

Auslegung eines höhentauglichen Antriebes für das unbemannte Luftfahrtsystem ATISS NG

Fabian Quaeck, Sven Angermann, Andreas Frahm, Wolfgang Rüther-Kindel

Technische Hochschule Wildau – University of Applied Sciences

Fachbereich Luftfahrttechnik

*fabian.quaeck@th-wildau.de, sven.angermann@th-wildau.de, andreas.frahm@th-wildau.de,
wolfgang.ruether-kindel@th-wildau.de*

Abstract: An der Technischen Hochschule Wildau wird derzeit ein unbemanntes Luftfahrtsystem entwickelt, welches in der Lage ist, Messungen in großer Höhe und unter widrigen Umweltbedingungen durchzuführen. Ein Teilaufgabengebiet beschäftigt sich mit der Auslegung eines angepassten Antriebes, welches in dem folgenden Bericht dargelegt wird.

1. Einführung

Vulkanausbrüche und andere Naturkatastrophen treten meist unvorhergesehen auf und stellen eine bedeutende Gefahr für die globale Wirtschaft dar. Aus Informationsmangel werden deshalb großräumige Areale gesperrt, was zwar das Gefahrenrisiko mindert, jedoch auch mit einem hohen wirtschaftlichen Schaden einhergeht. Dies ist beispielsweise bei der Eruption des isländischen Vulkans „Eyjafjallajökull“ im Frühjahr 2010 geschehen, als sich eine Aschewolke bis nach Europa und Vorderasien ausbreitete. Zu diesem Zeitpunkt konnte die lokale Partikelverteilung und Aschekonzentration nicht bestimmt werden, weshalb die zuständigen Behörden sich entschlossen kein Risiko einzugehen und den Luftraum großflächig sperren. Durch den Ausfall des transatlantischen und europäischen Luftverkehrs sowie den daraus resultierenden Nebenerscheinungen entstand ein weltweiter Schaden von ca. 4,7 Milliarden USD [1]. Deshalb ist es wichtig, möglichst zeitnah genaue Informationen aus dem betroffenen Gebiet zu erhalten, ohne dabei Menschenleben in Gefahr zu bringen.



Abbildung 1: Eruptionswolke des Eyjafjallajökull 2010 [2]

Im Zuge des seit dem Jahr 2013 laufenden Projekts *SAPODS*¹ der hieran beteiligten Fachhochschule Düsseldorf sowie der Technischen Hochschule Wildau erfolgt eine Erweiterung des Anwendungsspektrums der Messdrohne *ATISS*² für den Einsatz in 5.000 m Höhe. Der Fokus liegt hierbei in der wissenschaftlichen Untersuchung von Aerosolen, insbesondere bei Messungsdurchführungen in mit Vulkanasche kontaminierter Luft. Hierbei ist u.a. die Entwicklung eines energetisch optimierten Antriebssystems nötig, welches einen sicheren Betrieb auch unter widrigen Umweltbedingungen gewährleistet, wie sie bei einem Vulkanausbruch auftreten.

2. Methode

2.1 Analyse der Umweltbedingungen

Die bei diesem Einsatzszenario größte Gefahr geht von Aschepartikeln aus, welche durch Abrasion die Struktur des Flugzeuges verändern und schwächen. Eine entsprechend gehärtete Oberfläche durch die Auswahl geeigneter Fertigungsmethoden kann diesen Effekt vermindern. Bei luftatmenden Antrieben verursacht Vulkanasche große Schäden, da diese im Brennraum aufgeschmolzen wird und an anderen Stellen wieder erstarrt, wodurch die Funktionalität der Triebwerke oft nicht mehr gegeben ist und diese folglich ausfallen. Deshalb wurde für das auszulegende Antriebssystem ein nicht-luftatmender Motor mit einem internen Kühlsystem vorgesehen.

Mit zunehmender Höhe und abnehmender Temperatur steigt die Gefahr von Vereisungserscheinungen. Insbesondere bei hoher Luftfeuchtigkeit, wie sie beispielsweise bei einem Wolkendurchflug auftritt, muss mit Vereisung gerechnet werden. Feine Wassertropfen kondensieren an der Strukturoberfläche des Flugzeugs und gefrieren, wodurch sich die Aerodynamik des Flugzeuges verändert und zusätzlich die Gefahr einer Steuerflächenblockade erhöht wird. Dieses Risiko kann verringert werden, indem die Benutzung von beheizten Oberflächen oder eine hydrophobe Strukturbeschichtung in Betracht gezogen wird. Hierbei wird der Lotuseffekt ausgenutzt, der Flüssigkeiten von der Oberfläche abperlen lässt und somit einen Eisansatz gar nicht erst ermöglicht.

2.2 Einsatz der Messdrohne ATISS

Das an der Technischen Hochschule Wildau konzeptionierte und konstruierte unbemannte Luftfahrtsystem *ATISS* dient seit 2009 als zuverlässiger Träger unterschiedlicher Messgeräte und Fotosensorik. Die maximale Nutzlastmasse beträgt hierbei 10 kg bei einer maximalen Abflugmasse von 25 kg. Durch das modulare Nutzlastkonzept ergibt sich eine strikte Trennung zwischen Nutzlast und Trägerflugzeug und erlaubt eine flexible Umrüstung für weitere Anwendungsaufgaben.

¹ Abkürzung für *Smart Air Pollution Detection System*

² Abkürzung für *Autonomous Flying Testbed for Integrated Sensor Systems*



Abbildung 2: Messdrohne ATISS

Die zweimotorige Messdrohne mit einer Spannweite von 5 m zeichnet sich durch ihre unkritischen Flugeigenschaften bei gleichzeitig hohen Flugleistungen aus. Ein eingebautes zweifach redundant ausgeführtes Autopilotensystem ermöglicht das automatisiertes Befliegen eines vordefinierten Missionsprofils. Um den Anforderungen für den Einsatz in großer Höhe und unter aggressiven Umweltbedingungen gerecht zu werden, erfolgt eine weiterführende Auslegung *ATISS NG (Next Generation)* auf Basis des bestehenden Systems, in derer die Antriebsauslegung ein Aufgabenbereich darstellt.

2.3 Motorkonfiguration

Die benötigten Leistungsparameter der Motoren richten sich nach dem Betriebspunkt mit der höchsten Energiebeanspruchung. In diesem Bereich soll der Wirkungsgrad der Motoren maximal sein, um die Verlustleistung und die daraus abzuleitende Kühlungsleistung möglichst gering zu halten. Der Hauptauslegungsbereich des Antriebes ist die Steigflugphase auf 5.000 m Höhe. Unter Berücksichtigung der geforderten Parameter wurde ein bürstenloser Außenläufermotor in flacher Bauform mit einer Leistung von 1.200 W als Antrieb gewählt.

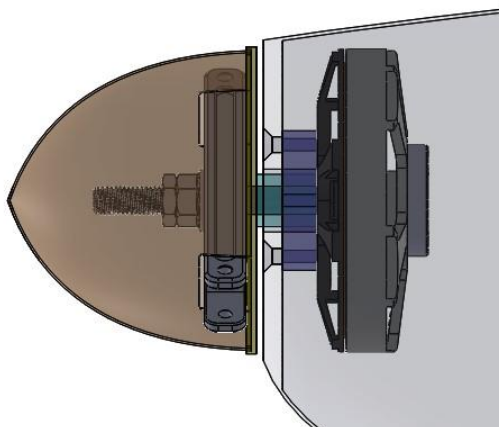


Abbildung 3: Motoreinbau in die Rumpfnase

2.4 Propellerauslegung

Die Auslegung und Konstruktion eines für das vorgesehene Missionsszenario geeigneten Propellers stellt einen maßgeblichen Arbeitsanteil dar. Hauptauslegungspunkt ist hierbei die Steigflugphase auf 5.000 m mit einer vorab bestimmten Steig- und Fluggeschwindigkeit. Unter Einbezug des berechneten Widerstandes der Messdrohne lässt sich der von den Propellern zu erzeugende Schub ableiten. Zusätzlich erfolgt eine Betrachtung der Propellerleistungen in anderen Betriebspunkten wie dem Horizontalflug und der Startphase. Zur Unterstützung des Vorganges wird das Propellerauslegungstool *JavaProp* von Dr. M. Hepperle verwendet, welches nach Vorgabe der physikalischen Parameter und Stützstellenprofile eine auf diesen Arbeitspunkt optimierte Propellergeometrie erzeugt. Das Rechenmodell dieser Software basiert auf der Blattelementtheorie, welche für eine grundlegende Propellerauslegung geeignet ist [3]. Durch die Variation der Eingabeparameter, insbesondere der Profilformen, ergeben sich verschiedene Propellerentwürfe, deren spezifischen Kennwerte in einem iterativen Prozess zu vergleichen sind. Als Resultat ergibt sich eine für diese Auslegungspunkte optimierte Propellergeometrie, welche in ein für die CAD-Bearbeitung gerechtes Format exportiert werden kann.

2.5 Propellerfertigung

Erste Entscheidungskriterien für die Fertigung der Propeller sind unter anderem die anzuwendende Bauart, das Material und die Fertigungsmethode. Die Propellerblätter werden klappbar gestaltet, sodass die Propeller bei einer Abschaltung des Motors im Gleitflug an die Rumpfwand legen und sich somit der aerodynamische Widerstand minimiert. Die Fertigung erfolgt in Kleinserie durch Nass-in-Nass-Laminieren unter Verwendung kohlefaserverstärkter Kunststoffe. Die Propellergeometrie wird in das CAD-Programm *SolidWorks* importiert und eine Negativform bestehend aus zwei Formhälften konstruiert. Anschließend erfolgt die Fertigung dieser Negativformhälften auf einer CNC-Fräse.

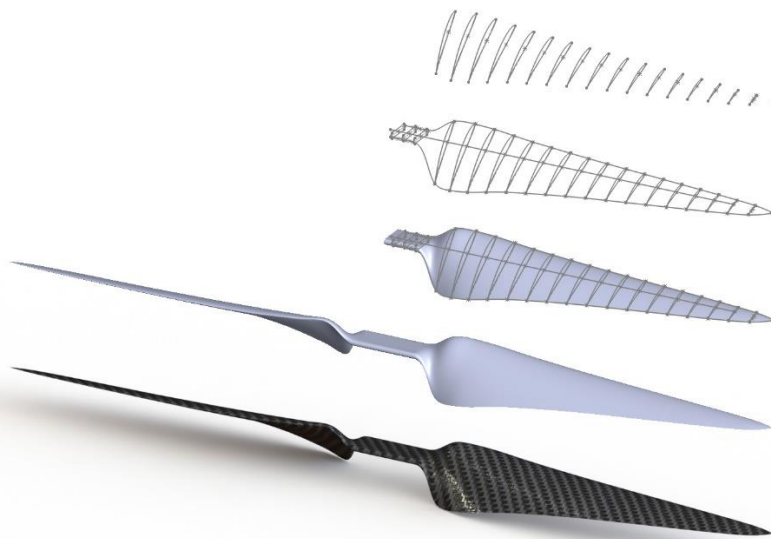


Abbildung 4: Propellerblatt in SolidWorks

Nach Ausführung der Formfertigung erfolgt die Propellerfertigung. Im Anschluss werden die gefertigten Propellerblätter paarweise gewuchtet und auf dem hochschulinternen Propellerprüfstand *PRELA*³ vermessen.



Abbildung 5: gefertigter Höhenpropeller

2.6 Testergebnisse und Weiterführungen

Die technischen Daten der Einheit „Motor-Propeller“ werden auf dem Propellerprüfstand validiert. Im Hauptauslegungspunkt wird ein Propellerwirkungsgrad von 74,5% erreicht, der des Motors beträgt hierbei 86,1%. Aus den daraus gewonnenen Erkenntnissen lassen sich Aussagen über den Energiebedarf bei dem gewählten Einsatzszenario treffen. Es werden zwei 37 V Lithium-Polymer-Akkumulatoren mit einer Kapazität von je 12 Ah verwendet. Die Missionsflugzeit beträgt ca. 2 h, die sich aus Phasen mit unterschiedlicher Beanspruchung des Antriebes zusammensetzt. Weiterführend werden Kühlkörper für die Antriebskomponenten entworfen und mithilfe der numerischen Simulationssoftware *SolidWorks Flow Simulation* auf ihre Eignung hin überprüft.

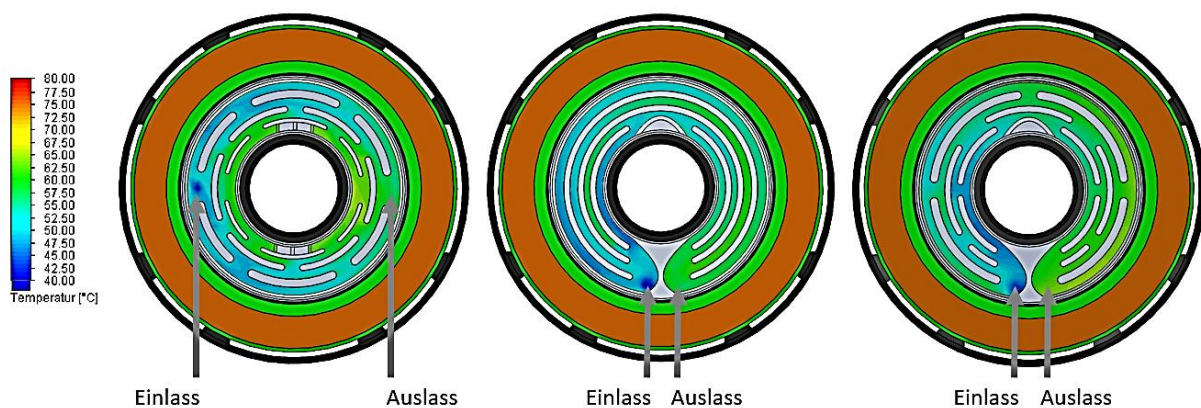


Abbildung 6: Simulationsergebnis (Temperatur) verschiedener Motorkühlkörper

3. Ausblick

Nachdem die Propeller- und Motortestläufe abgeschlossen wurden, erfolgt in naher Zukunft die Fertigung des auf den Antriebsstrang angepassten Kühlsystems, welches in der CFD-Simulation vorab betrachtet wurde. Anschließend werden die Testläufe mit dem gekühlten Antriebsstrang wiederholt, um die Leistungsfähigkeit des Antriebes neu zu bewerten. Nach erfolgreichem Abschluss wird das Antriebssystem in die neu ausgelegte Messdrohne *ATISS NG* integriert und Flugversuche durchgeführt, um das gesamte System in der praktischen Anwendung zu testen.

³ Abkürzung für Prüfstand für elektrische Antriebe

4. Literaturverzeichnis

- [1] **Oxford Economics.** *The Economic Impacts of Air Travel Restrictions Due to Volcanic Ash.* Oxford, 2010.
- [2] **Weber, K.** *Airborne in-situ investigations of the Eyjafjallajökull volcanic ash plume on Iceland and over north-western Germany with light aircrafts and optical particle counters.* Elsevier Ltd., 2012.
- [3] **Hepperle, M.** *Javaprop - Users Guide.* pdf, 2016.