Untersuchung der Degradation eines hybriden unbemannten Luftfahrzeugs im Flugbetrieb unter künstlich eingebrachten Degradationseffekten

F. Enkelmann.

TU Darmstadt, Institut für Flugsysteme und Regelungstechnik, Otto-Berndt-Straße 2, 64287 Darmstadt, Deutschland

Zusammenfassung

Die technische Degradation von Luftfahrzeuge und deren Auswirkungen forcieren Wartungs- und Instandhaltungsmaßnahmen im Flugbetrieb. Für diese kann eine datenbasierte Überwachung und Bewertung der technischen Zustände der UAVs Vorteile bringen. Jedoch stellt sich die Frage, ob anhand der Datenaufzeichnungen mit der häufig verbauten kostengünstigen Sensorik mögliche Degradationseffekte diagnostiziert und der technische Zustand bewertet werden können. Ziel dieses Papers ist es, typische Degradationseffekte bei hybriden UAVs zu identifizieren, diese als modulare Modifikationen für eine bestehende hybride UAV-Konfiguration zu entwickeln und als künstliche Degradation in das UAV zu integrieren. Die entwickelten Modifikationen sollen im Flugversuch eine Grundlage für weiterführende flugdatenbasierte Forschungen bilden, welche die Energieeffizienz und die Reichweite eines Luftfahrzeugs in Abhängigkeit von Degradationseffekten und Wartungsmaßnahmen thematisieren.

Keywords

Degradation, Verschleiß, Module, Degradationseffekte, unbemannte Flugsysteme, unmanned aerial vehicle, UAV, Energieeffizienz, Strömungssimulation, stabiler Reiseflug

1. EINLEITUNG

Weltweit steigt das Interesse am kommerziellen Einsatz unbemannter Luftfahrzeuge (UAVs) [1], [2]. Darauf aufbauend wird angenommen, dass bis 2050 der Betrieb von UAV-Flotten aufgenommen wird. Es liegt daher nahe, dass im Flugbetrieb aufkommende Degradationseffekte zu einer Abnutzung der Luftfahrzeuge führen und Wartungsund Instandhaltungsmaßnahmen für die Flotten erforderlich werden.

Ähnlich wie in der zivilen Luftfahrt kann eine datenbasierte Überwachung der technischen Systeme und eine damit einhergehende intelligente Instandhaltung zu einer kosteneffizienteren Wartung und einer erhöhten Energieeffizienz auch im Flugbetrieb von UAVs führen [3], [4]. Herausfordernd wird dabei die Genauigkeit der kostengünstigen Sensorik von UAVs und die Empfindlichkeit gegenüber Umgebungsstörgrößen gesehen, die bei kleiner werdenden Abmessungen des UAVs zunimmt.

1.1. Zielsetzung

Langfristiges Ziel ist es, die Durchführbarkeit und Belastbarkeit einer datenbasierten Zustandsüberwachung zu untersuchen, um eine potentielle Senkung operativer Kosten mit situationsspezifischen Wartungsmaßnahmen im Flottenbetrieb von UAVs zu ermöglichen. Als einen ersten Schritt werden in diesem Paper typische Degradationseffekte identifiziert und kategorisiert, sodass Degradationsmodule entwickelt und als Anbauten an ein UAV integriert werden können. Über die Module können Degradationseffekte künstlich eingebracht werden, die im Rahmen dieses Papers zunächst in einer Simulationsumgebung untersucht werden. Ausgelegt

werden die Degradationsmodule für Flugversuche zur Datenerfassungen und für weiterführende Forschungen.

1.2. Strukturierung

Nach der Vorstellung eines hybriden UAVs als Versuchsplattform und verschiedenen Degradationsmechanismen wird der Hauptteil des Papers in drei Kapitel gegliedert: Die Identifikation von Degradationseffekten, die Vorstellung entwickelter Degradationsmodule und der Aufbau einer Simulationsumgebung zur Untersuchung stabiler statischer Flugzustände. Abschließend werden die Ergebnisse zusammengefasst und ein Ausblick gegeben.

2. GRUNDLAGEN

Vorstellung eines hybriden UAVs als 2.1. Versuchsplattform

Als Basis dient die Starrflügelkonfiguration eines käuflich erwerblichen Skyhunter1800 [5]. Ausgestattet mit vier zusätzlichen Hubrotoren, zusätzlicher Sensorik und dem Umbau des Höhenleitwerks zu einer höhergelegten H-Konfiguration wird der entwickelte Scihunter als hybrides UAV vorgestellt, siehe BILD 1.





Das UAV hat eine Flügelspannweite von 1,8 m und ist für ein maximales Abfluggewicht von 5 kg ausgelegt. Die Energieversorgung wird durch ein Lithium Polymer Akkumulator (Akku) mit 4 Zellen bei 14,8 V und einem auf 120 A begrenzten Stromfluss sichergestellt. Die vier Hubmotoren werden mit einer Leistung von je 480 W und die Leistung des Pusher-Motors mit 750 W angegeben. Es kann eine Nutzlast von 500 g bei einer Flugdauer von circa 30 Minuten bei Reisefluggeschwindigkeiten zwischen 10 und maximal 20 m/s getragen werden.

Flugmechanisch beschrieben und parametrisiert wird die Konfiguration von F. Prochazka und S. Krüger [6]. Auf Basis ihrer mathematischen Modellierung und Parameteridentifikation werden in Kapitel 5 die Simulationen durchgeführt. In diesem Paper wird ein Referenzzustand im stabilen Reiseflug bei ausgeschalteten Hubrotoren betrachtet. Der Scihunter eignet sich potentiell auch für die Untersuchung des senkrechten Startens und Landens sowie für das Schweben und der Transition zwischen den Flugmodi – dem Multicopter-Modus und den Plane-Modus.

2.2. Degradation und Verschleißmechanismen

Unter Degradation wird der durch Verschleißmechanismen hervorgerufene Abbau eines vorhandenen Abnutzungsvorrats eines Objekts oder eines technischen Systems verstanden. Die Haupt-Verschleißmechanismen werden im Folgenden aufgelistet:

- Adhäsion,
- Abrasion,
- Oberflächenzerrüttung,
- und tribochemische Reaktionen.

Diese beschreiben nach DIN 50320 die "Ausbildung und Trennung von Grenzflächen-Haftverbindungen", den "Materialabtrag durch ritzende Beanspruchung", die "Ermüdung und Rißbildung in Oberflächenbereichen durch tribologische Wechselbeanspruchungen" und die "Entstehung von Reaktionsprodukten durch die Wirkung von tribologischer Beanspruchung bei chemischer von Grundkörper, Gegenkörper Reaktion und angrenzendem Medium" [7]. Neben den Haupt-Verschleißmechanismen können bei der Nutzung eines metallischen Objekts oder dem Betrieb eines technischen Systems mit metallischen Komponenten korrosive Effekte auftreten, die zu weiterer Degradation führen können [8].

3. IDENTIFIKATION VON MÖGLICHEN DEGRATIONSEFFEKTEN IM FLUGBETRIEB VON UAVS

Ein Luftfahrzeug stellt ein solches technisches System da, welches durch die oben genannten

Verschleißmechanismen im Flugbetrieb degradiert. In unbemannten Luftfahrzeugen, wie in der betrachteten hybriden Konfiguration, sind rotierende metallische und elektrische Komponenten verbaut, die den genannten Verschleißmechanismen und korrosiven Effekten erliegen können. Zudem sind die aerodynamischen Flächen, wie die Tragflügelfläche, Rotorflächen, Ruderflächen und die Rumpfoberflächen unterschiedlichen Effekten ausgesetzt.

3.1. Kategorisierung und Identifikation

Im Folgenden werden die Komponenten des hybriden UAVs nach ihrer Beanspruchung kategorisiert und mögliche resultierende Degradationseffekte identifiziert. Die Komponenten des UAVs werden in die folgenden fünf Kategorien unterteilt:

- Aerodynamische Starrkörperflächen,
- Aerodynamische Rotorflächen,
- Motorlagerung,
- Massenänderung,
- Elektrische Komponenten.

3.1.1. Aerodynamische Starrkörperflächen

Die Beanspruchung der aerodynamischen Starrkörperflächen der betrachteten UAV-Konfiguration besteht durch Witterungsbedingungen und der Umgebungsluft bei Anströmgeschwindigkeiten zwischen 10 m/s und 20 m/s. Für die vorerst deutschlandweit bzw. heute europaweit geltende Obergrenze für Flughöhen bis 100 m bzw. 120 m. ist nach Lauer eine besonders hohe Partikelbeladung in der Luft gegeben [9], [10], [11]. Insbesondere bei stadtnahen Operationen, wie sie von der Europäischen Union prognostiziert werden, ist eine erhöhte Luftverschmutzung der Umgebungsluft zu erwarten [10], [12]. Folglich können durch die hohe Partikeldichte auch bei niedrigen subsonischen Anströmgeschwindigkeiten die Verschleißmechanismen der Abrasion, Oberflächenzerrüttung und der tribochemischen Reaktionen vermehrt auftreten. Der Materialabtrag der aerodynamischen Starrkörperflächen, eventuelle Rissbildungen und strukturelle Schäden führen dabei nicht zwingend zu einem Ausfall des UAVs, die Effekte können aber durchaus die Performanz im Flugbetrieb beeinträchtigen. Gleiches gilt auch für eventuelle Beschädigungen durch Fremdkörper, wie Vogel- oder Steinschläge. Diese werden zwar in der Risikoanalyse der EASA miteinbezogen, eine Betrachtung bleibender - auch geringfügiger - Performanzverluste bleibt dabei aus [13].

3.1.2. Aerodynamische Rotorflächen

Mit Rotationsgeschwindigkeiten des Pusher-Antriebs und der Hubrotoren bis maximal $\omega = 8200 rpm$ bzw. $\omega =$ 10000 rpm im Normalbetrieb werden – bei Rotordurchmessern von d = 33,05 cm bzw. d = 31,75 cm des betrachteten UAVs – nach

(1) $u_0 = \frac{d}{2} * \omega$

Anströmgeschwindigkeiten von maximal u = 26,5 m/s an den Rotorspitzen erreicht. Damit fällt für die Rotoren die erhöhte Partikelbelastung in niedrigen und stadtnahen Luftschichten höher ins Gewicht. Die Degradation von Rotorblättern wird in der Literatur vorrangig im Bereich der Eisbildung und der Windkraftanlagen diskutiert. Für kleinere UAVs wird die Bildung von Raureif bei Propellerdurchmessern bis ca. 25 cm diskutiert [14]. Raureif ist auch für größere Rotorblätter eine der relevantesten Degradationen und entsteht besonders bei niedrigen Flughöhen [15], [16]. Bei der Betrachtung von Rotorblättern von Windkraftanlagen werden ebenfalls Degradationen untersucht. Im Fokus steht das Bauteilversagen im Lebenszyklus eines Rotorblatts, welches mit mechanischen Lasten, Schwingungen und Materialfehlern in Zusammenhang gebracht wird. Die Lasten sind ausschlaggebend für die Testung von Rotorblättern, während die Degradation der Rotorblattoberflächen durch abrasive oder zerrüttende Effekte hinsichtlich des Verhaltens im Betrieb nicht betrachtet werden. [17], [18], [19]

Für kleine Rotoren mit Durchmessern bis d = 33,05 cm wird im Folgenden die Annahme getroffen, dass im Lebenszyklus nur eine geringfügige Degradation im Normalbetrieb stattfindet. Die Umgebungsluft und die darin enthaltenen Partikel tragen nur geringfügig zur Verschlechterung der Rotorblatt-Performanz bei. Größere Schäden sind jedoch durch Stein- oder Vogelschläge möglich, die bis zu einem Totalausfall des Rotorblattes führen können. Außerdem ist die vorübergehende Bildung von Raureif zu berücksichtigen, welche die Performanz des Rotorblattes signifikant verschlechtern kann. Daher werden in Kap. 4 geringfügige Degradationen als auch größere Degradationen für ein Rotorblatt künstlich erzeugt.

3.1.3. Motorlagerung

Die in den Elektromotoren verbauten Lager stützen die rotierenden Wellen ab, die die Rotorblätter tragen. Lager für rotierende Bauteile sind häufig fehleranfällig und verantwortlich für das Versagen einer Antriebseinheit [20]. Insbesondere bei kleinen unbemannten Luftfahrzeugen können in dem Bauteil typische Verschleißfälle im Flugbetrieb identifiziert werden [21]. Eine direkte Verbindung zu etwaigen Performanz-Einbußen bzw. Verringerungen des Motor-Wirkungsgrads ist nicht bekannt. Weiterhin wird eine datenbasierte Unterscheidung zwischen Performanz-Einbußen, wie durch eine verschlissenen Lagerung und durch ein verschlissenes Rotorblatts schwer möglich sein. Daher wird im Rahmen dieses Papers keine künstliche Degradation der Lagerung durchgeführt.

3.1.4. Massenänderung

Ablagerungen, der Abtrag von Material und die Aufnahme von Feuchtigkeit können die Flugmasse und die Lage des Schwerpunkt verändern. Insbesondere die hydrothermische Effizienz sinkt bei zivilen Luftfahrzeugen bei höhere Lebensdauer durch die Aufnahme von Wasser in Dämmmaterialien, nach der im geförderten Projekt DREAM geforscht wird [22]. Außerdem ist auch im regulären Flugbetrieb durch unterschiedlich hohe Zuladungen von Nutzmassen eine Veränderung der Gesamtmasse und des Schwerpunkts des UAVs ähnlich wie in der zivilen Luftfahrt zu erwarten. Betrieblich bedingte Massenänderungen fallen zwar nicht unter Degradationen, wie sie in diesem Paper untersucht werden, allerdings können solche variable Anforderungen an die Flugleistung stellen. Diese Variationen erschweren es, typische eher geringfügige Änderungen der Performanz aufgrund von Verschleißmechanismen zu identifizieren und von betrieblichen Änderungen unterscheiden zu können.

3.1.5. Elektrische Komponenten

Die Überlast und der Ausfall elektrischer Komponenten ist ein häufiger Verschleißfall, der bei kleinen unbemannten Luftfahrzeugen auftreten kann [21]. Diese Ausfälle sind über Sichtprüfungen einfach zu erkennen und zu beheben. Allerdings bewirken solche Ausfälle keine schleichende aerodynamische oder flugmechanische Degradation des UAVs. Daher werden Ausfälle elektrischer Komponenten im Folgenden nicht weiter betrachtet.

4. ENTWICKELTE DEGRADATIONSMODULE

ZUR KÜNSTLICHEN EINBRINGUNG VON DEGRADATIONSEFFEKTEN

Zur künstlichen Einbringung der identifizierten Degradationseffekte werden einfach an- und abbaubare Module für den Scihunter entwickelt, die im Folgenden vorgestellt werden.

4.1. Aerodynamische Modifikationen

Für den Scihunter werden Modifikationen entwickelt, die den Auftrieb verändern und den Widerstand erhöhen. Für die Veränderung des Auftriebs werden Auftriebs- und Abtriebsmodule entwickelt, die an den Flügelspitzen des UAVs formschlüssig aufgesteckt werden können, siehe Bild 2 (a) ohne aufgesteckte Module und (b) mit aufgesteckten Modulen an den Flügelspitzen.





Der aerodynamische Widerstand wird gemäß der identifizierten Degradationseffekte geringfügig erhöht. Hierfür werden Widerstandsmodule als Klammern entworfen, die auf den Hauptflügel aufgeschoben und über eine Torsionsfeder arretiert werden können.

4.1.1. Beeinflussung des Auftriebs des Hauptflügels

Der Auftrieb kann mit einem einseitig aufgesteckten Auftriebsmodul erhöht werden, wodurch eine asymmetrische Auftriebsverteilung über die Hauptflügelfläche erzeugt wird. Eine solche Asymmetrie kann über zuvor diskutierte Stein- und Vogelschläge mit bleibenden Schäden erzeugt werden. Das in CAD entworfene Modul, Bild 3 (a), verfügt über einen 5 cm breites hohles Flügelprofil, welches auf die Flügelspitze geschoben wird und mit einer Schraube vor dem Abrutschen gesichert wird.





Hinter dem aufgeschobenen Teil wird die

Flügelspannweite um 10 cm mit einer unveränderten Profilform verlängert. Die strukturelle Festigkeit des 10 cm breiten Parts wird gewichtssparend über die in Bild 3 (b) dargestellte wabenförmige Stützstruktur gegeben. Realisiert wird das Bauteil durch einen 3D-Druck mit PLA-Filament (Polylactide), siehe Bild 3 (c).

Dem gegenüber steht das entwickelte Abtriebsmodul, welches über die gleiche formschlüssige und mit einer Schraube gesicherten Schnittstelle verfügt. Wie in Bild 4 zu sehen, wird mit dem Modul ein gespiegeltes Flügelprofil mit einer Breite von 5 cm angebaut.



BILD 4. Abtriebsmodul als CAD-Modell (a) und als 3D-Druck-Bauteil (b)

Ausgelegt für eine Auftriebsreduktion von 5 % bei einer Anströmgeschwindigkeit von 15 m/s im ausgetrimmten Zustand, ist das gespiegelte Flügelprofil um $\Delta \alpha = -27,5^{\circ}$ gegenüber der Flügelspitze angestellt. Die Sehnenlänge beträgt $b_{Modul} = 128mm$, während die Profilform des Hauptflügels beibehalten wird.

Um die Auswirkungen der Module besser abschätzen zu können und vor Flugversuchen die Flugfähigkeit des UAVs bei angebauten Modulen sicherzustellen werden Strömungssimulationen mit und ohne angebaute Module



BILD 5. Querschnitte in der Ansys Strömungssimulations-Umgebung für das Auftriebs- (a) und Abtriebsmodul (b)

durchgeführt. Hierfür werden mit der Software Ansys Kontrollvolumina erstellt, in welche das Auftriebs-, Bild 5 (a), bzw. das Abtriebsmodul, Bild 5 (b), gelegt werden.

Bestimmt werden die Kräfte im kartesischen Koordinatensystem bei der gewählten Referenz-Anströmgeschwindigkeit von 15 m/s und für Anstellwinkel (α) im Bereich von 0° bis 20° in 1° Schritten. Vernachlässigt werden hierbei Einflüsse durch Kanten an der Schnittstelle zwischen Modul und Hauptflügel sowie Fertigungsungenauigkeiten. In Tab. 1 werden für eine Auswahl von Anstellwinkeln die resultierenden Kräfte aufgelistet.

	Auftriebsmodul			Abtriebsmodul		
α [°]	A [N]	W [N]	Q [N]	A [N]	W [N]	Q [N]
0	1,35	0,13	-0.01	-1,34	0,41	-0,19

2	1,93	0,16	-0.01	-0,94	0,34	-0,16
4	2,52	0,22	-0.01	-0,60	0,30	-0,12
6	3,09	0.30	-0.01	-0,31	0,26	-0,07
8	3,68	0.40	-0.01	-0,01	0,23	-0,02
10	4,38	0.55	-0.01	0,28	0,22	0,02
15	5,41	0.91	-0.02	0,28	0,12	0,15
20	6,32	1,47	-0.02	-0,32	0,04	0,22

TAB 1. Resultierende Kräfte am Auf- und Abtriebmodul nach Strömungssimulationen

Die resultierenden Kräfte ergeben sich aus der Differenz zwischen den Simulationsergebnissen mit aufgestecktem Modul und den Ergebnissen ohne Modul, wobei A den erzeugten Auf- (positiv) bzw. Abtrieb (negativ), W den Widerstand und Q die Querkraft in Richtung der Flügelspitze (positiv) beschreibt. Das Auftriebsmodul produziert mit zunehmenden Anstellwinkel mehr Auftrieb, wobei der Widerstand moderat ansteigt und entstehende Querkräfte vernachlässigbar klein bleiben.

Das Abtriebsmodul hingegen produziert anfangs den höchsten Abtrieb und mit steigendem Anstellwinkel des Hauptflügels verringert sich der negative Anstellwinkel des gespiegelten Profils, vergleiche Bild 4, wodurch der produzierte Abtrieb sinkt. Unerwartet ist die geringe Auftriebsproduktion bei Anstellwinkeln zwischen 10° und 15°, sodass das Abtriebsmodul seine Wirkung ab einem Anstellwinkel von circa 8° verfehlt. Mit Betrachtung der Referenzzustände in Kap. 5 wird jedoch ersichtlich, dass Anstellwinkel größer 8° ausschließlich bei niedrigen Geschwindigkeiten bis 11 m/s und höheren Flugmassen bis 5 kg für den ausgetrimmten Geradeausflug erwartet werden können.

4.1.2. Erhöhung des Widerstandes

Die zuvor entwickelten Auf- und Abtriebmodule haben einen signifikanten Einfluss auf die Aerodynamik des Scihunters. Um geringfügige Degradationen des aerodynamischen Widerstands einbringen zu können, werden die in Bild 6 dargestellten Klammern entworfen.



BILD 6. Widerstandsklammer mit Torsionsfeder (a) und aufgesteckt auf die Hauptflügelfläche (b)

Die Klammern haben neben ihrem einfachen An- und Abbau an den Scihunter den Vorteil, dass sich ihre Anzahl an der Tragfläche beliebig erhöhen lässt und auch asymmetrische Verteilungen möglich sind. Damit lassen sich der aerodynamische Widerstand stufenweise erhöhen und geringe einseitige Degradationen der Tragflügelfläche einbringen. Der Einfluss auf Auftrieb, Widerstand und Querkraft wird anhand von Strömungssimulationen abgeschätzt. Dafür wird ein Modell der Klammer erzeugt und auf den in Bild 7 dargestellten Referenzflügel aufgebracht.



BILD 7. Strömungssimulation mit zwei aufgebrachten Widerstandsklammern

Mit den Simulationen werden die Auftriebs-, Widerstandsund Querkräfte ermittelt, die durch Widerstandsklammern erzeugt werden. Der aerodynamische Widerstand fällt, aufgetragen über den Anstellwinkel im Bereich zwischen 0° und 15°, gering aus, siehe Bild 8.





Mit ansteigendem Anstellwinkel und einer höheren Anzahl an Widerstandsklammern wächst der aerodynamische Widerstand von circa 0,01 N bis circa 0,1 N an. Die höheren Widerstandswerte werden mit einer Anzahl von zwei bzw. drei Klammern erreicht, die in einem Abstand von 10 mm voneinander auf den Referenzflügel in Ansys modelliert werden. Letztlich dargestellt werden in Bild 8 die polynomischen Annäherungen zweiten Grades an die Messwerte.

Aus den Kräften und Positionen der Klammern am Hauptflügel lassen sich zudem die auf den Scihunter wirkenden Momente bestimmen, die zusammen mit den Annäherungskurven für die wirkenden Kräfte in die Simulationen eingehen.

4.2. Modifikation der Antriebsstränge

Die Antriebsstränge werden durch die Kürzungen der Rotorblätter modifiziert. Für die fünf Rotorblätter können am Scihunter, in Bild 9 (a) orange gefärbt, unterschiedliche Kürzungen und Anordnungen gewählt werden.



BILD 9. Rotorblätter

Um eine Unwucht eines Rotorblattes und unbeabsichtigte Schäden an den Motoren zu vermeiden, werden die Rotoren symmetrisch gekürzt. Abgestuft werden die Kürzungen ausgehend vom ungekürzten Zustand (100%) in den Schritten 98%, 96 % und 90 %, siehe Bild 9 (b). Damit können sowohl geringfügige Degradationen des Antriebstrangs als auch schwerere Schäden untersucht werden. Die Schubverluste werden in dem in Bild 10 dargestellten Versuchsaufbau anhand von Strömungssimulationen untersucht.



BILD 10. Versuchsaufbau zur Untersuchung von Schubverlusten gekürzter Rotorblätter

In dem vereinfachten Versuchsaufbau wird die Rotorebene (Rotatorische Domäne) innerhalb der statischen Domäne mit den Maximaldrehzahlen von ω = 8200 rpm für den Pusher-Rotor bzw. ω = 10000 rpm für einen Hubrotor gedreht und ungestört angeströmt.





Die Strömungssimulationen werden für die einzelnen Rotorblattmodifikationen durchgeführt, wobei zusätzlich ein Messwert bei einer Kürzung von 6 % auf ein Durchmesser von 94 % ausgehend vom unveränderten Rotorblatt aufgenommen wird.

Mit der Kürzung des Rotor-Durchmessers, siehe Bild 11, nimmt der Schub signifikant ab. Kürzungen von 2 % und 4 % bewirken einen Schubverlust von circa 0,4 N und 0,5 N, was einem Verlust von 2,2 % bis 2,7 % entspricht. Entsprechend hohe Schubverluste werden bei Kürzungen von 6 % und 10 % erreicht, welche Schubverluste von 8,1 % bzw. 15 % bedeuten.

Die Strömungssimulationen des Pusher-Rotors ergeben einen leicht veränderten Verlauf des Schubs über die gekürzten Durchmesser, siehe Bild 12.





Eine Kürzung von 2 % ergibt vernachlässigbar kleine Schubverluste. Signifikante Verluste entstehen bei Kürzungen von 4 %, 6 % und 10 %, wodurch der Schub in den Schritten von 3,6 %, 9,1 % und 13,7 % von 24,74 *N* auf ein Niveau von 21,34 *N* abfällt. Erklären lässt sich der Unterschied gegenüber dem in Bild 11 dargestellten Verlauf über die geringere Drehzahl und den veränderten Durchmesser. Der Durchmesser des Pusher-Rotors ist größer und die Kürzungen fallen in absoluten Werten höher aus, weswegen vorerst höhere Schubverluste angenommen werden können, wie sie bei $\frac{d}{d_{100\%}} = 0,96$ und

 $\frac{d}{d} = 0,94$ auftreten. Allerdings scheint die annähernd

 $a_{100\%}$ = 0.54 duriteterin Australinge constant als duriteterin 80 % geringere Drehzahl im Versuch einen signifikanten Einfluss auf das Ergebnis zu haben, sodass die Verluste bei Kürzungen von 10 % geringer ausfallen.

4.3. Modifikation der Masse und der Schwerpunktlage

Wie eingangs in Kap. 3 diskutiert, sind im Lebenszyklus eines unbemannten Luftfahrzeugs durch Ablagerungen, Materialabtrag und die Aufnahme von Feuchtigkeit Änderungen der Flugmasse und der Schwerpunktlage möglich. Solche Änderungen werden jedoch mit vernachlässigbar kleinem Einfluss auf die Einsatzfähigkeit und Performanz des UAVs erwartet.

Im Folgenden werden daher Modifikationen vorgestellt,

über die mit der Einbringung zusätzlicher Gewichte und der Einstellbarkeit des Schwerpunkts unterschiedliche betrieblich bedingte Situationen erzeugt werden können. Mit der Zuladung von Masse und deren Anbringung außerhalb des Auslegungsschwerpunktes variiert die Flugleistung des UAVs im Lebenszyklus eines UAVs von Mission zu Mission. Im Kontext dieser variablen Anforderungen und der zuvor eingeführten Degradationen bzw. Degradationsmodulen wird eine spätere Identifikation und Bewertung von Performanz-Verlusten durch Degradationseffekte erschwert, da sich die resultierenden Effekte überlagern können.

Die zusätzliche Masse wird durch zylindrische Messinggewichte in das hohle CFK-Gestänge eingebracht, an denen links und rechts vom Rumpf die Hubrotoren sowie hinten das Höhenleitwerk des Scihunters befestigt sind, siehe Bild 13 (a).



BILD 13. Einbringung zusätzlicher Masse in das hohle CFK-Gestänge am Scihunter (a) und aufgefädelte Messing-Zylinder des Gewichtsmoduls mit Arretierungs-Scharnier (b)

Das Gewichtsmodul kann, wie beispielhaft in Bild 13 (b) gezeigt, mit einer beliebigen Anzahl von Messingzylindern bestückt werden, wobei das Maximalgewicht des Moduls auf 500 g ausgelegt wird. Je nach Anordnung der einzelnen Messingzylinder – von 5 cm Länge und 50 g Gewicht bzw. 2,5 cm Länge und 25 g Gewicht – auf der Gewindestange kann zudem der Schwerpunkt beeinflusst werden. Vorteilhaft ist dabei, dass ein solches Gewichtsmodul gespiegelt in die gegenüberliegende CFK-Stange eingeführt oder aber eine asymmetrische Gewichtsverteilung gewählt werden kann. So können über die außerhalb des Rumpfes platzierten Gewichte auch Schwerpunktverschiebungen in y-Richtung realisiert werden.

Die Schwerpunktlage in x-Richtung wird zusätzlich über die Verschiebung des Akkus im Rumpf eingestellt. Über eine Schiene kann der ansonsten nicht zugängliche und über die Bordelektronik verdeckte Bauraum im hinteren Teil des Rumpfes als mögliche Position des Akkus genutzt werden. Ausgehend von einer Startmasse des UAVs ohne Zuladung von 4,49 kg werden mit einer maximalen Zuladung von 500 g die einstellbaren Schwerpunktlagen bestimmt. Dabei ist eine Verschiebung in x-Richtung bis 24 mm vor bzw. 24 mm hinter den

Auslegungsschwerpunkt möglich. In y-Richtung kann durch Zuladung zusätzlicher Masse der Schwerpunk bis 32 mm zu den Seiten des Scihunters verschoben werden.

5. SIMULATIONEN

In diesem Kapitel werden die Auswirkungen der identifizierten Degradationseffekte unter Einbringungen der Degradationsmodule in einer Matlab-Simulationsumgebung auf stabile Reiseflugzustände des Scihunters untersucht. Dafür werden zunächst die Simulationsumgebung entwickelt und ein Referenzzustand definiert. Anhand des Referenzzustandes sollen ausgetrimmte Flugzustände untersucht werden, wobei neben der Flugfähigkeit des Scihunters Performanz-Verluste durch eingebrachte Degradationsmodule im Fokus stehen.

5.1. Aufbau der Simulationsumgebung und Definition von Referenzzuständen

Die Simulationsumgebung besteht aus Inputgrößen, Trimmgrößen, Outputgrößen, einer Trimmroutine und einem – durch Ergebnisse der Strömungssimulationen aus Kap. 4 – erweiterten Simulationsmodell, welches auf dem in [6] vorgestellten und parametrisierten

flugmechanischem Simulationsmodell des Scihunters aufbaut, siehe Bild 15.



BILD 14. Architektur der Simulationsumgebung mit dem nach [6] parametrisierten flugmechanischem Simulationsmodell des Scihunters

Genutzt werden die Inputgrößen: TAS (Wahre Fluggeschwindigkeit), GW (Flugmasse), CG (Schwerpunktlage), p_stat (Statischer Umgebungsdruck) und T_stat (Statische Umgebungstemperatur); die Trimmgrößen: Φ (Hängewinkel), Θ (Längsneigungswinkel), Ψ (Azimut), η (Höhenruderausschlag), ξ (Querruderausschlag), ζ (Seitenruderausschlag), ω 1, ..., ω 5 (Hubrotor- bzw. Pusherrotordrehzahl); sowie die für die Trimmung verwendeten Outputgrößen: X, Y, Z (Kräftegleichgewichte in x-, y- bzw. z-Richtung), L, M, N (Momentengleichgewichte in x-, y- bzw. z-Richtung), E (Gleitzahl) und der Output: I (Stromstärke).

In der Trimmroutine werden die Kräfte- und Momentengleichgewichte minimiert und eine höchstmögliche Gleitzahl über die Trimmgrößen eingestellt. Das Simulationsmodell des Scihunters, welches die aerodynamischen und flugmechanischen Zusammenhänge im Flug mathematisch beschreibt, wird über eine mathematische Formulierung der aus den Strömungssimulationen festgestellten Kräfte und Momente sowie ihrer Abhängigkeiten ergänzt.

Für die Referenzzustände werden die ISA-Bedingungen mit einem statischen Umgebungsdruck von $p_{stat} =$ 1,013 *hPa* und einer statische Umgebungstemperatur von $T_{stat} = 288,15 K$ vorgegeben. Die Flugmasse des Scihunters beträgt GW = 4,484 kg und wird über das jeweilige Gewicht eines angebauten Moduls ergänzt. Wenn nicht anders angegeben, wird für die Versuche der Auslegungsschwerpunkt des Scihunters genutzt. Die Fluggeschwindigkeiten für die Reiseflugzustände werden aufsteigend in dem Bereich von $TAS = 11 \dots 20 m/s$ variiert.

5.2. Simulationsergebnisse

5.2.1. Überprüfung statischer Stabilität und der Steuerbarkeitsreserven

Im Folgenden werden zunächst statische Stabilität und Steuerbarkeitsreserven im ausgetrimmten Flugzustand überprüft. Hierfür wird beispielhaft das Abtriebsmodul betrachtet, welches den größten Einfluss auf die Aerodynamik des Scihunter ausübt. Vorgegeben wird für den stabilen Reiseflug ein Bahnwinkel von $\gamma = 0$ bzw. die Gleichheit des Anstellwinkels und des Längsneigungswinkels ($\alpha = \theta$). Windeinflüsse werden vernachlässigt. Im betrachteten Bereich ist die statische Stabilität gegeben, sodass die Kräfte- und Momentengleichgewichte zu Null getrimmt werden können. Die Gleitzahl beträgt dabei circa E = 8 und nimmt mit zunehmender Fluggeschwindigkeit bis E = 5 ab. Auffällig ist, dass bei niedrigen Geschwindigkeiten unter 14 m/s hohe Anstellwinkel und Höhenruderausschläge (η) notwendig sind, siehe Bild 16.





Zur Trimmung und anfangs zur Erzeugung zusätzlichen Auftriebs werden die Querruder eingesetzt, die hier beide positiv nach unten ausgeschlagen definiert sind. Der Unterschied zwischen rechtem und linken Querruderausschlag ergibt sich durch das Trägheitsmoment des Pusher-Rotors, welches mit einem höheren Ausschlag des linken Querruders aufgefangen wird. Die Drehzahl des Pusher-Rotors wächst mit der Fluggeschwindigkeit an und erreicht bei TAS = 20 m/s eine Drehzahl von circa $\omega_5 = 6700 \ rpm$, sodass antriebsseitig Reserven bis zur Maximal-Drehzahl von $\omega_{5max} = 8200 \ rpm$ bestehen. Ausreichend Reserven bestehen außerdem für die Ruderausschläge, siehe Bild 17.



BILD 16. Steuerbarkeitsreserven für Ruderausschäge über der Fluggeschwindikgkeit

Für die Trimmung sind Quer- und Seitenruder kaum gefordert, während das Höhenruder insbesondere zur Erhaltung der Längsstabilität bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten bis zu 40% des Maximalausschlags ausgeschlagen wird. Im direkten Vergleich der mit den Abtriebsmodulen ausgerüsteten Konfiguration (Index: Ab) gegenüber dem unmodifizierten Scihunter fällt auf, dass ausschließlich das Höhenruder bei höheren Fluggeschwindigkeiten stärker ausgeschlagen wird.

Ähnlich verhalten sich statische Flugstabilität und Steuerbarkeitsreserven bei der Anbringung anderer bzw. weiterer Module. Für jedes der Module können stabile Flugzustände erreicht werden. Eine Untersuchung der dynamischen Stabilität wird nicht durchgeführt. Es wird davon ausgegangen, dass die Steuerbarkeitsreserven ausreichen, um die jeweiligen Trimmpunkte im Flugversuch zu erreichen.

5.2.2. Untersuchung von Performanz-Verlusten durch Degradationsmodule

Die Performanz des Scihunters wird an der Stromstärke gemessen. Hierfür werden Daten aus Windkanalversuchen nach [6] genutzt, in denen zusätzlich

der Stromverbrauch aufgezeichnet wurde. Angenähert wird der Stromstärke-Verlauf mit einem Polynom dritten Grades in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit und der Rotordrehzahl des Pushers.

Mit einem Stromverbrauch zwischen **8** *A* und **19** *A* bei betrachteten Fluggeschwindigkeiten verbraucht das UAV bei angebauten Auf- und Abtriebsmodulen bis zu **19** % mehr Energie als ohne Module, siehe Bild 18.





Referenziert wird dabei auf den Scihunter ohne angebaute Module, allerdings bei gleicher Flugmasse von GW =4,49 kg + 333,5 g für die Referenzierung des Auftriebsmoduls und GW = 4,49 kg + 2 * 83 g als Referenz für die Abtriebsmodule (beidseitig). Damit wird die oben dargestellte Zunahme des Stromverbrauchs auf die Änderung des aerodynamischen und flugmechanischen Zustands des Scihunters im Reiseflug zurückgeführt. Die Zunahme des Stromverbrauchs bleibt über den betrachteten Geschwindigkeitsbereich annährend konstant für die einseitige Befestigung des Auftriebsmoduls. Die Abtriebsmodule hingegen verändern signifikant den Energiehaushalt des Scihunters, hier werden mit zunehmender Geschwindigkeit entsprechend höhere Energiebedarfe bestimmt.

Nach dem gleichen Vorgehen werden die Widerstandsklammern (Clips) eingebracht und referenziert. In der folgenden Abbildung (Bild 19) wird der Mehrverbrauch durch die symmetrische Anbringung und asymmetrische Anbringung mehrerer Widerstandsklammern dargestellt.





Deutlich zu erkennen ist die stufenweise Erhöhung des aerodynamischen Widerstands und der damit verbundene Mehrverbrauch. Im Vergleich der zwei symmetrisch angebrachten und der zwei asymmetrisch angebrachten Clips (links), kann ein höherer Verbrauch bei asymmetrischer Degradation gefolgert werden, der sich mit höheren Fluggeschwindigkeiten angleicht. Mit sechs Widerstandsklammern werden Mehrverbräuche von nahe 2 % erreicht. Wobei eine Abnahme des referenzierten Mehrverbrauchs insbesondere bei der Verwendung mehrerer Widerstandsklammern mit zunehmender Fluggeschwindigkeit beobachtet wird.

Überwiegend konstant verhält sich der Mehrverbrauch durch die Kürzung der Rotorblätter über die Geschwindigkeit. Dieses Verhalten lässt sich auf die Modellierung der degradierten Rotorblätter in der Simulationsumgebung zurückführen. Hier werden basierend auf den Strömungssimulationen aus Kap. 4 konstante Schubverluste je nach Kürzung und unabhängig von der Rotordrehzahl vorgegeben. Deutlich zu beobachten ist in Bild 20 der anwachsende Mehrverbrauch bei zunehmender Kürzung der Rotorblätter.





Eine Kürzung von circa 2 % verändert den Energiebedarf des Scihunters vernachlässigbar klein. Werden die Rotoren weiter gekürzt, insbesondere Kürzungen des Durchmessers von 6 % bzw. 10 %, wird ein signifikanter Anstieg des Stromverbrauchs um 12 % bzw. 19 % erreicht. Starke Degradationen des Pusher-Rotors haben damit einen signifikanten Einfluss auf den Stromverbrauch des Scihunters.

Die angebauten Degradationsmodule beeinflussen teils signifikant den Energiebedarf im stabilen Reiseflug. Bei den bisher betrachteten Flugzuständen werden dennoch die statischen Stabilitätskriterien erfüllt. Anders verhält es sich bei der Verschiebung der Schwerpunktlage hin zu den erreichbaren Extremwerten (vgl. Kap. 4.3). Bei niedrigen Geschwindigkeiten von 11 m/s und 12 m/s bei hinten liegendem Schwerpunkt sowie bei 11 m/s und 12 m/s bei hinten liegendem Schwerpunkt können über Ruderausschläge kein Kräfte- und Momentengleichgewicht eingestellt werden. Die Werte für den Mehrverbrauch sind bei diesen Trimmpunkten in Bild 21 für CGx = -24mm und CGx = +24mm unbrauchbar und werden vernachlässigt.



BILD 4. Referenzierter Mehrverbrauch im stabilen Reiseflug bei Gewichtszunahme und Schwerpunktverschiebung

Bei höheren Geschwindigkeiten können jedoch brauchbare Beobachtungen angestellt werden. Eine Verschiebung der Schwerpunktes nach hinten führt zum Mehrverbrauch von bis zu 6 %. Eine Verschiebung nach hinten hingegen senkt den Energiebedarf um bis zu 4 % und hat damit einen positiven Einfluss auf die Energieeffizienz des Scihunters.

Verändert man den Schwerpunkt des Scihunters in y-Richtung wird ein geringfügiger Mehrverbrauch verursacht (Referenz: GW = 4,49 kg + 0,5 kg). Die Zuladung von Masse ohne Beeinflussung des Schwerpunkts wird mit den zwei Kurven (GW_{+250g} und GW_{+500g}) beschrieben und auf eine Konfiguration ohne Zuladung bezogen. Bei niedrigen Geschwindigkeiten und voller Beladung steigt der Strombedarf um bis zu 17 % an.

Für jede der betrachteten Modifikationen von Masse und Schwerpunktlage wird eine Abnahme des Einflusses auf den Energiehaushalt des Scihunters mit ansteigender Fluggeschwindigkeit beobachtet. Bei höheren Geschwindigkeiten begünstigt folglich die aerodynamische Auslegung des Scihunters die Trimmzustände hinsichtlich des Energiebedarfs.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In dem vorliegenden Paper wurden für hybride unbemannte Luftfahrzeuge typische Degradationseffekte identifiziert und kategorisiert, die im Flugbetrieb oder in dem für UAVs prognostizierten Flottenbetrieb auftreten bzw. auftreten werden. Basierend auf den identifizierten Effekten wurden Degradationsmodule entwickelt und vorgestellt. Die Module sind einfach an- und abbaubar, sodass im Rahmen von Flugversuchen der Aufbau einer umfangreichen Datenbasis unter dem Einfluss unterschiedlicher Degradationen erfolgen kann. Ausgelegt wurden die Module für den hier vorgestellten Scihunter, eine hybride UAV-Konfiguration, die am Institut für Flugsysteme und Regelungstechnik als Technologie-Demonstrator dient.

Entwickelt wurden ein Auf- und ein Abtriebsmodul welche vorrangig den aerodynamischen Auftrieb modifizieren. Als aerodynamisches Modul wurde ebenfalls die Widerstandsklammer vorgestellt, die für geringfügige Erhöhungen des aerodynamischen Widerstands ausgelegt wurde. Kürzungen der Rotorblätter wurden als Möglichkeit zur Einbringung von Degradationseffekten an den Antriebssträngen vorgestellt. Zusätzlich entwickelt wurden Module zur Erhöhung der Flugmasse und der Verschiebung der Schwerpunktlage. Derartige Änderungen werden insbesondere durch betriebliche Vorgaben eine Rolle spielen, sodass das UAV entsprechend variablen Leistungsanforderungen ausgesetzt ist. Folglich kann für die Entwicklung datenbasierter Verfahren zur Identifikation der künstlich eingebrachten Degradationseffekte die herausfordernde Verwendung einer betriebsähnlichen Flugdatenbasis ermöglicht werden.

Um zunächst eine Abschätzung zur Flugtauglichkeit und Flugsicherheit des Scihunters sowie dessen Energiehaushalt unter Einfluss der entwickelten Degradationsmodule geben zu können, werden Strömungssimulationen und flugmechanische Simulationen mit definierten Referenzzuständen durchgeführt. Zusammenfassend können mit Abtriebsmodulen, um 10 % gekürzten Rotorblättern und der Zuladung von 500 g ein jeweiliger Mehrverbrauch von bis zu 19 % verursacht werden. Über die schrittweise Erhöhung der angebrachten Widerstandsklammern kann ein Mehrverbrauch zwischen 0,25 % und 2 % erzeugt werden. Auswirkungen von Schwerpunktverschiebungen in y-Richtung sind vernachlässigbar klein. In x-Richtung verursacht eine Schwerpunktverschiebung nach hinten einen zusätzlichen Energiebedarf von bis zu 6 %, nach vorne hingegen kann die Energieeffizienz um bis zu 4 % gesteigert werden. Bis auf die UAV-Konfiguration mit veränderten Schwerpunktlagen bei niedrigen Geschwindigkeiten können für den Scihunter unter Verwendung der Module stabile Reiseflugbedingungen bestimmt und ausreichend Steuerbarkeitsreserven für die statische Trimmung nachgewiesen werden.

Eine Betrachtung der Auswirkungen der Module auf dynamische Flugzustände steht noch aus und ist für weiterführende Forschungen geplant. Ebenfalls im Ausblick stehen die Durchführung von Flugversuchen und der Aufbau einer Datenbasis. Aufbauend auf der Datenbasis sollen unterschiedliche Methoden und Verfahren getestet und entwickelt werden, sodass eine genauere Bewertung der Energieeffizienz von Luftfahrzeugen sowie eine effizientere Durchführung von Wartungsmaßnahmen und Nachrüstungen am Luftfahrzeug möglich sind.

Danksagung

Ein besonderer Dank gilt den Studierenden: Alexander Fuchs, Johannes Stiller, Stefan Schließ, Uwe Fickenscher und Andrés Larena Valdes für ihre Mitarbeit am Institut für Flugsysteme und Regelungstechnik der TU Darmstadt.

Literatur

- [1] SESAR. SESAR European Drones Outlook Study. Unlocking the value for Europe, 2016.
- [2] Federal Aviation Administration. FAA Aerospace Forecast, Fiscal Years 2020-2040, 2019.
- [3] AIRBUS. Global Market Forecast, Cities, Airports & Aircraft, 2019-2038, 2019.
- [4] BOEING. Commercial Market Outlook, 2019-2038, 2019.

- [5] https://www.banggood.com/de/Sonicmodell-Skyhunter-1800mm-Wingspan-EPO-Long-Range-FPV-UAV-Platform-RC-Airplane-KIT-p-1176011.html?rmmds=search&cur_warehouse=UK, zuletzt aufgerufen am 27.08.2020.
- [6] K. F. Prochazka, S. H. Krüger. Aerodynamische Parameteridentifikation eines hybriden unbemannten Luftfahrzeugs mittels Windkanal- und Freiflugversuchen. DLRK, 2020.
- [7] Deutsches Institut f
 ür Normung e.V.: DIN 50320, Verschlei
 ß. 1979.
- [8] Deutsches Institut f
 ür Normung e.V.: DIN EN ISO 8044, Korrosion von Metallen und Legierungen. 2019.
- [9] M. Christen, M. Guillaume, M. Jablonowski, P. Lenhart, K. Moll. Zivile Drohnen – Herausforderungen und Perspektiven. Vdf, ISBN 978-3-7281-3894-1 / DOI 10.3218/3894-1, 2018.
- [10] EUROCONTROL. Intermediate Concept of Operations for U-space, Enhanced Overview. Corus, Sesar, Joint Undertaking, Edition 01.00.00, 2019.
- [11] A. Lauer. Untersuchung von Größenverteilung und Zusammensetzung des troposphärischen Aerosols mit einem globalen Zirkulationsmodell. Dissertation, DLR Oberpfaffenhofen, 2004.
- [12] M. C. Büddefeld, D. Janisch, M. Sánchez, F. Navarro, J. Espinosa, N. Kidd, A. Majkic. Drone Informations Users' Requirements. Exploratory Research, IMPETUS, Edition 00.01.00, 2018.
- [13] European Union Aviation Safety Agency. SPECIAL CONDITION, Light Unmanned Aircraft Systems, Doc. No: SC Light-UAS, Issue: 1, 2020.
- [14] Zhe Ning. "Experimental investigations on the aerodynamic and aeroacoustic characteristics of small UAS propellers". Dissertation. Iowa, USA: Iowa State University Capstones, 2018.
- [15] K. D. Korkan, L. Dadone und R. J. Shaw. Helicopter rotor performance degradation in natural icing encounter. 1984.
- [16] Thomas L. Miller. "Analytical Determination of Propeller Performance Degradation Due to Ice Accretion". Diss. Cleveland, Ohio: Lewis Research Center NASA, 1986.
- [17] H.-G. Busmann, C. Kensche, A. Berg-Pollack, F. Bürkner, F. Sayer, K. Wiemann. Testing of Rotor Blades. DEWI Magazin Nr. 30, Feb, 2007.
- [18] F. Bürkner, A. van Wingerde. Testing of Rotor Blades. Proceedings of the 8th International Conference on Structural Dynamics, Eurodyn, 2011.
- [19] F. Grasse. Beitrag zur Untersuchung des Betriebsfestigkeitsverhaltens von Rotorblättern für Windenergieanlagen im verkleinerten Maßstab. Dissertation, Berlin, 2014.
- [20] Anger, Christoph. Hidden semi-Markov Models for Predictive Maintenance of Rotating Elements. Dissertation, Darmstadt, 2018.
- [21] Y. Rackow. Expertengespräch. AiDrones GmBH, Managing Director, 2020.
- [22] U. Nußbaum. Kleine Anfrage der Abgeordneten Daniele Wagner, Markus Tressel, Stefan Schmidt, weiterer Abgeordneter und der Fraktion BÜNDNIS 90/DIE GRÜNEN, betr.: "Forschungs- und Entwicklungsausgaben des Bundes für die Luftfahrt", BT-Drucksache: 19/10447. Bundesministerium für Wirtschaft und Energie, Berlin, 2020.
- [23] Deutsches Institut für Normung e.V.: DIN 31051, Grundlagen der Instandhaltung, 2019.