

Modulare Entwicklungsplattform für elektrische Luftfahrtantriebe

Markus Henke, Jan Hoffmann*, Lennard Waschke

Institut für Elektrische Maschinen, Antriebe und Bahnen; TU Braunschweig; 38106 Braunschweig

*j.hoffmann@tu-bs.de

Abstract. Im folgenden Beitrag wird eine Simulationsplattform vorgestellt, die im Umfeld der Elektrifizierung von Flugantrieben eine Abbildung des Flugverhaltens und daraus resultierend die Performanceanforderungen an die Energiewandler generiert. Der modulare Aufbau der Simulationsplattform ermöglicht unterschiedliche Detaillierungsgrade und auch Erweiterungen durch z.B. thermische Teilmodelle. Eingegangen wird auf die besondere Rolle der automatisierten Ablaufsteuerung und der Fluglageregelung, die sich selbstständig an veränderte Modell-Parameter und Eigenschaften des Luftfahrzeugs anpasst und so die möglichst realistische Einhaltung des Flugprofils gewährleistet. Dabei werden insbesondere Einflüsse der atmosphärischen Bedingungen und weiterer Systeme wie Auftriebshilfen, Bremsklappen und Fahrwerk berücksichtigt.

1 Einführung

Im Rahmen von Forschungsarbeiten zur Teil- und Voll-elektrifizierung von Antriebssträngen in der Luftfahrt, wurde die modulare Simulationsplattform MoDex.AIR am IMAB in MATLAB/SIMULINK entwickelt, die als Modellierungs- und Simulationsebene zur Auslegung elektrischer Maschinen als Flugantrieb genutzt werden soll. Ziel ist die Abbildung der Flugphysik bis hin zu den auf die elektrische Antriebsmaschine wirkenden physikalischen Größen wie Drehmomente, Drehzahlen und Leistungen. Hierdurch werden die für den thermischen und elektromagnetischen Maschinenentwurf notwendigen Zustandsgrößen über einzelne Flugphasen vorausberechnet und können realitätsgetreu in hierarchisch tiefer liegende Auslegungstools – für z. B. die Elektromagnetik- und für die Energieflussanalyse im Bordnetz einfließen.

Zur ersten Grobauslegung eines elektrischen Antriebs werden Daten zum Leistungs- und Energiebedarf im Flug entlang eines typischen Flugprofils benötigt. Dafür werden der Simulation die wichtigsten Werte des Flugprofils, physikalische – insbesondere aerodynamische – Eigenschaften des Luftfahrzeugs und eine zunächst einfache Repräsentation eines

konventionellen Antriebs vorgegeben. Auf deren Grundlage werden dann unterlagert die physikalischen Prozesse der Energiewandlung modelliert.

Durch Erweiterungen um sehr detaillierte Modelle des elektrischen Antriebskonzeptes, die zusätzlich zum Leistungsfluss beispielsweise auch die erforderlichen Momente und Drehzahlen, sowie das thermische Verhalten simulieren, wird eine präzisere Auslegung möglich.

2 Aufbau und Funktionsweise

Physikalische Grundlagen. Um die physikalischen Prozesse der Energiewandlung während des Fluges adäquat beschreiben zu können, ist zunächst Kenntnis über wirkenden Kräfte erforderlich.

Im stationären Geradeausflug eines Flugzeuges befinden sich dabei folgende vier Kräfte im Gleichgewicht: Die Gravitationskraft F_G , die durch die Triebwerke erzeugte Schubkraft F_T , der aerodynamische Auftrieb F_A und der aerodynamische Widerstand F_W . Vereinfachend nach [1] wird angenommen, dass diese Kräfte alle im Schwerpunkt angreifen. Dabei gilt, wie in Abbildung 1 dargestellt, dass F_W immer entgegen der Fluggeschwindigkeit v wirkt und F_A senkrecht darauf steht. F_T kann um einen Schubeinstellwinkel β von der Flugzeuglängsachse abweichen und ist im Betrag durch die Eigenschaften und Ansteuerungen des Antriebssystems gegeben. F_G wirkt in dieser zweidimensionalen Darstellung senkrecht nach unten.

Sofern sich das Flugzeug nicht in der Horizontalebene bewegt, weicht die Bewegungsrichtung um den Bahnneigungswinkel γ davon ab. Die Längslage des Flugzeugs wird durch den Nickwinkel Θ beschrieben und die Differenz beider Winkel ergibt den Anstellwinkel α .

Die Gravitationskraft ist gegeben durch:

$$F_G = m \cdot g \quad (1)$$

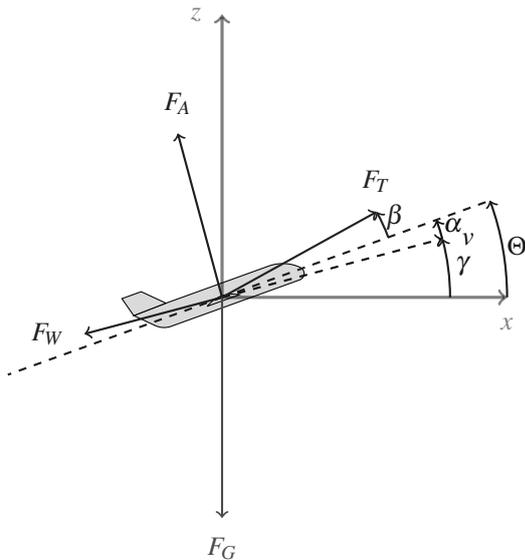


Abbildung 1: Kräfte und Winkel im stationären Geradeausflug in v -Richtung

mit der Erdbeschleunigung g und der Flugzeugmasse m . Auftrieb und Widerstand lassen sich beschreiben durch:

$$F_A = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot c_A \cdot v^2 \quad (2)$$

$$F_W = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot c_W \cdot v^2 \quad (3)$$

Dabei ist ρ die Dichte der umgebenden Luft, S die Bezugsfläche (typischerweise die Flügelfläche des Flugzeugs) und c_A bzw. c_W sind der Auftriebs- bzw. Widerstandsbeiwert, die eine genauere Betrachtung erfordern:

Beide dimensionslosen Beiwerte dienen zur Beschreibung des komplexen aerodynamischen Verhaltens von Körpern im Luftstrom und werden entweder im Windkanal gemessen oder durch geeignete Simulationen der Strömungsmechanik errechnet. Für jede Körperform ergibt sich ein charakteristisches Verhalten, dass in Abhängigkeit des Anstellwinkels beschrieben werden kann.

Bei Flügelprofilen ergibt sich qualitativ typischerweise das in den Abbildungen 2 und 3 dargestellte Verhalten, das in ähnlicher Form auch für das gesamte Flugzeug gilt. Erwähnenswert ist hierbei, dass der Auftriebsbeiwert innerhalb des typischen Betriebsbereiches näherungsweise linear vom Anstellwinkel abhängt. Er besitzt allerdings bei größeren Anstellwinkeln um etwa

15° bis 25° ein Maximum, was aerodynamisch dem beginnenden Strömungsabriss entspricht. Der Widerstandsbeiwert lässt sich im Betriebsbereich durch ein quadratisches Polynom nähern. Er bleibt in jedem Fall größer Null und besitzt ein absolutes Minimum bei im Betrag kleinen Anstellwinkeln.

Die Schubkraft F_T wird später in der Modellierung des Antriebssystems behandelt.

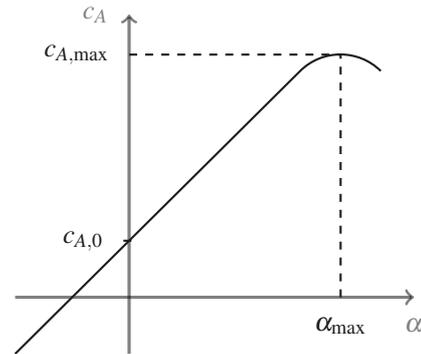


Abbildung 2: Verlauf des Auftriebsbeiwerts c_A in Abhängigkeit des Anstellwinkels α

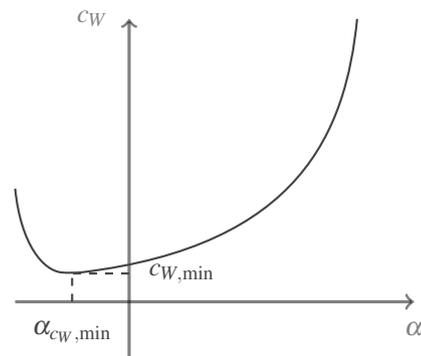


Abbildung 3: Verlauf des Widerstandsbeiwerts c_W in Abhängigkeit des Anstellwinkels α

Aus den genannten Zusammenhängen ergibt sich die Mindestgeschwindigkeit im stationären Horizontalflug durch Gleichsetzen von Auftrieb (Gl. 2) und Gravitationskraft (Gl. 1) und anschließender Umformung:

$$v_{\min} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot c_{A,\max}}} \quad (4)$$

Ein Versuch die Fluggeschwindigkeit unter diesen Wert zu reduzieren, würde zum Strömungsabriss führen.

Um für Start und Landung geringere Geschwindigkeiten erreichen zu können, werden Klappensysteme verwendet. Deren Wirkung lässt sich durch ein von der Klappenposition abhängiges Offset der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte beschreiben (vgl. [1] und [2]).

Simulation der Flugphysik. Innerhalb des Simulink-Blocks, der die flugphysikalischen Prozesse simuliert, werden zunächst die genannten Kräfte berechnet. Dabei werden die dafür erforderlichen Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte in vektorieller Form und in Abhängigkeit vom Anstellwinkel von einem weiteren Block bereitgestellt, der die Luftfahrzeug-Eigenschaften repräsentiert. Selbiges gilt für Daten wie Flugzeugmasse und Flügelfläche. Auf diese Weise ist es möglich einerseits variable Konfigurationen von z.B. den Klappensystemen direkt zu berücksichtigen, andererseits können die Eigenschaften des Luftfahrzeuges auch grundlegend geändert werden. Analog dazu werden Luftdichte und Erdbeschleunigung von einem Block bereitgestellt, der die Umwelt simuliert. Eine realistische Wahl der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte konnte dabei durch Vergleich mit den Untersuchungsergebnissen von [3] bestätigt werden.

Sind die Kräfte berechnet, werden sie vektoriell addiert und auf die Flugzeugmasse normiert. Durch zweifache Integration und Berücksichtigung der Anfangswerte sind Geschwindigkeit und Position bekannt. Insbesondere die Geschwindigkeit und die mit ihr verknüpften Winkel fließen wieder in die Berechnung der Kräfte ein.

Befindet sich das Flugzeug auf dem Boden (bei Start oder Landung), werden noch zusätzlich die Normalkraft auf der Oberfläche und Reibungskräfte durch Rollwiderstand bzw. Radbremsen berücksichtigt.

Der geschwindigkeitsbezogene Teil der Berechnungen findet im luftfesten Bezugssystem statt, welches sich mit der Windgeschwindigkeit v_w gegenüber dem als Inertialsystem verwendeten erdfesten Bezugssystem bewegt. Daher ist einerseits eine entsprechende Koordinatentransformation (nur translatorisch, nicht rotatorisch) erforderlich, andererseits muss die sich bei Windänderung ergebene Scheinbeschleunigung berücksichtigt werden.

Regelung und Ablaufsteuerung. Um die Fluggeschwindigkeit und Bahnneigung entsprechend des

gewünschten Flugprofils regeln zu können, kommen zwei PI-Regler und eine Vorsteuerung zum Einsatz. Ausgangsgrößen sind dabei die Längsneigung und die Schubkraft, wobei erstere die Geschwindigkeit und letztere die Bahnneigung regelt. Dieses Vorgehen ist zweckmäßig, da erstens auch ohne Schubkraft die gegenüber der Bahnneigung wichtigere Geschwindigkeit geregelt werden kann und zweitens je nach Art des Antriebssystems die Schubkraft stark abhängig von der Geschwindigkeit sein kann. Auf diese Weise ist ein stabiles Verhalten in der Mehrzahl der Anwendungsfälle sichergestellt.

Die Vorsteuerung berechnet zunächst analytisch auf Basis einer Näherung den ungefähren Arbeitspunkt im jeweiligen Flugabschnitt. Sie verwendet dabei eine Lösung des Differentialgleichungssystems, dass sich aus der Flugphysik für den Fall des stationären Horizontalflugs ergibt und zusätzlich eine geeignete Korrektur für Fluglagen mit großer Bahnneigung.

Der erste, schnellere PI-Regler regelt über die Längsneigung die Geschwindigkeit im Arbeitspunkt aus. Der zweite, langsamere PI-Regler regelt die Bahnneigung über den Schubsollwert aus, welcher in der Simulation des Antriebssystems und Berücksichtigung der Antriebsdynamik in eine vom Flugphysik-Block verwendbare Schubkraft umgesetzt wird. Beide Regler arbeiten in einem festen Verhältnis zueinander und ihre Verstärkung wird in Abhängigkeit vom Arbeitspunkt skaliert, um in jedem Fall stabile Verhältnisse zu erreichen.

Die Verwendung eines in der Literatur zu findenden Regelungskonzeptes ist hier nicht möglich, da diese auf ein nur begrenzt veränderliches Flugzeug abzielen und dabei zusätzlich die Dynamik des Höhenleitwerks und -ruders umfassend berücksichtigen (vgl. [4]). In der Simulation ist allerdings implizit vorausgesetzt, dass die Längslage stabil kontrolliert werden kann und jegliche dadurch entstehenden Auftriebs- und Widerstandskräfte in der tabellarischen Darstellung der entsprechenden Beiwerte berücksichtigt sind. Diese Annahme vereinfacht die Modellierung und verringert die Anzahl der Ursachen für Instabilitäten in der Regelung.

Zur Vorgabe der Sollwerte und allgemein der Steuerung des Simulationsablaufs wird in der aktuellen Modellversion ein in MATLAB/STATEFLOW realisierter Moore-Automat verwendet. Dieser generiert alle erforderlichen Sollwerte für die Regler und steuert außerdem sekundäre Systeme wie Klappen oder Fahrwerk.

Für die realistische Sollwertvorgabe ist außerdem von zentraler Bedeutung, dass die Ablaufsteuerung nach Bedarf die jeweilige Performance berechnet. Beispielsweise ist erfolgt der Steigflug mit zunächst der weg-, dann der zeitoptimalen Steiggeschwindigkeit, welche sich aus dem Schub- bzw. Leistungsüberschuss des Flugzeugs nach [2] berechnet. Die Einhaltung realistischer Geschwindigkeiten orientiert sich außerdem an den Angaben von [5].

Simulation des Antriebssystems. Das Antriebssystem kann in unterschiedlichen Detaillierungsgraden simuliert werden. Für die Berechnung von Leistungsdaten für die noch grobe Erstauslegung des Antriebs kommt eine vergleichsweise einfache Simulation eines konventionellen Antriebs zur Anwendung.

Im nächsten Schritt erfolgt eine Simulation bereits mit einem einfachen Modell einer elektrischen Maschine mit Propeller, so dass neben den Leistungsdaten gegenüber der Luft auch Erkenntnisse zu den erforderlichen Drehzahlen und Momenten, sowie dem Wirkungsgrad des Propellers gewonnen werden können [6]. Dabei ist auch eine Variation von z.B. der Anzahl und Geometrie der Propeller möglich, da das Modell ähnlich wie bei den aerodynamischen Daten auf Basis von Vektoren arbeitet.

Im Rahmen gegenwärtiger Weiterentwicklungen wird das Maschinenmodell so erweitert, dass auch Aussagen über das sehr wichtige thermische Verhalten möglich werden.

3 Ergebnisse

Dank des modularen Aufbaus der Simulationsplattform kann eine Vielzahl unterschiedlicher Flugszenarien simuliert werden. Als anschauliches, kurzes Beispiel wurde hier der Flugverlauf einer vereinfacht modellierten Embraer 170 mit konventionellem Antrieb mit zwei unterschiedlichen Abflugmassen gewählt. Die Flughöhe, Geschwindigkeit und Antriebsleistung ist dazu für $36t$ und $20t$ Masse über eine Gesamtflugstrecke von $1000km$ in Abbildung 4 dargestellt. Als Reiseflughöhe wurde $9000m$ gewählt und die Reisefluggeschwindigkeit wurde durch die Simulation auf minimalen Energieverbrauch optimiert.

Im Diagramm zur Flughöhe ist erkennbar, dass das leichtere Flugzeug einen Steigflug mit größerer Steigrate ausführen kann, was durch den

größeren Schubüberschuss begründet ist. Durch das geringere Gewicht verschiebt sich die optimale Reisegeschwindigkeit allerdings auch zu niedrigeren Werten - wie im Diagramm zu Geschwindigkeit erkennbar - weshalb sich die Gesamtflugzeit verlängert. In der Darstellung der Antriebsleistung ist deutlich erkennbar, dass das absolute Maximum in der Steigflugphase erreicht wird. Für den Reiseflug ist nur noch ein Bruchteil der maximalen Leistung erforderlich und dies reduziert sich im Sinkflug noch weiter. Ebenfalls aus dem Geschwindigkeitsverlauf ablesbar sind die Landeanfluggeschwindigkeiten, die mit der Masse und der (nicht dargestellten) Landeklappenstellung variieren. Die Landeanfluggeschwindigkeit wurde nach [5] als ein vielfaches der Mindestgeschwindigkeit definiert.

Angemerkt sei, dass durch das hier sehr einfache Triebwerksmodell insbesondere in größeren Flughöhen eine zu große Schubkraft ergibt und daher vom realen Verhalten abweicht. Außerdem wird ein Passagierflug in der Realität meist nicht nur auf geringen Treibstoffverbrauch optimiert, sondern nach [2] werden auch andere Kosten wie beispielsweise für die Besatzung oder die Luftraumnutzung einfließen. Dementsprechend ist die sich im Modell ergebende Flugzeit von über drei Stunden (bei $20t$) ebenfalls nicht ganz realistisch.

4 Zusammenfassung und Ausblick

Mit der hier entwickelten Simulationsplattform wurde die Möglichkeit geschaffen eine Vielzahl der für Auslegung und Design von elektrischen Antriebskonzepten für Flugzeuge erforderlichen Daten bereitzustellen. Dank des modularen Aufbaus und den sich daraus ergebenden Erweiterungsmöglichkeiten ist außerdem einfach möglich auch detailliertere und komplexer werdende Maschinenmodelle in ihrer Einsatzumgebung zu simulieren und so weitere Verbesserungen vorzunehmen. Ebenso ermöglicht die Plattform bereits in der frühen Entwicklungsphase den Vergleich unterschiedlicher Ansätze.

Im Rahmen der gegenwärtigen Weiterentwicklungen erfolgt die Modellierung eines elektrischen Antriebsstrangs mit Propeller. Dabei ist auch die Implementierung unterschiedlicher Propeller-Bauformen zum Zwecke des Vergleichs untereinander in Arbeit. Zukünftig wird das Maschinenmodell unter Nutzung von [7] um das thermische Verhalten erweitert, so dass

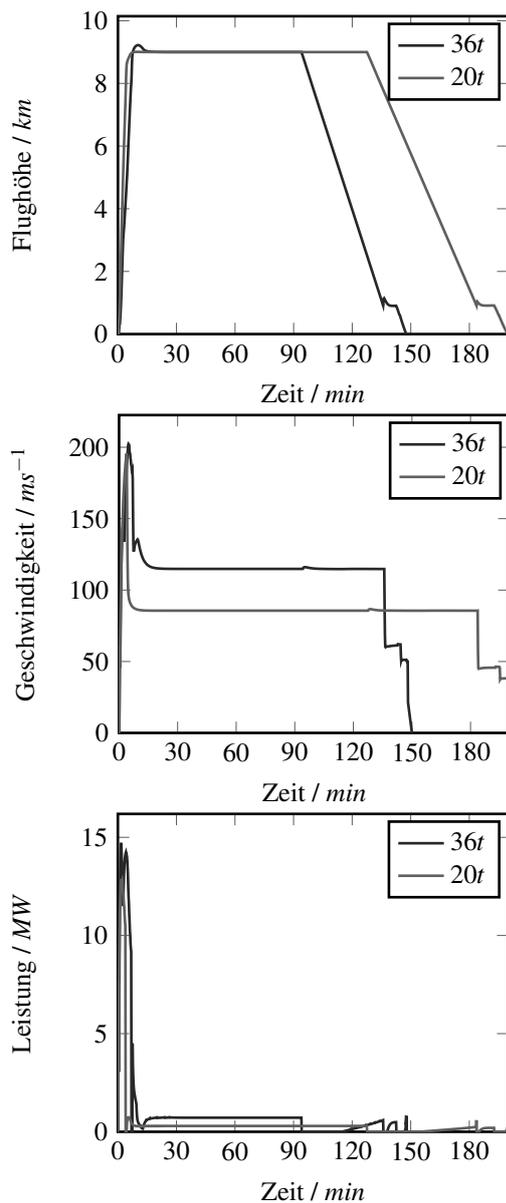


Abbildung 4: Vergleich von Flugprofilen bei unterschiedlichen Abflugmassen

auch dort für die Antriebsentwicklung erforderliche Aussagen getroffen werden können. Denkbar ist auch die Modellierung peripherer Systeme, um Aussagen zum Leistungsbedarf des gesamten Luftfahrzeugs in seinem Flugverlauf treffen zu können. Dabei würden auch die Variationsmöglichkeiten des Flugprofils so erweitert werden, dass kritische Auslegungsfälle wie der Ausfall von einzelnen Triebwerken während des Startlaufs simuliert werden können.

Referenzen

- [1] Prof. Dr.-Ing. C.-C. Rossow, Prof. Dr.-Ing. K. Wolf, Prof. Dr.-Ing. P. Horst (Herausgeber), *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*, Carl Hanser Verlag, München 2014
- [2] J. Schneiderer, *Angewandte Flugleistung - Eine Einführung in die operationelle Flugleistung vom Start bis zur Landung*, Springer-Verlag, Berlin/Heidelberg 2008
- [3] J. Sun, J. M. Hoekstra, J. Ellerbroek, *Aircraft Drag Polar Estimation Based on a Stochastic Hierarchical Model*, Delft University of Technology, Delft 2018
- [4] Universitätsprof. Dr.-Ing. R. Brockhaus, *Flugregelung*, Springer-Verlag, Berlin/Heidelberg/etc. 1994
- [5] Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A. (Embraer), *Embraer 190 - airplane operations manual volume 1*, Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A. (Embraer), Brasilien 2008 (Revision 4, 2010)
- [6] M. Henke, G. Narjes, J. Hoffmann, C. Wohlers, S. Urbanek, C. Heister, J. Steinbrink, W.-R. Canders, B. Ponick, *Challenges and Opportunities of Very Light High-Performance Electric Drives for Aviation* Energies 2018
- [7] W.-R. Canders, J. Hoffmann, M. Henke, *Cooling Technologies for High Power Density Electrical Machines for Aviation Applications* Energies 2019