

ZUSTANDSÜBERWACHUNG DES ANTRIEBSSTRANGS KLEINER MULTIKOPTER ZUR MISSIONSABHÄNGIGEN VERFÜGBARKEITSBESTIMMUNG

D. Wolfram¹, F. Vogel¹

¹ Technische Universität Darmstadt, Institut für Flugsysteme und Regelungstechnik,
Otto-Berndt-Str. 2, 64287 Darmstadt, Deutschland

Zusammenfassung

In dieser Arbeit wird ein Konzept für ein System zur Zustandsüberwachung des Antriebsstrangs kleiner Multikopter analysiert. Ziel ist es ausgewählte technische Störungen zu erkennen, zu lokalisieren und deren Einfluss auf die Missionsdurchführung zu bestimmen. Hierfür werden zunächst die einzelnen Komponenten des Antriebsstrangs vorgestellt und deren Fehlerverhalten analysiert. Die Ergebnisse der Fehleranalysen werden mit Hilfe von Fehlerbäumen im Rahmen einer Ausfallbedeutungsanalyse (*engl. Failure Mode, Effects and Criticality Analysis*, kurz FMECA) zusammengefasst und klassifiziert. Die aus den Betrachtungen resultierenden Anforderungen an die Beobachtbarkeit dienen als Grundlage zur Auswahl geeigneter Sensoren für eine Zustandsüberwachung und der Generation von Merkmalen zur Fehleridentifikation. Mit Hilfe eines innerhalb dieser Arbeit vorgestellten Prüfstandes konnten Sensoren zur Zustandsüberwachung bewertet und das Fehlerverhalten weiter untersucht werden. Die Erkenntnisse dienen als Grundlage für ein Modell des Antriebsstrangs, mit welchem der Einfluss ausgewählter Fehler auf die Schubentwicklung simuliert werden kann. Eingebettet in eine komplexe Simulationsumgebung soll so die spätere Entwicklung von Algorithmen zur Bestimmung der Durchführbarkeit geplanter Missionen und der Berechnung eines missionsabhängigen Verfügbarkeitswertes ermöglicht werden.

1. EINLEITUNG

Unbemannte Flugsysteme (*engl. Unmanned Aircraft Systems*, kurz UAS) bieten zahlreiche Einsatzmöglichkeiten in den verschiedensten Geschäftsfeldern. Neben dem militärischen Markt wächst aktuell der kommerzielle Markt rasant an [1, 2]. So wird insbesondere für Geschäftsfelder wie Landwirtschaft, Energie, öffentliche Sicherheit, Logistik oder Mobilität ein enormer Bedarf prognostiziert. Während die europäische Drohnenindustrie derzeit in diesen Bereichen nur eine unbedeutende Rolle spielt, wird das wirtschaftliche Potential für das Jahr 2035 bereits auf ca. 10,5 Milliarden Euro für 2050 sogar auf 14,5 Milliarden Euro geschätzt [1]. Die Studien gehen davon aus, dass ein Großteil der eingesetzten unbemannten Flugzeuge (*engl. Unmanned Aerial Vehicles*, kurz UAVs) Multikopter oder hybride Bauformen aus Multikopter und Flächenflugzeug sein werden. Schlüsseltechnologien für die Öffnung des Marktes sind die Einbindung der UAVs in den Luftraum, sowie die technische Weiterentwicklung im Bereich autonome Systeme [3]. Der Autonomiegrad eines UAVs kann in verschiedene Stufen eingeteilt werden. Eine Klassifizierungsmöglichkeit nach [4] ist in TAB 1 dargestellt. Hierbei wird davon ausgegangen, dass zunächst das einzelne Flugzeug mit technischen Systemen ausgestattet wird, bevor ab Stufe 5 die Vernetzung einer Gruppe von UAVs weiter vorangetrieben wird. Derzeit gibt es militärisch eingesetzte unbemannte Flächenflugzeuge, wie den Global Hawk, welche sich zwischen Autonomiestufe 2 und 3 bewegen. Konventionelle kleine Multikoptersysteme sind jedoch im Allgemeinen in Stufe 1 angesiedelt.

1	2	3	4	5
Remotely Guided	Real Time Health Diagnostics	Adapt to Failure & Flight Conditions	Onboard Route Replan	Group Coordination
6	7	8	9	10
Group Tactical Replan	Group Tactical Goals	Distributed Control	Group Strategic replan	Fully autonomous Swarms

TAB 1. Autonomiegrad von UAVs nach [4]

Ein autonomer Flug spart Personal- und Trainingskosten, stellt aber erhöhte Anforderungen an die Sicherheit des Systems. Ein Multikoptersystem generiert den benötigten Auftrieb bzw. Schub ausschließlich mit Hilfe seiner Antriebsstränge, welche demnach im Wesentlichen die flugmechanischen Leistungen und somit auch die Missionsdurchführbarkeit beeinflussen. Ein geeignetes System zur Zustandsüberwachung eines Antriebsstrangs kann also maßgeblich zur Sicherheit von Multikoptern beitragen und zudem Entscheidungen auf höheren Autonomieebenen ermöglichen. Hier könnten Reaktionen auf Störungen im Missionplan mit Hilfe eines Verfügbarkeitswertes beschrieben werden. Solche Störungen umfassen neben den detektierten technischen Störungen auch Störungen der Umgebung, wie unvorhergesehene Wetteränderungen oder Hindernisse. Alle Störungen wirken sich als Beanspruchung auf den Multikopter aus. Dieser bietet eine Beanspruchbarkeit beispielsweise in Form von Flugleistung an. Ist die Beanspruchbarkeit höher als die ermittelte Beanspruchung ist der Multikopter für die geplante Mission verfügbar.

2. KOMPONENTEN DES ANTRIEBSTRANGES

Multikopter mit einer Masse von weniger als 20 kg besitzen zumeist einen elektromechanischen Antriebsstrang, welcher schematisch in BILD 1 dargestellt ist.

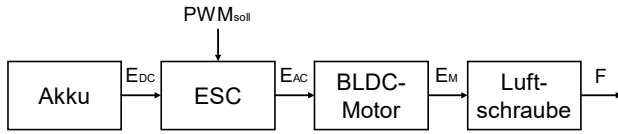


BILD 1. Übersicht Komponenten Antriebsstrang

Als Energiequelle dient ein Akkumulator (kurz Akku). Dieser versorgt einen Motorsteller (*engl. Electronic Speed Controller*, kurz ESC) mit Gleichstrom (E_{DC}). Im ESC wird die elektrische Energie (E_{AC}) für einen bürstenlosen Gleichstrommotor (*engl. BrushLess Direct Current Motor*, kurz BLDC-Motor) aufbereitet und dort in mechanische Energie (E_M) gewandelt. Der Flugregler sendet hierzu per Pulsweitenmodulation (kurz PWM) ein Sollsignal (PWM_{Soll}) an den ESC. Die entsprechende mechanische Energie nach dem BLDC-Motor wird von einer starren Luftschraube genutzt um einen Luftmassenstrom zu erzeugen aus welchem die gewünschte Schubkraft (F) resultiert.

2.1. Akkumulator

In Multikoptersystemen werden zumeist Lithium-Polymer-Akkumulatoren (kurz LiPo) als Energiespeicher eingesetzt. Die Nennspannung einer Zelle beträgt meist 3,7 V. Je nach benötigtem Schub bzw. Größe des Multikopters kommen LiPos mit verschiedener Zellenzahl zum Einsatz. In den gängigen Gewichtsklassen zwischen 1 kg und 5 kg sind vier- oder fünfzellige LiPos mit einer Nennspannung von 14,8 V bzw. 18,5 V geläufig. Der Akku hat einen maßgeblichen Einfluss auf den resultierenden Schub des Antriebstrangs. Er wird sich während dem Betrieb entladen, was zu einem Spannungsabfall führt. Die Spannung einer LiPo-Zelle beträgt je nach Ladungszustand zwischen 3,5 V und 4,3 V. BILD 2 zeigt den Einfluss des Ladungszustandes auf den Schub [5]. Man erkennt, dass der Schub im Laufe eines Fluges mit dem Ladungszustand deutlich abnimmt und damit einen sehr großen Einfluss auf die missionsbasierte Verfügbarkeit haben wird.

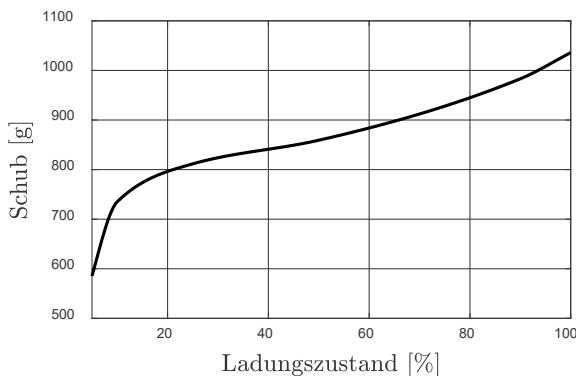


BILD 2. Schubverlust bei LiPo-Entladung nach [5]

2.2. Motor und Motorsteller

Bei einem BLDC-Motor handelt es sich von der Funktionsweise her um einen Synchronmotor. Der einzige

Unterschied ist, dass anstelle eines sinusförmigen Wechselstroms der Motor durch einen in Blockummutierung getakteten Gleichstrom betrieben wird [6]. Beim Einsatz in einem Multikopter werden Außenläufermotoren verwendet. Dies bedeutet, dass der Rotor mit Permanentmagneten außen angebracht ist, wohingegen der Stator mit den Wicklungen innen sitzt. Die 12 Spulen des Stators sind zu drei Phasen zusammenschaltet, deren Ansteuerung in BILD 3 dargestellt ist. Die drei Phasen sind in einer Sternschaltung miteinander verbunden. Zu jedem Zeitpunkt des Betriebs sind zwei der drei Phasen bestromt. Aufgrund der Schaltung ist die Summe der drei Ströme immer Null. Die Schaltung der einzelnen Phasen erfolgt im ESC, welcher in BILD 3 links dargestellt ist.

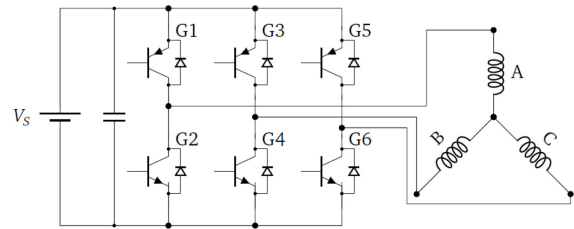


BILD 3. Elektrisches Blockschaltbild BLDC, ESC

Der ESC ist mit dem LiPo verbunden. Damit eine Drehung des Motors realisiert werden kann, müssen in einem Abstand von 60° elektrischem Winkel die einzelnen Phasen nacheinander bestromt werden. Hierzu werden sechs Metall-Oxid-Halbleiter-Feldeffekttransistoren (kurz MOSFET, in BILD 3 mit G1-G6 bezeichnet) verwendet. Um Spannungsspitzen durch nachlaufenden Strom beim Abschalten eines Motorstroms zu vermeiden, werden Freilaufdioden benötigt. Mit Hilfe dieser Kommutierung entsteht der Verlauf der Motorströme. Die einzelnen Ströme weisen einen Phasenunterschied von 120° auf. Für eine Zuordnung der einzelnen Schaltsequenzen zur Rotorposition ist diese zu bestimmen. Die Detektion der Position kann bei BLDC Motoren mittels Hall-Sensoren oder sensorlos über eine Spannungsmessung der jeweils unbestromten Phase erfolgen. Aufgrund der geringeren Größe und zur Einsparung von Produktionskosten wird bei einem Einsatz für Multikopter auf Hall-Sensoren verzichtet. Für die sensorlose Erfassung der Rotorlage wird eine Messung der induzierten Gegenspannung in der unbestromten Phase vorgenommen. Hierbei wird aus der Bestimmung der Nulldurchgänge der Spannung (*engl. Zero-Crossing Points*, kurz ZCP) die Lage bestimmt. [7]

Neben der getakteten Ansteuerung der Spulen des Motors, kann der ESC auch die Drehzahl des Motors variieren. Hierbei erhält er ein Steuersignal in Form eines pulswidenmodulierten Signals vom Flugregler. Der Frequenzbereich liegt bei handelsüblichen ESCs bei 50 bis 495 Hertz. Dieses Signal wird intern in eine mittlere Versorgungsspannung für den BLDC Motor umgerechnet. Die Amplitude der Versorgungsspannung für den Motor wird mit Hilfe einer PWM Regelung angepasst. Die Frequenz hierfür liegt bei 8 oder 16 kHz für handelsübliche Multikopter ESCs. Die Elektrische Leistungsaufnahme des Motors und Motorstellers kann nach (1) mit Hilfe der Versorgungsspannung V_S und des Akkustroms I_S berechnet werden.

$$P_{el,DC} = V_S(t)I_S(t) \quad (1)$$

Die mechanische Ausgangsleistung des Motors wird nach (2) berechnet. Hierbei ist M das Antriebsmoment der Welle

und n die Drehzahl des Motors.

$$P_M = 2\pi n M \quad (2)$$

Mit Hilfe von (1) und (2) lässt sich der Wirkungsgrad η nach (3) bestimmen.

$$\eta = \frac{P_M}{P_{el,DC}} \quad (3)$$

2.3. Luftschaube

Für den Einsatz im Multikopter werden Luftschauben mit einer festen Blattsteigung verwendet. Dies bedeutet, dass der erzeugte Schub nur durch eine Veränderung der Drehzahl variiert werden kann. Der Schub entsteht durch die sogenannte Strahlreaktion. Hierbei wird eine Fluidmasse, im vorliegenden Fall Umgebungsluft, als Strahl mit erhöhter Geschwindigkeit in Bewegung gesetzt. [8]

Wie in BILD 4 gezeigt, wird die Anströmgeschwindigkeit w_0 um die Geschwindigkeit Δw erhöht, da im Vergleich zum Umgebungsdruck direkt vor dem Propeller ein Unterdruck und direkt hinter dem Propeller ein Überdruck entsteht.

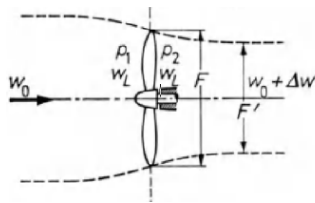


BILD 4. Luftschaubentheorie aus [9]

Im Falle des Standschubs ($w_0 = 0$) kann die erzeugte Schubkraft F_0 vereinfacht nach (4) berechnet werden. Hierbei ist A die Rotorfläche, ρ die Luftdichte und Δw gleich der Strahlgeschwindigkeit. [9]

$$F_0 = A\rho \frac{\Delta w^2}{2} \quad (4)$$

Δw kann durch Messung des Staudrucks hinter der Luftschaube bestimmt werden. Durch Anwendung der Bernoulli Gleichung berechnet sich die Strahlgeschwindigkeit Δw aus dem Staudruck p_{st} und der Luftdichte ρ nach (5).

$$\Delta w = \sqrt{\frac{2 p_{st}}{\rho}} \quad (5)$$

Die Standschubkraft F_0 kann somit nach (6) aus dem Staudruck p_{st} und der Rotorfläche A berechnet werden.

$$F_0 = A p_{st} \quad (6)$$

Die Standschubleistung P_L der Luftschaube ergibt sich aus der kinetischen Energie des erzeugten Luftstroms mit der effektiven Fläche A_{eff} (F' in BILD 4) nach (7) zu:

$$P_L = \frac{1}{2} A_{eff} \rho \Delta w^3 \quad (7)$$

Für eine Betrachtung des Wirkungsgrades sind darüber hinaus die Koeffizienten für Schub und Wellenleistung der Luftschaube bedeutend. Diese Größen sind von der Reynoldszahl und der Blattgeometrie der Luftschaube abhängig. Der dimensionslose Schubkoeffizient C_F wird nach (8) berechnet. In dieser Gleichung ist F der erzeugte Schub, n die Drehzahl der Luftschaube und D der Durchmesser der Luftschaube.

$$C_F = \frac{F}{\rho n^2 D^4} \quad (8)$$

Analog kann der Leistungskoeffizient C_P mit Hilfe der Wellenleistung P nach (9) beschrieben werden.

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (9)$$

3. FEHLERANALYSE

Unter dem Einsatz von gängigen Methoden zur Fehleranalyse sollen in diesem Abschnitt Fehlerursachen und Fehlereffekte der einzelnen Komponenten identifiziert werden. Bei den hier angestellten Betrachtungen stehen technische Fehler im Vordergrund, welche die Schubleistung des Antriebsstrangs maßgeblich beeinflussen. Methodisch wird hierbei zunächst eine Fehlzustandsbaumanalyse (*engl. Fault Tree Analysis*, kurz FTA) durchgeführt, welche Fehlerursachen bis zu einem geeigneten Detailgrad aufdeckt [10]. Die Fehlerursachen werden anschließend in einer Ausfallbedeutungsanalyse (*engl. Failure Mode, Effects and Criticality Analysis*, kurz FMECA) klassifiziert. Die dort identifizierten kritischen Fehler sollen vom Zustandsüberwachungssystem detektiert werden können. Die FMECA wird in der Praxis insbesondere zur Analyse kritischer Fehler eines Produktes während dem Entwicklungsprozess genutzt. Treten kritische Fehler auf, werden diese zumeist konstruktiv behoben und innerhalb eines weiteren Durchlaufs der FMECA neu bewertet. Um die Notwendigkeit der Detektion einzelner Fehler durch ein Zustandsüberwachungssystem zu beurteilen, musste die gängige Vorgehensweise nach [11] angepasst werden.

3.1. Fehlzustandsbaumanalyse (FTA)

BILD 5 zeigt einen Ausschnitt aus der durchgeführten FTA.

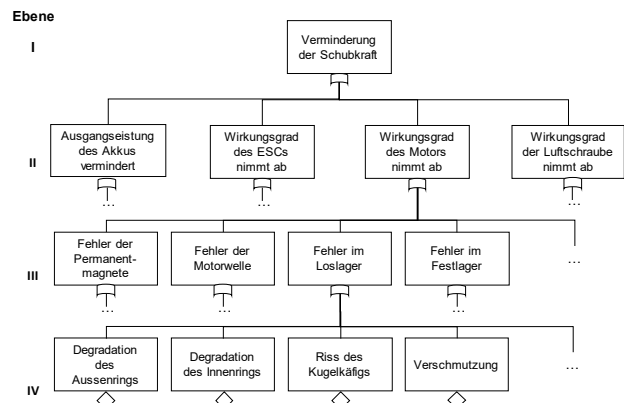


BILD 5. Ausschnitt aus der Fehlzustandsbaumanalyse

Der dargestellte Fehlerbaum besteht aus vier Ebenen. Ebene I beschreibt das Ziel der FTA. Im Mittelpunkt der hier angestellten Betrachtungen steht demnach die Ursache für eine Verminderung der Schubkraft. Die Komponenten oder Baugruppen des Antriebsstrangs sind in Ebene II aufgeführt. So kann eine verminderte Schubkraft entweder aus einer verminderten Ausgangsleistung des Akkus, aus einem abgenommenen Wirkungsgrad des ESCs, des Motors oder der Luftschaube resultieren. Zudem führen auch alle Kombinationen der vorgestellten Effekte zu einer verminderten Schubkraft. In Ebene III werden die Baugruppen weiter in ihre Bauteile zerlegt. BILD 5 zeigt hier aufgrund der Übersicht lediglich eine beispielhafte Auswahl

an möglichen Fehlerquellen, welche den Wirkungsgrad des Motors beeinflussen können. Diese können in den Lagern, an der Motorwelle, der Magnete, der Kabel oder weiteren Bauteilen vorliegen. Die nächste Ebene zerlegt die Komponenten noch weiter. In dem gezeigten Beispiel sind mögliche Fehler des Loslagers beispielsweise in der Degradation von Ausserring, Innenring, Kugeln oder einem Riss des Kugellagers zu finden. Außerdem führen Verschmutzungen oder zu geringe Schmierung zu Fehlern im Loslager, welche den Wirkungsgrad des Motors beeinflussen können und somit zu einer Verminderung der Schubkraft führen können. Theoretisch ist auch eine weitere Zerlegung der Fehlerursache aus Ebene IV denkbar. Es ist jedoch anhand dieses Beispiels leicht ersichtlich, dass schon bei einer Betrachtung von vier Ebenen eine enorme Anzahl von Fehlerursachen zustande kommt. Das innerhalb dieser Arbeit untersuchte System zur Zustandsüberwachung des Antriebsstrangs soll Messdaten zur aktuellen Leistungsfähigkeit ermitteln und zukünftig in der Lage sein, Zustände zu prognostizieren. Für die Betrachtung der Leistung ist eine Beobachtung der Baugruppen auf Ebene II völlig ausreichend. Da jedoch das Fehlerverhalten von Bauteilen entscheidend für eine Fehlerbewertung und die Prognostizierbarkeit von Fehlerzuständen ist, soll die dritte Ebene des Fehlerbaums zusätzlich mit einbezogen werden können.

3.2. Ausfallbedeutungsanalyse (FMECA)

Mit Hilfe der FMECA sollen die in der FTA gezeigten Fehler auf Kritikalität untersucht werden. Priorität ist hierbei die Analyse der Notwendigkeit zur Beobachtbarkeit durch ein Zustandsüberwachungssystem. Identisch zur Norm wird zur Bewertung die Risikoprioritätszahl (RPZ) als Indikator für die Dringlichkeit zur Überwachung eingesetzt. Diese ist das Produkt aus den drei Faktoren:

- Bedeutungswert
- Auftretenswahrscheinlichkeit
- Entdeckungswahrscheinlichkeit

Die Faktoren können einen Wert zwischen 1 und 10 annehmen. Die Zuordnung zu diesem Wert unterscheidet sich im Vergleich zur herkömmlichen Anwendung und soll nun näher vorgestellt werden. Der Bedeutungswert folgt nach den Kriterien aus TAB 2.

sehr hoch 10 - 9	Äußerst schwerwiegender Fehler der den Ausfall des Antriebsstrangs zufolge hat.
hoch 8 - 7	Funktionsfähigkeit des Antriebsstrangs ist stark eingeschränkt. Sofortige Abschaltung zwingend erforderlich.
mäßig 6 - 5 - 4	Funktionsfähigkeit des Antriebsstrangs ist eingeschränkt. Sofortige Abschaltung nicht erforderlich. Verminderter Wirkungsgrad mit messbaren Auswirkungen auf die Leistungsfähigkeit.
gering 3 - 2	Geringe Funktionsbeeinträchtigung des Antriebsstrangs. Verminderter Wirkungsgrad.
sehr gering 1	Sehr geringe Funktionsbeeinträchtigung.

TAB 2. Zuordnung der Bedeutung eines Fehlers

Es werden fünf Stufen festgelegt, wobei ein Fehler der untersten Stufe 1 nur eine sehr geringe, ein Fehler der Stufe 5 eine sehr hohe Bedeutung hat und zum Totalausfall des Antriebsstrangs führt. Ein Fehler kann spontan oder fortschreitend auftreten. Die Auswirkungen eines fortschreitend verlaufenden Fehlers wachsen demnach mit

dem Fehler an. Die Bewertung der Bedeutung eines solchen Fehlers geht vom Endzustand des Fehlers aus. Das fortschreitende Fehlerwachstum wird in der Entdeckungswahrscheinlichkeit berücksichtigt.

Die Auftretenswahrscheinlichkeit wird nach TAB 3 bewertet. Qualitative Aussagen zur Ausfallrate eines der untersuchten Bauteile sind schwer zu treffen. Die Literatur gibt hier jedoch Bauteile mit gleichem Wirkprinzip Daten an [12]. Weitere Ausfallraten wurden konservativ abgeschätzt und müssen noch in späteren Arbeiten analysiert und verifiziert werden.

sehr hoch 10 - 9	Die Ausfallrate des Bauteils ist sehr hoch oder unbekannt, da noch keine Erfahrungswerte vorliegen.
hoch 8 - 7	Der Ausfall des Bauteils ist innerhalb des Antriebsstranglebenszyklus unvermeidbar.
mäßig 6 - 5 - 4	Häufige, gelegentliche oder vereinzelte Ausfälle dieses Bauteils sind bekannt durch Erfahrung, Tests oder Simulationen.
gering 3 - 2	Nur vereinzelte Ausfälle bei fast identischen Bauteilen bekannt.
sehr gering 1	Keine Bauteilausfälle bekannt, bzw. Ausfälle können aktiv verhindert werden.

TAB 3. Zuordnung der Auftretenswahrscheinlichkeit eines Fehlers

Wie bereits erwähnt, können Fehler spontan oder fortschreitend auftreten. In dieser Arbeit soll die Erkennungswahrscheinlichkeit als die Wahrscheinlichkeit der Entdeckung vor dem Fehlerfall der höchsten Ausprägung verstanden werden. Für die Entdeckung eines spontan auftretenden Fehlers ist die Zeit bis zum Erreichen der endgültigen Fehlerausprägung im Allgemeinen sehr gering was auch zu einer sehr geringen Erkennungswahrscheinlichkeit führt. Die Kriterien für eine Zuordnung zur Erkennungswahrscheinlichkeit des Fehlers sind in TAB 4 dargestellt.

sehr gering 10 - 9	Kein Nachweisverfahren bekannt und/oder kein Zeitraum für Entdeckung vor maximalem Fehlerzustand.
gering 8 - 7	Nachweisverfahren unsicher und/oder sehr geringer Zeitraum für Entdeckung vor maximalem Fehlerzustand.
mäßig 6 - 5 - 4	Bewährtes Nachweisverfahren in neuem Einsatz und/oder geringer Zeitraum für Entdeckung vor maximalem Fehlerzustand.
hoch 3 - 2	Bewährtes Nachweisverfahren und/oder ausreichender Zeitraum für Entdeckung vor maximalem Fehlerzustand.
sehr hoch 1	Bewährtes Nachweisverfahren im Produkt erfolgreich getestet und/oder sehr langer Zeitraum für Entdeckung vor maximalem Fehlerzustand.

TAB 4. Erkennungswahrscheinlichkeit

Die vollständige FMECA befindet sich in TAB 7 im Anhang am Ende dieser Arbeit. Da eine qualitative Bewertung für Handlungsempfehlungen auf Basis der RPZ nicht zugelassen ist, wurde eine vergleichende Betrachtung der untersuchten Komponenten durchgeführt. Zusätzlich wurden Risiko- und Kritikalitätsmatrizen aufgestellt um bei unklaren Fällen eine Entscheidung treffen zu können. Die Bewertung erfolgt jedoch zumeist auf subjektiver Basis, weshalb die analysierten kritischen Fehlerfälle des Antriebsstrangs verifiziert werden müssen, bevor daraus Anforderung für ein System zur Zustandsüberwachung abgeleitet werden können. [11]

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass für elf analysierte Fehler Maßnahmen ergriffen werden sollten. Wobei zunächst erwähnt werden muss, dass eine Verbesserung der Kritikalität durch die Beobachtung von spontan auftretenden Fehlern, die direkt zu einem Ausfall des gesamten Antriebsstranges führen, durch ein Zustandsüberwachungssystem nicht möglich ist. Ausnahmen bilden hier Multikopter mit redundanten Antriebssträngen. Beispielsweise bei Oktokoptern ist auch nach einem kompletten Ausfall eines Antriebsstrangs noch ein Wert für die missionsbasierte Verfügbarkeit ermittelbar. Da nicht alle analysierten Fehler weiter untersucht werden konnten, musste eine Auswahl getroffen werden, welche in TAB 5 aufgelistet ist.

Nr.	Bauteil	Fehlerbezeichnung	RPZ
1	Luftschraube	Mechanische Beschädigung	210
2	Luftschraube	Abrasion der Oberfläche der Luftschraube	160
3	Motor	Lagerschaden - Festlager	252
4	Motor	Wicklungskurzschluss	168

TAB 5. Ausgewählte Fehler des Antriebsstrangs zur weiteren Untersuchung

Eine mechanische Beschädigung der Luftschraube (Fehler Nr. 1 in TAB 5) tritt beim Betrieb des Antriebsstrangs sehr häufig auf. So können beispielsweise Kollisionen mit Fremdkörpern schnell zu Kerben in der Luftschraube führen. Kleinere Fremdkörper, wie Sand oder Staub beschädigen die Oberfläche der Luftschraube (Fehler Nr. 2 in TAB 5). Es wird vermutet, dass die raue Oberfläche zu einer Erhöhung des Luftwiderstands führt und somit ein größeres Drehmoment des Motors benötigt wird. Lagerschäden sind mit einem Anteil von 40 bis 50 % die häufigste Ursache für den Ausfall von BLDC-Motoren und wurden schon in zahlreichen Arbeiten untersucht [13, 14]. Auch hier wird ein erhöhtes Drehmoment vermutet, welches allerdings aus der vergrößerten Reibung resultiert. Kurzschlüsse in den Wicklungen der Spule (Fehler Nr. 4 in TAB 5) können insbesondere durch Fremdkörper ausgelöst werden. Vor Allem der Flug durch Regen stellt eine größere Gefahr da.

4. MESSAUFBAU UND ERGEBNISSE

Die in Abschnitt 3 analysierten kritischen Fehlerfälle des Antriebsstrangs müssen verifiziert werden. Zudem werden geeignete Nachweisverfahren zur Fehleridentifikation benötigt. Bei deren Entwicklung steht insbesondere die Auswahl von Sensoren im Vordergrund, welche in der Lage sind Fehlermerkmale zu detektieren. Ein weiteres Ziel der Arbeit ist die Modellbildung des Antriebsstranges für die Entwicklung von Algorithmen zur Bestimmung eines Wertes für die missionsabhängige Verfügbarkeit in zukünftigen Arbeiten. Für all diese Arbeiten wird zwingend ein geeigneter Teststand benötigt, welcher im nächsten Abschnitt vorgestellt wird. Danach folgen die Ergebnisse zur Verifizierung der ausgewählten Fehlerfälle und die Untersuchungen zu möglichen Nachweisverfahren. Abschließend wird auf ein Konzept für ein System zur Zustandsüberwachung eingegangen.

4.1. Teststand

BILD 6 zeigt die Übersicht des aufgebauten Teststands.

Der Prüfling (Motor mit Luftschraube) wird zentral auf einem Sensorstrang (Nr. 3 in BILD 6) befestigt. Die Messstrecke (Nr. 2 in BILD 6) ist seitlich mit durchsichtigem PET eingehaust und erlaubt eine Untersuchung von Luftschrauben mit einem maximalen Durchmesser von 12 Zoll. Der ESC befindet sich außerhalb der Messstrecke in einem der Elektronikgehäuse (Nr. 6 in BILD 6). Die Elektronikgehäuse beinhalten zudem die Sensoren zur Bestimmung der drei Phasenströme und -spannungen sowie des ESC-Eingangsstroms und der ESC-Eingangsspannung. Ein Analog/Digital-Wandler (kurz A/D-Wandler) verarbeitet die Messdaten und stellt diese dem Computer (Nr. 4 in BILD 6) zur Verfügung. Die Spannungsversorgung der Sensoren und des Prüflings erfolgt über hochpräzise Labornetzteile (Nr. 5 in BILD 6). Der Bediener steuert und überwacht den Versuch mit Hilfe eines Touchscreens (Nr. 1 in BILD 6).

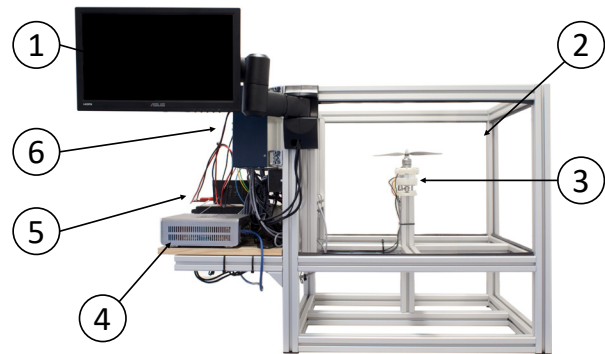


BILD 6. Übersicht Teststand

4.1.1. Sensoren

Neben den bereits erwähnten Sensoren zur Strom- und Spannungsmessung sind weitere Sensoren im Teststand integriert. Nicht zu sehen in BILD 6 ist eine unterhalb des Prüflings angebrachte Prandtl-Sonde zur Bestimmung des Staudrucks. Die Sonde nimmt den Druck der Strömung bei einem Abstand von ca. 80 mm zum Drehpunkt 40 mm unterhalb der Luftschraubenaufnahme auf. Der Druck wird über 0,5 m lange Druckschläuche zu einem hochgenauen Differenzdruckmesser geleitet. Weitere Sensorik ist insbesondere in dem in BILD 7 dargestellten Sensorstrang untergebracht.

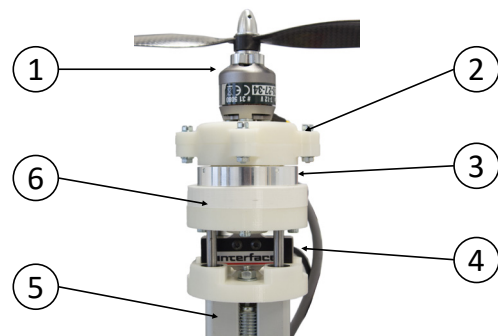


BILD 7. Übersicht der Strangensensorik

Der Prüfling (Nr. 1 in BILD 7) wird an eine Adapterplatte (Nr. 2 in BILD 7) angeschraubt. Diese beinhaltet ein Thermoelement vom Typ K zur Erfassung der Motortemperatur. Ein Drehmomentsensor (Nr. 3 in BILD 7) verbindet die oberen Platten mit dem unteren Aufbau. Der Sensor misst mit Hilfe von Dehnungsmessstreifen (kurz DMS) das reaktive Lagermoment. Innerhalb des unteren

Aufbaus (Nr. 6 in BILD 7) ist ein Vibrationssensor integriert. Darunter ist ein Kraftsensor (Nr. 4 in BILD 7) befestigt, welcher über DMS die axiale Schubkraft misst. Um den Sensor gegen Querkräfte zu schützen wurden Gleitlagerführungen angebracht. Zusätzlich ist an der Aufnahme (Nr. 5 in BILD 7) des Aufbaus ein kleines Mikrofon angebracht. Weiterhin werden die Temperaturen des ESCs und der Luft gemessen. Kern des Messsystems ist der A/D-Wandler, welcher die Daten mit einer Frequenz von 50 kHz aufnimmt und verarbeitet. Weitere analoge Sensoren können für Testzwecke schnell und unkompliziert eingebunden werden. Zudem besteht die Möglichkeit über eigens entwickelte Schnittstellen zu Arduino-Mikrocontrollern Digitale Sensoren anzubinden und zu testen.

4.1.2. Bewertung der Sensorik hinsichtlich der Eignung zur Zustandsüberwachung

Ein Großteil der vorgestellten Sensorik eignet sich hervorragend für den Einsatz innerhalb der Testumgebung, jedoch nicht für den Einsatz in einem Multikopter. Zudem ist auch der Einsatz von teurer Sensorik in einem kleinen Multikopter nicht vertretbar. TAB 6 zeigt eine Übersicht zu den untersuchten Sensoren und ihre Eignung für den Einsatz im Multikopter.

Messgröße	Sensortyp	Einsatz
Beschleunigung	Piezo MEMS	zu untersuchen
Drehmoment	DMS	nicht empfohlen
Kraft	DMS	nicht empfohlen
Elektr. Ströme	Hallsensor	empfohlen
Elektr. Spannungen	direkt	empfohlen
Mikrofon	Tauchspule	zu untersuchen
Temperatur	Thermoelement	empfohlen
Staudruck	Piezo MEMS	empfohlen

TAB 6. Übersicht der untersuchten Sensoren

Da zahlreiche Fehler starke Vibrationen als Folge haben, eignen sich Beschleunigungssensoren sehr gut für die Fehlerdetektion. Während dem Flug werden hier jedoch die Beschleunigungen der Bewegung des Multikopters überlagert. Inwieweit dann noch Aussagen zu Fehlerfällen getroffen werden können, muss noch untersucht werden. Ein Eingriff in die Komponenten des Antriebsstrangs soll vernachlässigt werden. Somit können an der Welle angebrachte Drehmomentsensoren nicht genutzt werden. Die Messung des reaktiven Lagermoments eignet sich jedoch nur als Referenz für den statischen Einsatz im Teststand, da dynamische Effekte nicht korrekt messbar sind. Ähnlich den Beschleunigungssensoren werden auch bei der Kraftmessung im Flug zusätzliche Kräfte überlagert. Zudem übersteigt der Preis von DMS-basierten Sensoren oft den Preis eines kompletten Koptersystems. Die Messung von elektrischen Strömen und Spannungen hat sich als sehr vielversprechend herausgestellt. Sie ermöglichen eine Leistungsbetrachtung der elektrischen Komponenten und können zudem zur Erfassung der Motordrehzahl eingesetzt werden. Es wurde nachgewiesen, dass sich Mikrofone zur Erfassung der Luftschraubendrehzahl eignen. Zusätzlich können die aus verschiedenen Fehlern resultierenden akustischen Signale erfasst werden. Im Flugbetrieb überlagern sich jedoch die Signale aller Antriebsstränge und die der Umgebung. Trotzdem soll der Einsatz noch weiter untersucht werden, da die Sensoren sehr günstig und einfach zu handhaben sind. Bauteile im Fehlzustand büßen häufig an Wirkungsgrad ein. Die Leistung geht dabei oft in Form von

Wärme verloren, weshalb sich Temperatursensoren als Standard im Bereich der Zustandsüberwachung durchgesetzt haben.

Wie aus Gleichung (6) ersichtlich wird, ist der Standschub über eine Staudruckmessung ermittelbar. BILD 8 zeigt den Vergleich der ermittelten Schübe aus Kraftsensor und der Berechnung aus dem Staudruck.

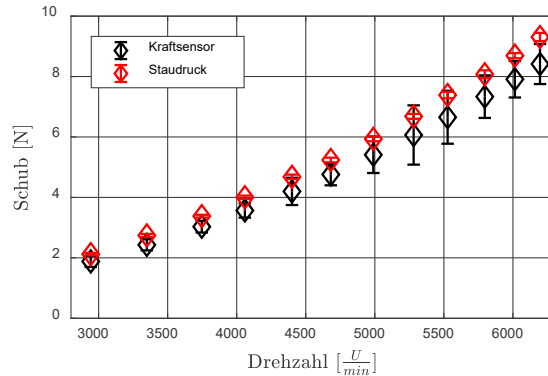


BILD 8. Vergleich der Schuberfassung mittels Kraftsensor und Staudruckmessung

Hierbei ist zu bemerken, dass die über den Staudruck ermittelte Geschwindigkeit Δw nur an einer Position gemessen wurde und nicht die benötigte, über den Querschnitt gemittelte Strömungsgeschwindigkeit, für die Berechnung genutzt wurde. Außerdem wurde eine Anpassung an die sich verjüngende Querschnittsfläche A noch nicht berücksichtigt. Der so ermittelte Verlauf lässt sich jedoch durch eine Multiplikation mit einem Ausgleichsfaktor exakt in den Kraftverlauf überführen. Berücksichtigt man die durch die Druckschläuche resultierende Latenzzeit im Signal, eignet sich die Staudruckmessung zur Bestimmung der Schubkraft. Für den Einsatz im Multikopter muss jedoch noch die Anströmgeschwindigkeit w_0 ermittelt werden, wozu eine weitere Prandtl-Sonde eingesetzt werden kann.

4.2. Fehlersimulation und Verifikation des Fehlerverhaltens

Um Folgen und Verhalten der in Abschnitt 3 ermittelten Fehler zu verifizieren mussten die in TAB 5 beschriebenen Fehlerzustände künstlich aufgebracht werden. Für jeden Fehlerfall wurde ein eigener Prüfling genutzt. Vor dem Aufbringen des Fehlers wurden Messdurchläufe im fehlerfreien Zustand aufgenommen, welche als Referenz dienen. Eingesetzt wurden BLDC-Motoren der Variante A30-52S-UAV der Firma Hacker, ESCs des Typs UAV-Control Pro-20 opto ebenfalls von Hacker und Luftschrauben des Typs 11x4,7 der Firma Gemfan. Für die Energieversorgung wurde ein Labornetzteil mit einer Spannung von 14,8 V und ausreichend Leistung installiert. Die mechanische Beschädigung der Luftschraube erfolgte hierbei durch das einseitige Einbringen einer Kerbe im Abstand von 50 mm zur Aussenkante. Tiefe und Breite der dreieckförmigen Kerbe betragen 6 mm. Die Abrasion der Oberfläche wurde mit Hilfe von Schleifpapier der Körnung 200 erzeugt. Der Lagerschaden konnte durch das Einbringen von Diamantpaste in das Lager erzeugt werden. Der Motor mit Kurzschluss in den Wicklungen wurde vom Hersteller geliefert. Die gemessenen Widerstände von $R_{ab} = 0,29 \Omega$, $R_{ac} = 0,29 \Omega$ und $R_{bc} = 0,58 \Omega$ deuten auf einen Kurzschluss innerhalb Phase A hin.

4.2.1. Ergebnisse Fehlerfälle

Die Versuche wurden in Abschnitte eingeteilt, in welchen die Drehzahl stufenartig angehoben und wieder abgesenkt wurde. Der Bereich zwischen 0 und 100 % Schub wurde in 13 Stufen eingeteilt. Auf jeder Stufe wurde die Drehzahl für 15 s konstant gehalten. Ein komplettes Intervall hat somit eine Dauer von ca. 6 min und wurde viermal durchlaufen. BILD 9 zeigt die Ergebnisse für den gemessenen Gesamtwirkungsgrad der untersuchten Fehlerfälle.

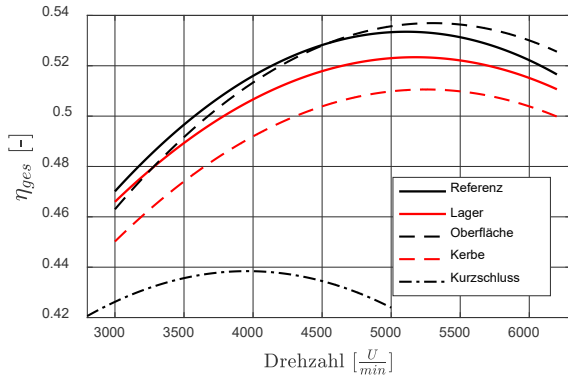


BILD 9. Ermittelter Gesamtwirkungsgrad aufgebracht Fehlerzustände über der Drehzahl

Lagerschaden, Kerbe und Kurzschluss liegen hier wie erwartet deutlich unterhalb des Referenzwirkungsgrades. Insbesondere der Motor mit Kurzschluss zeigt hohe Leistungseinbußen, welche den schlechten Wirkungsgrad erklären. Die Verluste des Lagerschadens erklären sich durch eine höhere Eingangsleistung, die benötigt wird, um das zusätzliche Drehmoment durch die höhere Reibwirkung zu erzeugen. Zudem wurden in diesem Fall auch stark erhöhte Motortemperaturen gemessen. Auffällig ist der Luftschraubenfehler mit der aufgerauten Oberfläche. Hier konnte bei hohen Drehzahlen eine Verbesserung des Wirkungsgrades ermittelt werden. Dieses Verhalten deckt sich mit den in [15] angestellten Beobachtungen zu Rotorblättern von Helikoptern. Hier konnten bei Anstellwinkeln über 3 ° verbesserte Werte für C_T und C_p nachgewiesen werden. Als Ursache wurde eine Verzögerung von Ablöseeffekten auf der Blattoberseite vermutet. BILD 10 zeigt den Unterschied des Wirkungsgrades der Fehlerfälle zur Referenz, gemessen an zwei Positionen im Antriebsstrang. An Position 1, dem Akku, ist der Wirkungsgrad aller Fälle identisch. Position 2 markiert den kombinierten Wirkungsgrad von ESC und Motor, also das Verhältnis von elektrischer Eingangsleistung zu mechanischer Wellenleistung. Position 3 ist der Luftschraubenwirkungsgrad ermittelt aus den Werten des Kraftsensors nach Gleichung (7).

Es wurde vermutet, dass sich eine fehlerhafte Komponente anhand der unterschiedlichen Steigungen der Wirkungsgradunterschiede identifizieren lässt. Für die Fehlerfälle Kurzschluss und Kerbe trifft dies auch sehr gut zu. Ein Kurzschluss der Wicklungen findet im Motor statt. Man erkennt, dass hier der Wirkungsgradunterschied am größten ist. Die Kerbe wurde in die Luftschraube eingebracht, was auch an der stark negativen Steigung in BILD 10 zu erkennen ist. Wie erwähnt führte die Abrasion der Luftschraubenoberfläche zu einem Leistungsgewinn, weshalb hier kein Fehler beobachtet werden kann. Zum Fehlerfall Lagerschaden können jedoch keine eindeutigen

Aussagen getroffen werden. Hier wird vermutet, dass dieser noch nicht ausgeprägt war.

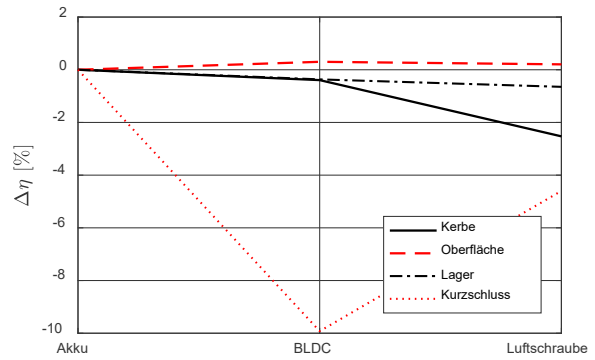


BILD 10. Wirkungsgrad über Komponente

4.3. Konzept zur Zustandsüberwachung

Die in den vorangegangenen Abschnitten vorgestellten Messdaten konnten zeigen, dass mit Hilfe der beschriebenen Sensorik die Überwachung des Zustandes eines Multikopterantriebsstrangs prinzipiell möglich ist. BILD 11 zeigt eine Übersicht des Messkonzeptes. Hierbei sollen Strom- und Spannungssensoren zwischen Akku und ESC die Eingangsleistung ermitteln und Auskunft über den Akkuzustand geben. Weitere Strom- und Spannungssensoren in den Phasenzuleitungen zwischen ESC und Motor geben Aufschluss über die Eingangsleistung in den BLDC-Motor. Zudem kann mit Hilfe der Ströme die Motordrehzahl und das -moment abgeschätzt werden. Die Spannungen beinhalten Informationen über mögliche Kurzschlüsse. Thermoelemente an BLDC-Motor und ESC, sowie ein Vibrationssensor am Motor sollen helfen Fehlerursachen näher zu identifizieren, bzw. bei unklaren Zuständen die Entscheidungsfindung ermöglichen. Die Ausgangsleistung des Antriebsstrangs kann über den mit Prandtl-Sonden gemessenen Staudruck erfolgen. Eine Prandtl-Sonde ermittelt dabei den ungestörten Strömungsanteil, eine weitere Sonde ist unter der Luftschraube angebracht, wodurch eine Bestimmung von Δw und damit der Schubkraft möglich wird. Weitere Sensoren sollen Umgebungsdaten wie Luftfeuchte, Luftdruck oder Temperatur messen.

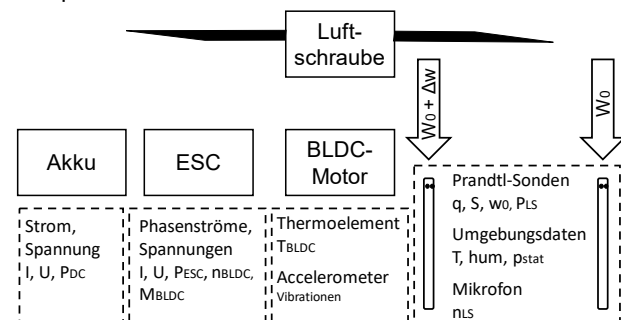


BILD 11. Übersicht des Messkonzeptes

Die Ermittlung des Antriebsstrangzustands soll mit Hilfe der Messdaten anhand einer Leistungsbetrachtung erfolgen. Diese ermöglicht es nicht nur die aktuelle Schubleistung zu bestimmen, sondern kann zusammen mit weiteren Sensoren im Fehlerfall eine Aussage treffen in welcher Hauptkomponente die Ursache zu finden ist. Dies entspricht eine Fehlerdetektion innerhalb der Ebene II des

Fehlerbaums aus BILD 5. Eine weitere Fehlerzuordnung für die Ursachen der Ebene III muss in folgenden Arbeiten untersucht werden.

5. MODELLBILDUNG

Der nachfolgende Abschnitt erläutert die numerische Simulation der Komponenten des Antriebsstrangs, um in der Zukunft Algorithmen zur Verfügbarkeitsberechnung zu entwickeln. Zentrale Eingangsgröße des Systems ist die Versorgungsspannung V_S . Diese wird im ESC-Subsystem in eine blockkommutierte Wechselspannung für das Motor-Subsystem überführt. In diesem Subsystem wird mit Hilfe der mechanischen und elektrischen Grundgleichungen eines bürstenlosen Gleichstrommotors dessen Verhalten simuliert. Darüber hinaus finden eine Berechnung des erzeugten Schubs und eine Berechnung des Lastmoments der Luftschraube auf den Motor statt. Das Modell dient neben der Simulation eines fehlerfreien Antriebsstrangs der Untersuchung von Auswirkungen ausgewählter Fehlerfälle auf charakteristische Kenngrößen des Motors und der Luftschraube. Eine Betrachtung aller Fehlerfolgen, wie beispielsweise der Schwingungsanregung einzelner Komponenten, liegt nicht im Fokus des Modells.

5.1. Motorsteller und Motor

Für eine recheneffiziente Simulation des Motorverhaltens werden die Grundgleichungen des elektrischen (10) und mechanischen (11) Systems des BLDC Motor in ein Zustandsraummodell überführt. In (10) ist R der Strangwiderstand, L die Stranginduktivität, i_i die einzelnen Strangströme und e_i die induzierten Gegenspannungen. u_{ab} stellt die Spannung zwischen zwei Strängen dar.

$$u_{ab} = R(i_a - i_b) + L(\dot{i}_a - \dot{i}_b) + e_a - e_b \quad (10)$$

Das mechanische System kann mit (11) beschrieben werden. T_l ist hierbei das von der Luftschraube aufgebraachte Lastmoment auf den Motor, T_e das vom Motor erzeugte elektrische Antriebsmoment, θ_m der Winkel des Rotors, J das Rotorträgheitsmoment und k_f der dynamische Reibkoeffizient.

$$T_l - T_e = \ddot{\theta}_m J + \dot{\theta}_m k_f \quad (11)$$

Das vom Motor erzeugte elektrische Moment kann nach (12) berechnet werden. Voraussetzung für die Gültigkeit dieser Gleichung ist, dass sich Gegenspannung und Strangstrom jeweils in Phase befinden.

$$T_e = \frac{e_a i_a + e_b i_b + e_c i_c}{\dot{\theta}_m} \quad (12)$$

Die Umsetzung dieser Gleichungen in schematischer Darstellung für Simulink ist in BILD 12 dargestellt.

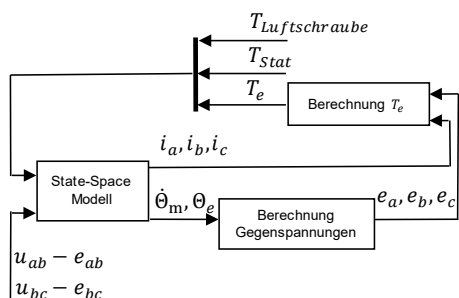


BILD 12. Schematische Darstellung des BLDC Motors

Neben den vorgestellten Gleichungen sind auch Funktionen zur Generierung der trapezförmigen induzierten Gegenspannungen implementiert. Zusätzlich wird auch das auf den Motor wirkende statische Reibmoment T_{stat} berücksichtigt. Das verwendete Modell weißt eine sehr hohe Übereinstimmung mit den Messdaten auf. Ein Vergleich des Phasenstroms von Modell und Prüfstand ist in BILD 13 dargestellt.

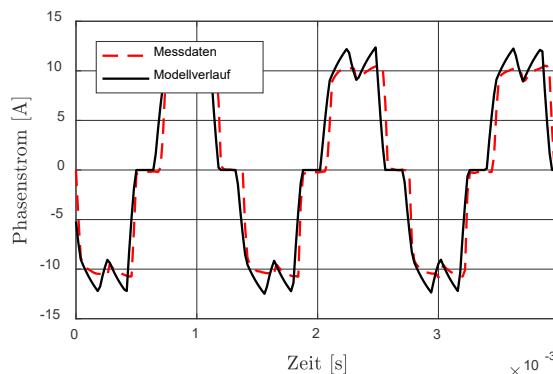


BILD 13. Vergleich des Strangstroms

5.2. Luftschraube

Die Luftschraube kann mit Hilfe der in Abschnitt 2.3 vorgestellten Leistungs- und Schubkoeffizienten beschrieben werden. Für die Bestimmung der Koeffizienten wurden mehrere Messreihen einer Luftschraube des Typs SF 11x4.7 aufgenommen und eine lineare Regressionsanalyse durchgeführt. Das Ergebnis ist für den Leistungskoeffizienten C_p der Luftschraube in BILD 14 dargestellt.

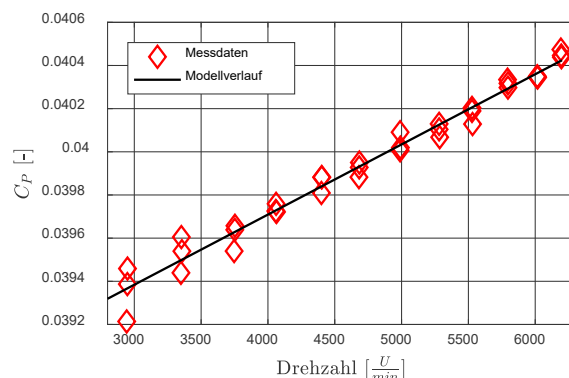


BILD 14. Regressionsanalyse des Leistungskoeffizienten C_p der Luftschraube

Mit Hilfe dieses Koeffizienten und der aktuellen Drehzahl wird das auf den Motor wirkende Lastmoment der Luftschraube berechnet. Diese Art der teilweise datenbasierten Modellierung ermöglicht eine gute Vorhersagbarkeit des realen Antriebsstrangs.

5.3. Fehlersimulation

Im folgenden Abschnitt werden die Möglichkeiten des Modells zur Fehlersimulation diskutiert. Im Fokus dieser Simulation stehen Fehler des Motors und der Luftschraube. Im Folgenden soll der Lagerschaden genauer betrachtet werden. Die Auswirkungen auf den effektiven Phasenstrom und die Drehzahl sind in BILD 15 dargestellt. Der Effektivwert des Phasenstroms wurde aus diskreten

Messdaten berechnet. Es ist zu erkennen, dass aufgrund des Schadens ein allgemein höherer Phasenstrom und eine geringere Maximaldrehzahl zu verzeichnen sind. Als Ursache des höheren Stroms wird ein erhöhtes Reibmoment angenommen. Diese Annahme kann mit Hilfe des erstellten Simulink Modells des Motors bekräftigt werden. Für die Simulation des Lagerschadens wird der dynamische Reibkoeffizient k_f aus (11) sowie das statische Reibmoment T_{stat} erhöht. Es ist für den effektiven Phasenstrom und die Maximaldrehzahl ein ähnliches Verhalten wie im realen Testfall zu erkennen.

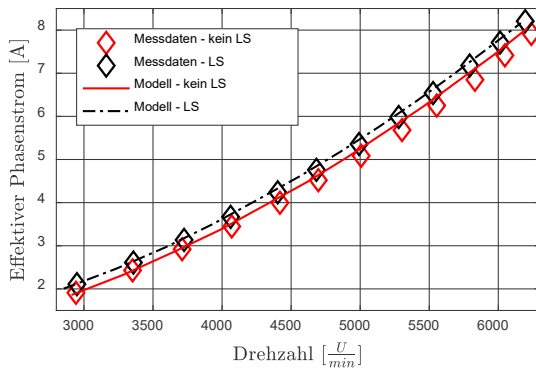


BILD 15. Modellvergleich Lagerschaden (LS)

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Mit Hilfe des in dieser Arbeit vorgestellten Konzepts zur Zustandsüberwachung soll es zukünftig möglich sein, technische Störungen innerhalb des Antriebsstrangs kleiner Multikopter zu erkennen, zu lokalisieren und deren Einfluss auf die Missionsdurchführung zu bestimmen. Hierfür wurden zunächst die einzelnen Komponenten des Antriebsstrangs vorgestellt und deren Fehlerverhalten analysiert. Die Ergebnisse der Fehleranalysen wurden mit Hilfe von Fehlerbäumen im Rahmen einer Ausfallbedeutungsanalyse zusammengefasst und klassifiziert. Hierbei konnten elf kritische Fehlerfälle identifiziert werden. Vier der identifizierten Fehler wurden innerhalb einer Testumgebung untersucht und deren angenommenes Fehlerverhalten verifiziert. Weiterhin resultierten aus den Betrachtungen Anforderungen an die Beobachtbarkeit, welche als Grundlage zur Auswahl geeigneter Sensoren für eine Zustandsüberwachung und der Generation von Merkmalen zur Fehleridentifikation dienen. Für die spätere Entwicklung von Algorithmen zur Berechnung eines missionsabhängigen Verfügbarkeitswertes wurde ein Modell des Antriebsstrangs, mit welchem der Einfluss ausgewählter Fehler auf die Schubentwicklung simuliert werden kann, entwickelt und validiert. Weitere Arbeiten sollen sich mit der Untersuchung des Fehlerverhaltens der übrigen kritischen Fehler beschäftigen. Zudem muss das ermittelte Konzept mit Hilfe des vorgestellten Teststands validiert und die Modellbildung weiter vorangetrieben werden. Zusätzlich soll eine komplexe Simulationsumgebung aufgebaut werden, mit welcher der Einfluss der betrachteten Fehlerfälle auf die Flugleistung eines Multikopters analysiert wird. Hierzu werden zudem Realdaten eines Multikopters für die Verifikation benötigt.

7. DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich bei Herrn Saleh Krüger von der TU-Darmstadt sowie Herrn Reinhold Ziegler, Herrn Gerhard-Michael Fresser und Herrn Josef Wildgruber von der MBDA Deutschland GmbH für die Unterstützung und Förderung dieser Forschungsarbeit.

LITERATUR

- [1] SESAR Joint Undertaking, "European drones outlook study," Belgien, Nov. 2016.
- [2] B. Cains, "Unmanned Aircraft Systems (UAS): Commercial Outlook for a New Industry," Washington, USA, Sep. 2015.
- [3] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, and D. Nakazawa, *Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*. Tokyo: Springer Japan KK, 2010.
- [4] Office of the Secretary of Defense, "Unmanned Aircraft Systems Roadmap," Washington, USA, Aug. 2005.
- [5] M. Podhradsky, J. Bone, C. Coopmans, and A. Jensen, "Battery model-based thrust controller for a small, low cost multirotor Unmanned Aerial Vehicles," in *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2013: 28 - 31 May 2013, Grand Hyatt Atlanta, Atlanta, Georgia ; conference proceedings*, Atlanta, GA, USA, 2013, pp. 105–113.
- [6] G. Babel, *Elektrische Antriebe in der Fahrzeugtechnik*, 2nd ed. Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag / GWV Fachverlage GmbH Wiesbaden, 2009.
- [7] Q. Jiang, C. Bi, and S. Lin, "Sensorless control of permanent magnet spindle motors used in hard disk drives," 2005.
- [8] L. Bölkow, Ed., *Ein Jahrhundert Flugzeuge: Geschichte und Technik des Fliegens*. Düsseldorf: VDI-Verl., 1990.
- [9] H.-G. Münzberg, *Flugantriebe: Grundlagen, Systematik und Technik der Luft- und Raumfahrtantriebe*. Berlin, Heidelberg, s.l.: Springer Berlin Heidelberg, 1972.
- [10] *DIN - Fehlzustandsbaumanalyse (IEC 61025:2006); Deutsche Fassung EN 61025:2007*, 2007.
- [11] *DIN - Fehlzustandsart- und -auswirkungsanalyse (FMEA) (IEC 56/1579/CD:2014)*, 2015.
- [12] R. Isermann, "Fehlertoleranz bei mechatronischen Systemen," *Forschung im Ingenieurwesen*, vol. 80, no. 1, pp. 41–56, 2016.
- [13] C. Preusche and Anger, Christoph, Klingauf, Uwe, "Evaluation of the Training Process of three different Prognostic Approaches based on the Gaussian Process," TU Darmstadt - Institut für Flugsysteme und Regelungstechnik, Nantes Frankreich, Jul. 2014.
- [14] S. Nandi, H. A. Toliyat, and X. Li, "Condition Monitoring and Fault Diagnosis of Electrical Motors—A Review," *IEEE Trans. On Energy Conversion*, vol. 20, no. 4, pp. 719–729, 2005.
- [15] W. N. W. Rohizan, A. S. M. Rafie, M. Y. Harmin, and C. C. Ciang, "Effect of surface roughness on helicopter main rotor blade," *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, vol. 152, p. 12001, 2016.

Ausfallbedeutungsanalyse (FMECA)											
Element	Mögliche Fehlerfolgen	Bedeutung	Möglicher Fehler / Fehlfunktion	Mögliche Fehlerursachen	Fortschreitend oder Spontan		Auftreten	Entdeckungsmöglichkeiten	Entdeckung	RPZ	Handlungsbedarf
					F	S					
1 Kleiner Multikopter											
1.1 Antriebsstrang											
1.1.1 Wirkungsgradverluste an der Luftschraube											
	Geringer Schub, Zerbersten der Luftschraube	7	Mechanische Beschädigung der Luftschraube	Kollision mit Hindernis, Beschädigung durch herumfliegende Teile		x	6	Optisch, Vibrationen, Wirkungsgradverlust, Akustik	5	210	ja
	Durchrutschen der Luftschraube, Lösen der Befestigung	9	Luftschraube mit zu geringem Drehmoment befestigt	Fehlerhafte Montage	x		5	Motorrehzahl vs. Luftschraubendrehzahl, Wirkungsgradverlust	3	135	nein
	Höherer Widerstand, größere Motorbelastung	4	Abrasion der Oberfläche der Luftschraube	Betrieb in sandiger Umgebung, Aufwirbelung von Schmutz bei Start und Landung	x		8	Optisch, Wirkungsgradverlust	5	160	ja
	Kein Schub oder Schubrichtung falsch	7	Luftschraube dreht in falsche Richtung	Falsche Luftschraube montiert, Motor dreht in falsche Richtung		x	2	Optisch, Wirkungsgradverlust	2	28	nein
	Geringer Schub, Starke Vibrationen, größere Motorbelastung	4	Unwucht der Luftschraube	Fehlerhafte Produktion, Unwucht der Motorwelle, mechanische Beschädigungen	x	x	6	Optisch, Vibrationen, Wirkungsgradverlust, Akustik	6	144	nein
1.1.2 Wirkungsgradverluste am BLDC Motor											
	größere Reibung -> größerer Motorstrom notwendig, Vibrationen	6	Lagerschaden - Festlager	Altersbedingte Abnutzung, geringe Schmierung, hohe Temperaturen, axiale Belastung zu hoch	x		7	Motorströme, Vibrationen, Akustik, Temperatur, Wirkungsgradverlust	6	252	ja
	größere Reibung -> größerer Motorstrom notwendig, Vibrationen	5	Lagerschaden - Loslager	Altersbedingte Abnutzung, geringe Schmierung, hohe Temperaturen	x		7	Motorströme, Vibrationen, Akustik, Temperatur, Wirkungsgradverlust	6	210	ja
	größere Motorbelastung, Berührung von Spulen und Magneten	7	Verbogene Motorwelle	Kollision mit Hindernis		x	2	Motorströme, Vibrationen, Wirkungsgradverlust	6	84	nein
	Geringeres Drehmoment, größere Reibung, blockieren des Motors	8	Lockere oder verrutschte Permanentmagnete	Alter Kleber, Impuls von harter Landung oder Kollision	x	x	3	Motorströme, Vibrationen, Optisch, Wirkungsgradverlust	5	120	nein
	Geringeres Drehmoment und geringere Drehzahl, Ausfall des Motors	7	Spulen sind kurzgeschlossen oder Wicklungen sind verformt	Wassereinfluss, Fremdkörper, Impuls von harter Landung oder Kollision		x	4	Motorströme, Motorspannungen, Wirkungsgradverlust	6	168	ja
	Motorausfall, Aussetzer beim Betrieb	9	Zuleitungen sind gebrochen oder haben schlechten Kontakt	Steckverbinder zu groß, Kabelbruch, Lötstellen gebrochen	x	x	3	Motorströme, Motorspannungen, Wirkungsgradverlust	6	162	ja
	Keine axiale Kraftaufnahme, Motorwelle ist gelöst	9	Sicherungsring gelöst	Falsche Montage, Bruch des Sicherungsringes		x	2	Motorströme, Motorspannungen, Wirkungsgradverlust	5	90	nein
	Starke Vibrationen, Kraftweiterleitung gestört, Lösen des Motors	8	Motorbefestigung locker	Falsche Montage, Vibrationen, Impuls von harter Landung oder Kollision	x		3	Vibrationen, Optisch, Wirkungsgradverlust	2	48	nein
	Luftschraube dreht in falsche Richtung	8	Motor dreht in falsche Richtung	Falsche Montage: Phasenkabel nicht korrekt		x	2	Motorströme, Motorspannungen, Wirkungsgradverlust	2	32	nein
1.1.3 Wirkungsgradverluste am Electronic Speed Controller											
	Unterbrechung oder Ausfall einer oder mehrerer Phasenspannungen	9	Zuleitungen sind gebrochen oder haben schlechten Kontakt	Steckverbinder zu groß, Kabelbruch, Lötstellen gebrochen	x	x	3	Motorströme, Eingangsstrom, Wirkungsgradverlust	6	162	ja
	Ausfall einer oder mehrerer Phasenspannungen	9	Kurzschluss	Undichtigkeiten im Gehäuse, Fremdkörper		x	3	Motorströme, Wirkungsgradverlust	9	243	ja
	Ausfall einer oder mehrerer Phasenspannungen	9	Durchbrennen von Leiterbahnen oder elektrischen Bauteilen	zu hohe Ströme und Spannungen		x	2	Eingangsstrom, Eingangsspannung, Temperatur, Wirkungsgradverlust	9	162	ja
	Ausfall einer oder mehrerer Phasenspannungen	10	Mechanische Beschädigung der Platine	Hohe Temperaturen, Impuls von harter Landung oder Kollision		x	2	Eingangsstrom, Eingangsspannung, Temperatur, Wirkungsgradverlust	7	140	nein
	Kompletter Ausfall	10	Verpolung der Eingangsspannung	Falsche Montage		x	1	Motorstrom, Wirkungsgradverlust	9	90	nein
	Ausfall einer oder mehrerer Phasenspannungen	9	PWM Signal ist gestört	Kabelbruch, lockere Steckverbinder	x	x	3	Motorstrom, Wirkungsgradverlust	6	162	ja
1.1.4 Ausgangsleistung des Akkus vermindert											
	Akkubrand, kompletter Ausfall	9	Mechanische Beschädigung des Akkus	Impuls von harter Landung oder Kollision, Eindringen eines Fremdkörpers		x	2	Ausgangsspannung, Optisch, Temperatur	8	144	nein
	Zu schnelle Entladung, Tiefenentladung, Akkubrand, kompletter Ausfall	10	Kurzschluss	Undichtigkeiten im Gehäuse, Fremdkörper		x	1	Ausgangsspannung, Ausgangsstrom, Optisch, Temperatur	9	90	nein
	Erhöhter Spannungsabfall beim Betrieb	5	Kapazitätsverluste durch Degradation	Verschleiß durch zahlreiche Ladezyklen	x		8	Ausgangsspannung, Optisch	2	80	nein
	Entladung des Akkus, Tiefenentladung, Akkubrand	9	Spannungsabfall während dem Betrieb	Hohe Temperaturen, Impuls von harter Landung oder Kollision	x		10	Ausgangsspannung	2	180	ja
	Verschiebung des Akkus, Verschiebung des Schwerpunktes, Lösen des Akkus	7	Akkubefestigung locker	Falsche Montage, Vibrationen, Impuls von harter Landung oder Kollision	x		1	Vibrationen, Optisch	4	28	nein

TAB 7. Ausfallbedeutungsanalyse (FMECA) des Antriebsstranges