

Untersuchung der Flugleistung eines Elektroflugzeuges mit einem neuartigen Elektromotor

F. Settele*, A. Knoll*

*Hochschule München, 80335 München, Deutschland

Zusammenfassung

Vorgestellt wird das Konzept eines neuartigen elektrischen Motors mit zwei Läufern in einem Gehäuse, welcher in einem beispielhaften Flugzeug der Ultraleichtklasse verbaut ist. Die Motorläufer sind unabhängig voneinander mechanisch und elektrisch auf die Propellerwelle koppelbar. Primär wird dadurch die Redundanz im Antriebsstrang erhöht. Ein positiver Nebeneffekt eines solchen Motors ist die Verbesserung des Wirkungsgrades im Teillastbetrieb mit nur einem Läufer in Betrieb. Eine Berechnung stationärer Flugzustände und die nachfolgende Auswertung zeigen Vorteile eines solchen Motors auf. Im Steigflug mit zwei Läufern in Betrieb erzielt das Flugzeug einen angemessenen Steigwinkel. Der Steigflug ist umso effizienter, je größer die Gesamtmotorleistung ist. Im Horizontalflug wird mit nur einem Läufer der Wirkungsgrad des Elektromotors geringfügig erhöht und damit Flugzeit und Flugstrecke verbessert.

Nomenklatur

A	Auftrieb	$[N]$
c_x	dim.-loser Beiwert von „x“	$[-]$
D	Durchmesser	$[m]$
E	Energie	$[J]$
F	Schub	$[N]$
I	Strom	$[A]$
J	Propellerfortschrittsgrad	$[-]$
k	Konstante	$[-]$
m	Flugzeugmasse	$[kg]$
n	Drehzahl	$[1/min]$
P	Leistung	$[W]$
R	elektrischer Widerstand	$[\Omega]$
S	Flügelreferenzfläche	$[m^2]$
s	Strecke	$[m]$
t	Zeit	$[s]$
U	Spannung	$[V]$
V	Fluggeschwindigkeit (TAS)	$[m/s]$
W	Luftwiderstand	$[N]$
ρ	Luftdichte	$[kg/m^3]$
γ	Steigwinkel	$[deg]$
ω	Kreisfrequenz	$[rad/s]$

1 Einleitung

Neuere Elektromotoren in der Leistungsgröße ab ca. $10kW$ haben mittlerweile Wirkungsgrade von über 93% und liegen damit weit über dem Wirkungsgrad von Ottomotoren. Beispiele hierfür sind [13, 14, 5]. Eines der Hauptprobleme eines elektrischen Antriebs ist nicht der Elektromotor an sich, sondern die Energiedichte der Energiespeicher (Akkumulatoren). Die Reichweiten von elektrisch betriebenen Flugzeugen sind daher vergleichsweise gering. Konventionelle fossile Brennstoffe liefern derzeit noch weit mehr Energie bei gleicher Masse für den Antrieb (Im Beispiel des e-Genius [16] um den Faktor 54!). In der Fliegerei wird versucht, dieses Problem durch andere Speichermedien und Antriebsarchitekturen (z.B. Brennstoffzellen, Solarzellen und Hybrid-Architekturen) zu umgehen [7, 15]. Akkumulatoren werden hier meist nur als mehr oder weniger kurzfristige Energiepuffer verwendet.

Auch wenn die Optimierung der Speicher der elektrischen Energie ein größeres Einsparpotential erbringt, so kann auch die optimierte Nutzung von Elektromotoren zur Erhöhung des Gesamtsystem-Wirkungsgrades beitragen. Die Firma *Geiger* entwickelte einen neuartigen Motor mit zwei mechanisch und elektrisch koppelbaren Läufern [4]. *Siemens* stellte einen Elektromotor vor, der ebenfalls mit zwei Kreisen arbeitet [17]. Diese bieten einen verbesserten Wirkungsgrad im Teillastbetrieb, sobald einer der Läufer abgekoppelt wird.

Das Konzept eines Doppelmotors mit seinen Peripheriegeräten ist in Abb. 1 zu sehen. Beim Motor handelt

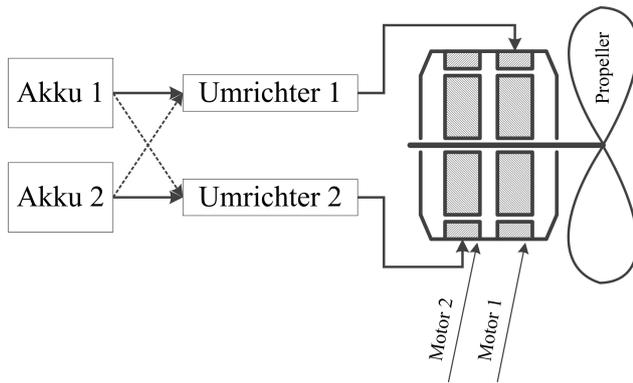


Abbildung 1: Architektur des Doppelmotors

es sich um zwei gleiche Teilmotoren in einem Gehäuse. Sie sind einzeln auf die Welle koppelbar und elektrisch voneinander getrennt. Der Hauptgrund des Einsatzes eines solchen Motors ist die verbesserte Redundanz im Antriebs-System. Ein Motor mit zwei unabhängigen Läufern bringt jedoch noch einen verbesserten Wirkungsgrad im Teillastbereich mit sich. Das Moment eines jeden Teilmotors kann über eine Kupplung auf die Propellerwelle übertragen werden oder im Falle eines Fehlers oder eines besseren Wirkungsgrades im Betrieb mit nur einem Teilmotor abgekoppelt werden. Beide Teilmotoren sind „parallel“ auf die Propellerwelle verschalten.

In diesem Bericht sollen die Flugleistung eines Flugzeuges untersucht werden, das mit einem solchen neuartigen Motor ausgestattet ist. Betrachtet wird dabei der Schub eines Antriebes mit einem Doppelläufermotor, die Lage des jeweiligen Betriebspunktes im Motorkennfeld und die rechnerischen Vorteile durch einen solchen Motor. Es wird dazu ein geeignetes stationäres Modell des Antriebes mit seiner Peripherie in der Umgebung eines Flugzeuges aufgebaut.

2 Modellierung

Der Leistungsabschätzung für das Flugzeug liegt ähnlich wie in [12] ein vereinfachtes stationäres Modell zugrunde. Alle dynamischen Effekte wie die Eigenbewegungen des Flugzeuges werden nicht berücksichtigt. Es wird angenommen, dass sich das Flugzeug in jedem Berechnungspunkt im stationären Zustand befindet und sich ohne Schiebewinkel zur Luft bewegt. Dem Modell werden jeweils Propellerdrehzahl ω und die Fluggeschwindigkeit V vorgegeben. Daraus leiten sich Steigwinkel γ , Akkuleistung P_{Akku} und andere Zielgrößen ab.

2.1 Aerodynamisches Modell

Vom Versuchsträger, einem exemplarischen Flugzeug der Ultraleichtklasse ist die Polare approximiert [10]. Für eine Geschwindigkeit V und Luftdichte ρ berechnet sich der Auftriebsbeiwert C_A mit

$$(1) \quad C_A = \frac{A \cdot n_z}{\rho/2 \cdot V^2 \cdot S}$$

im stationären Fall mit $n_z = 1$ gilt

$$(2) \quad A = m \cdot g.$$

Die Polare liefert aus dem Wert für C_A den zugehörigen Wert für C_W , aus dem sich wiederum mit

$$(3) \quad W = \rho/2 \cdot V^2 \cdot S \cdot C_W$$

der Luftwiderstand W des gesamten Flugzeuges berechnet.

2.2 Modell des Antriebs

In Abb. 2 ist die Wirkkette des Antriebsstranges dargestellt. Eingangsgrößen in das Antriebsmodell sind dabei die Drehzahl des Propellers ω (ist gleich der Drehzahl des Motors), die Geschwindigkeit des Flugzeuges V und die Akkuspannung U_{Akku} . Die Ausgaben des Antriebs-

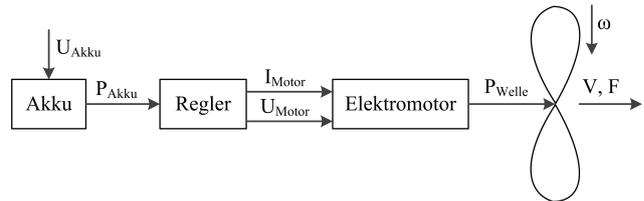


Abbildung 2: Wirkkette des Antriebsstrangs nach [12]

modells sind die im Akku umgesetzte Leistung (inkl. der Leistung, die am Innenwiderstand des Akkus umgesetzt wird) P_{Akku} , der Schub F , Motorspannung U_{Motor} und Motorstrom I_{Motor} .

2.2.1 Propeller

Das Modell beinhaltet derzeit nur einen Propeller mit festem Einstellwinkel. Gewöhnliche Verstellpropeller benötigen zur Verstellung ihrer Blätter Hydraulikdruck-Anlagen, die in einem Elektroflugzeug der betrachteten Größe aus Gewichtsgründen nicht vorgesehen sind. Der vom Propeller erzeugte Schub und der dafür benötigte Leistungsbedarf hängen von dessen Drehzahl n (bzw. ω) und der Geschwindigkeit des Flugzeuges V ab. Der Fortschrittsgrad

$$(4) \quad J = \frac{V}{n \cdot D}$$

berechnet sich mit dem Durchmesser D des Propellers und bringt im Weiteren die dimensionslosen Beiwerte

für den Schub C_T und für die Leistung C_P . Mit diesen Beiwerten und der Dichte ρ lassen sich der Schub

$$(5) \quad F = C_F \cdot \rho \cdot \left(\frac{\omega}{2\pi}\right)^2 \cdot D^4$$

und die benötigte Wellenleistung

$$(6) \quad P_{Welle} = C_P \cdot \rho \cdot \left(\frac{\omega}{2\pi}\right)^3 \cdot D^5$$

bestimmen. Das vom Motor abgegriffene Moment beträgt

$$(7) \quad M = \frac{P_{Welle}}{\omega}.$$

2.2.2 Motor

Das verwendete Motormodell ist ein erweitertes Ersatzschaltbild (nach [11]) mit dem Kupferverlust am Innenwiderstand. Alle sonstigen Verluste des Motors sind als „Leerlaufstrom“ [11, 8]. modelliert (vgl. Abb. 3).

Bei der Erzeugung eines Moments M nimmt ein verlustfreier Elektromotor ($\eta = 1$) einen Strom (siehe auch Abb. 3)

$$(8) \quad I_{M,ideal} = k_M \cdot M$$

auf [11, 3]. k_M stellt dabei die Drehmomentenkonstante des Elektromotors dar. Aus dem Wirkungsgrad des Motors

$$(9) \quad \eta = \frac{P_{out}}{P_{in}} = \frac{\omega \cdot M}{U_{M,ideal} \cdot I_{M,ideal}}$$

ergibt sich bei $\eta = 1$ eine Motorspannung von

$$(10) \quad U_{M,ideal} = \frac{\omega}{k_M}.$$

Ein reeller Motor weist diverse Verluste auf. Deren Hauptvertreter nach [2, 3] sind in Tab. 1 zusammengefasst. Die zweite Spalte enthält die vereinfachten mathematischen Zusammenhängen nach [11] zu Stellgrößen des Motors. Abhängigkeiten von der Temperatur (diese spielen vor allem bei Kupfer- und Eisenverlusten eine Rolle) und andere werden vernachlässigt. In der letzten Spalte sind die nach [6, 9] gemittelten Anteile der jeweiligen Verluste an der in den Motor eingegebenen elektrischen Leistung angegeben. Es wird angenommen, dass diese im Auslegungsbereich des Motors ermittelt wurden, das heißt bei einer Auslegungsdrehzahl ω_{design} und bei einem Auslegungsmoment M_{design} . Die Anteile der Verluste sind gemittelt. Bis auf den Kupferverlust P_{Cu} verringern alle Verluste direkt das am Motor abgreifbare Moment und sind daher zum Äquivalent *Leerlaufstrom* I_0 zusammengefasst (vgl. Abb.3). Sie verlaufen im Modell parallel am *idealen Motor* vorbei über einen virtuellen variablen Widerstand $R_{I,0}$.

Verlust	$f(\dots)$	Ursprung	
Kupfer~	$\sim I^2$	elektrische Leitungen	7%
Eisen~	$\sim \omega$	Wirbelströme, Hysterese	1%
Reibungs~	$\sim \omega$	Lagerreibung	1%
Lüfter~	$\sim \omega^3$	Lüfterwiderstand	0,3%
Zusatz~	<i>konst</i>	Sonstige Verluste	0,5%

Tabelle 1: Verluste im Motor

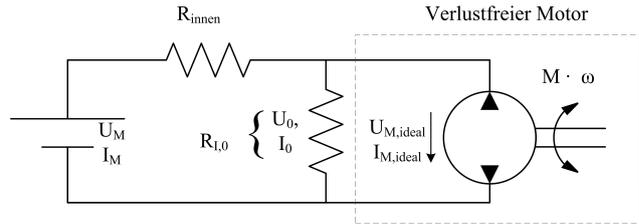


Abbildung 3: Ersatzschaltbild des Elektromotors

Die Verlustleistung durch den Leerlaufstrom (ohne den Kupferverlust) addieren sich zu

$$(11) \quad P_{V,I_0} = P_{Fe} + P_{Reib} + P_{Lüfter} + P_{sonst} = k_{V,Fe} \cdot \omega + k_{V,Reib} \cdot \omega + k_{V,Lüfter} \cdot \omega^3 + k_{V,sonst}.$$

Für den Leerlaufstrom I_0 ergibt sich schließlich mit $U_M = U_0$

$$(12) \quad I_0 = \frac{P_{V,I_0}}{U_{M,ideal}}.$$

Der Strom der durch den gesamten Motor fließt, setzt sich aus Leerlaufstrom und Strom durch den idealen Motor zusammen:

$$(13) \quad I_M = I_0 + I_{M,ideal}.$$

Die Kupferverluste resultieren aus der Spannung U_{innen} , die am elektrischen Widerstand R_{innen} abfällt. Da der gesamte Motorstrom durch diesen Widerstand fließt, ist der Widerstand R_{innen} im Motormodell in Reihe zur Parallelschaltung aus idealen Motor und Leerlaufstrom geschaltet.

Die Klemmspannung des Motors U_M beträgt folglich

$$(14) \quad U_M = U_{M,ideal} + I_M \cdot R_{innen}.$$

Die Koeffizienten $k_{V,Cu}$, $k_{V,Fe}$, $k_{V,Reib}$, $k_{V,Lüfter}$ und $k_{V,sonst}$ werden aus der in Tab. 1 für den Auslegungspunkt mithilfe der prozentualen Verlustanteile an der elektrischen Gesamtleistung abgeleitet.

Abb. 4 zeigt die ermittelten Verläufe der Wirkungsgradlinien eines realen Motors über dem Moment M und der

Drehzahl (hier n) aufgetragen. Es ergibt sich die typische Muschelform mit einem Maximum im Auslegungspunkt. Der Motor wird begrenzt durch seine maximale

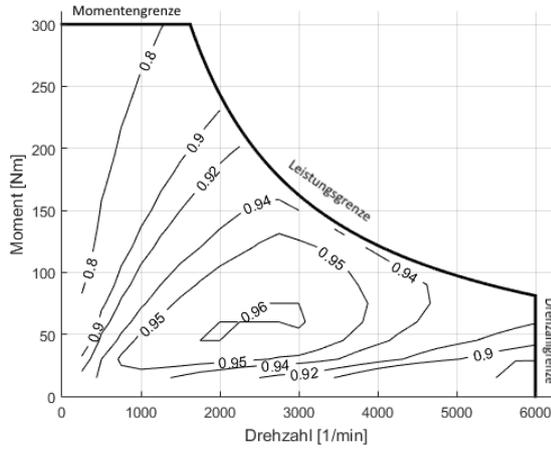


Abbildung 4: Muschelkurve eines Elektromotors

Drehzahl (annähernd die maximale Motorspannung), das maximal abgreifbare Moment (annähernd der maximale Motorstrom) und die elektrische Maximalleistung, welche der Motor aufnehmen kann. Diese sind in Abb. 4 mit dicken Linien gekennzeichnet.

Für die Untersuchungen wurde ein Modell eines Doppelmotors erstellt, der mit zwei Läufern betrieben wird. Dieser wird bei der Berechnung wie ein normaler Motor behandelt. Ist nur ein Läufer des Motors in Betrieb, so werden alle Verlust-Koeffizienten halbiert bis auf den Kupferwiderstand. Wegen des deaktivierten Parallelzweiges des einen Läufers, verdoppelt sich der Innenwiderstand des Teilmotors. Zudem kann der Motor im Einläuferbetrieb wegen der in Kap. 1 erklärten Parallelschaltung nur den halben Strom und die halbe elektrische Leistung aufnehmen wie im Zweiläuferbetrieb. Die maximal mögliche Drehzahl ändert sich im Einläuferbetrieb nicht.

Um die Nennleistung des Motors abzuschätzen, wird für einen gewünschten Steigwinkel von ca. $\gamma_{erw} = 5^\circ$ aus den Daten der Polare für die Geschwindigkeit mit dem geringsten Luftwiderstand $V_{W,min}$ und dem Luftwiderstand W_{min} aus

$$(15) \quad \sin(\gamma) = \frac{F - W}{m \cdot g}$$

die benötigte Schubkraft errechnet. Die erforderliche Motorleistung beträgt mit $\eta_{Prop} \approx 70\%$

$$(16) \quad \begin{aligned} P_{Nenn;Motor} &= \\ \frac{1}{\eta_{Prop}} \cdot V_{Wmin} \cdot (\sin(\gamma_{erw}) \cdot mg + W) &= 20kW. \end{aligned}$$

2.2.3 Akkumulator

Der Akku wird wie in [12] mit einer idealen Spannungsquelle U_0 und einem seriell verschalteten Innenwiderstand $R_{innen,A}$ modelliert (vgl. Abb. 5). Die Klemm-

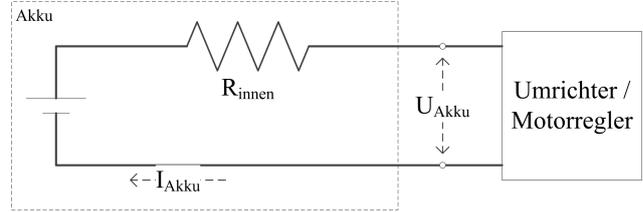


Abbildung 5: Akku-Ersatzschabild

spannung des Akkus beträgt dann

$$(17) \quad U_A = U_0 - I_A \cdot R_{i,A}.$$

Temperatureffekte, sonstige Effekte und das Absinken der Kapazität des Akkus werden nicht modelliert.

2.2.4 Umrichter

Die Wirkungsgrade von Umrichtern liegen derzeit mit ca. 98% sehr hoch [1]. Der Wirkungsgrad des Umrichters wird daher hier vernachlässigt, er beträgt für die Berechnungen $\eta_{Umrichter} = 1$. Damit gilt

$$(18) \quad P_{el,in} = P_{el,out}$$

oder

$$(19) \quad U_M \cdot I_M = U_A \cdot I_A.$$

Mit Gl. (17) ergibt sich die quadratische Gleichung

$$(20) \quad R_{i,A} \cdot I_A^2 - U_0 \cdot I_A + U_M \cdot I_M = 0.$$

Als sinnvolle Lösung kommt nur eine der beiden Lösungen der quadratischen Gleichung infrage. Im anderen Falle ergeben sich unrealistisch hohe Ergebnisse, diese werden daher verworfen.

3 Diskussion

Das oben beschriebene Modell wird darauf untersucht, wie sich die Verwendung eines Doppelmotors auf die Flugleistungen des Flugzeuges auswirkt. Dazu werden mithilfe gängiger Diagramme die Unterschiede des Betriebs mit beiden Teilmotoren zum Betrieb mit nur einem Teilmotor veranschaulicht. Am Ende wird versucht, eine Aussage über die resultierende Verbesserung von Reichweite bzw. Flugdauer zu treffen.

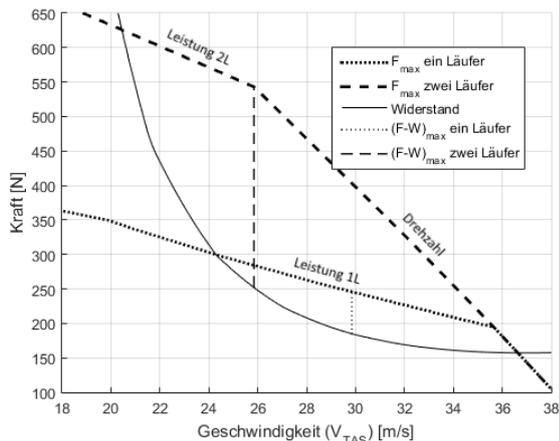


Abbildung 6: Schubkurve auf MSL

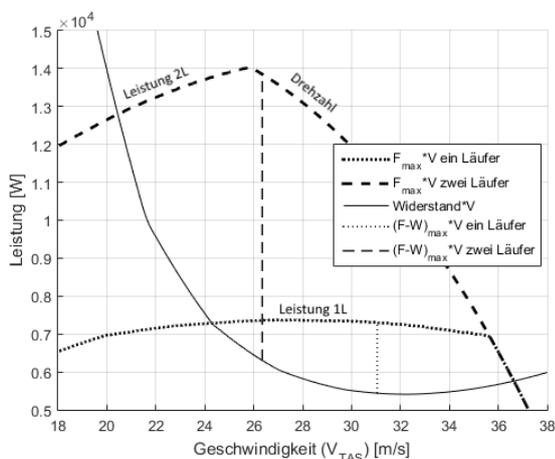


Abbildung 7: Schubleistungskurve auf MSL

3.1 Steigflug

Der maximale Schub (siehe Abb. 6) bzw. die maximale Schubleistung (siehe Abb. 7) sind über der Geschwindigkeit bereichsweise durch die maximale Leistung und die maximale Drehzahl des Motors begrenzt. In beiden Abbildungen ist der Übergang zwischen Leistungs- und Drehzahlgrenze an einem Knick zu erkennen. Links davon (hin zu kleineren Geschwindigkeiten) begrenzt die maximale Motorleistung den Schub, hier wird der Motorstrom vom Motorregler reduziert, die Drehzahl verringert sich. Rechts davon (hin zu größeren Geschwindigkeiten) wäre größerer Schub möglich, jedoch nur mit erhöhter Drehzahl. Diese wird vom Motorregler direkt über die anliegende Spannung am Motor begrenzt. Generell spielt für den Verlauf des Schubs bzw. der Schubleistung die Charakteristik des Festpropellers eine große Rolle. Dieser nimmt bei gleicher Drehzahl bei höherer Geschwindigkeit weniger Leistung auf, als bei kleinerer Geschwindigkeit (vgl. Gl. 4 und 6). Der generische Doppelläufermotor im Betrieb mit zwei Läufern zeigt den typischen Knick im Verlauf über

der Geschwindigkeit in der Schubkurve bei ca. 26 m/s . Mit einem Läufer in Betrieb ist diese Geschwindigkeit etwas höher (ca. $35,5\text{ m/s}$). Ein einzelner Teilmotor schafft es hier schon bei höherer Geschwindigkeit nicht, die vom Propeller benötigte Leistung zu erbringen (vgl. Gl. 4 und 6). Im Bereich links des Knickes im Zweiläuferbetrieb ($< 26\text{ m/s}$) sind Schub bzw. Schubleistung des Motors mit zwei Läufern in etwa doppelt so groß wie mit nur einem Läufer. Ganz rechts ($> 35,5\text{ m/s}$) gibt es keinen Unterschied zwischen dem Betrieb mit einem oder zwei Läufern, die Kurven liegen aufeinander. In diesem Bereich schafft es auch der Motor mit nur einem Läufer, die maximale Drehzahl zu erreichen ohne an die Leistungsgrenze zu geraten. Der Schub beider Varianten ist in diesem Bereich gleich groß. Dazwischen (ca. $26 - 35,5\text{ m/s}$) nimmt der Schub bzw. die Schubleistung im Zweiläuferbetrieb schneller ab verglichen mit dem Einläuferbetrieb.

Durch die etwas unterschiedlichen Verläufe des Schubes mit einem oder zwei Läufern sind auch die Geschwindigkeiten des maximalen Schub- bzw. Leistungsüberschusses leicht verschieden. Dies muss in der Wahl der optimalen Steiggeschwindigkeiten berücksichtigt werden. Tab. 2 zeigt die Lage der optimalen Steiggeschwindigkeiten auf Meereshöhe. Auffällig ist, dass der maximale Schub-

	1 Läufer	2 Läufer
$V_X(\gamma_{max})$	30 m/s	26 m/s
$V_Y(\dot{h}_{max})$	$26,5\text{ m/s}$	31 m/s

Tabelle 2: Optimale Steiggeschwindigkeiten MSL

bzw. Leistungsüberschuss bei nur einem Läufer immer im Bereich der Leistungsgrenze liegt. Die maximale Drehzahl kann somit bei optimaler Geschwindigkeit V_X bzw. V_Y mit einem Läufer nicht erreicht werden. Im Zweiläuferbetrieb liegen selbige Geschwindigkeiten im verwendeten Modell immer in der Nähe des Knickes. Der maximale Schubüberschuss

$$(21) \quad (F - W)_{max}$$

(vgl. Abb. 6) ist mit zwei Läufern ca. 9,1mal so groß wie mit nur einem Läufer. Der maximale Schubleistungsüberschuss

$$(22) \quad ((F - W) \cdot V)_{max}$$

(vgl. Abb. 7) liegt mit zwei Läufern um den Faktor 4,0 höher als mit einem Läufer. Die daraus resultierenden Werte für bestes Steigen γ_{max} und schnellstes Steigen \dot{h}_{max} in beiden Varianten liegen nach Abb. 8 sehr voneinander entfernt. Verglichen mit dem Faktor 2 bei den Motorleistungen beider Varianten erscheint dieser Unterschied in der Steigleistung groß. Auch bei Schub und Schubleistung liegt zwischen beiden Varianten der Faktor 2. Der effektive Schub- bzw. Schubleistungsüberschuss liegt bei beiden Varianten jedoch

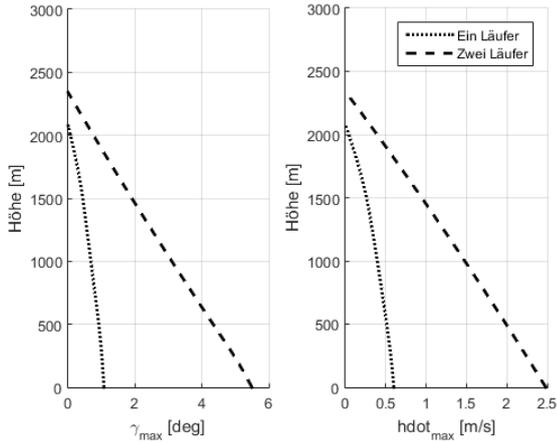


Abbildung 8: Steigwerte über der Höhe

weiter auseinander (vgl. Abb. 6 und 7).
 Hauptsächlich bei maximalem Schub- und Schubleistungsüberschuss mit nur einem Läufer fällt zudem auf, dass das Optimum relativ flach ist. Widerstands- und Schub- bzw. Schubleistungskurve verlaufen für einen Läufer über einen größeren Geschwindigkeitsbereich parallel. Für diesen Fall ist der optimale Bereich für die Geschwindigkeit breiter als für den Betrieb mit beiden Läufern. Hier ist das Optimum zwar hin zu größeren Geschwindigkeiten flach, durch die Nähe zum Knick hin zu kleineren Geschwindigkeiten steiler.
 Für das beste (energiesparendste) Verhältnis aus Steigwinkel zu umgesetzter Akkuleistung nach [12]

$$(23) \quad \left(\frac{\gamma}{P_{Akku}} \right)_{max}$$

ergibt sich in Abb. 9 eindeutig ein qualitativ höherer Wert für die Umsetzung von Akkuleistung in Steigwinkel. Mit der optimalen Geschwindigkeit erzielt man hier

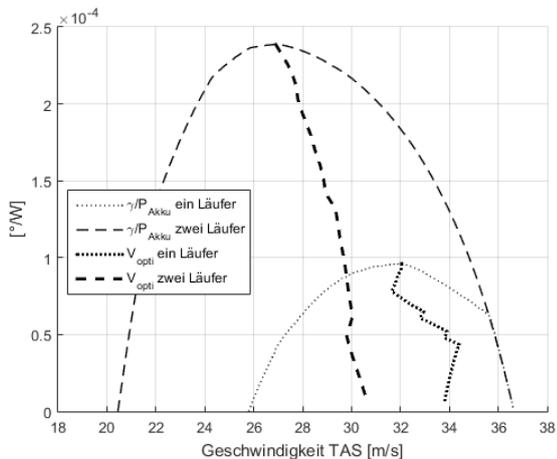


Abbildung 9: $\frac{\gamma}{P_{Akku}}$ über der Geschwindigkeit V auf MSL

mit zwei Läufern eine Verbesserung des Ausdrucks

gegenüber einem Läufer um den Faktor 2, 3. Auch im Umgebungsbereich um diese Geschwindigkeit ergibt sich ein deutlicher Vorteil des Zweiläuferbetriebs gegenüber dem Einläuferbetrieb. Steigt man wiederum mit einer Geschwindigkeit über ca. 35,5 m/s macht die Variantenwahl keinen Unterschied. Beide Kurven liegen hier übereinander, beide Varianten erreichen hier die maximale Drehzahl (vgl. Abb. 6 und 7).
 Auch für das beste (energiesparendste) Verhältnis aus Höhenzugewinn zu umgesetzter Akkuenergie nach [12]

$$(24) \quad \left(\frac{dh}{E_{Akku}} \right)_{max} = \left(\frac{\dot{h}}{P_{Akku}} \right)_{max}$$

ergibt sich in Abb. 10 ein qualitativ höherer Wert für die Umsetzung von Akkuenergie in Höhe. Hier beträgt

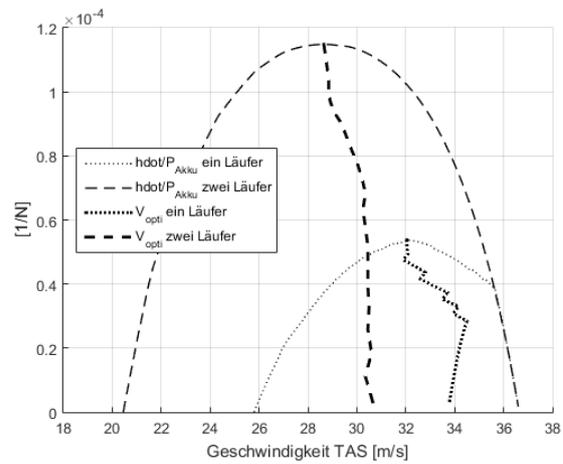


Abbildung 10: $\frac{\dot{h}}{P_{Akku}}$ über der Geschwindigkeit V auf MSL

der Zugewinn bei Betrieb mit zwei Läufern den Faktor 2, 1.

Die Verbesserung durch den Betrieb beider Läufer erscheint zunächst groß. Auf der einen Seite ist zwar auch die Akku-Leistung im Einläuferbetrieb ca. halb so groß wie die im Zweiläuferbetrieb. Andererseits fallen maximal mögliche Steigwinkel und Steiggeschwindigkeit durch die halbierte Motorleistung sehr klein aus, wenn mit nur einem Läufer gestiegen wird (vgl. Abb. 8).

Die Muschelkurve des Motors (vgl. Abb. 11) zeigt die besprochenen Flugzustände aus Sicht des Motors. Bei beiden Varianten befindet sich der generische Motor in einem Wirkungsgrad-Bereich von ca. 92,4%. Jedoch ist zu erkennen, dass sich der Motor im Einläuferbetrieb in der Leistungsgrenze befindet und im Zweiläuferbetrieb nahe des Übergangs von Drehzahl- zu Leistungsgrenze des Motors. Der Vorteil des Zweiläuferbetriebs ist gegenüber dem Einläuferbetrieb die größere Gesamtleistung des Antriebs. Ein Steigflug ist demnach unter Vernachlässigung des Mehrgewichtes umso effizienter, je leistungstärker der Motor ist.

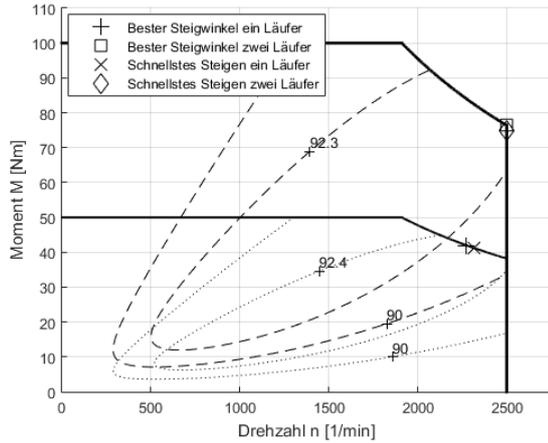


Abbildung 11: Muschelkurve im Steigflug auf MSL

3.2 Horizontalflug

Für den Horizontalflug wird der Parameter Propellerdrehzahl ω so gewählt, dass $\gamma = 0$ ist. Hier wird nun der Ausdruck für die maximale Flugzeit

$$(25) \quad \left(\frac{t}{E_{Akku}} \right)_{max} = \left(\frac{1}{P_{Akku}} \right)_{max} = \frac{1}{(P_{Akku})_{min}}$$

untersucht. Abb. 12 zeigt den Verlauf von P_{Akku} über der Geschwindigkeit mit dem Motor im Einläufer- und Zweiläuferbetrieb. Die Kurve für den Einläuferbetrieb

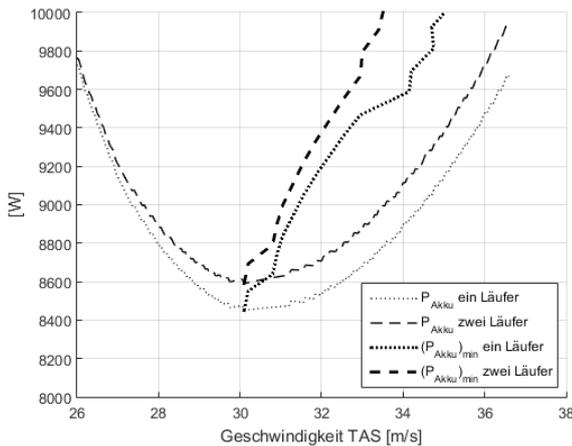


Abbildung 12: P_{Akku} in MSL

liegt im gesamten Geschwindigkeitsbereich unter der für den Zweiläuferbetrieb. Bei optimaler Geschwindigkeit liegt die Kurve bei Einläuferbetrieb ca. 1,6% tiefer als die bei Zweiläuferbetrieb. Unter Vernachlässigung des Absinkens der Akku-Spannung mit der Zeit bringt der Ausdruck aus Gleichung 25 mit der Flugzeit t_1 mit einem Läufer und t_2 mit zwei Läufern bei gleicher

Energie im Akku E_{Akku} einen Faktor von

$$(26) \quad \frac{t_1}{t_2} = 1,0167.$$

Hat das Flugzeug mit zwei Läufern beispielsweise eine Flugzeit von 60 min, so ist es im Einläuferbetrieb eine Minute mehr.

Der Ausdruck

$$(27) \quad \left(\frac{ds}{E_{Akku}} \right)_{max} = \left(\frac{V}{P_{Akku}} \right)_{max}$$

ist in Abb. 13 zu sehen. Auch hier liegt die Kurve für den

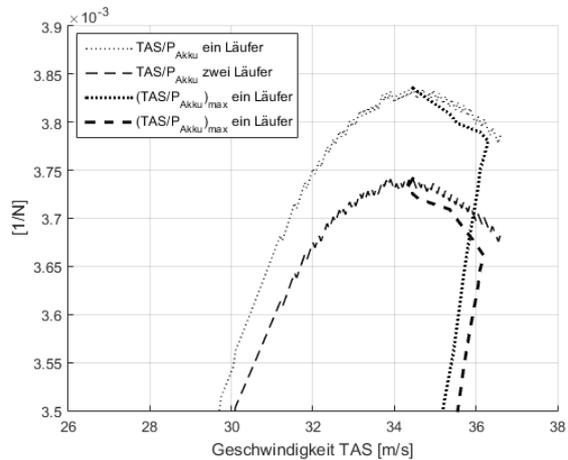


Abbildung 13: $\left(\frac{V}{P_{Akku}} \right)$ in MSL

Einläuferbetrieb günstiger als für den Zweiläuferbetrieb. Sie liegt um ca. 2,5% höher. Vernachlässigt man wiederum das Absinken der Akku-Spannung mit der Zeit, so bringt der Ausdruck aus Gleichung 27 mit der Flugstrecke s_1 mit einem Läufer und s_2 mit zwei Läufern bei gleicher Energie im Akku einen Faktor von

$$(28) \quad \frac{s_1}{s_2} = 1,0254.$$

Schafft das Flugzeug mit zwei Läufern beispielsweise eine Flugstrecke von 100 km, so sind es im Einläuferbetrieb 2,54 km mehr.

Auffällig ist, dass beide Kurven in Abb. 12 und 13 - anders als in Kapitel 3.1 - nicht in der Geschwindigkeits-Achse zueinander verschoben sind. Die optimale Geschwindigkeit im Horizontalflug hängt somit nicht von der Betriebsart des Motors (ob ein oder zwei Läufer) ab. Beide Kurven (vgl. Abb. 12 und 13) liegen im Verlauf nicht übereinander. Der Einläuferbetrieb ist somit im Horizontalflug über den gesamten Geschwindigkeitsbereich effizienter als der Zweiläuferbetrieb.

Die Muschelkurve des Motors (vgl. Abb. 14) ergibt für den Einläuferbetrieb mit ca. 92,5% bzw. 92,7% einen besseren Wirkungsgrad als für den Zweiläuferbetrieb mit ca. 90,2% bzw. 91,2% für die markierten Flugzustände. Die Punkte für beste Reichweite und längste

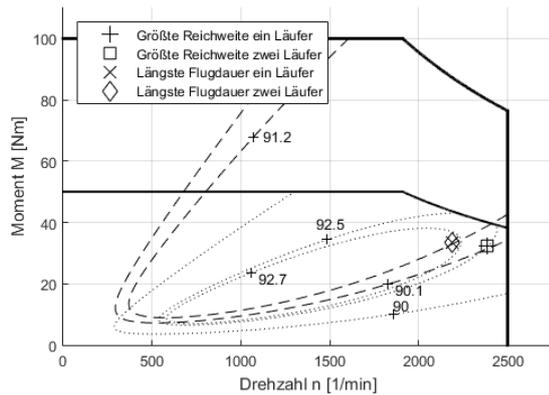


Abbildung 14: Muschelkurve im Horizontalflug in MSL

Flugdauer im Einläuferbetrieb und Zweiläuferbetrieb liegen jeweils genau übereinander, der Parameter Drehzahl n ist folglich für beide Betriebsarten wie die optimale Fluggeschwindigkeit gleich.

4 Ergebnisse

Die Berechnungen und Diagramme haben innerhalb der verwendeten Modellierung gezeigt, dass ein Elektromotor mit zwei voneinander unabhängig elektrisch und mechanisch koppelbaren Läufern neben der Redundanz im Antriebsstrang weitere Vorteile bringen. Im Steigflug ist der Betrieb beider Läufer optimal. Der Motorwirkungsgrad im Einläuferbetrieb ist hier zwar nahezu identisch, jedoch erreicht man mit beiden Läufern einen wesentlich höheren Schubüberschuss und damit einen größeren Steigwinkel bzw. eine größere Steiggeschwindigkeit bezogen auf die aufgewendete Akkuleistung. Die Fluggeschwindigkeit im Steigflug muss für die jeweilige Variante angepasst werden. Es gibt jedoch einen kleinen Geschwindigkeitsbereich, in dem beide Varianten keinen Unterschied im Schub aufweisen. Generell gilt, dass der Steigflug effizienter wird, je mehr Leistung der Elektromotor bereitstellen kann. Zwei Punkte, die hier jedoch noch nicht berücksichtigt wurden, ist die Kühlung des Motors und das Mehrgewicht eines größeren Motors. Die volle Leistung des Motors kann nur dann über längere Zeit voll ausgenutzt werden, wenn die durch die Verluste im Antriebsstrang entstehenden Wärme ausreichend abgeführt werden kann.

Für den Horizontalflug ergeben sich Vorteile beim Betrieb mit nur einem Läufer gegenüber zwei Läufern im Einsatz. Diese sind jedoch mit 1,6% für zeitoptimalen und 2,5% für den reichweitenoptimalen Horizontalflug gering. Im Horizontalflug ergeben die beiden Varianten keine unterschiedlichen optimale Geschwindigkeiten. Es stellt sich an dieser Stelle die Frage, ob abgesehen von der möglichen Redundanz der positive Vorteil eines Doppelmotors mit zwei Läufern im Horizontalflug einen Einbau in das Flugzeug rechtfertigt oder ob ein

konventioneller Motor am Ende mit seinem geringeren Gewicht die gleichen Flugleistungen erbringt. Wenn ein solcher Motor jedoch aus Redundanzgründen im Flugzeug verbaut wird, macht es in jedem Falle Sinn auch seine positiven Nebeneffekte zu nutzen.

5 Ausblick

Im nächsten Schritt sollen die Modelle der Antriebskomponenten verfeinert werden. Ähnlich wie das Modell des Motors, soll auch der Umrichter noch einen von Spannung und Strom abhängigen Wirkungsgrad ausgeben. Da die Wirkungsgradverläufe von Umrichtern relativ ähnlich sind wie die von Motoren, könnte sich der positive Effekt der Wirkungsgradverbesserung im Einläuferbetrieb noch verstärken. Im Motormodell soll ein temperaturabhängiger Innenwiderstand ergänzt werden.

In diesem Bericht werden hauptsächlich die optimalen Geschwindigkeiten betrachtet. Von Interesse wäre jedoch auch, ob sich außerhalb der optimalen Geschwindigkeitsbänder größere Vorteile durch einen Doppelmotor ergeben. Auch soll der Motor im Zusammenhang mit einem verstellbaren Propeller untersucht werden. Aufbauend auf den Erkenntnissen wird schließlich ein „Beobachter“ entwickelt werden, der in jedem Flugzustand eine optimale Konstellation der wählbaren Parameter ausgeben soll. Dieser wird mithilfe eines dynamischen Modells und eines beispielhaften Fluges getestet und mit realen Flugdaten verglichen. Dabei sollen die Auswirkungen der mit der Zeit absinkenden Akkuspannung untersucht und mit in den Beobachter aufgenommen werden.

Literatur

- [1] BURGHARDT, M. Energieeinsparung bei Einsatz von drehzahlgeregelten Antrieben: Energieeinsparung Antriebe. http://www.topmotors.ch/_data/5_burghardt_topmotors_workshop_26012012.pdf, 2012.
- [2] DEUTSCHE INDUSTRIE NORM. Drehende Elektrische Maschinen - Teil 2-3: Besondere Verfahren zur Bestimmung der Verluste und des Wirkungsgrades von umrichter gespeisten Wechselstrommaschinen, 11.2009.
- [3] FISCHER, R. *Elektrische Maschinen*, 16., aktual. Aufl. ed. Carl Hanser Fachbuchverlag, s.l., 2013.
- [4] GEIGER ENGINEERING. HPD25 Duplex: Hocheffizienter redundanter Elektroantrieb. <http://www.geigerengineering.de/>.
- [5] GEIGER ENGINEERING. Bedienungsanleitung für die bürstenlosen Außenläufermotoren HDP

HighPowerDirect 10/10S/13.5. <http://www.geigerengineering.de/>, 03.03.2010.

- [6] HANITSCH, R. Energieeffiziente Antriebe - ein Aspekt beim Energiemanagement. In *Fortschritte in der Energieeffizienz - Potentiale und Umsetzung* (Berlin, 2003), W. Rosenberg, Ed., die Technische Universität Berlin.
- [7] HEPERLE, M. Electric Flight - Potential and Limitations. Tech. rep., Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Lissabon, 22.10.2012. AVT-209 Workshop on Energy Efficient Technologies and Concepts Operation.
- [8] LARMINIE, J. *Electric Vehicle Technology Explained*. John Wiley Sons Ltd, Chichester, 2003.
- [9] LEHRMANN, C., DREGER, U., AND LIENESCH, F. Wirkungsgradbestimmung an elektrischen Maschinen: Gegenüberstellung und Optimierung verschiedener Verfahren. *Technologie Energieeffizienz 2010*, 11 (2010).
- [10] LEITNER, R., AND PIPREK, P. Elias - Initialer Aero-Datensatz (draft). IABG Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft mbH, 2014.
- [11] MCDONALD, R. A. Electric Propulsion Modeling for Conceptual Aircraft Design. Tech. rep., California Polytechnic State University, San Luis Obispo, 2014.
- [12] SETTELE, F., AND KNOLL, A. Grundlagen der Flugführung beim elektrisch angetriebenen Forschungsflugzeug EUROPAS. Tech. rep., Hochschule München, Augsburg, 2014.
- [13] SINETON. A0911 Electric Motor: Elektromotor. <http://www.sineton.com/>, 2012. Maribor, Slovenien.
- [14] SINETON. A37K154 Electric Motor: Elektromotor. <http://www.sineton.com/>, 2012. Maribor, Slovenien.
- [15] VOIT-NITSCHMANN, R. *Solar- und Elektroflugzeuge - Geschichte und Zukunft*. Universitätsbibliothek der Universität Stuttgart, Stuttgart, 2002.
- [16] VOIT-NITSCHMANN, R. e-Genius-Elektroflugzeug in CFK-Bauweise. Tech. rep., Universität Stuttgart, Augsburg, 2012. CARBON-COMPOSITES.
- [17] WEBER, L. Kleiner starker Luftikus: Elektromotor für Flugzeuge. *Frankfurter Allgemeine, Technik & Motor* (28.03.2015).