

Funktions- und Messprinzip des Absetz- und Datenerfassungskonzepts eines Systems zur flugmobilen Netzdatenerfassung

Alexander Schulzke*, Mirco Alpen, Joachim Horn
Professur für Regelungstechnik
Helmut-Schmidt-Universität /
Universität der Bundeswehr Hamburg
Hamburg, Deutschland
alexander.schulzke@hsu-hh.de

Hanifa Mukka, Marc F. Meyer, Detlef Schulz
Professur für Elektrische Energiesysteme
Helmut-Schmidt-Universität /
Universität der Bundeswehr Hamburg
Hamburg, Deutschland
hanifa.mukka@hsu-hh.de

Fridolin Popov, Sebastian Lehmen, Nils Gageik
Emqopter GmbH
Würzburg, Deutschland
nils.gageik@emqopter.de

Zusammenfassung—Dieses Paper ist im Rahmen des Projekts *Digitalisierte, rechtssichere und emissionsarme flugmobile Inspektion und Netzdatenerfassung mit automatisierten Drohnen (kurz DNeD)* entstanden. Ziel des Projekts ist die Erforschung und Erprobung eines intelligenten flugfähigen Systems, welches automatisiert Freileitungen inspiziert und dabei befähigt ist, einen Sensor zur Erfassung elektrischer Größen im Mittel- und Hochspannungsnetz auf einer Freileitung abzusetzen. Dieses Paper stellt das Hardware-Design der zu entwickelnden automatisierten Flugplattform (engl. unmanned aerial system, UAS) und der abzusetzenden Messsonde sowie die regelungstechnischen Ansätze zur Steuerung des UAS in den Vordergrund.

Index Terms—UAS, Autonomie, Netzimpedanz

I. EINLEITUNG UND MOTIVATION

Automatisierte Roboter im allgemeinen und Multikopter, welche im Volksmund gern als Drohnen bezeichnet werden, im speziellen, besitzen ein enormes wirtschaftliches und gesellschaftliches Potential. Dieses zeigt sich bereits in vielen Bereichen. Diese unmanned aerial systems (UAS) werden aktuell als Überwachungswerkzeug, als Transporteinheit oder auch für Aufgaben im Bereich der Geodäsie oder zur optischen Inspektion von Infrastruktur eingesetzt, und tragen dort zu einer deutlichen Steigerung der Effizienz und Kostenersparnis bei.

Das Projekt DNeD knüpft an die bisherige Einsatzpraxis von UAS im Bereich der Inspektionsaufgaben und bei Netzbetreibern an. So hat man beispielsweise im Projekt Voltair [2], welches im Rahmen des österreichischen Energieforschungsprogramms gefördert wurde, untersucht, wie die Schadensdetektion an Freileitungen, Transformatoren, Schaltanlagen und Umspannwerken durch Verwendung eines UAS und speziell abgestimmter Sensorik verbessert werden kann. Insbesondere die Erkenntnisse in Zusammenhang mit der Detektion und Positionierung des Fluggeräts relativ zur Freileitung können

Einfluss auf die technische Umsetzung des im Rahmen von DNeD zu entwickelnden Funktionsmusters haben.

Die Firma *Linebird* aus den USA hat ein System auf den Markt gebracht, welches einen Sensor zur Strommessung kurzzeitig mit Hilfe eines UAS an die Leitung hält [6]. Der Sensor hängt dabei an einem halbsteifen Gestänge etwa 1 m unterhalb des Kopters und wird für maximal einige Sekunden an die Leitung gebracht. Eine Entkopplung von Sensor und Fluggerät findet dabei nicht statt. Über den Grad und die Art der Automatisierung des Systems geht aus den genutzten Quellen keine Information hervor.

Im Rahmen von DNeD soll erstmals ein Messsystem zur Erfassung elektrischer Größen auf einer zu prüfenden bestromten Freileitung abgesetzt werden, um langfristige Messungen durchführen zu können. Dadurch wird der Einsatzbereich von Multikoptern deutlich erweitert, da nicht nur ein sicherer automatisierter Flug innerhalb elektrischer Streufelder möglich wird, sondern auch das präzise Absetzen von Lasten auf beweglichen Untergründen.

Bedarf für ein solches System besteht aber nicht nur bei Stromnetzbetreibern, sondern ebenso bei Bahnnetzbetreibern, die ebenfalls über eine eigene Netzinfrastruktur verfügen.

Die weiteren Ausführungen sind wie folgt strukturiert. In Kapitel II wird das avisierte Hardwaredesign des UAS vorgestellt. Anschließend folgt eine Übersicht über mögliche Reglerstrukturen zur Positions- und Trajektorienfolgeregelung des Kopters. Kapitel IV widmet sich der Darstellung von Herausforderungen und Lösungsansätzen beim Aufbau der abzusetzenden Messsonde.

II. HARDWAREDESIGN DES TRÄGERSYSTEMS

Das Trägersystem ist als Hexakopter in X-Konfiguration ausgeführt, hat eine Spannweite von 1,85 m und ein Abfluggewicht von ca. 15 kg. Mit seinen sechs bürstenlosen

DNeD Q6000

6S = 6 Zellen mit jeweils 4,2V max Spannung. 6x4,2V= 25,2V
 CAN: 4polig VCC, CAN_High, CAN_LOW, GND
 UART: 4polig VCC, RX, TX, GND
 USB: 5V, D+ D- GND
 SBUS: UART invertiert
 RSSI: analoge Spannung 0-3V3 (Empfangsqualität)
 I2C: 3V3 oder 5V Pegel VCC, SCL, SDA GND
 GPIO: General Purpose Input Output. Pin am Mikrocontroller

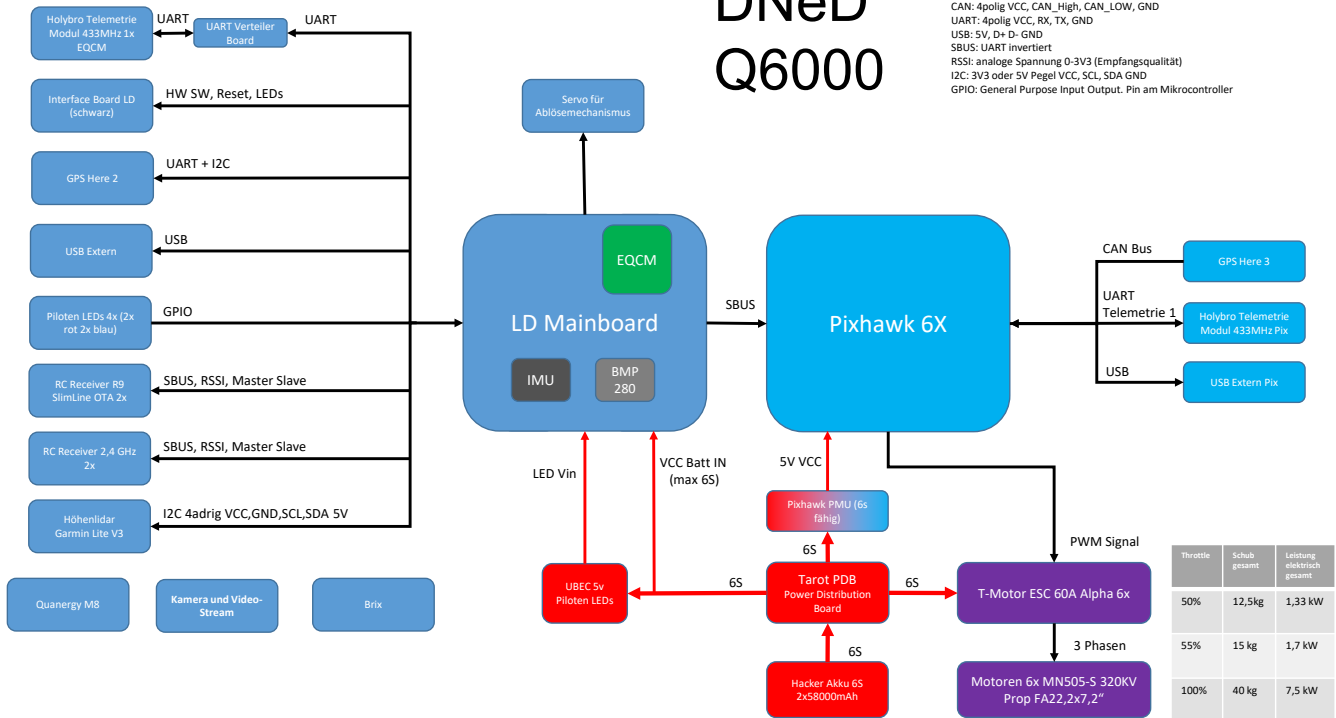


ABBILDUNG 1. GEPLANTES HARDWARE DESIGN DES MULTIKOPTERS

Gleichstrommotoren [7] und 22 Zoll Propellern, erzeugt das Trägersystem einen maximalen Schub von 40 kg, wobei die Motoren zusammen etwa eine elektrische Leistung von 7,5 kW aufnehmen. Für den Schwebeflug bei Windstille benötigen die Motoren etwa 1,7 kW elektrische Leistung. Das System besteht aus einem flugfähigen Basiskopter, die durch Zusatzsysteme für erweiterte Funktionen, wie Autonomie, ergänzt ist.

A. Basiskopter

Der Basiskopter ist nach bewährter Architektur aufgebaut und kann durch den Piloten per Fernsteuerung gesteuert werden. Bei einem Fehlverhalten der Zusatzsysteme, kann der Pilot diese jederzeit abschalten und die Steuerung der Drohne übernehmen. Zusätzlich erlaubt dieser Aufbau eine schrittweise Inbetriebnahme und Erprobung des Systems. Als Flugsteuerung kommt eine Pixhawk 6X mit der neuesten PX4-Firmware zum Einsatz, diese ermöglicht die Simulation von Hard- und Software in the Loop und bietet eine ROS2-Schnittstelle. Die Pixhawk 6X, welche in ABBILDUNG 1 zentral angeordnet ist, verfügt neben zwei Prozessoren über drei inertielle Messeinheiten (IMU), zwei Barometer und einen Kompass. Die inertialen Messeinheiten und Barometer sind mit separaten Bussen angebunden. Durch jede inertielle Messeinheit erhält die Flugsteuerung Messdaten zur Bewegung in allen sechs kinematischen Freiheitsgraden. Die Barometer messen den statischen Absolut-Luftdruck zur Höhenbestimmung. Als zusätzliche Sensoren sind

auf dem, per CAN-Bus angebenen, Here3-Modul ein GPS-Empfänger, ein Kompass und eine weitere inertielle Messeinheit verbaut.

Als weiteres Eingangssignal erhält die Flugsteuerung das Signal der Fernsteuerung, das von den Empfängern über das LD-Mainboard an die Pixhawk 6X geleitet wird. Um eine erhöhte Störsicherheit zu erhalten, sind das UAS und die Fernsteuerung über jeweils zwei 2,4 GHz- und 868 MHz-Empfänger in Master/Slave-Hierarchie verbunden. Sollte die Funkverbindung zwischen dem Fernsteuerungs-Sender und allen Empfängern dennoch abbrechen, kann der Kopter, je nach eingestelltem Failsafe-Modus, unter anderem automatisch die Landung einleiten oder zum Startpunkt zurückkehren.

Die acht übertragenen Signale enthalten neben den Steuersignalen des Piloten auch die Wahl des Flugmodus. Durch die Auswahl eines manuellen Flugmodus kann das System, im Falle eines Fehlverhaltens, auch ohne GPS und Kompass oder Barometer sicher geflogen werden.

Als Ausgangssignal erzeugt die Flugsteuerung sechs PWM-Signale, die mit einzelnen Signalleitungen, die Drehzahlregler (ESC) der Antriebsmotoren ansteuern. Durch die Konfiguration als Hexakopter kann das System den Ausfall von bis zu zwei Motoren, abhängig von deren Position, verkraften. Im Allgemeinen kann der Ausfall eines Motors kompensiert werden.

Die Stromversorgung des Trägersystems erfolgt mittels Lithium-Polymer-Akkumulatoren (LiPo) mit sechs in Reihe

geschalteten Zellen (6S). Bei einer Nennspannung der LiPo Zellen von 3,7V ergibt sich eine Nennspannung des Akkus von 22,2V. Die Akkus sind über eine Stromverteilerplatine mit den ESCs verbunden. Die Flugsteuerung benötigt, wie viele andere Komponenten des Systems, eine niedrigere Spannung von 5V, die durch den zugehörigen Spannungswandler (PMU) bereitgestellt wird. Über diesen Pixhawk-eigenen Spannungswandler erfolgt zudem eine Spannungsmessung, die zum Auslösen eines Failsafe-Modus genutzt werden kann.

Ergänzt wird die Basissystem durch einen externen USB-Anschluss und eine Telemetrie-Verbindung zur Datenübertragung bei Konfiguration und Flug.

B. Zusatz für Autonomie

Aufbauend auf dem Basiskopter wird das System durch den Einsatz der EMQ-Steuerung für Aufgaben wie Navigation, Kollisionsvermeidung und intelligente Autonomie-Funktionen ergänzt. Die EMQ-Steuerung dient zur Kommandierung anderer Multikopter-Flugsteuerungen (hier Pixhawk 6X). Der zentrale Knotenpunkt für diese Zusatzsysteme ist eine Verteilerplatine (LD-Mainboard). Das LD-Mainboard verfügt über einen eigenen Mikrocontroller (EQCM). Mit Hilfe dieses Mikrocontrollers kann auf Basis verschiedener Sensordaten und Systemzustände das eingehende SBUS-Signal modifiziert und an die Flugsteuerung weitergegeben werden.

Weiterhin können über die EMQ-Steuerung zusätzliche Funktionen und periphere Systeme angesteuert werden. Das Ansteuern eines Servomotors ermöglicht beispielsweise das Lösen der mechanischen Verbindung zwischen Trägersystem und Messsonde.

Durch integrierte Sicherheitsmechanismen können jederzeit (z.B. im Fehlerfall) sämtliche Zusatzfunktionen deaktiviert werden. Der Fallback der EMQ-Steuerung bewirkt deren elektrische Brückung (Out of Loop) im Fehlerfall. Diese Architektur ermöglicht die Entwicklung und Erprobung möglicherweise kritischer, neu entwickelter Softwarekomponenten mit erhöhter Sicherheit.

Zur Redundanz sind auf dem LD-Mainboard zusätzlich eine inertielle Messeinheit und ein Barometer (BMO 280) untergebracht. Außerdem sind ein Here2-Modul und ein optischer Entfernungsmesser (Garmin LIDAR-Lite V3) direkt mit dem LD-Mainboard verbunden. Das Here2 stellt ein GPS-Signal über UART und ein Kompasssignal über I2C zur Verfügung. Zudem ist ein Punktlaser (Garmin LIDAR-Lite V3) nach unten ausgerichtet, der zur Messung der Höhe über Grund, bis zu einer Höhe von 40 Metern, dient. Eine Telemetrie-Schnittstelle ermöglicht die Übertragung von Daten der EMQ-Steuerung im Flug. Ein Interface-Board mit LEDs zur Anzeige des Systemzustands sowie möglicher Fehler bei der System-Initialisierung oder bei Vorflug-Checks und Tastern zum Reset bzw. Vorbereiten des Microcontrollers zum Flashen erweitert die Basisdrohne. Für die einfachere Zugänglichkeit kann der EQCM über eine externe USB-Schnittstelle programmiert werden.

Für die ressourcenintensive Echtzeit-Verarbeitung der Sensordaten wird das Basissystem mit einem Onboard-PC erweitert. Zum Einsatz kommt hier ein Brix mit i7-Prozessor, der über einen eigenen Spannungswandler mit 19,5V versorgt wird. Für die Leitungsdetektion wird ein Quanergy M8-Lidar eingesetzt. Durch die extrem hohe Winkel-Auflösung von 0.03° erfüllt der Lidar den Anspruch mehrerer Messpunkte pro Scanlinie auf der Freileitung. Auf diese Weise wird die autonome Leitungsdetektion deutlich stabiler und zuverlässiger. Die Stromversorgung des Lidars erfolgt über einen Spannungswandler mit 24V Ausgangsspannung. Die Erweiterung um eine Eken 4K-Kamera ermöglicht dem Operator die Überwachung und Steuerung des Flugs aus der Sicht des UAS. Die Übertragung des Video-Streams erfolgt über ein Herelink-Modul.

III. REGELUNGSKONZEPTE ZUR POSITIONS- UND TRAJEKTORIENREGELUNG

In diesem Abschnitt folgt die Beschreibung möglicher Regelungskonzepte für die Flugplattform. Es werden drei Ansätze in Betracht gezogen. Derzeit wird an der Umsetzung dieser drei im folgenden vorgestellten Regler in einer Simulationsumgebung gearbeitet. Eine vergleichende Validierung durch Realversuche ist ebenfalls geplant.

A. PID - Regler

Als erstes wurde der PID-Regler aus der PX4-Steuerung für diesen Vergleich ausgewählt. Dieser spezifische Regler wird auf [8] vorgestellt und ist schematisch in Fig. 2 dargestellt. Es wurde sich für diesen Regler entschieden, da dieser Teil der PX4 Software ist, welche in den meisten handelsüblichen UAS verwendet wird und auch in diesem Projekt zum Einsatz kommt. Damit stellt dieser PID-Regler den industriellen Standard und eine gute Basis für die Evaluation der zwei weiteren Ansätze dar.

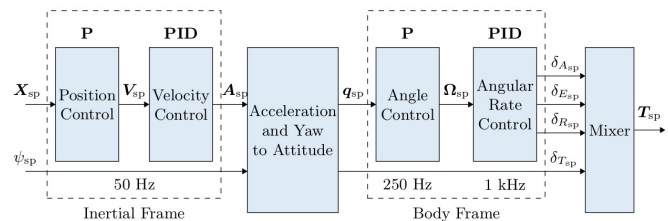


ABBILDUNG 2. Schema des PX4-Flugcontrollers. [8]

Der Vorteil der PID-Regelung an sich ist dabei die Schlichtheit, welche einen schnellen und stabilen Reglerentwurf erlaubt. Dazu kommt dass PID-Regler in den meisten Regelungen Anwendung finden, weshalb das Wissen über diese Technologie, ihre Vor- und Nachteile sowie ihre Grenzen bestens erforscht sind.

In diesem spezifischen Fall ist der PID als kaskadierter

Regler implementiert. Dabei ist vor allen Dingen die Trennung zwischen der Bewegung im Raum (Positions- und Geschwindigkeitsregelung) und der Drehung im Raum (Lage- und Winkelgeschwindigkeitsregelung) zu betonen. Diese ist eine Folge davon, wie sich das System fortbewegt. Ein Multikopter erzeugt mit seinen Rotoren einen Schub orthogonal zur Ebene in der sie angeordnet sind. Dies bedeutet, äußere Kräfte außer Acht lassend, dass ein Multikopter sich ausschließlich in Schubrichtung bewegen kann. Um eine Bewegung im dreidimensionalen Raum zu ermöglichen muss folglich die Schubrichtung angepasst werden. Dies wird durch die Lageregelung erreicht.

Da die Bewegung im Raum abhängig davon ist, dass die korrekte Lage eingeregelt ist, wird dieser Regelkreis, wie ABBILDUNG 2 zeigt, schneller ausgeführt. Die Frequenz für die Lageregelung beträgt 250 Hz während die Positions- und Geschwindigkeitsregelung mit 50 Hz arbeitet. Aus dem selben Grund erhöht sich die Frequenz von Lageregelung zu Winkelgeschwindigkeitsregelung noch einmal von 250 Hz zu 1 kHz.

Wie bereits erwähnt, ist das Funktionsprinzip des PID-Reglers vergleichsweise einfach. Zuerst wird ein Zielpositionsvektor \mathbf{X}_{sp} mit einem P-Regler zu einen Zielgeschwindigkeitsvektor \mathbf{V}_{sp} umgerechnet. Dieser wiederum wird im nachfolgenden PID-Regler zu einem Zielbeschleunigungsvektor \mathbf{A}_{sp} . Diese Berechnungen finden alle im Inertialsystem (Inertial Frame) statt. Im nächsten Schritt werden der Zielbeschleunigungsvektor und eine Zielausrichtung Ψ_{sp} in eine, als Quaternion angegebene, Solllage \mathbf{q}_{sp} und die Änderung der Schubkraft δT_{sp} übersetzt. Ab hier finden die Berechnungen in Körpersystem statt.

Ein P-Regler berechnet dann aus der Solllage den Sollwinkelgeschwindigkeitsvektor Ω_{sp} . In der innersten Schleife berechnet schließlich ein PID-Regler aus dem Sollwinkelgeschwindigkeitsvektor die Änderungen in Roll δA_{sp} , Pitch δE_{sp} und Yaw δR_{sp} . Alle Änderungen δA_{sp} , δE_{sp} , δR_{sp} und δT_{sp} werden dann in einem Mixer zu einem Vektor der Stellsignale T_{sp} zusammengefasst und an die Motoransteuerung übergeben.

B. Energiebasierter Ansatz

Als zweiter möglicher Regler wurde ein energiebasierter Ansatz nach [4] gewählt. Dieser scheint für das Projekt besonders geeignet, weil er eine optimale Trajektorienverfolgung bei vergleichsweise geringem Rechenaufwand ermöglicht. Ein weiterer Vorteil der energiebasierten Regelung ist die Koordinatenunabhängigkeit bei den Berechnungen. Zudem liefert das Verfahren einen Kandidaten für eine Lyapunov-Funktion, was den Stabilitätsnachweis vereinfacht. Weiterhin ist dieser Ansatz auf nahezu dem gesamten Raum asymptotisch stabil ist. Die einzige Ausnahme ist hier, wenn das UAS auf dem Kopf steht. Dies ist bei der avisierten Anwendung nicht vorgesehen. Der Aufbau ist schematisch in ABBILDUNG 3 dargestellt.

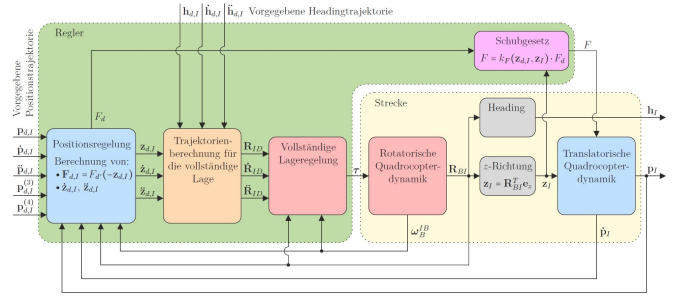


ABBILDUNG 3. Strukturbild des energiebasierten Reglers. [4]

Die Strecke, auf die sich der Regler dabei bezieht, ist folgendes mathematisches Modell des Flugverhaltens:

$$m\ddot{\mathbf{p}}_I = -\mathbf{D}\dot{\mathbf{p}}_I + mg\mathbf{e}_z - F\mathbf{z}_I \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{R}}_{BI} = -\langle\langle\boldsymbol{\omega}_B^{IB}\rangle\rangle\mathbf{R}_{BI} \quad (2)$$

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_B^{IB} = \langle\langle\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_B^{IB}\rangle\rangle\boldsymbol{\omega}_B^{IB} + \boldsymbol{\tau} \quad (3)$$

wobei \mathbf{p} die Position des Kopters, \mathbf{D} seine Dämpfungsmatrix, mg seine Gewichtskraft, \mathbf{e}_z den Vektor $[0 \ 0 \ 1]^T$, F die Schubkraft, \mathbf{z}_I den Vektor \mathbf{e}_z transformiert aus dem Körpersystem ins Inertialsystem, \mathbf{R}_{BI} die Lage als Rotationsmatrix, $\boldsymbol{\omega}_B^{IB}$ die Winkelgeschwindigkeiten des Kopters im Körpersystem, \mathbf{J} die Trägheit und $\boldsymbol{\tau}$ die Stellmomente darstellen. Die rotatorische Quadrocopterdynamik repräsentieren dabei die Gleichungen (2) und (3), die translatorische Quadrocopterdynamik findet sich in Gleichung (1).

Der Regler selbst wiederum ist ebenfalls vergleichsweise einfach strukturiert. Aus der aktuellen Sollposition und ihren vier Ableitungen der vorgegebenen Positionstrajektorie berechnet der Regler mithilfe des Eingangs erwähnten energiebasierten Ansatzes (für eine genauere Erläuterung siehe [3] und [5]) eine gewünschte Schubkraft F_d und eine Solllage der z-Achse des Körpersystems im Inertialsystem $\mathbf{z}_{d,I}$, sowie die erste und zweite Ableitung der Selben. Die gewünschte Schubkraft wird dann nach dem so genannten Schubgesetz auf die Strecke angewendet, wobei k_F einen vom Lagefehler abhängigen Faktor darstellt.

Bei der Trajektorienberechnung für die vollständige Lage handelt es sich um eine Fusion von $\mathbf{z}_{d,I}$ und der gewünschten Ausrichtung (Sollheading) $\mathbf{h}_{d,I}$ in eine Solllage \mathbf{R}_{ID} in Form einer Rotationsmatrix. Gleiches gilt für die jeweiligen ersten und zweiten Ableitungen. Abschließend berechnet die vollständige Lageregelung aus den Solllagen die benötigten Stellmomente, welche wiederum an die Motoransteuerung übergeben werden.

C. Modellprädiktiver Regler

Als dritte Variante wurde ein modellprädiktiver Regler (MPC) als vielversprechender Regler in den Vergleich aufgenommen. MPCs im allgemeinen sind dafür bekannt, Trajektorien sehr genau folgen zu können, da sie bei der Berechnung

aktueller Stellgrößen zukünftige Verläufe berücksichtigen können. Die Funktionsweise eines MPCs ist in Fig. 4 dargestellt. Ein MPC funktioniert derart, dass auf Basis eines

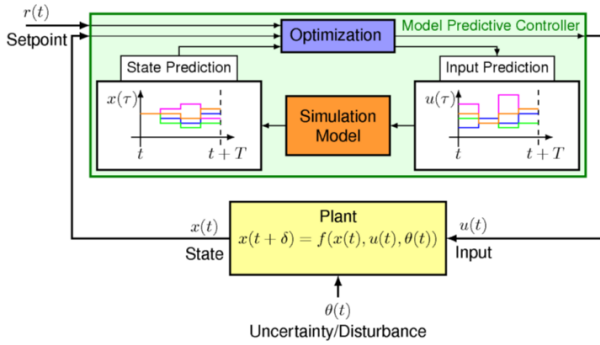


ABBILDUNG 4. Funktionsschema eines MPC. [1]

Referenzsignals $r(t)$ und des aktuellen Zustandes $x(t)$ des Systems (Plant) ein Optimierer den best möglichen Stellwert $u(t)$ berechnet. Diese Optimierung erstellt eine mögliches Stellsignal (Input Prediction) und simuliert auf Basis eines Modells (Simulation Model) das daraus folgende Verhalten des Systems (State Prediction). Der Optimierer verändert das potentielle Stellsignal so lange, bis das prädierte Systemverhalten dem gewünschten Verlauf am nächsten kommt. Ist die Optimierung abgeschlossen, wird der erste Stellwert des Stellsignals an das reale System übertragen.

Ein Nachteil bei MPCs ist es, dass die Optimierung hohe Ansprüche an die Hardware und das für die Simulation verwendete dynamische Modell stellt. Dies resultiert in einem erhöhten Preis und/oder Gewicht, um die Berechnungen in Echtzeit sicherstellen zu können. Des Weiteren ist die Modellbildung sehr aufwendig, insbesondere weil viele relevante Parameter wie beispielsweise die Kennlinie zwischen Schub und Motorspannung messtechnisch erfasst werden müssen. Die Autoren von [9] haben erfolgreich einen MPC auf eine reale Drohne angewendet. Dabei haben sie nur open source Software und Hardware verwendet, welche auch im Labor der Professur für Regelungstechnik zur Verfügung steht. Daher wird dieser spezifische MPC für den Vergleich genutzt. Folgende Gleichungen sind hierbei relevant:

$$w \dot{\mathbf{r}}_B = w \mathbf{v}_B \quad (4)$$

$$\dot{\mathbf{q}}_{WB} = \frac{1}{2} \mathbf{\Omega}(\mathbf{B}\boldsymbol{\omega}) \mathbf{q}_{WB} \quad (5)$$

$$w \dot{\mathbf{v}}_B = \frac{1}{m} \mathbf{C}_{WBB} \mathbf{T} + w \mathbf{g} \quad (6)$$

$${}_{B}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{J}^{-1}({}_{B}\mathbf{M} - {}_{B}\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_B \boldsymbol{\omega}) \quad (7)$$

$$\mathbf{\Omega}(\mathbf{B}\boldsymbol{\omega}) = \begin{bmatrix} \mathbf{B}\boldsymbol{\omega}^\times & \mathbf{B}\boldsymbol{\omega} \\ -\mathbf{B}\boldsymbol{\omega}^\top & 0 \end{bmatrix}, \quad (8)$$

wobei \mathbf{r} die Position, \mathbf{v} die Geschwindigkeit, \mathbf{q} die Lage als Quaternion, \mathbf{C} die Lage als Rotationsmatrix, \mathbf{T} die Schubkraft, \mathbf{g} die Gewichtskraft, \mathbf{J} die Trägheit, \mathbf{M} das Stellmoment und $\boldsymbol{\omega}$ die Winkelgeschwindigkeit der Drohne darstellen. Des Weiteren ist die verwendete Software die Control Toolbox

der ETH Zürich, welche mit einem Gauß-Newton-Multiple-Shooting (GNMS) Algorithmus arbeitet, um Multithreading zu ermöglichen.

D. Prozesskette

Um die im Rahmen dieses Kapitels vorgestellten Regler vergleichend zu testen, ist eine einheitliche Testumgebung bereitzustellen. Die praktische Umsetzung der hierfür avisierten Prozesskette für Simulation und Realversuche ist schematisch in ABBILDUNG 5 dargestellt.

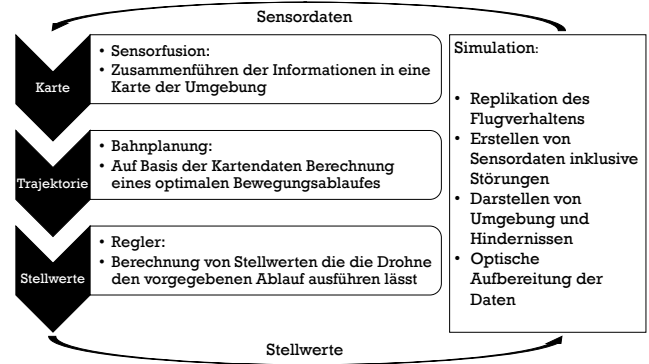


ABBILDUNG 5. Schema des Versuchsaufbaus

Wie in ABBILDUNG 5 zu sehen, sollen von der Simulation generierte Sensordaten fusioniert und basierend darauf eine einheitliche Karte der Umgebung erstellt werden. Auf Basis dieser Karte und der dort enthaltenen Informationen, wie Position und Lage der Drohne oder Entfernung von Hindernissen, soll eine Trajektorie berechnet werden, welche das optimale Flugmanöver zur Erfüllung der Aufgabe wiedergibt. Die so erhaltene Trajektorie soll dann von der Flugregelung (Flightcontroller) in Stellwerte übertragen werden, welche die Drohne zum Abfliegen derselben braucht. In der Simulation sollen dann diese Stellwerte genutzt werden, um ein möglichst reales Flugverhalten in Echtzeit zu replizieren. Dabei werden auch die eingangs bereits erwähnten Sensordaten innerhalb der Simulation generiert. Dieser Aufbau hat den Vorteil, dass bei fehlerhaftem Verhalten einer Komponente ein Absturz nur simuliert wird, anstatt einen echten Absturz des Systems zu riskieren. Ist ein sicheres Betreiben der in der Simulation getesteten Software gewährleistet, soll diese in einem nächsten Schritt auf einen Testkopter angewendet werden.

Ein weiterer Vorteil dieses Aufbaus ist dabei, dass beim Wechsel auf das reale System lediglich die künstlichen Sensordaten durch echte ersetzt werden und der virtuelle Eingang der Stellwerte durch den physikalischen ersetzt wird. Final soll dann ein Prototyp mithilfe der an dem obig beschriebenen Schema validierten Software einen vorerst unbestromten Freileiter anfliegen und dort den Sensor absetzen.

IV. ERFASSUNG ELEKTRISCHER GRÖSSEN AUF FREILEITUNGEN IM MITTEL- UND HOCHSPANNUNGSNETZ

In diesem Abschnitt wird auf die Untersuchungen zur Konzeptionierung und Entwicklung einer geeigneten Methodik zur Messung elektrischer Größen auf Freileitungen eingegangen. Eine direkte Einbindung von Stromsensoren in den Stromkreis und ein direkter Anschluss von Spannungssensoren an die Leiter ist auf Freileitungen im Mittel- und Hochspannungsnetz nicht möglich. Daher besteht die große Herausforderung darin, Netzparameter indirekt über die Feldverhältnisse zu ermitteln. Das Ziel ist, im Rahmen dieses Projektes ist zunächst die Ausarbeitung eines Anforderungskataloges für ein Messsonde zum Einsatz auf Freileitungen. Dieser soll insbesondere die Parameter Gewicht und Geometrie umfassen, sowie unter Umständen weitere erforderliche bauliche Parameter. Aufgrund der Zielsetzung, die Messsonde mit Hilfe eines UAS auf Freileitungen im Mittel- und Hochspannungsnetz abzusetzen, sind deren Gewicht und Größe gewisse Grenzen gesetzt. So darf beispielsweise die Masse der Messsonde das Freileitungsseil nicht übermäßig belasten und das abzusetzende Messsystem muss von einem UAS getragen werden können, welches aufgrund seiner möglichst geringen Abmessungen auch innen liegende Leiterseile ohne Gefahr von Kollisionen erreichen kann.

Messung der elektrischen und magnetischen Felder

Im Allgemeinen sind Feldsensoren aufgrund ihrer Anfälligkeit gegenüber Störungen durch äußere Einflüsse und ihrer teilweise massiven Struktur in ihren Anwendungen eingeschränkt. Dies kann beispielsweise dazu führen, dass sie den zeitlichen Verlauf von elektrischen und magnetischen Wechselfeldern nicht oder nur unzureichend genau ermitteln können. Zudem stellen die Begrenzungen für Größe und Gewicht der Messsonde in diesem Fall eine besonderen Herausforderung für die Entwicklung von Sensoren mit ausreichender Genauigkeit dar. Weiteren Herausforderungen ergeben sich aus Formvorgaben, welche aus der Entwicklung einer geeigneten Absetzvorrichtung entstehen können.

Unter den elektrischen Feldsensoren (E-Feld-Sensoren), bilden die sogenannten faseroptischen elektrischen Feldsensoren eine Ausnahme bezüglich der Empfindlichkeit gegenüber Störungen. Mit diesen kann daher ein Teil der oben genannten Problemstellungen, welche bei klassischen Messsystemen bestehen, gelöst werden. Faseroptische E-Feld-Sensoren basieren auf dem linearen elektrooptischen Effekt, welcher auch als Pockels-Effekt bekannt ist. Dieser beschreibt, wie sich die Lichtausbreitungseigenschaften (z.B. der Brechungsindex) eines Kristalls verändern, wenn er sich in der Umgebung eines elektrischen Feldes befindet [10]. Eine stark vereinfachte Visualisierung des Aufbaus eines Sensors, welcher auf dem Pockels-Effekt basiert, ist in ABBILDUNG 6 dargestellt. Die Polarisation des Lichtes wird im elektrooptischen Material durch Anlegen eines elektrischen Feldes so beeinflusst, dass das Verhältnis der Lichtintensitäten zwischen Ein- und

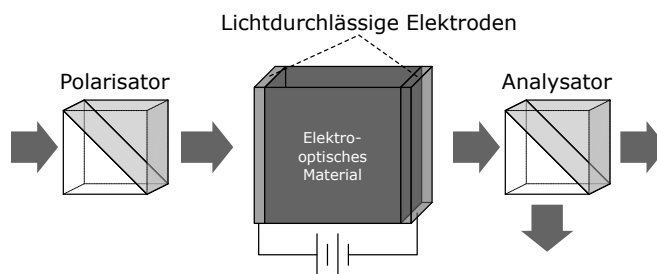


ABBILDUNG 6. Prinzipieller Aufbau eines Sensors, welcher auf dem Pockels-Effekt beruht nach [11].

Ausgang von der Höhe des elektrischen Feldes abhängt [11]. Es ist jedoch eine spezielle Auswerteeinheit nötig, um von den Lichtintensitäten auf die tatsächliche Feldstärke zu schließen. Trotz der aufwendigen Bauweise dieser Sensoren bieten Sie für das beschriebene Vorhaben eine Reihe von Vorteilen:

- Geringe Größe und geringes Gewicht
- Hohe Empfindlichkeit
- Hohe Messgenauigkeit
- Große Bandbreite
- Hohe Schadensschwelle.

Tabelle I
TECHNISCHE SPEZIFIKATIONEN VON FIBEROPTISCHEN E-FELD-SENSOREN.

Parameter	Wert
Frequenzbereich	0 – 20 GHz
Empfindlichkeit	10 mV/m – Hz ^{1/2}
Max. E-Feld	> 5 MV/m
Größe	8 mm x 50 mm
Max. messbares E-Feld	200 MV/m

Tabelle I zeigt beispielhaft die Spezifikationen für einen faseroptischen E-Feld-Sensor von der Firma Agiltron Inc. Hieran ist zu sehen, dass es im Bereich faseroptischer Sensoren auch sehr kleine Ausführungen gibt. Im Rahmen von Messungen im Hochspannungslabor sowie mit Hilfe von Simulation der Feldverhältnisse an Freileitungen werden aktuell die genauen Anforderungen für die Sensoren abgeleitet. Um später tatsächlich eine Messsonde auf einer Freileitung absetzen zu können, müssen einige weitere Voraussetzungen erfüllt sein. Am Lehrstuhl für Elektrische Energiesysteme wird daher auch an den folgenden Punkten geforscht:

- Entwicklung einer Messsonde bzw. deren Gehäuse, welches ein Anbringen und Lösen von der Freileitung ermöglicht und idealerweise keinen Einfluss auf die zu messenden elektromagnetischen Felder selbst hat
- Analyse von möglichen Gegenmaßnahmen zur Reduzierung von Einflüssen elektromagnetischer Felder auf die

Messungen

- Bewertung der Eigenschaften verschiedener Sensortypen in Bezug auf Positionierung und Genauigkeit, um aus den gemessenen Feldverhältnissen Rückschlüsse auf die Strom- und Spannungsverhältnisse zu ziehen

V. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Dieses Paper stellt die Lösungsansätze für die zentralen Herausforderungen im Rahmen des Projekts *Digitalisierte, rechtssichere und emissionsarme flugmobile Inspektion und Netzdatenerfassung mit automatisierten Drohnen (kurz DNeD)* dar. Ziel des Projekts ist die Erforschung und Erprobung eines intelligenten flugfähigen Systems, welches automatisiert Freileitungen inspiziert und dabei befähigt ist, einen Sensor zur Erfassung elektrischer Größen im Mittel- und Hochspannungsnetz auf einer Freileitung abzusetzen.

Der Aufbau des Papers ist an die drei zentralen Handlungsfelder des Projekts angelehnt. Nach einer allgemeinen Einführung wurde zunächst das Hardwaredesign des avisierten Kopters vorgestellt. Die Ausführungen zeigen, dass ein Hexakopter verwendet werden soll, um eine Redundanz bei den Antriebskomponenten zu haben. Die benötigte Bordelektronik und Sensorik verfügt ebenfalls über eine hinreichende Redundanz. Somit kann bei Auftreten von im Multikopterbetrieb gängigen Störungen ein sicherer Betrieb gewährleistet werden. Die vorgestellten Schnittstellen in Hard- und Software berücksichtigen alle erforderlichen Eingriffsmöglichkeiten.

Der Fokus in Kapitel III liegt auf der Positions- und Trajektorienregelung des einzusetzenden UAS. Es werden drei verschiedene Reglerstrukturen vorgestellt, die im weiteren Verlauf des Projekts sowohl durch Simulationen als auch durch Realversuche vergleichend validiert werden sollen. Die dafür avisierte Prozesskette ist ebenfalls Teil der Ausführungen. Ergebnisse zur Bewertung der vorgestellten Regler konnten noch nicht präsentiert werden. Dies wird Teil folgender Veröffentlichungen sein.

In Kapitel IV werden schließlich die Herausforderung für den Aufbau der abzusetzenden Messsonde und entsprechende Lösungsansätze beschrieben. Zentrales Element ist hier das Messprinzip von faseroptischen elektrischen Feldsensoren, welches eine kontaktlose Messung elektrischer Größen ermöglicht. Auch die Anforderungen an möglichst geringes Gewicht und Größe werden durch solche Sensoren erfüllt. Auch in diesem Themenbereich liegen noch keine Validierungsergebnisse vor, da die Hardware noch in Beschaffung ist. Somit wird die Darstellung praktischer Messungen ebenfalls Teil weiterer Veröffentlichungen sein.

Aktuell befinden sich viele der vorgestellten Komponenten sowohl für den Kopter als auch für die Messsonde in Beschaffung. Sobald diese abgeschlossen ist, werden entsprechende Validierungen durchgeführt, um basierend auf den Ergebnissen ggf. noch konzeptionelle Anpassungen vor Beginn des Aufbaus eines Funktionsmusters vornehmen zu können.

DANKSAGUNG

Das Projekt Digitalisierte flugmobile Netzdatenerfassung mit automatisierten Drohnen (DNeD) wird durch dtec.bw – Zentrum für Digitalisierungs- und Technologieforschung der Bundeswehr gefördert. Die Autoren bedanken sich für die Förderung.

LITERATUR

- [1] F. Allgöwer, "Model Predictive Control," Institute for Systems Theory and Automatic Control, Universität Stuttgart, <https://www.ist.uni-stuttgart.de/research/group-of-frank-allgoewer/model-predictive-control>, Stuttgart, Deutschland, letzter Aufruf September 2022.
- [2] J. A. Birchbauer, A. Einfalt, G. Komar, O. Pischler, U. Schichler und S. Frank, "Voltair - Das Unsichtbare sichtbar machen," Energieforschungsprogramm , 4. Ausschreibung, Projektnummer 865003, Endbericht, Österreich, Juli 2020.
- [3] F. Bullo and A. D. Lewis, "Geometric control of mechanical systems: modeling, analysis, and design for simple mechanical control systems," 49th volume, Springer, 2019.
- [4] O. Fritsch, "Energiebasierte Lage- und Positionsfolgeregelung für einen Quadrocopter," München: TECHNISCHE UNIVERSITÄT MÜNCHEN, 2014.
- [5] M. G. C. Grunewald, "Energiebasierte Regelung von Fahrzeugkolonnen in der Ebene," Aachen: RWTH-Aachen, Deutschland, 2011.
- [6] M. Beiro, "The Linebird Osprey Non-conductive Payload System (NPS)," <https://linebird.net/>, Richmond, USA, letzter Aufruf September 2022.
- [7] N. N., "T-Motor MN505-S KV320," Produktinformation, <https://store.tmotor.com/goods.php?id=698>, Nanchang, China, letzter Aufruf September 2022.
- [8] N. N., "PX4-Flugsteuerung," Produktinformation, <https://docs.px4.io/v1.12/en/concept/architecture.html>, letzter Aufruf September 2022.
- [9] D. Tzoumanikas, Q. Yan and S. Leutenegger, "Nonlinear MPC with Motor Failure Identification and Recovery for Safe and Aggressive Multicopter Flight," IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), Paris, Frankreich, 2020.
- [10] B. He, S. Liu , P. Zhu, Y. Li and D. Cu, "The working characteristics of electric field measurement based on the Pockels effect for AC-DC hybrid fields", Measurement Science and Technology, Volume 29, Number 12, IOP Publishing Ltd., October, 2018, DOI: <https://doi.org/10.1088/1361-6501/aae4c8>.
- [11] A. Kumada and K. Hidaka "Directly High-Voltage Measuring System Based on Pockels Effect", IEEE TRANSACTIONS ON POWER DELIVERY, VOL. 28, NO. 3, JULY 2013, DOI: <https://doi.org/10.1109/TPWRD.2013.2250315>.