. der Einfluss einer unterschiedlichen Anzahl von Rotoren auf die Effizienz und Flugzeit des Quadcopters untersucht [4]. Die Autoren vergleichen die Effizienz von Quadcoptern mit vier, drei, sechs oder acht Rotoren auf Basis von realen Experimentdaten mit theoretischen Ergebnissen einer Strömungsanalyse. Ähnlich dazu untersucht die Arbeit von Driessens et al. nicht die Rotorenanzahl, sondern die Konfiguration der Rotoren auf ihre Energieeffizienz [9]. Es wird eine spezielle Konfiguration von vier Rotoren vorgestellt, welche auf den Eigenschaften der Rotoranordnung eines Helikopters basiert. Die Konfiguration besteht aus einem einzelnen Hauptrotor in der Mitte des Quadcopters sowie drei kleinen Rotoren an den Seiten, um den Drehmoment auszugleichen und die Manövrierfähigkeit zu verbessern. Die Autoren konnten durch diesen Aufbau eine Reduktion der zum Schweben benötigten Leistung um bis zu 20 % erreichen, benötigen jedoch dafür ein speziell angepasstes Modell der Quadcopterdynamik, um ihn zu stabilisieren.

2.1.4 Optimierung von Flug- und Planungsalgorithmen

Die nächste Klasse an Methoden beschäftigt sich mit der Optimierung der Flug- und Missionsplanungsalgorithmen. Diese Ansätze verringern nicht direkt die verbrauchte Energie des Quadcopters, sondern ihr Ziel ist es, die Dynamik und geplante Trajektorie des Quadcopters so zu optimieren, dass das Missionsziel mit einem minimalen Energieaufwand erfüllt werden kann. Dies setzt allerdings voraus, dass der Quadcopter eine bekannte Mission verfolgt und sich nicht im freien Flug befindet. In der Arbeit von Morbidi et al. wird eine Technik zur Bestimmung eines Weges mit minimalen Energieverbrauch zwischen einer initialen und finalen Quadcopter-Konfiguration vorgestellt [19]. Die von den Autoren präsentierte Methode nutzt das Modell eines bürstenlosen Motors zur Energieberechnung von Trajektorien und definiert eine Problemstellung zur Berechnung des Flugweges auf Basis der Winkelbeschleunigungen der Propeller, welche optimiert werden muss. Ein weiterer Ansatz innerhalb dieser Klasse wird von Al-Sabban et al. vorgestellt [3]. Die Autoren präsentieren dabei eine Methode zur Trajektorieplanung des Quadcopters, welche Windfelder nutzt, um den Energieverbrauch entlang eines Pfades zu minimieren.

2.1.5 Energie-bewusste Missionsplanung

Eine sehr ähnliche Klasse zu der Vorherigen bildet die Klasse der Methoden der energie-bewussten Missionsplanung. Diese grenzt sich darin ab, dass nicht der Weg des Quadcopters geplant wird, sondern die gesamte Missionsumgebung optimiert wird. So können zum Beispiel entlang eines Pfades Ladestationen verteilt werden oder die Anordnung der Startplätze der Quadcopter im Missionsbereich wird so bestimmt, dass diese für ihre Aufgaben optimal platziert sind, was insbesondere innerhalb von Schwarm Szenarien von Vorteil ist. So wird in der Arbeit von Ure et al. ein autonomes Batteriewechsel- und Ladesystem vorgestellt, welches es erlaubt gleichzeitig Batterien zu laden und zu wechseln, wodurch die Leerlaufzeit des Quadcopters verringert wird und die Auswirkungen des Energieproblems eingedämmt werden können [26]. Das System wechselt automatisch die leeren Batterien des Quadcopters mit einer aufgeladenen Batterie aus und lädt anschließend die leere Batterie auf, wobei dies einen speziellen Mechanismus zum Batterietausch am Quadcopter voraussetzt. Eine ähnliche Konstruktion einer autonomen Ladestation, welche jedoch nur Batterien lädt und nicht auswechselt, wird in der Arbeit von Leonard et al. vorgestellt [17]. Die Autoren konzentrieren sich dabei insbesondere auf die Verbesserung der elektronischen Kontakte sowie den Nutzen eines Ausgleichreglers, um den Ladevorgang zu optimieren. Die Ladestation wird experimentell in einem Schwarm Szenario eingesetzt und Wissen über den Ladevorgang in das Verhalten des Schwarms mit eingebettet. Stirling et al. untersuchen innerhalb eines Schwarm Szenarios für Suchmissionen in unbekanntem Umgebungen den Einfluss einer unterschiedlichen Stationierung der Quadcopter [25]. Die Autoren evaluieren drei verschiedene Stationierungsstrategien mit dem Ziel, die totalen Energiekosten des Schwarms, die dieser zur Erfüllung seiner Aufgaben benötigt, zu minimieren, indem die Roboter nicht an ungünstigen Startpositionen platziert werden.

2.1.6 Energiemodelle

Die letzte Klasse beschreibt Methoden zur Modellierung des Energieverbrauches des Quadcopters. Solche Energiemodelle bilden den tatsächlichen Energieverbrauch des Quadcopters nach und ermöglichen somit zum einen ein tieferes Verständnis über die Leistungsaufnahme des Quadcopters sowie zum anderen auch Planungen der Quadcopterdynamik, um Energie einzusparen und den

Energieverbrauch zu minimieren. Im Folgenden werden Arbeiten, die sich mit der Erstellung eines Energiemodells beschäftigen, detailliert beschrieben und analysiert, um die Funktionsweise der Modelle sowie ihre Eigenschaften zu erfassen und zu bewerten.

Dietrich et al. stellen ein Energiemodell vor, welches auf der Analyse des Energieverbrauches des Quadcopters innerhalb verschiedener diskreter Bewegungsmuster basiert [8]. Mithilfe systematischer Flugexperimente und einer statistischen Analyse der gesammelten Flugdaten wurde eine Relation zwischen den Flugparametern und dem Energieverbrauch hergestellt. Das entwickelte Modell wurde zudem anhand von zwei unterschiedlichen Quadcoptern implementiert und validiert. Im Spezifischen setzt das vorgestellte Modell voraus, dass eine Quadcoptermission aus einer Kombination von Schweben- und Punkt-zu-Punkt Manövern besteht. Dabei wird der Quadcopter als ein Objekt mit feststehendem Gewicht betrachtet, welches elektrische Energie investiert um sich im Raum fortzubewegen. Die dafür notwendige Energie wird in zwei Mengen aufgeteilt, wobei die erste Teilmenge aus der Energie besteht, welche der Quadcopter benötigt um der Gravitation entgegenzuwirken und sich in der Luft zu halten. Die diese Energiemenge beeinfließenden Faktoren sind statisch und ändern sich während einer Mission nicht, wie beispielsweise das Gewicht des Quadcopters. Die zweite Teilmenge ist die benötigte Energie, um den Quadcopter entlang einer horizontalen oder vertikalen Achse zu bewegen. Hier legen die Autoren fest, dass die horizontale Bewegungsrichtung des Quadcopters nicht weiter spezifiziert werden muss, aufgrund der hohen Symmetrie des Quadcopters und seines frei einstellbaren Kurses. Relevante, den Energieverbrauch beeinfließende Faktoren sind demzufolge nur der Flugwinkel des Quadcopters sowie die Geschwindigkeit des zugehörigen Bewegungsvektors. Zur Parametrisierung und Evaluierung des vorgestellten Modells wurden zwei unterschiedliche Quadcopter genutzt. Zum einen der frei erhältliche *Solo*-Quadcopter der Firma *3D Robotics* sowie ein von den Autoren selbst zusammengesetzter Quadcopter aus frei auf dem Markt zugänglichen Bauteilen. Beide Quadcopter nutzen den gleichen Autopiloten, welcher mit der *ArduPilot*-Firmware ausgerüstet ist, und können somit auf gleiche Weise dieselben Missionen ausführen. Zur Evaluation des Energieverbrauches während bestimmter Flugphasen, wurden unterschiedliche Missionen entworfen, welche jeweils einen bestimmten Aspekt des Quadcopterflugs betrachten. Dabei konnten die Autoren drei Aspekte identifizieren, welche die Hauptkomponenten einer Quadcopterbewegung reflektieren. Diese Aspekte bestehen aus dem Schwebeflug, der horizontalen Bewegung sowie der

vertikalen Bewegung. Zu jeder dieser Bewegungsarten wurde eine Mission entworfen, welche diese widerspiegelt, wobei innerhalb der entworfenen Missionen die internen Parameter des Autopiloten nicht verändert wurden. Da Parameter zur Regelung der Geschwindigkeit und Beschleunigung direkt vom Autopiloten gewählt werden, waren diese somit auch kein einstellbarer Teil der entworfenen Missionen. Mithilfe dieser Testmissionen wurden Messdaten gesammelt, um diese anschließend statistisch zu analysieren. Insgesamt wurden 20 individuelle Flüge durchgeführt und die Protokolle der Flugdaten abgespeichert. Die Messdaten beinhalteten unter anderem den Flugwinkel des Quadcopters, die Pfaddistanz, das erteilte Kommando sowie eine aus Werten des Globales Positionsbestimmungssystem (GPS) abgeleitete Geschwindigkeit. Während der Datenanalyse wurden individuelle Manöver identifiziert und zugehörige Start- sowie End-Zeitstempel abgespeichert. Die Autoren erklären, dass der Wechsel von einem Manöver zum Nächsten klar an der Flugcharakteristik erkennbar ist. So konnte anhand einer starken, kurzen Veränderung des mittleren Gesamtstroms ein Übergang vom einem zum andern Manöver erkannt werden. Die Auswahl der zu untersuchenden Datenpunkte wurde basierend auf diesen Zeitstempeln durchgeführt, wobei auf beiden Seiten eines jeden so definierten Intervalls jeweils ein Stück abgeschnitten wurde, damit kein Übergangverhalten innerhalb des Intervalls liegt. Um den Energieverbrauch des Quadcopters innerhalb eines Manövers zu analysieren wurden die durch die Intervalle ausgewählten Datenpunkte statistisch untersucht. Der Energiebedarf eines jeden Manövers wurde anschließend durch einen Mittelwert und einer zugehörigen Standardabweichung dargestellt. Zum Ende der Analyse wurden Korrelationen zwischen den Manövern und den einzelnen Flugparametern untersucht und speziell der Einfluss des Flugwinkels auf den Energiekonsum analysiert. Das erstellte Energiemodell wurde mithilfe eines Testfluges validiert, indem die durch das Modell prognostizierten Werte mit den realen Flugdaten verglichen wurden. Die Ergebnisse zeigen, dass die Voraussagen mithilfe des Modells in den meisten Fällen innerhalb der Grenzen der Standardabweichung bleiben.

Die Arbeit von Dietrich et al. stellt eine grundsätzlich interessante Methode zur Erstellung eines Energiemodells dar. Viele Ansätze, insbesondere die Einteilung des Fluges in verschiedene Flugphasen sowie die Einteilung der Gesamtenergie in verschiedene Teilenergien, sind nachvollziehbar. Jedoch ist dieses Modell sehr stark an die eingesetzten Quadcopter, genauer gesagt an den eingesetzten Autopiloten, gekoppelt. Es ist sehr kritisch zu betrachten, dass Parameter wie die Beschleunigung und die Geschwindigkeit des Quadcopters

nicht direkt im Modell mit einbezogen werden, sondern vom Autopiloten auf Basis anderer Werte, wie dem Flugwinkel, bestimmt werden. Dies behindert die Anwendung des Modells auf andere Quadcopter und zieht bei Änderung der internen Kontrollparameter des Autopiloten eine notwendige Neukalibrierung des Modells nach sich. Auch ist die von den Autoren gewählte Missionsdefinition, bestehend aus Schweben- und Punkt-zu-Punkt-Manövern, sehr einfach gewählt und kann realen Einsätzen für Quadcopter nicht gerecht werden, da diese oftmals sehr viel komplexer sind. Das Modell wurde zusätzlich nicht ausreichend getestet, da der Validierungsflug zu sehr den Trainingsflügen ähnelt.

Das zweite Modell wird in der Arbeit von Franco et al. vorgestellt [12]. Die Autoren stellen einen Algorithmus vor, welcher einen Flug eines Quadcopters so planen soll, dass eine optimale Flächenabdeckung von Kameraaufnahmen innerhalb eines Gebietes gewährleistet ist. Neben geometrischen Bedingungen kann dieser Algorithmus insbesondere auch wichtige Eigenschaften des Quadcopters mit einbeziehen, wie zum Beispiel sein Gewicht, die maximale Geschwindigkeit oder die dem Quadcopter zur Verfügung stehende Energie. Der Algorithmus nutzt dafür ein aus realen Messungen abgeleitetes, empirisch bestimmtes Energiemodell. Für die Erstellung des Energiemodells wurden verschiedene Experimente durchgeführt, um den Einfluss der Betriebsbedingungen des Quadcopters auf den Energiebedarf zu verstehen. Innerhalb der Experimente wurde die Geschwindigkeit aus dem eingebauten GPS-System abgeleitet und mithilfe eines Sensors der absorbierte Strom gemessen, welcher mit der angelegten Spannung multipliziert wurde, um die Leistungsaufnahme zu schätzen. Es wurde ein *IRIS*-Quadcopter der Firma *3D Robotics* genutzt, welcher mit einer *GoPro*-Kamera sowie einem Gimbal-Stabilisator ausgerüstet ist. Dieser Quadcopter wurde von einem *PX4*-Autopilotboard gesteuert, auf welchem die *Ardupilot*-Software installiert ist. Im ersten Experiment wurde der Quadcopter mit maximaler Beschleunigung und anschließend mit maximaler Bremsung betrieben. Für die erreichten Geschwindigkeiten wurde dann jeweils die zugehörige Leistung bestimmt. Anhand dieser Datenpunkte wurde eine Funktion aufgestellt, welche die Energie berechnet, die benötigt wird um die Geschwindigkeit mit einer gegebenen Beschleunigung um einen bestimmten Wert zu erhöhen. Das zweite Experiment sollte bestimmen, wie die Leistung als eine Funktion der Geschwindigkeit innerhalb verschiedener Manöver, wie dem horizontalen, vertikalen oder Schwebeflug, abgeleitet werden kann. Dabei wurden horizontale Flüge zwar mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten bis zu 15 m/s ausgeführt, aber vertikale Flüge stets mit derselben konstanten Geschwindig-

keit. Anhand der durch diese Experimente aufgenommenen Daten wurde zum einen eine Funktion aufgestellt, welche die Energie berechnet, um eine gerade Strecke mit fester Länge mit einer konstanten Geschwindigkeit abzufliegen. Zum anderen wurde auch eine Funktion ermittelt, um einen Höhenunterschied mit einer konstanten Geschwindigkeit auszugleichen sowie eine Funktion ermittelt, um eine bestimmte Zeitperiode lang zu Schweben. Im dritten Experiment wurde die Zeit und Energie gemessen, die der Quadcopter benötigt, um sich zu drehen. Diese Drehung wurde mit einer konstanten Drehrate durchgeführt und eine Funktion aus den aufgenommenen Daten identifiziert, welche die benötigte Energie berechnet, um sich um einen bestimmten Winkel zu drehen. Das vorgestellte Energiemodell basiert auf diesen aufgestellten Funktionen, welche mithilfe von Polynomen fünften Grades aus den Messdaten entworfen worden sind. Im weiteren Verlauf der Arbeit nutzen die Autoren das Energiemodell, um die optimale Geschwindigkeit zu finden, welche die benötigte Energie minimiert, um ein Weg mit einer gegebenen Länge abzufliegen. Dabei definieren die Autoren einen Streckenflug bestehend aus drei Phasen (Beschleunigung, konstante Geschwindigkeit, Bremsen), nach denen die geforderte Strecke abgeflogen sein muss. Die Validierung des Energiemodells erfolgte durch einen Testflug mit dem *IRIS*-Quadcopter, in dem eine Menge von 23 auf gleicher Höhe liegende Wegpunkte abgeflogen worden sind. Dabei wurde die tatsächlich gemessene verbrauchte Energie mit der geschätzten Energie des Modells verglichen. Die geschätzte Energie weichte dabei mit einem relativen Fehler von 0.02 von der tatsächlich verbrauchten Energie ab.

Vorteilhaft an dem in der Arbeit von Franco et al. vorgestelltem Energiemodell ist die Betrachtung von Bewegungsparametern wie der Beschleunigung und Geschwindigkeit sowie die Unterteilung der unterschiedlichen Flugphasen. Zudem wurden konkrete Funktionen aufgestellt, um die Energie für bestimmte Quadcopteraktionen zu berechnen. Jedoch ist dieses Modell sehr stark an die in der Arbeit genutzte Anwendung gekoppelt, denn die Einschränkungen, dass vertikale Flüge ausschließlich mit konstanten Geschwindigkeiten sowie im 90° Winkel geflogen werden sind nicht realitätsgetreu. Auch wird in der Evaluation die Anwendung des Energiemodells nur innerhalb des speziellen Anwendungsgebiet validiert und die Mission sehr einfach gehalten.

In der Arbeit von Abdilla et al. wird ein Flugdauermodell entwickelt, welches speziell auf mit LiPo-Batterien betriebene Quadcopter abgestimmt ist [1]. Es werden Experimente mit unterschiedlichen Batterien durchgeführt, um die Laufzeiten der Batterien zu bestimmen und Kapazitätsmodelle für diese zu ent-

wickeln. Aus den Batteriemodellen und einem Energiemodell des Quadcopters wird das Flugdauermodell zusammengesetzt. Das in dieser Arbeit entwickelte Energiemodell berechnet die benötigte Energie des Quadcopters auf Basis seines Gewichts. Mithilfe der Strömungstheorie wird eine Funktion aufgestellt, welche die Leistungsaufnahme eines Rotors für den Schwebeflug beschreibt. Diese Funktion beinhaltet verschiedene spezifische Parameter wie den Rotor Schub, Luftdichte oder den Propellerradius. Insbesondere wird zudem auch eine bestimmte Gütezahl, welche die Effizienz des Rotors beschreibt, innerhalb der Funktion genutzt. Für den gesamten Quadcopter wird davon ausgegangen, dass bei konstantem Schwebeflug der Rotorschub gleich dem Produkt aus dem Quadcoptergewicht und der Erdbeschleunigung ist und dieser Schub gleichmäßig unter den Rotoren des Quadcopters aufgeteilt wird. Die Leistung aller Rotoren wird aus der Leistungsfunktion des einzelnen Rotors abgeleitet, wobei die Gütezahlen der Rotoreffizienzen zu der Gütezahl der sogenannten Antriebssystemeffizienz des Quadcopters zusammengefasst wird. Diese Gütezahl ist stark abhängig vom Quadcopter und kann nur experimentell bestimmt werden. Aufgrund dessen wurde innerhalb einiger Experimente die Abhängigkeit der Leistungsaufnahme von den Flugmanövern des Quadcopters untersucht. Diese Experimente wurden mit einer *ARDrone2.0* der Firma *Parrot* ausgeführt, wobei das Gewicht des Quadcopter zwischen 495 g und 570 g variiert wurde. Die Experimentalflüge wurden auf unterschiedlichen Höhen zwischen 1,5 m und 2,5 m Metern ausgeführt, wobei während des Fluges Strom- und Spannungswerte des Quadcopters mithilfe einer selbst gefertigten Schaltung aufgenommen und über ein 5 m langes Kabel an eine Bodenstation übertragen wurden. Die Autoren geben an, dass obwohl dieser Aufbau die Flugdynamik des Quadcopters einschränkt, diese immer noch ausreichend genug der realen Flugdynamik entspricht, um das Verhalten des Energieverbrauches des Quadcopters zu untersuchen. Durch die ausgeführten Flugexperimente wurde erkannt, dass sich der Energiekonsum für horizontale sowie vertikale Manöver nur sehr gering vom Energiekonsum des Schwebefluges unterscheidet und die Autoren bestimmen aus diesem Grund den Schwebeflug als für den Energieverbrauch ausschlaggebendes Flugverhalten. In weiteren Experimenten wurde die Antriebssystemeffizienz der *ARDrone2.0* für verschiedene Gewichte bestimmt sowie eine Abhängigkeit dieser von der angelegten Spannung untersucht. Ein erstes von den Autoren aufgestelltes Modell besteht aus einer konstanten Leistungsaufnahme und der aus der Strömungstheorie abgeleiteten Leistungsfunktion, welche mit einem spannungsabhängigen Effizienzfaktor

modifiziert ist. Ein zweites, einfacheres Modell basiert nur auf der Leistungsfunktion der Strömungstheorie ohne einen zusätzlichen Effizienzfaktor. Zur Evaluation dieser Modelle wurden 27 Flüge mit unterschiedlichen Gewichten durchgeführt. Mithilfe der Daten von zwei dieser Flüge wurden die nötigen Parameter des jeweiligen Modells bestimmt. Die Energieschätzungen dieser so parametrisierten Modelle wurden mithilfe der restlichen 25 Flüge validiert. Dabei konnte das erste Modell eine Standardabweichung der geschätzten Energie um circa 5% erreichen. Die Autoren merken jedoch dabei an, dass dieses Modell sehr sensitiv gegenüber dem spezifischen Quadcopter ist. Tests mit einer baugleichen *ARDrone2.0* resultierten in Modellparameter, welche um mehr als 100% voneinander abweichen. Das zweite Modell konnte eine Standardabweichung von weniger als 10% erreichen, welche für die Autoren gering genug ist, da im Bezug eines Flugdauermodells die Variabilität der Batterie die Ungenauigkeit der Flugdauerschätzung dominiert. Das zweite Modell ist dabei zudem sehr viel robuster gegenüber dem individuell eingesetzten Quadcopter.

Da sich vorgestellte Arbeit von Abdilla et al. auf die Erstellung eines Flugdauermodells konzentriert, ist das dabei mitentwickelte Energiemodell sehr einfach gehalten. Die getroffene Annahme, dass die Schwebelageleistung die Gesamtleistung dominiert, wurde nicht weiter konkretisiert und es fehlt die Spezifizierung unter welchen Bedingungen diese Annahme gilt. Auch sind die durchgeführten Experimente mit einem kabelgebundenen Quadcopter, welcher sich in einem sehr kleinen Luftraum bewegt, kritisch zu hinterfragen, da dieses Szenario nicht den normalen Flugbewegungen einer Quadcoptermission entspricht.

Die Arbeit von Roberts et al. präsentiert eine sehr spezielle Methode zur Abschwächung des Energieproblems von Quadcoptern, welche innerhalb von Räumen eingesetzt werden [22]. Der vorgestellte Ansatz besteht zum einen aus einem Flugdauermodell und zum anderen aus einem Mechanismus zur Koppung des Quadcopters an die Raumdecke. Zur Erstellung des Flugdauermodells nehmen die Autoren an, dass der Schub des Quadcopters während des Fluges gleich seinem Gewicht ist und die Basis des Modells bildet eine Charakterisierung der Beziehung zwischen Schub und Leistungsaufnahme der Rotoren. Mithilfe dieser Relation wird das Flugdauermodell aufbauend auf dem Quadcoptergewicht und der Batteriekapazität entworfen. Dabei wird die mögliche Flugdauer aus dem Verhältnis von Batteriekapazität zu der Quadcopter Gesamtleistung beschrieben. Diese Gesamtleistung setzt sich aus der Leerlaufleistung des Quadcopters und seiner Motorleistung zusammen. Ähnlich dazu setzt sich die Leerlaufleistung wiederum aus der Summe der Leistungsaufnah-

me des Quadcopters selber sowie seines Ladeguts zusammen. Die Motorleistung wird mithilfe des Quadcoptergewichts, welches sich aus dem eigentlichen Quadcoptergewicht, dem Batteriegewicht sowie dem Gewicht des Ladeguts zusammensetzt, ermittelt. Das vorgestellte Modell kann somit Änderungen von Ladegewichten, Ladegutleistungsaufnahmen sowie Änderungen der Leistungsaufnahme im Leerlauf modellieren. Auch binden die Autoren den Mechanismus zur Deckenkopplung in das Modell ein, denn während der Quadcopter an der Decke hängt, trägt seine Leistung nur die Höhe der Leerlaufleistung, da die Motoren ausgeschaltet sind. Die für das Modell benötigte Leistungsschubkurve des Rotors wird mithilfe von statischen Schubmessungen innerhalb eines speziellen Aufbaus ermittelt. Dieser Aufbau besteht aus einer Vorrichtung an dem der Rotor befestigt ist und seine Leistung mithilfe von Spannungs- sowie Strommessgeräten gemessen werden kann. Dieser Aufbau ist an einer Waage befestigt, um den erzeugten Schub zu messen, wobei der Propeller verkehrt herum montiert ist, um den Bodeneffekt zu minimieren. Messwerte der Leistung und des Schubs wurden anschließend in 10 g Intervallen aufgenommen und die so gesammelten Datenpunkte mithilfe eines Polynoms fünften Grades interpoliert, um die Beziehung zwischen Schub und Leistungsaufnahme des Antriebs zu ermitteln. Für den getesteten Quadcopter wurde die Motorleistung an der Stelle der Kurve genommen, an dem der Schub einem Viertel des Gewichts entspricht, da der Quadcopter von vier Motoren betrieben wird. Dieser Wert wurde anschließend mit vier multipliziert, um die benötigte Gesamtleistung zu bestimmen, die der Quadcopter während des Schwebeflugs bezieht. Zur Evaluierung des entwickelten Flugdauermodells wurden innerhalb der Arbeit zwei verschiedene Experimente durchgeführt. Das erste Experiment wurde darauf ausgelegt, die Präzision der Schätzungen für Veränderungen im Gewicht des Ladeguts und der Leistungsaufnahme des Ladeguts zu untersuchen. Innerhalb dieses Experiments wurde der Quadcopter manuell geflogen und die Flugzeit mit einer Stoppuhr aufgenommen. Dieses Experiment wurde mit zwei unterschiedlichen Batterien und jeweils mit und ohne Ladegut mit einer Leistungsaufnahme von 5 W durchgeführt. Messwerte wurden mit einer Anzahl von 8 Flügen für die Flüge ohne Ladegut ermittelt und mit einer Anzahl von 2 Flügen für die Testfälle mit Ladegut. Für beide Batteriegrößen haben die geschätzten Flugzeiten einen maximalen mittleren Fehler von 2,52 %. Im zweiten Experiment wurde in einem Szenario, in dem der Quadcopter seinen Deckenkopplungsmechanismus benutzt, die Präzision der Schätzungen ausgewertet. Innerhalb dieses Validierungsexperiments durchflog der Quadcopter drei Zy-

ken, in denen er sich vom Schwebeflug aus an die Decke koppelt, seine Motoren ausschaltet und dann wieder in den Schwebeflug übergeht. Der Schwebeflug betrug dabei jeweils 2 Minuten und die an der Decke gekoppelte Zeit betrug 30 Minuten. Dieser Testflug wurde zweimal wiederholt und die geschätzte Flugdauer mit der tatsächlichen Flugdauer verglichen, wobei ein mittlerer Fehler von 0,97% ermittelt wurde.

Innerhalb der Arbeit von Roberts et al. wird die Leistungsaufnahme des Quadcopters nicht auf die Leistung der Motoren reduziert, sondern der gesamte Quadcopter betrachtet. Die Einbeziehung der Ladegut-Eigenschaften, wie Leistungsaufnahme und Gewicht und insbesondere die Identifizierung der Leerlaufleistung, sind interessante Ansätze zur Modellierung des kompletten Energieverbrauchs des Quadcopters, wodurch der Schätzfehler des Modells verringert wird. Jedoch ist die Modellierung des Motorenverbrauchs, welcher nur auf dem Quadcoptergewicht basiert, zu einfach gestaltet und nur innerhalb der Anwendung der vorgestellten Arbeit valide. Auch ist die Entwicklung des Modells mithilfe des statischen Aufbaus zur Ermittlung der Schubleistungskurve sehr aufwendig und stellt für die Implementierung des Modells eine große Hürde dar.

In der Arbeit von Yacef et al. wird ein Energiemodell vorgestellt, welches ohne empirische Daten entwickelt wird [29]. Zudem formulieren die Autoren eine Methode zur Berechnung von Kontrolleingaben und Trajektorien des Quadcopters zwischen einer festen Start- und Endposition, um die verbrauchte Energie einer spezifischen Mission zu minimieren. Das von den Autoren präsentierte Energiemodell basiert auf Modellen für die Bewegungsdynamik des Quadcopters, den Motor sowie für die Batterie. Die verbrauchte Energie des Quadcopters innerhalb einer Mission wird als das Integral der Summe des Produkts von Drehmoment und Rotorgeschwindigkeit der vier Motoren formuliert. Um diese Formulierung realistischer zu gestalten, wird zusätzlich eine Effizienzfunktion identifiziert und in das Motormodell integriert. Der weitere Großteil der Arbeit behandelt die Energieoptimierung von Missionen auf Basis des entwickelten Modells. Zur Validierung des Energiemodells wurden zwei verschiedene Missionen simuliert, welche beide 6 Sekunden lang sind und aus einem vertikalen Flug mit einer jeweils unterschiedlicher Höhenflugbahn aber gleicher Start- und Endposition bestehen.

Das von Yacef et al. präsentierte Energiemodell ist das einzige Modell, welches keine Experimente und keine empirischen Messdaten zur Parametrisierung be-

nötigt. Da das Modell jedoch nur innerhalb von Simulationen getestet wurde und keine konkreten Evaluationen durchgeführt wurden, ist der Nutzen dieses Modell innerhalb realer Anwendungen nicht einzuschätzen. Aufgrund dieser fehlenden Evaluierung wird diese Arbeit nicht weiter betrachtet, wurde aber aus Gründen der Vollständigkeit trotzdem vorgestellt.

Die vorgestellten Energiemodelle können nicht für beliebige Quadcopter innerhalb allgemeiner Einsatzszenarien genutzt werden, da stets spezielle Voraussetzungen an den Quadcopter oder an die auszuführende Mission gestellt werden. Beispielsweise wird das Vorhandensein spezieller Hardware, wie ein Deckenkopplungsmechanismus oder die Nutzung eines bestimmten Autopiloten vorausgesetzt. Auch setzen manche Modelle bestimmtes Quadcopterverhalten voraus, wie das Fliegen von vertikalen Bewegungen mit konstanter Geschwindigkeit oder Bewegungen in Form von Punkt-zu-Punkt Manövern. Da sich zudem viele der Arbeiten nicht direkt auf die Entwicklung eines Energiemodells konzentrieren, sondern sich mit Flugdauermodellen oder der Optimierung von Planungsalgorithmen beschäftigen, verringern die getroffenen Annahmen und Vereinfachungen die Schätzqualität der vorgestellten Modelle. So wird zum Beispiel nur der Energieverbrauch der Motoren oder nur die Leistungsaufnahme während des Schwebeflugs betrachtet, um den Energieverbrauch des Quadcopters innerhalb einer Mission zu modellieren. Die eigentliche Verhaltensweise des Quadcopters innerhalb der auszuführenden Mission sowie seine spezifische Aufbauweise wird nicht ausreichend betrachtet, wodurch die Nutzung eines der Energiemodelle innerhalb einer realen Anwendung mit abweichendem Einsatzszenario nicht möglich ist.

3 Konzept

Innerhalb dieses Kapitels werden die konkreten Ziele dieser Arbeit definiert und das entwickelte Energiemodell vorgestellt und beschrieben. Zu Beginn wird dabei anhand der Erkenntnisse aus der Literaturrecherche die Zielstellungen dieser Arbeit festgesetzt und zu untersuchende wissenschaftliche Fragestellungen aufgestellt. Anschließend werden die zum Verständnis der Konstruktion des Energiemodells nötigen Definitionen festgelegt und insbesondere Begriffe des allgemeinen Quadcopters und der allgemeinen Quadcoptermission beschrieben und erläutert. Anschließend wird aufbauend auf den festgelegten Begrifflichkeiten das eigentliche Energiemodell im Detail beschrieben und definiert, wobei unter anderem Funktionen zur Berechnung der verbrauchten Energie und Leistungsaufnahme des Quadcopters und seiner Komponenten aufgestellt werden. Es werden die freien Parameter des Modells erläutert und die Abhängigkeit der Energieschätzung von der Missionsdefinition beschrieben sowie verschiedene Hilfsfunktionen zur Beschreibung der Leistungsaufnahme einer Komponente angegeben. Zum Ende des Kapitels werden Möglichkeiten zur Parametrisierung des Modells vorgestellt und unterschiedliche Ansätze zur Bestimmung der freien Parameter diskutiert.

3.1 Ziele

Ziel dieser Arbeit ist die Konzeptionierung eines Energiemodells, welches es ermöglicht, den Energieverbrauch eines beliebigen Quadcopters innerhalb von allgemeinen Missionen zu modellieren. Damit eine präzise Verbrauchsschätzung gewährleistet ist, soll das Modell den gesamten Energieverbrauch des Quadcopters modellieren können und Veränderungen am Quadcopter sowie eventuelle Ladegüter einfach in das Modell integrierbar sein. Es dürfen keine Voraussetzungen und Bedingungen an die zu modellierenden Missionen und die darin enthaltenen Manöver gestellt werden, damit eine Nutzung des Mo-

dells innerhalb der unterschiedlichen existierenden Anwendungsfälle möglich ist.

Ein weiteres Ziel, welches innerhalb dieser Arbeit erreicht werden soll, ist die Implementierung des entwickelten Energiemodells an einem echten Quadcopter und die Ausführung verschiedener Experimente zur Validierung und Bestimmung der Qualität der Energieschätzung. Da das implementierte Energiemodell einen praktischen Nutzen aufweisen soll, darf der mit dem Modell geschätzte Energieverbrauch innerhalb von allgemeinen Missionen nicht mehr als 5% vom tatsächlichen Energieverbrauch abweichen.

Das dritte innerhalb dieser Arbeit zu erreichende Ziel, ist die Beantwortung von zwei wissenschaftlichen Fragestellungen, welche sich aus der Literaturrecherche ergeben und Aufschlüsse über den allgemeinen Energieverbrauch eines Quadcopters bringen. Dabei sollen die eigentlichen Fragestellungen konkret definiert werden und die Aufgaben sowie die Kriterien zur Beantwortung der Fragestellung genau festgelegt werden.

3.2 Wissenschaftliche Fragestellungen

Innerhalb der durchgeführten Literaturrecherche ergaben sich verschiedene Fragestellungen bezüglich des Energieverbrauchs eines Quadcopters. Diese Fragestellungen leiten sich aus entweder in den vorgestellten Arbeiten unzureichend untersuchten Annahmen ab oder entstehen aus Ideen und Ansätzen, die zwar innerhalb der Arbeiten angesprochen, aber nicht genauer untersucht worden sind. Im Folgenden werden zwei wissenschaftliche Fragestellungen formuliert und die Aufgaben und Kriterien zu ihrer Beantwortung festgelegt, um diese im Verlauf der Arbeit zu untersuchen.

Die erste Fragestellung beschäftigt sich mit der Annahme, dass die Leistungsaufnahme des Quadcopters im Schwebeflug mit seiner Leistungsaufnahme innerhalb beliebiger Bewegungen gleichgesetzt werden kann. Um diese Frage zu beantworten, muss der Energiebedarf des Quadcopters im Schwebeflug mit dem Energiebedarf des Quadcopters innerhalb von anderen Flugbewegungen verglichen werden. Kriterien zur Beantwortung dieser Fragestellung sind das Aufstellen von Bedingungen, unter welchen die Annahme getroffen werden kann sowie die Eingrenzung des dadurch entstehenden Schätzfehlers.

Die zweite Fragestellung beschäftigt sich mit dem Anteil der Leistungsaufnahme der nicht durch die Motoren verursacht wird, an der Leistungsaufnahme des gesamten Quadcopters im Flug sowie dem entstehenden Schätzfehler, welcher entsteht, wenn dieser nicht mit in die Energiemodellierung aufgenommen wird. Hierfür muss zum einen die Leistungsaufnahme des Quadcopters im Leerlauf, sowie die Leistungsaufnahme des Quadcopters im Flug bestimmt werden. Außerdem muss zur Bestimmung des entstehenden Schätzfehlers der Energieverbrauch für eine Mission mit und ohne Leerlaufleistung bestimmt und verglichen werden. Damit diese Fragestellung beantwortet ist, muss ein konkreter Wert ermittelt werden, welcher den Anteil der Leerlaufleistung des Quadcopters an der Leistungsaufnahme des Quadcopters im Flug beschreibt sowie ein konkreter Wert zur Bestimmung des entstehenden Schätzfehlers angegeben werden.

3.3 Definition von Quadcopterkomponenten

Der Grundaufbau von Quadcoptern ist oftmals sehr ähnlich. Meistens besteht dieser aus vier Motoren und Motorkontrollern sowie einem Autopilotboard, wobei die eigentliche Ausprägung dieses Aufbaus sich je nach Quadcopter stark unterscheiden kann, da eine große Menge an Bauteilen existiert, welche kombiniert werden können, um einen Quadcopter zusammenzusetzen. Schon alleine mithilfe von Variationen des Grundaufbaus, lassen sich demnach die unterschiedlichsten Quadcopter definieren. Zusätzlich kann durch beliebige Bauteile wie Sensoren, Aktuatoren oder elektronische Boards die Ausstattung eines Quadcopters erweitert und somit die spezielle Ausprägung des Aufbaus eines allgemeinen Quadcopters nicht vorrausgesagt werden.

Anhand dieser Eigenschaften wird ein allgemeiner, generischer Quadcopter als ein durch modulare, unabhängige Komponenten zusammengesetzter Flugroboter definiert. Demzufolge kann ein spezifischer Quadcopter Q mithilfe einer Menge von k Komponenten C_i vollständig beschrieben werden:

$$Q = \{C_1, C_2, \dots, C_k\}$$

Eine solche Zerlegung des Quadcopters in eine feste Menge von k eigenständigen Komponenten wird definiert als eine Komponentenzerlegung des Quadcopters mit Grad k . Die Betrachtung des Quadcopters als eine Gruppe von Komponenten spiegelt seine modulare Aufbauweise wieder und durch die Zerlegung

des Quadcopters in einzelne Komponenten wird eine variable Auflösung der Leistungsaufnahme des Quadcopters ermöglicht, denn je nach Bedarf und Ziel der Modellierung kann eine unterschiedlich granulare Komponentenzerlegung desselben Quadcopters erfolgen. So ist es möglich, wenn die unterschiedlichen Verbraucher des Quadcopters identifiziert und eingeschätzt werden sollen, eine hochgradige Komponentenzerlegung des Quadcopters zu nutzen. Ist der Nutzer jedoch nicht an den einzelnen Verbrauchskomponenten interessiert und es soll nur die Leistungsaufnahme des Quadcopters ansich modelliert werden, ist es auch möglich den Gesamtquadcopter mit einer Komponentenzerlegung ersten Grades als eine einzelne Komponente zu betrachten. Für jede Komponentenzerlegung eines Quadcopters muss dabei auf Basis des Energieerhaltungssatz gelten, da der Quadcopter ein geschlossenes System darstellt, dass die durch die jeweiligen Modelle geschätzten Leistungsaufnahmen des Quadcopters sich annähernd entsprechen und nur innerhalb eines geringen Messungenauigkeitsbereiches voneinander abweichen.

Damit ein Teilstück des Quadcopters als eine Komponente C_i innerhalb des Energiemodells betrachtet werden kann, muss es verschiedene Eigenschaften erfüllen. Zum einen wird gefordert, dass eine Komponente des Quadcopters eine Leistungsaufnahme P_{C_i} besitzt. Dies schließt alle nicht elektronischen Bauteile des Quadcopters aus, wie zum Beispiel das Gerüst oder die Rotorblätter, welche keine validen Komponenten innerhalb des Modells bilden können, da diese keine elektrischen Verbraucher sind und demzufolge ihnen auch keine Leistungsaufnahme zugeschrieben werden kann. Zum anderen wird gefordert, dass die Leistungsaufnahme P_{C_i} der Komponente C_i vollständig beobachtbar und messbar ist. Dies bedeutet, dass es jederzeit möglich ist den Wert der Leistungsaufnahme der Komponente entweder direkt oder indirekt zu bestimmen. Diese Bedingung schließt Komponenten aus, die zwar ansich elektronische Verbraucher sind und theoretisch eine Leistungsaufnahme besitzen, diese aber nicht beobachtet und gemessen werden kann, da entweder die dafür nötigen Untersuchungen nicht durchführbar sind oder es technisch einfach nicht möglich ist. Jede Komponente C_i besitzt zudem eine bestimmte, geordnete Menge an beobachtbaren Zustandsgrößen \vec{p}_i die ihr zugeschrieben werden können. Jede solche Zustandsgröße der Komponente beschreibt dabei eine spezielle Eigenschaft der Komponente oder entspricht einem bestimmten Einfluss von außerhalb des Komponentensystems, welcher auf die Leistungsaufnahme der Komponente einwirkt. Diese Zustandsgrößen können aus Messgrößen, logischen Zuständen oder sonstigen Merkmalen bestehen, welche direkt oder indirekt der

Komponente zugeschrieben werden können. So ist beispielsweise die Beschleunigung des Quadcopters eine indirekte Zustandsgröße der Motorenkomponente, da eine Beziehung zwischen der Leistungsaufnahme der Motoren und der Beschleunigung des Quadcopters besteht und diese Zustandsgröße kein alleiniges Merkmal der Motoren ansich ist. Im Gegensatz dazu ist etwa die Farbe des Lichts einer am Quadcopter angebrachten Leuchtdiode (LED) eine direkte Zustandsgröße der LED-Komponente, da je nach Farbe die LED eine unterschiedliche Leistungsaufnahme benötigt und die Farbe ein alleiniges Merkmal der Komponente ist. Da die einzelnen Zustandsgrößen innerhalb des Vektors \vec{p}_i als Eingabegrößen zur Bestimmung der Leistungsaufnahme der Komponente genutzt werden können, wird dieser Vektor sowie seine einzelnen Elemente im Folgenden als Komponentenparameter bezeichnet. Anhand der ausgeprägten Werte des Komponentenparameter \vec{p}_i einer Komponente C_i kann ein eindeutiger Zustand, dem eine Leistungsaufnahme zugeordnet werden kann, dieser Komponente ermittelt und wiederum aus den Zuständen der Komponenten ein Gesamtzustand des Quadcopters gebildet werden.

Die Werte die ein bestimmter, einzelner Komponentenparameter p_j annehmen kann, entstammen seinem zugehörigen Parameterraum \mathcal{P}_j und sind, da $p_j \in \mathcal{P}_j$ gelten muss, somit durch diesen Raum auch beschränkt. Ein Parameterraum \mathcal{P}_j kann je nach Art des zugehörigen Komponentenparameters, den er beschreibt, unterschiedlich definiert sein. So können beispielsweise Räume für diskrete Komponentenparameter wie den AN/AUS-Status einer Lampe oder die Farbe ihres Lichtes Unterräume des Raumes der natürlichen Zahlen sein, wenn jedem Status oder jeder Farbe eine bestimmte natürliche Zahl zugeordnet wird. Parameterräume für Komponentenparameter, welche keine diskreten Zustände beschreiben, wie beispielsweise die Geschwindigkeit oder Beschleunigung des Quadcopters sind im Gegensatz dazu sehr viel komplexer und meistens Unterräume des Raumes der positiven reellen Zahlen, da diese Parameter im Normalfall alle Werte innerhalb einer minimalen und maximalen Wertegrenze annehmen können. Die Parameterräume \mathcal{P}_j der einzelnen Komponentenparameter p_j einer Komponente C_i werden durch bilden des kartesischen Produkts zum Parameterraum \mathcal{P}_{C_i} der Komponente C_i zusammengefasst. Die Vereinigung aller Komponentenparameter \vec{p}_i der k Komponenten des Quadcopters wird als der Parametervektor \vec{p} des Quadcopters definiert. Dieser Vektor beschreibt die Werte aller insgesamt n einzelnen Parameter p_j der k Kompo-

nenen und ist Element des kartesischen Produkts der n Parameterräume \mathcal{P}_j . Dieses Produkt ist der globale Parameterraum \mathcal{P} des Quadcopters.

$$\mathcal{P} = \mathcal{P}_1 \times \mathcal{P}_2 \times \dots \times \mathcal{P}_n$$

Aus den Definitionen des Parametervektors \vec{p} sowie des Quadcopters Q folgt, dass der Parameterraum \mathcal{P} alle möglichen Zustände, in denen der Quadcopter sich befinden kann, beschreibt. Wir können also davon ausgehen, dass es zu jedem Zeitpunkt ein $\vec{p} \in \mathcal{P}$ gibt, welches den Zustand des Quadcopters innerhalb dieses Zeitpunktes widerspiegelt. Da jedem Parametervektor p eine Leistungsaufnahme zugewiesen werden kann, bildet der globale Parameterraum zugleich den Definitionsbereich einer jeden Funktion, die die Leistungsaufnahme des Quadcopters beschreibt.

3.4 Definition einer Quadcoptermission

Der Zustand des Quadcopters und dementsprechend auch seine Leistungsaufnahme wird durch externe Einflüsse und Stellgrößen bestimmt. Bei autonomen Flügen werden diese Einflüsse durch die Mission, welche der Quadcopter ausführen soll, definiert. Eine Mission beschreibt dabei unter anderem die zu fliegende Trajektorie, zugehörige Parameter wie Geschwindigkeiten und Beschleunigungen oder auch die Nutzung von Sensoren und Aktoren wie beispielsweise den Einsatz von Kameras oder Messgeräten am Quadcopter. Je nach Einsatz und Ziel des Quadcopters können solche Missionsabläufe sehr unterschiedlich aussehen. So kann schon das Anfliegen eines Punkts, das Halten einer Höhe oder das Messen von spezifischen Werten mithilfe von Sensoren eine Mission darstellen. Insbesondere in Szenarien der Schwarmrobotik kommt es vor, dass das Ziel der Mission und der zu diesem Ziel gehörende Missionsablauf sich zur Laufzeit ändert und a priori nicht bekannt ist. Im Allgemeinen beschreibt die Quadcoptermission alle Aufgaben und Abläufe, die der Quadcopter ausführen muss um ein bestimmtes Ziel zu erreichen. Die währenddessen benötigte Leistung und die daraus resultierende verbrauchte Energie des Quadcopters ist stark abhängig von dem Verlauf der Mission und den auszuführenden Manövern welche die Mission enthält. Zur Schätzung der verbrauchten Energie und Leistungsaufnahme des Quadcopters innerhalb einer Mission mithilfe des entwickelten Energiemodells muss der Missionsablauf in ein Vektorfeld von Parametervektoren \vec{p} übersetzt werden. Dieses Vektorfeld beschreibt den

Verlauf der Zustände des Quadcopters innerhalb der Mission und wird modelliert mithilfe einer Funktion, welche jedem Zeitpunkt des Missionsintervalls \mathcal{T} einen Parametervektor zuordnet. Das Missionsintervall \mathcal{T} begrenzt dabei den Zeitraum der Mission in welchem die Zustände des Quadcopters definiert sind und bildet dementsprechend den Definitionsbereich des Missionsmodells. Mithilfe eines festen Startzeitpunktes $t_{start} = 0$ sowie eines festen Endzeitpunktes $t_{end} > 0$ wird das Zeitintervall \mathcal{T} definiert:

$$\mathcal{T} = [0, t_{end}] \subset \mathbb{R}^+$$

Formal wird eine Quadcoptermission M als eine totale Funktion modelliert, welche einen Zeitpunkt innerhalb des Missionsintervalls \mathcal{T} auf einen Parametervektor \vec{p} des globalen Parameterraums des Quadcopters abbildet.

$$M(t) : \mathcal{T} \rightarrow \mathcal{P}$$

Diese Funktion ist eine deterministische, nicht-surjektive und nicht-injektive Funktion. Dies bedeutet zum einen, dass der Rückgabewert der Funktion keinen stochastischen Einflüssen unterliegt, also zu einem bestimmten Zeitpunkt auch immer derselbe Zustand zu erwarten ist, zum anderen bedeuten diese Eigenschaften, dass zu verschiedenen Zeitpunkten der Quadcopter denselben Zustand aufweisen kann sowie der Quadcopter innerhalb des Missionsintervalls nicht alle möglichen Zustände des Parameterraums annehmen muss. Die Missionsfunktion ist also sehr freizügig gestaltbar und jegliche Einschränkungen des Missionsumfangs entstehen indirekt aus den Begrenzungen der Parameterräume der einzelnen Komponentenparameter.

Zur Vereinfachung der komplexen Missionsmodellierung kann die Missionsfunktion $M(t)$ mithilfe einer Menge $m \leq n$ von Hilfsfunktionen beschrieben werden. Jede Hilfsfunktion $f_i(t)$ berechnet dabei jeweils mindestens einen Wert des Parametervektors p . Dementsprechend ist jede Hilfsfunktion $f_i(t)$ eine Abbildung von dem Missionsintervall \mathcal{T} in einen Unterraum $\mathcal{F}_i \subset \mathcal{P}$ des globalen Parameterraums und entsprechend der eigentlichen Missionsfunktion auch eine deterministische, nicht-injektive und nicht-surjektive Funktion.

$$f_i(t) : \mathcal{T} \rightarrow \mathcal{F}_i$$

Eine auf Basis von solchen Hilfsfunktionen definierte Missionsfunktion berechnet die Konkatenation der jeweiligen Ausgabewerte.

$$M(t) = (f_1(t), f_2(t), \dots, f_m(t))$$

Dabei müssen die Hilfsfunktionen korrekt geordnet sein, sodass das auf diese Weise berechnete Tupel dem Parametervektor entspricht und die Missionsfunktion tatsächlich in den globalen Parameterraum abbildet. Typische Arten von Hilfsfunktionen sind dabei beispielsweise Treppenfunktionen welche diskrete Zustände wie den AN/AUS-Status einer Komponente oder die Farbe des Lichtes einer LED des Quadcopters innerhalb des Missionsintervalls bestimmen können. Solche Arten von Funktionen berechnen im Normalfall einen einzelnen Komponentenparameter, wobei im Gegensatz dazu mehrere Komponentenparameter, welche untereinander eine starke Bindung haben, durch eine einzelne Hilfsfunktion berechnet werden sollten. Dazu zählen unter anderem die homogenen Koordinaten der 3D-Position des Quadcopters, deren Verlauf welche mithilfe von linearen Gleichungen dargestellt werden kann.

Die vorgestellte Formulierung einer allgemeinen Quadcoptermission ermöglicht es die unabhängigen Verhaltensmuster der einzelnen Quadcopterkomponenten nachzubilden und folgt somit, wie auch die Definition der Quadcopterkomponenten, der modularen Struktur des Quadcopters. Durch die Flexibilität und Dynamik dieses Missionsmodells können die Anforderungen an Quadcoptermissionen, welche innerhalb von realen Szenarien entstehen, erfüllt werden, da keine Einschränkungen von ausführbaren Manövern vorliegen und auch Veränderungen des Missionsziels mithilfe einer Veränderung der Missionsfunktion abgebildet werden können. So können durch ein einfaches Modifizieren oder Austauschen von Hilfsfunktionen unterschiedliche Missionen auf einfache Weise definiert oder aus einer Basismission abgeleitet werden. Dies eröffnet Möglichkeiten zur Untersuchung des Einflusses von einzelnen Komponentenparametern auf das Leistungsverhalten des Quadcopters, indem die zur Berechnung des Komponentenparameters genutzte Hilfsfunktion verändert wird.

3.5 Allgemeines Energiemodell

Aufbauend auf den Definitionen der Quadcopterkomponente und der Quadcoptermission wird ein Energiemodell entwickelt, welches es ermöglicht die verbrauchte Energie sowie die Leistungsaufnahme eines allgemeinen Quadcopters innerhalb einer allgemeinen Mission zu schätzen. Die durch das Modell geschätzte Leistungsaufnahme und dementsprechend auch der geschätzte Energieverbrauch sind dabei abhängig von den Werten der Komponentenparameter des Quadcopters innerhalb der Mission. Dies entspricht der Annahme,

dass die Leistungsaufnahme und der Energieverbrauch des Quadcopters von seinem spezifischen Verhalten, und den dementsprechenden Zuständen in denen er sich innerhalb einer Mission befindet, abhängig ist. Aus der Definition des Quadcopters und seiner Komponenten folgt, dass jede Komponente C_i eine messbare Leistungsaufnahme P_{C_i} besitzt. Dementsprechend wird innerhalb des Modells jeder Komponente C_i des Quadcopters eine Funktion $P_{C_i}(p)$ zugeordnet, welche die benötigte Leistung der Komponente mithilfe eines durch den Parametervektor \vec{p} beschriebenen Zustandes berechnet.

$$P_{C_i}(p) = \mathcal{P} \rightarrow \mathbb{R}^+$$

Diese komponenten-spezifische Funktion bildet den Parametervektor \vec{p} , welcher alle Komponentenparameter der Quadcopterkomponenten beinhaltet, auf eine komponenten-spezifische Leistung ab. Dies ist unabhängig davon, ob die Leistungsaufnahme der Komponente nur von einzelnen, keinen oder allen Werten innerhalb des Parametervektors beeinflusst wird. Obwohl solch eine Definition nicht sehr intuitiv erscheint, vereinfacht es die spätere Modellbildung und bietet keinen mathematischen Mehraufwand der Funktionsdefinition. Denn jene Komponentenparameter innerhalb des Parametervektors, welche keinen Einfluss auf die spezifische Leistungsaufnahme der Komponente haben, werden innerhalb der Funktion nicht genutzt und fließen somit nicht mit in den Funktionswert ein.

Mithilfe der auf diese Weise formulierten Leistungsfunktionen der Quadcopterkomponenten kann die totale Leistungsaufnahme P_Q des gesamten Quadcopters als die Summe der Leistungsaufnahmen P_{C_i} all seiner k Komponenten definiert werden.

$$P_Q(p) = \sum_{i=1}^k P_{C_i}(p)$$

Diese Definition der Leistungsfunktion des Quadcopters leitet sich direkt aus der Definition der Quadcopterkomponenten ab, da die k Komponenten des Quadcopters ihn per Definition vollständig beschreiben und somit ein abgeschlossenes System bilden, in welchem nach dem Energieerhaltungssatz die Gesamtenergie erhalten bleibt. Zusätzlich zur Berechnung der Gesamtleistungsaufnahme des Quadcopters lässt sich durch eine leichte Modifizierung dieser Leistungsfunktion die Leistungsaufnahme einzelner Komponenten oder auch einer Gruppe von Komponenten berechnen, indem die Indexmenge, über die

die Summe der Leistungsaufnahmen gebildet wird, dementsprechend angepasst wird.

Zur Ermittlung der Leistungsaufnahme des Quadcopters Q innerhalb einer spezifischen Mission M nutzt das Energiemodell die obig definierte Missionsfunktion $M(t)$, welche den Missionszeitraum auf den Parameterraum des Quadcopters abbildet, sowie die Leistungsfunktion $P_Q(p)$ des Quadcopters, um mithilfe des durch das Missionsmodell bestimmten Parametervektors die reale Leistungsaufnahme abzuschätzen. Innerhalb des Energiemodells wird dieses Vorgehen durch die Komposition von Missionsfunktion und Leistungsfunktion beschrieben:

$$(P \circ M)(t) = P(M(t))$$

Diese Kompositionsfunktion bestimmt anhand eines beliebigen Zeitpunkts $t \in \mathcal{T}$ innerhalb der Mission, die zu diesem Zeitpunkt benötigte Leistungsaufnahme. Die Energie, welche der Quadcopter innerhalb eines Zeitfensters $T = [t_{start}, t_{ende}]$, $t_{start}, t_{ende} \in \mathcal{T}$ des Missionsintervalls verbraucht, ergibt sich aus dem physikalischen Zusammenhang von elektrischer Leistung und elektrischer Energie, welcher die verbrauchte elektrische Energie als die Summe der Leistungsaufnahme über die Zeit beschreibt und kann demzufolge durch das Integral der Kompositionsfunktion dargestellt werden:

$$E(t_{start}, t_{end}) = \int_{t_{start}}^{t_{end}} (P \circ M)(t) dt$$

Analog zur Berechnung der Leistungsaufnahme von Komponentengruppen, kann zudem auch auf diese Art und Weise die Energie einzelner Komponenten oder Komponentengruppen ermittelt werden. Zur Berechnung der gesamten, innerhalb einer Mission benötigten Energie muss das Intervall T gleich dem kompletten Missionszeitraum \mathcal{T} gesetzt werden.

3.6 Freie Parameter

Die Leistungsfunktionen $P_{C_i}(p)$ der einzelnen Komponenten C_i des Quadcopters bilden den eigentlichen Kern des Energiemodells und entsprechen seinen freien Parametern, die ermittelt werden müssen, um das Energiemodell an einem Quadcopter zu implementieren. Für die Parametrisierung des Modells

müssen dementsprechend die Leistungsfunktionen für jede innerhalb der gewählten Komponentenzerlegung ermittelten Komponenten bestimmt werden. Da sich die Formulierung dieser Funktionen direkt auf die Qualität des Modells und der durch das Modell geschätzten Werte auswirkt, wird im Folgenden die Leistungsfunktion einer Komponente genauer untersucht und mögliche Formulierungen vorgeschlagen.

Die Leistungsfunktion einer Komponente dient der Modellierung ihrer tatsächlichen Leistungsaufnahme. Solch eine Schätzung eines realen Wertes beinhaltet stets eine gewisse Abweichung, zwischen geschätztem und realem Wert der Leistungsaufnahme, welche aus Messungenauigkeiten und anderen Schätzfehlern entsteht. Zur Charakterisierung und Abschätzung dieses Fehlers innerhalb des Energiemodells wird die Leistungsfunktion $P_{C_i}(p)$ einer Komponente C_i mithilfe von zwei Hilfsfunktionen beschrieben. Diese Funktionen sind zum einen die sogenannte effektive Leistungsfunktion $g_{C_i}(p)$, welche den eigentlichen Schätzwert der Leistungsaufnahme berechnet und zum anderen die Abweichfunktion $e_{C_i}(p)$, welche den Fehler des Schätzwertes auf Basis des Parametervektors \vec{p} beschreibt und eingrenzt. Eine auf diese Weise formulierte Leistungsfunktion kann folgendermaßen definiert werden:

$$P_{C_i}(p) = g_{C_i}(p) \pm e_{C_i}(p)$$

Die Abweichfunktion $e_{C_i}(p)$ drückt die Unsicherheit der Leistungsschätzung für einen gegebenen Parametervektor aus. Dabei ist die maximale Abweichung durch den maximalen Fehler ϵ_{C_i} einer Komponente begrenzt. Es gilt also:

$$0 \leq e_{C_i}(p) \leq \epsilon_{C_i}, \forall p \in \mathcal{P}$$

Besonders wenn der Fehler der Leistungsschätzung für unterschiedliche Parametervektoren innerhalb des Parameterraums verschieden groß ist, ist solch eine Abweichfunktion sinnvoll, da aufgrund der unterschiedlichen Möglichkeiten zur Messung der Leistungsaufnahme einer Komponente und Bildung der zugehörigen Leistungsfunktion, die Schätzwerte der Leistungsaufnahme an unterschiedlichen Parametervektoren verschieden starke Unsicherheiten aufweisen können. Diese Unsicherheiten entstehen beispielsweise durch eine mangelhafte Stichprobe, fehlende Trainingsdaten oder anhand ungenauer Messgeräte beim Bestimmen der Leistungsfunktion. Durch die Einschätzung der Unsicherheit, beziehungsweise des maximalen Fehlers, der geschätzten Leistungsaufnahme mithilfe des Energiemodells, entsteht ein gewisses Vertrauen in die Modellschätzung und es lassen sich Grenzen für einen minimalen und maximalen

Energieverbrauch abwägen. Diese Abgrenzungen eröffnen Möglichkeiten, um Missionen anhand des zu erwartenden Schätzfehlers des Energieverbrauches, gewisse Risikograde zuzuordnen, anhand derer, beispielsweise von Agenten in Schwarm Szenarien, Entscheidungen zur Missionsauswahl für die Erfüllung eines Zieles getroffen werden können.

Die effektive Leistungsfunktion $g_{C_i}(p)$ berechnet den Erwartungswert der Leistungsaufnahme der Komponente für einen gegebenen Parametervektor \vec{p} , da jegliche Abweichungen und Fehler der Leistungsschätzung innerhalb der Abweichfunktion $e_{C_i}(p)$ beschrieben werden. Diese Funktion bestimmt dadurch den Hauptteil der Leistungsaufnahme der Komponente und ist ausschlaggebend für eine korrekte Modellierung des Verhaltens der Leistungsaufnahme. Aus diesem Grund wird im weiteren Verlauf der Arbeit die effektive Leistungsfunktion einfach als Leistungsfunktion beschrieben. Zwar ist die korrekte Ermittlung der effektiven Leistungsfunktion für eine Parametrisierung des Modells und der Nachbildung der Leistungsaufnahme sehr wichtig, jedoch ist es aufgrund des sehr unterschiedlichen und nicht vorhersehbaren Leistungsverhaltens der Komponenten eines Quadcopters nicht möglich, diese Funktion weiter einzugrenzen und zu beschreiben, ohne auch die möglichen Komponenten eines Quadcopters damit zu beschränken. Im Folgenden werden allerdings drei unterschiedliche Funktionen vorgestellt, welche als generische Vorlagen für die Leistungsfunktion einer Komponente dienen können. Jede dieser Funktionen dient der Modellierung eines spezifischen, typischen Verhaltens der Leistungsaufnahme einer Komponente und decken einen Großteil der möglichen Verhaltensweisen, die die Leistungsaufnahme einer unbestimmten Komponente annehmen kann, ab.

3.6.1 Konstante Leistungsfunktion

Die sogenannte konstante Leistungsfunktion beschreibt die einfachste Form von Leistungsverhalten einer Komponente. Diese Funktion modelliert Komponenten, deren Leistungsaufnahme konstant und daher unabhängig von jeglichem Komponentenparameter ist. Dies bedeutet, dass der Parametervektor \vec{p} keinen Einfluss auf die Leistung der Komponente hat und der spezifische Komponentenparameter p_i der zugehörigen Komponente keine Werte enthält.

Folglich entspricht der zugehörige Parameterraum einer mithilfe einer konstanten Leistungsfunktion beschriebenen Komponente der leeren Menge.

$$\mathcal{P}_{C_i} = \emptyset$$

Aus dieser Eigenschaft folgt vor allem auch, dass die Leistungsaufnahme der Komponente nicht von der Mission und dem Verhalten des Quadcopters beeinflusst wird. Die Leistungsaufnahme einer solchen Komponente kann mithilfe eines einfachen konstanten Wertes k beschrieben werden, welcher zum Beispiel durch Messen der Leistungsaufnahme der Komponente zu einem beliebigen Zeitpunkt ermittelt wird. Eine konstante Leistungsfunktion wird dementsprechend folgendermaßen definiert:

$$g(p) = k, k \in \mathbb{R}, \forall p \in \mathcal{P}$$

Die konstante Leistungsfunktion findet oftmals Anwendung bei Komponenten, die in ihrer Leistungsaufnahme über den Nutzungszeitraum keine gravierenden Schwankungen oder Abweichungen haben. Solche Komponenten sind oftmals gewisse Sensoren oder LEDs, die stets eine gleichmäßige Leistung beanspruchen, welche nur sehr gering schwankt.

3.6.2 Diskrete Leistungsfunktion

Die diskrete Leistungsfunktion stellt die zweite Funktionsart zur Beschreibung von typischen Leistungsverhalten von Quadcopterkomponenten dar. Diese Funktion wird als Hilfsfunktion genutzt um auf Basis von spezifischen Komponentenparametern verschiedene weitere Leistungsfunktionen zu aktivieren. Sie dient als eine Art Metafunktion um basierend auf dem Parametervektor \vec{p} , eine von l verschiedenen Leistungsfunktionen $P_i(p)$ auszuwählen und ihren Funktionswert zu berechnen. Dies wird modelliert mithilfe einer stückweise definierten Funktion, welche den Definitionsbereich \mathcal{P} in l Intervalle einteilt. Innerhalb eines jeden Intervalls berechnet eine eigenständige Leistungsfunktion den Wert der Leistungsaufnahme der Komponente. Die diskrete Leistungsfunktion wird wie folgt definiert:

$$g(p) = \begin{cases} P_1(p) & , p \in \mathcal{P}_1 \\ P_2(p) & , p \in \mathcal{P}_2 \\ \dots & \\ P_l(p) & , p \in \mathcal{P}_l \end{cases}$$

Jedes Intervall \mathcal{P}_i beschreibt eine dedizierte Aktivierungsbedingung, wobei gelten muss, dass jedes \mathcal{P}_i einer nicht-leeren Untermenge von \mathcal{P} entspricht und die Vereinigung aller Intervalle gleich dem globalen Parameterraum ist. Es wird also gefordert, dass für alle \mathcal{P}_i gilt:

- $\mathcal{P}_i \subset \mathcal{P}$
- $\forall i, j, i \neq j : \mathcal{P}_i \cap \mathcal{P}_j = \emptyset$
- $\bigcup_i \mathcal{P}_i = \mathcal{P}$

Diskrete Leistungsfunktionen können genutzt werden, wenn Komponenten modelliert werden müssen, die eindeutig identifizierbare Zustände aufweisen, innerhalb derer die Leistungsaufnahme mithilfe von weiteren Leistungsfunktionen beschrieben werden kann. Zum Beispiel können diese Funktionen eingesetzt werden, um die Leistungsaufnahme einer Komponente, die an- oder ausgeschaltet werden kann, nachzubilden. Auch etwa das Verhalten der Leistungsaufnahme einer LED mit unterschiedlichen Lichtfarben kann modelliert werden, indem jeder Lichtfarbe eine konstante Leistungsfunktion zugeschrieben wird und die Lichtfarbe als Komponentenparameter zur Aktivierung dieser Unterfunktionen genutzt wird.

3.6.3 Multi-variate Leistungsfunktion

Die dritte Form der vorgeschlagenen Leistungsfunktionen wird genutzt, wenn die Leistungsaufnahme einer Komponente als Linearkombination mehrerer Komponentenparameter beschrieben werden kann. Diese Funktion wird mithilfe eines multi-variaten Polynoms aufgestellt, wobei der Grad und die Anzahl der Variablen des Polynoms je nach Komponente beliebig gewählt werden können. Solch eine Leistungsfunktion wird folgendermaßen definiert:

$$g(p) = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^o a_j p_i^j$$

Durch die lineare Kombination mehrerer Komponentenparameter können insbesondere physikalische Einflüsse auf das Leistungsverhalten der Komponente modelliert werden, wie zum Beispiel Luftwiderstände, Masseträgheiten oder Geschwindigkeiten und Beschleunigungen. Da man im Normalfall nicht alle Werte innerhalb des Parametervektors zur Berechnung der Leistungsaufnahme der jeweiligen Komponente benötigt, kann man die Faktoren a_j des jeweiligen

ungenutzten Komponentenparameters auf Null setzen. Für die Parametrisierung von Leistungsfunktionen dieses Typs werden oftmals viele unterschiedliche Koeffizienten benötigt, deren Bestimmung im Allgemeinen nicht trivial ist und spezielle Techniken und Vorgehensweisen voraussetzt.

3.7 Lernen von Parametern

Das Aufstellen und Parametrisieren der Leistungsfunktion einer Komponente ist eine komplexe Aufgabe. Das entwickelte Energiemodell basiert zwar grundlegend auf den Leistungsfunktionen der einzelnen Komponenten, definiert jedoch nicht wie diese im Speziellen ermittelt werden oder auszusehen haben. Auch die vorgestellten drei Typen von Leistungsfunktionen sind nur Beispiele von möglichen Modellierungen der Verhaltensweise der Leistungsaufnahme einer Komponente und definieren nicht wie die einzelnen Koeffizienten abgeschätzt werden können. Die tatsächliche Vorgehensweise zur Bestimmung und Parametrisierung einer Leistungsfunktion ist abhängig von der jeweiligen Implementierung des Modells, der zu modellierenden Komponente und den Möglichkeiten die dem Nutzer zur Verfügung stehen. Es lassen sich jedoch grundlegende Phasen und Methodiken innerhalb des Parametrisierungsprozesses erkennen, welche im Folgenden dargestellt werden.

Grundsätzlich kann die Bestimmung der Leistungsfunktion einer Komponente in drei Phasen unterteilt werden. Innerhalb der ersten Phase wird das Leistungsaufnahmeverhalten der Komponente untersucht, um Zustandsgrößen zu identifizieren, welche die Leistungsaufnahme der Komponente beeinflussen. Diese Komponentenparameter können auf unterschiedliche Weise festgestellt werden. Zum Einen kann beispielsweise mithilfe von Expertenwissen, welches entweder a priori oder innerhalb von Experimenten angeeignet wurde, die nötigen Größen ermittelt werden, zum anderen ist es möglich, durch die Durchführung von Experimenten und Datenanalysen, wie beispielsweise einer Korrelationsanalyse, Zusammenhänge zwischen den aufgenommenen Zustandsgrößen und der Leistungsaufnahme der Komponente festzustellen. Bei solch einem Vorgehen können jedoch nur die Größen identifiziert werden, deren Existenz bekannt ist und die innerhalb der Experimente in den Daten mit aufgenommen wurden.

Innerhalb der zweiten Phase wird auf Basis der identifizierten Komponentenparameter und daraus resultierenden Schlussfolgerungen über das Leistungs-

aufnahmeverhalten der Komponente, der Typ und die Art der zugehörigen Leistungsfunktion bestimmt. Es wird vor allem die Art und Weise definiert, wie die einzelnen Komponentenparameter die Leistungsaufnahme der Komponente prägen. Hier ist es von Interesse, ob eine Größe nur den Status der Komponente beschreibt und somit weitere Parameter aktiviert, als Wert proportional in die Leistungsaufnahme mit einfließt oder auf eine andere Weise diese beeinflusst. Anhand dieser festgestellten Parametertypen werden passende Leistungsfunktionen und zugehörige Koeffizienten aufgestellt, welche zu einer Leistungsfunktion der Komponente zusammengefasst werden.

Innerhalb der dritten Phase wird der konkrete Einfluss der Komponentenparameter auf die Leistungsaufnahme bestimmt und die spezifischen Werte der Koeffizienten der aufgestellten Leistungsfunktion ermittelt. Diese Größen müssen innerhalb dieser Phase geschätzt und angepasst werden, damit die Leistungsfunktion die tatsächliche Leistungsaufnahme der Komponente widerspiegelt, wobei dieser Adaptierungsprozess auf unterschiedliche Weise erfolgen kann.

Ein dabei möglicher Ansatz zur Bestimmung der gesuchten Werte ist es, das zu modellierende Komponentensystem als eine **White Box** zu betrachten. Dieser Ansatz setzt spezifisches Systemwissen über die zu modellierende Komponente voraus, auf Basis dessen man die nötigen Werte der Koeffizienten der Leistungsfunktion ableiten kann. Dabei werden Kenntnisse über die innere Funktionsweise der Komponente, physikalische Gesetze und Systemtheorien genutzt, um die Werte der gesuchten Koeffizienten der Leistungsfunktion abzuleiten. Dieses Vorgehen hat den Vorteil, dass keine Experimente an der Komponente und Analysen von Messdaten durchgeführt werden müssen, wodurch eine Menge Zeit und erheblicher Aufwand während der Erstellung des Energiemodells eingespart werden kann. Zudem kann die berechnete Leistungsaufnahme, von auf diesem Ansatz basierenden Leistungsfunktionen, durch den Nutzer nachvollzogen werden und ist unabhängig von der speziellen Ausprägung und den möglichen Eigenarten der zu modellierenden Komponente, wodurch sich die Leistungsfunktion auf baugleiche Komponenten übertragen lässt. Da die Komponenten eines Quadcopters jedoch im Allgemeinen sehr komplexen Systemen entsprechen, müssen zwangweise vereinfachende Annahmen über den Aufbau und die Wirkungsstrukturen einer Komponente getroffen werden, um eine zugehörige Leistungsfunktion aufstellen zu können. Dies hat eine negative Auswirkung auf die Größe des durch die Leistungsfunktion entstehenden Schätzfehlers, da nicht alle Effekte und Einflüsse auf die Leistungsaufnahme der Komponente modelliert werden können und somit Abweichungen zwischen

der tatsächlichen und geschätzten Leistungsaufnahme entstehen. Diese Diskrepanz kann durch empirisch ermittelte Gütezahlen und Kalibrierungswerte ausgeglichen werden, die als Faktor mit in die Berechnung der Leistungsaufnahme einfließen. Da solche Werte experimentell für die einzelne Komponente bestimmt werden müssen, wird dadurch jedoch ein Großteil des Nutzens dieses Ansatzes zerstört.

Der zweite Ansatz betrachtet die zu modellierende Komponente als eine **Black Box**, bei der kein Wissen über die innere Funktionsweise der Komponente oder ihrer Komponentenparameter nötig ist, sondern mithilfe spezieller Analysetechniken eine Relation zwischen der Leistungsaufnahme und allen existierenden Zustandsgrößen ermittelt wird. Diese Techniken setzen eine große Menge an Daten über die Komponente, ihre Leistungsaufnahme und die Umgebungsgrößen voraus, anhand derer Koeffizienten und Funktionen ermittelt werden, die für die Bestimmung der Leistungsfunktion genutzt werden können. Methoden die dabei zum Einsatz kommen umfassen unter anderem klassische Regressionsanalysen oder moderne Methoden des maschinellen Lernens. Der Vorteil dieses Ansatzes ist, dass keine detaillierten Systemkenntnisse über die Komponente benötigt werden, wodurch auch die vorherigen beiden Phasen für diesen Ansatz nicht durchgeführt werden müssen, und bekannte, existierende Algorithmen und Methoden angewandt werden, welche sich für diese Art von Problemstellung bereits bewährt haben. Durch dieses Vorgehen wird zum einen das Aufstellen der Leistungsfunktion stark vereinfacht, zum anderen ist die Leistungsfunktion durch das direkte Lernen auf den gesammelten Messdaten gut an das Verhalten und die Eigenschaften der zu modellierenden Komponente angepasst, wodurch die Leistungsaufnahme realitätsgetreu nachgebildet werden kann. Da dieser Ansatz auf einer Abtastung von Parametervektoren des globalen Parameterraums \mathcal{P} basiert, mithilfe derer die Regressionsfunktion gebildet wird, ist es für die Ermittlung der Leistungsfunktion notwendig, dass dieser Raum möglichst breit und flächendeckend durchsucht wird. Daran nachteilig ist, dass aufgrund der Größe des Parameterraums es im Allgemeinen nicht möglich ist den gesamten Raum abzutasten und dementsprechend bei der Datenbeschaffung sehr überlegt vorgegangen werden muss. Denn die gesammelten Stichproben von Parametervektoren beeinflussen signifikant die Qualität der ermittelten Leistungsfunktion und den Erfolg dieser Methode. Die Bereitstellung der Messdaten sowie die Datenanalyse an sich können je nach zu untersuchender Komponente und genutztem Lernansatz sehr aufwendig und zeitintensiv sein, da unter anderem für viele Methoden des maschinellen Ler-

nens bestimmte Hyperparameter ermittelt und mit angepasst werden müssen. Zudem ist ein weiterer Nachteil dieser Methode, dass innerhalb der Datenanalyse nur die Einflüsse von in den Messdaten existierenden Parametern betrachtet werden kann und dies Kenntnis über die Existenz solcher Parameter während der Messexperimente voraussetzt.

Innerhalb des dritten Ansatzes werden die vorherigen beiden Verfahrensweisen zu einer **Grey Box**-Methodik vereinigt. Diese Methode verbindet die Techniken und Ideen der zuvor vorgestellten Ansätze, indem grundlegendes Systemwissen über die zu modellierende Komponente mit Methoden zum Lernen der Leistungsfunktion verknüpft wird. Ziel dabei ist es, die für die Anwendung der Lernalgorithmen nötigen Datenmengen zu verringern, indem eine Vorauswahl von einflussreichen Parametern getroffen wird. Diese werden mithilfe von Basiskenntnissen über das Verhalten der zu modellierenden Komponente ausgewählt, damit nur innerhalb eines Unterraums des globalen Parameterraums Messdaten gesammelt werden müssen. Durch die somit verkleinerte Datenmenge und die Beschränkung der Eingabevariablen des Lernalgorithmus, werden nicht nur der Aufwand und die Dauer der Berechnungen reduziert, sondern auch die Wahrscheinlichkeit einer Lösungsfindung vergrößert. Durch Kenntnisse über die zu modellierende Komponente und ihrer Komponentenparameter kann nicht nur sichergestellt werden, dass diese innerhalb der Messdatensammlung mit aufgenommen werden, zusätzlich kann die Auswahl der genutzten Datenanalysetechnik gezielter getroffen werden. Ein Nachteil dieser Methodik besteht in der Auswahl, wie weit die beiden genutzten Ansätze mit in die Bestimmung der Leistungsfunktion einfließen. Denn durch eine zu starke Vorauswahl von Komponentenparametern kann die Datenmenge für die Lernmethoden zu stark beschnitten werden sowie einflussreiche Zustandsgrößen aus Unkenntnis heraus nicht mit in die Lerndaten aufgenommen werden. Zudem helfen Kenntnisse über die Komponente im Allgemeinen nicht dabei, die Hyperparameter der genutzten Datenanalysetechnik zu konfigurieren.

4 Implementierung

Das in Kapitel 3 entwickelte Energiemodell wird innerhalb dieses Abschnitts unter Nutzung eines **Grey Box**-Ansatzes anhand des *FINken3*-Quadcopters implementiert. Dabei wird zu Beginn des Kapitels der *FINken3* vorgestellt und sein Aufbau, die verwendete Soft- sowie Hardware und Rahmenbedingungen zur Nutzung des Quadcopters beschrieben. Daraufhin wird der *FINken3* in für das Energiemodell valide Komponenten zerlegt und die Typen der jeweiligen Leistungsfunktionen bestimmt. An den Komponenten mit konstanter Leistungsfunktion werden anschließend Experimente mithilfe eines Labornetztes und Multimeters durchgeführt, um mit den auf diese Weise gesammelten Daten die Koeffizienten der Leistungsfunktionen zu bestimmen. Anschließend wird ein Stromsensor am *FINken3* angebracht und kalibriert um Flugexperimente mit dem Quadcopter durchzuführen und mithilfe der gemessenen Daten die Leistungsfunktion der Motorkomponente auf Basis einer Datenanalyse zu ermitteln. Zum Ende werden zwei unterschiedliche Energiemodelle für den *FINken3* definiert, die sich innerhalb der Definition der Leistungsfunktion der Motorkomponente unterscheiden.

4.1 *FINken3*

Der *FINken3* ist ein im *SwarmLab*¹ des Instituts für verteilte kooperative Systeme der Otto-von-Guericke Universität Magdeburg von Studenten mitentwickelter Quadcopter. Steup et al. stellen diese Plattform genauer vor und beschreiben insbesondere den Quadcopter an sich, seine Testumgebung und zugehörige Simulationen [24]. Dieser Quadcopter dient als Forschungsobjekt mit dem Ziel theoretisch erlerntes Wissen in die Praxis umzusetzen und neben Hardwarekenntnissen insbesondere Schwarmverhalten und Algorithmen zu untersuchen. Der *FINken3* ist ein von Grund auf selbst zusammengebauter

¹<https://www.is.ovgu.de/SwarmLab.html>

Quadcopter, an dem alle seine Bauteile aus frei verkäuflichen oder selbst entworfenen Hardwarekomponenten zusammengesetzt und auch Teile seines Rahmens selbst konzipiert und mithilfe eines 3D-Druckers produziert sind. Dies hat den Vorteil, dass bei im Forschungsbetrieb zwangsläufig entstehenden Schäden am Quadcopter, viele Teile einfach ausgetauscht oder neue Teile hinzugefügt werden können, wodurch der *FINken3* eine inhärente modulare Struktur erhält. Mit eingelegter Batterie beträgt das Gesamtgewicht des *FINken3* 483 g. Die auf dem *FINken3* laufende Software basiert auf dem OpenSource-Projekt *Paparazzi*², welches Software-Systeme für Autopiloten und Bodenstationen für unterschiedliche Arten von Flugrobotern bereitstellt.

4.1.1 Hardwarekomponenten

Die im *FINken3* verbauten Hardwarekomponenten sind größtenteils frei erhältlich und werden über eine LiPo-Batterie vom Typ *TopFuel LiPo 25C-ECO-X 900mAh 3S* betrieben, welche eine angegebene Kapazität von 900 mAh und eine Nennspannung von 11,1 V hat. Die Batterie ist direkt an ein Spannungsverteilerboard angeschlossen, über das weitere Komponenten an die Batterie angebunden sind. Zur Steuerung der vier Motoren vom Typ *Tiger Motor MN1804 KV2400* nutzt der *FINken3* Motorkontroller vom Typ *BL20A Mini ESC (SN20A)*, welche direkt an das Spannungsverteilerboard angeschlossen sind. Ebenso ist der am Boden des Quadcopters zur Messung des Bodenabstands angebrachte Distanzsensor vom Typ *TeraRanger One* direkt an das Spannungsverteilerboard angeschlossen. Über ein am Spannungsverteilerboard angeschlossenem 5 V-Spannungsregler vom Typ *Pololu Step-Down Voltage Regulator D24V5F3* wird das Herzstück des *FINken3*, das Autopilotboard vom Typ *Lisa/MX* angetrieben. Mithilfe des Spannungsreglers werden zudem die vier an den Armen des Quadcopter angebrachten LEDs vom Typ *WS2812B* betrieben, von denen an je zwei nebeneinander liegenden Armen die LEDs in grün oder rot leuchten um die Ausrichtung des Quadcopters als Betrachter zu erkennen. Über das Autopilotboard werden weitere Hardwarekomponenten des Quadcopters mit Strom versorgt. So sind ein generisches Modul für das Abspeichern von Flugprotokollen auf eine SD-Karte sowie ein Modul vom Typ *Adafruit Ultimate GPS Breakout*, um den Quadcopter bei Flügen unter freiem Himmel zu lokalisieren, an das Autopilotboard mit angeschlossen. Zusätzlich

²http://wiki.paparazziuav.org/wiki/Main_Page

wird über das Autopilotboard ein über diesem befindliches, selbst entworfenes Sensorboard versorgt, auf welchem unter anderem vier kleine LEDs angebracht sind, die mit zu einer Lokalisierung des *FINken3* im geschlossenen Raum beitragen. Auch wird über das Autopilotboard ein am unteren Rumpf des Quadcopter befindliches proprietäres Transceiver-Modul betrieben, welches auf dem *DWM1000* Wireless-Transceiver-Modul der Firma *DecaWave* basiert. Dieses Modul unterstützt den *IEEE 802.15.4* Standard und wird genutzt um eine bidirektionale Kommunikation zwischen dem *FINken3* und einer Bodenstation zu ermöglichen. Gegenüber diesem Transceiver ist ein Funkempfänger für eine Funkfernbedienung mit einem eingebauten *OrangeRx GR300 DSM2* Transmitter-Modul montiert, um den Quadcopter auch manuell steuern zu können. Am äußeren Stabilisierungsring des Quadcopter sind zudem in regelmäßigen Abständen Sonarsensoren vom Typ *MB1232 I2CXL-MaxSonar-EZ3* angebracht, welche jedoch in der genutzten Version des *FINken3* nicht mit der Elektronik des Quadcopters verbunden sind.

4.1.2 Lokalisierung im Innenraum

Der *FINken3* kann sich innerhalb einer speziell dafür entwickelten Umgebung auch im Innenraum per virtuellen GPS-Signal genau lokalisieren. Diese Umgebung besteht aus einer $5\text{ m} \times 5\text{ m} \times 3\text{ m}$ großen Arena, in deren Mitte an der Decke eine Kamera montiert ist. Mithilfe der Bilder dieser Kamera und den am Quadcopter angebrachten LEDs auf dem Sensorboard wird auf Basis eines erlernten neuronalen Netzes die 2D-Position des Quadcopters innerhalb dieser Arena erkannt, wobei diese Berechnungen nicht auf dem Quadcopter, sondern auf einer Bodenstation stattfinden. Die berechnete Position wird anschließend per *Ivy-Bus*³ an den *FINken3* geschickt und dort unter Zuhilfenahme der Distanzwerte des Höhsensors zu einer 3D-Position verschmolzen um ein virtuelles GPS-Signal zu bilden. Der genaue Positionsfehler dieser Lokalisierungsmethode ist nicht definiert, jedoch kann auf Basis von Testexperimenten davon ausgegangen werden, dass sich dieser im ungefähren Zentimeterbereich befindet. Dabei ist zu beachten, dass der Lokalisierungsfehler je nach Höhe des Quadcopters unterschiedlich groß ist, denn das neuronale Netz geht bei der Berechnung der Position von einer Höhe des Quadcopters von 60 cm aus. Aufgrund der Homographie der Projektion ist somit die Abweichung zwischen der

³<http://wiki.paparazziuav.org/wiki/Ivy>

eigentlichen und der durch das neuronale Netz lokalisierten Position abhängig von der tatsächlichen Quadcopterhöhe.

4.2 Komponentenerlegung des *FINken3*

Zur Erstellung eines Energiemodells des *FINken3* werden zu Beginn die dazugehörigen, validen Komponenten identifiziert und der Grad der Komponentenerlegung festgelegt. Aufgrund des inhärent modularen Steckaufbaus des *FINken3* bietet es sich für Forschungszwecke und zur Demonstration der komponentenhaften Aufbauweise des Modells an, die einzelnen Bauteile des Quadcopters als Komponenten innerhalb des Energiemodells zu betrachten. Hierbei werden jegliche Bauteile außer Acht gelassen, welche keine Leistungsaufnahme besitzen wie beispielsweise das Spannungsverteilerboard oder der gedruckte Rahmen. Desweiteren werden auch Minimalverbraucher wie Spannungswandler nicht als Komponente in Betracht gezogen, da davon ausgegangen wird, dass die durch die Wandlung verbrauchte Energie sehr gering ist und den Aufwand zur Ermittlung einer Leistungsfunktion nicht rechtfertigt. Ähnliches gilt für den Funk-Receiver, das SD-Kartenmodul und das GPS-Board, für die auf Basis von Testexperimenten keine messbare, signifikante Leistungsaufnahme festgestellt werden konnte. Auch wurden die Sonarsensoren nicht weiter betrachtet, da diese in der genutzten Version des *FINken3* nicht angeschlossen sind. Die restlichen Komponenten des *FINken3* sind alle größtenteils modular und einzeln mit Strom versorgbar, womit eine Beobachtbarkeit und Messbarkeit der Leistungsaufnahme gesichert ist. Diejenigen Bauteile, welche nicht auf einfache Weise vom Quadcopter trennbar und einzeln untersuchbar sind, wurden in gemeinsame Komponentengruppen zusammengefasst und ihre Leistungsaufnahme indirekt beobachtet und gemessen. Die somit ermittelten Komponenten innerhalb des Energiemodells sind:

- C_{driver} : Motorkontroller und Höhengsensor
- $C_{autopilot}$: Autopilotboard
- $C_{sensorboard}$: Sensorboard und LEDs an den Armen
- $C_{transceiver}$: 802.15.4 Transceiver
- C_{motor} : Motoren

Die C_{driver} -Komponente umfasst die vier Motorkontroller sowie den Distanzsensor zur Höhenmessung, da die Leistungsaufnahme der einzelnen Bauteile aufgrund der Bauweise des *FINken3* nicht messbar ist und dementsprechend keine validen Komponenten darstellen würden. Es ist jedoch möglich diese Bauteile gemeinsam mit Strom zu versorgen und ihre Leistungsaufnahme zu messen, wodurch sie als Gruppe eine valide Komponente bilden. Diese Komponente beschreibt dementsprechend die gemeinsame Leistungsaufnahme und den Energieverbrauch der insgesamt fünf Bauteile.

Die $C_{autopilot}$ -Komponente besteht aus dem einzelnen Autopilotboard, ohne die durch ihn normalerweise versorgten Bauteile und beschreibt seine direkte Leistungsaufnahme. Da dieses Board ausgebaut und einzeln mit Strom versorgt werden kann, ist eine Beobachtbarkeit und Messbarkeit der Leistungsaufnahme möglich und das Board bildet somit eine valide Komponente innerhalb des Energiemodells.

Die $C_{sensorboard}$ -Komponente umfasst das Sensorboard und die an den Armen des Quadcopters angebrachten LEDs, da diese erst durch das Booten des Sensorboards angeschaltet werden und dadurch logisch sehr stark an das Sensorboard gekoppelt sind. Durch das Ausbauen des Sensorboards kann seine direkte Leistungsaufnahme gemessen werden. Da die LEDs fest angelötet sind, können diese zwar nicht ausgebaut, ihre Leistungsaufnahme jedoch trotzdem durch indirekte Beobachtung gemessen werden, indem der Unterschied der Leistungsaufnahmen des *FINken3* mit angeschalteten und ausgeschalteten LEDs gemessen wird.

Die $C_{transceiver}$ -Komponente beschreibt das Kommunikationsmodul des *FINken3*. Dieses Bauteil ist einfach absteckbar und kann einzeln mit Strom versorgt werden, was eine Beobachtung und Messung der Leistungsaufnahme gewährleistet. Somit stellt auch dieses Bauteil eine valide Komponente innerhalb des Energiemodells dar.

Die C_{motor} -Komponente umfasst alle vier Motoren und soll die Leistungsaufnahme beschreiben, die diese benötigen um die Rotoren des Quadcopters zu drehen. Da die Leistungsaufnahme der einzelnen Motoren nicht beobachtbar ist, werden die vier Motoren innerhalb einer Komponente zusammengefasst und ihre gemeinsame Leistungsaufnahme indirekt gemessen, indem von der Gesamtleistung des Quadcopters die Leistungsaufnahme der restlichen validen Komponenten abgezogen wird.

Der *FINken3* wird dementsprechend mit einer Komponentenzerlegung des Grades 5 modelliert und folgenderweise definiert:

$$Q_{FINken3} = \{C_{driver}, C_{autopilot}, C_{sensorboard}, C_{transceiver}, C_{motor}\}$$

4.3 Komponentenparameter und Leistungsfunktionen

Die identifizierten Komponenten des Energiemodells für den *FINken3* werden innerhalb dieses Abschnittes genau untersucht und detailliert beschrieben, um die jeweiligen Parameter, welche einen Einfluss auf die Leistungsaufnahme haben, zu erfassen. Anhand der so bestimmten Komponentenparameter werden anschließend die zugehörigen Parameterräume der Komponenten aufgestellt und zum Schluss zu dem globalen Parameterraum des Quadcopters zusammengefasst. Mithilfe der Komponentenparameter und der Analyse des Leistungsverhaltens der Komponenten wird zudem der Typ der einzelnen Leistungsfunktionen bestimmt und die nötigen Koeffizienten zur Bestimmung der Funktion festgelegt.

Bei der Untersuchung der C_{driver} -Komponente innerhalb von Testexperimenten zeigte sich, dass die Leistungsaufnahme dieser Komponente konstant und von keinen äußeren Einflüssen abhängig ist. Diese Komponente kann zudem auch nicht ausgeschaltet werden und benötigt dementsprechend zu jederzeit eine bestimmte, konstante Menge an Strom. Folglich können dieser Komponente keine Parameter zugewiesen werden und der dementsprechende Parameterraum entspricht der leeren Menge $\mathcal{P}_{C_{driver}} = \emptyset$. Zur Beschreibung der Leistungsaufnahme dieser Komponente bietet sich eine konstante Leistungsfunktion an, welche folgendermaßen definiert wird:

$$P_{C_{driver}}(p) = k_{driver}$$

Zur Parametrisierung dieser Funktion muss der konstante Wert k_{driver} ermittelt werden.

Auch die Leistungsaufnahme der $C_{autopilot}$ -Komponente erwies sich innerhalb von Testexperimenten als annähernd konstant und unabhängig von externen Einflüssen. Zwar wird die Leistungsaufnahme durch unterschiedliche Rechenlasten von auf dem Board laufenden Prozessen beeinflusst, jedoch ist die Standardabweichung der Messwerte so gering, dass der Aufwand zur Modellierung

dieses Verhaltens nicht gerechtfertigt ist. Dieser Komponente werden dementsprechend keine Komponentenparameter zugewiesen und ihr Parameterraum wird durch die leere Menge beschrieben mit $\mathcal{P}_{C_{\text{autopilot}}} = \emptyset$. Die Leistungsfunktion dieser Komponente kann auch mithilfe einer konstanten Leistungsfunktion beschrieben werden:

$$P_{C_{\text{autopilot}}}(p) = k_{\text{autopilot}}$$

Es muss der konstante Wert $k_{\text{autopilot}}$ bestimmt werden, um die Leistungsfunktion dieser Komponente zu parametrisieren.

Das Verhalten der Leistungsaufnahme der $C_{\text{sensorboard}}$ -Komponente ist abhängig davon, ob die auf der Komponente laufende Software gebootet ist. Denn die angelöteten LEDs des Sensorboards sowie die LEDs auf den Quadcopterarmen werden erst nach dem Bootvorgang des Sensorboards angeschaltet. Anhand dieser Eigenschaft wird ein Komponentenparameter $b \in \{0, 1\}$ bestimmt, der den Zustand des Sensorboards mithilfe von zwei unterschiedlichen Werten beschreibt. Innerhalb des Bootvorgangs sowie danach ist die Leistungsaufnahme zwar unterschiedlich, aber trotzdem jeweils auf einem konstanten Niveau, da die LEDs immer mit denselben Farben leuchten und keine weiteren Faktoren die Leistungsaufnahme beeinflussen. Der somit entstehende Parameterraum der Komponente besteht aus zwei diskreten Zahlen, die den Zustand des Sensorboards angeben und wird beschrieben mit $\mathcal{P}_{C_{\text{sensorboard}}} = \{0, 1\}$. Die Leistungsfunktion dieser Komponente wird mithilfe einer diskreten und zwei konstanten Leistungsfunktionen definiert:

$$P_{C_{\text{sensorboard}}}(p) = \begin{cases} k_{\text{booting}} & , b = 0 \\ k_{\text{running}} & , b = 1 \end{cases}$$

Auf Basis des Komponentenparameters b werden unterschiedliche konstante Leistungsfunktionen aktiviert. Zur Parametrisierung der Funktionen müssen jeweils die konstanten Werte k_{booting} , welcher die Leistungsaufnahme während des Bootvorgangs angibt, sowie der Wert k_{running} , welcher die Leistungsaufnahme nach dem Booten des Sensorboards beschreibt, bestimmt werden.

Die $C_{\text{transceiver}}$ -Komponente nutzt keine Mechanismen zur Energieeinsparung und nimmt somit auch eine von jeglichen externen Parametern unabhängige konstante Leistung auf. Zwar verbraucht diese Komponente je nachdem ob Pakete gesendet oder empfangen werden unterschiedlich viel Energie, jedoch wurde innerhalb von Testexperimenten ermittelt, dass die resultierende

Standardabweichung zu gering ist, um den Aufwand einer Modellierung dieses Verhaltens zu rechtfertigen. Dementsprechend existieren keine Komponentenparameter für diese Komponente und der dadurch entstehende Parameterraum ist gleich der leeren Menge und wird beschrieben mit $\mathcal{P}_{C_{transceiver}} = \emptyset$. Die Leistungsfunktion dieser Komponente wird beschrieben mit:

$$P_{C_{transceiver}}(p) = k_{transceiver}$$

Um diese Funktion zu parametrisieren muss der konstante Wert $k_{transceiver}$ ermittelt werden.

Die Leistungsaufnahme der C_{motor} -Komponente ist abhängig von der Drehgeschwindigkeit der Motoren, denn für höhere Drehraten wird auch eine höhere Leistungsaufnahme benötigt. Sobald der Quadcopter anfängt zu fliegen, drehen sich die Motoren je nach Flugmanöver unterschiedlich schnell und verbrauchen demnach auch eine unterschiedlich große Energie. Die in die Motoren investierte elektrische Energie wird mithilfe der Propeller in Bewegungsenergie des Quadcopters umgewandelt. Somit lässt sich anhand der Bewegungsenergie des Quadcopters, welche sich durch die Geschwindigkeit und Beschleunigung des Quadcopters beschreiben lässt, auf den Energieverbrauch der Motoren rück schließen. Für die Leistungsaufnahme der Motoren lassen sich drei verschiedene Zustände identifizieren, in denen die Leistungsaufnahme klar unterschiedlich ist. So sind die Motoren, wenn der Quadcopter sich im Ruhemodus am Boden befindet, ausgeschaltet und verbrauchen innerhalb dieses Zustandes keine Energie. Im Startmodus, wenn der Quadcopter bereit zum Abheben ist, drehen sich die Motoren mit einer konstanten Minimalgeschwindigkeit und beziehen daher auch eine annähernd konstante Leistung. Zusätzlich kann der Zustand identifiziert werden, in welchem die Leistungsaufnahme der Motoren abhängig von der Bewegung des Quadcopters ist. Diese verschiedenen Zustände der Motoren des Quadcopters werden mithilfe des Komponentenparameters $m \in \{0, 1, 2\}$ beschrieben. Da die Drehgeschwindigkeiten der Motoren des *FINken3* nicht messbar sind und die Leistungsaufnahme der Motoren indirekt abhängig vom Flugverhalten des Quadcopters ist, werden zudem die Geschwindigkeiten und Beschleunigungen auf den drei Achsen des Quadcopters als Komponentenparameter betrachtet. Dementsprechend werden sechs Komponentenparameter $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z} \in \mathbb{R}$ definiert, welche die Geschwindigkeiten und Beschleunigungen auf den drei Achsen des Quadcopters widerspiegeln. Diese Parameter werden mit dem Komponentenparameter m zum Parameterraum $\mathcal{P}_{C_{motor}} = \{0, 1, 2\} \times \mathbb{R}^6$ zusammengefasst. Die Leistungsfunktion dieser

Komponente wird mithilfe einer diskreten Leistungsfunktion definiert, welche basierend auf dem Motormodus eine weitere Leistungsfunktion aktiviert:

$$P_{C_{motor}}(p) = \begin{cases} 0 & , m = 0 \\ k_{starting} & , m = 1 \\ P_{flugmodus}(p) & , m = 2 \end{cases}$$

Um die Leistungsfunktion dieser Komponente zu parametrisieren, muss der konstante Wert $k_{starting}$ bestimmt werden, welcher die Leistungsaufnahme der Motoren im Startmodus des *FINken3* beschreibt. Zusätzlich muss die Funktion $P_{flugmodus}(p)$ ermittelt werden, welche die Leistungsaufnahme der Motoren während des Fluges anhand der Bewegungsdaten des Quadcopters berechnet.

Der resultierende globale Parameterraum des Quadcopters entspricht dem kartesischen Produkt aller Parameterräume der Modellkomponenten und wird folgendermaßen definiert:

$$\mathcal{P}_{FINken3} = \{0, 1\} \times \{0, 1, 2\} \times \mathbb{R}^6$$

Jeder Parametervektor dieses Parameterraums ist dabei folgenderweise aufgebaut: $\vec{p} = (b, m, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z})$.

4.4 Parametrisierung der identifizierten Leistungsfunktionen

Innerhalb dieses Abschnitts werden die Koeffizienten der identifizierten Leistungsfunktionen der Quadcopterkomponenten ermittelt, um das Energiemodell des *FINken3* zu parametrisieren. Je nach Art der Leistungsfunktion und der Komponente werden dabei, um die nötigen Werte zu bestimmen, unterschiedliche Experimente und Techniken genutzt. Es werden unter anderem Experimente mithilfe eines Multimeters und Labornetzteils zur Bestimmung der Koeffizienten für die konstanten Leistungsfunktionen durchgeführt, innerhalb derer die Leistungsaufnahme einzelner ausgebauter Komponenten untersucht wird. Desweiteren wird die Leistungsaufnahme des gesamten Quadcopters im Ruhemodus sowie mit gestarteten Motoren untersucht, um durch ein indirektes Messen der Leistungsaufnahme die Größe bestimmter Koeffizienten für die Leistungsfunktion der C_{motor} -Komponente abzuleiten. Zusätzlich werden verschiedene Testflüge mit dem *FINken3* vollzogen um die Leistungsaufnahme

des Quadcopters innerhalb unterschiedlicher Flugbewegungen zu untersuchen und darauf aufbauend die Leistungsfunktion $P_{flugmodus}(p)$ zu bestimmen. Für diese Testflüge wird zudem ein Stromsensor am *FINken3* angebracht und kalibriert, um präzise Messwerte der Leistungsaufnahme des *FINken3* zu erhalten. Die innerhalb der Experimente gesammelten Messdaten werden anschließend aufbereitet und analysiert um die Leistungsfunktionen zu spezifizieren.

4.4.1 Parametrisierung der konstanten Leistungsfunktionen

Für die Parametrisierung der konstanten Leistungsfunktionen der identifizierten Komponenten des *FINken3* werden diejenigen Komponenten, welche sich einfach vom *FINken3* trennen lassen abmontiert und innerhalb eines speziellen Experimentaufbaus untersucht, welcher im Folgenden vorgestellt wird. Die Koeffizienten der Leistungsfunktionen von fest verbundenen Komponenten werden durch das Messen der Gesamtleistungsaufnahme des Quadcopters und Analyse des Leistungsverlaufs auf eine indirekte Weise ermittelt. Innerhalb des Messaufbaus sind die Komponenten an ein *Manson HCS-3300* Labornetzteil angeschlossen und werden mit einer für die entsprechende Komponente validen Eingangsspannung versorgt. In den resultierenden Stromkreis wird zur Messung der Stromstärke ein *PeakTech2025* Multimeter eingeschleift und je nach zu erwartender Stromstärke auf einen validen Amperebereich eingestellt. Die vom angeschlossenen Multimeter gemessene Stromstärke wird mithilfe der *DMM-Tool-Software*⁴ mit einer Samplingfrequenz von 2 Hz protokolliert und innerhalb einer Datei abgespeichert. Die so aufgenommenen Stromdaten werden anschließend mit der durch das Labornetzteil bereitgestellten Spannung multipliziert, um einen Wert für die Leistungsaufnahme der gemessenen Komponente zu erhalten. Die Untersuchung einer Komponente läuft so ab, dass zuerst die Protokollierung des Multimeters aktiviert, anschließend der Stromkreis zur Komponente geschlossen und dann die Komponente für eine gewisse Zeit mit Strom versorgt und schließlich wieder getrennt wird, woraufhin die Protokollierung mithilfe des Multimeters beendet wird.

In Abbildung 4.1 sind die Ergebnisse dieser Untersuchungen abgebildet. Die unterschiedlichen Grafiken zeigen jeweils den Verlauf der Leistungsaufnah-

⁴<https://www.peaktech.de/produktdetails/kategorie/software/produkt/dmm-tool-basic.1034.html>

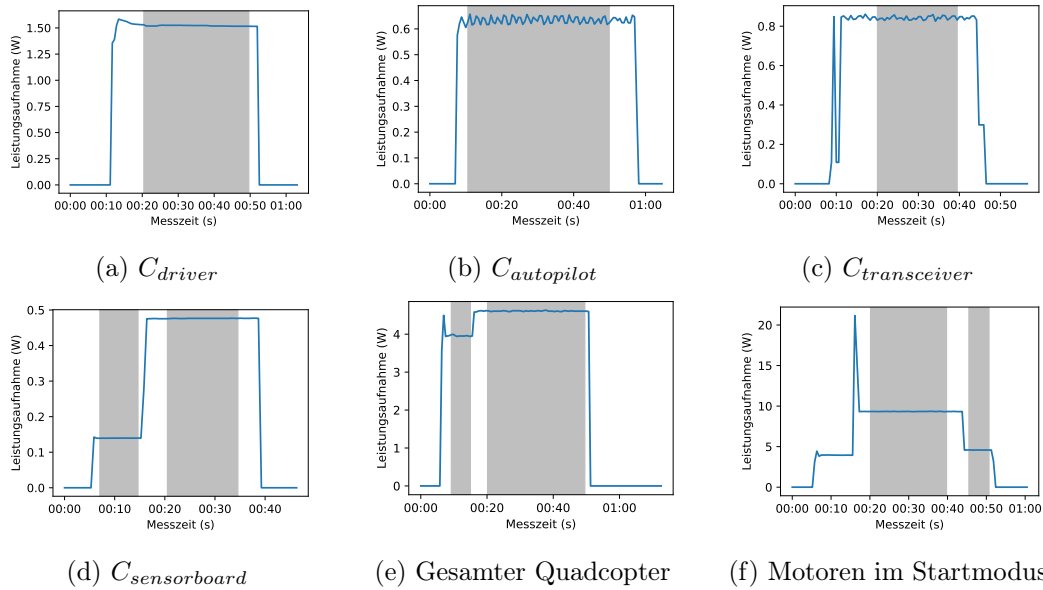


Abbildung 4.1: Messungen der Leistungsaufnahme von einzelnen Quadcopterkomponenten. Grau gekennzeichnete Bereiche stellen Intervalle dar, die zur Parametrisierung der Leistungsfunktion der jeweiligen untersuchten Komponente genutzt werden.

me innerhalb der verschiedenen durchgeführten Messexperimente. Auf der X-Achse ist entsprechend die Messdauer der Untersuchung aufgetragen und auf der Y-Achse die Höhe der gemessenen Leistungsaufnahme, während die blau gekennzeichnete Linie den Verlauf der jeweils gemessenen Leistungswerte darstellt. Die grau hinterlegten Bereiche weisen die Abschnitte der Messungen aus, die innerhalb der Datenanalyse zur Bestimmung der Leistungsfunktion genutzt wurden. Die Ergebnisse der Analyse, der innerhalb dieser Bereiche aufgenommenen Leistungswerte, sind in Tabelle 4.1 aufgelistet. Die Tabelle zeigt die Anzahl der Messwerte innerhalb der gekennzeichneten Intervalle an, sowie ihren Mittelwert und die dazugehörige Standardabweichung. Im Folgenden werden die Untersuchungen an den einzelnen Komponenten und die Ergebnisse der Analyse der Messungen vorgestellt.

	C_{driver}	$C_{autopilot}$	$C_{transceiver}$	$C_{sensorboard}$ 1	$C_{sensorboard}$ 2	Quadcopter 1	Quadcopter 2	Motoren 1	Motoren 2
Anzahl Messwerte	51	68	54	14	25	11	52	35	10
Mittelwert [W]	1,52	0,63	0,84	0,14	0,48	3,95	4,60	9,33	4,58
Standardabweichung [W]	0,00	0,01	0,01	0,00	0,00	0,02	0,01	0,01	0,01

Tabelle 4.1: Leistungsaufnahme von Komponenten des *FINken3* innerhalb ausgewählter Abschnitte.

Innerhalb von Teilgrafik 4.1a ist der Messverlauf der C_{driver} -Komponente abgebildet. Es ist zu erkennen, dass aufgrund des ruckartigen Anstiegs der Leistungsaufnahme auf 1,3 W nach 10 Sekunden, die Komponente zu diesem Zeitpunkt angeschaltet wurde. Kurz nach diesem Zeitpunkt erreicht die Leistungsaufnahme ihren Hochpunkt von 1,55 W, da direkt nach dem Einschalten unter anderem existierende Transistoren aufgeladen werden müssen. Anschließend sinkt die Leistungsaufnahme leicht ab und pendelt sich ab Sekunde 20 auf einen konstanten Wert von 1,5 W ein. Anhand des plötzlichen Abfalls der Leistungsaufnahme auf einen Wert von Null bei Sekunde 52, ist zu erkennen, dass die Komponente zu diesem Zeitpunkt wieder ausgeschaltet wurde. Zur Bestimmung der Konstanten k_{driver} für die Parametrisierung der Leistungsfunktion der C_{driver} -Komponente wird der Teilabschnitt der Messung untersucht, indem die Leistungsaufnahme sich eingependelt hat und nicht vom Startverhalten der Komponente beeinflusst wird. Dieser Bereich ist innerhalb der Abbildung grau markiert und umfasst 51 Datenpunkte die einen Mittelwert von 1,52 W mit einer Standardabweichung von 0,00 W bilden. Aufgrund der geringen Standardabweichung wird der Mittelwert als konstant betrachtet und die Leistungsfunktion parametrisiert mit $k_{driver} = 1,52 \text{ W}$.

Die Teilabbildung 4.1b zeigt den Verlauf der Leistungsaufnahme der $C_{autopilot}$ -Komponente. Es ist zu erkennen, dass die Leistungsaufnahme nach 7 Sekunden ruckartig von Null auf 0,6 W ansteigt, woraus sich schließen lässt, dass zu diesem Zeitpunkt die Komponente angeschaltet wurde. Anschließend schwankt die Leistungsaufnahme periodisch innerhalb eines kleinen Intervalls um 0,62 W herum, bis sie nach 58 Sekunden abrupt auf einen Wert von Null fällt, da zu diesem Zeitpunkt die Komponente wieder vom Strom getrennt wurde. Zur Bestimmung des Wertes $k_{autopilot}$ wird ein Intervall innerhalb der Messung ausgewählt, indem die Komponente ihr standardmäßiges Verhalten zeigt. Dieses Intervall ist in der Abbildung grau markiert und beinhaltet 68 Messpunkte. Der Mittelwert dieser Messpunkte beträgt 0,63 W mit einer Standardabweichung von 0,01 W. Da die Standardabweichung sehr gering ist, wird trotz des periodischen Verhaltens der Leistungsaufnahme der Mittelwert als konstanter Leistungsbezug der Komponente betrachtet und somit $k_{autopilot} = 0,63 \text{ W}$ bestimmt.

In der Abbildung 4.1c ist die Leistungsaufnahme der $C_{transceiver}$ -Komponente abgebildet. Innerhalb der Grafik ist zu erkennen, dass nach 8 Sekunden die Leistungsaufnahme plötzlich von Null auf einen Wert von 0,83 W steigt, da zu diesem Zeitpunkt die Komponente angeschaltet wurde. Direkt nach diesem

Anstieg ist zudem ein ruckartiger Leistungsabfall auf einen Wert von 0,1 W, gefolgt von einem Wiederanstieg auf das vorherige Leistungsniveau von um die 0,83 W, erkennbar. Der Grund für dieses Verhalten sind womöglich spezielle Initialisierungsmechanismen der Komponente oder elektrische Effekte. Auf diese Initialisierungsphase folgt eine nahezu konstante Leistungsaufnahme, welche gering um einen Wert von um die 0,83 W schwankt. Bei Sekunde 43 wird die Komponente ausgeschaltet, was an dem ruckartigen Leistungsabfall auf einen Wert von Null zu erkennen ist. Zur Bestimmung des Wertes $k_{transceiver}$ wird ein Teilabschnitt der Messung ausgewählt, indem sich die Komponente in ihrem normalen Zustand befindet. Dieses Intervall ist in der Abbildung grau eingefärbt und umfasst 54 Messungen der Leistungsaufnahme. Diese Datenpunkte bilden einen Mittelwert von 0,84 W mit einer Standardabweichung von 0,01 W. Anhand der geringen Standardabweichung kann die Leistungsaufnahme innerhalb des Intervalls als konstant betrachtet und der Parameter $k_{transceiver} = 0,84 \text{ W}$ gesetzt werden.

Innerhalb der Teilabbildung 4.1d ist die Leistungsaufnahme eines Teils der $C_{sensorboard}$ -Komponente abgebildet. Es wird nur die Leistungsaufnahme des Sensorboards an sich gemessen, da die LEDs an den Quadcopterarmen nicht vom *FINken3* lösbar und somit nicht auf diese Weise messbar sind. Innerhalb der Grafik ist zu erkennen, dass an Sekunde 5 ein plötzlicher Leistungsanstieg von Null auf 0,14 W vorliegt, da zu diesem Zeitpunkt die Komponente angeschaltet wurde. Die Leistungsaufnahme verharrt für 10 Sekunden konstant auf diesem Leistungsniveau bis sie ab Sekunde 15 auf einen Wert von um die 0,48 W ansteigt und auf diesem Level bleibt bis die Leistungsaufnahme an Sekunde 38 auf Null herabfällt, da zu diesem Zeitpunkt die Komponente ausgeschaltet wurde. Das erste Leistungsplateau, welches innerhalb der Abbildung grau eingezeichnet ist, liegt innerhalb der Bootphase des Sensorboards und wird genutzt um den konstanten Parameter $k_{booting}$ zu bestimmen. Innerhalb dieser Bootphase wurden 14 Messpunkte aufgenommen, die einen Mittelwert von 0,14 W bilden mit einer Standardabweichung von 0,00 W. Anhand der sehr geringen Standardabweichung wird der Parameter $k_{booting} = 0,14 \text{ W}$ bestimmt. Das zweite mit grau gekennzeichnete Leistungsplateau innerhalb der Messdaten stellt die Phase dar, nachdem das Sensorboard gebootet ist und seine eingebauten LEDs angeschaltet hat. Da innerhalb dieser Phase auch die LEDs an den Armen des Quadcopter aktiviert werden, welche innerhalb dieses Aufbaus nicht mitgemessen werden können, wird die Gesamtleistungsaufnahme der gebooteten $C_{sensorboard}$ -Komponente auf eine andere Weise bestimmt. Dies ist möglich,

indem die Leistungsaufnahme des vollständigen Quadcopters gemessen und die Differenz zwischen der Höhe der Leistung vor und nach der Bootphase des Sensorboards gebildet wird. Dafür ist in Teildarstellung 4.1e die Leistungsaufnahme des gesamten, sich im Ruhemodus befindenen Quadcopters dargestellt. Die dort abgebildete Kurve zeigt den Verlauf der Leistungsaufnahme des Quadcopters nachdem dieser gestartet und für eine kurze Zeit angeschaltet gelassen wurde. In der Abbildung ist zu erkennen, dass der Quadcopter bei Sekunde 7 eingeschaltet wird und die Leistungsaufnahme plötzlich von Null auf einen Wert von um die 4,5 W steigt, danach auf 4 W absinkt und dort für eine kurze Zeit dieses Niveau hält. Bei Sekunde 15 ist ein zweiter Leistungsanstieg zu erkennen, an dem die Leistungsaufnahme aufgrund des gebooteten Sensorboards auf einen Wert von um die 4,7 W ansteigt und im weiteren Verlauf konstant auf diesem Niveau bleibt bis der Quadcopter bei Sekunde 50 ausgeschaltet wird und die Leistungsaufnahme auf Null abfällt. Die erste innerhalb der Abbildung 4.1e grau gekennzeichnete Phase zeigt die Leistungsaufnahme des Quadcopter während das Sensorboard bootet und beinhaltet 11 Messpunkte mit einem durchschnittlichen Wert von 3,95 W und einer Standardabweichung von 0,02 W. Die zweite innerhalb der Abbildung grau gekennzeichnete Phase zeigt die Leistungsaufnahme des Quadcopters nachdem das Sensorboard gebootet ist und die Sensorboard-LEDs, sowie die an den Quadcopterarmen befindlichen LEDs, angeschaltet wurden. Innerhalb dieser Phase liegen 52 Messpunkte mit einem durchschnittlichen Wert von 4,60 W und einer Standardabweichung von 0,01 W. Da die Standardabweichungen beider Mittelwerte annähernd Null sind, betrachten wir die jeweiligen Durchschnittswerte als konstant und bestimmen die Leistungsaufnahme des gebooteten Sensorboards als die Differenz zwischen diesen Phasen zusätzlich zur vorher bestimmten Grundleistungsaufnahme der Komponente mit $k_{running} = 0,14 \text{ W} + (4,6 \text{ W} - 3,95 \text{ W}) = 0,79 \text{ W}$

In Abbildung 4.1f ist die Leistungsaufnahme des gesamten Quadcopters, inklusive einer Phase in der die Motoren sich im Startmodus befinden, abgebildet. Es ist aufgrund des schnellen Leistungsanstiegs bei Sekunde 5 zu erkennen, dass zu diesem Zeitpunkt der Quadcopter gestartet wurde, da seine Leistungsaufnahme sehr plötzlich von Null auf einen Wert von 4 W ansteigt. Anschließend verweilt der Quadcopter auf diesem Leistungsniveau bis bei Sekunde 17 ein starker Leistungsstoß zu erkennen ist, der einen Wert von um die 20 W erreicht, welcher durch das Anschalten der Motoren verursacht wird. Da die Rotoren zu Beginn ruhen, muss aufgrund der Trägheit der Rotorenblätter eine zusätzliche Leistung aufgebracht werden, um sie in Bewegung zu setzen, was

diesen kurzen, sehr hohen Leistungsstoß erklärt. Nach dieser Leistungsspitze sinkt die Leistungsaufnahme auf einen annähernd konstanten Wert von um die 10 W, während die Rotoren gleichmäßig in Bewegung gehalten werden. Dieses Leistungsniveau wird bis Sekunde 45 gehalten, danach werden die Motoren wieder ausgeschaltet und das Leistungsniveau sinkt auf den ungefähren Startwert von 4 W, wobei dieser etwas höher liegt, da im Gegensatz zum Beginn der Quadcopter vollständig gebootet ist. Kurze Zeit später wird der Quadcopter bei Sekunde 52 ausgeschaltet und die Leistungsaufnahme sinkt auf Null. Zur Ermittlung der Leistungsaufnahme der Motoren im Startmodus wird die Differenz zwischen der Gesamtleistungsaufnahme des Quadcopters im Ruhemodus und der Gesamtleistungsaufnahme des Quadcopter wenn die Motoren sich im Startmodus befinden, gebildet. Das Intervall, in dem die Motoren sich im Startmodus befinden, entspricht dem in der Abbildung ersten grau gekennzeichneten Abschnitt und umfasst 35 Datenpunkte, die einen Mittelwert von 9,33 W mit einer Standardabweichung von 0,01 W bilden. Das Intervall indem sich der Quadcopter im Ruhemodus befindet entspricht dem in der Abbildung zweiten grau markierten Abschnitt und beinhaltet 10 Datenpunkte, welche einen Mittelwert von 4,58 W mit einer Standardabweichung von 0,01 W bilden. Da die Mittelwerte sehr geringe Standardabweichungen haben, können sie als konstant angesehen werden. Durch die Differenz der Werte wird der Parameter $k_{starting} = (9,33 \text{ W} - 4,58 \text{ W}) = 4,75 \text{ W}$ ermittelt.

Innerhalb dieser Messexperimente konnten alle konstanten Leistungsfunktionen der Komponenten und somit ein Großteil des Energiemodells parametrisiert werden. Die ermittelten Koeffizienten der konstanten Leistungsfunktionen sind in Tabelle 4.2 noch einmal zusammengefasst. Anhand der Werte ist zu erkennen, dass die Komponenten mit einer konstanten Leistungsfunktion im Vergleich zum Verbrauch der laufenden Motoren, nur einen kleinen Anteil an der Gesamtleistungsaufnahme des Quadcopters haben. Denn die Leistungsaufnahme des *FINken3* im Ruhezustand summiert sich auf 3,78 W und die Leistungsaufnahme alleine für die Motoren im Startzustand beträgt schon einen Wert von 4,75 W. Hierbei fällt zudem auf, dass die summierte Leistungsaufnahme der identifizierten Quadcopterkomponenten nicht exakt der gemessenen Leistungsaufnahme des gesamten Quadcopters von 4,6 W, wie in Abbildungen 4.1f und 4.1e zu sehen ist, entspricht. Diese Abweichung ist aufgrund von Meschwankungen sowie nicht modellierten Verbrauchskomponenten des Quadcopters wie dem SD-Kartenmodul oder dem GPS-Receiver unvermeidlich. Jedoch wird aufgrund der geringen Differenz der Werte von 0,82 W und unter der An-

Parameter	Wert [W]
k_{driver}	1.52
$k_{autopilot}$	0.63
$k_{transceiver}$	0.84
$k_{booting}$	0.14
$k_{running}$	0.79
$k_{starting}$	4.75

Tabelle 4.2: Koeffizienten der konstanten Leistungsfunktionen von Komponenten des *FINken3*

nahme, dass der Fehler des Energiemodells durch den Fehler innerhalb der Leistungsfunktion $P_{flugmodus}(p)$ der C_{motor} -Komponente dominiert wird, diese Abweichung nicht weiter betrachtet.

4.4.2 Integration des Stromsensors

Zur Ermittlung der Leistungsfunktion $P_{flugmodus}(p)$ der C_{motor} -Komponente sowie zur Validierung des implementierten Energiemodells werden Daten über die verbrauchte Energie und Leistungsaufnahme des Quadcopters im Flug benötigt. Die Leistungsaufnahme des Quadcopters zu einem Zeitpunkt ergibt sich dabei aus dem Produkt des Wertes der Batteriespannung mit der Größe des aus der Batterie fließenden Stromes. Der *FINken3* protokolliert in seiner Standardkonfiguration das Level der Batteriespannung, indem direkt die am Spannungsverteilerboard anliegende Spannung mithilfe eines am Autopiloten integrierten 12 bit Analog-Digital-Wandlers gemessen, in einen digitalen Wert umgewandelt und von der *Paparazzi*-Software erfasst wird. Zur Erfassung des Stromwertes wird ein zusätzlicher Stromsensor in den Aufbau des *FINken3* integriert. Dieser Sensor ist direkt zwischen Spannungsverteilerboard und Batterie angebracht, um somit den gesamten, aus der Batterie fließenden Strom zu messen. Für andere Quadcopter können sich zur Messung der Leistungsaufnahme einzelner Komponenten mehrere Stromsensoren an unterschiedlichen Stellen eignen. Jedoch ist der verfügbare Platz zur Integration solcher Sensoren am *FINken3* sehr begrenzt, weswegen nur ein einzelner Sensor zur Messung des gesamten Stromflusses angebracht wird. Es wird ein *Allegro ACS723LLCTR-40AB-T* Stromsensor genutzt, welcher Ströme bis zu ± 40 A

mit einer Empfindlichkeit von 50 mV/A messen kann und diese Messung in Form einer analogen Ausgangsspannung wiedergibt, welche wenn kein Strom fließt der Hälfte der angelegten Referenzspannung entspricht. Dieser Sensor ist ausreichend um alle innerhalb eines Fluges fließenden Ströme zu messen, welche bei Nutzung des Quadcopters entstehen können. Die am Stromsensor angelegte Referenzspannung beträgt 3,3 V und die Ausgangsspannung wird mithilfe eines im Autopiloten integrierten Analog-Digital-Wandlers in einen digitalen Wert übersetzt und wiederum von der Paparazzi-Software protokolliert. Der dabei genutzte Analog-Digital-Wandler besitzt eine Auflösung von 12 bit. Innerhalb verschiedener Testexperimente konnte festgestellt werden, dass die im Datenblatt des Stromsensors angegebene Funktion zur Ableitung des Stromwertes aus der Sensorspannungsausgabe sehr ungenau ist und demzufolge der Sensor kalibriert werden muss, um eine präzise Strommessung mithilfe des Sensors zu gewährleisten.

Zur Kalibrierung des Stromsensors werden innerhalb einer Datenanalyse die digitalen Werte der Ausgabe des Stromsensors mit der tatsächlichen vom Quadcopter gezogenen Stromstärke in Relation gesetzt. Die für diese Analyse nötigen Messdaten werden innerhalb eines speziellen Experimentaufbaus gesammelt, in welchem der Quadcopter von einem *Manson HCS-3300* Labornetzteil anstatt durch eine Batterie mit Strom versorgt wird. Die von diesem Netzteil zur Verfügung gestellte Spannung und der Stromfluss lassen sich mithilfe einer USB-Schnittstelle auslesen. Die auf diese Weise bereitgestellten Spannungs- und Stromwerte werden mithilfe eines innerhalb der Forschungsgruppe intern entwickelten Programms, welches auf der *libsigrokxx*-Bibliothek⁵ basiert, mit einer Abtastfrequenz von 28 Hz aufgezeichnet. Währenddessen werden unterschiedliche Stromstärken durch den Quadcopter erzielt, damit eine möglichst breite und variable Datensammlung der Sensorwerte erreicht werden kann. Zur Erzeugung der unterschiedlichen Stromstärken wird der Quadcopter am Boden fixiert und sein Schub manuell mit der Fernbedienung variiert um die Größe des Bereiches der gemessenen Ströme zu maximieren und möglichst heterogene Messpunkte aufzunehmen. Zeitgleich werden die Ausgaben des am *FINken3* angebrachten Stromsensors mithilfe der *Paparazzi*-Software des Autopiloten mit einer Abtastfrequenz von 20 Hz aufgezeichnet und per USB-Schnittstelle ausgelesen.

⁵https://sigrok.org/wiki/Main_Page

Die so aufgenommenen Werte der beiden unterschiedlichen Datenquellen werden anschließend analysiert um den Zusammenhang zwischen Stromstärke und Spannungslevel der Stromsensorausgabe zu identifizieren. Dafür wird zu Beginn der Datenauswertung der Zeitabstand der beiden Zeitreihen, welcher durch die voneinander unabhängigen Datenquellen und den dementsprechenden leicht unterschiedlichen Startzeitpunkten der Messungen entsteht, mithilfe der Maximierung der Kreuzkorrelation der Datenreihen angeglichen. Anschließend werden die angeglichenen Zeitreihen mithilfe der `join`-Funktion⁶ der Pandas-Bibliothek⁷ vereinigt und interpoliert. In Abbildung 4.2 sind die

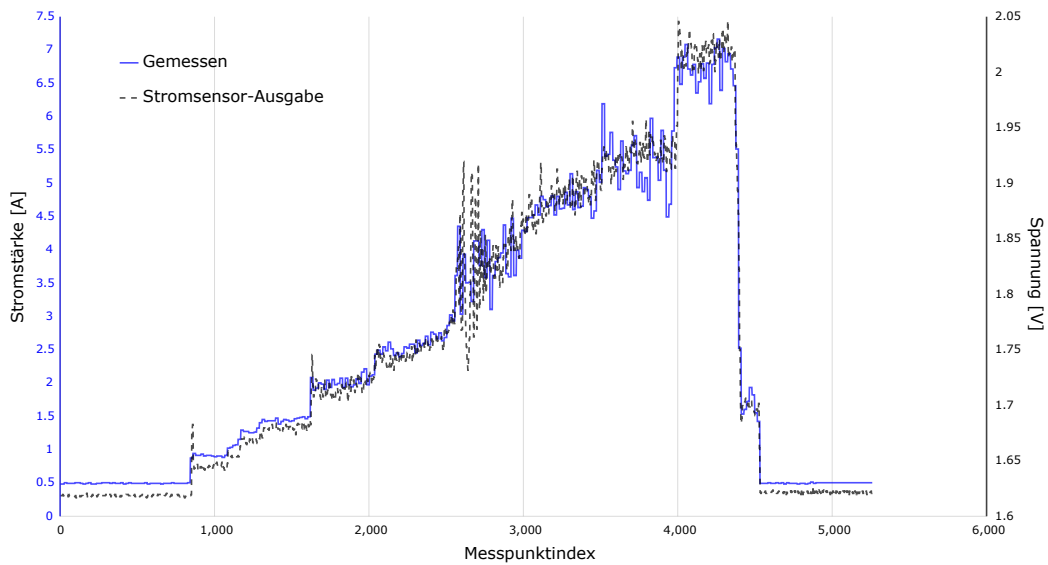


Abbildung 4.2: Zeitlicher Verlauf einer Messung von Spannungsausgabe des Stromsensors und Stromfluss am Quadcopter. Die Höhe des vom Quadcopter bezogenen Stromes wird auf der linken Y-Achse und die Höhe der Sensorausgabespannung auf der rechten Y-Achse angegeben.

angeglichenen Datenreihen eines einzelnen Messexperiments abgebildet. Die X-Achse beschreibt den Index der angeglichenen Zeitreihe, die primäre Y-Achse die Größe der gemessenen Stromstärke in Ampere und die rechte Y-Achse die Höhe der gemessenen Sensorausgabespannung. Der blaue, durchgehende Graph zeigt den Verlauf der gemessenen Stromstärke und der schwarze, gestrichelte Graph den Verlauf der Ausgabespannung des Sensors. Es ist zu erkennen, dass das Verhalten der beiden Graphen sehr ähnlich ist, woraus folgt,

⁶<https://pandas.pydata.org/pandas-docs/stable/reference/api/pandas.DataFrame.join.html>

⁷<https://pandas.pydata.org/>

dass der Stromsensor funktioniert und bei einer Änderung des Stromwertes sich auch die Ausgabespannung des Sensors verändert. Zusätzlich kann man gut am plötzlichen Anstieg der beiden Graphen bei Datenpunkt 900 erkennen, dass die zeitliche Anpassung der Datenreihen sehr gut funktioniert und die somit entstehenden Tupel aus Stromstärke und Spannung der Realität entsprechen. Im Verlauf der durch die blaue Linie gekennzeichneten Stromwerte lassen sich kurze Stufen erkennen, an denen der Wert konstant ist. Dies ist ein Artefakt der beschränkten Auflösung der Stromflussmessung sowie der Interpolation der Daten innerhalb der zeitlichen Anpassung. Dadurch dass diese Werte nicht signifikant von den tatsächlichen Werten abweichen, kann angenommen werden, dass diese Eigenschaft keinen signifikanten Einfluss auf die weitere Analyse hat.

Zur Kalibrierung des Stromsensors wurden drei voneinander unabhängige Experimente zur Sammlung von Messdaten durchgeführt, die jeweils gemessenen Zeitreihen angeglichen und innerhalb einer einzelnen Datenreihe vereinigt. Basierend auf den 26737 aus Spannungs- und Stromwerten bestehenden Tupeln der vereinigten Datenreihe wurde anschließend eine Regressionsfunktion mithilfe der *statsmodel*-Bibliothek⁸ ermittelt, welche den Zusammenhang zwischen Stromstärke und Spannungsausgabe des Sensors beschreibt. Für die Erstellung eines einfachen, linearen Regressionsmodells müssen jedoch bestimmte Voraussetzungen innerhalb der Daten erfüllt sein, damit eine Regressionsanalyse durchgeführt werden kann [10]. Die erste Bedingung fordert, dass die Beziehung zwischen den Spannungs- und Stromstärkekoeffizienten annähernd linear ist. Diese Eigenschaft lässt sich mithilfe von Abbildung 4.5 bestätigen, in der das Streudiagramm der aufgenommenen Tupel aus Stromstärke und Spannungswert gezeigt wird. Auf der X-Achse ist die Höhe der Ausgabespannung des Sensors in Volt aufgetragen, die Y-Achse zeigt die Größe der gemessenen Stromstärke in Ampere und die blau eingezeichneten Punkte stellen jeweils einen einzelnen Messpunkt innerhalb der vereinigten Daten dar. Anhand der Verteilung der eingetragenen Messpunkte kann man erkennen, dass im Mittel bei einer steigenden Sensorausgangsspannung auch die zugehörige Stromstärke steigt. Beispielsweise lässt sich ablesen, dass für Spannungswerte um 1,8 V herum Stromstärken von um die 3,5 A gemessen werden und für Spannungswerte von 2,2 V weitaus höhere Stromstärken von um die 8 A gemessen werden, woraus sich auf eine annähernd lineare Beziehung zwischen den Variablen schließen lässt. Desweiteren ist aus dem Streudiagramm ersichtlich, dass die

⁸<https://www.statsmodels.org/>

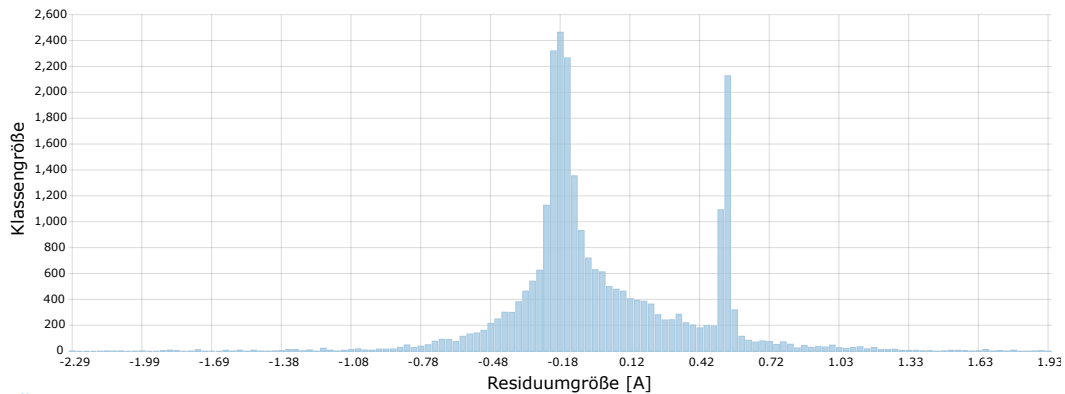


Abbildung 4.3: Histogramm der Residuen der einfachen linearen Regression zwischen Stromsensorausgabespannung und tatsächlicher Stromstärke.

unabhängige Variable der Sensorspannung Varianz aufweist, denn es existieren unterschiedliche Messwerte von 1,6 V bis zu 2,3 V. Auch die Voraussetzung einer zufälligen Stichprobe der Messwerte ist erfüllt, da sich diese direkt aus dem Experimentaufbau beziehungsweise aus dem manuellen Erzeugen des Schubes des Quadcopters und der dadurch entstehenden Messwerte ergibt. Mithilfe des Histogramms der Residuen, also der Fehlerterme zwischen den tatsächlichen und der durch die einfache Regression geschätzten Werte, in Abbildung 4.3 lässt sich erkennen, dass diese annähernd normalverteilt sind. Die Grafik zeigt auf der X-Achse die Größe der Residuen in Ampere und auf der Y-Achse die Anzahl der in der jeweiligen Klasse liegenden Messpunkte. Es ist zu erkennen, dass die meisten Fehlerterme mit einer Anzahl von um die 2499 einen Wert von $-0,18$ A haben. Um die dementsprechende Klasse herum sinkt die Größe der eingeteilten Klassen in Form einer sehr spitzen Glocke ab. Auffällig innerhalb der Verteilung ist die zu erkennende Spitze bei einer Residuumgröße von $0,55$ A. Dies ist ein Artefakt der Messdatensammlung und bei genauere Untersuchung wurde festgestellt, dass diese Spitze nur innerhalb einer der drei Experimente auftritt, aufgrund dessen diese Eigenschaft als zufälliger Messfehler betrachtet wird. Da die Form der Verteilung stark der Glockenkurve einer Normalverteilung ähnelt, lässt sich daraus schließen, dass die Residuen annähernd normalverteilt sind. Die Eigenschaft, dass der Fehlerterm für jeden Wert der erklärenden Variable den Erwartungswert Null hat, lässt sich aus dem Streudiagramm der Residuen in Abbildung 4.4 ableiten. Die Abbildung zeigt auf der X-Achse die Ausgabespannung des Sensors in Volt und auf der Y-Achse den Wert der Abweichung zwischen geschätzter und tatsächlicher

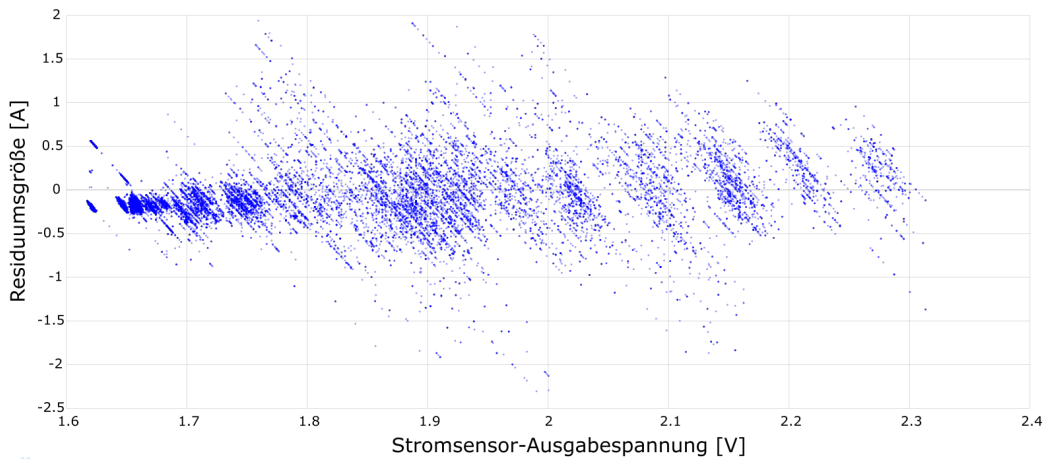


Abbildung 4.4: Streudiagramm der Residuen der einfachen linearen Regression zwischen Stromsensorausgabespannung und tatsächlicher Stromstärke.

Stromstärke in Ampere. Die blau gekennzeichneten Punkte zeigen jeweils den Fehlerterm eines Messpunktes an und an der Verteilung dieser Residuen zeigt sich, dass die Abweichungen zwischen den beobachteten und geschätzten Werten sich im Mittel ausgleichen, da sie sich annähernd gleichmäßig um den Wert Null herum verteilen. Die Abbildung macht zudem erkenntlich, dass die Fehlerterme unabhängig voneinander sind, denn es kann kein Muster innerhalb des Streudiagramms festgestellt werden, welches auf eine Korrelation der Residuen untereinander hinweist. Es lässt sich innerhalb von Abbildung 4.4 jedoch auch erkennen, dass die Varianz der Residuen nicht für jeden Wert der Ausgabespannung gleich ist und für höhere Spannungsstärken im Mittel steigt. So sind die Varianzen der Fehlerterme bis zu einer Spannung von um die 1,75 V noch sehr gering, was an der starken Bündelung der blau markierten Residuen zu erkennen ist. Bei steigender Spannung steigt die Stärke der Streuung der eingetragenen Punkte an, woraus sich ein Anstieg der Varianz schließen lässt. Da die Streuung der Residuen in den einzelnen Bereichen unterschiedlich ist, ist die Voraussetzung der Homoskedasizität der Fehlerterme für eine einfache lineare Regression nicht erfüllt. Aus diesem Grund wird eine gewichtete lineare Regression gewählt, welche mit heteroskedastischen Daten umgehen kann. Da die Residuen für höhere Spannungswerte auch eine höhere Varianz besitzen, bieten sie weniger Informationen über ihren Mittelwert und für die Regressionsgerade, als die Daten für niedrigere Spannungswerte und müssen daher auch weniger stark gewichtet werden. Die dafür nötige Gewichtung wird mithilfe des Umkehrwertes der Varianz modelliert, wobei zuerst mithilfe einer

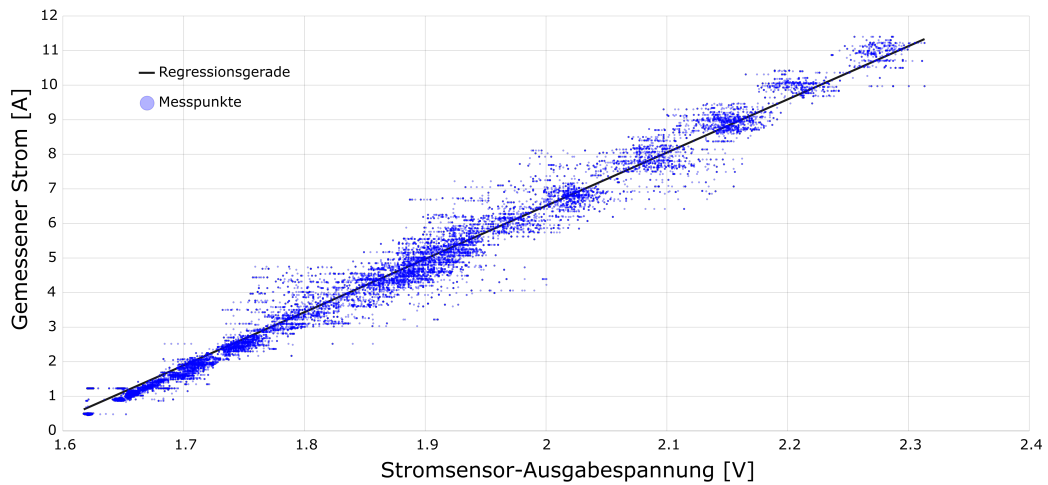


Abbildung 4.5: Streudiagramm der Messwerte bestehend aus Tupeln von Stromsensorausgabewert und gemessener Stromstärke mit auf diesen Datenpunkten basierender Regressionsgeraden der gewichteten Regressionsanalyse.

robusten Regression basierend auf den standardisierten und quadrierten Fehlertermen eine Funktion zur Berechnung der Fehlertermvarianz ermittelt wird und anschließend mithilfe dieser Funktion die Gewichte für das gewichtete Regressionsmodell bestimmt werden. Da jedes Gewicht invers proportional zu der Fehlervarianz ist, reflektiert dies die Information die in der Beobachtung steckt. Somit bekommt eine Beobachtung mit kleiner Fehlervarianz ein großes Gewicht, da es relativ mehr Information mit sich trägt als eine Beobachtung mit großer Fehlervarianz und dementsprechend kleinem Gewicht. Die durch die gewichtete Regression ermittelte Regressionsfunktion ist in Abbildung 4.5 als schwarze Linie eingetragen. Es ist zu erkennen, dass diese Gerade sehr gut durch die Mitte der einzelnen Messpunkte verläuft und somit gut an die Daten angepasst ist, was sich durch den mittleren quadratischen Fehler der Regressionsgeraden von 0.154 bestätigt. Mithilfe der auf diese Weise bestimmten Kalibrierungsfunktion des Stromsensors kann die Leistungsaufnahme des Quadcopters während des Fluges präzise abgeschätzt werden.

4.4.3 Parametrisierung der Motor-Leistungsfunktion

Verschiedene der vorgestellten Arbeiten zur Erstellung eines Energiemodells beschreiben die Leistungsaufnahme der Motoren als abhängig vom Flugverhalten des Quadcopters, insbesondere innerhalb der Arbeit von Dietrich et al.

werden zwei Aspekte des Flugverhaltens definiert, welche die Grundzüge der Quadcopterbewegung bilden und aus denen jegliche Bewegungsvektoren zusammengesetzt werden können [8]. Diese Bewegungsstadien bestehen aus dem Schwebeflug sowie den Punkt-zu-Punkt Manövern entlang eines Bewegungsvektors, der mithilfe eines Flugwinkels α beschrieben werden kann. Aufbauend darauf, wird zur Vereinfachung der Bestimmung der Leistungsfunktion angenommen, dass nur Bewegungen mit einem Flugwinkel von 0° oder 90° , also strikt horizontale oder strikt vertikale Manöver, geflogen werden. Dies entspricht zwar nicht exakt dem realen Verhalten des Quadcopters, dennoch kann angenommen werden, dass sich die Leistungsaufnahme des Quadcopters für die unterschiedlichen, dazwischen liegenden Winkel nicht stark ändert und die ermittelten Daten ausreichend Informationen zur Bestimmung einer Leistungsfunktion beinhalten. Aufbauend auf diesen Überlegungen wird im Folgenden die Leistungsaufnahme des Quadcopters innerhalb dieser vertikalen, horizontalen und Schweben-Bewegungsphasen untersucht, mit dem Ziel eine Leistungsfunktion für jede dieser Phasen zu ermitteln, um anschließend durch Zusammensetzen der einzelnen Funktionen eine einzelne, allgemeine Leistungsfunktion zu bestimmen, die die Leistungsaufnahme nur anhand der Bewegungsparameter des Quadcopters berechnet. Zum Bestimmen der Leistungsfunktionen für die ermittelten diskreten Flugphasen, werden die dafür nötigen Messdaten mithilfe von unterschiedlichen Flugexperimenten gesammelt, in denen jeweils eine bestimmte Teilbewegung untersucht wird. Die Flugexperimente finden dabei in einem geschlossenen Raum innerhalb der für die virtuelle GPS-Position nötigen Umgebung statt und wurden von einem Experten manuell durchgeführt, da autonome Flüge des *FINken3* nicht verlässlich durchgeführt werden können. Zur Durchführung dieser Experimentalflüge werden jeweils Missionsabläufe aufgestellt, welche das Verhalten des Quadcopters innerhalb eines Experimentes definieren und die der Steuermann des *FINken3* befolgt. Dabei wird nicht die exakten Bewegungsrichtungen oder Geschwindigkeiten festgelegt, sondern nur grob der Flugverlauf skizziert, damit genug Freiraum für die manuelle Steuerung des Quadcopters geboten wird.

Für die Untersuchung der horizontalen Bewegung innerhalb der sogenannten horizontalen Testflüge wird der *FINken3* auf eine bestimmte Ausgangshöhe geflogen und anschließend zwischen diesem Ausgangspunkt und einem anderen Punkt auf gleicher Höhe hin- und herbewegt, wobei die Geschwindigkeit der einzelnen Bewegungen variiert wird, um möglichst heterogene Flugdaten zu generieren. Die Reichweite dieser Bewegungen ist durch die Größe der Arena,

in der sich der *FINken3* aufgrund des virtuellen GPS-Signals aufhalten muss, beschränkt und entspricht einer Länge von zwei Metern. Zudem wurde so gut wie möglich innerhalb der Bewegungen die Höhe des Quadcopters beibehalten, um gezielt den horizontalen Bewegungsaspekt untersuchen zu können, ohne den Einfluss anderer Bewegungsmomente.

Die Experimentalflüge zur Untersuchung der vertikalen Bewegung werden so geplant, dass der Quadcopter auf eine niedrige Ausgangshöhe geflogen wird und anschließend an gleicher Stelle, bis zu einer Maximalhöhe von um die 3 Meter, wiederholt hoch und runter fliegt. Die Auf- und Abbewegungen werden dabei mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten ausgeführt, um die Variation der gesammelten Daten zu vergrößern. Bei diesen Bewegungen wird zudem darauf geachtet, so gerade wie möglich zu fliegen, um eventuelle Abweichungen in der Horizontalen zu minimieren und die vertikale Bewegung so weit wie möglich abzukapseln.

Während der Experimente zur Untersuchung der Schwebebewegung des Quadcopters wird der *FINken3* auf eine feste Ausgangshöhe geflogen und an diesem Punkt anschließend konstant in der Luft gehalten. Innerhalb dieser Flüge wird darauf geachtet, den Quadcopter so wenig wie möglich zu bewegen und somit die Auswirkungen von horizontalen oder vertikalen Manövern auf die Leistungsaufnahme zu minimieren.

Die Dauer der jeweiligen Flüge wird durch das Spannungslevel der Batterie bestimmt, da ein Flugexperiment beendet wird, wenn die Batteriespannung auf ein kritisches Level von weniger als 10 V fällt. Je nach Gesundheitsstatus der eingesetzten Batterie und Art des Experimentalfluges entstehen somit verschieden lange Flüge, welche jedoch im Allgemeinen umfangreich genug sind, um ausreichend Daten für eine Untersuchung der Leistungsaufnahme bereitzustellen. Diese Daten werden während der Experimentalflüge mithilfe eines speziellen *Paparazzi*-Moduls⁹ gesammelt, indem ein Protokoll des Fluges auf die SD-Karte des *FINken3* geschrieben wird. Aus technischen Gründen und Limitierungen des Moduls startet diese Protokollierung erst dann, nachdem die Motoren des Quadcopters aktiviert wurden, was jedoch auf eine Untersuchung der Leistungsaufnahme während des Fluges keinen Einfluss hat. Die auf die SD-Karte geschriebenen Flugprotokolle werden nach einem Flug mithilfe eines Arbeitsgruppen-internen Programms ausgelesen und im Format für

⁹http://docs.paparazziuav.org/v5.8/module__logger_sd_spi_direct.html

Paparazzi-Protokolldateien¹⁰ abgespeichert. Die Daten innerhalb der auf diese Weise gesammelten Flugprotokolle bestehen aus verschiedenen *Paparazzi*-Nachrichten¹¹, welche mit unterschiedlichen Frequenzen aufgenommen werden. So werden die Nachrichten *ENERGY*, *ATTITUDE*, *ROTORCRAFT_FP*, *INS* mit einer Frequenz von 200 Hz, die Nachrichten *VIRT_BARO*, *VIRT_MAG* mit einer Frequenz von 20 Hz, die Nachricht *GPS_INT* mit einer Frequenz von 100 Hz und die Nachrichten *IMU_GYRO_SCALED*, *IMU_MAG_SCALED*, *ROTORCRAFT_NAV_STATUS*, *ROTORCRAFT_STATUS* mit einer Frequenz von 10 Hz aufgenommen. Diese Nachrichten beinhalten unter anderem das Spannungslevel der Batterie, die Ausgabespannung des eingebauten Stromsensors, die Koordinaten der virtuellen GPS-Position sowie aufbereitete Daten des im *FINken3* integrierten Gyroskops.

Die auf diese Weise erstellten Flugprotokolle werden mithilfe eines selbstgeschriebenen Frameworks basierend auf der *Pandas*-Bibliothek aufgearbeitet und untersucht, um anschließend unterschiedliche Funktionen zur Ableitung der Leistungsaufnahme aus der Quadcopterbewegung aufzustellen. Die Verarbeitung der Protokolle durchläuft dabei unterschiedliche, aufeinanderfolgende Phasen, wobei die initialen Analysestufen für jedes aufgenommene Flugprotokoll gleich sind und anschließend je nach zu untersuchendem Flugverhalten weitere Analysestufen durchlaufen werden. Zu Beginn der initialen Analysestufen wird die Protokolldatei eingelesen und alle für die Untersuchung relevanten Nachrichtentypen extrahiert. Diese Nachrichten sind vom Typ *GPS_INT*, *ENERGY*, *INS* und werden in einzelne Datenreihen abgespeichert. Anschließend wird die höchste Frequenz innerhalb der so erstellten Datenreihen ermittelt und die restlichen Datenreihen auf diese Frequenz mithilfe der *resample*-Methode¹² der *Pandas*-Bibliothek neu abgetastet. Die so bearbeiteten Datenreihen werden daraufhin durch die *merge_asof*-Methode¹³ der *Pandas*-Bibliothek zu einer einzelnen Datenreihe vereinigt. Nach diesem Verarbeitungsschritt werden die virtuellen GPS-Werte innerhalb der Daten mithilfe einer experimentell ermittelten Homographie-Matrix angepasst, um dem existierenden Positionierungsfehler zu minimieren. Innerhalb der darauffolgenden Verarbeitungsstufe werden die GPS-Werte normalisiert, indem der Startwert

¹⁰<http://wiki.paparazziuav.org/wiki/Logs>

¹¹http://docs.paparazziuav.org/v5.10/paparazzi_messages.html

¹²<https://pandas.pydata.org/pandas-docs/stable/reference/api/pandas.DataFrame.resample.html>

¹³https://pandas.pydata.org/pandas-docs/version/0.22/generated/pandas.merge_asof.html

abgezogen wird und somit die Mitte des Koordinatensystems auf Null gesetzt wird. Daraufhin werden die Nachrichten innerhalb der ersten und letzten 5 Sekunden des Protokolls entfernt, da diese in die Start- und Landephase des Quadcopters fallen und dementsprechend für die weiteren Untersuchungen nicht relevant sind. Zudem wird das Vorzeichen der Beschleunigungswerte für die Z-Achse umgedreht, da dieses innerhalb der Daten verkehrt herum ist. Die nächste Phase ermittelt mithilfe der kalibrierten Stromsensorfunktion aus Abschnitt 4, die Höhe des aus der Batterie fließenden Stromes anhand der Ausgabespannung des Stromsensors, welche in der *ENERGY*-Nachricht protokolliert ist. Anschließend wird ein rollender Mittelwert mit einer Fenstergröße von 300 ms über die Datenreihen gelegt, um Messwerte zu glätten. Innerhalb der darauf folgenden Stufe wird aus dem Produkt des abgeleiteten Stromwerts sowie des Spannungswerts der Batterie ein entsprechender Leistungswert ermittelt. Zusätzlich wird die Geschwindigkeit und Beschleunigung des Quadcopters durch Ableiten seiner Positionswerte ermittelt und in die Datenreihe mit integriert. Zum Ende dieser initialen Analysestufen werden die Korrelationen zwischen der Leistungsaufnahme und den aufgenommenen Bewegungsparametern des Quadcopters berechnet.

Für die Analyse der Leistungsaufnahme während der Schwebebewegung werden die Flugprotokolle von zwei unterschiedlichen Schwebeflügen mit einer Flugdauer von jeweils 256 Sekunden und 120 Sekunden ausgewertet. Zu Beginn der Datenanalyse werden dabei die Intervalle innerhalb des Fluges ermittelt, in denen der Quadcopter an einer Stelle verharrt und seine Position im Raum keine große Veränderung aufweist. Diese Intervalle stellen die eigentlichen Schwebephase des Quadcopters dar, da aufgrund der manuellen Steuerung sowie der Start- und Landebewegungen nicht jeder Datenpunkt der Flugprotokolle innerhalb einer Schwebebewegung liegt. Spezifisch werden die Phasen innerhalb des Fluges ermittelt, in denen der Quadcopter eine Höhe über 20 cm hat sowie seine Geschwindigkeit auf der Z-Achse mit einer maximalen Abweichung von 10 cm/s um Null herum schwankt. Es werden dabei nur solche Phasen als Schwebeflugintervall markiert, welche mindestens eine Dauer von 3 Sekunden haben und zudem diejenigen Intervalle zusammengelegt, zwischen denen maximal 0,5 Sekunden liegen, um die Flugdaten nicht zu stark zu zerstückeln. Die Parameter zur Ermittlung dieser Intervalle wurden experimentell bestimmt. Die so ermittelten Intervalle eines Experimentalfluges sind in Abbildung 4.6 grün markiert. Die Grafik zeigt auf der X-Achse die Flugdauer in Sekunden, auf der Y-Achse die Höhe des Quadcopters in Zentimetern und die blau eingezeichnete

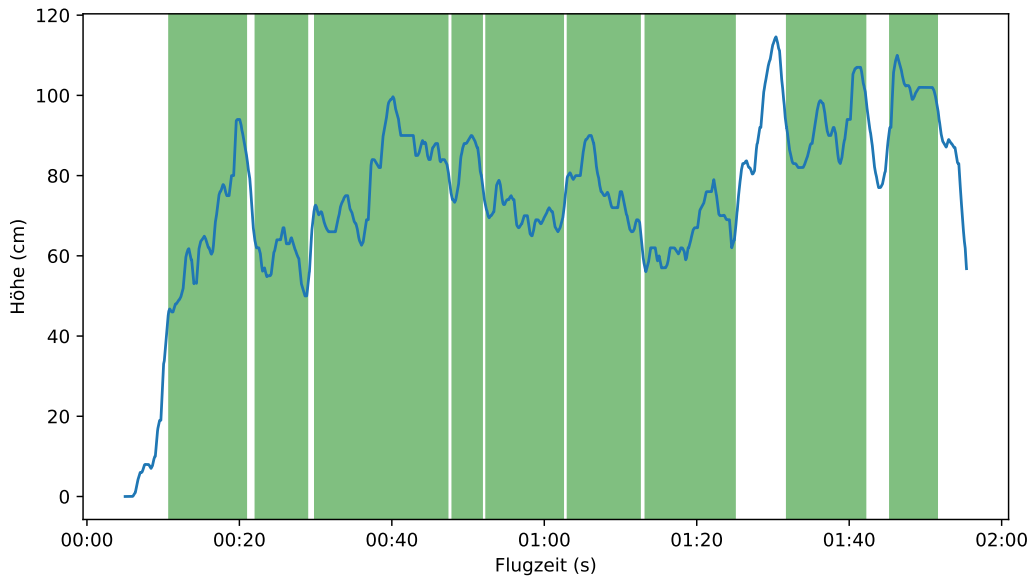


Abbildung 4.6: Höhenverlauf des *FINken3* während eines Schwebefluges. Grün gekennzeichnete Abschnitte stellen identifizierte Schwebepintervalle des Quadcopters dar.

Linie stellt den Verlauf der Quadcopterhöhe innerhalb des Flugexperimentes dar. Es ist zu erkennen, dass zu Beginn des Fluges der Quadcopter auf eine Höhe von um die 60 cm steigt und anschließend versucht diese zu halten, wobei er dabei wiederholt unterschiedlich stark steigt und sinkt, was aufgrund der manuellen Steuerung nicht zu verhindern ist. Diese Bewegungen sind jedoch nur sehr minimal und mit einer langsamen Geschwindigkeit, weshalb solche Phasen dennoch als Schwebeflug betrachtet werden, da sie einem realen Verhalten entsprechen. Die Abbildung lässt zudem erkennen, dass der Großteil des Fluges, mit einem Anteil von 83 %, innerhalb der grün gekennzeichneten Schwebepintervalle liegt, und dass nur einige Stellen, an denen der Quadcopter eine zu hohe Bewegungsgeschwindigkeit hat, nicht als Schwebepbewegung betrachtet werden können. Da der Quadcopter zum Halten seiner Position im theoretischen Fall nur Energie investieren muss, um der Schwerkraft entgegenzuwirken, gehen wir aufgrund des im Fluges konstanten Gewichtes des *FINken3* davon aus, dass die Leistung die der Quadcopter im Schwebeflug aufnimmt auch annähernd konstant und unabhängig von externen Parametern ist. Diese Annahme bekräftigt sich durch die Analyse der Korrelation der Leistungsaufnahme mit den anderen Größen innerhalb der aufgenommenen Daten, da keiner der

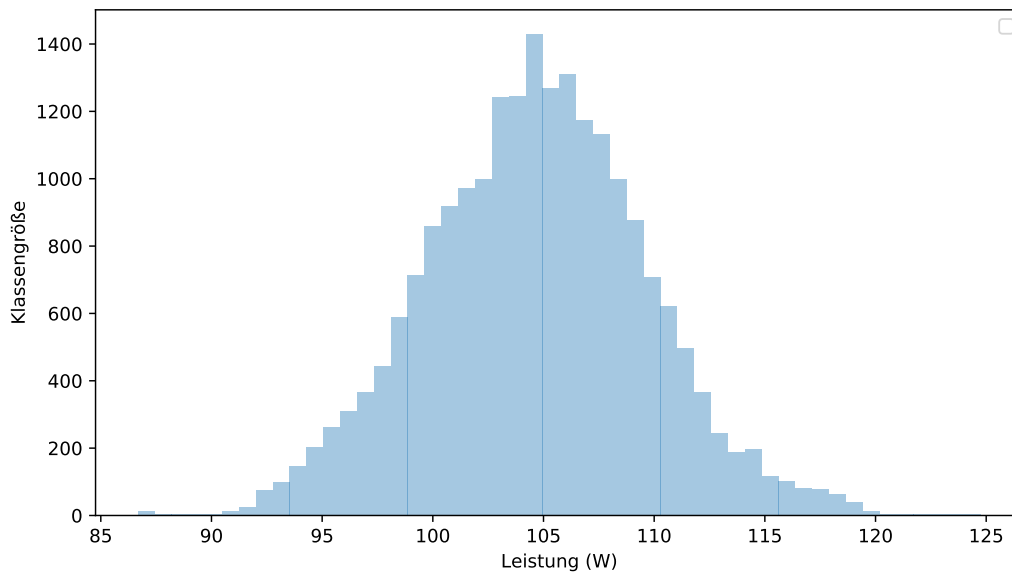


Abbildung 4.7: Histogramm der Messwerte der Leistungsaufnahme des *FINken3* innerhalb der identifizierten Schwebintervalle von zwei Schwebeflügen.

Parameter einen Korrelationswert von mehr als 0.28 mit der Leistungsaufnahme erreicht, was darauf hindeutet, dass die Leistungsaufnahme nicht von den Parametern, die im Rahmen der gesammelten Flugprotokolle aufgenommen wurden, beeinflusst wird. Innerhalb von Abbildung 4.7 ist zudem erkenntlich, dass die Leistungsaufnahme während des Schwebefluges annähernd normalverteilt ist. Die mithilfe der `distplot`-Funktion der Seaborn-Bibliothek¹⁴ erstellte Grafik zeigt das Histogramm der Leistungswerte innerhalb aller Schwebintervalle eines Trainingsfluges, wobei auf der X-Achse die Höhe der Leistungsaufnahme angegeben ist und auf der Y-Achse die Anzahl der Werte innerhalb der Klasse. Es ist zu erkennen, dass die meisten Datenpunkte sich im Bereich von um die 105 W befinden und um diesen Wert herum die Größe der Klassen in Form einer Glocke abnehmen. Zwar ist um die 103 W herum eine kleine Unregelmäßigkeit und ein Sprung innerhalb der Klassengröße zu erkennen, jedoch ist diese Auffälligkeit sehr gering und ändert somit nichts an der Annahme, dass die Verteilung der Leistungsaufnahme innerhalb des Schwebefluges annähernd normalverteilt ist. Auf Basis dieser Erkenntnis wurde aus den Leistungsdaten innerhalb der Intervalle mithilfe der `norm`-Funktion der *Scipy*-

¹⁴<https://seaborn.pydata.org/>

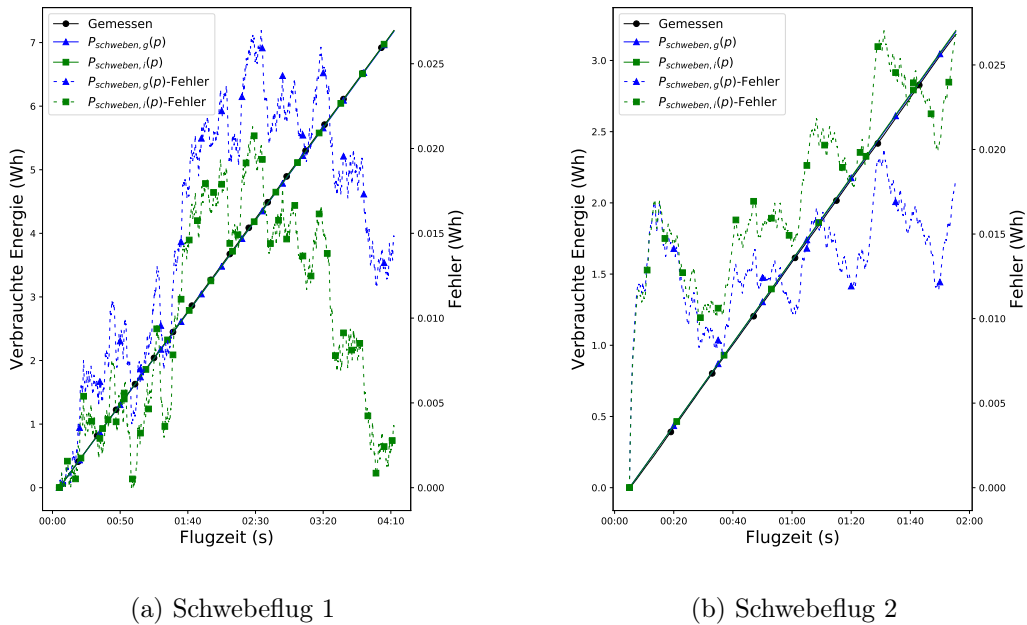


Abbildung 4.8: Gemessener und durch Leistungsfunktionen geschätzter Energieverbrauch des *FINken3* mit zugehörigem Schätzfehler innerhalb der durchgeführten Schwebeflüge. Die Höhe des Energieverbrauchs wird auf der linken Y-Achse und die Größe des Schätzfehlers auf der rechten Y-Achse angegeben.

Bibliothek¹⁵ auf Basis von 29673 Datenpunkten die Parameter einer Normalverteilung $\mathcal{N}(104.634, 24.808)$ ermittelt. Zusätzlich wurde, um abschätzen zu können wie nützlich die Einteilung des Fluges in Intervalle tatsächlich ist, eine zweite Normalverteilung $\mathcal{N}(104.414, 27.922)$ auf die gleiche Weise aber mit allen 35770 Datenpunkten der Schwebeflüge berechnet. Mithilfe dieser Verteilungen wird eine Leistungsfunktion $P_{schweben,i}(p) = \mathcal{N}(104.634, 24.808)$ für den Schwebeflug auf Basis der Intervalldaten formuliert sowie eine Leistungsfunktion $P_{schweben,g}(p) = \mathcal{N}(104.414, 27.922)$ für den Schwebeflug auf Basis der gesamten Daten aufgestellt. Zur Evaluierung der Passung der Leistungsfunktion an die Testdaten wurden mithilfe der ermittelten Funktionen Schätzungen für die Leistungswerte innerhalb der beiden Trainingsflüge berechnet und durch das Integrieren dieser Werte auch der geschätzte Energieverbrauch ermittelt. Anschließend wurde zur Fehlereinschätzung die absolute Abweichung zwischen dem geschätzten und tatsächlichen Energieverbrauch berechnet.

¹⁵<https://www.scipy.org/>

Die Ergebnisse dieser Untersuchungen sind in Abbildung 4.8 dargestellt. Die Abbildung zeigt die Evaluationen für den ersten Trainingsflug in der linken Grafik und für den zweiten Trainingsflug innerhalb der rechten Grafik. Beide Grafiken sind identisch aufgebaut, indem auf der X-Achse die Flugzeit des Quadcopters, auf der linken Y-Achse die akkumulierte verbrauchte Energie und auf der rechten Y-Achse der Fehler zwischen geschätzter und tatsächlicher verbrauchter Energie repräsentiert wird. Innerhalb der Grafiken sind durch die durchgezogenen Linien jeweils der tatsächlich gemessene Energieverbrauch in schwarz, die durch die Funktion $P_{schweben,i}(p)$ berechnete Schätzung in grün und die durch die Funktion $P_{schweben,g}(p)$ berechnete Schätzung in blau abgebildet. Der zugehörige absolute Fehler der Energieschätzungen ist mithilfe der in denselben Farben codierten gestrichelten Linien abgebildet. Am Verlauf der durchgezogenen Linien ist zu erkennen, dass die verbrauchte Energie innerhalb der Flüge kontinuierlich steigt bis zu einem Wert von 7 Wh nach 250 Sekunden im ersten Trainingsflug und auf 3,3 Wh nach 120 Sekunden im zweiten Testflug. Die drei Linien liegen dabei so nah beieinander, dass eine Unterscheidung rein optisch nicht möglich ist, was zeigt wie nah die Schätzungen am tatsächlichen Energieverbrauch sind. Die geringe Größe des Fehlers ist auch an den gestrichelten Linien zu erkennen, welche innerhalb beider Flüge nicht höher als um die 0,025 Wh steigen. Somit befindet sich der Fehler für beide Leistungsfunktionen innerhalb beider Experimentalflüge innerhalb eines sehr kleinen Bereiches. Die Fehlerkurven verhalten sich zudem sehr ähnlich, was sich durch die nahezu identischen Parameter der beiden Normalverteilungen der Leistungsfunktionen erklären lässt. Der eigentliche Verlauf der Kurven ist aufgrund der inhärenten Zufälligkeit der Modelle nicht von Bedeutung, verschiedene Schätzungen geben unterschiedliche Fehlerkurvenverläufe an, jedoch sind diese immer innerhalb ähnlicher Größenwerte. Eine genaue Auflistung

	Schwebeflug 1		Schwebeflug 2	
	$P_{schweben,g}(p)$	$P_{schweben,i}(p)$	$P_{schweben,g}(p)$	$P_{schweben,i}(p)$
Mittelwert [Wh]	0,017	0,008	0,012	0,015
Standardabweichung [Wh]	0,008	0,005	0,002	0,004
Maximum [Wh]	0,030	0,018	0,019	0,023
Akkumulierter relativer Fehler [%]	0,259	0,031	0,492	0,718

Tabelle 4.3: Schätzfehler der Leistungsfunktionen für Schwebeflüge

der Evaluationswerte ist in Tabelle 4.3 gegeben. An den Werten in der Tabelle kann man ablesen, dass der durchschnittliche Fehler beider Modelle für

die Trainingsflüge unter 0,02 Wh liegt. Auch die anderen Statistiken wie die Standardabweichung und der maximale Fehler sind so gering und so nah beieinander, dass man keinen signifikanten Unterschied zwischen den Modellen erkennen kann. Beide Modelle haben für alle Flüge einen akkumulierten relativen Fehler von unter 1 %, was einer sehr genauen Schätzung entspricht. Zudem kann kein merklicher Unterschied zwischen den Modellen basierend auf der Intervalleinteilung festgestellt werden, was aufgrund der Ähnlichkeit der ermittelten Parameter für die Normalverteilungen zu erwarten ist, da die Intervalle einen Großteil des Fluges abdecken.

Für die Untersuchung des horizontalen Flugverhaltens wurden die Flugprotokolle von zwei Flügen mit jeweils einer Dauer von 219 Sekunden und einer Dauer von 237 Sekunden ausgewertet. Zu Beginn der Datenanalyse wurde analog zur Untersuchung der Schwebeflüge die Intervalle innerhalb des Fluges ermittelt, welche eine horizontale Bewegung des Quadcopters darstellen, da der *FINken3* innerhalb der Flüge, besonders beim Wenden nach einer horizontalen Bewegung sowie bei den Lande- und Startphasen, keine horizontale Bewegung ausführt und dementsprechend nicht alle Datenpunkte innerhalb der Flugprotokolle solch einer Bewegung entsprechen. Die Intervalle wurden anhand einer Mindestgeschwindigkeit des Quadcopters von 10 cm/s auf der Y-Achse ermittelt, wobei die Dauer eines Intervalls jeweils mindestens 1 Sekunde lang sein musste und Intervalle welche weniger als 0,5 Sekunden auseinanderlagen, zusammengefasst wurden. Diese Parameter wurden experimentell ermittelt und ergaben einen Anteil der Intervallabschnitte vom Gesamtflug von 60 %. Die auf diese Art ermittelten Intervalle sind in Abbildung 4.9 zu sehen, welche den Positionsverlauf des Quadcopters innerhalb eines horizontalen Fluges darstellt. Auf der X-Achse ist die Flugdauer des Quadcopters in Sekunden abgebildet und die Y-Achse gibt die ausgehend von der Startposition relative Position des Quadcopters auf seiner Y-Achse in Zentimetern an. Die blau gekennzeichnete Linie zeigt den Verlauf der Y-Koordinate des Quadcopters innerhalb einer der Trainingsflüge. Anhand dieses Graphen ist zu erkennen, dass sich der Quadcopter wiederholt mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten hin und herbewegt und dabei jedes mal eine Strecke von um die 250 cm zurücklegt. Auch ist zu erkennen, dass zwischen den Bewegungen nur wenig bis gar keine Pause gemacht wird und der Quadcopter nach Erreichen der Endposition gleich in die andere Richtung weiterfliegt. Die rot markierten Abschnitte stellen eine horizontale Bewegung mit, vom Startpunkt ausgehend, negativer Geschwindigkeit dar und die grün markierten Abschnitte eine positive Geschwindigkeit

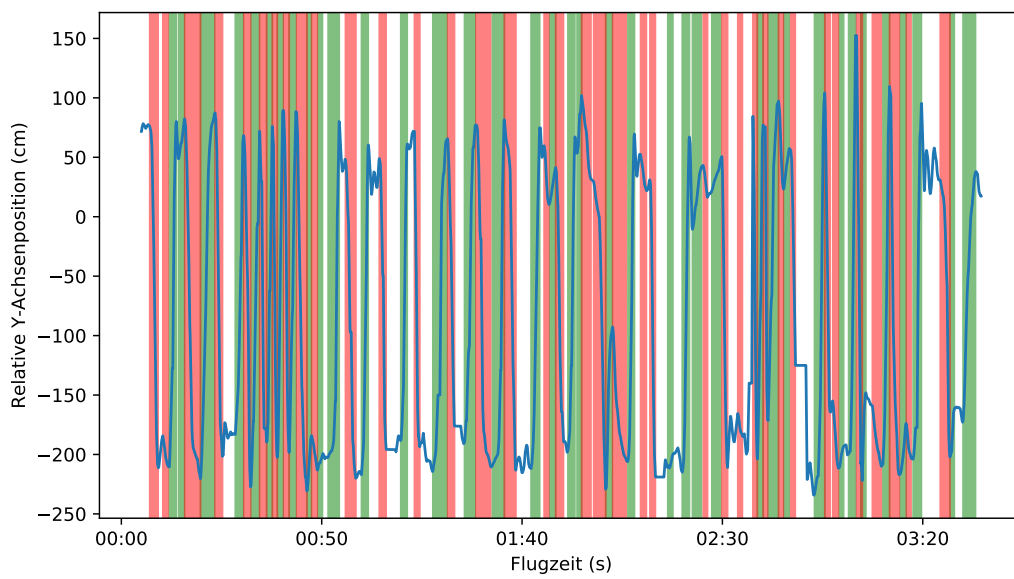


Abbildung 4.9: Verlauf der vom Startpunkt aus relativen Position des *FINken3* auf seiner Y-Achse innerhalb eines horizontalen Fluges. Grün markierte Intervalle stellen eine vom Startpunkt aus positive Geschwindigkeit dar und rot markierte Intervalle eine vom Startpunkt aus negative Geschwindigkeit.

des Quadcopters. Diese Unterscheidung dient vorrangig visuellen Zwecken und wird in der eigentlichen Analyse nicht genutzt, da davon ausgegangen wird, dass die benötigte Leistung nicht abhängig von der Richtung der horizontalen Bewegung ist. Anhand der markierten Intervalle ist erkenntlich, dass ein Großteil des Fluges der horizontalen Flugbewegung entspricht und nur wenige Stellen, an denen der Quadcopter an derselben Position verharret, nicht in ein solches Intervall fallen. Innerhalb der weiteren Analyse wird untersucht von welchen Parametern die Leistungsaufnahme des Quadcopters für die horizontale Flugbewegung abhängig ist, wobei angenommen wird, dass insbesondere die horizontale Geschwindigkeit sowie die horizontale Beschleunigung auf die Leistungsaufnahme einwirkt. Jedoch wurde innerhalb der Korrelationsanalyse zwischen den verschiedenen aufgenommenen Parametern und der Leistungsaufnahme des Quadcopters festgestellt, dass die Geschwindigkeit und Beschleunigung auf den horizontalen Achsen nur sehr gering mit der Leistungsaufnahme korrelieren. Im Gegensatz dazu wurde beobachtet, dass insbesondere die Beschleunigung auf der Z-Achse mit der Leistungsaufnahme des Quadcopters auch innerhalb der horizontalen Flüge auffallend hoch korreliert mit Werten von bis zu 0,7. Dies kann dadurch erklärt werden, dass der Quadcopter bei einer horizontalen Bewegung im Standardfall innerhalb der Bewegung durch die Neigung seines Körpers sinkt und anschließend wieder steigen muss, um seine Ausgangshöhe zu erreichen. Die Energie die benötigt wird, um die Höhe des Quadcopters zu ändern, ist scheinbar sehr viel höher als die Energie die benötigt wird, um den Quadcopter horizontal in eine Richtung zu bewegen. Zudem konnte kein Zusammenhang zwischen der Geschwindigkeit und der Leistungsaufnahme des Quadcopters identifiziert werden, da anzunehmen ist, dass die Geschwindigkeit zu gering und die geflogenen Strecken zu kurz sind, als das die durch den Luftwiderstand bedingte Reibungskraft einen Einfluss auf den Energieverbrauch des Quadcopters hat. Dementsprechend bestimmen wir die Beschleunigungen auf den beiden horizontalen sowie auch auf der vertikalen Achse als Parameter der Leistungsaufnahme des Quadcopters, da alle diese Parameter die Leistungsaufnahme beeinflussen. Auf Basis der Erkenntnisse aus der Korrelationsanalyse wurden mithilfe der `PolynomialFeatures`-Klasse und der `LinearRegression`-Klasse der *Scikit-Learn*-Bibliothek¹⁶ zwei multi-variate Regressionsmodelle dritten Grades erstellt, welche die drei Beschleunigungsparameter auf die Leistungsaufnahme des Quadcopters abbilden. Die Wahl eines multi-variaten Regressionsmodells basiert auf der Annahme, dass die Bezie-

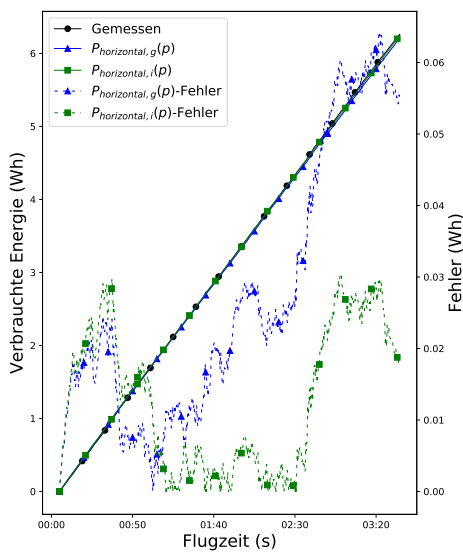
¹⁶<https://scikit-learn.org/>

hung zwischen den unabhängigen Variablen der Beschleunigungen und der abhängigen Variable der Leistungsaufnahme aufgrund der physikalischen Zusammenhänge mithilfe linearer Gleichungen dargestellt werden kann. Der Grad des Regressionsmodells wurde auf Basis von verschiedenen Testexperimenten gewählt, in denen eine Regression dritten Grades die besten Ergebnisse lieferte. Das erste Regressionsmodell basiert auf 26533 Datenpunkten welche innerhalb der ermittelten Intervalle liegen und das zweite Modell basiert auf den kompletten Flugdaten mit 43747 Datenpunkten, damit abgeschätzt werden kann, wie hilfreich die Unterteilung der Daten in Intervalle ist. Mithilfe des ersten Regressionsmodells, welches auf den Intervalldaten basiert, wird die Leistungsfunktion $P_{horizontal,i}(p)$ aufgestellt und mithilfe des zweiten Regressionsmodells, welches auf den gesamten Daten innerhalb der Flüge basiert, die Leistungsfunktion $P_{horizontal,g}(p)$. Die durch die Regression ermittelten Koeffizienten dieser beiden multi-variaten Funktionen können aus Tabelle 4.4 abgelesen werden. Mithilfe der Regressionsfunktionen der Modelle wird die Leistungsaufnahme des Quadcopters innerhalb der Trainingsflüge geschätzt und die verbrauchte Energie auf Basis der Integration der geschätzten Leistungswerte ermittelt um die Passung der Funktionen an die Trainingsdaten zu bestimmen. Zusätzlich wird zwischen der tatsächlichen und der geschätzten verbrauchten Energie des Quadcopters die Differenz zur Fehlerabschätzung berechnet.

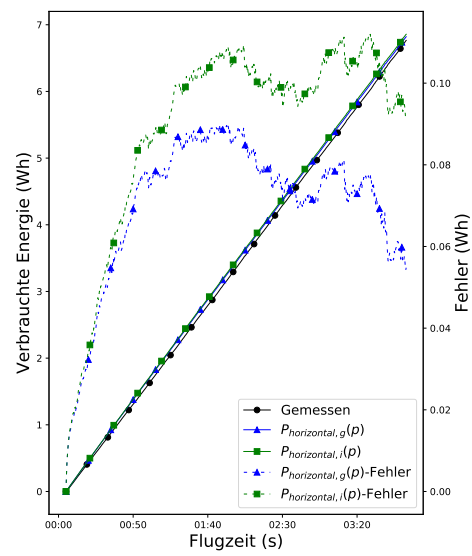
Die Ergebnisse dieser Berechnungen sind in Abbildung 4.10 dargestellt. Die linke Grafik zeigt die Evaluierungen für den ersten Trainingsflug und die rechte Grafik für den zweiten Trainingsflug. Auf der X-Achse ist jeweils die Flugdauer des Quadcopters abgebildet, auf der linken Y-Achse die gesamte verbrauchte Energie des *FINken3* und die rechte Y-Achse zeigt die Größe der Abweichung zwischen dem tatsächlichen und geschätztem Energieverbrauch an. Die durchgezogene schwarze Linie stellt den tatsächlich gemessenen Energieverbrauch, die blaue durchgezogene Linie den durch die Leistungsfunktion $P_{horizontal,i}(p)$ geschätzten Energieverbrauch und die rote durchgezogene Linie den durch die Leistungsfunktion $P_{horizontal,g}(p)$ geschätzten Energieverbrauch dar. Die gestrichelten Linien geben den Schätzfehler der jeweiligen Modelle an und sind auf gleiche Weise farblich markiert. Für den ersten Trainingsflug steigt die verbrauchte Energie konstant an bis zu einem Wert von um die 6 Wh nach einer Zeit von 210 Sekunden, wobei die Linien so nah beieinander liegen, dass eine Unterscheidung kaum möglich ist. Innerhalb des zweiten Trainingsfluges kann man erkennen, dass beide Schätzungen mit einem sehr geringen Abstand konstant überhalb des tatsächlichen Wertes liegen und nach 220 Sekunden um

	$P_{horizontal,g}(p)$	$P_{horizontal,i}(p)$	$P_{vertikal,g}(p)$	$P_{vertikal,i}(p)$	$P_{bewegung}(p)$
1	106,511 32	107,228 99	101,379 33	102,212 73	104,609 80
\dot{z}	0,007 80	0,007 69	0,010 10	0,010 56	0,008 41
\ddot{x}	-0,004 07	-0,004 00	-0,004 10	-0,004 52	-0,003 94
\dot{y}	0,000 61	0,000 53	0,004 59	0,010 79	0,000 74
\dot{z}^2	-3,092 52 · 10 ⁻⁷	-3,489 58 · 10 ⁻⁷	1,091 67 · 10 ⁻⁷	1,199 31 · 10 ⁻⁷	-3,770 75 · 10 ⁻⁸
$\ddot{x}\ddot{x}$	7,1254 · 10 ⁻⁷	8,161 42 · 10 ⁻⁷	-1,575 07 · 10 ⁻⁶	-1,461 43 · 10 ⁻⁶	3,665 21 · 10 ⁻⁸
$\ddot{z}\ddot{y}$	-1,935 53 · 10 ⁻⁸	-8,977 82 · 10 ⁻⁸	-2,204 62 · 10 ⁻⁷	-1,022 10 · 10 ⁻⁶	1,189 34 · 10 ⁻⁷
\ddot{x}^2	3,665 04 · 10 ⁻⁷	3,101 47 · 10 ⁻⁷	2,662 87 · 10 ⁻⁶	2,607 84 · 10 ⁻⁶	7,2424 · 10 ⁻⁷
$\ddot{x}\ddot{y}$	-1,771 67 · 10 ⁻⁷	-1,234 84 · 10 ⁻⁷	-2,502 72 · 10 ⁻⁶	-4,047 99 · 10 ⁻⁷	-3,407 22 · 10 ⁻⁷
\dot{y}^2	4,937 54 · 10 ⁻⁷	4,788 71 · 10 ⁻⁷	1,540 84 · 10 ⁻⁶	1,864 75 · 10 ⁻⁶	5,453 90 · 10 ⁻⁷
\dot{z}^3	-1,434 44 · 10 ⁻¹¹	8,541 60 · 10 ⁻¹³	4,388 34 · 10 ⁻¹³	-1,4341 · 10 ⁻¹¹	2,211 64 · 10 ⁻¹¹
$\dot{z}^2\ddot{x}$	2,004 81 · 10 ⁻¹¹	3,158 42 · 10 ⁻¹¹	1,165 70 · 10 ⁻¹⁰	8,638 54 · 10 ⁻¹¹	-1,085 172 · 10 ⁻¹⁰
$\dot{z}^2\dot{y}$	5,237 14 · 10 ⁻¹¹	3,669 24 · 10 ⁻¹¹	1,925 17 · 10 ⁻¹⁰	1,388 28 · 10 ⁻¹⁰	7,341 64 · 10 ⁻¹¹
$\dot{z}\ddot{x}^2$	-1,361 82 · 10 ⁻¹⁰	-1,708 01 · 10 ⁻¹⁰	-4,453 26 · 10 ⁻¹⁰	-1,535 41 · 10 ⁻¹⁰	4,424 50 · 10 ⁻¹²
$\ddot{x}\ddot{y}$	-9,178 34 · 10 ⁻¹¹	-4,479 04 · 10 ⁻¹¹	9,769 62 · 10 ⁻¹¹	3,236 35 · 10 ⁻¹¹	-1,349 31 · 10 ⁻¹⁰
$\dot{z}\dot{y}^2$	8,241 57 · 10 ⁻¹²	-3,6 · 10 ⁻¹²	-8,070 36 · 10 ⁻¹⁰	-1,411 46 · 10 ⁻⁹	-1,558 54 · 10 ⁻¹¹
\ddot{x}^3	5,938 72 · 10 ⁻¹¹	7,128 59 · 10 ⁻¹¹	2,289 43 · 10 ⁻¹⁰	-1,040 93 · 10 ⁻¹⁰	9,713 38 · 10 ⁻¹²
$\ddot{x}^2\dot{y}$	3,509 67 · 10 ⁻¹²	-2,371 98 · 10 ⁻¹¹	-7,712 27 · 10 ⁻¹⁰	-6,121 10 · 10 ⁻¹⁰	2,269 24 · 10 ⁻¹¹
$\ddot{x}\dot{y}^2$	-6,769 82 · 10 ⁻¹¹	-5,947 97 · 10 ⁻¹¹	9,705 61 · 10 ⁻¹⁰	1,637 94 · 10 ⁻⁹	-5,300 94 · 10 ⁻¹¹
\dot{y}^3	2,120 03 · 10 ⁻¹¹	2,212 47 · 10 ⁻¹¹	-4,939 68 · 10 ⁻¹⁰	-1,320 76 · 10 ⁻⁹	1,567 01 · 10 ⁻¹¹

Tabelle 4.4: Koeffizienten der Leistungsfunktionen für Motoren im Flugmodus



(a) Horizontalflug 1



(b) Horizontalflug 2

Abbildung 4.10: Gemessener und durch Leistungsfunktionen geschätzter Energieverbrauch des *FINken3* mit zugehörigem Schätzfehler innerhalb der durchgeführten Horizontalflüge. Die Höhe des Energieverbrauchs wird auf der linken Y-Achse und die Größe des Schätzfehlers auf der rechten Y-Achse angegeben.

die 7 Wh verbraucht worden sind. Es ist erkennbar, dass für beide Trainingsflüge und beide Leistungsfunktionen der Schätzfehler sehr gering ist und für den ersten Flug nicht größer als maximal um die 0,06 Wh ist und für den zweiten Flug nicht größer als maximal um die 0,11 Wh ist. Für den ersten Trainingsflug ist der Fehler für die Funktion basierend auf allen Messpunkten höher und hat zum Ende eine Größe von 0,055 Wh, wobei dieser dennoch sehr nah am Fehler der anderen Funktion mit einem Abstand von ca. 0,045 Wh liegt. Beide Fehlerkurven sind zur Mitte des Fluges geringer als wie zu Beginn und steigen zum Ende des Fluges noch einmal stark an. Für den zweiten Trainingsflug ist der Fehler der auf den Intervalldaten basierenden Funktion zum Schluss bei 0,09 Wh und liegt somit gering über dem Fehler der anderen Leistungsfunktion, welche dort einen Schätzfehler von 0,06 Wh hat. Im Gegensatz zum ersten Trainingsflug steigt hier der Fehler beider Leistungsfunktionen bis zur Mitte des Fluges konstant an und bleibt dann bis zum Flugende auf einem ähnlichen Level. In Tabelle 4.5 sind die genauen Werte der Evaluation abgebildet. Am

	Horizontalflug 1		Horizontalflug 2	
	$P_{horizontal,g}(p)$	$P_{horizontal,i}(p)$	$P_{horizontal,g}(p)$	$P_{horizontal,i}(p)$
Mittelwert [Wh]	0,027	0,012	0,070	0,089
Standardabweichung [Wh]	0,018	0,009	0,017	0,024
Maximum [Wh]	0,063	0,030	0,090	0,111
Akkumulierter relativer Fehler [%]	0,880	0,295	0,810	1,362

Tabelle 4.5: Schätzfehler der Leistungsfunktionen für horizontalen Flug

durchschnittlichen Schätzfehler innerhalb beider Trainingsflüge ist erkennbar, dass diese sehr gut an die Trainingsdaten angepasst sind. Auch ist zu sehen, dass die Funktionen den Energieverbrauch für den ersten Trainingsflug besser abschätzen können, als für den zweiten Trainingsflug, da der durchschnittliche Fehler für den ersten Trainingsflug für beide Modelle um die 0,02 Wh liegt und für den zweiten Trainingsflug um die 0,08 Wh. Die Evaluierungsergebnisse zeigen, dass beide Leistungsfunktionen sehr gut an die Trainingsdaten angepasst sind und die verbrauchte Energie innerhalb der Testflüge präzise abschätzen können mit akkumulierten relativen Fehlern von nur um die 1 %. Es konnte auch hier kein signifikanter Unterschied zwischen der Nutzung der gesamten Daten und der Intervalldaten festgestellt werden.

Für die Analyse der Leistungsaufnahme während einer vertikalen Bewegung wurde das Flugprotokoll eines einzelnen vertikalen Fluges mit einer Dauer von 198 Sekunden analysiert. Zu Beginn der Analyse wurde analog zur Untersu-

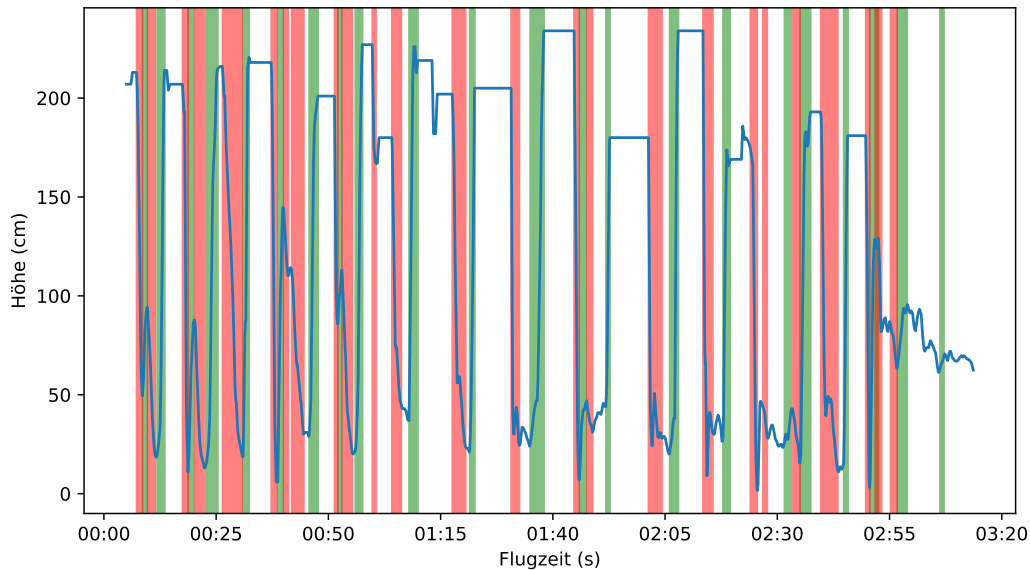


Abbildung 4.11: Höhenverlauf des *FINken3* während des Vertikalfluges. Grün markierte Intervalle stellen eine Steigebewegung und rot markierte Intervalle eine Senkbewegung des Quadcopters dar.

chung der anderen Flugphasen die Intervalle ermittelt, in denen der Quadcopter eine Steige- oder Landebewegung ausführt, denn nicht alle Datenpunkte innerhalb des Flugprotokolls stellen eine vertikale Bewegung dar. Ein solches Intervall wurde dabei so definiert, dass die Geschwindigkeit des Quadcopters auf der Z-Achse größer als 10 cm/s sein muss. Zusätzlich mussten die so ermittelten Intervalle mindestens 0,8 Sekunden lang sein und Intervalle, welche weniger als 0,7 Sekunden auseinanderlagen, wurden zusammengefasst. Diese Parameter wurden experimentell ermittelt und ein Anteil von 0,43 % der gesammelten Daten befindet sich innerhalb dieser Intervalle. Die so entstandenen Flugabschnitte sind in Abbildung 4.11 dargestellt, welche die Höhe des Quadcopters innerhalb des Experimentalfluges zeigt. Die X-Achse gibt die Dauer des Fluges in Sekunden wieder und die Y-Achse beschreibt die Höhe des Quadcopters in Zentimetern. Die blau eingezeichnete Linie stellt den Verlauf der Höhe des *FINken3* innerhalb des Fluges dar. Es ist anhand dieses Graphen zu erkennen, dass der Quadcopter regelmäßig mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten von einer Ausgangshöhe von 30 cm bis auf eine Endhöhe von 200 cm hoch und runter fliegt. Auffällig sind die einzelnen, wiederholt auftretenden

flachen Plateaus auf Höhen von um die 200 cm, welche Folgen von fehlerhaften Ausgaben des Höhensensors sind, da dieser innerhalb dieser Phasen einen konstanten, ihm letzten bekannten Wert ausgegeben hat. Der Grund dieses Fehlers ist nicht bekannt, da der Höhensensor theoretisch vollkommen ausreichend für diese Art der Experimente ist. Es wird davon ausgegangen, dass ein Fehler innerhalb der Software Ursache für diese Störung ist. Aufgrund dieses Fehlers, können nicht die vollständigen vertikalen Bewegungen mithilfe der Intervalle erfasst werden, jedoch ist an den farblich markierten Intervallen zu erkennen, dass noch immer ein ausreichender Teil des Fluges erfasst werden kann. Analog zur Untersuchung der horizontalen Flüge wurden die Intervalle mit einer Landebewegung rot markiert und Intervalle mit einer steigenden Bewegung grün markiert, um den Flugverlauf des Quadcopters innerhalb der Abbildung besser nachvollziehen zu können. Aufgrund der vertikalen Bewegung des Quadcopters wird angenommen, dass insbesondere die Geschwindigkeit und Beschleunigung auf der Z-Achse die Leistungsaufnahme des Quadcopters bestimmen. Innerhalb der Korrelationsanalyse konnte bestätigt werden, dass speziell die Beschleunigung auf der Z-Achse stark mit der Leistungsaufnahme zusammenhängt und einen Korrelationswert von 0.85 mit der Leistungsaufnahme innerhalb der Messdaten erreicht. Die vertikale Geschwindigkeit korreliert jedoch nur mit einem negativen Wert von -0.42 , was dadurch erklärt werden kann, dass die Geschwindigkeit des Quadcopters erst dann steigt, nachdem eine Schuberrhöhung stattgefunden hat und die Leistungsaufnahme wieder sinkt. Dadurch, dass zu Beginn einer Bewegung ein kurzzeitiger, starker Schubimpuls ausgeführt wird, zu welchem Zeitpunkt die Leistungsaufnahme und Beschleunigung des Quadcopters erhöht wird, steigt die Geschwindigkeit des Quadcopters jedoch aufgrund der Masseträgheit nur langsam an. Anders ausgedrückt bedeutet dies, dass der Quadcopter erst höhere Geschwindigkeiten erreicht, nachdem der Schub und damit einhergehend auch die Leistungsaufnahme nach der eigentlichen Beschleunigungsphase wieder gefallen ist und dementsprechend die Geschwindigkeit antiproportional zur eigentlichen Leistungsaufnahme ist. Es ist anzunehmen, dass dies durch den begrenzten Flugraum und die Art der Bewegungen bedingt ist und sich dies bei Flügen, in denen eine hohe Geschwindigkeit über eine längere Zeit gehalten werden muss, anders verhält, da dort der Einfluss des Luftwiderstandes eine größere Rolle spielt. Da die vertikalen Bewegungen nicht exakt im 90° Winkel geflogen wurden, beinhalten die Flüge auch immer eine gewisse horizontale Komponente, weswegen auch die horizontalen Beschleunigungen zusätzlich zur vertikalen Beschleunigung mit als Parame-

ter der Leistungsaufnahme aufgenommen werden. Auf Basis dieser Annahmen wurden analog zur Bestimmung der Leistungsfunktionen des Horizontalfluges wiederum zwei unterschiedliche, multi-variate Regressionsmodelle dritten Grades mithilfe der *Scikit-Learn*-Bibliothek erstellt, welche die Beziehung zwischen den Beschleunigungsdaten und der Leistungsaufnahme bestimmen sollen. Das erste Regressionsmodell wurde auf Basis von 8088 Datenpunkten, welche innerhalb der ermittelten Intervalle liegen, erstellt und das zweite Modell basierend auf den 18865 Datenpunkten des gesamten Fluges. Mithilfe dieser Modelle wurde Leistungsfunktion $P_{\text{vertikal},i}(p)$ aufgestellt, welche auf den Intervalldaten basiert, und die Leistungsfunktion $P_{\text{vertikal},g}(p)$ aufgestellt, welche auf den gesamten Messdaten basiert. Die Koeffizienten dieser Funktionen sind in Tabelle 4.4 dargestellt. Durch die aufgestellten Leistungsfunktionen wurde die Leistungsaufnahme des Quadcopters innerhalb des Trainingsfluges geschätzt und die verbrauchte Energie des Quadcopters durch Integration der geschätzten Leistungswerte ermittelt. Für die Beurteilung der Passung der Leistungsfunktion an den Experimentalflug wurde zudem der Abstand zwischen geschätzten und tatsächlichem Energieverbrauch bestimmt. Die Evaluationswerte anhand der Trainingsdaten sind in Abbildung 4.12 dargestellt. Auf der X-Achse ist die Flugzeit des Quadcopters abgetragen, die primäre Y-Achse beschreibt die verbrauchte Energie in Wattstunden und die sekundäre Y-Achse den Fehler in Wattstunden zwischen geschätzter und tatsächlichem verbrauchter Energie. Die schwarze durchgezogene Linie beschreibt den tatsächlichen Energieverbrauch des Quadcopters, die grüne durchgezogene Linie den durch die Funktion $P_{\text{vertikal},g}(p)$ geschätzten Energieverbrauch und die blaue durchgezogene Linie den durch die Funktion $P_{\text{vertikal},i}(p)$ geschätzten Energieverbrauch. Die gestrichelten Linien, welche den Abstand zwischen dem tatsächlichen und dem durch die Funktionen geschätzten Energieverbrauch beschreiben, sind auf gleiche Weise farblich markiert. Alle drei durchgezogenen Geraden steigen konstant an und erreichen zum Ende des Fluges nach 200 Sekunden einen Verbrauchswert von 5,5 Wh. Da die Geraden alle sehr nah beieinander liegen, ist davon auszugehen, dass die geschätzten Werte sehr gut dem gemessenen Energieverbrauch entsprechen. Bei genauerer Betrachtung der Linien ist zu sehen, dass die Schätzung der beiden Funktionen konstant überhalb des tatsächlichen Energieverbrauchs liegt, wobei die Schätzung der $P_{\text{vertikal},g}(p)$ Funktion sich nach 140 Sekunden wieder der schwarzen Linie annähert. Dieses Verhalten ist auch an den eingezeichneten Fehlerkurven zu erkennen, denn für beide Modelle steigt der Fehler innerhalb des Fluges an und wird zum Ende hin wieder kleiner. Dabei ist auffällig, dass

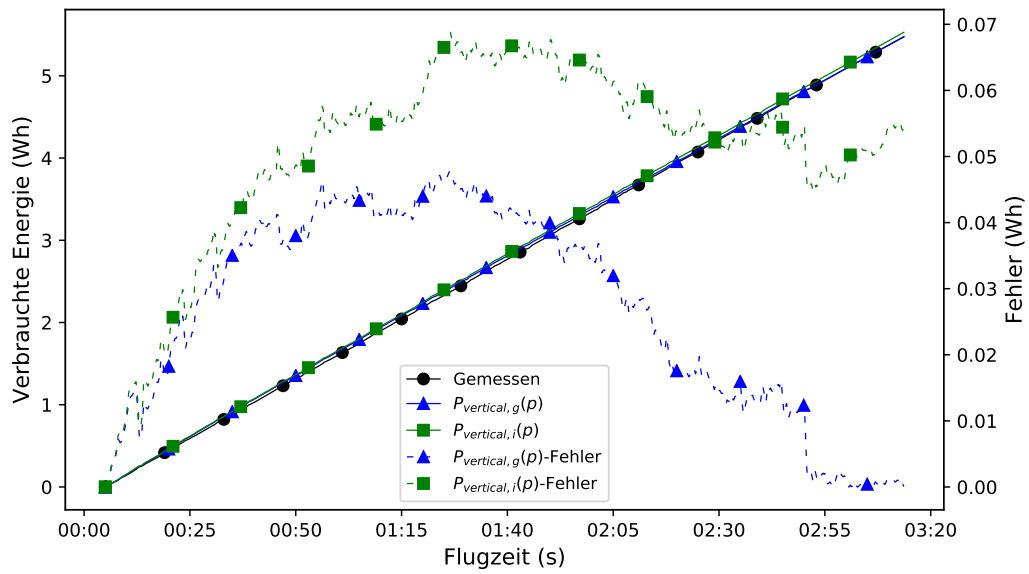


Abbildung 4.12: Gemessener und durch Leistungsfunktionen geschätzter Energieverbrauch des *FINKen3* mit zugehörigem Schätzfehler innerhalb des durchgeführten Vertikalfluges. Die Höhe des Energieverbrauchs wird auf der linken Y-Achse und die Größe des Schätzfehlers auf der rechten Y-Achse angegeben.

der Fehler der $P_{\text{vertikal},g}(p)$ Funktion zum Ende hin auf fast Null fällt, wobei der Fehler der $P_{\text{vertikal},i}(p)$ Funktion bei 0,055 Wh endet. Die genauen Ergebnisse

	Vertikalflug 1	
	$P_{\text{vertikal},g}(p)$	$P_{\text{vertikal},i}(p)$
Mittelwert [Wh]	0,026	0,050
Standardabweichung [Wh]	0,015	0,014
Maximum [Wh]	0,047	0,068
Akkumulierter relativer Fehler [%]	0,001	0,996

Tabelle 4.6: Schätzfehler der Leistungsfunktionen für vertikalen Flug

der Evaluation der Leistungsfunktionen anhand der Trainingsflüge sind in Tabelle 4.6 eingetragen. Es ist zu erkennen, dass die Evaluationswerte der beiden Modelle sehr nah beieinander liegen für die verschiedenen Evaluationskriterien. Der größte Unterschied liegt im akkumulierten relativen Fehler, bei dem die auf den Intervallen basierende Funktion einen Wert von um die 1 % und die auf den Gesamtdaten basierende Funktion einen Wert von nahezu 0 % hat. Auch in den anderen Vergleichskategorien schneidet die Funktion $P_{\text{vertikal},g}(p)$ besser ab, jedoch sind die eigentlichen Unterschiede so gering, dass man daraus keinen signifikanten Qualitätsunterschied erkennen kann.

Die ermittelten Leistungsfunktionen für die einzelnen untersuchten Bewegungsphasen des *FINken3* werden mithilfe einer diskreten Leistungsfunktion $P_{\text{einzel}}(p)$ zu der für die Parametrisierung der C_{motor} -Komponente benötigten Leistungsfunktion $P_{\text{flugmodus}}(p)$ zusammengesetzt. Da sich die verschiedenen, auf den Intervalldaten und Gesamtdaten basierenden Leistungsfunktionen in ihren Schätzungen nicht signifikant unterscheiden, werden zum Zusammensetzen der Leistungsfunktionen die auf den Gesamtdaten basierenden Leistungsfunktionen der einzelnen Bewegungsphasen genutzt. Denn diese beruhen auf einer größeren Datenmenge mit dementsprechend mehr Informationen, woraus eine gewisse Robustheit der Schätzung zu erwarten ist. Die diskrete Leistungsfunktion $P_{\text{einzel}}(p)$ benötigt bestimmte Intervalle \mathcal{P}_i innerhalb des Parameterraums \mathcal{P} , welche die Aktivierung der einzelnen Leistungsfunktionen für die Flugphasen anhand des Parametervektors beschreiben. Diese Intervalle werden definiert auf Basis der Parameter $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ des Parametervektors p und mithilfe einer Analyse der innerhalb der ermittelten Schweben-Intervalle der Schwebeflüge liegenden absoluten Beschleunigungswerte, um Schwellwerte zu bestimmen,

ab denen der Quadcopter sich nicht mehr im Schwebeflug befindet. Die Ergebnisse dieser Analyse sind in Tabelle 4.7 dargestellt. Es ist innerhalb der Tabelle zu erkennen, dass das Maximum der Beschleunigungswerte innerhalb der Schwebereintervalle sehr hoch liegt, was eine Folge der manuellen Ausführung der Schwebereflüge ist, da die menschliche Fähigkeit zur Regelung des Quadcopters aufgrund von Reaktionsgeschwindigkeiten und Steuerimpulsen nur sehr begrenzt ist. Innerhalb autonomer Flüge ist zu erwarten, dass sich der Quadcopter im Schwebeflug besser ausregeln kann und geringere Beschleunigungswerte auftreten, weswegen das Maximum nicht zur Bestimmung des Schwellwertes der Identifikation eines Schweberefluges genutzt wird. Da auch die zum Mittelwert gehörende Standardabweichung der Beschleunigungsparameter nahezu der Größe des Mittelwerts entspricht, ist auch dieser wenig aussagekräftig zur Bestimmung der zu erwartenden Beschleunigungswerte innerhalb eines Schweberefluges. Aus diesen Gründen wird das 50 %-Quantil, also der Median der aufgenommenen Messdaten, genutzt, um die Schwellwerte zu bestimmen, ab denen der Quadcopter sich im Schwebeflug befindet. Dieses Quantil liegt

	$ \ddot{z} $	$ \ddot{x} $	$ \ddot{y} $
Anzahl Messwerte	29673	29673	29673
Mittelwert [m/s ²]	0,493	0,443	0,230
Standardabweichung [m/s ²]	0,414	0,367	0,203
20 %-Quantil [m/s ²]	0,176	0,167	0,083
50 % [m/s ²]	0,383	0,352	0,177
75 %-Quantil [m/s ²]	0,703	0,619	0,321
Maximum [m/s ²]	3,641	3,255	1,613

Tabelle 4.7: Kennzahlen der Beschleunigungswerte innerhalb von Schwebereintervallen der Schwebereflüge

für die Beschleunigung auf der Z-Achse bei einem Wert von 0,38 m/s², für die Beschleunigung auf der X-Achse bei einem Wert von 0,35 m/s² und für die Beschleunigung auf der Y-Achse bei 0,17 m/s². Dementsprechend kann man das Aktivierungsintervall $\mathcal{P}_{schweben}$ für die Funktion $P_{schweben,g}(p)$ zur Bestimmung der Leistungsaufnahme des *FINken3* während der Schweberebewegung definieren mit:

$$\mathcal{P}_{schweben} = \{p \in \mathcal{P} \mid |\ddot{x}| \leq 0,35 \wedge |\ddot{y}| \leq 0,17 \wedge |\ddot{z}| \leq 0,38\}$$

Anhand der Schwellwerte für das Schwebeverhalten des *FINken3* werden die Intervalle für den horizontalen Flug $\mathcal{P}_{horizontal}$ und den vertikalen Flug $\mathcal{P}_{vertikal}$ abgeleitet:

$$\mathcal{P}_{horizontal} = \{p \in \mathcal{P} \mid (|\ddot{x}| > 0,35 \vee |\ddot{y}| > 0,17) \wedge |\ddot{z}| \leq 0,38\}$$

$$\mathcal{P}_{vertikal} = \{p \in \mathcal{P} \mid |\ddot{z}| > 0,38\}$$

Da die ermittelten Leistungsfunktionen auf Basis von Messungen der gesamten Leistungsaufnahme des *FINken3* berechnet worden sind, muss zur Bestimmung der Leistungsfunktion $P_{flugmodus}(p)$ der C_{motor} -Komponente die Leistungsaufnahme der restlichen Komponenten abgezogen werden. Da sich der Quadcopter während der Untersuchungen ausschließlich im Flug befand, beträgt die Summe der Leistungsaufnahmen der übrigen Komponenten einen bekannten konstanten Wert von 3,78 W, welcher innerhalb der Experimente zur Bestimmung der konstanten Leistungsfunktionen ermittelt wurde. Dieser Wert wird von den ermittelten Leistungsfunktionen für die Bewegungsphasen abgezogen und eine Leistungsfunktion der C_{motor} -Komponente im Flugzustand folgenderweise definiert:

$$P_{einzel}(p) = \begin{cases} P_{schweben,g}(p) - 3,78 & , p \in \mathcal{P}_{schweben} \\ P_{horizontal,g}(p) - 3,78 & , p \in \mathcal{P}_{horizontal} \\ P_{vertikal,g}(p) - 3,78 & , p \in \mathcal{P}_{vertikal} \end{cases}$$

Diese Funktion kann mit der Leistungsfunktion $P_{flugmodus}(p)$ gleichgesetzt werden, um das Energiemodell zu parametrisieren.

Zusätzlich zu den Leistungsfunktionen der horizontalen und vertikalen Flugphasen wurde eine weitere Leistungsfunktion erstellt, welche auf den gesamten Daten der horizontalen und vertikalen Trainingsflüge basiert. Diese Funktion soll unter anderem als Vergleich dienen, um den Nutzen der Unterteilung des Flugverhaltens des Quadcopters in Flugphasen zu identifizieren und wurde auf gleiche Art und Weise wie die vertikalen und horizontalen Leistungsfunktionen gebildet, indem eine multi-variate Regression dritten Grades mit den unabhängigen Variablen der Beschleunigung und der abhängigen Variable der Leistungsaufnahme auf allen Datenpunkten der gesammelten Flugprotokolle durchgeführt wurde. Das Regressionsmodell wurde dementsprechend mit den gesamten Daten von zwei horizontalen und einem vertikalen Trainingsflug gelernt und basiert somit auf insgesamt 62612 Datenpunkten. Mithilfe des

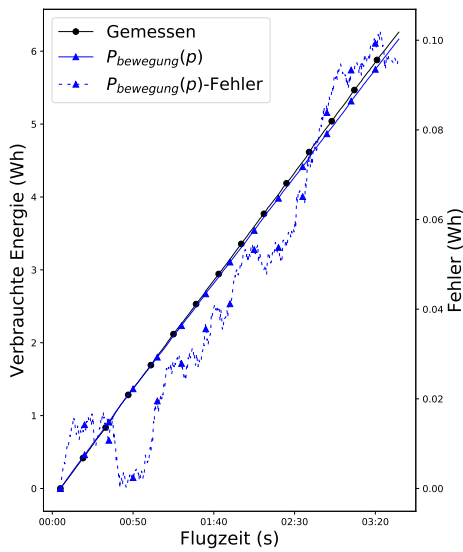
ermittelten Regressionsmodell wird die Leistungsfunktion $P_{bewegung}(p)$ aufgestellt. Die gelernten Koeffizienten dieser Funktion sind in Tabelle 4.4 eingetragen. Mithilfe dieser Leistungsfunktion werden anschließend Schätzungen für die Leistungsaufnahme des Quadcopters innerhalb der Trainingsflüge berechnet und der geschätzte Energieverbrauch durch Integration der Leistungswerte ermittelt. Zudem wurde zur Bestimmung der Schätzqualität der Abstand zwischen geschätztem und tatsächlichem Energieverbrauch berechnet.

Die Ergebnisse dieser Evaluation können aus Abbildung 4.13 abgelesen werden. Innerhalb der drei unterschiedlichen Grafiken sind die Evaluationen der Funktion an den unterschiedlichen Trainingsflügen dargestellt. Die Grafiken sind identisch aufgebaut, indem auf der X-Achse jeweils die Flugdauer in Sekunden abgetragen ist, auf der linken Y-Achse die verbrauchte Energie in Wattstunden und auf der rechten Y-Achse der Fehler zwischen geschätztem und tatsächlichem Energieverbrauchswert in Wattstunden angegeben wird. Innerhalb der Grafiken stellt die schwarze durchgezogene Linie den tatsächlichen Energieverbrauch und die grüne durchgezogene Linie die geschätzte verbrauchte Energie dar. Die in grün gestrichelte Linie zeigt den Abstand zwischen tatsächlichem und geschätztem Energieverbrauch an. In allen drei Trainingsflügen liegen tatsächlicher und geschätzter Energieverbrauch sehr nah beieinander, was zeigt, dass die Leistungsfunktion den tatsächlichen Verbrauch gut abschätzen kann, unabhängig vom jeweiligen Experimentalflug. Dies lässt sich auch am eingezeichneten Schätzfehler erkennen, welcher über alle Flüge hinweg bei maximal 0,10 Wh liegt. Auffällig ist hier, dass beim zweiten Trainingsflug der Fehler sehr stark abnimmt und zum Ende hin bei nur knapp 0,01 Wh liegt. In Tabelle 4.8

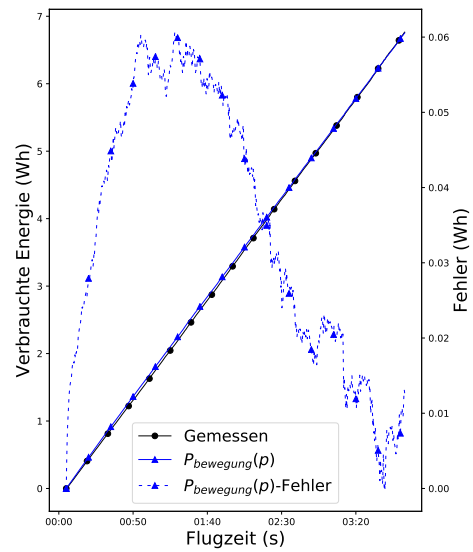
	Horizontalflug 1 $P_{bewegung}(p)$	Horizontalflug 2 $P_{bewegung}(p)$	Vertikalflug $P_{bewegung}(p)$
Mittelwert [Wh]	0,046	0,034	0,085
Standardabweichung [Wh]	0,032	0,017	0,027
Maximum [Wh]	0,101	0,060	0,110
Akkumulierter relativer Fehler [%]	1,531	0,186	1,974

Tabelle 4.8: Schätzfehler der Leistungsfunktion für Bewegungsflug

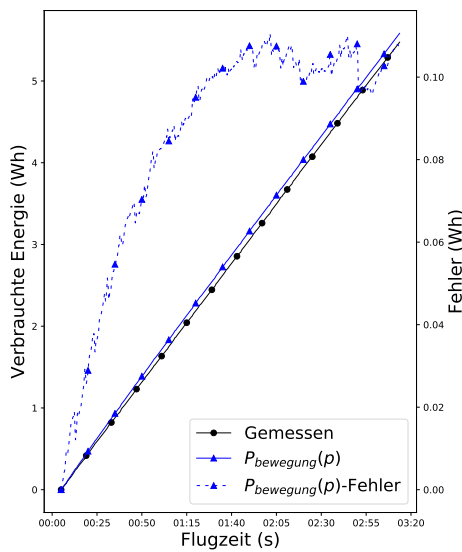
sind die genauen Evaluierungsergebnisse abgebildet. Diese Ergebnisse bestätigen, dass der Fehler der Modellschätzungen innerhalb der drei Trainingsflüge sehr gering ist, mit einem mittleren Wert von um die 0,05 Wh innerhalb aller Flüge. Auffällig ist zudem der sehr geringe akkumulierte relative Fehler von



(a) Horizontalflug 1



(b) Horizontalflug 2



(c) Vertikalflug

Abbildung 4.13: Gemessener und durch Leistungsfunktion $P_{bewegung}(p)$ geschätzter Energieverbrauch des *FINken3* mit zugehörigem Schätzfehler innerhalb der Bewegungsflüge. Die Höhe des Energieverbrauchs wird auf der linken Y-Achse und die Größe des Schätzfehlers auf der rechten Y-Achse angegeben.

0,18 % innerhalb des zweiten Fluges, denn dieser liegt bei den anderen beiden Flügen bei 1,5 % und 2 %.

Mithilfe der auf diese Weise ermittelten Leistungsfunktion $P_{bewegung}(p)$ und der Leistungsfunktion $P_{schweben}(p)$ wird eine weitere diskrete Leistungsfunktion $P_{zusammen}(p)$ zur Bestimmung der Leistungsaufnahme der C_{motor} -Komponente im Flugmodus aufgestellt und wie folgt definiert:

$$P_{zusammen}(p) = \begin{cases} P_{schweben,g}(p) - 3,78 & p \in \mathcal{P}_{schweben} \\ P_{bewegung}(p) - 3,78 & , p \notin \mathcal{P}_{schweben} \end{cases}$$

Diese Funktion kann ebenso wie die Leistungsfunktion $P_{einzel}(p)$ mit der Leistungsfunktion $P_{flugmodus}(p)$ gleichgesetzt werden, um das Energiemodell zu parametrisieren.

Die anhand der Experimentalflüge erstellten Leistungsfunktionen konnten alle sehr genau an ihre Trainingsdaten angepasst werden mit akkumulierten relativen Fehlern die allesamt unter 2 % liegen. Es konnten dabei keine signifikanten Unterschiede festgestellt werden, ob eine Leistungsfunktion mithilfe der Gesamtdaten des Fluges oder mithilfe ausgewählter Intervalldaten parametrisiert wird. Dies basiert auf einer gewissen Robustheit des Regressionsansatzes zur Ermittlung der Leistungsfunktion sowie auf der Tatsache, dass die Experimentalflüge extra so geplant wurden, dass ein Großteil des Fluges der jeweiligen zu untersuchenden Bewegung entspricht. Auffallend ist zudem, dass die Leistungsfunktion $P_{bewegung}(p)$, welche auf den gesamten Daten der horizontalen und vertikalen Flügen basiert, auch für die unterschiedlichen Bewegungsphasen eine gute Leistungsschätzung erreichen konnte, welche nicht signifikant von den speziell für die Bewegungsart ermittelten Leistungsfunktionen abweicht. Mithilfe der einzelnen ermittelten Funktionen wurden zwei diskrete Leistungsfunktionen $P_{einzel}(p)$ und $P_{zusammen}(p)$ zur Berechnung der Leistungsaufnahme der Motoren im Flug zusammengesetzt, welche genutzt werden um das Energiemodell des *FINken3* zu parametrisieren. Das erste dadurch entstehende Modell $Q_{FINken3,einzel}$ nutzt die Leistungsfunktion $P_{einzel}(p)$ zur Bestimmung der Leistungsaufnahme der C_{motor} -Komponente im Flug und dementsprechend ist innerhalb dieses Modells $P_{flugmodus} = P_{einzel}$. Das zweite Modell $Q_{FINken3,zusammen}$ setzt die Leistungsfunktion $P_{zusammen}$ für die Berechnung des Energieverbrauchs der Motoren im Flugmodus ein und dementsprechend ist innerhalb dieses Modells $P_{flugmodus} = P_{zusammen}$. Alle anderen Parameter innerhalb der Modelle sind gleich und entsprechen den innerhalb dieses Kapitels ermittelten Werten.

5 Experimente

Innerhalb dieses Kapitels wird die Qualität der in Abschnitt 4 erstellten Energiemodelle $Q_{FINken3,einzeln}$ und $Q_{FINken3,zusammen}$ des *FINken3* innerhalb von allgemeinen Flügen mit beliebigen Bewegungen untersucht. Zur Berechnung der geschätzten Energie innerhalb dieser Flüge mithilfe der Modelle wird eine auf echten Flugdaten basierende Missionsfunktion definiert und anschließend die Schätzqualität der Modelle analysiert und verglichen. Anhand der ermittelten Ergebnisse werden die beiden Energiemodelle in den Kontext der Zielstellung dieser Arbeit gesetzt. Im zweiten Teil des Kapitels werden weitere verschiedene Energiemodelle mit unterschiedlichen Spezifikationen der $P_{flugmodus}(p)$ -Leistungsfunktion zur Diskussion von in dieser Arbeit formulierten wissenschaftlichen Fragestellungen aufgestellt. Diese Modelle werden anschließend auf dieselbe Weise wie im ersten Teil des Kapitels evaluiert und ausgewertet, um aufbauend auf den Ergebnissen detailliert auf die verschiedenen Fragestellungen einzugehen.

Zur Evaluierung der Modellqualität wird die Abweichung der geschätzten verbrauchten Energie von der tatsächlich verbrauchten Energie als Qualitätskriterium genutzt, da die Abweichung der Schätzung für die Leistungsaufnahme zu einem einzelnen Zeitpunkt für den eigentlichen Nutzen des Energiemodells nicht direkt ausschlaggebend ist. Die Berechnung des Energieverbrauchs innerhalb einer mit dem *FINken3* durchgeführten Mission setzt eine Missionsfunktion $M(t)$ voraus, welche die Parametervektoren p bestimmt, anhand derer mithilfe des Energiemodells die Leistungsaufnahme ermittelt werden kann. Da diese Parametervektoren für die beiden erstellten Energiemodelle unter anderem die Bewegungsdaten des Quadcopters beschreiben und kein Modell der Flugdynamik des *FINken3* existiert, welches diese Daten generieren kann, werden reale Flugdaten für die Beschreibung der Bewegungsdaten genutzt. Diese Flugdaten werden mithilfe von manuell ausgeführten Flügen des *FINken3* erstellt, wodurch zusätzlich auch auf einfache Weise ein Referenzwert des tatsächlichen Energieverbrauchs zur Bestimmung der Schätzqualität ermittelt werden kann.

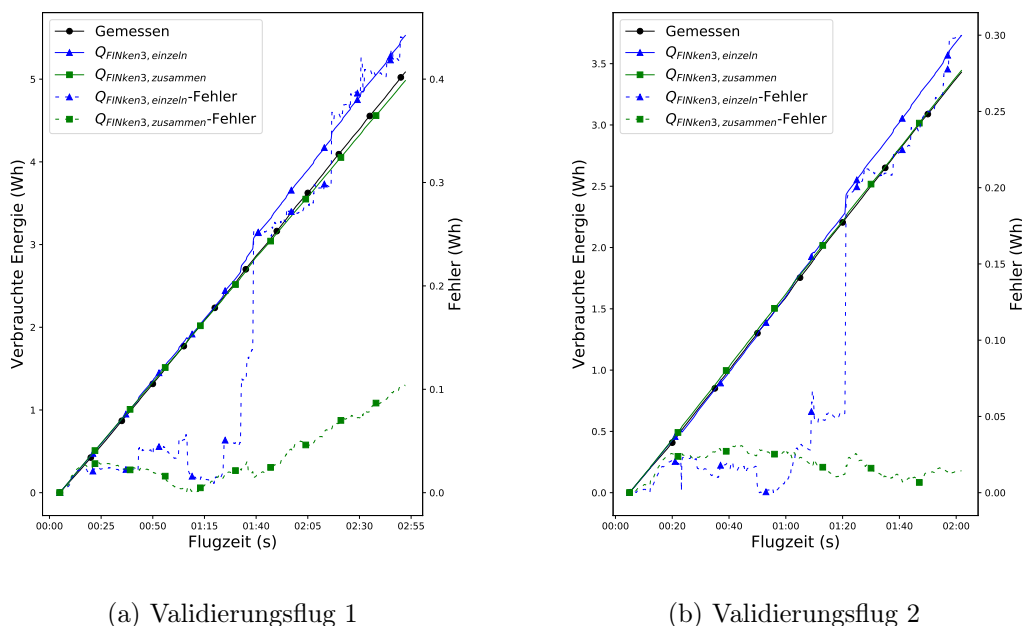
Es wird dementsprechend eine Missionsfunktion $M_{validierung}(t)$ für einen Validierungsflug auf Basis von drei Hilfsfunktionen $f_b(t)$, $f_{bew}(t)$, $f_m(t)$ definiert, welche die Werte des Parametervektors berechnen. Die Funktion $f_b(t)$ berechnet den Parameter b , die Funktion $f_m(t)$ berechnet den Parameter m und die Funktion $f_{bew}(t)$ berechnet die sechs Parameter $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$. Aufgrund der Einschränkung der Nutzung von realen Flugprotokollen zur Bestimmung der Bewegungsparameter und der Tatsache, dass die Quadcopterdaten nur während des Fluges aufgenommen werden können, befindet sich der Zeitraum der so aufgestellten Missionen stets innerhalb des Quadcopterfluges. Daraus folgt, dass die Funktionen $f_b(t) = 1$ und $f_m(t) = 2$ konstante, festgelegte Werte zurückgeben, denn im Flug ist das Sensorboard stets gebootet und die C_{motor} -Komponente befindet sich zwangsläufig im Flugmodus. Die Funktion $f_{bew}(t)$ berechnet die Bewegungsparameter $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ indem die zugehörigen Werte im jeweiligen genutzten Flugprotokoll zur Zeit t ausgelesen werden. Die Missionsfunktion eines Validierungsfluges wird folgenderweise definiert werden:

$$M_{validierung}(t) = (f_b(t), f_{bew}(t), f_m(t))$$

Die Trajektorie des *FINken3* innerhalb eines Fluges, welcher von der Hilfsfunktion $f_{bew}(t)$ zur Bestimmung der Bewegungsparameter genutzt wird, ist dabei nicht durch einen Flugplan festgelegt, sondern der Steuermann entscheidet frei, wie er den Quadcopter manövriert, solange alle drei Flugphasen mindestens eine kurze Zeit lang durchgeführt werden. Dadurch entsteht ein nicht vorhersagbares Flugmuster des *FINken3*, welches verschiedenste Anteile von unterschiedlichen Bewegungsarten beinhaltet. Zusätzlich werden auf den so erstellten Flugprotokollen auch die in Kapitel 4 beschriebenen, initialen Analysestufen zur Vorverarbeitung der Flugdaten ausgeführt, bevor die Hilfsfunktion $f_{bew}(t)$ die nötigen Parameter abgreift. Auf diese Weise werden zwei Missionsfunktionen $M_{validierung,1}(t)$ und $M_{validierung,2}(t)$, basierend auf zwei unterschiedlichen Validierungsflügen mit einer Dauer von 177 Sekunden und 126 Sekunden, erstellt.

5.1 Untersuchung der implementierten Energiemodelle

Zur Evaluierung der Energiemodelle $Q_{FINken3,einzeln}$ und $Q_{FINken3,zusammen}$ des *FINken3* wird der durch die Modelle geschätzte Energieverbrauch



(a) Validierungsflug 1

(b) Validierungsflug 2

Abbildung 5.1: Gemessener und durch Energiemodelle geschätzter Energieverbrauch des *FINken3* mit zugehörigem Schätzfehler innerhalb von zwei Validierungsflügen. Die Höhe des Energieverbrauchs wird auf der linken Y-Achse und die Größe des Schätzfehlers auf der rechten Y-Achse angegeben.

für jeden Zeitpunkt innerhalb der Missionsfunktionen $M_{validierung,1}(t)$ und $M_{validierung,2}(t)$ berechnet. Zusätzlich wird die tatsächlich verbrauchte Energie der Mission anhand der, innerhalb des zur Mission gehörenden Flugprotokolls, aufgenommenen Messungen des integrierten Stromsensors berechnet. Anschließend wird der Abstand zwischen dem tatsächlichen gemessenen Verbrauch und dem durch das jeweilige Modell geschätzten Verbrauch bestimmt, um die Schätzgenauigkeit der beiden Energiemodelle zu evaluieren. Die Ergebnisse der Energieberechnungen und der Vergleich zwischen den Modellen $Q_{FINken3,einzeln}$ und $Q_{FINken3,zusammen}$ sind in Abbildung 5.1 zu sehen. Die Teilabbildung 5.1a stellt die Evaluierungen für die Missionsfunktion $M_{validierung,1}(t)$ und Teilabbildung 5.1b die Evaluierungen für die Missionsfunktion $M_{validierung,2}(t)$ dar. Beide Grafiken zeigen auf der X-Achse die Flugdauer des Quadcopters, auf der linken, primären Y-Achse die verbrauchte Energie in Wattstunden und auf der rechten, sekundären Y-Achse den Fehler zwischen geschätztem und tatsächlichem Energieverbrauch in Wattstunden an. Die schwarze durchgehende Linie beschreibt den tatsächlich gemessenen Energieverbrauch des Quadco-

pters innerhalb des Fluges, die grüne durchgezogene Linie den geschätzten Energieverbrauch des $Q_{FINken3,zusammen}$ -Energiemodells und die blaue durchgezogene Linie den durch das $Q_{FINken3,einzel}$ -Modell geschätzten Energieverbrauch. Die Schätzfehler der beiden Modelle sind durch die gestrichelten Linien, welche auf die gleiche Art farblich kodiert sind, dargestellt.

Innerhalb beider Abbildungen ist zu sehen, dass das Modell $Q_{FINken3,zusammen}$ den Energieverbrauch sehr gut abschätzen kann und der resultierende absolute Fehler von 0,1 Wh für die erste Mission und 0,02 Wh für die zweite Mission sehr gering ist. Dabei ist in Abbildung 5.1a zu erkennen, dass der Fehler bei einer Flugzeit von 75 Sekunden sein Minimum hat mit einem Wert von nur 0,01 Wh, danach aber nahezu konstant bis zu seinem maximalen Endwert steigt. Dieses Verhalten ist auch an der geraden grünen Linie zu erkennen, welche den durch das Modell $Q_{FINken3,zusammen}$ geschätzten Energieverbrauch des Quadcopters darstellt. Diese lässt sich bis zu einer Flugdauer von 120 Sekunden kaum von der schwarzen Linie, welche den tatsächlichen Energieverbrauch darstellt, unterscheiden. Nach diesem Zeitpunkt ist jedoch zu erkennen, dass die Abweichung zwischen dem geschätzten und tatsächlichen Energieverbrauch immer größer wird. Im Gegensatz dazu ist der Fehler dieses Modells in Teilabbildung 5.1b nahezu konstant bei 0,03 Wh über den gesamten Flug und sinkt sogar langsam über die Flugdauer hinweg. Dort ist eine Unterscheidung zwischen der grünen und schwarzen durchgezogenen Linie über die gesamte Flugdauer hinweg nicht möglich.

Die Energieschätzungen des Modells $Q_{FINken3,einzel}$ für die untersuchten Missionen entsprechen für den ersten Flug bis 95 Sekunden und für den zweiten Flug bis 80 Sekunden sehr genau dem tatsächlichen Energieverbrauch des Quadcopters. Jedoch tritt in beiden Validierungsflügen nach diesen Zeitpunkten ein relativ starker Sprung im Schätzfehler auf, mit einem Wert von um die 0,2 Wh für die erste Mission und einem Wert von um die 0,15 Wh für die zweite Mission. Dieser ist an dem kurzzeitigen, sehr starken Anstieg der blauen gestrichelten Linie zu erkennen, welche an diesen Zeitpunkten nahezu senkrecht ansteigt. Diese Linie stellt den Fehler der Energieschätzung des $Q_{FINken3,einzel}$ -Energiemodells dar und innerhalb beider Flüge bleibt der Fehler nach diesem Anstieg auf diesem hohen Niveau und steigt, wie am weiteren Verlauf der Linie zu erkennen, weiter konstant an, wobei für den ersten Validierungsflug nach 145 Sekunden noch ein weiterer leichter Sprung im Schätzfehler zu erkennen ist. Das $Q_{FINken3,einzel}$ -Energiemodell hat dementsprechend für die erste Evaluationsmission einen resultierenden absoluten Schätzfehler von

0,43 Wh und innerhalb der zweiten Evaluationsmission einen resultierenden absoluten Schätzfehler von 0,3 Wh. Die in diesem Modell auftretenden starken und kurzartigen Schätzfehler lassen vermuten, dass es Parametervektoren gibt, für die das Modell grob falsche Leistungsschätzungen berechnet. Dies könnte zum einen an einer durch die diskrete Leistungsfunktion $P_{\text{einzel}}(p)$ fehlerhaften Aktivierung einer Leistungsfunktion liegen, wenn beispielsweise die Leistungsfunktion der vertikalen Bewegung für eine eigentliche horizontale Flugphase genutzt wird, oder zum anderen kann die Leistungsfunktion einer Bewegungsphase an sich fehlerhaft kalibriert und parametrisiert worden sein. Bei der Überprüfung der vorliegenden Beschleunigungsparameter während des Auftretens der signifikanten Schätzfehler konnten jedoch keine Auffälligkeiten festgestellt werden, welche die Aktivierung einer falschen Leistungsfunktion vermuten lassen. Da zu diesen Zeitpunkten die Funktion $P_{\text{vertikal},g}(p)$ für die Schätzung der Leistungsaufnahme des vertikalen Fluges aktiviert ist, wird diese im zweiten Teil dieses Kapitels noch einmal genauer untersucht.

Die genauen Validierungsergebnisse der Untersuchungen an den beiden Modellen sind in Tabelle 5.1 aufgelistet. Anhand der Daten kann man ablesen, dass der durchschnittliche Fehler beider Modelle über beide Flüge hinweg unter 0,2 Wh liegt. Diese Mittelwerte sind jedoch kritisch zu betrachten, da die dazugehörigen Standardabweichungen nahezu dieselbe Größe haben. Am Auffälligsten unterscheiden sich die beiden Modelle innerhalb des akkumulierten relativen Fehlers, da das $Q_{\text{FINken3,einzel}}$ -Modell für beide Flüge einen resultierenden relativen Fehler der Energieschätzung von um die 9% hat und im Gegensatz dazu das $Q_{\text{FINken3,zusammen}}$ -Modell einen weit geringeren relativen Fehler von 2% im ersten und sogar nur 0.4% im zweiten Flug aufweist. Dies

	Validierungsflug 1		Validierungsflug 2	
	$Q_{\text{FINken3,einzel}}$	$Q_{\text{FINken3,zusammen}}$	$Q_{\text{FINken3,einzel}}$	$Q_{\text{FINken3,zusammen}}$
Mittelwert [Wh]	0,165	0,036	0,094	0,018
Standardabweichung [Wh]	0,156	0,027	0,104	0,007
Maximum [Wh]	0,442	0,104	0,299	0,031
Akkumulierter relativer Fehler [%]	8,691	2,037	8,710	0,420

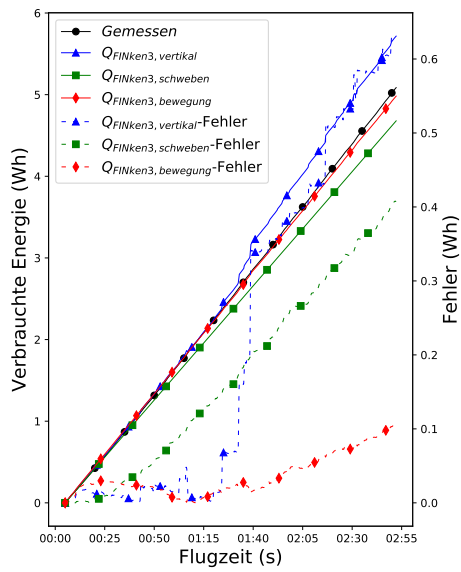
Tabelle 5.1: Schätzfehler der Energiemodelle mit diskreter Leistungsfunktion für Motorkomponente

zeigt, dass sich das $Q_{\text{FINken3,zusammen}}$ -Modell deutlich besser für die Modellierung des Energieverbrauches des *FINken3* eignet.

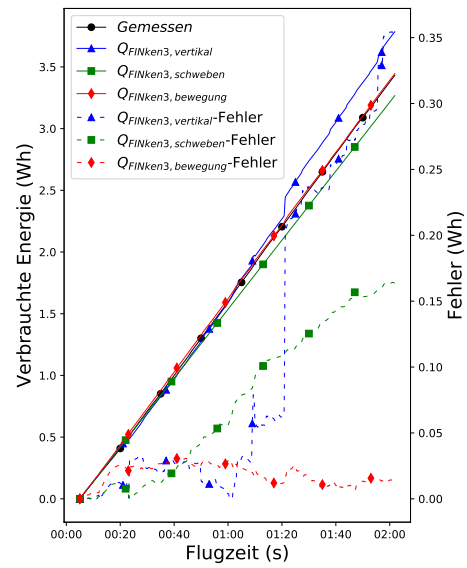
5.2 Untersuchung von verschiedenen Leistungsfunktionen der Motoren

Für die Untersuchung von den in dieser Arbeit aufgestellten wissenschaftlichen Fragestellungen werden im Folgenden weitere Energiemodelle des *FINken3*, welche sich nur in der Definition der Leistungsfunktion $P_{flugmodus}(p)$ unterscheiden aufgestellt. Diese Modelle werden anschließend wie im vorherigen Teilabschnitt anhand der bekannten Validierungsmissionen $M_{validierung,1}(t)$ und $M_{validierung,2}(t)$ evaluiert. Daraufhin werden auf Basis der ermittelten Ergebnisse die aufgestellten Fragestellungen diskutiert und beantwortet.

Die aufgestellten Energiemodelle sind zum einen das Modell $Q_{FINken3,vertikal}$, für das $P_{flugmodus}(p) = P_{vertikal,g}(p) - 3.78$ gilt und welches zur Untersuchung des im vorherigen Abschnitts erkannten sprunghaften Schätzfehlers des $Q_{FINken3,einzeln}$ -Modells dient. Zum anderen wird das Energiemodell $Q_{FINken3,schweben}$ aufgestellt, welches die Leistungsfunktion $P_{flugmodus}(p) = P_{schweben,g}(p) - 3.78$ nutzt, um die Leistungsaufnahme der Motoren im Flugmodus zu berechnen und welches dazu dient, die Fragestellung zu untersuchen, inwieweit die benötigte Leistung zum Schweben der Gesamtleistung des Quadcopters für beliebige Bewegungen entspricht. Ein drittes Energiemodell welches aufgestellt wird, ist das Modell $Q_{FINken3,bewegung}$ bei dem $P_{flugmodus}(p) = P_{bewegung,g}(p) - 3.78$ gilt. Dieses Modell dient der Untersuchung, inwieweit die Formulierung der diskreten Leistungsfunktion $P_{zusammen}(p)$ im Modell $Q_{FINken3,zusammen}$ die Schätzqualität beeinflusst. Mithilfe dieser drei formulierten Energiemodelle werden Schätzungen des Energieverbrauchs innerhalb der durch die Funktionen $M_{validierung,1}(t)$ und $M_{validierung,2}(t)$ definierten Missionen berechnet, sowie der Abstand zwischen den Schätzungen und dem innerhalb der Missionen tatsächlichen Energieverbrauch ermittelt. In Abbildung 5.2 sind die Ergebnisse dieser Berechnungen dargestellt. Die Teilabbildung 5.2a zeigt die Ergebnisse für die Missionsfunktion $M_{validierung,1}(t)$ und die Teilabbildung 5.2b die Ergebnisse für die Missionsfunktion $M_{validierung,2}(t)$. Beide Teilabbildungen sind identisch aufgebaut, indem auf der X-Achse die Flugdauer, auf der linken Y-Achse die verbrauchte Energie des *FINken3* in Wattstunden und auf der rechten Y-Achse der Fehler der Energieschätzung in Wattstunden abgetragen ist. Die schwarze Linie innerhalb der Grafiken stellt den tatsächlich gemessenen Verbrauch, die blaue durchgezogene Linie den durch das Modell $Q_{FINken3,vertikal}$ geschätzten Energieverbrauch, die grüne durch-



(a) Validierungsflug 1



(b) Validierungsflug 1

Abbildung 5.2: Gemessener und durch Energiemodelle geschätzter Energieverbrauch des *FINken3* mit zugehörigem Schätzfehler innerhalb von zwei Validierungsflügen. Die Höhe des Energieverbrauchs wird auf der linken Y-Achse und die Größe des Schätzfehlers auf der rechten Y-Achse angegeben.

zogene Linie den durch das Modell $Q_{FINken3,schweben}$ geschätzten Energieverbrauch und die rote durchgezogene Linie den durch das Modell $Q_{FINken3,bewegung}$ geschätzten Energieverbrauch dar. Die auf die gleiche Weise farblich markierten, gestrichelten Linien stellen die Größe des Schätzfehlers des jeweiligen Energiemodells dar.

5.2.1 Untersuchung der $P_{vertikal,g}(p)$ -Leistungsfunktion

Der Verlauf der Energieschätzung des $Q_{FINken3,vertikal}$ Modells ist in beiden Teilgrafiken der Abbildung 5.2 sehr ähnlich. Bis zu einem Zeitpunkt von einer 95 Sekunden im ersten und einer 80 Sekunden im zweiten Validierungsflug ist der Verlauf der gestrichelten blauen Linie, welche die Größe des Schätzfehlers des $Q_{FINken3,vertikal}$ Modells darstellt, konstant in einem niedrigen Bereich von um die 0,03 Wh für beide Missionen. Nach diesen Zeitpunkten zeigt diese Linie einen markanten, starken Anstieg auf einen Wert von um die 0,35 Wh für den ersten und von um die 0,21 Wh für den zweiten Flug an und steigt für beide Flüge nach diesem Anstieg konstant weiter, bis der Schätzfehler im ersten Flug einen resultierenden Wert von um die 0,62 Wh und im zweiten Flug einen resultierenden Wert von um die 0,35 Wh erreicht. Dieses Verhalten entspricht sehr stark dem Verhalten des geschätzten Energieverbrauchs des Modells $Q_{FINken3,einzeln}$ aus dem vorherigen Abschnitt und ist ein Beleg dafür, dass der dortige Schätzfehler nicht aus einer falschen Parametrisierung der diskreten Leistungsfunktion $P_{einzeln}(p)$ entstammt, sondern ein Teil der Leistungsfunktion $P_{vertikal,g}(p)$ ist. Während genauerer Untersuchungen der geschätzten Leistungsaufnahme zu den Zeitpunkten der großen Sprünge innerhalb des Schätzfehlers des Modells, konnte festgestellt werden, dass eine zu hohe Schätzung der Leistungsaufnahme durch die Funktion $P_{vertikal,g}(p)$ vorliegt. Da die Schätzung der Leistungsaufnahme stark abhängig von den Werten der Beschleunigung auf der Z-Achse ist, wurden die entsprechenden Werte der Beschleunigung zu den jeweiligen Zeitpunkten betrachtet. Auffällig ist, dass die Beschleunigung auf der Z-Achse zu jedem Zeitpunkt der markanten Schätzfehler negativ ist und dementsprechend einer Senkbewegung mit einer eigentlich theoretisch sehr geringen Leistungsaufnahme entspricht. Da die zugehörigen Beschleunigungswerte jedoch öfters im Flugprotokoll auftreten, aber nicht bei jedem Auftreten eine zu große Leistungsaufnahme durch die Leistungsfunktion geschätzt wird, ist zu vermuten, dass die Schätzfehler durch spezielle Wertekombinationen der Beschleunigungsdaten bedingt sind und so

mit die Regression zur Erstellung der Leistungsfunktion $P_{\text{vertikal},g}(p)$ fehlerhaft ist. Dies kann aus der Tatsache resultieren, dass wenn sich der Quadcopter fallen lässt und kurz vor seiner Halteposition seinen Fall abbremsen möchte, einen sehr starken Schub gibt, wodurch seine Leistungsaufnahme in die Höhe schießt, während seine Beschleunigungsdaten noch negativen Werten entsprechen. Anhand der großen Ähnlichkeit des Kurvenverlaufes der Energieschätzung des $Q_{\text{FINken3,einzeln}}$ Modells und des $Q_{\text{FINken3,vertikal}}$ Modells zeigt sich zudem, wie die Energieschätzung des $Q_{\text{FINken3,einzeln}}$ Modells von der $P_{\text{vertikal},g}(p)$ Funktion dominiert wird, da sich kaum etwas an den eigentlichen Schätzwerten ändert und der Verlauf nahezu identisch ist. Dies lässt sich auch durch den

	Validierungsflug 1			Validierungsflug 2		
	$Q_{\text{FINken3,schweben}}$	$Q_{\text{FINken3,vertikal}}$	$Q_{\text{FINken3,bewegung}}$	$Q_{\text{FINken3,schweben}}$	$Q_{\text{FINken3,vertikal}}$	$Q_{\text{FINken3,bewegung}}$
Mittelwert [Wh]	0,089	0,223	0,036	0,023	0,108	0,018
Standardabweichung [Wh]	0,075	0,231	0,027	0,014	0,118	0,007
Maximum [Wh]	0,235	0,630	0,104	0,050	0,354	0,031
Akkumulierter relativer Fehler [%]	4,594	12,403	2,042	1,208	10,320	0,416

Tabelle 5.2: Validierungsergebnisse der einzelnen Funktionen

Vergleich der Evaluationswerte innerhalb der Tabellen 5.1 und 5.2 erkennen. So liegt der relative akkumulierte Fehler des $Q_{\text{FINken3,einzeln}}$ -Modells nur um ein paar Prozentpunkte tiefer als der Fehler des $Q_{\text{FINken3,vertikal}}$ -Modells, obwohl das $Q_{\text{FINken3,einzeln}}$ -Modell eine weitaus kompliziertere und aufwendigere Leistungsfunktion $P_{\text{flugmodus}}(p)$ besitzt. Dies zeigt, dass der primäre Teil des Energieverbrauches des Quadcopters durch vertikale Bewegungen beansprucht wird und die ermittelte Leistungsfunktion $P_{\text{vertikal},g}(p)$ zudem auch gut die Leistung für sehr geringe vertikale Beschleunigungen, welche annähernd Schwebewebewegungen oder Horizontalbewegungen entsprechen, berechnen kann.

5.2.2 Untersuchung der $P_{\text{schweben},g}(p)$ -Leistungsfunktion

Die in den Teilgrafiken der Abbildung 5.2 grün durchgezogene Linie, welche den durch das Modell $Q_{\text{FINken3,schweben}}$ berechneten Energiebedarf anzeigt, weicht zu Beginn der Flüge kaum von dem tatsächlichen Energieverbrauch ab. Erst ab einer Flugzeit von 75 Sekunden im ersten Flug und einer Flugzeit von 90 Sekunden im zweiten Flug ist eine geringe Abweichung zu erkennen, die anschließend besonders innerhalb der ersten Mission stetig größer wird und zum Ende des Fluges einen Wert von um die 0,22 Wh hat, wie an der gestrichelten grünen Linie zu erkennen ist, welche den Fehler der Energieschätzung des

$Q_{FINken3,schweben}$ -Modells darstellt. Innerhalb der zweiten Mission ist der resultierende Schätzfehler geringer und endet mit einem Wert von 0,05 Wh. Auch der Verlauf des Fehlers innerhalb des Fluges ist im Gegensatz zur ersten Mission nicht konstant steigend, sondern annähernd stetig auf dem gleichen Level. Die genauen resultierenden Schätzfehler lassen sich aus Tabelle 5.2 ablesen. Der relative Fehler für den ersten Validierungsflug liegt bei um die 5% und für den zweiten Flug bei nur 1,2%.

Anhand dieser Ergebnisse lässt sich die Fragestellung untersuchen, inwieweit die benötigte Leistungsaufnahme zum Schweben die benötigte Leistungsaufnahme innerhalb beliebiger Flugbewegungen approximieren kann und unter welchen Rahmenbedingungen solch eine Annahme gültig ist. Innerhalb der durchgeführten Experimente zeigen die Ergebnisse des $Q_{FINken3,schweben}$ -Modells, dass sich die Gesamtleistungsaufnahme sehr gut durch die Schwebelastung des Quadcopters approximieren lässt und das Modell sogar deutlich besser abschneidet als das $Q_{FINken3,einzeln}$ -Modell, welches die Flugdynamik des Quadcopters in drei Bewegungsarten unterteilt. Bei der Betrachtung dieser Ergebnisse ist jedoch zu beachten, dass die Experimente unter bestimmten Bedingungen durchgeführt wurden, da der Quadcopter im Innenraum innerhalb einer begrenzten Arena geflogen wurde und dadurch nur begrenzte Geschwindigkeiten und Beschleunigungen erreichen konnte. In Tabelle 5.3 sind Kenn-

	$ \dot{z} $	$ \dot{x} $	$ \dot{y} $
Anzahl Messwerte	28407	28407	28407
Mittelwert [cm/s]	14,054	29,748	39,685
Standardabweichung [cm/s]	20,889	55,562	77,982
20 %-Quantil [cm/s]	2,000	2,787	3,130
50 %-Quantil [cm/s]	7,333	13,465	13,606
75 %-Quantil [cm/s]	16,666	32,691	34,781
Maximum [cm/s]	226,666	773,229	732,080

Tabelle 5.3: Kennzahlen der Geschwindigkeitswerte innerhalb beider Validierungsflüge

zahlen der Geschwindigkeitswerte innerhalb der Validierungsflüge dargestellt und in Tabelle 5.4 Kennzahlen der Beschleunigungswerte innerhalb der Validierungsflüge. Anhand dieser Daten ist zu erkennen, dass der Quadcopter sich innerhalb der Validierungsflüge nicht stark bewegt hat, denn die angegebenen Werte für die Beschleunigungen und Geschwindigkeiten sind sehr niedrig. So

	$ \ddot{z} $	$ \ddot{x} $	$ \ddot{y} $
Anzahl Messwerte	28409	28409	28409
Mittelwert [m/s ²]	0,720	1,467	1,060
Standardabweichung [m/s ²]	0,740	1,598	1,528
20 %-Quantil [m/s ²]	0,235	0,421	0,217
50 %-Quantil [m/s ²]	0,516	0,969	0,478
75 %-Quantil [m/s ²]	0,951	1,887	1,117
Maximum [m/s ²]	7,791	13,910	12,133

Tabelle 5.4: Kennzahlen der Beschleunigungswerte innerhalb beider Validierungsflüge

liegt das 75 %-Quantil der aufgezeichneten Geschwindigkeiten bei 16,6 cm/s auf der Z-Achse und bei ungefähr 33 cm/s auf den horizontalen Achsen. Auch die Beschleunigungswerte ähneln sehr stark den angegebenen Beschleunigungswerten des Schwebefluges aus Tabelle 4.7. Es ist durch die Begrenzung des Flugareals zusätzlich davon auszugehen, dass die angegebenen Geschwindigkeiten und Beschleunigungen nur über sehr kurze Zeiträume von maximal ein paar Sekunden erreicht wurden. Dies hat zur Folge, dass die Bewegungen des Quadcopters innerhalb der Flüge zwangsweise Schwebebewegungen sehr ähneln. Jedoch ist auch am Verlauf des Schätzfehlers innerhalb der ersten Validierungsmission zu erkennen, dass selbst unter den vorliegenden Bedingungen die Güte der Approximation der Gesamtleistung durch die Schwebelageleistung von dem tatsächlichen Verhalten des Quadcopters abhängig ist und sich der entstehende Schätzfehler nicht allgemein eingrenzen lässt. Denn auch innerhalb der begrenzten Arena und der darauffolgenden Einschränkungen der Quadcopterbewegung entsteht schon nach 180 Sekunden ein relativer akkumulierter Schätzfehler von 5 %. Die Annahme der Dominanz der Schwebelageleistung für den Energiebedarf des Quadcopters innerhalb des Fluges sollte also je nach Einsatzart und Einsatzort des Quadcopters getroffen werden. Anhand der vorliegenden Ergebnisse lässt sich schlussfolgern, dass für Missionen in Innenräumen, in denen umgebungsbedingt die Flugdynamik des Quadcopters eingeschränkt ist, ein solches Modell den Energieverbrauch in einem akzeptablen Rahmen, da der Schätzfehler noch unter 5 % liegt, abschätzen kann, solange die Geschwindigkeiten des Quadcopters nicht über ca. 35 cm/s liegen und die Beschleunigungen Werte von um die 2 m/s² nicht übersteigen. Insbesondere durch die im Vergleich sehr einfache Erstellung der Leistungsfunktion $P_{schweben,g}(p)$ für die Berechnung der Leistungsaufnahme des Quadcopters im Schwebeflug sowie die einfach durchzu-

führende Berechnung einer Leistungsschätzung mithilfe der Normalverteilung, ist es durchaus nützlich, in geeigneten Fällen solch eine vereinfachte Leistungsfunktion zu verwenden.

Da innerhalb der Experimente die Leistungsaufnahme des Quadcopters im Schwebeflug einen akzeptablen Schätzwert seiner Gesamtleistungsaufnahme darstellt, wird dieser Wert zur Untersuchung des Einflusses der sogenannten statischen Komponenten, jene Komponenten die nicht den Motoren entsprechen, auf den Energieverbrauch genutzt. Wie in Kapitel 4 gezeigt, summiert sich die Leistungsaufnahme der statischen Quadcopterkomponenten auf einen Wert von um die 3,78 W, wenn der Quadcopter sich im Ruhemodus befindet. Bei der Annahme einer durchschnittlichen Gesamtleistungsaufnahme des Quadcopters von um die 104,41 W, welche sich aus der Leistungsfunktion $P_{schweben,g}(p)$ für den Schwebeflug ergibt, entspricht der Anteil der Leistungsaufnahmen der statischen Komponenten somit einem prozentualen Wert von um die 3,62 %. Dies zeigt, dass der Anteil des Energieverbrauches der nicht motor-bezogenen Komponenten des *FINken3* sehr gering ist und ein Großteil der verfügbaren Energie des Quadcopters durch seine Bewegungen verbraucht wird. Trotz des geringen Anteils an der Gesamtleistungsaufnahme des Quadcopters wird durch eine Nicht-Betrachtung der statischen Verbrauchskomponenten und einer fehlende Modellierung ihrer Leistungsaufnahme der Schätzfehler des Energiemodells abhängig von der Länge der Quadcoptermission stark beeinflusst. So würde sich der relative akkumulierte Schätzfehler des $Q_{FINken3,schweben}$ -Modells durch Weglassen der Leistungsaufnahme der statischen Komponenten innerhalb der beiden Validierungsflüge von 4,59 % auf 8,12 % im ersten und von 1,2 % auf 4,67 % im zweiten Flug annähernd verdoppeln. Dieser Sprung innerhalb des Schätzfehlers ist im Bezug auf die relativ kurzen Flugzeiten von 177 Sekunden und 126 Sekunden betrachtet sehr hoch. Insbesondere auch bei Quadcoptern, die im Gegensatz zum nur minimal ausgestatteten *FINken3*, weitere zusätzliche Komponenten mit höheren Leistungsaufnahmen wie beispielsweise Filmkameras oder Stabilisatoren zur Erfüllung ihres Missionsziels benötigen, wird der Schätzfehler eines Energiemodells durch eine fehlende Modellierung dieser Komponenten noch stärker beeinflusst.

5.2.3 Untersuchung der $P_{bewegung}(p)$ -Leistungsfunktion

Die in den Teilgrafiken der Abbildung 5.2 rote durchgezogene Linie stellt den geschätzten Energieverbrauch des $Q_{FINken3,bewegung}$ -Modells dar und es ist an ih-

rem Verlauf innerhalb beider Bilder zu erkennen, dass die Schätzung sehr genau dem eigentlichen Energieverbrauch entspricht, da sie sehr nah an dem durch die schwarze durchgezogene Linie gekennzeichneten tatsächlichen Energieverbrauch liegt. Dies ist auch an dem geringen Schätzfehler des untersuchten Modells zu erkennen, welcher durch die rote gestrichelte Linie dargestellt ist. Für die erste Validierungsmission liegt dieser Fehler bis zu einer Flugzeit von 100 Sekunden bei nur 0,03 Wh und steigt anschließend leicht an bis zu einem maximalen Wert von um die 0,1 Wh. Innerhalb der zweiten Mission ist dieser Fehler weitaus geringer und sinkt innerhalb des Fluges bis auf einen Wert von um die 0,01 Wh. Die hohe Genauigkeit der Energieschätzungen des $Q_{FINken3,bewegung}$ -Modells lässt sich zudem auch innerhalb von Tabelle 5.2 erkennen. Der relative akkumulierte Fehler dieses Modells liegt bei sehr geringen 2% für den ersten Flug und bei sogar noch geringeren 0.4% für den zweiten Flug. Diese Werte ähneln sehr stark den Evaluierungsergebnissen des $Q_{FINken3,zusammen}$ -Modells, welches dem $Q_{FINken3,bewegung}$ -Modell sehr ähnelt und sich nur darin unterscheidet, dass es die Leistungsfunktion $P_{schweben,g}(p)$ für Phasen, innerhalb derer der Quadcopter schwebt, nutzt. Dass das $Q_{FINken3,bewegung}$ -Modell ohne die Nutzung dieser Leistungsfunktion trotzdem fast genauso gute Evaluierungswerte erzielt, zeigt, dass die von diesem Modell genutzte $P_{bewegung}(p)$ -Leistungsfunktion sich auch sehr gut für die Schätzung der Leistungsaufnahme der Schwebebewegung des Quadcopters eignet und somit die Erstellung und Parametrisierung des Energiemodells vereinfacht werden kann, indem eine allgemeine Leistungsfunktion basierend auf den Beschleunigungsparametern genutzt wird.

Somit ermöglicht es einen praktischen Einsatz und eröffnet Möglichkeiten für weitere Forschungsarbeiten. Aufgrund der Einschränkungen des Flugverhaltens des FINken3 ist das Modell jedoch nur für Flüge im Innenraum gültig und kann somit nicht die vollständige Flugdynamik des Quadcopters abdecken. Da grundsätzlich an der Modellerstellung für ein Energiemodell des FINken3, welches auch für Flüge außerhalb genutzt werden kann, keine großen Veränderungen vorgenommen werden müssen und sogar dieselben Experimente und Datenanalysen genutzt werden können, lässt sich somit das Modell ohne großen Mehraufwand auch auf die vollständige Flugdynamik anpassen.

6 Schluss

In diesem Kapitel werden die wichtigsten Bestandteile dieser Arbeit noch einmal kurz beschrieben und zusammengefasst. Dabei werden die innerhalb dieser Arbeit durchgeführten Aufgaben wiedergegeben und die dazugehörigen Ergebnisse und Schlussfolgerungen rekapituliert. Anschließend wird aufbauend auf den vorgestellten Ergebnissen überprüft, ob und in welchem Umfang die in dieser Arbeit gesetzten Ziele erreicht worden sind, indem die Erfüllung der einzelnen Ziele diskutiert wird. Zum Abschluss des Kapitels wird diese Studie in den breiten Kontext der Quadcopterforschung eingeordnet, wobei mögliche zukünftige Anwendungen, die durch diese Arbeit ermöglicht werden, vorgestellt und ungeklärte sowie neu aufgekommene Fragestellungen, für die sich eine nähere Untersuchung lohnt, beschrieben werden.

Innerhalb dieser Arbeit wurde ein Konzept für ein allgemeines, missionsbasiertes Energiemodell entwickelt und anhand des *FINken3*-Quadcopters implementiert, um auf Basis des implementierten Modells verschiedene wissenschaftliche Fragestellungen zu untersuchen. Zu Beginn der Arbeit wurde die Problematik der limitierten Energiereserven eines Quadcopters erläutert und verschiedene existierende Ansätze zur Lösung dieses Problems beschrieben. Insbesondere aktuelle Methoden zur Erstellung und Nutzung von Energiemodellen wurden detailliert untersucht und ihre Vor- und Nachteile für die Anwendung auf beliebige Quadcopter innerhalb allgemeiner Missionen ausgearbeitet. Es wurde gezeigt, dass bisher kein Energiemodell existiert, welches den Anforderungen und Kriterien genügt, die die unterschiedlichen Einsatzszenarien für Quadcopter an ein Energiemodell stellen, da viele der existierenden Modelle zu stark an bestimmte Arten von Quadcoptern oder Missionen gebunden sind. Darauf wurde ein Konzept eines generischen Energiemodells vorgestellt, welches zum einen die inhärente Modularität des Quadcopters widerspiegelt und zum anderen unabhängig vom speziellen Einsatzszenario der zu modellierenden Quadcoptermission ist. Dafür wurden Definitionen von allgemeinen Quadcoptern und Quadcoptermissionen entwickelt und darauf auf-

bauend ein zugehöriges Energiemodell beschrieben, welches die Leistungsaufnahme und den Energieverbrauch des Quadcopters und seiner Komponenten granular unterteilen und aus den Zustandsgrößen des Quadcopters ableiten kann. Zusätzlich wurden unterschiedliche Arten von Leistungsfunktionen für die einzelnen Komponenten des Quadcopters vorgestellt und verschiedene mögliche Ansätze zur Bestimmung der jeweiligen Koeffizienten beschrieben. Das entwickelte Konzept des Energiemodells wurde am Beispiel des *FINken3* implementiert, wobei dieser zuerst in verschiedene Komponenten unterteilt und den Komponenten jeweils eine ihrem Leistungsverhalten entsprechende Leistungsfunktion zugeordnet wurde. Die Koeffizienten der Leistungsfunktionen wurden mithilfe verschiedener Experimente parametrisiert, indem unter anderem Experimente an einzelnen Quadcopterkomponenten durchgeführt wurde um ihre Leistungsaufnahme zu messen. Zur Ermittlung der Leistungsaufnahme der Motoren wurden Flugexperimente mithilfe des *FINken3* ausgeführt, innerhalb derer verschiedene diskrete Bewegungsphasen des Quadcopters untersucht wurden, um aus den Beschleunigungswerten des Quadcopters eine Leistungsfunktion für die zugehörige Bewegungsart abzuleiten. Auf diese Weise wurden zwei unterschiedliche Energiemodelle aufgestellt, welche sich nur innerhalb der Definition der Leistungsfunktion der Motoren unterscheiden, da eines davon für horizontale und vertikale Bewegungen unterschiedliche Leistungsfunktionen besitzt und das andere Modell für diese Bewegungsarten eine gemeinsame Leistungsfunktion nutzt. Diese Energiemodelle wurden anschließend evaluiert, indem die Abweichung ihrer Energieschätzungen gegenüber der tatsächlich verbrauchten Energie innerhalb von zwei Validierungsflügen, in denen der Quadcopter beliebige Bewegungen ausführte, untersucht wurde. Dabei konnte das Modell basierend auf der zusammengelegten Leistungsfunktion für horizontale und vertikale Bewegungen einen relativen akkumulierten Schätzfehler von unter 2% für beide Flüge erreichen. Zudem wurden basierend auf verschiedenen Energiemodellen mit abweichenden Leistungsfunktionen für die Motoren, Fragestellungen untersucht, die sich mit dem Anteil der Schwebelageleistung an der Gesamtleistungsaufnahme des Quadcopters im Flug sowie dem Anteil der Leistungsaufnahme des Quadcopters im Leerlauf an der Gesamtleistungsaufnahme des Quadcopters im Schwebeflug beschäftigen.

Innerhalb dieser Arbeit konnten die aufgestellten Ziele erreicht werden. Insbesondere konnte ein Energiemodell eines Quadcopters konzeptioniert werden, welches es ermöglicht den Energieverbrauch eines beliebigen Quadcopters innerhalb von allgemeinen Missionen zu modellieren. Das vorgestellte Modell

ist imstande den Energieverbrauch des kompletten Quadcopters und all seiner Komponenten einzubinden. Zudem kann durch die modulare Aufbauweise des Modells Änderungen am Quadcopteraufbau sowie zusätzliche Ladegüter einfach integriert werden. Die für die Schätzung des Energieverbrauchs einer Mission benötigte Missionsfunktion ist sehr flexibel gestaltet und stellt keine Voraussetzungen an die zu modellierende Mission. Durch diese Eigenschaften erfüllt das konzipierte Energiemodell alle zur Erfüllung dieses Ziels definierten Kriterien. Das zweite, innerhalb dieser Arbeit gesetzte Ziel konnte auch erreicht werden, da das vorgestellte Energiemodell anhand eines realen Quadcopters, dem *FINken3*, implementiert wurde. Die parametrisierten Energiemodelle des *FINken3* wurden innerhalb von verschiedenen Testflügen, die allgemeinen Missionen entsprechen, validiert und es konnte ein Schätzfehler von unter 5 % für eines der Modelle erreicht werden, wodurch dieses Energiemodell innerhalb von praktischen Anwendungen eingesetzt werden kann. Das dritte gesetzte Ziel konnte realisiert werden, da zwei wissenschaftliche Fragestellungen aufgestellt und konkret formuliert wurden, welche im Verlauf der Arbeit untersucht und beantwortet wurden. Die definierten Kriterien zur Beantwortung dieser Fragestellungen konnten mithilfe der implementierten Energiemodelle allesamt erfüllt werden. So wurde zum einen festgestellt, dass innerhalb von Geschwindigkeiten bis zu 35 cm/s und Beschleunigungen bis zu 2 m/s^2 , die die Abweichung durch die Annäherung der Leistungsaufnahme des *FINken3* für beliebige Flugbewegungen durch die Leistungsaufnahme des Quadcopters im Schwebeflug nicht größer als 5 % ist. Zum anderen wurde ermittelt, dass die Komponenten des Quadcopters, welche nicht den Motoren entsprechen, einen Anteil an der, mithilfe der benötigten Leistung zum Schweben geschätzten Gesamtleistungsaufnahme des Quadcopters, von 3,62 % haben. Durch eine Missachtung dieser Leistungsaufnahme für die Modellierung des Energieverbrauches wird der relative akkumulierte Schätzfehler innerhalb von Flügen mit einer Flugdauer von 177 Sekunden und 126 Sekunden fast verdoppelt.

Die in dieser Arbeit gewonnenen Erkenntnisse und Ergebnisse eröffnen die Grundlagen für weitere Forschungsarbeiten. So kann das konzipierte Energiemodell genutzt werden, um das Verhalten der Leistungsaufnahme für beliebige Quadcopter zu untersuchen. Es bildet somit die Basis für unterschiedliche Arten der Optimierung des Energieverbrauchs, wie beispielsweise die Entwicklung von energie-bewussten Pfadplanungsalgorithmen. Das implementierte Energiemodell des *FINken3* kann für weitere studentische Forschungsarbeiten genutzt werden, wobei insbesondere eine Integration des Modells in die *Paparazzi*-

Plattform von Interesse ist, damit eine Schätzung des Energieverbrauchs während des Fluges möglich ist. Die erarbeiteten Erkenntnisse über die Leistungsaufnahme des *FINken3* unterstützen zusätzlich die Auswahl neuer Hardware und die Weiterentwicklung dieser Quadcopterplattform. Trotz der erreichten Ziele sind Fragen ungeklärt geblieben sowie neue Fragestellungen innerhalb dieses Projektes entstanden. So konnte aufgrund der Limitierungen des *FINken3* nicht der Einfluss der gesamten Flugdynamik auf den Energieverbrauch untersucht werden, da nur ein begrenztes Flugverhalten möglich war. Der Einfluss von hohen Geschwindigkeiten und Beschleunigungen über einen längeren Zeitraum auf den Energieverbrauch des Quadcopters und die Leistungsfunktion innerhalb des Energiemodells wurde somit nicht ausreichend analysiert. Eine neu entstandene Fragestellung befasst sich mit der in der Spezifikation des Energiemodells definierten Quadcoptermission. Denn die Energieschätzung des Modells basiert auf einer Modellierung der Quadcoptermission und dementsprechend auf der Modellierung des Verhaltens und der Zustandsgrößen des Quadcopters. Da die Methoden zur Modellierung einer solchen Mission nicht weiter spezifiziert worden sind, unterstützt eine Untersuchung von unterschiedlichen Ansätzen zur Bestimmung einer Missionsfunktion, die praktische Anwendbarkeit des Energiemodells. Insbesondere die Größe des Einflusses der Missionsmodellierung auf die Güte der Schätzqualität des Energieverbrauchs durch das Modell muss in realistischen Szenarien ermittelt werden, damit das Modell weitläufig eingesetzt werden kann.

Diese Arbeit stellt einen weiteren Schritt innerhalb der Quadcopterforschung dar, um die praktische Einsatzfähigkeit von Quadcoptern zu verbessern und ihre möglichen Einsatzarten und Anwendungsgebiete zu erweitern. Durch die Reduzierung der Auswirkungen des Energieproblems mithilfe eines Energiemodells können zusätzliche Missionen erfüllt, sowie bestehende Aufgaben mit geringerem Ressourcenverbrauch bewältigt werden. Diese Optimierungen begründen neben weiteren Entwicklungen eine verstärkte Nutzung von Quadcoptern innerhalb kommerzieller und privater Lebensbereiche. In den nächsten Jahren kann damit gerechnet werden, dass die Wirtschaftlichkeit von Quadcoptereinsätzen immer weiter steigt und somit auch der Markt für Quadcopter an Bedeutung und Interesse gewinnt. Insbesondere innerhalb relevanter Sektoren wie der Landwirtschaft und dem Bauwesen, in denen lange und ressourcenlastige Missionen üblich sind, werden weiterhin Entwicklungen nötig sein, um das Energieproblem von Quadcoptern zu lösen. Dabei bietet das in dieser Arbeit entwickelte Energiemodell einen ersten Ansatz.

Literaturverzeichnis

- [1] A. Abdilla, A. Richards, and S. Burrow. Power and endurance modelling of battery-powered rotorcraft. In *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pages 675–680, Sep.
- [2] M. C. Achtelik, J. Stumpf, D. Gurdan, and K. Doth. Design of a flexible high performance quadcopter platform breaking the mav endurance record with laser power beaming. In *2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pages 5166–5172, Sep. 2011.
- [3] W. H. Al-Sabban, L. F. Gonzalez, and R. N. Smith. Wind-energy based path planning for unmanned aerial vehicles using markov decision processes. In *2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages 784–789, May 2013.
- [4] D. Aleksandrov and I. Penkov. Energy consumption of mini UAV helicopters with different number of rotors. In *11th International Symposium Topical Problems in the Field of Electrical and Power Engineering*, pages 259–262, 2012.
- [5] M. S. Alvissalim, B. Zaman, Z. A. Hafizh, M. A. Ma'sum, G. Jati, W. Jatmiko, and P. Mursanto. Swarm quadrotor robots for telecommunication network coverage area expansion in disaster area. In *2012 Proceedings of SICE Annual Conference (SICE)*, pages 2256–2261, Aug 2012.
- [6] Guowei Cai, Jorge Dias, and Lakmal Seneviratne. A survey of small-scale unmanned aerial vehicles: Recent advances and future development trends. *Unmanned Systems*, 02(02):175–199, 2014.
- [7] L. Corral, I. Fronza, N. El Ioini, and A. Ibershimi. Towards optimization of energy consumption of drones with software-based flight analysis. In *The 28th International Conference on Software Engineering and Knowledge Engineering*, pages 543–546, 2016.

- [8] T. Dietrich, S. Krug, and A. Zimmermann. An empirical study on generic multicopter energy consumption profiles. In *2017 Annual IEEE International Systems Conference (SysCon)*, pages 1–6, April 2017.
- [9] S. Driessens and P. E. I. Pounds. Towards a more efficient quadrotor configuration. In *2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pages 1386–1392, Nov 2013.
- [10] Ludwig Fahrmeir. *Regression: Modelle, Methoden und Anwendungen (Statistik und ihre Anwendungen) (German Edition)*. Springer, 2009.
- [11] Dario Floreano and Robert J. Wood. Science, technology and the future of small autonomous drones. *Nature*, 521:460 EP –, May 2015.
- [12] C. D. Franco and G. Buttazzo. Energy-aware coverage path planning of uavs. In *2015 IEEE International Conference on Autonomous Robot Systems and Competitions*, pages 111–117, April 2015.
- [13] M. Hasan Shaheed, A. Abidali, J. Ahmed, S. Ahmed, I. Burba, P. J. Fani, George Kwofie, K. Wojewoda, and A. Munjiza. Flying by the sun only: The solarcopter prototype. *Aerospace Science and Technology*, 45:209–214, 2015.
- [14] Z. He, S. Li, Z. Shen, M. U. Khan, Z. Shao, and Q. Wang. A quadcopter swarm for active monitoring of smog propagation. In *Proceedings of the ACM/IEEE Sixth International Conference on Cyber-Physical Systems*, pages 255–255, 2015.
- [15] Sunghun Jung and Hyunsu Kim. Analysis of amazon prime air uav delivery service. *Journal of Knowledge Information Technology and Systems*, 12:253–266, 04 2017.
- [16] M. Kovacs, G. Artur Găman, D. Pupazan, A. Draghici, and A. Irimia. Research on the potentiality of using aerial vehicles for monitoring the environment agent - air. In *11th International Conference “Environmental Legislation, Safety Engineering and Disaster Management”*, 05 2016.
- [17] J. Leonard, A. Savvaris, and A. Tsourdos. Energy management in swarm of unmanned aerial vehicles. In *2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pages 124–133, May 2013.
- [18] Liana-Elenora Marinescu. Autonomous quadcopter for noninvasive wildlife surveillance and analysis. Bachelor’s thesis, Politehnica University of Bucharest, July 2013.

- [19] F. Morbidi, R. Cano, and D. Lara. Minimum-energy path generation for a quadrotor uav. In *2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pages 1492–1498, May 2016.
- [20] V. Pandit and A. Poojari. A study on amazon prime air for feasibility and profitability– a graphical data analysis. *IOSR Journal of Business and Management*, 16:06–11, 01 2014.
- [21] Goldman Sachs Research. Drones - reporting for work. <https://www.goldmansachs.com/insights/technology-driving-innovation/drones/>, 2016. Eingesehen am 09.06.2019.
- [22] J. F. Roberts, J. Zufferey, and D. Floreano. Energy management for indoor hovering robots. In *2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pages 1242–1247, Sep. 2008.
- [23] A. Sathiaselvan, A. Lertsinsrubtavee, A. Jagan, P. Baskaran, and J. Croccroft. Cloudrone: Micro clouds in the sky. In *Proceedings of the 2Nd Workshop on Micro Aerial Vehicle Networks, Systems, and Applications for Civilian Use, DroNet '16*, pages 41–44, 2016.
- [24] C. Steup, S. Mai, and S. Mostaghim. Evaluation platform for micro aerial indoor swarm robotics. In *Technical Report FIN-003-2016*, 2016.
- [25] T. Stirling and D. Floreano. Energy efficient swarm deployment for search in unknown environments. In *Proceedings of the 7th International Conference on Swarm Intelligence (ANTS 2010)*, pages 562–563, 2010.
- [26] N. K. Ure, G. Chowdhary, T. Toksoz, J. P. How, M. A. Vavrina, and J. Vian. An automated battery management system to enable persistent missions with multiple aerial vehicles. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 20(1):275–286, Feb 2015.
- [27] A. Wallar, E. Plaku, and D. A. Sofge. Reactive motion planning for unmanned aerial surveillance of risk-sensitive areas. *IEEE Transactions on Automation Science and Engineering*, 12(3):969–980, July 2015.
- [28] S. Watkins, M. Abdulghani, S. Prudden, M. Marino, R. Clothier, A. Fisher, and A. Panta. Using mavs for atmospheric wind measurements: Opportunities and challenges. In *International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition 2017*, pages 170–174, Sep 2017.

- [29] F. Yacef, N. Rizoug, O. Bouhali, and M. Hamerlain. Optimization of energy consumption for quadrotor. In *Proceedings of the 2017 International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition (IMAV)*, pages 215–222, September 2017.

Selbstständigkeitserklärung

Hiermit erkläre ich, dass ich die vorliegende Arbeit selbständig verfasst und keine anderen als die angegebenen Quellen und Hilfsmittel verwendet habe.

Simon Parlow

Magdeburg, 27. Juni 2019