

PROJEKT BIGBIRD XL

KOMMERZIELLE NUTZUNG DES BIEGETORSIONSANTRIEBS

W. Send, ANIPROP GbR
Sandersbeek 20, D-37085 Göttingen

Zusammenfassung

Das Konzept für das unbemannte Luftfahrzeug BigBird XL wird vorgestellt, dessen Antrieb dem Schwingenflug in der Natur folgt. Die technische Umsetzung mit der Bezeichnung Biegetorsionsantrieb gestattet die funktionale Integration der beiden wesentlichen Merkmale Tragen und Schuberzeugung in den Flügeln des für kommerzielle Nutzung geplanten Luftfahrzeugs. Diese konstruktiven Merkmale führen zu einer nahezu lautlosen und hocheffizienten Fortbewegung. Beide Aspekte begründen den erwarteten wirtschaftlichen Erfolg. Bei einer Spannweite von 5 m ist BigBird XL ausgelegt für ein Abfluggewicht bis 25 kg und eine Nutzlast bis zu 10 kg. Die Auslegung des Luftfahrzeugs folgt aus der Vorgabe der primären Eckdaten Evolutionsgrad, Gewicht und Seitenverhältnis, aus denen unmittelbar die sekundären Größen Flächenbelastung, Flügelfläche und Spannweite folgen.

1. EINLEITUNG

Der Begriff Biegetorsionsantrieb, abgekürzt nachfolgend als BTA, bezeichnet die Erzeugung von Schubkraft für Fluggeräte mit schwingenden Tragflächen. Im vereinfachten Fall eines 2D Schnitts durch eine Tragfläche wird Schubkraft bereits durch die gekoppelte Schlag- und Drehbewegung dieses in sich starren Flügelschnitts hervorgerufen.

Nach diesem Prinzip erzeugen Fluggeräte, angefangen bei den so genannten *Micro-Air-Vehicles* über die fliegenden Lebewesen und ihre künstlichen Nachbildungen bis hin zu großen Abmessungen eines manntragenden Fliegers, ihre Schubkraft vorzugsweise mit einseitig eingespannten Tragflächen. Diese 3D Kinematik einer räumlichen Biegung bei gleichzeitiger Torsion geht einher mit großen Auslenkungen der Flügel und führt dadurch sowohl die theoretische

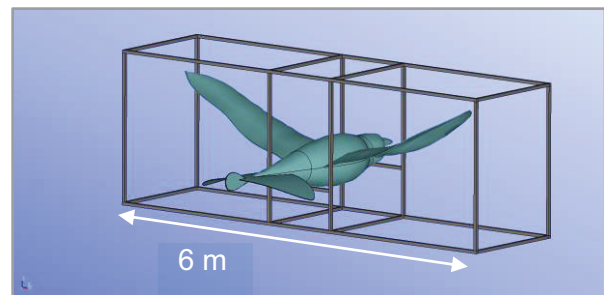


Bild 1. Prüfstand für BigBird XL. Das Bild zeigt die Abmessungen mit einem skalierten SmartBird.

Vorhersage wie die Messung der Schubkraft an bislang nicht überwundene Grenzen.

Vor diesem Hintergrund ist die Entwicklung eines kommerziellen Luftfahrzeugs mit BTA für den *Unmanned Aircraft Systems* Markt (UAS) ein besonderes wirtschaftliches Risiko. Gerechtfertigt wird dieses Risiko durch die erwarteten Vorteile auf dem Markt der unbemannten Luftfahrzeuge, der im Größenbereich von BigBird XL (Bild 1) beschickt wird mit den verschiedensten Konzepten (siehe letztes Kapitel). Der Markt für diese Gruppe von Luftfahrzeugen erfährt seit einigen Jahren einen regelrechten Boom (Bild 2). Die funktionale Integration der beiden wesentlichen Merkmale Tragen und Schuberzeugung in den Flügeln des geplanten Luftfahrzeugs führt zu einer nahezu lautlosen und hocheffizienten Fortbewegung. Beide Aspekte begründen den erwarteten wirtschaftlichen Erfolg, da die große Effizienz des BTA speziell gegenüber Multikoptern

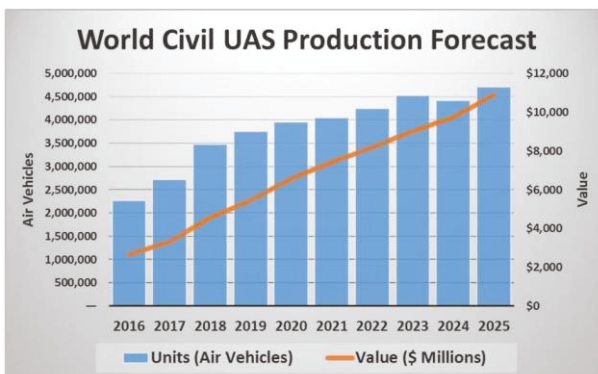


Bild 2. Marktentwicklung für zivile unbemannte Fluggeräte nach Analysen der *Teal Group* [1].

sich unmittelbar in deutlich längeren Flugzeiten und größeren Reichweiten niederschlägt. Die Absatz-erwartungen beruhen auch auf dem Spektrum der Anwendungen, bei dem Landwirtschaft und Energie-sektor einen wachsenden Bereich einnehmen. Bild 3 zeigt beispielhaft den kommerziellen US-Markt. Hinter *Government* verbergen sich Bereiche wie Sicherheit, Überwachung und Katastrophenmanagement, aber auch Forschung und speziell Umweltstudien.

Millionen US-Dollar (nur ziviler US-Markt)

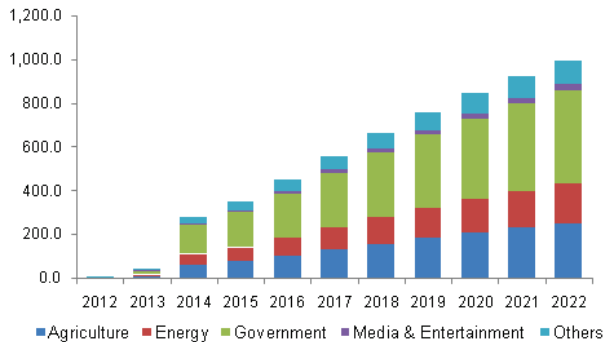


Bild 3. Spektrum der Anwendungen für UAS nach Analysen von *Grand View Research* [2].

Die beiden Grafiken können nicht viel mehr belegen als die Dynamik dieses Marktes. Eine genauere Analyse muss eingehen auf die Anteile der verschiedenen Systeme von UAVs (Unmanned Aerial Vehicles). Nach *Grand View Research* teilen sich diese auf in

- *Fixed wing UAVs* mit starren Tragflächen,
- *Rotary blade UAVs* mit einem oder mehreren Rotoren, im letzteren Fall den Multikoptern,
- *Nano UAVs* mit den unterschiedlichen Antriebsformen, auch mit einfachen BTA, und
- *Hybrid UAVs*, die mit verschiedenen Energiequellen ausgestattet sind wie z.B. Solarpanels.

Der BTA findet sich in einfachen Ausgestaltungen allenfalls unter den *Nano UAVs*. In englischsprachigen Publikationen des Verfassers ist die Bezeichnung *Coupled Bending-Torsional Drive (CBT drive)* vorgeschlagen worden. Abhängig von Größe und Reichweite gibt es inzwischen einen großen Wettbewerb unter den Anbietern, auf den in dieser Arbeit aber nicht weiter eingegangen werden kann. Nach der Beschreibung der technischen Aspekte enthält die Arbeit am Ende gleichwohl auch eine Einordnung des Systempreises für BigBird XL, der zwischen 100,000 und 150,000 EUR liegen wird.

Das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) unterstützt das Projekt im Rahmen des Zentralen Investitionsprogramms Mittelstand (ZIM)

seit September 2017 mit einer zweijährigen Förderung. Beteiligt an der Entwicklung sind die Firmen, die bereits den künstlichen Vogel SmartBird zusammen mit der Festo AG entwickelt und 2011 auf der Hannovermesse vorgestellt haben [3].

Als Forschungspartner ist noch das Institut für Flugsystemdynamik der RWTH Aachen hinzugetreten. ANIPROP GbR ist aus förderrechtlichen Gründen über die Steinbeis gGmbH mit Sitz in Stuttgart eingebunden und für die wissenschaftliche Betreuung von der Auslegung bis zu den begleitenden Experimenten zuständig.

2. SCHUBERZEUGUNG UND SCHUBKRAFT: BESONDERE MERKMALE DES BTA

Die Messung der Schubkraft eines Biegetorsionsantriebs kann nicht losgelöst betrachtet werden vom Fluggerät, an dem diese Kraft erzeugt wird. Darin unterscheidet sich der BTA von allen anderen Antriebsformen bei Luftfahrzeugen, deren Schubkraft auf dafür gestalteten Testständen separat gemessen wird. Anders formuliert ist der BTA ein integraler Bestandteil des Fluggeräts, denn er verwendet die gleichen Flügel, von denen das Fluggerät auch getragen wird. Damit werden dessen Massenverteilung und die Verteilung der Reaktionskraft der umgebenden Luft auf dem Fluggerät zu bestimmenden Parametern der im Flug tatsächlich erzeugten Schubkraft. Für die Formulierung der Flugmechanik eines Fluggeräts mit BTA ist dies ein neuer Komplikationsgrad.

Zwar kann man den grundlegenden Mechanismus der Erzeugung von Schubkraft mit einer gekoppelten Schlag- und Drehbewegung bzw. einer Biege- und Torsionsbewegung als aufgeklärt ansehen [4]. Daher ist prinzipiell auch eine theoretisch-numerische Vorhersage der erzeugbaren Schubkraft möglich. Denn die Lösung des zugehörigen Umströmungsproblems beruht allein auf der Kenntnis der Kinematik der Oberfläche. Aber die Vorgabe der Kinematik muss dann entweder von Annahmen ausgehen oder auf Ergebnissen eines zuvor vermessenen Fluggeräts beruhen.

- Wegen der großen Amplituden ist die Vermessung der Kinematik eines gegebenen Fluggeräts mit BTA außerordentlich kompliziert.
- Die Erfahrung zeigt, dass die im praktischen Flugversuch erzielten hohen aerodynamischen Wirkungsgrade sehr empfindlich von der tatsächlichen Phasenlage und dem Amplitudenverhältnis zwischen Biegung und Torsion abhängen.

Diese Beobachtung unterscheidet sich deutlich von der theoretisch-numerischen Vorhersage, die je nach

den strömungsmechanischen Annahmen zu einer viel geringeren Sensitivität führt.

Die von einem BTA erzeugte Schubkraft ergibt sich vom Prinzip her erst aus dem Mittelwert einer periodischen Bewegung mit großen Auslenkungen. Die oszillierende Druckverteilung auf den Flügeln über die Schwingungsperiode hinweg ist die primäre physikalische Größe (siehe Bild 11) und bestimmt wesentlich die Fluglage des Luftfahrzeugs. Für die Flugregelung eines solchen Fluggeräts gibt es bislang keine ausreichende wissenschaftliche Grundlage.

3. AUSLEGUNG EINES FLUGGERÄTS MIT BTA

Die Auslegung eines solchen Luftfahrzeugs muss daher auch neue Wege beschreiten, um realistische Vorgaben für die operationelle Flugleistung machen zu können. Einen solchen - mehr empirischen - Zugang bietet das vom Verfasser so bezeichnete *Normalfliegerdiagramm* in Bild 4. Es findet sich in ähnlicher Form u.a. auch in dem schönen und anschaulichen Buch von H. Tennekes [5] und wird dort als Großes Flugdiagramm bezeichnet. Die Grafik ist eine „Landkarte“ der fliegenden Lebewesen wie auch der Luftfahrzeuge. Das Diagramm zeigt in doppeltlogarithmischem Maßstab auf der horizontalen

Achse das Gewicht F_G eines Fluggeräts in der Einheit Newton, auf der vertikalen Achse die Flächenbelastung $\gamma = F_G/A$ in N/m^2 . Darin ist A die Grundrissfläche der tragenden Flächen, wie sie für Starrflügler in der Luftfahrt definiert ist. Die Anordnung der empirischen Daten um eine Gerade, die sich quer durch das Diagramm legen lässt, führt auf elementare Zusammenhänge zwischen diesen Größen. Dazu betrachten wir in Bild 5 einen Würfel mit der Kantenlänge l und der spezifischen Wichte w (in N/m^3):



$$G = w \cdot l^3$$

$$A = l^2$$

$$\gamma(G) = \frac{G}{A} = w^{2/3} \cdot G^{1/3}$$

allgemeiner definiert

$$\gamma(G) = k_g \cdot \sqrt[3]{G}$$

Bild 5. Elementarer Zusammenhang zwischen Gewicht G , Grundrissfläche A und Flächenbelastung γ . Definition des Evolutionsgrades k_g .

Eine mittlere Dichte für einen Körper unterstellt, steigt die Flächenbelastung an mit der dritten Wurzel aus

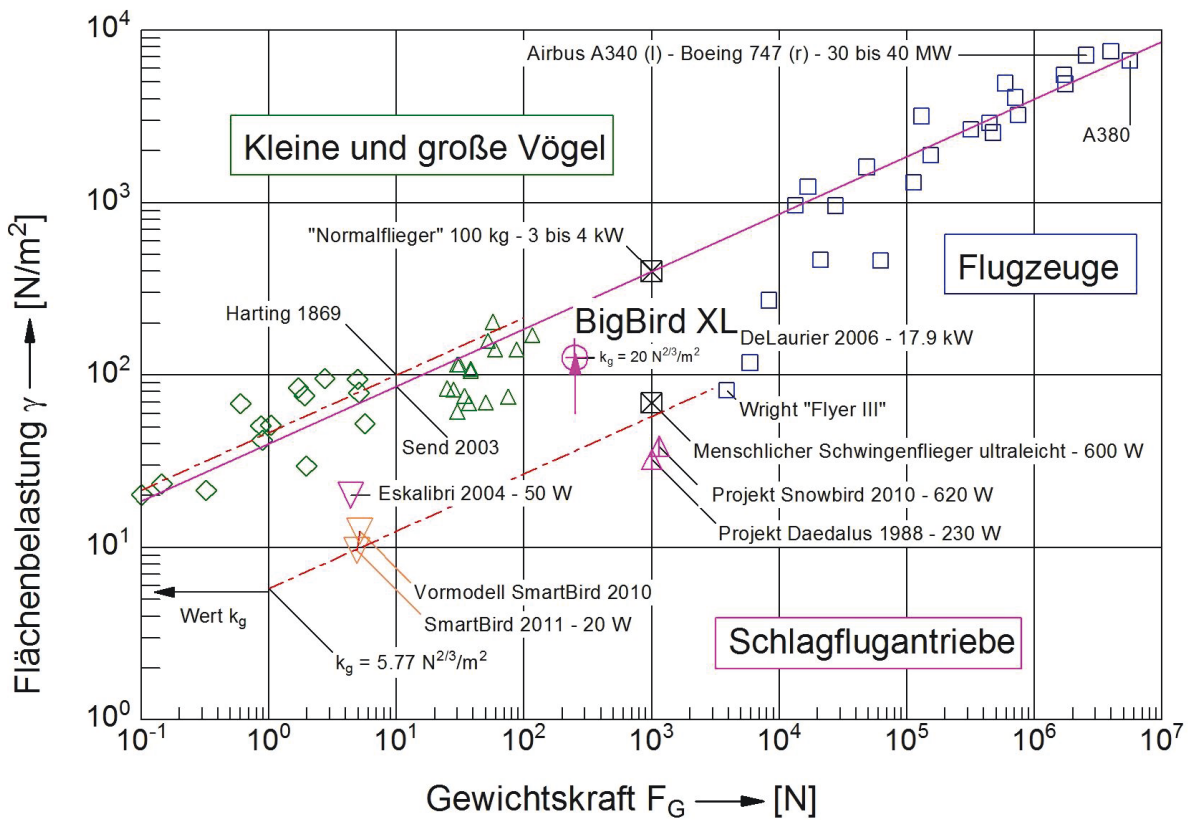


Bild 4. Normalfliegerdiagramm mit der Entwurfsposition \oplus für BigBird XL, Evolutionsgrad $k_g = 20 \text{ N}^{2/3}/\text{m}^2$ und Gewichtskraft 250 N, entsprechend rund 25 kg Masse. Zugehörige Flächenbelastung $\gamma = 126 \text{ N/m}^2$.

dem Gewicht des Körpers. Nun sind die Flugkörper keine Würfel, sondern im Hinblick auf ihre tragenden Elemente flache und langgestreckte Körper. Aber schon diese einfache Annahme reicht aus für die Abschätzung der Größenordnung von k_g . Das Gewicht G einer solchen rechteckigen Tragfläche mit $A = l \cdot b$ beträgt

$$(1) \quad G = g \cdot \rho_k \cdot d \cdot l \cdot b$$

Darin ist g die Schwerebeschleunigung, ρ_k die mittlere Dichte der Tragfläche, d die Dicke, l die Flügeltiefe und b die Spannweite. Bezeichnet man die relative Profildicke mit $\delta = d/l$ und nimmt $\Lambda = b/l$ als Seitenverhältnis, dann ergibt sich nach einer kurzen Umrechnung für die als Evolutionsgrad bezeichnete Konstante k_g

$$(2) \quad k_g = [(g \cdot \rho_k \cdot \delta)^2 / \Lambda]^{1/3}$$

Die tragenden Flächen schließen auch das Gewicht des Rumpfes ein. Die Annahme 800 kg/m^3 für die Dichte des Körpers (nahe an „Wasser“ für lebendes Gewebe), 10 m/s^2 für die Erdbeschleunigung, $1/10$ für die relative Profildicke und 10 für das Seitenverhältnis führt auf den glatten Wert

$$(3) \quad k_g = [(10 \cdot 800 \cdot 0.1)^2 / 10]^{1/3} = 40 \text{ N}^{2/3}/\text{m}^2$$

der in Bild 4 als durchgezogene violette Linie eingetragen ist. Ein ähnlicher Wert ist mit $44 \text{ N}^{2/3}/\text{m}^2$ bereits zu Ende des 19. Jahrhunderts von E.J. Marey ermittelt worden, der sich mit seinen Zahlen auf P. Harting beruft (zu beiden Quellen siehe [6]). Das eigentlich Spannende an dieser Linie ist, dass sich die Luftfahrzeuge des letzten 20. Jahrhunderts dieser Linie immer weiter angenähert haben. Angefangen mit dem *Flyer III* der Gebrüder Wright endet diese „technische Evolution der Luftfahrzeuge“ bei dem jüngsten großen Transportflugzeug *Airbus A380* oben rechts im Diagramm.

Das Stichwort *technische Evolution* hat deshalb auch Pate gestanden bei dem Koeffizienten in der Formel

$$(4) \quad \gamma(G) = \frac{G}{A} =: k_g \cdot \sqrt[3]{G}$$

der vom Verfasser als *Evolutionsgrad* k_g bezeichnet wird. Die Formel führt auf folgende - empirisch begründete - Definition der Auslegung eines Luftfahrzeugs mit Biegetorsionsantrieb:

- Ein Luftfahrzeug mit BTA gilt als voll entwickelt, wenn es zu gegebenem Gewicht auf oder in direkter Nähe der Linie mit dem Evolutionsgrad $40 \text{ N}^{2/3}/\text{m}^2$ liegt.

Aus Bild 4 ergibt sich als interessantes Ergebnis, dass der von den heutigen Entwicklern des BigBird

XL schon 2011 vorgestellte künstliche Vogel *Smart-Bird* und der *Flyer III* der Gebrüder Wright ungefähr den gleichen Evolutionsgrad haben. Das zeigt, auf welchem technischen Stand der BTA heute ist und welche Perspektive er haben könnte, wenn man ihm eine ähnliche Entwicklung wie den heutigen Luftfahrzeugen mit Strahlantrieb zutraut.

In diesem Sinne ist BigBird XL auch nicht als voll entwickeltes Luftfahrzeug konzipiert. Vielmehr ist der Evolutionsgrad während des Prozesses für die Auslegung vom ursprünglichen Zahlenwert 25 auf aktuell 20 reduziert worden. Dies geschah in der Erkenntnis, dass der Wert 25 sich in mehrfacher Hinsicht als eine zu ambitionierte Vorgabe erwies.

Das Seitenverhältnis ist der dritte der drei zentralen Auslegungsparameter für Luftfahrzeuge mit BTA:

Gewicht	G	N
Evolutionsgrad	k_g	$\text{N}^{2/3}/\text{m}^2$
Seitenverhältnis	Λ	-

Das Seitenverhältnis definiert über die aus Gl. (4) bekannte Grundrissfläche A die Spannweite b .

$$(5) \quad b = \sqrt{A \cdot \Lambda}$$

Mit einigen weiteren, auch für andere Luftfahrzeuge gültigen Annahmen zur Tragfähigkeit von Flügeln und zu ihrem Strömungswiderstand ergeben sich zu diesen Eckdaten die Fluggeschwindigkeit u_0 und der Leistungsbedarf P_D .

Auftriebsbeiwert 2D	$c_{L,2D}$	-
Korrekturfaktor 3D	$k_{3D} = \frac{\Lambda}{\Lambda + 2}$	-
Gleitzahl	$\varepsilon = F_L / F_D$	-

Die Indizes L und D sind in Anlehnung an den englischen Sprachgebrauch für Auftrieb und Widerstand benutzt. Aus der Formel für den Auftrieb $F_L = |F_G|$

$$(6) \quad F_L = k_{3D} \cdot c_{L,2D} \cdot F_0, \text{ mit } F_0 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot u_0^2 \cdot A$$

folgt die Fluggeschwindigkeit u_0 . Die Dichte ρ der Luft beträgt bei $20 \text{ }^\circ\text{C}$ und 40 \% rel. Luftfeuchtigkeit sehr genau 1.2 kg/m^3 . Im Reiseflug, für den die Auslegung gilt, ergibt sich für die Schubleistung

$$(7) \quad P_D = F_D \cdot u_0 = \frac{F_L}{\varepsilon} \cdot u_0, \quad F_T = -F_D$$

Die erforderliche Schubkraft F_T im Reiseflug muss definitionsgemäß den Widerstand ausgleichen. Die Gleitzahl erweist sich im Hinblick auf den BTA als höchst spekulative Größe, bei der erst die Ausführung des Baus Gewissheit verschafft.

Anders als bei Luftfahrzeugen mit „externer“ Quelle für die Schubkraft kommt diese beim BTA aus den bewegten Flügeln selbst. Dies wird nun untersucht.

4. BESCHAFFUNG DER SCHUBLEISTUNG

Die Beschaffung der Schubleistung mit BTA für die Auslegung des Luftfahrzeugs erfolgt über die instationäre Aerodynamik der gekoppelten Schlag- und Drehschwingung der ebenen Platte. Dabei ist nur die im Mittel über eine Schwingungsperiode abgegebene Schubleistung von Interesse. Für die Auslegung der Struktur muss man natürlich die Druckverteilung auf den Tragflächen über die ganze Schwingungsperiode hinweg kennen. Die Herleitung der Formeln für die Schubleistung ist an verschiedenen Stellen dargestellt. Für das Verständnis der nachfolgend verwendeten Formeln sei auf eine einfache Darstellung des Verfassers verwiesen, die im Internet verfügbar ist [7].

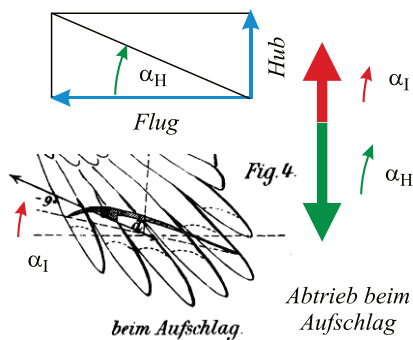


Bild 6. Bedingung für Schubkraft bei gekoppelter Schlag- und Drehbewegung: geometrischer Anstellwinkel der Drehung kleiner als scheinbarer Anstellwinkel der Schlagbewegung; nachfolgend $\alpha_{I0} \equiv \alpha_0$.

Die in Bild 6 skizzierte Bedingung für das Entstehen einer Schubkraft bei gekoppelter Schlag- und Drehbewegung ist der physikalische Kern des BTA im 2D Flügelschnitt. Für die Amplituden h_0 und α_{I0} der beiden Freiheitsgrade an der Flügelspitze bedeutet dies

$$(8) \quad \frac{\alpha_{H0}}{\alpha_{I0}} > 1, \text{ mit } \alpha_{H0} = \frac{h_0 \cdot \omega}{u_0}$$

Man kann diese Bedingung umschreiben und durch die beiden dimensionslosen Kenngrößen *reduzierte Frequenz* ω^* und *Amplitudenverhältnis* λ ausdrücken.

$$(9) \quad \frac{\alpha_{H0}}{\alpha_{I0}} = \frac{\omega (l_m/2)}{u_0} \cdot \frac{h_0}{\alpha_{I0}(l_m/2)} = \omega^* \cdot \lambda$$

Darin ist $\omega = 2\pi f$ mit der physikalischen Schlagfrequenz f . Die Definitionen von ω^* und λ entsprechen der abgesetzten Formel. l_m ist die mittlere Flügeltiefe mit $l_m = A/b$. Zwischen Schlagen und Drehen gibt es eine Phasenbeziehung κ , die mit der hier zugrunde liegenden Definition dann 90° Voreilung des Schlages vor der Drehung beträgt, wenn beim Aufschlag der geometrische Anstellwinkel $\alpha_I(t)$

den maximalen Wert erreicht im Durchgang des Schlages durch seine Mittellage zwischen oberem und unterem Umkehrpunkt. An dieser Stelle sei eine Bemerkung zur Rolle von Schlagen und Drehen angebracht.

- Die eigentliche Schubleistung wird vom Schlag bzw. von der Biegung aufgebracht. Diese Auslenkung bleibt konstruktiv auch konstant. Die Drehung bzw. die Torsion wendet die Schlagleistung um in Schubleistung. Sie hat die Rolle des „Schubhebels“ über das Amplitudenverhältnis, das über eine steuerbare Drehamplitude verändert wird. Wird die Drehamplitude zu groß, dann gibt es sogar eine Schubumkehr. Der Phasenlage κ kommt die Rolle eines „fine-tuning“ zu, bei dem die Umsetzung der Schlagleistung in Schubleistung noch optimiert werden kann.

Für die Auslegungsrechnung muss deshalb zunächst nur das Verhältnis von erzielter Schubleistung zu aufgebrachtener Schlagleistung betrachtet werden. Hier sei der Diskurs ausgelassen, in welchem Umfang der so genannte Nasenschub einer Tragfläche zur Schubkraft beiträgt. Die nachfolgenden Formeln beziehen nur den wesentlichen Anteil ein, der durch die Kopplung der beiden Freiheitsgrade längs der Oberfläche des Profils und außerhalb der Nasenrundung entsteht. Diese Schubleistung ist definiert über den zugehörigen Leistungsbeiwert $\langle c_{\Pi,g} \rangle$ als Mittelwert über eine Schlagperiode und lautet

$$(10) \quad \langle P_g \rangle = \langle c_{\Pi,g} \rangle \cdot P_0, \text{ mit } P_0 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot u_0^3 \cdot A$$

Für die aufgebrauchte Schlagleistung gilt

$$(11) \quad \langle P_h \rangle = \langle c_{\Pi,h} \rangle \cdot P_0$$

Die beiden zugehörigen Leistungsbeiwerte lauten in der Vereinfachung für „kleine“ reduzierte Frequenzen

$$(12) \quad \langle c_{\Pi,g} \rangle = -\pi \cdot (\omega^* \lambda \cdot \sin \kappa - 1) \cdot f_p \cdot \alpha_0^2$$

$$(13) \quad \langle c_{\Pi,h} \rangle = \pi \cdot \omega^* \lambda \cdot (\omega^* \lambda - \sin \kappa) \cdot f_p \cdot \alpha_0^2$$

Der Formfaktor f_p gibt wieder, dass die Amplituden im jeweiligen Flügelschnitt von der Flügelwurzel bis Flügelspitze linear ansteigen und sich auch die Flügeltiefe mehr oder weniger verjüngt. Die Annahme „klein“ bezieht sich darauf, dass die Leistungen in diesem Fall zeitgleich mit der Bewegung auftreten. Bei größeren reduzierten Frequenzen gibt es signifikante Phasenverschiebungen zwischen der Bewegung und der durch sie entstehenden Leistung zusätzlich zur Phasenverschiebung κ zwischen den beiden Freiheitsgraden.

Der Leistungsbeiwert $\langle c_{\Pi,\alpha} \rangle$ für die Drehung ist zahlenmäßig klein gegenüber dem Schlag und kann in der nachfolgenden Betrachtung vernachlässigt werden. Gleichwohl spielt er für den Wirkungsgrad

der Umsetzung von Schlag- in Schubleistung späterhin eine zentrale Rolle. Die als *aerodynamischer Wirkungsgrad* η_{aero} bezeichnete Größe gibt an, welcher Anteil der an den Freiheitsgraden Schlagen und Drehen aufgebrauchten Leistung in Schubleistung umgesetzt wird.

$$(14) \quad \eta_{aero} = \frac{-\langle c_{\Pi,g} \rangle}{\langle c_{\Pi,h} \rangle + \langle c_{\Pi,\alpha} \rangle}$$

Mit $\kappa = 90^\circ$ und bei Vernachlässigung der Drehleistung reduziert sich der aerodynamische Wirkungsgrad auf den einfachen Zusammenhang

$$(15) \quad \eta_{aero} \cong \frac{1}{\omega^* \cdot \lambda}$$

Diese Näherung gilt natürlich nur, wenn durch die Kinematik der beiden Flügel auch tatsächlich Schub aufgebracht wird.

- Der für die Auslegung wichtige Schritt besteht darin, den aerodynamischen Wirkungsgrad als Schätzgröße vorzugeben.

Diese Vorgabe muss späterhin durch Nachrechnung mit der vollen Theorie überprüft und gegebenenfalls iterativ nachjustiert werden. $\eta_{aero} = 2/3$ ist ein guter Startwert. Wie nachfolgend genauer erläutert wird, ist damit der effektive Anstellwinkel der Flügelquerschnitte ungefähr halb so groß wie ihr geometrischer Anstellwinkel. Für die näherungsweise erzielte Schubleistung folgt

$$(16) \quad \langle P_g \rangle = -P_D \cong -\pi \cdot \frac{1 - \eta_{aero}}{\eta_{aero}} \cdot f_p \cdot \alpha_0^2 \cdot P_0$$

Daraus ergibt sich unmittelbar die Drehamplitude an der Flügelspitze, wenn der Formfaktor bekannt ist.

$$(17) \quad \alpha_0^2 = \frac{|F_G|}{\varepsilon \cdot F_0} \cdot \frac{1}{\pi \cdot f_p} \cdot \frac{\eta}{1 - \eta}$$

Für die Auslegung genügt es, eine *Verjüngung* μ der Tragfläche von der Wurzel l_i bis zur Spitze l_a anzunehmen mit der örtlichen Flügeltiefe $l(y)$

$$(18a) \quad \mu := \frac{l_a}{l_i}, \quad l(y) = l_i(1 - (\mu - 1)y), \quad y \in [0,1]$$

$$(18b) \quad \frac{A}{2} = \frac{b}{2} \int_0^1 l(y) \cdot dy = b \cdot l_i \frac{1 + \mu}{4}$$

Da die Amplituden von Schlagen und Drehen linear von der Flügelwurzel zur Spitze zunehmen sollen, die Bezugsamplitude α_0 aber in die Leistung quadratisch eingeht, ergibt sich für die Formfunktion $f(y)$

$$(19a) \quad f(y) = y^2 \cdot l(y), \quad y \in [0,1]$$

$$(19b) \quad F_p = \frac{b}{2} \int_0^1 f(y) \cdot dy, \quad f_p = \frac{F_p}{A/2}$$

Mit $l_m = A/b$ folgt aus Gl. (18b) für die Flügeltiefe an der Wurzel $l_i = 2l_m/(1 + \mu)$. Aus Gl. (19b) ergibt sich für den Formfaktor $f_p = (3\mu + 1)/(6 \cdot (\mu + 1))$.

Gl. (16) beschreibt die Gesamtleistung. Zum Beispiel ergibt sich für $\mu = 0.6$ der Wert $f_p = 0.29$.

Es verbleibt noch die Verwendung der Amplitude α_{H0} des scheinbaren Anstellwinkels der Schlagbewegung in Gl. (8). Sie ist proportional zum Produkt aus Schlagamplitude und Schlagfrequenz. Konstruktiv ist die Schlagamplitude Ergebnis der mechanischen Auslegung des Getriebes. Es ist also sinnvoll, diese

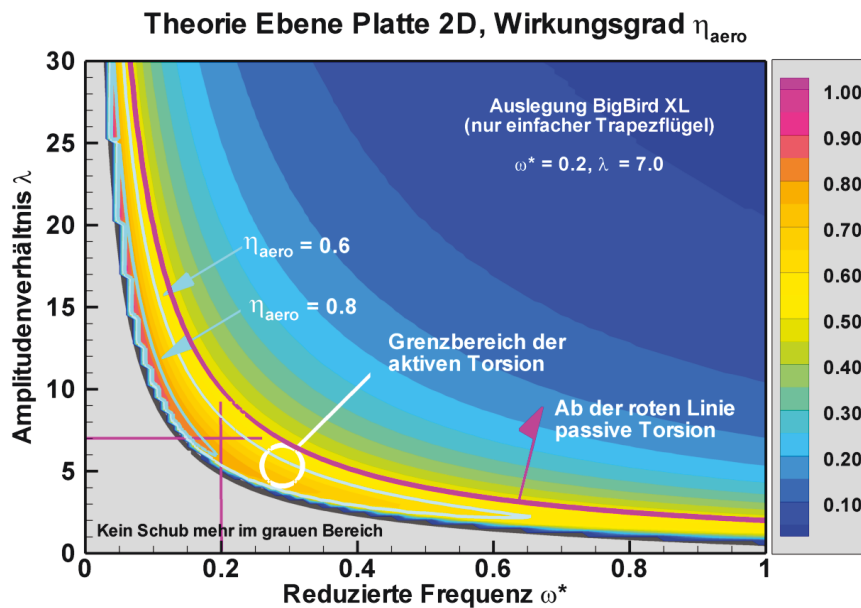


Bild 7. Typische Auslegungsdaten für BigBird XL. Abbildung der aerodynamischen Kenndaten auf die Konturlinien für den aerodynamischen Wirkungsgrad aus der Lösung für die ebene schwingende Platte.

mechanische Größe festzulegen und bei der Auslegung zu prüfen, welche Auswirkung dies auf die Dynamik der Bewegung hat.

- Zur Dynamik zählen die Schlagfrequenz selbst wie auch der effektive Anstellwinkel in den einzelnen Flügelschnitten. Unter diesem Winkel „sehen“ die Flügelschnitte die ankommende Strömung. Die aerodynamische Auslegung der Profilquerschnitte muss dieser Anströmung noch so begegnen können, dass es nicht zu einer großräumigen Ablösung der Strömung kommt.

Für die Amplitude α_{eff0} des effektiven Anstellwinkels gilt nach Gl. (8) und Bild 6 die Abhängigkeit vom aerodynamischen Wirkungsgrad

$$(20) \quad \alpha_{eff0} = \alpha_{H0} - \alpha_{I0} \cong \frac{1 - \eta_{aero}}{\eta_{aero}} \cdot \alpha_{I0}$$

Die Gleichung reflektiert die Tatsache, dass steigender Wirkungsgrad zu immer kleineren effektiven Anstellwinkeln und in der Folge zu immer weniger Schubleistung führt. Aus Gl. 9 ergibt sich mit

$$(21) \quad \alpha_{H0} \cong \frac{\alpha_{I0}}{\eta_{aero}} \cong \frac{h_0 \cdot \omega}{u_0}$$

Nach der Festlegung der Schlagamplitude h_0 ergibt sich die physikalische Schlagfrequenz f als letzte noch unbekannte Größe. Die aerodynamischen Kenngrößen *reduzierte Frequenz* ω^* und *Amplitudenverhältnis* λ können nun wieder zurückgerechnet werden. Die Eintragung der Werte in das Diagramm mit dem aerodynamischen Wirkungsgrad aus der Theorie der ebenen schwingenden Platte in Bild 7 gibt mit den weiteren Daten einen ersten Überblick über die zu erwartende Flugleistung.

5. BEISPIEL EINER AUSLEGUNG

Nimmt man die bereits in Bild 4 genannten Eckdaten für BigBird XL und ergänzt sie um die nachfolgenden Werte für die weiteren Auslegungsparameter, dann ergeben sich die beiden zentralen aerodynamischen Kennzahlen ziemlich genau zu

$$\begin{aligned} \text{reduzierte Frequenz } \omega^* &= 0.2 \text{ und} \\ \text{Amplitudenverhältnis } \lambda &= 7.0, \end{aligned}$$

die in Bild 7 eingetragen sind. Allerdings gibt es einen wesentlichen Unterschied zu der tatsächlichen Auslegung des seinerzeit gebauten wie auch des neuen Fluggeräts.

- Die hier gezeigte Beispielrechnung geht von einem einfachen Trapezflügel aus. SmartBird wie auch BigBird XL haben dagegen Innen- und Außenflügel. Die Innenflügel führen eine reine Schlagbewegung aus, die Schlagbewegung der

Außenflügel wird mechanisch vom Innenflügel verstärkt.

Eine solche Auslegung ist bedeutend komplizierter [8], aber im Kern beginnt sie bei den gleichen Daten.

Größe	Symbol	Wert	Einheit
Gewicht	G	250	N
Evolutionsgrad	k_g	20	$N^{2/3}/m^2$
Seitenverhältnis	Λ	10	-
Auftriebsbeiwert	$c_{L,2D}$	1.2	-
Gleitzahl	ε	10	-
Wirkungsgrad	η_{aero}	0.7	-
Wirkungsgrad ¹⁾	η_{em}	0.8	-
Phasenlage	κ	90	deg
Zuspitzung	μ	0.6	-
Schlagamplitude	h_0	0.8	m

Einige Ergebnisse

Geschwindigkeit	u_0	14.5	m/s
Flügelfläche	A	2	m ²
Flügeltiefe	l_m	0.45	m
Spannweite ²⁾	$b+r$	5	m
Widerstand	F_D	25	N
Drehamplitude	α_{I0}	30	deg
Eff. Amplitude	α_{eff0}	12.5	deg
Schlagfrequenz	f	2	Hz
Schubleistung	P_D	360	W
Antriebsleistung ³⁾	P_{el}	650	W

¹⁾ elektromechanischer Wirkungsgrad - ²⁾ mit Rumpfr $r = 0.55$ m - ³⁾ nominell aufgrund von η_{em} und η_{aero}

Die Daten sind teils geringfügig auf- oder abgerundet. Der gesamte Leistungsbedarf ist etwas größer als P_{el} , da aktive Torsion und Elektronik hinzukommen.

6. ASPEKTE DER AERODYNAMIK

Für die aerodynamische Gestaltung der Tragflächen sind bislang drei Profile untersucht worden, die auf der folgenden Seite abgebildet sind. Die Untersuchung des ersten Profils NACA7412 reicht zurück bis in die Zeit der Entwicklung der Vorläufer von SmartBird zwischen 2009 und 2011.

Für das dritte Profil SG04 gibt es vom Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig umfangreiche experimentelle und numerische Studien [9].

Das zweite Profil Eppler e377m – ähnlich zu dem einblendeten Profil 8 des Außenflügels von SmartBird – ist auch für BigBird XL interessant. Die Torsion des Flügels gelingt am besten mit möglichst dünnen Tragflächen, bei denen nur im Bereich des Flügelholms eine gewisse Dicke vorhanden ist.

Bild 9 gibt einen Überblick über die erreichten aerodynamischen Wirkungsgrade im Bereich des Amplitudenverhältnisses um 7 herum.

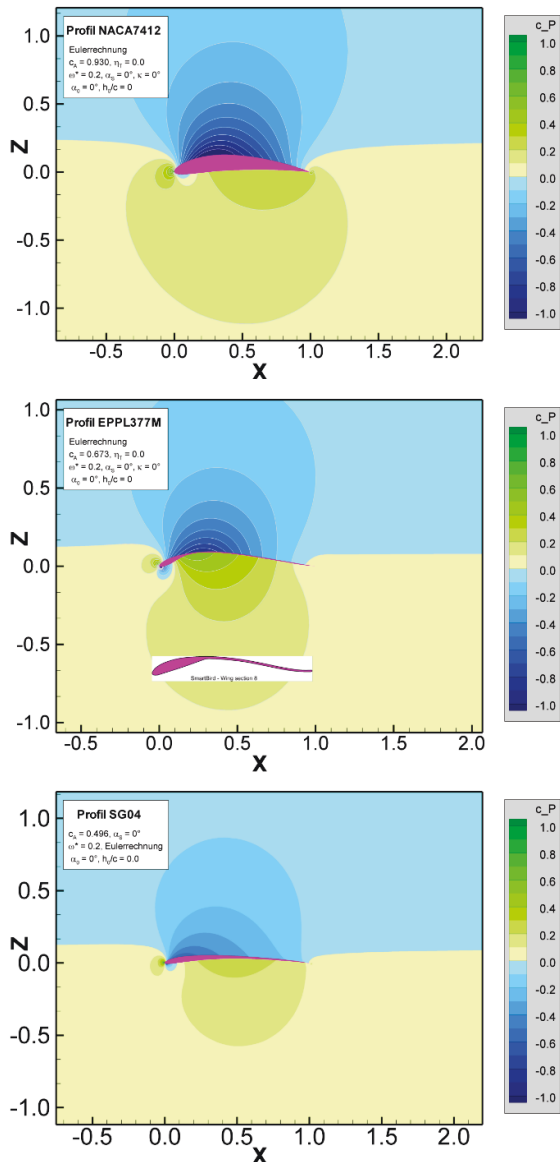


Bild 8. Mit der Software XFOIL und einem Eulerprogramm untersuchte Profile NACA7412, Eppler e377m und SG04 für den Bereich $Re = 430\,000$ (Basis l_m und u_0).

Noch höhere Wirkungsgrade entstehen durch Veränderung der Phasenlage κ (Bild 10). Zum Vergleich ist das Profil NACA0012 auch mit einem potentialtheoretischen Panelverfahren höherer Ordnung berechnet worden, bei dem sich der lineare Anteil der Schubkraft (Druckverteilung längs der Profiloberfläche) vom quadratischen Anteil (dem so genannten Nasenschub) rechnerisch getrennt ermitteln lässt. Mit dem – bei großen Amplituden wohl nicht mehr vorhandenen – Nasenschub würden sich eine deutlich höhere Schubkraft und ein entsprechend höherer Wirkungsgrad ergeben. Der lineare Anteil passt zur Auslegungsrechnung in Bild 7. Ähnliche Effekte ergeben sich auch bei den anderen Profilen. Das Auftreten des Nasenschubs im Flug bei größeren Amplituden ist eine bislang nicht aufgeklärte Frage.

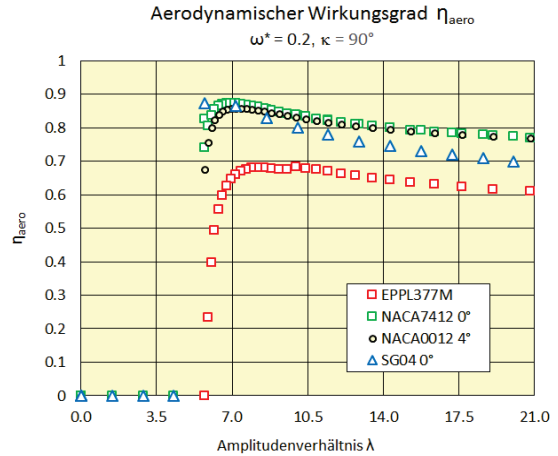


Bild 9. Aerodynamische Wirkungsgrade der ausgewählten Profile für den Auslegungsbereich.

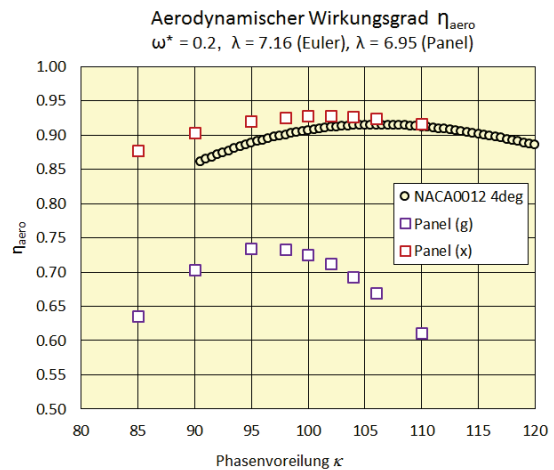


Bild 10. „Fine-tuning“ durch Verändern der Phasenvoreilung des Schläges vor der Drehung. Lineare (g) und zusätzlich quadratische (x) Anteile bei der Berechnung der Schubkraft (Panel).

7. REICHWEITE UND STEIGVERMÖGEN

Die Reichweite eines Fluggeräts bestimmt sich aus dem Leistungsbedarf je kg Fluggewicht. Mit den genannten Beispieldaten von 25 kg und 650 W wäre das eine spezifische Leistung von 26 W/kg, bei der noch der Leistungsbedarf für die aktive Torsion und das Bordsystem mit Kommunikation und Flugrechner fehlt. Ein realer Leistungsbedarf von 750 W ergibt 30 W/kg. Dies ist effizienter gerechnet als die bei SmartBird gemessene spezifische Leistung von 38 W/kg. Für BigBird XL ergibt sich daraus ein Energiebedarf von 750 Wh je Stunde Flugzeit im Horizontalflug. Gemessen an dem von G. Strickert [10, Tab. 4] angegebenen Mittelwert von 145 W/kg für Multikopter über einen weiten Größenbereich hinweg sind 30 W/kg eine sehr günstige Annahme.

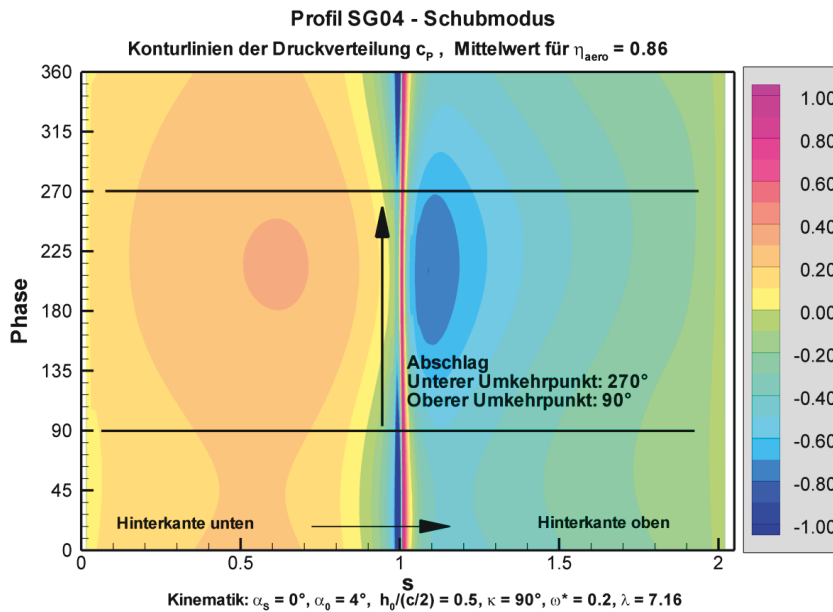


Bild 11. Grundlage der Lastverteilung ist die Analyse des Druckbeiwertes über eine Periode hinweg. Der größte Schub wird beim Abschlag erzeugt ziemlich dicht hinter der Vorderkante auf der Oberseite des Profils. Hoher Wirkungsgrad hat eine geringe absolute Größe der mittleren Schubkraft zur Folge, verlangt also eine optimale aerodynamische Gestaltung.

Geht man von einem Gewicht von bis zu 10 kg für die mitgeführten Batterien aus und einer typischen spezifischen Energie von 150 Wh/kg, dann stehen 1.5 kWh zur Verfügung.

Nominell sind dies 2 h Flugzeit. Die Reisegeschwindigkeit von BigBird XL beträgt rund 50 km/h. In der verfügbaren Flugzeit lassen sich rund 100 km zurücklegen, was einer Reichweite von 50 km entspricht mit Hin- und Rückflug.

Der zusätzliche Leistungsbedarf P_c für das Steigen mit der Steiggeschwindigkeit u_c ergibt sich aus der Hebeleistung, vergrößert durch die Verluste über aerodynamischen und elektromechanischen Wirkungsgrad.

$$(22) \quad P_c = G \cdot u_c / (\eta_{aero} \cdot \eta_{em})$$

Mit den Zahlen aus Kapitel 5 ergibt sich je 1 m/s eine zusätzliche Leistung von $P_{C,1m} = 450$ W. Um 50 m nach dem Start eine Höhe 10 m zu erreichen, muss auf Basis von u_0 die Steiggeschwindigkeit schon 3 m/s betragen. Das erfordert nominell eine Antriebsleistung von $P_{el,3m} = 2$ kW. BigBird XL ist aktuell ausgestattet mit dem Brushless Motor *Hacker A80-10*, der bis zu 4 kW Antriebsleistung liefert. Der Motor zusammen mit dem Controller wiegt 1.8 kg.

Anmerkung. Ein starker e-Bike Li-Ionen Akku (TZI Power, China-Import) für 48 V und 30 Ah wiegt 8.3 kg. Nominell sind dies 1.4 kWh mit einer spezifischen Energie von 170 Wh/kg. Der Dauerstrom darf 30 A betragen, der maximale Strom 55 A. Im Reiseflug bei 750 W fließen rund 15 A. Kurzzeitig können 2.5 kW aufgebracht werden. Das entspricht einer maximalen Leistungsdichte von 300 W/kg.

Antrieb und Energieversorgung machen in diesem Fall bereits 10 kg aus. Wenn die gesamte übrige Struktur des Fluggerätes weitere 10 kg wiegt (was

zum Zeitpunkt der Abfassung dieses Berichts noch nicht gesichert ist), dann verbleiben 5 kg Nutzlast.

8. BESONDERE MERKMALE UND SYSTEMPREIS

Das zuvor skizzierte Missionsszenario mit 5 kg Nutzlast ermöglicht **Inspektionsfahrten** von 2 h Dauer mit hochwertigen Kamerasystemen einschließlich einer dreiachsigen Stabilisierung der Kamera. Diese kurz als *Gimbal* bezeichnete Stabilisierung über eine geregelte kardanische Aufhängung (engl. *three-axis gimbal*) ist erforderlich, da der Rumpf von BigBird XL sich im Takt des Flügelschlags um wenige Zentimeter hebt und senkt. Technisch ist es kein Problem mehr, diese systembedingte Bewegung zu kompensieren.

- Bei allen Szenarien zur Beobachtung, Inspektion oder Überwachung ist der nahezu geräuschlose Flug von BigBird XL ein großer Vorteil gegenüber den Multikoptern.
- Die wegen der geringeren spezifischen Leistung rund drei- bis viermal längere Flugzeit gegenüber Multikoptern vergrößert alle Arten von Einsatzmöglichkeiten erheblich.
- Im Versagensfall des Antriebs bei intakter Struktur gehen die Flügel konstruktionsbedingt und ohne Elektrik in eine Segelstellung. Das Fluggerät fällt nicht wie ein Stein vom Himmel.
- Selbst bei einem Bruch der Struktur trudelt das Fluggerät zwar unkontrolliert vom Himmel, aber es gibt keine schweren konzentrierten Massen wie außen liegende Rotoren.
- Schließlich ist die Anmutung eines großen Vogels in der Luft über Gebieten, in denen sich auch Menschen aufhalten, schon rein optisch leichter zu ertragen als eine schnell als bedrohlich empfundene Drohne – auch wenn man

BigBird XL sachlich gesehen dieser Klasse von Luftfahrzeugen zuordnen muss.

Das zweite große Missionsszenario ist der Einsatz als **Cargo-UAV** mit Nutzlasten bis zu 10 kg. Zieht man – um bei den genannten Zahlen zu bleiben – vom Akku mit 8.3 kg diese weiteren 5 kg Gewicht ab, dann verbleiben nur noch rund 40 % der ursprünglichen Kapazität und damit auch der Reichweite. Statt 100 km Flugstrecke sind es bei maximaler Zuladung nur noch 40 km. Die Reichweite beträgt dann 20 km mit Hin- und Rückflug. Ein noch nicht abschließend entworfener Komplex der Konstruktion ist dabei das Aufnehmen und Absetzen von Lasten. In diesem Bereich sind Multikopter oder Fluggeräte mit Schwenkflügeln (Senkrechtstarter) dem Antriebskonzept von BigBird XL überlegen.

Eine kurze Übersicht sei abschließend noch dem Systempreis gewidmet, der je nach Ausstattung zwischen 100,000 und 150,000 Euro liegen wird. Im kommerziellen Bereich fallen folgende Systeme auf:

MAX-8 von XactSense beginnt bei 20,000 US-Dollar. Die Drohne wird mit komplettem Kamerasystem geliefert, kann eine Nutzlast von bis zu 6.8 kg aufnehmen und fliegt bis zu 35 Minuten. Der mitgeführte Akku hat eine Kapazität von 16 Ah. Titan von XactSense ist wohl nicht mehr auf dem Markt, wurde aber mit 120,000 US-Dollar angeboten.

Trimble Gateging X100 ist ein kleiner Starrflügler von 2 kg Gewicht bei 1 m Spannweite, der bis zu 45 Minuten in der Luft bleiben kann. Er wird insbesondere für Vermessungsaufgaben eingesetzt. Der Preis liegt bei 40,000 US-Dollar.

Penguin B UAV ist ebenfalls ein Starrflügler vorwiegend für militärische Zwecke mit maximal 10 kg Nutzlast, der bis zu 20 h in der Luft bleiben kann. Die Spannweite beträgt 3.3 m. Der Preis beginnt bei etwa 20,000 US-Dollar.

Yamaha R-Max ist ein japanischer Mini-Helikopter mit einem 2-Takt Verbrennungsmotor. Die Nutzlast beträgt bis zu 16 kg. Der Hauptrotor hat einen Durchmesser von rund 3 m. Das Fluggerät ist schon länger auf dem Markt und wird häufig für landwirtschaftliche Zwecke eingesetzt. Der Systempreis bewegt sich zwischen 150,000 bis 230,000 US-Dollar je nach Ausstattung.

9. AUSBLICK

Herausforderungen für das begonnene Projekt stellen sich in mehrfacher Hinsicht.

- Die angestrebte aerodynamische Güte mit einer Gleitzahl von 12 verlangt eine leichte, elastische und zugleich druckdichte Bespannung.
- Für die ambitionierte Annahme einer Leistung von 750 W für den Horizontalflug ist eine mechanisch effiziente Übertragung der Schubleistung in den Außenflügel erforderlich.

- Ein biegesteifer und torsionsweicher Aufbau der Flügelstruktur ist unerlässlich.
- Das Aufnehmen und Absetzen von Lasten soll ohne horizontale Verschiebung des Schwerpunktes möglich sein.
- Die Flugregelung muss den Anforderungen eines neuartigen Antriebskonzeptes genügen, bei dem die gesamten Tragflächen in Bewegung sind.
- Die Flugsteuerung jenseits des Sichthorizonts muss die Definition von Notfallprozeduren enthalten, die teils gesetzlich noch nicht fixiert sind.

Wenn BigBird XL technisch den erwarteten Anforderungen genügt, dann werden aber schon die Flugvorführungen weltweit ein spektakuläres Ereignis sein - wie sich schon bei SmartBird gezeigt hat.

LITERATUR UND QUELLEN

- [1] Geiger L. *Exclusive Insight: Teal Group's new UAS market report*, UAS Magazine 09/26/2016.
- [2] Grand View Research *Commercial UAV Market Size & Analysis Research Report*, Report ID: 978-1-68038-584-7.
- [3] Send W, Fischer M, Jebens K, Mugrauer R, Nagarathinam A, Scharstein F. *Artificial Hinged-Wing Bird with Active Torsion and Partially Linear Kinematics*, 28th ICAS Congress, Brisbane, Australia, 23-28 September 2012, paper 53. www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPER_S/053.PDF
- [4] Send W. *Tragflächen als Biege-/Torsionsantrieb – Können wir von der Natur noch lernen?* Kolloquium Luftverkehr an der TU Darmstadt, Band 16, Hrsg. Arbeitskreis Luftverkehr der TU Darmstadt 2009. ISBN 978-3-931385-18-7.
- [5] Tennekes H. *Kolibris und Jumbo-Jets*, Birkhäuser Verlag 1997.
- [6] Send W. *Winged artifacts*, ch. 46 in *Living machines – A handbook of research in biomimetics and biohybrid systems*, Oxford University Press 2018.
- [7] Send W. *Der Mechanismus des Schwingenflugs*, Jahrestagung DPG Jena 1996. www.aniprop.de/sites/default/files/dpg96_vortrag_send.pdf
- [8] Denuder M. *Auslegung und Skalierung eines Biegetorsionsantriebs für gekoppelte Schlag- und Drehschwingung*, Masterarbeit Institut für Fluidodynamik, ETH Zürich 2014.
- [9] Bansmer St. et al. *Experimental and Numerical Fluid-Structure Analysis of Rigid and Flexible Flapping Airfoils*, AIAA JOURNAL, Vol. 48, No. 9, September 2010.
- [10] Strickert G. *Faktencheck Multikopter: Ähnlichkeiten und Unterschiede zu etablierten VTOL-Konfigurationen*, DLRK 2016, Paper 420026.

