

AUSLEGUNGSVERFAHREN FÜR ELEKTRISCHE HILFSANTRIEBE IM SEGELFLUG

F. Thiede, M. Kaufmann, P. Stütz

Universität der Bundeswehr München, Deutschland
Institut für Flugsysteme

Zusammenfassung

Die hier vorgestellte Arbeit stellt ein auf den Elektrosegelflug angepasstes Auslegungsverfahren für das Design und die Dimensionierung eines Hilfsantriebs vor. Dabei sollen die, aus den physikalischen Zusammenhängen abgeleiteten Grundsätze für die Wirkungsgrad- und Massenoptimierung elektrischer Antriebe stärker als bisher berücksichtigt werden. Bislang orientierten sich die Verfahren bei der Propeller- und Leistungsdimensionierung am herkömmlichen Design der Verbrennungsantriebe. Speziell diesem Auslegungsthema widmet sich die vorgestellte Arbeit. Durch die Variation der Designgrößen eines skalierbaren Antriebsmodells findet eine Optimierung des Antriebs insbesondere im Hinblick auf die Dimensionierung des Propellers und des Motors statt. Gleichzeitig werden Aussagen über die zu erwartenden Flugleistungen im angetriebenen Flug getroffen. Dabei ergeben sich nicht nur Anhaltspunkte für einen späteren Antriebsentwurf, sondern es leitet sich auch ein an das System angepasster Flugstil ab, der auf die Charakteristiken der Wirkungsgradverläufe einzelner Komponenten eingeht und so eine effiziente Nutzung der mitgeführten Energie ermöglicht. Die Anwendung dieses Verfahrens wird anschaulich an ausgewählten Segelflugzeugen gezeigt.

Nomenklatur

ε'_{min}	Gleitzahl mit Mast
ρ	Luftdichte [kg/m^3]
m_{Atr}	Masse des Antriebs [kg]
m_{Bat}	Masse Batterie [kg]
x_{St}	Startstrecke [m]
A_g	Auftrieb im Bodeneffekt [N]
A_M	Stirnfläche Mast [m^2]
C_{Ag}	Auftriebsbeiwert im Bodeneffekt
C_{Wg}	Widerstandsbeiwert im Bodeneffekt
C_{W0}	Nullwiderstandsbeiwert
D_A	Auslegungsdurchmesser [m]
F	Schub [N]
F'	korrigierter Schub [N]
G	Gewichtskraft des Motorseglers [N]
G_S	Gewichtskraft Flugzeug ohne Antrieb [N]
H	Steighöhe [m]
\dot{H}	Steigrate [m/s]
I	Batteriestrom [A]
P	Schubleistung [W]
P_A	Auslegungsleistung Propeller [W]
P_{max}	maximale Wellenleistung des Motors [W]
P_W	Wellenleistung des Motors [W]
R	Reichweite [km]
R_L	Radius Luftschraube [m]
S	Flügelfläche [m^2]
U	Batteriespannung [V]
V	Fluggeschwindigkeit [m/s]
$V^{*'} $	ε'_{min} zugehörige Geschwindigkeit [m/s]
V_{Stall}	Stallgeschwindigkeit [m/s]
W_g	Widerstand im Bodeneffekt [N]

1. EINLEITUNG

Um beim Ausbleiben von Aufwinden den Flug dennoch fortsetzen zu können sind Segelflugzeuge auf die Nutzung anderer Energiequellen angewiesen. Dies gilt natürlich ebenso für die Startphase. Es finden sich mittlerweile immer mehr Segelflugzeuge, die mit einem Hilfsantrieb ausgestattet sind, um den nötigen Höhengewinn zu erzielen. Diese Hilfsantriebe lassen sich allgemein in die Klassen der Verbrennungs- und der elektrischen Antriebe unterteilen, wobei letztere im Verlauf der letzten zehn Jahre immer mehr an Bedeutung gewonnen haben. Die Gründe dafür dürften nicht zuletzt in ihrem umweltfreundlichen und wartungsarmen Betrieb, sowie ihrer leisen und vibrationsarmen Laufkultur zu finden sein. Den Einstieg in das Themenfeld schaffen die Randbedingungen und Anforderungen, die an einen solchen Antrieb gestellt werden. Hier wird aufgezeigt, wo die Technologie der Antriebssysteme steht und welchen Leistungen und Vorschriften ein neuer Entwurf gerecht werden muss. Im Anschluss daran wird das Auslegungsverfahren vorgestellt und auf die Besonderheiten des skalierbaren Antriebs eingegangen.

2. RANDBEDINGUNGEN & ANFORDERUNGEN

Damit sich eine neue Antriebstechnik gegenüber den bestehenden Konzepten behaupten kann, muss sie bestimmte vorteilhafte Eigenschaften aufweisen. Im Folgenden wird die Leistungsfähigkeit von verschiedenen Batterien und Motoren analysiert und anhand von Daten bereits produzierter Segelflugzeuge mit Hilfsantrieb ein Anforderungsprofil erstellt, dem ein moderner Antrieb gerecht werden muss.

2.1. Energiespeicher und Motoren

Durch die Betrachtung der Besonderheiten der unterschiedlichen Energiespeicher und Motoren wird ersichtlich, welches Potential in der neuen Technologie steckt. So bilden die Leistungsparameter der Batterien unter anderem die Basis für die spätere Auslegung. Bei Lithiumbatterien liegt die Energiedichte im günstigsten Fall bei 350 Wh/kg . Allerdings muss zwischen Hochenergiezellen und Hochleistungszellen unterschieden werden. Hochleistungszellen sind in der Lage große Ströme abzugeben. Um eine erste analytische Betrachtung zu ermöglichen, soll ein Zusammenhang zwischen Energie- und der Leistungsdichte hergestellt werden. In dem unten angeführten Diagramm (Bild 1) wurden verschiedene, hochwertige Zellen analysiert, die aktuell am Markt erhältlich sind und für eine Anwendung im motorisierten Segelflug in Frage kommen würden. Bei den Energie- und Leistungsdichten kann angenommen werden, dass Anlagen zur Batterieüberwachung sowie Einbauhalterung mit ca. 15 % der Batteriemasse veranschlagt werden können. Die dargestellten Zellen sind mit diesem prozentualen Massenzuschlag versehen. Je höher die Energiedichte einer Zelle ist, umso weniger Leistung kann diese bereitstellen. Im Diagramm sind Linien eingezeichnet, die diesen Zusammenhang linearisieren. Sie erlauben eine gute Abschätzung der Energiedichte, wenn die erforderliche Leistungsdichte bekannt ist (s. Kapitel 6.2). Die obere Linie steht für sehr leistungsfähige, aber auch teure Akkus, die lediglich für Experimentalflugzeuge in Frage kommen. Die untere Linie orientiert sich an Zellen, die sowohl vom Preis als auch von der Verfügbarkeit für eine Serienentwicklung geeignet sind.

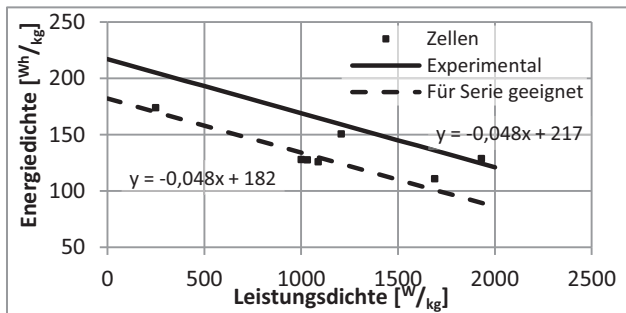


BILD 1. Stand der Batterietechnologie nach Daten von 2011 (Herstellerangaben)

Die im Segelflug verbauten Zweitaktmotoren können mit einem Wirkungsgrad von etwa 15-20 % taxiert werden, ein bürstenloser Elektromotor hingegen mit ca. 90 %. Auch im Bezug auf das Leistungsgewicht weisen Elektromotoren einen deutlichen Vorteil auf. Luftgekühlte Zweitaktmotoren, wie sie zum Einsatz kommen, erzeugen nach eigener Analyse $0,8 \text{ kW/kg}$ Leistung. In Betracht kommende Elektromotoren liegen bei ca. $3,7 \text{ kW/kg}$ und wiegen damit etwa 80 % weniger. Dies wirkt sich positiv auf die Betriebszeit der Elektroantriebe aus, da das eingesparte Gewicht in Form von Zellen ersetzt wird. Ebenso wichtig sind ein zuverlässiger und wartungsarmer Betrieb, eine

gute Steigrate und ein geringes Einbauvolumen. Genau hier liegen auch die Stärken des elektrischen Antriebs. Um die Wertigkeiten der jeweiligen Leistungsparameter einzuschätzen wird im nächsten Abschnitt anhand einer Analyse bereits existierender Segelflugzeuge mit Antrieb ermittelt, welche Anforderungen an einen modernen Antrieb gestellt werden.

2.2. Leistungsanforderungen

Ein moderner Antrieb muss an den Leistungen der Vorgänger anknüpfen und den Wünschen des Bedieners entsprechen. Mit der Auswertung der Daten motorisierter Segelflugzeuge kann ein Anforderungsprofil für einen Neuentwurf erstellt werden. In der Tabelle 1 sind die Leistungsdaten verschiedener Motorsegler aufgeführt.

Art	Flugzeug	Sitzplätze	\dot{H} [m/s]	R [km]	m_{Atr} [kg]
Verbrennungsmotor	ASH 26E	1	3,5	680	106
	DG 808C	1	4,5	530	113
	Ventus 2cM	1	4,0	840	106
	ASG 29	1	1,2	250	45
	Arcus M	2	2,8	380	111
Elektromotor	AE-1 Silent	1	2,2	70	50
	Antares 20E	1	4,4	190	160
	Lak 17 FES	1	1,0	100	45
	Apis E	1	6,0	140	90
	DG 1001 TE	2	1,2	100	80
	Taurus E	2	3,1	85	90
	Arcus E	2	2,0	140	190

TAB 1. Vergleich der Leistungsdaten verschiedener Segelflugzeuge mit Antrieb; m_{Atr} ist die Masse des Antriebs (mit vollem Tank); \dot{H} ist die Steigrate.

Einige Segelflugzeuge besitzen die Fähigkeit, einen Eigenstart durchzuführen. Dementsprechend ist die Spanne in den Flugleistungen groß. Die Auswertung hat ergeben, dass ab einer maximalen Steigrate von 2 m/s der Eigenstart unter Alltagsbedingungen sichergestellt werden kann. Für einen Start, auch unter schwierigen Bedingungen, ist es jedoch empfehlenswert, über eine Steigrate von 3 m/s und mehr zu verfügen, insbesondere dann, wenn das Flugzeug über Wasserballast verfügt. Handelt es sich lediglich um eine sogenannte Heimkehrhilfe genügen 1 bis $1,5 \text{ m/s}$ Steigen. Diese Werte bilden beim späteren Auslegungsverfahren die Grundlage zur Ermittlung der erforderlichen Antriebsleistung. Die Reichweite der nicht eigenstartfähigen Segelflugzeuge mit Verbrennungsmotor liegt bei ca. 200 - 300 km. Im Regelfall wird selten eine Distanz größer 100 km im angetriebenen Flug überbrückt. Somit wird für die folgende Auslegung die nötige Reichweite auf 100 km festgelegt.

2.3. Analyse der Zulassungsvorschriften

Aus den von der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (EASA) herausgegebenen Certification Specifications ergeben sich feste Richtlinien für Luftfahrzeuge, die es bei der Auslegung, Konstruktion, Fertigung und beim Betrieb

zu beachten gilt. Die für Segelflugzeuge relevante Zulassungsvorschrift ist die CS 22 - *Sailplanes and Powered Sailplanes* in ihrer aktuellsten Ausführung (Amendment 2, 5. März 2009). Des Weiteren existiert die vom Luftfahrt-Bundesamt herausgegebene Richtlinie „Vorläufige Richtlinie für den Einbau von Elektroantrieben in Motorseglern“. Diese Richtlinie erweitert die CS 22 um die für den elektrisch angetriebenen Segelflug relevanten Punkte. Zudem lassen sich einige Randbedingungen aus der CS - P (*Propeller*) ermitteln. Werden diese Punkte beachtet, führt eine daran orientierte Auslegung zu einem richtlinienkonformen Luftfahrzeug. Nachfolgend sind nur die unmittelbar für die Optimierungsrechnung relevanten Anteile der Vorschrift genannt. Dies ist zuerst einmal der Abschnitt CS 22.51. Er legt die maximale Startstrecke auf 500 m, bei einer zu überquerenden Hindernishöhe von 15 m fest (maximales Abfluggewicht, trockener, ebener, harter Untergrund, kein Wind). Hierbei muss das Flugzeug die ausgewählte Geschwindigkeit schnell erreichen und halten können. Sie muss mindestens $1,3 * V_{Stall}$ betragen. Ein Unterschreiten ist möglich, jedoch nicht kleiner als $1,15 * V_{Stall}$, wenn nachgewiesen werden kann, dass diese unter allen Betriebsbedingungen sicher ist. Selbst unter Turbulenzen oder bei einer Fehlfunktion des Triebwerks darf es nicht zum Abkippen kommen. Des Weiteren ist für die Auslegungsrechnung der Abschnitt CS 22.65 relevant, der einen Höhengewinn von mindestens 300 m in unter 4 min vorschreibt ($1,25 \text{ m/s}$).

3. AUSLEGUNGSVERFAHREN

In diesem Kapitel wird das Verfahren selbst vorgestellt. Dabei werden die einzelnen Teilaspekte (z.B. flugmechanische Analysen), die zur Auslegung eines elektrischen Antriebs nötig sind, beleuchtet und zu einem skalierbaren Modell des Antriebes zusammengefügt. Allgemein gliedert sich der elektrische Hilfsantrieb in folgende Komponenten:

- 1) Batterie mit Überwachung und Kühlung
- 2) Drehzahlsteller mit Kühlung
- 3) Motor (evtl. mit Untersetzung)
- 4) Propeller
- 5) Ausfahrmechanik
- 6) Bedienelement mit Antriebssteuerung

Auf Basis von flugmechanischen Grundüberlegungen wurden auf ein Segelflugzeug angepasste Berechnungsverfahren erstellt, mit denen sich für einen gegebenen Antrieb die Flugleistungen ermitteln lassen. Dies sind die Steigrate mit ausgefahrenem Antrieb, die Reichweite im angetriebenen Flug und die Startstrecke. Die genauen Rechenwege dafür sind im Kapitel 6 aufgeführt. Für die Auslegung und Optimierung ist es erforderlich, dass viele für die Berechnung nötigen Eingangsgrößen, wie zum Beispiel Wirkungsgrade und Massen, abgeschätzt werden müssen. Die benötigten Parameter der entsprechenden Komponenten werden

anhand marktanalytisch gewonnener Datensätze bestimmt. Erst dadurch entsteht ein skalierbares Antriebsmodell. Das Auslegungsverfahren wurde so entwickelt, dass die Anzahl der so bezeichneten Entwurfsgrößen möglichst gering gehalten wurde. Der folgende Abschnitt beschreibt nun den eigentlichen Auslegungsprozess.

3.1. Auslegungsverfahren

Die in Kapitel 6 aufgeführten flugmechanischen Berechnungen sind primär für die Nachrechnung der Flugleistungen für ein motorisiertes Segelflugzeug geeignet. Für eine Antriebsauslegung ist es jedoch notwendig, mit nur wenigen Vorgaben (Entwurfsgrößen) die hypothetischen Flugleistungen zu ermitteln. Aus diesem Grund werden einige Größen, wie zum Beispiel die Komponentenmassen und einige Wirkungsgrade auf die Entwurfsgrößen, wie der Propellerdurchmesser, die maximale Antriebsleistung und die zulässige Systemmasse bezogen.

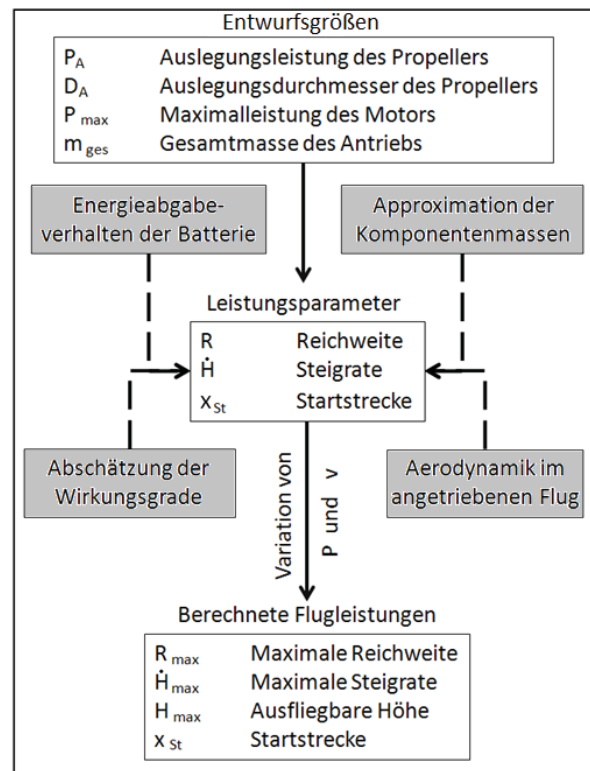


BILD 2. Berechnung der Flugleistungen für eine durch die Entwurfsparameter festgelegte Antriebslösung

Die Antriebslösung wird so durch wenige Entwurfsgrößen charakterisiert. In Bild 2 ist das Berechnungsverfahren, welches die Grundlage für die Auslegung darstellt, schematisch abgebildet. Die grau hinterlegten Kästchen bilden das Modell des skalierbaren Antriebs, das durch die Entwurfsgrößen festgelegt wird. Damit ist es möglich, wie für einen gegebenen Antrieb, die Flugleistungen zu ermitteln (s. Kapitel 6). Für einen optimalen Betrieb im Flug gilt es die Betriebspunkte zu bestimmen. Dabei

werden sowohl die Fluggeschwindigkeit v als auch die eingebrachte Wellenleistung P variiert. Da so die Möglichkeit geschaffen wurde auf einfache Art und Weise Antriebslösungen zu vergleichen, gilt es nun dieses Verfahren für eine Auslegung zu nutzen. Das Ziel soll es sein, mit Vorgaben an gewünschten Flugleistungen und Systemmasse eine sinnvolle Antriebslösung zu finden. Dies erfolgt durch das in Bild 3 dargestellte Schema. So werden die Systemmasse und die maximale Wellenleistung des Motors als so bezeichnete feste Entwurfsgrößen zu Beginn definiert. Der Propellerdurchmesser sowie dessen Auslegungsleistung können in Grenzen variiert werden.

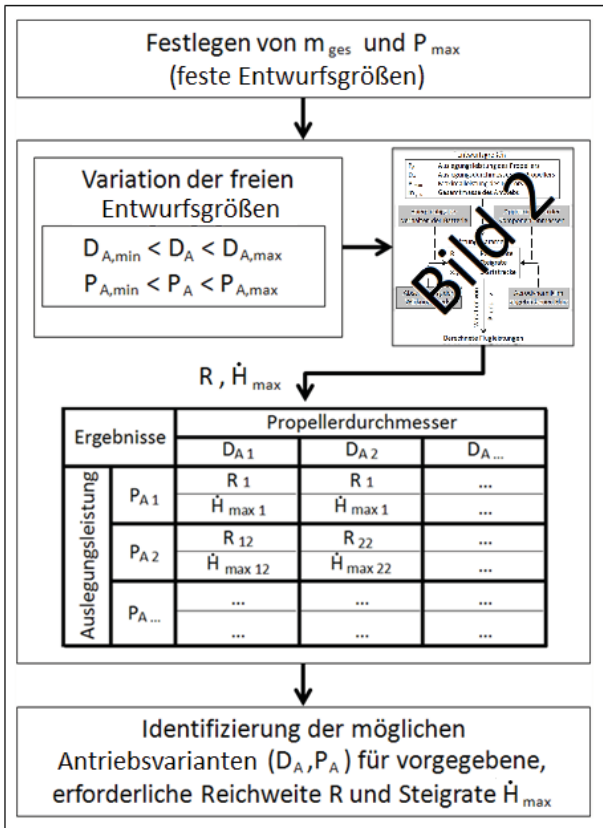


BILD 3. Grundlegendes Ablaufschema für das Auslegungsverfahren

Mit dem in Bild 2 gezeigten Vorgehen können dann die maximale Reichweite und die maximale Steigrate für jeden Antriebsentwurf ermittelt werden. Die Ergebnisse werden in einer Tabelle gegenübergestellt, sodass ein sinnvolles Design einfach identifiziert werden kann. Die maximale Wellenleistung P_{max} ist eine feste Entwurfsgröße und muss ganz zu Beginn des Verfahrens festgelegt werden. Mit der Formel 1 lässt sich diese aus der erforderlichen, maximalen Steigrate bestimmen.

$$(1) \quad P_{max} = m \cdot g \cdot (\dot{H}_{max} + 0,8774 \cdot \epsilon_{min} \cdot V^*) \cdot 1,74$$

3.2. Approximation der Komponentenmassen

Da die resultierenden Flugleistungen wesentlich von der

mitgeführten Masse des Gesamtantriebs abhängen, stellen die Annahmen in Bezug auf die auftretenden Komponentenmassen einen wesentlichen Bestandteil des skalierbaren Antriebmodells dar. Die durch das Antriebssystem zusätzlich eingebrachte Masse gilt es für eine ganzheitliche Betrachtung in die Masse des Antriebs und die Masse der Batterie zu unterteilen. Durch diese Sichtweise ist es möglich, Wirkungsgrade einzelner Komponenten ihrem Masseneinfluss auf das System gegenüberzustellen. Die Grundlage für die Abschätzung der Komponentenmassen stellt eine Marktanalyse dar. Hierbei wurden nur die für ein Hilfstriebwerk relevanten Produkte in die Betrachtung einbezogen, sodass für jede Komponente ein Regressionsterm bzw. eine Abschätzung erstellt werden konnte. Das Bild 4 veranschaulicht dies für die drei wesentlichsten Antriebseinheiten. In Tabelle 2 sind die Massen und ihre Approximationen aufgeführt. Die Berechnung der voraussichtlichen Motorkastenmasse, der Kabelmasse und der Masse der Ausfahrmechanik ist zu umfangreich um sie in diesem Rahmen vorzustellen.

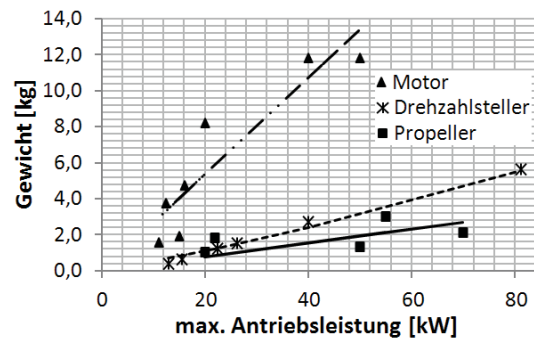


BILD 4. Massenabschätzung aus den Daten einer Marktanalyse (2011)

Massenübersicht [kg]		
	Komponente	Abschätzung
m _{Antr}	Propeller	$m_P = 0,0386 \cdot P_{Wmax} \cdot 1,3$ Faktor 1,3 gilt nur bei faltpropellern
	Untersetzung	$m_U = \text{Motormasse} \cdot 0,2$
	Motor	$m_M = P_{Wmax} \cdot 0,268$
	Mast	$m_{Mast} = L_{Mast} \cdot (1,131 + 0,103 \cdot \text{Masse am Mast})$
	Drehzahlsteller	$m_D = 0,0002 \cdot P_{Wmax}^2 + 0,0521 \cdot P_{Wmax}$
	elektrische Leiter	Bestimmt aus der Dauerbelastung und den Längen der Leiter
	Ausfahrmechanik	Abschätzung über Mastmasse und Luftkraft am Propeller
	Motorkasten	Abschätzung über Abmessungen von Motor und Propeller
m _{Bat}	Bedienung	0,5 kg
	Batterie	Systemmasse abzüglich der Antriebsmasse

TAB 2. Übersicht über die Abschätzung der Komponentenmassen (Einheiten: m, kg, kW)

3.3. Aerodynamik des Antriebs

Die Aerodynamik des ausgefahrenen Antriebs führt zu einer Erhöhung des Nullwiderstandes und damit zur

Verschlechterung der aerodynamischen Güte des Segelflugezeugs. Damit ist sie wesentlicher Bestandteil im Modell des skalierbaren Antriebes und hat direkte Auswirkungen auf die Flugleistungen (s. Bild 2). Für die Berechnungen wird die Gleitzahl ϵ'_{min} und die zugehörige Fluggeschwindigkeit V^{*f} bei ausgefahrenem Mast benötigt. Das Verhältnis der Gleitzahlen mit und ohne Mast lässt sich aus dem Nullwiderstandsbeiwert des reinen Segelflugezeugs und dem zusätzlichen Anteil ΔC_{W0} in Folge des Antriebs ermitteln (Formel 2).

$$(2) \quad \frac{\epsilon'_{min}}{\epsilon_{min}} = \frac{2\sqrt{C_{W0} \cdot k}}{2\sqrt{C_{W0} \cdot k}} = \sqrt{1 + \frac{\Delta C_{W0}}{C_{W0}}}$$

$$(3) \quad C_{W0} = \frac{\epsilon_{min} \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V^{*2} \cdot S}$$

Der Nullwiderstandsbeiwert kann mit der Formel 3 bestimmt werden. Die zugehörigen Geschwindigkeiten des besten Gleitens folgen aus der Formel 4 und 5.

$$(4) \quad \frac{V^{*f}}{V^*} = \sqrt{\frac{\frac{2G}{C_A^{*f} \cdot \rho \cdot S}}{\frac{2G_S}{C_A^* \cdot \rho \cdot S}}} = \sqrt{\frac{G}{G_S} \cdot \frac{C_A^*}{C_A^{*f}}}$$

$$(5) \quad \frac{C_A^{*f}}{C_A^*} = \frac{\epsilon'_{min}}{\epsilon_{min}}$$

Als einzige verbleibende Größe muss nun noch ΔC_{W0} als Folge des anwachsenden Widerstandes bei ausgefahrenem Antrieb bestimmt werden. Dieser setzt sich aus zwei Anteilen zusammen. Dem Anteil der Motorgondel und dem des Mastes unter Berücksichtigung der Interferenzen (Formel 6).

$$(6) \quad \Delta C_{W0} = \Delta C_{W0_{Mast}} + \Delta C_{W0_{Motor}}$$

Für das Modell des Antriebes wird angenommen, dass es möglich ist den Mast aerodynamisch zu verkleiden und Motoren bis zu einem Durchmesser von 15 cm in einer aerodynamischen Gondel unterzubringen. Dabei wird der Motordurchmesser D_M abhängig vom Propellerdurchmesser D_A abgeschätzt:

$$(7) \quad D_M = 0,23 \cdot D_A$$

Eine angemessene Methode für die Bestimmung des Beitrags durch den Mast bietet Roskam et al. [1]. Das dort beschriebene Verfahren berechnet den Widerstand des Mastes mit den Rechenverfahren für die Tragfläche und betrachtet die Interferenzwiderstände zwischen Rumpf, Mast und Motorgondel. Auf Grundlage dessen wurden fünf verschiedene Masten zwischen 0,4 m und 1,2 m Länge entworfen, die die Basis bilden für folgenden Zusammenhang zwischen der Mastlänge und dem Nullwiderstandsbeiwert des Mastes, multipliziert mit der Mastfläche S_{Mast} .

$$(8) \quad C_{W0_{Mast}} \cdot S_{Mast} = 0,0008 \cdot \exp(2,36 \cdot b_{Mast})$$

Für $\Delta C_{W0_{Mast}}$ müssen die Werte des Regressionsterms nur noch durch die Flügelfläche des Flugzeuges geteilt werden. Der Anteil der Motorgondel zum Nullwiderstandsbeiwert $\Delta C_{W0_{Motor}}$ ist abhängig davon, ob der Motor aerodynamisch verkleidet werden kann. Im Diagramm (Bild 6) sind die Beiwerte der beiden Varianten aufgeführt

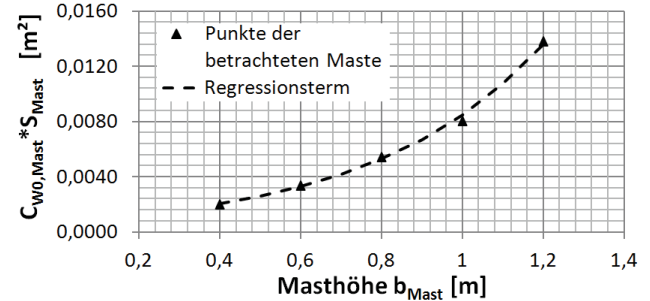


BILD 5. Einfluss des Mastes auf den Nullwiderstand

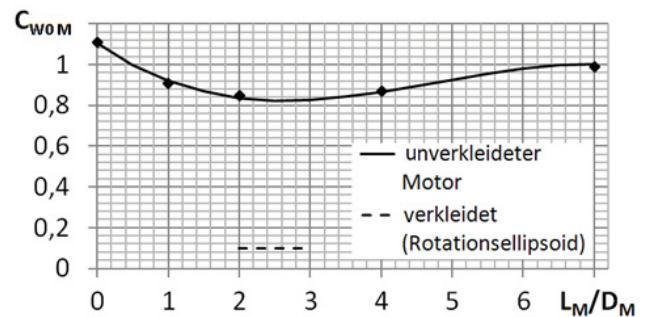


BILD 6. Widerstandsbeiwert des verkleideten / unverkleideten Motors (L_M = Motorlänge) [2]

3.4. Propellerwirkungsgrad

Für die Berechnung der Flugleistungen ist es erforderlich, dass der Wirkungsgrad für jeden Flugzustand, abhängig von der Fluggeschwindigkeit v und der momentanen Wellenleistung P , genau abgeschätzt werden kann. So ist der Wirkungsgrad des Propellers wesentlicher Bestandteil des Auslegungsverfahrens und des skalierbaren Antriebes (s. Bild 2). Für ein Berechnungsmodell, das den Wirkungsgrad des Propellers ermitteln soll, stehen neben der Fluggeschwindigkeit und der Wellenleistung als Eingangsgrößen noch der Durchmesser D und die Auslegungsleistung P_A , auf die der Propeller optimiert wurde, zur Verfügung. Mit diesen wenigen Ausgangsparametern ist es jedoch noch schwierig, ein ausreichend exaktes Modell des Propellerwirkungsgrades zu erstellen. Der Lösungsansatz für dieses Problem beruht auf einem bewährten Propellerauslegungsverfahren von Adkins und Liebeck [3], dessen Basis die Blattelementtheorie ist. Mit diesem Verfahren ist es möglich, die Geometrie des Propellers, den Schub und den Wirkungsgradverlauf zu bestimmen. Als Eingangsgrößen wird der Radius, die Blattzahl, die Auslegungsdrehzahl, die Auslegungsleistung, die Anströmgeschwindigkeit und eine bestimmte Zahl an Auftriebsbeiwerten (Profil und Anstellwinkel) für definierte

Teilradien benötigt. Da die Zahl der dabei erforderlichen Daten noch zu groß ist, wurden zunächst zwölf verschiedene Zweiblattpropeller, die für einen Hilfsantrieb in Frage kommen, entworfen und analysiert. Dies beschränkt das Entwurfssfeld auf einen sinnvollen Bereich und die Eingangsgrößen werden für jeden Propeller festgelegt. Damit können nun die Wirkungsgradverläufe von jedem der zwölf Propeller über die Fluggeschwindigkeit v und Wellenleistung P bestimmt werden. Um die Verläufe gemeinsam darstellen zu können wurde ein Quotient gebildet, der auf die Strahltheorie zurückgeht. So ergibt sich gemäß Strahltheorie nach [4] folgender Zusammenhang für den maximal möglichen Wirkungsgrad η_P :

$$(9) \quad \frac{2 P_W}{\pi \rho V^3 D^2} = \frac{(1-\eta_P)}{\eta_P^3} = Q$$

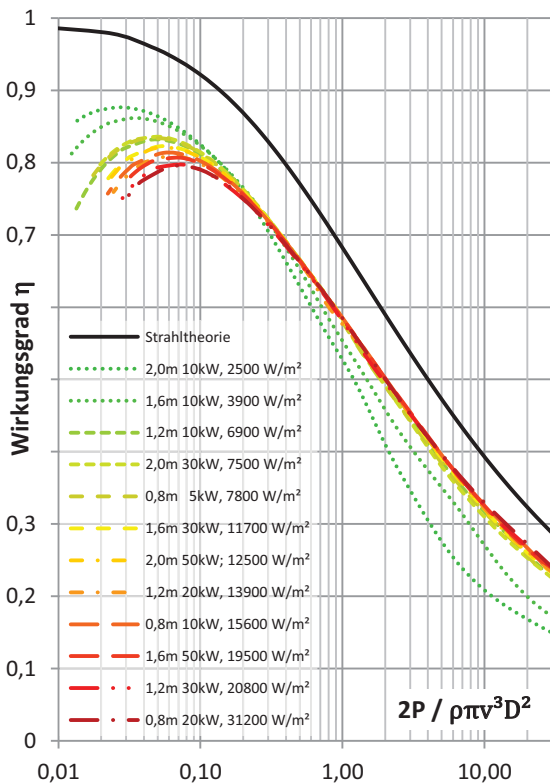


BILD 7. Wirkungsgradverläufe verschiedener Propeller

Der Quotient Q enthält die wesentlichen, im Flug variierenden Parameter, die den Wirkungsgrad beeinflussen. Das Bild 7 zeigt den Verlauf des Quotienten für die zwölf Propellerentwürfe nach Adkins und Liebeck im Vergleich mit der Strahltheorie. In der Legende des Diagramms sind die Propeller aufgelistet, wobei der Durchmesser D [m], die Auslegungsleistung P_A [kW] und das Verhältnis aus beiden, die Auslegungs-kreisflächenbelastung P_{A/D^2} [W/m^2] den Propeller beschreiben. Die Kernaussage dieses Diagramms ist nicht der Verlauf jeder einzelnen Kurve, sondern vielmehr die Tatsache, dass sich kontinuierlich mit der Zunahme der Auslegungskreisflächenbelastung auch die Wirkungsgradkurve schrittweise verschiebt. Da der Quotient Q die

Informationen über den Flugzustand enthält und die Auslegungskreisflächenbelastung über den Entwurf festgelegt wird, ist es nun noch erforderlich, dass für jede beliebige Auslegungskreisflächenbelastung ein solcher Wirkungsgradverlauf vorhergesagt werden kann. Die bekannten Verläufe der zwölf Propeller lassen sich mit der Formel 10 annähern. Sie wurde mit der *Curve Fitting Toolbox* von Matlab ermittelt. Die enthaltenen Parameter von a bis g wurden für jede Kurve ermittelt (i läuft von 1 bis 12).

$$(10) \quad \eta_i(Q) = \frac{a_i}{1+b_i Q^{c_i}} + d_i \cdot \exp(e_i \cdot Q) + Q \cdot f_i + g_i$$

Da die Auslegungskreisflächenbelastung frei wählbar sein soll, wird zwischen zwei Kurven (k und l) interpoliert (siehe Formel 28). Die Wirkungsgradkurve k entspricht dabei dem Verlauf mit der niedrigeren Kreisflächenbelastung und die Kurve l , der mit der nächst höheren.

$$(11) \quad \eta\left(Q, \left(\frac{P_A}{D^2}\right)\right) = \eta_k(Q) + \frac{\eta_l(Q) - \eta_k(Q)}{\left(\frac{P_A}{D^2}\right)_l - \left(\frac{P_A}{D^2}\right)_k} \left(\left(\frac{P_A}{D^2}\right) - \left(\frac{P_A}{D^2}\right)_k \right)$$

Dieses Berechnungsmodell für den Propeller arbeitet nur dann zuverlässig, wenn die Kreisflächenbelastungen innerhalb des Entwurfssfeldes gewählt werden. Auch das Verfahren von Adkins und Liebeck hat seine Grenzen, wodurch die Ergebnisse bei sehr großen, bzw. sehr kleinen Quotienten ($0,03 < Q, 0 < 10$) ungenau werden.

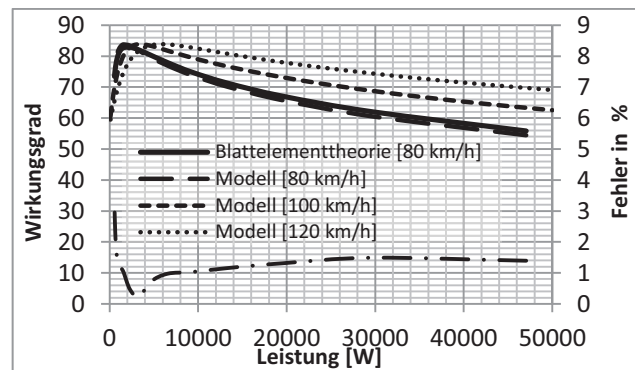


BILD 8. Vergleich des Berechnungsmodells mit der Blattelementtheorie für ein 1,4 m Propeller mit 11 kW Auslegungsleistung.

Der Fehler dieses Berechnungsmodells im Vergleich mit den Werten aus der Blattelementtheorie liegt im Mittel bei ca. 1,5 % und in den Randbereichen bei 3 %. Im Gegenzug dazu ist es nun jedoch möglich, nur anhand der Entwurfsparameter P_A und D sowie der Betriebswerte v und P den Propellerwirkungsgrad zu bestimmen. Das Bild 8 zeigt beispielhaft den Wirkungsgradverlauf für einen beliebigen Propeller mit $5600 W/m^2$ Auslegungskreisflächenbelastung einmal mit der Blattelementtheorie und einmal mit dem vorgestellten Modell gerechnet.

4. AUSLEGUNG FÜR EIN BESTEHENDES SEGELFLUGZEUG

Das vorgestellte Verfahren soll nun beispielhaft an einer

Auslegungsaufgabe vorgeführt werden. Das Ziel ist es, ein max. 50 kg schweres Antriebssystem zu entwerfen, dass in den Rumpf eines modernen Leistungseinsitzers integriert werden kann und eine Eigenstartfähigkeit mit $3,5 \text{ m/s}$ Steigrate bei 90 kg Cockpitzuladung ermöglicht. Das Anwendungsspektrum des Segelflugzeuges würde durch die Eigenstartfähigkeit deutlich erweitert werden. Der Antrieb soll so ausgelegt werden, dass die Reichweite unter Betrachtung verschiedener Flugstile maximiert wird ($> 100 \text{ km}$). Der Antrieb soll zum einen für eine ASG 29 18 m und für eine LS 8 18 m optimiert werden. Die Daten beider Flugzeuge sind in Tabelle 3 aufgeführt.

Daten der Segelflugzeuge	ASG 29	LS 8
Leermasse	280 kg	270 kg
Flügelfläche	10,5 m ²	11,4 m ²
bestes Gleiten	52	48
zugehörige Geschwindigkeit	98 km/h	93 km/h
zugehörige Flächenbelastung	37 kg/m ²	33 kg/m ²

TAB 3. Daten der betrachteten Segelflugzeuge [5,6].

Zunächst wird, wie im Abschnitt 3.1 beschrieben, mit der Formel 1 die erforderliche, maximale Antriebsleistung abgeschätzt. Für die ASG 29 wären 28,4 kW und die LS 8 27,8 kW notwendig. Neben der Systemmasse und der maximalen Antriebsleistung wird das Antriebsmodell noch über den Propeller charakterisiert. In diesem Beispiel soll der Propellerdurchmesser schrittweise von 0,8 m bis 2 m untersucht werden (in 0,2 m Schritten). Eine ebenso wichtige Eingangsgröße ist die Auslegungsleistung des Propellers P_A . Sie wird zwischen 3 kW und 29 kW variiert (in 2 kW Schritten). Nun ist es möglich, 98 verschiedene Antriebe zu vergleichen (s. Bild 3). Die Hauptvergleichskriterien sind dabei Reichweite und Steigrate. So grenzen die geforderten $3,5 \text{ m/s}$ und die 100 km Reichweite das Auslegungsfeld ein. Neben der maximalen Steigrate wird auch noch die Steigrate bei einer Fluggeschwindigkeit von 90 km/h berechnet, die der Abhebegeschwindigkeit sehr nahe kommt. Die Reichweite ist stark abhängig von der Gashebelstellung und von der Steigfluggeschwindigkeit. Aus diesem Grund wird für jedes Konzept die optimale Kombination ermittelt, die die größte Reichweite verspricht (s. Bild 2). Im Bild 9 sind die erzielbaren Reichweiten und die Steigraten für 28 der 98 Konzepte dargestellt (nur 4 von 14 Auslegungsleistungen wurden aufgenommen). Aus dem Verlauf der Reichweite lässt sich deutlich die bessere Aerodynamik der Konzepte mit Durchmessern unter 1,2 m erkennen, da dort eine aerodynamische Verkleidung des Motors möglich ist. Gute Steigraten bieten jedoch nur die größeren Propeller. Die maximale Steigrate wird bei ca. 110 km/h bis 135 km/h erfolgen, je nach Propellerradius, da sich der Propeller Wirkungsgrad im hohen Geschwindigkeitsbereich verbessert (s. Bild 8). In dem Diagramm sind die Geschwindigkeiten, bei der die maximale Steigrate erzielt wird gekennzeichnet. Da eine Steigrate von $3,5 \text{ m/s}$ gefordert wird, muss der Propellerdurchmesser größer als 1,1 m sein. Soll die Reichweite über 100 km liegen so darf er 1,44 m nicht überschreiten. Diese beiden Grenzen spannen den Auslegungsbereich auf. Im Diagramm ist

dieser durch zwei vertikale Linien gekennzeichnet. Die berechneten Startrollstrecken in diesem Bereich liegen zwischen 240 m und 290 m und die Startstrecken zwischen 350 m bis 425 m (15m Hindernis), wobei die größeren Propeller die kürzeren Strecken ermöglichen.

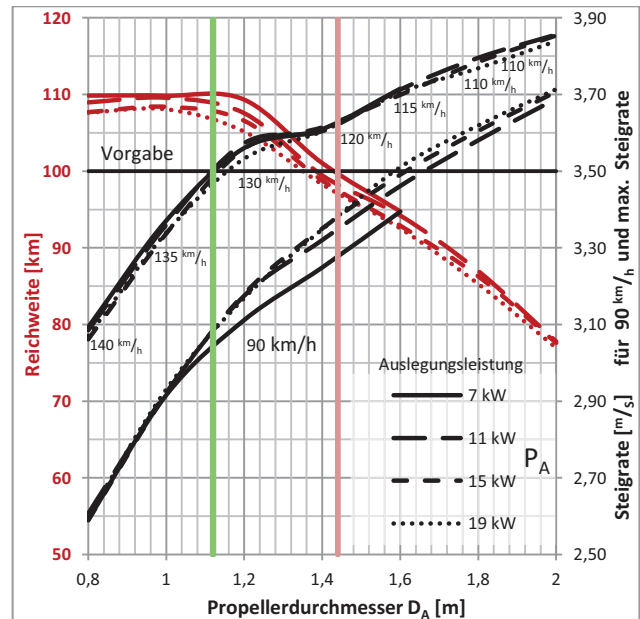


BILD 9. Vergleich der Antriebskonzepte (P_A , D_A) für die ASG 29 mit 28,4 kW und 50 kg Systemgewicht. Die Steigrate nimmt mit dem Durchmesser zu.

Aufgrund der Verläufe im Diagramm ist für die ASG 29 ein Antrieb mit 1,2 m Propellerdurchmesser, einer Auslegungsleistung von 11 kW und einer maximalen Wellenleistung von 28,4 kW am sinnvollsten, da der kleine Propeller eine aerodynamische Verkleidung des Motors erlaubt (s. Kapitel 3.2), was die Reichweite begünstigt. Zudem zeigt der Antrieb mit 11 kW Auslegungsleistung auch noch gute Steigwerte direkt nach dem Abheben bei 90 km/h. Die größte Reichweite von 107 km wird bei dieser Variante im Horizontalflug mit 3,4 kW Wellenleistung und 100 km/h erfolgen. Das Diagramm im Bild 10 verdeutlicht die Zusammenhänge. Für jede Wellenleistung wurde die optimale Geschwindigkeit ermittelt, bei der die Reichweite, bzw. die erfliegbare Höhe maximal ist.

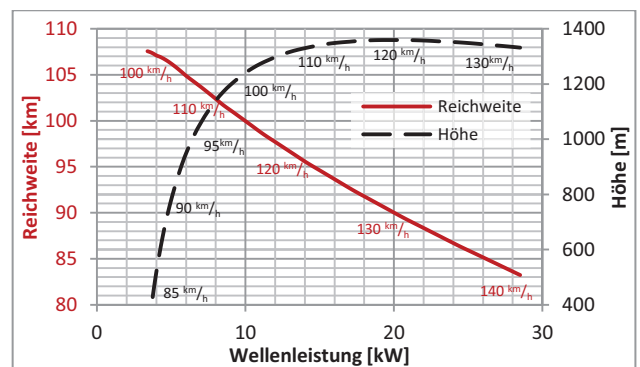


BILD 10. Flugleistungen des ASG 29 Konzepts über der Wellenleistung mit den dazugehörigen optimalen Fluggeschwindigkeiten

Die Maxima der jeweiligen Kurven markieren die optimalen Betriebspunkte für den Flug auf eine maximale Höhe bzw. über eine maximale Distanz. Somit gibt es insgesamt drei Betriebspunkte für einen effizienten Flugstil. Neben den oben genannten kommt noch die maximale Steigrate hinzu, die mit voller Motorleistung erfliegen wird. In der Tabelle 4 sind diese aufgelistet. Für die LS 8 sieht das Ergebnis der Optimierung ähnlich aus. Auch hier schneidet der Antrieb mit einem Propellerdurchmesser von 1,2 m am besten ab und erfüllt die Vorgaben. Die um 10 kg geringere Leermasse der LS 8 führt dazu, dass trotz der schlechteren Gleitzahl die Reichweite ähnlich gut ist wie bei der ASG 29. Die Startrollstrecke beträgt 230 m und insgesamt werden 350 m für den Start benötigt. Neben den beiden eigenstartfähigen Varianten wurde auch noch eine Heimkehrhilfe mit 35 kg Systemgewicht optimiert und dabei auf ein Steigen von $1,5 \text{ m/s}$ ausgelegt. Dieser Hilfsantrieb ermöglicht ebenfalls eine Reichweite von 100 km. Neben den Flugleistungen und den effizientesten Betriebspunkten sind in der Tabelle 4 auch noch Spezifikationen der einzelnen Komponenten jedes Antriebs aufgeführt.

Antriebskonzepte (Flugzeug, D_A , P_{\max}) bei 90 kg Cockpitladung			
Parameter	ASG 29 1,2 m 28,4 kW	LS 8 1,2 m 27,4 kW	LS 8 1,2 m 13,0 kW
Reichweite	107 km bei 100 km/h und 11 % Leistung	104 km bei 95 km/h und 12 % Leistung	105 km bei 95 km/h und 23 % Leistung
max. Höhe	1360 m bei 120 km/h und 72 % Leistung	1400 m bei 115 km/h und 74 % Leistung	1300 m bei 105 km/h und 100 % Leistung
max. Steigrate	3,6 m/s bei 125 km/h und 100 % Leistung	3,5 m/s bei 125 km/h und 100 % Leistung	1,5 m/s bei 105 km/h und 100 % Leistung
Startrollstrecke	270 m	230 m	kein Eigenstart
Startstrecke	400 m	350 m	kein Eigenstart
Systemmasse	50 kg	50 kg	35 kg
Batteriemasse	30,68 kg	31,07 kg	25,23 kg
Motormasse	7,61 kg	7,45 kg	3,48 kg
Reglermasse	1,64 kg	1,60 kg	0,71 kg
Propellermasse	1,10 kg	1,07 kg	0,50 kg
Auslegungsleistung	11 kW	11 kW	5,5 kW
Mastmasse	1,35 kg	1,31 kg	0,45 kg
Ausfahrmechanik	1,01 kg	1,01 kg	1,01 kg
Motorkastenmasse	5,14 kg	5,04 kg	2,78 kg
Masse Steuerung	0,5 kg	0,5 kg	0,5 kg
Nennenergiedichte	130 Wh/kg	132 Wh/kg	153 Wh/kg
Leistungsdichte	1074 W/kg	1039 W/kg	598 W/kg

TAB 4. Übersicht über die Flugleistungen und die Spezifikationen der Elektromotorsegler und ihrer optimierten Antriebe.

Ein Vergleich verschiedener Antriebe mit verkleideten und unverkleideten Motoren hat gezeigt, dass die maximale Reichweite um ca. 3-4 % zurückgeht und die Steigrate um ca. 2,5-3 %, wenn auf eine Verkleidung des Motors verzichtet wird. Je schlechter die Aerodynamik des Antriebs ist, umso schneller muss die erforderliche Höhe

zum Abgleiten erfliegen werden, da in dieser Konfiguration der Widerstand des Flugzeuges größer ist. Im Umkehrschluss führt das dazu, dass ein gut verkleideter Antrieb nur ein kleines Höhenband benötigt und große Distanzen im angetriebenen Horizontalflug zurücklegt. Auf diese Weise werden nicht nur die Batterien und Ausfahrmechanik geschont, der Antrieb kann auch in der optimalen Höhe effizient betrieben werden. Aus diesen Gründen sollte immer eine saubere Verkleidung des Antriebes angestrebt werden. Auch die Motorkastenklappen sollten, sofern es die Kühlung der Einheiten im Rumpf erlaubt, immer geschlossen sein. Eine Untersetzung zwischen Motor und Propeller ist immer nur dann sinnvoll, wenn die Gewichtseinsparungen am Motor, den Effekten durch das zusätzliche Gewicht, die geänderte Aerodynamik und den Reibungsverlusten in der Untersetzung ($\eta \approx 0,98$) selbst überwiegt. Das ist jedoch nur sehr selten der Fall. Ebenso verhält es sich mit Faltpropellern. Hier müssen die Einsparungen in der Verstärkung der Rumpfstruktur, der zusätzlichen Masse durch den Faltmechanismus überwiegen. Bei beiden Betrachtungen sind Aspekte wie Verschleiß, Wartung und Kosten aussagekräftige Punkte, die dazu führen, dass die einfachen Konzepte ohne Untersetzung und Faltmechanik besser abschneiden.

5. BEWERTUNG DES VERFAHRENS

Jedes Ergebnis des vorgestellten Verfahrens, sei es die Reichweite oder ein Parameter einer Systemkomponente, ist eine auf Annahmen basierende Abschätzung und dient in erster Linie dem Vergleich der verschiedenen Antriebe, die in einer Auslegung betrachtet werden sollen. Damit sind Tendenzen und Abhängigkeiten der einzelnen Parameter gut ersichtlich und bieten dem Konstrukteur eine fundierte Entscheidungsgrundlage auf Basis derer er den optimalen Antrieb für das geforderte Flugspektrum auswählen kann. Der große Vorteil der vorgestellten Methode liegt in der geringen Anzahl an nötigen Eingangsparametern. So genügen die im Betriebshandbuch aufgeführten Flugzeugdaten und die geforderten Leistungen, um einen Entwurf zu erstellen und Grenzen aufzuzeigen.

6. ANNEX: BERECHNUNG GRUNDLEGENDER LEISTUNGSPARAMETER

In diesem Kapitel werden die flugmechanischen Grundüberlegungen vorgestellt, die die Basis für die Ermittlung der Flugleistungen darstellen.

6.1 Berechnung der Steigrate

Da nicht nur das maximal mögliche Steigen, sondern auch die Steigwerte über das gesamte Geschwindigkeits- und Leistungsband betrachtet werden sollen, ist die Grundlage dieser Berechnung Formel (12). Sie stammt aus dem Kräftegleichgewicht um den Massenschwerpunkt des Segelflugzeugs und vernachlässigt den Schubeinbau-

winkel [1].

$$(12) \quad \dot{H} = \frac{P}{G} - \frac{\epsilon'_{min} V^{*'} }{2} \left[\left(\frac{V}{V^{*'}} \right)^3 + \left(\frac{V}{V^{*'}} \right)^{-1} \right]$$

Die hier enthaltene minimale Gleitzahl ϵ'_{min} mit der zugehörigen Fluggeschwindigkeit $V^{*'}$ beziehen sich auf die Aerodynamik des Segelflugzeuges mit ausgefahrenem Mast. Berechnet werden diese Größen im Abschnitt 3.3. Die Antriebsleistung P ist ein Produkt aus der eingebrachten Wellenleistung P_W , dem Wirkungsgrad einer möglichen Untersetzung η_U und dem des Propellers η_P .

$$(13) \quad P = P_W \cdot \eta_P \cdot \eta_U$$

Der Propellerwirkungsgrad wird im Abschnitt 3.4 ausführlich betrachtet. Die Wellenleistung des Elektromotors wird über die elektrische Leistung, die die Batterie abgibt und den dazwischenliegenden Wirkungsgraden vom Drehzahlsteller η_D , den elektrischen Leitern η_K und des Motors η_M ermittelt. Die Formeln (14) und (15) zeigen den Zusammenhang.

$$(14) \quad P_W = I \cdot U \cdot \eta_{el}$$

$$(15) \quad \eta_{el} = \eta_K \cdot \eta_D \cdot \eta_M$$

Die Formel (12) geht davon aus, dass der Schub gleichmäßig über die gesamte Propellerkreisfläche wirkt. Allerdings erweist es sich, dass ein Teil der Propellerkreisfläche durch den dahinterliegenden Mast abgeschirmt wird und folglich die Geschwindigkeitsverteilung über der Propellerkreisfläche in diesem Bereich einen Einbruch erfährt. Durch Formel (16) wird dieser Einfluss auf den Schub berücksichtigt, indem angenommen wird, dass der durch den Mast abgedeckte Teil der Kreisfläche nicht zum Schub beiträgt.

$$(16) \quad F' = \left(1 - \frac{A_M}{\pi R_L^2} \right) K \cdot F$$

Zur Anpassung des theoretisch erhaltenen Schubs an reale Leistungswerte wurde zusätzlich ein empirisch ermittelter Korrekturfaktor K ermittelt. Dieser wurde mittels Vergleichsrechnungen mit bekannten Motorseglern zu $0,87 \pm 0,03$ bestimmt, sodass sich für den Steigflug folgender Zusammenhang ergibt:

$$(17) \quad \dot{H} = \left(1 - \frac{A_M}{\pi R_L^2} \right) K \cdot \frac{P}{G} - \frac{\epsilon'_{min} V^{*'} }{2} \left[\left(\frac{V}{V^{*'}} \right)^3 + \left(\frac{V}{V^{*'}} \right)^{-1} \right]$$

6.2 Berechnung der Reichweite

Bei herkömmlichen Segelflugzeugen mit einfahrbarem Antrieb wird die maximale Reichweite laut Betriebshandbuch in der Regel im sogenannten *Sägezahnflug* erreicht, da die aerodynamische Güte und damit die Gleitzahl im Segelflug wesentlich besser sind, als die beim Flug mit ausgefahrenem Mast. Somit erweist

es sich als sinnvoll, zuerst einen Steigflug auszuführen und anschließend die gewonnene Höhe mit eingefahrenem Antrieb wieder abzugleiten. Für die Berechnung wird daher der Flug in zwei Abschnitte geteilt, den Steigfluganteil R_S und den Gleitfluganteil R_G .

$$(18) \quad R_{ges} = R_S + R_G$$

Mit der Fluggeschwindigkeit V und der zugehörigen Steiggeschwindigkeit \dot{H} lässt sich die Vorfluggeschwindigkeit über Grund V_S berechnen.

$$(19) \quad V_S = \sqrt{V^2 - \dot{H}^2}$$

Folglich errechnet sich die zurückgelegte Strecke über Grund im Steigflug zu:

$$(20) \quad R_S = V_S \cdot t_s$$

Wobei t_s die Motorlaufzeit ist. Diese hängt von der Wellenleistung des Motors und von der gespeicherten Energie der Batterie E_A ab.

$$(21) \quad t_s = \frac{E_A \cdot \eta_{el}}{P_W}$$

Die nutzbare Energie E_A der Batterie ist jedoch keine konstante Größe, sondern hängt sehr stark von der Belastung der Batteriezellen ab. So ist es erforderlich, die Energiedichte w der Zellen in Abhängigkeit von der temporären Leistungsabgabe zu bestimmen, da je nach Belastung dieser unterschiedlich viel Kapazität entnommen werden kann. Annäherungsweise gilt dafür die Formel 22.

$$(22) \quad w = -0,0203 \cdot \frac{P_W}{m_{Bat} \cdot \eta_K \cdot \eta_D \cdot \eta_M} + w_{nenn} \cdot 1,0203$$

Diese Formel basiert auf Vermessungen von verschiedenen Lithiumzellen (Herstellangaben) und bestimmt über die Nennenergiedichte w_{nenn} (Bild 1) und der Wellenleistung P_W die Energiedichte w der Zellen. Damit folgt für die nutzbare Energie der Batterie:

$$(23) \quad E_A = m_{Bat} \cdot w$$

Der zweite Flugabschnitt, der Gleitflug, basiert auf der Berechnung der Steighöhe H , die sich mit der zuvor berechneten Motorlaufzeit und der Steiggeschwindigkeit \dot{H} ermitteln lässt. Es ergibt sich

$$(24) \quad R_G = \frac{\dot{H} \cdot t_s}{\epsilon_{min}}$$

wobei ϵ_{min} die Gleitzahl mit eingefahrenem Antrieb darstellt.

6.3 Berechnung der Startstrecke

Um Aussagen über die Eigenstartfähigkeit eines Segelflugzeuges zu ermöglichen ist es notwendig, die

benötigte Startstrecke zu ermitteln. Sie lässt sich grundsätzlich, wie in Bild 11 dargestellt, in drei Bereiche unterteilen. Diese sind die Beschleunigungsstrecke x_{StB} , die Rotationsstrecke x_{StR} und die Übergangsflugstrecke $x_{StÜ}$. Der Berechnung wird das vom Roskam [1] vorgestellte Verfahren zu Grunde gelegt.

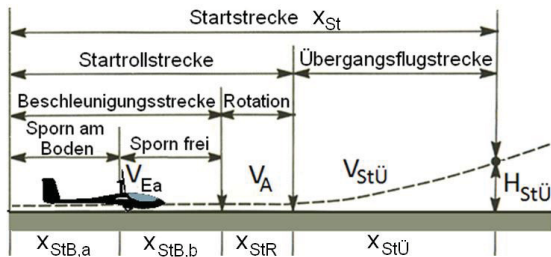


BILD 11. Unterteilung der Startstrecke in die Teilabschnitte (nach Roskam [1])

Während der Beschleunigungsphase wird das Flugzeug von 0 km/h auf die Abhebegeschwindigkeit V_A beschleunigt, dabei hebt sich der Sporn bei V_{Ea} und der Anstellwinkel der Tragflächen wird kleiner. V_A wird dann während der Rotationsstrecke, die nur wenige Sekunden dauert, als konstant angenommen. Nach dem Abheben wird mit einer Steigflugeschwindigkeit $V_{StÜ}$, die mindestens $1,3 \cdot V_{Stall}$ entsprechen muss, auf eine Hindernishöhe $H_{StÜ}$ von 15 m gestiegen. Für die Berechnung wurden folgende Vereinfachungen getroffen (siehe Bild 12):

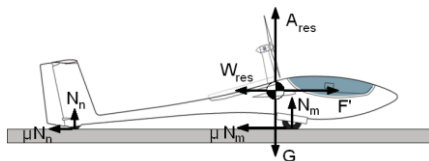


BILD 12. Kräfte am Segelflugzeug in der Beschleunigungsphase nach Vereinfachung

- 1) Die Neigung der Startbahn sei Null.
- 2) Die Abhängigkeit des Propellerschubes F' von der Fluggeschwindigkeit V sei bekannt und wird für die Berechnung der Startrollstrecke im Bereich von 0 bis 90 km/h gemittelt und als konstant angenommen.
- 3) Die Berechnung wird ohne Windeinfluss durchgeführt
- 4) Der Rollreibungskoeffizient sei konstant und wird mit $\mu = 0,025$ für Beton angenommen (s. CS 22.51)
- 5) Der resultierende Auftrieb, der Widerstand und der Schub greifen im Schwerpunkt des Flugzeuges an.

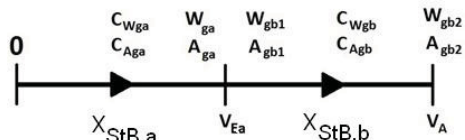


BILD 13. Veränderliche Beiwerte und deren Luftkräfte in der Beschleunigungsphase

Die Beschleunigungsstrecke ist in zwei Phasen unterteilt (siehe Bild 13). In der Phase „a“ ist der Sporn des

Segelflugzeuges noch am Boden und in der Phase „b“, nach Erreichen der Geschwindigkeit V_{Ea} , ist der Sporn frei vom Boden. Für jede Phase müssen die Beiwerte für Luftwiderstand und Auftrieb ermittelt werden, damit das Kräftegleichgewicht für das Segelflugzeug aufgestellt werden kann. Bei der Bestimmung der Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte soll neben der Anstellwinkeländerung auch der Bodeneffekt mit betrachtet werden, der in Form einer fiktiven Vergrößerung der Streckung berücksichtigt wird (Roskam [1]). Die gesamte Beschleunigungsstrecke ergibt sich aus Formel 25 zu

(25)

$$x_{StR} = \int_0^{V_{Ea}} \frac{V}{g \left\{ \left(\frac{F'}{G} - \mu \right) - \frac{(C_{Wga} - \mu C_{Aga}) \bar{q}}{G/S} \right\}} dV + \int_{V_{Ea}}^{V_A} \frac{V}{g \left\{ \left(\frac{F'}{G} - \mu \right) - \frac{(C_{Wgb} - \mu C_{Agb}) \bar{q}}{G/S} \right\}} dV$$

Die Zeit für die Rotationsstrecke x_{StR} wird auf eine Sekunde festgesetzt (Formel 26). Die Länge der Übergangsflugstrecke kann mit der Steigrate $\dot{H}_{StÜ}$ und der zugehörigen Steigflugeschwindigkeit $V_{StÜ}$ ermittelt werden (Formel 27 und 28).

(26)

$$x_{StR} = V_A t_{rot}$$

(27)

$$x_{StÜ} = \sqrt{(V_{StÜ} t_{StÜ})^2 - H_{StÜ}^2}$$

(28)

$$t_{StÜ} = \frac{H_{StÜ}}{\dot{H}_{StÜ}}$$

Die Summe aller drei Startphasen ergibt dann die Länge der Startstrecke.

LITERATUR

- [1] **J. Roskam, C-T. E. Lan, Airplane Aerodynamics and Performance**, Design, Analysis and Research Cooperation, 1997, 1. Auflage
- [2] **W. Beitz, K.-H. Küttner, Dubbel**, Taschenbuch für den Maschinenbau, Springer Verlag, 1987, 16. Auflage, S. B58
- [3] **C.N. Adkins, R. H. Liebeck**, Design of Optimum Propellers, Journal of Propulsion and Power Vol. 10, No. 5, Sept.-Okt. 1994, New York S.676
- [4] **N. Kornev, Propellertheorie**, Universität Rostock, Fakultät für Maschinenbau und Schiffstechnik, 2009
- [5] http://www.alexander-schleicher.de/produkte/asg29/asg29_main.htm
- [6] <http://www.dg-flugzeugbau.de/ls8-ewald-d.html>