

AUSLEGUNG UND SKALIERUNG EINES GETRIEBES FÜR GEKOPPELTE SCHLAG- UND DREHSCHWINGUNG

M. Denuder¹, W. Send²

¹ETH Zürich - Via Suot Chesas 10, CH-7512 Champfèr

²ANIPROP GbR, D-37085 Göttingen

Zusammenfassung

In einer Zusammenarbeit des Instituts für Fluidodynamik (IFD) der *ETH Zürich* mit ANIPROP GbR wurde das Getriebe für den Nachfolger *BigBird* des Schwingenfliegers *SmartBird* auf dem Weg zum motorgestützten menschlichen Vogelflug ausgelegt und gebaut. Es wurde geklärt, dass *SmartBirds* Biegetorsionsantrieb auch für größere Anwendungen geeignet ist. Die Auslegung des Getriebes auf die berechneten Anforderungen erfolgte mit Hilfe einer Dimensionsanalyse mit MATLAB® sowie eines skalierbaren 3D CAD/FEM Modells. Zur Beurteilung der Ergebnisse wurde ein Funktionsmodell erstellt und auf dessen Anwendbarkeit getestet. Die Resultate bestätigen die mechanische Umsetzung und liefern somit wertvolle Aussagen über die Skalierbarkeit der gekoppelten Schlag- und Drehschwingung.

1. EINLEITUNG

Der Traum vom menschlichen Schwingenflug geht bis in die vorchristliche Zeit zurück. Manch einer versuchte, mit mehr oder weniger Erfolg, diesen Traum zu verwirklichen. Den ersten wissenschaftlichen Ansatz dazu unternahm *Leonardo da Vinci*, als er im Jahre 1505 n. Chr. einen Kodex über den Vogelflug "Codice sul volo degli uccelli" schrieb, nachdem er etwa 20 Jahre lang den Vogelflug analysierte [1].

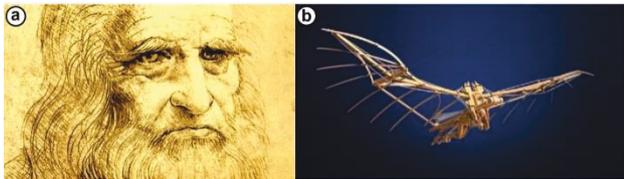


BILD 1. *Leonardo da Vinci* a) [2] und sein Modell b) [3]

Nach fast 400 Jahren - d.h. Ende des 19. Jahrhunderts - erfolgten viele Versuche, um dem Geheimnis des Vogelflugs auf die Spur zu gelangen. Im Jahre 1894 gelang es schließlich *Otto Lilienthal*, einem der bedeutendsten deutschen Flugpioniere, erste erfolgreiche Flugversuche durchzuführen. Nach gut 20 Jahren intensiver Beobachtung von Störchen entwickelte er den "kleinen Schlagflügelapparat", eine Art Hängegleiter, an dessen Flügelspitzen er bewegliche Tragflächen einbaute (siehe **BILD 2.**) [4].



BILD 2. *Otto Lilienthal* mit seinem Schlagflügelapparat [5]

Im Jahre 2011 gelang es einem Team der Firma *Festo AG* in Zusammenarbeit mit *Aniprop GbR*, mit ihrem unbemannten Ornithopter *SmartBird* einen wesentlichen Beitrag zur Entschlüsselung des Vogelflugs zu leisten. Dank aktiver Torsion der Außenflügel erreicht das

Fluggerät einen aerodynamischen Wirkungsgrad von bis zu 80% bei einer Spannweite von 2m und einem Gewicht von etwa 480g [6]. *SmartBird* hat jedoch einen weitaus kleineren Evolutionsgrad (Zusammenhang zwischen Flächenbelastung und Gewicht) als sein natürliches Vorbild - die Möwe - und konventionelle Flugzeuge.



BILD 3. *Festo SmartBird* im Fluge [7]

Das Ziel der Arbeit bestand in der Abklärung, ob ein Biegetorsionsantrieb für gekoppelte Schlag- und Drehschwingung auch für gross skalierte Fluggeräte geeignet ist. Dazu wurde ein Getriebe für einen 10kg schweren künstlichen Vogel entwickelt, konstruiert und getestet.

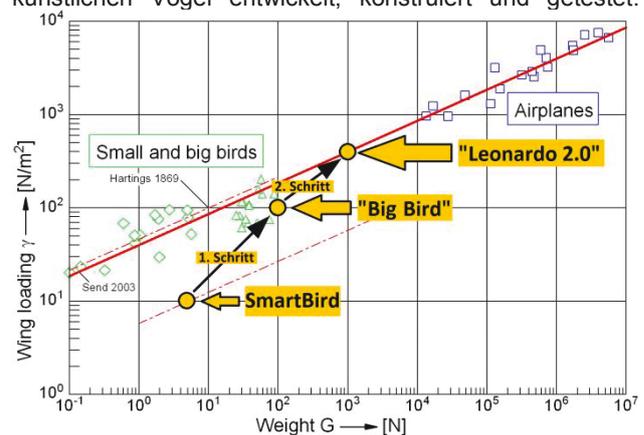


BILD 4. Annäherung an die Normalfliegerkurve [8]

Zudem wurde das Flächengewicht so angepasst, dass sich der Vogel der Normalfliegerkurve¹ nähert und somit den Zwischenschritt für das Schließen der Evolutionslücke mittels eines motorgestützten menschlichen Schwingenfliegers darstellt (siehe **BILD 4.**).

¹ Der Begriff "Normalfliegerkurve" wurde von *Send* im Jahre 2003 eingeführt [5] und bezeichnet die rote Linie in **BILD 4.**

2. ENTWURFSDATEN

Als Erstes wurden die Hauptkennndaten festgelegt, welche für das Erreichen des Ziels notwendig sind. Mit Hilfe der Lösung des Umströmungsproblems konnten wichtige stationäre Kennndaten - die Flügeldimensionen und die benötigten Leistungen - berechnet werden. Aus der Beschreibung der Getriebe-Kinematik konnten die erreichbaren Schlagamplituden berechnet werden. Zusammen mit der Beschreibung der Flügel-Kinematik konnten die wirkenden instationären aerodynamischen Kräfte und die erbrachten Leistungen ermittelt werden. Durch den Vergleich mit den zuvor berechneten und für diesen Bewegungsablauf erforderlichen Leistungen konnte die Funktionalität des Mechanismus quantifiziert werden. Die Berechnungen wurden in ein skalierbares CAD-Modell des Vogels eingebettet, mit welchem die Auslegung des Getriebes erfolgen konnte.

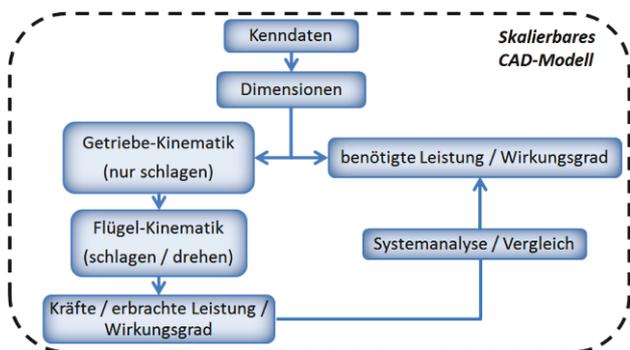


BILD 5. Vorgehen zur Berechnung der Entwurfsdaten

Um den gewünschten Punkt im Normalflieger Diagramm (siehe **BILD 4.**) zu erreichen, wurde der Evolutionsgrad k_G und das Gewicht G in Richtung "Big Bird" erhöht:

$$(1) \quad k_G = 20 \left[\frac{N^{2/3}}{m^2} \right]$$

$$(2) \quad G = 100 [N]$$

Durch die Vorgabe der Flügelstreckung $\Lambda = 8$ konnten die Flügeldimensionen berechnet werden:

$$(3) \text{ Flächenbelastung: } \gamma = k_G \cdot \sqrt[3]{G} = 92.83 \left[\frac{N}{m^2} \right]$$

$$(4) \text{ Flügelfläche (beide Flügel): } 2A = \frac{G}{\gamma} = 1.08 [m^2]$$

$$(5) \text{ Flügelfläche (ein Flügel): } A = \frac{2A}{2} = 0.54 [m^2]$$

$$(6) \text{ Spannweite: } b = \sqrt{2A \cdot \Lambda} = 2.95 [m]$$

Nach Vorgabe der aerodynamischen Kennndaten und der zu erreichenden Wirkungsgrade wurden die benötigten Leistungen ermittelt:

$$c_{a,2D} = 1.6 [-] \quad v = 18.19 \times 10^{-6} \left[\frac{kg}{ms} \right] \quad \eta_{aero} = 0.5 [-]$$

$$\rho = 1.225 \left[\frac{kg}{m^3} \right] \quad u_c = 0.4 \left[\frac{m}{s} \right] \quad \eta_{em} = 0.4 [-]$$

$$(7) \text{ Auftriebsbeiwert: } c_a = c_{a,2D} \cdot \frac{\Lambda}{\Lambda+2} = 1.28 [-]$$

$$(8) \text{ Staudruck } q_0 = \frac{G}{2A \cdot c_a} = 72.53 \left[\frac{N}{m^2} \right]$$

$$(9) \text{ Geschwindigkeit: } u_0 = \sqrt{\frac{2 \cdot q_0}{\rho}} = 10.88 \left[\frac{m}{s} \right]$$

$$(10) \text{ Bezugskraft: } F_0 = q_0 \cdot 2A = 78 [N]$$

$$(11) \text{ Auftriebskraft: } F_A = G = 100 [N]$$

$$(12) \text{ Widerstandskraft: } F_W = \frac{F_A}{\varepsilon} = 3.7 [N]$$

$$(13) \text{ Gesamtwirkungsgrad: } \eta = \eta_{aero} \cdot \eta_{em} = 0.2 [-]$$

$$(14) \text{ Bezugsleistung: } P_0 = F_0 \cdot u_0 = 850 [W]$$

$$(15) \text{ Schubleistung: } P = F_W \cdot u_0 = 40 [W]$$

$$(16) \text{ Antriebsleistung: } P_{el} = \frac{P}{\eta} \approx 200 [W]$$

$$(17) \text{ Steigleistung: } P_c = G \cdot u_c = 40 [W]$$

$$(18) \text{ Antriebsleistung (Steigflug): } P_{cel} = \frac{P_c}{\eta} \approx 200 [W]$$

Daraus resultierte eine total benötigte Leistung von:

$$(19) \quad P_{tot} = P_{el} + P_{cel} \approx 400 [W]$$

3. KINEMATIK

Die Bewegungsgleichungen des totpunktlosen Getriebes wurden mit einem mathematischen Modell beschrieben (siehe **BILD 6.**), um die Schlagamplituden bestimmen zu können. Diese wurden für die Berechnung der instationären aerodynamischen Kräfte benötigt.

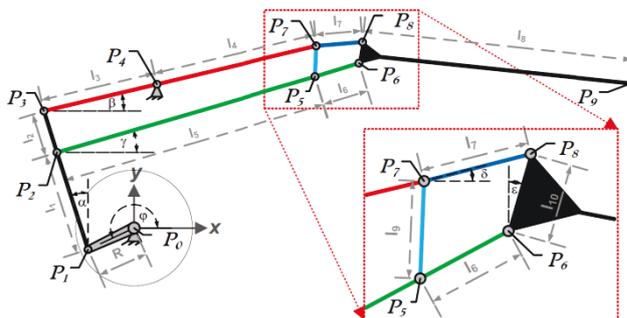


BILD 6. Mathematisches Modell des Getriebes

Um die Auswirkung geometrischer Änderungen auf die Funktionalität des Mechanismus fest zu stellen, wurde das Modell einer parametrischen Analyse unterzogen. Dabei hat es sich herausgestellt, dass das Getriebe bei gewissen Dimensionsänderungen seine Funktionalität verliert. Die Geometrien der Stäbe müssen genau aufeinander abgestimmt sein, um Blockaden zu verhindern. Kleinste Abweichungen führen zur Kollision der Getriebestangen des linken und rechten Flügels, beziehungsweise der Stangen des Trapezgelenks (siehe **Bild 7.**).

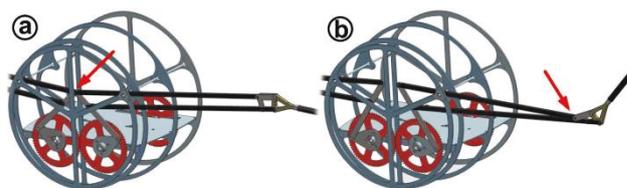


BILD 7. Kollision an den Flügelstangen a) am Gelenk b)

Zudem zeigte die Analyse, dass eine Skalierung keinen Einfluss auf die relativen Größen der Schlagamplituden ausübt und die Kinematik des Getriebes nicht beeinflusst wird. Dies bedeutet, dass diese Getriebeart durchaus für größere Modelle eingesetzt werden kann.

3.1. Parametrische Analyse des Modells

Bei der Analyse wurde jeweils ein Parameter geändert, während die anderen Dimensionen konstant gehalten wurden. Danach wurde dessen Einfluss auf die Schlagamplituden h_{01} und h_{02} sowie der Phasenverschiebung zwischen der Schlagbewegung des Innen- und Außenflügels κ_2 beobachtet und der Einfluss auf den Durchgang durch die Ruhelage (Nulldurchgang) notiert.

Das Ergebnis kann der Tabelle **TAB 1.** entnommen werden. Aus Übersichtsgründen wurden die Resultate mit Symbolen dargestellt. Ein nach oben gerichteter Pfeil bedeutet eine Erhöhung eines Werts; ein nach unten gerichteter Pfeil stellt einen reduzierten Wert dar. Die Anzahl der Pfeile entspricht der Gewichtung:

kleine Reduktion: ↓ kleine Erhöhung: ↑
 Reduktion: ↓↓ Erhöhung: ↑↑
 grosse Reduktion: ↓↓↓ grosse Erhöhung: ↑↑↑
 sehr grosse Reduktion: ↓↓↓↓ sehr grosse Erhöhung: ↑↑↑↑

Parameter	Schlagamplitude		Phase	Nulldurchgang	
	h_{01}	h_{02}	κ_2	NP_1	NP_2
R	↑↑↑	↑↑↑	↑↑	↓↓	↓↓
l_1	↑	↓	↓↓↓	↓↓↓	↓↓↓
l_2	↑	↑↑	↑↑	↓↓	↑
l_1	=	↓↓	↓↓↓	=	↓↓↓
l_2	=	↓	↓↓↓	↑↑	↑↑↑
l_3	↓↓	↓	↓↓↓	↑↑	↑↑↑
l_4	↓↓	↓	↓↓↓	↑↑	↑↑↑
l_5	=	=	↑	=	↓
l_6	=	=	↑	=	↓↓↓
l_7	=	↓	↑	=	↓↓↓
l_8	=	↓	↑	=	↓↓↓
l_9	↑	↑↑	↑↑	↓	↓
l_{10}	=	↑↑	↑↑	=	↑↑
l_{10}	=	↓↓	↓↓↓	=	↑↑
y_4	↓	↑	↑↑↑	↑↑↑	↓↓↓
x_4	=	↓	↑↑↑	↓↓	↓↓↓

TAB 1. Einflüsse von Parameter Erhöhungen

Der Einfluss der Skalierung wurde ebenfalls untersucht. Dazu wurde das Modell mit Hilfe des skalierbaren CAD-Modells zuerst auf die Größe von *BigBird* und danach auf die benötigten Dimensionen für *Leonardo 2.0* skaliert. Die Werte wurden mit jenen des Ausgangsmodells *SmartBird* verglichen und deren relative Abweichungen wurden notiert (siehe Tabelle **TAB 2.**).

	<i>Big Bird</i>	<i>Leonardo 2.0</i>
h_{01}	0.29%	0.20%
h_{02}	0.31%	0.41%
κ_2	2.78%	0.00%
NP_1	0.18%	0.06%
NP_2	0.01%	0.01%

TAB 2. Relative Abweichungen nach der Skalierung

Außer einem Wert, der Phase κ_2 des *Big Birds*, wiesen alle Größen eine relative Abweichung von $< 0.5\%$ auf. Die Abweichung der Phasenverschiebung scheint sehr hoch zu sein; sie wurde jedoch diskret berechnet, sodass die Abweichung eines diskreten Abschnitts gerade 2.78% beträgt. Bei der Skalierung ist jedoch zu beachten, dass die Rumpfbreite von der Flügelstreckung Λ abhängt. Wenn die Streckung erhöht wird, werden die Flügel und somit alle Stäbe länger. Da das Verhältnis der Stablängen konstant gehalten werden muss, um den Bewegungsablauf nicht zu verändern, erhöht sich auch der Wert des Stabes l_3 , welcher sich in Richtung Rumpfmittle ausdehnt. Um Kollisionen zu vermeiden, muss daher auch der Rumpf breiter werden. Sofern die Flügelstreckung jedoch konstant bleibt, ist der Einfluss der Skalierung minimal und kann vernachlässigt werden.

3.2. Kinematik der Flügel

Aus dem Getriebe-Modell folgten die Schlagamplituden h_{01} und h_{02} für die Innen- bzw. Außenflügelspitze. Um die wirkenden aerodynamischen Kräfte und Leistungen mittels 2D-Streifentheorie entlang des ganzen Flügels berechnen

zu können, mussten die Schlag- und Drehamplituden jedes Flächenstücks mathematisch beschrieben werden. Bisher wurde nur die Kinematik der Schlagbewegung analysiert. Da der Außenflügel aktiv tordiert wird, musste zusätzlich die Kinematik der Drehbewegung beschrieben werden. Dazu wurden Innen- und Außenflügel separat betrachtet. Der Aufbau des kinematischen Modells ist in **BILD 8.** veranschaulicht.

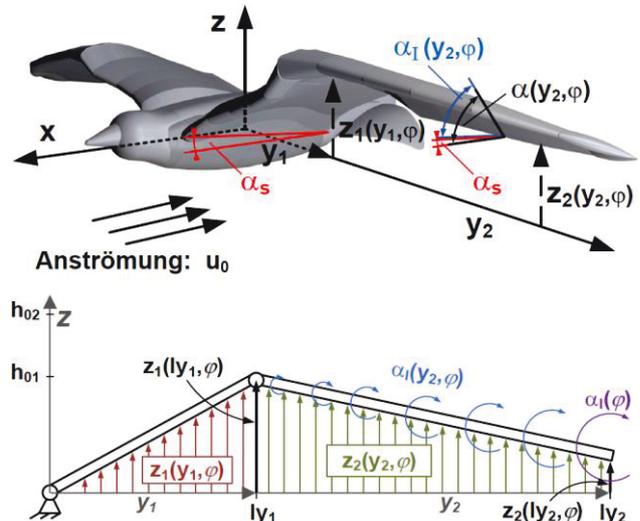


BILD 8. Kinematisches Modell des Schlagens / Drehens

3.2.1. Schlagbewegung

Aus den Koordinaten y_4 , y_7 und y_9 der mathematischen Beschreibung der Getriebe-Kinematik ließen sich die Schlagamplitudenverteilungen über den Innenflügel $z_1(y_1, \varphi)$ und Außenflügel $z_2(y_2, \varphi)$ bestimmen:

$$(20) \quad z_{ly_1}(\varphi) = z_1(ly_1, \varphi) = y_7(\varphi) - y_4(\varphi)$$

$$(21) \quad \rightarrow z_1(y_1, \varphi) = \frac{z_{ly_1}}{ly_1} \cdot y_1$$

$$(22) \quad z_{ly_2}(\varphi) = z_2(ly_2, \varphi) = y_9(\varphi) - y_4(\varphi)$$

$$(23) \quad \rightarrow z_2(y_2, \varphi) = \frac{z_{ly_2} - z_{ly_1}}{ly_2 - ly_1} \cdot (y_2 - ly_1) + z_{ly_1}$$

3.2.2. Drehbewegung

Da die Schlagbewegung einer harmonischen Schwingung sehr nahe kommt, wurde die Drehbewegung als harmonische Funktion approximiert²:

$$(24) \quad \alpha_1(\varphi) = \alpha_{02} \cdot \cos(\varphi - \varphi(\zeta_{2,max}) + \kappa)$$

Um eine linear degressive Drehamplitudenverteilung entlang des Außenflügels in Richtung Innenflügel zu erhalten, wurde die Funktion der Gleichung für jeden Außenflügelabschnitt definiert:

$$(25) \quad \alpha_1(y_2, \varphi) = \alpha_1(\varphi) \cdot \frac{y_2 - ly_1}{ly_2 - ly_1}$$

Somit war die Verteilung der Schlag- und Drehamplituden entlang des Innen- und Außenflügels für alle Winkel φ eindeutig bestimmt. Die Grafik in **Bild 9.** zeigt die resultierende Schlag- und Drehbewegung an der Außenflügelspitze bei einer Phasenlage von $\kappa = 100^\circ$.

² ζ_2 beschreibt den Winkel zwischen y-Achse und Außenflügel

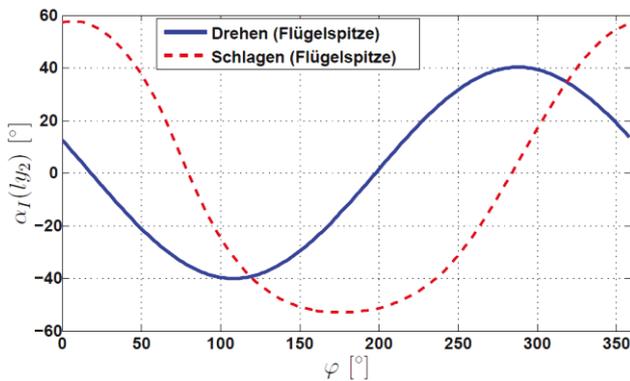


BILD 9. Schlag- und Drehbewegung an der Flügelspitze

4. AERODYNAMISCHE KRÄFTE / LEISTUNGEN

Um das Getriebe auf die passenden Belastungen auszulegen, mussten die auf den Vogel wirkenden Kräfte zuerst ermittelt werden. Die Ermittlung der aerodynamischen Lasten mittels CFD-Analyse hätte den Rahmen dieser Arbeit deutlich gesprengt. Aus diesem Grund wurden sie analytisch ermittelt. An dieser Stelle sei darauf hingewiesen, dass die Berechnungen nur als grobe Abschätzungen der Ordnungsgröße anzusehen sind, welche strömungsmechanische Effekte einer viskosen Strömung nicht mitberücksichtigen. Bei der analytischen Betrachtung wurden die wirkenden Kräfte in stationäre und instationäre Anteile aufgeteilt. Auf Grund der unterschiedlichen Flügeltiefen, Kinematik und Amplituden variieren Schub- und Auftriebskraft entlang der Spannweite. Deshalb wurde die 2D-Streifentheorie für jeden Flügelabschnitt dy angewandt.

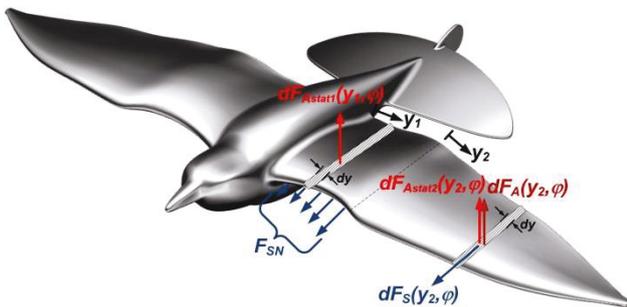
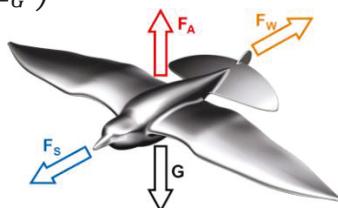


BILD 10. Anwendung der 2D-Streifentheorie

Durch das Anwenden des Superpositions-Prinzips konnten auch die totalen Kräfte berechnet werden. Da die Getriebe-Kinematik in Abhängigkeit der generalisierten Koordinate φ gesetzt wurde, geschah dies auch für die Kräfte. Durch die Beziehung $\varphi = \omega \cdot t$ waren diese somit für alle Zeiten t eindeutig bestimmt.

Aus dem Kräftegleichgewicht für den stationären Horizontalflug folgte:

$$(26) \begin{pmatrix} F_x \\ F_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_S(\varphi) - F_W \\ F_A(\varphi) - G \end{pmatrix}$$



4.1. Stationäre Kräfte

Der Auftrieb $F_A(\varphi)$ besteht aus einem stationären ($F_{Astat}(\varphi)$) und einem instationären Anteil ($F_A(y_2, \varphi)$). Die Mittelwerte der stationären Kräfte einer Schlagperiode waren durch die Bestimmung der Entwurfsdaten vorgegeben:

$$(27) \quad \langle F_{Astat} \rangle = G = 100 \text{ [N]}$$

$$(28) \quad \langle F_W \rangle = \frac{G}{\epsilon} = 3.7 \text{ [N]}$$

Um die Streifentheorie anwenden zu können, wurde der stationäre Auftrieb F_{Astat} , mit Berücksichtigung der Kinematik, streifenweise auf die Innen- (F_{Astat1}) und Außenflügel (F_{Astat2}) verteilt:

$$(29) \quad \begin{pmatrix} F_{Astat1}(y_1, \varphi) \\ F_{Astat2}(y_2, \varphi) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_0 \cdot l(y_1) \cdot dy \cdot 2\pi \cdot \alpha_S \cdot \cos(\zeta_1(\varphi)) \\ q_0 \cdot l(y_2) \cdot dy \cdot 2\pi \cdot \alpha_S \cdot \cos(\zeta_2(\varphi)) \end{pmatrix}$$

Dasselbe erfolgte mit der Widerstandskraft. Da diese jedoch parallel zur Strömung liegt und deshalb unabhängig von der Flügelbewegung und der generalisierten Koordinate φ ist, wurde sie annäherungsweise gleichmäßig über den ganzen Flügel verteilt.

4.2. Instationäre Aerodynamik

Um die instationären Kraftanteile zu berechnen, wurde die Theorie der ebenen schlagenden und drehenden Platte angewendet. Die Berechnungen beruhen auf früheren Arbeiten von Send [4] [5] [9].

Vorgehen:

Aus der ermittelten Schlagamplitude h_{02} wurde eine passende Drehamplitude an der Außenflügelspitze α_{02} ermittelt, mit welcher der vorgegebene Wirkungsgrad erreicht werden konnte. Mit Hilfe der Streifentheorie konnten somit die pro Flügelabschnitt wirkenden Kräfte und Leistungen für alle Winkel φ ermittelt werden. Durch Superposition ließen sich die total wirkenden aerodynamischen Kräfte herleiten.

Durch Vorgabe der Phase zwischen der Schlag- und Drehbewegung κ und dem zu erreichenden Wirkungsgrad des Antriebs η :

$$(30) \quad \kappa = 100^\circ$$

$$(31) \quad \eta = 50\%$$

konnten, bei bekannter Schlagamplitude h_{02} und kinematischen Relationen, die reduzierte Frequenz ω^* , das Amplitudenverhältnis λ sowie die Kraft- und Leistungsbeiwerte berechnet werden.

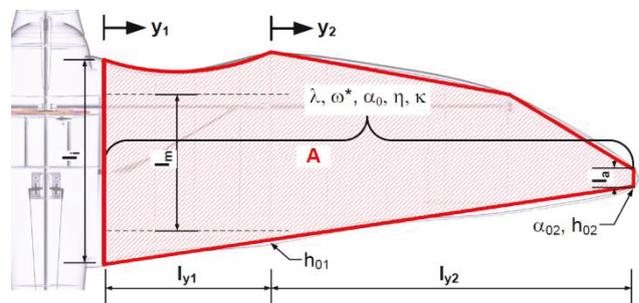


BILD 11. Nomenklatur des instationären Modells

Aus der bekannten quasistationären Abhängigkeit des Wirkungsgrads η vom Amplitudenverhältnis λ , der

reduzierten Frequenz ω^* und der Phasenlage κ [4] erhält man eine Gleichung für die Größe $\lambda \cdot \omega^*$:

$$(32) \quad \eta \cong \frac{-(P_g)}{(P_h)} \cong \frac{\omega^* \cdot \lambda \cdot \sin(\kappa) - 1}{\omega^* \cdot \lambda \cdot (\omega^* \cdot \lambda - \sin(\kappa))}$$

$$(33) \quad \lambda \cdot \omega^* \cong \frac{\sin(\kappa) \cdot (1 + \eta) + \sqrt{\sin^2(\kappa) \cdot (1 + \eta)^2 - 2 \cdot \eta \cdot (2 - \sin^2(\kappa))}}{2 \cdot \eta}$$

Daraus ließ sich die maximale Drehamplitude am Außenflügel α_{02} ermitteln:

$$(34) \quad \alpha_0 = f_{p2} \cdot \sqrt{\frac{F_W}{f_p \cdot F_0 \cdot \pi \cdot (\lambda \cdot \omega^* - 1)}} \approx 40^\circ$$

Dabei ist f_p ein Formfaktor, der die Verteilung der Drehamplitude sowie die Zuspitzung des Flügels berücksichtigt. Die Größe f_{p2} ist ein Skalierungsfaktor, welcher die Drehamplitude und damit die resultierende Schubleistung beeinflusst. Die Drehamplitude ist das Kernelement, welches den resultierenden Wirkungsgrad des Mechanismus sowie die erreichbare mittlere Schubleistung (P_g) bestimmt. Durch Einführen dieses Faktors konnte somit die Kontrolle der Drehamplitude behalten werden, was für das Erreichen eines optimalen Wirkungsgrads entscheidend ist. Sein Wert wurde mittels Systemanalyse (siehe Abschnitt 4.6) ermittelt und beträgt:

$$f_{p2} = const. = 2.79$$

Da nun die Schlag- und Drehamplituden h_{02} und α_{02} an der Flügelspitze bekannt waren, konnte das Amplitudenverhältnis λ und daraus die vorliegende reduzierte Frequenz ω^* berechnet werden:

$$(35) \quad \lambda = \frac{h_{02}}{\alpha_{02} \cdot \frac{l_m}{2}} = 4.92$$

$$(36) \quad \omega^* = \frac{\lambda \cdot \omega^*}{\lambda} = 0.39$$

Aus der reduzierten Frequenz konnte die benötigte Schlagfrequenz f abgeleitet werden:

$$(37) \quad f = \frac{\omega^* \cdot u_0}{2 \cdot \pi \cdot (\frac{l_m}{2})} = 4 [Hz]$$

Für die Berechnung der Beiwerte $c_{N,i}$, $c_{M,i}$ und $c_{\Pi,i}$ wurden die Gleichungen von Send verwendet [9].

4.3. Instationäre Kräfte

Die induzierten Kräfte durch Schlagen $dF_{h2}(y_2, \varphi)$ und Drehen $dF_{\alpha2}(y_2, \varphi)$ sowie die daraus resultierenden Auftriebskräfte $dF_A(y_2, \varphi)$ und Schubkräfte $dF_S(y_2, \varphi)$ wurden ebenfalls mit Hilfe der 2D-Streifentheorie eines Flügels entlang ermittelt. Da am Innen- und Außenflügel unterschiedliche Kräfte wirken, wurden diese getrennt berechnet. Der Index $_1$ bezeichnet Kräfte des Innenflügels, der Index $_2$ steht für die Kräfte des Außenflügels.

Kraft entlang des Innenflügels:

Der Innenflügel weist nur eine kleine Kraftkomponente durch die Schlagbewegung auf (Nasenschub):

$$(38) \quad F_{SN} = -c_{WN} \cdot f_p \cdot F_0 = 0.83 [N]$$

Kräfte entlang des Außenflügels:

Die induzierten Kräfte am Außenflügel aufgrund der gekoppelten Schlag- und Drehschwingung lauten:

$$(39) \quad \begin{pmatrix} dF_{h2}(y_2, \varphi) \\ dF_{\alpha2}(y_2, \varphi) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -q_0 \cdot l(y_2) \cdot dy \cdot |c_{N,h}| \cdot \frac{z_2(y_2, \varphi)}{l_m/2} \cdot \cos(\angle c_{N,h} + \varphi) \\ q_0 \cdot l(y_2) \cdot dy \cdot |c_{N,\alpha}| \cdot \alpha_I(y_2, \varphi) \cdot \cos(\angle c_{N,\alpha} + \varphi) \end{pmatrix}$$

Aus den induzierten Kräften ließen sich die Auftriebs- und Schubkraftkomponenten berechnen:

$$(40) \quad \begin{pmatrix} dF_S(y_2, \varphi) \\ dF_A(y_2, \varphi) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} [dF_{\alpha2}(y_2, \varphi) + dF_{h2}(y_2, \varphi)] \cdot \sin(\alpha_I(y_2, \varphi)) \\ -[dF_{\alpha2}(y_2, \varphi) + dF_{h2}(y_2, \varphi)] \cdot \cos(\alpha_I(y_2, \varphi)) \end{pmatrix}$$

4.4. Total wirkende Kräfte

Durch das Aufsummieren der streifenweise berechneten Kräfte resultierten die wirkenden Schub- $F_S(\varphi)$ und Auftriebskräfte $F_A(\varphi)$ des Vogels. Da die streifenweise Betrachtung nur entlang eines Flügels erfolgte, und die Flügel symmetrische Bewegungen ausführen, wurden die Kräfte noch mit dem Faktor 2 multipliziert:

$$(41) \quad \begin{pmatrix} F_S(\varphi) \\ F_A(\varphi) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2 \cdot [F_{SN} + \sum_{y_2} dF_S(y_2, \varphi)] \\ 2 \cdot [F_{Astat}(\varphi) + \sum_{y_2} dF_A(y_2, \varphi)] \end{pmatrix}$$

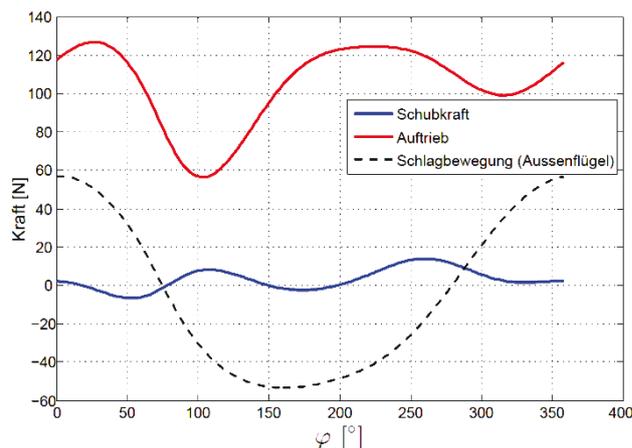


BILD 12. Auftriebs- und Schubkraft pro Periode

4.5. Resultierende Leistungen

Analog zur Kräfteberechnung wurden auch die Leistungen ermittelt. Die Streifentheorie lieferte auf gleiche Weise die pro Flügelabschnitt dy aufzuwendenden Schlag- und Drehleistungen $dP_{h1}(y_1, \varphi)$ und $dP_{\alpha h2}(y_2, \varphi)$ sowie die erhaltene Schubleistung $dP_{g2}(y_2, \varphi)$. Durch das Aufsummieren und Mitteln dieser Größen konnten die erbrachte Leistung und der Wirkungsgrad berechnet werden.

Leistung des Innenflügels:

Der Innenflügel liefert keine Schubleistung, da er nicht verdreht wird. Für dessen Schlagbewegung wird jedoch Leistung benötigt. Die Schlagleistung pro Innenflügelstück dP_{h1} und die total benötigte Schlagleistung des Innenflügels P_{h1} wurden wie folgt berechnet:

$$(42) \quad dP_{h1}(y_1, \varphi) = \langle c_{\Pi h1} \rangle \cdot q_0 \cdot l(y_1) \cdot dy \cdot u_0 \cdot \frac{z_1(y_1, \varphi)^2}{l_m/2}$$

$$(43) \quad P_{h1}(\varphi) = \sum_{y_1} dP_{h1}(y_1, \varphi)$$

(44) Leistungen des Außenflügels:

Die vom Außenflügel benötigte Schlag- und Drehleistung $P_{\alpha h2}(\varphi)$ und dessen erbrachte Schubleistung $P_{g2}(\varphi)$ konnten mit demselben Prinzip ermittelt werden:

$$(45) \quad \begin{pmatrix} dP_{\alpha h2}(y_2, \varphi) \\ dP_{g2}(y_2, \varphi) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} [(c_{\Pi \alpha})(y_2, \varphi) + (c_{\Pi h})(y_2, \varphi)] \cdot q_0 \cdot l(y_2) \cdot dy \cdot u_0 \cdot \alpha_I(y_2, \varphi)^2 \\ (c_{\Pi g})(y_2, \varphi) \cdot q_0 \cdot l(y_2) \cdot dy \cdot u_0 \cdot \alpha_I(y_2, \varphi)^2 \end{pmatrix}$$

$$(46) \begin{pmatrix} P_{ah2}(\varphi) \\ P_{g2}(\varphi) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{y_2} dP_{ah2}(y_2, \varphi) \\ \sum_{y_2} dP_{g2}(y_2, \varphi) \end{pmatrix}$$

Totale Leistungen:

Da auch diese Werte nur für einen Flügel betrachtet worden sind, mussten sie ebenfalls mit dem Faktor 2 multipliziert werden, um die totalen Leistungswerte des Vogels zu erhalten:

$$(47) \begin{pmatrix} P_{ah}(\varphi) \\ P_g(\varphi) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 2 \cdot [P_{h1}(\varphi) + P_{ah2}(\varphi)] \\ 2 \cdot P_{g2}(\varphi) \end{pmatrix}$$

Die mittleren erzielten Leistungen lauten somit:

$$(48) \langle P_{ah} \rangle = \frac{1}{T} \cdot \int_0^T P_{ah}(\varphi) \cdot d\varphi = 89.84 [W]$$

$$(49) \langle P_g \rangle = \frac{1}{T} \cdot \int_0^T P_g(\varphi) \cdot d\varphi = -40.43 [W]$$

Wirkungsgrad:

Der Wirkungsgrad des Systems berechnete sich wie folgt:

$$(50) \eta = \frac{\text{Schubleistung}}{\text{Schlag- und Drehleistung}} = \frac{-\langle P_g \rangle}{\langle P_{ah} \rangle} = 45\%$$

4.6. Systemanalyse

Mit der Systemanalyse wurde sichergestellt, dass die erreichte Schubleistung für das Aufrechterhalten des stationären Horizontalflugs ausreicht. Dazu wurden die nötigen Berechnungen für verschiedene Parameterwerte f_{p2} und ϵ berechnet und als Contourplots dargestellt.

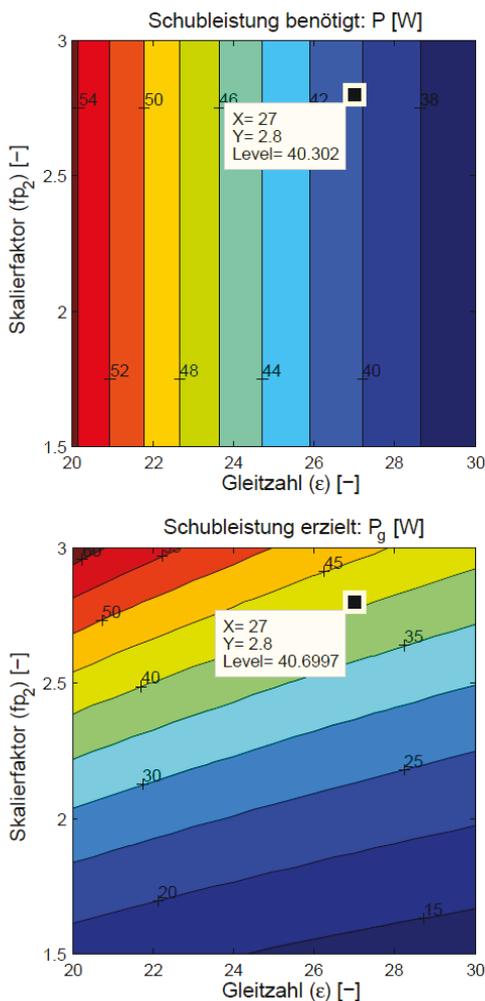


BILD 13. Contourplots der Systemanalyse

Beim eingefügten Punkt ist die erzielte Schubleistung größer als benötigt und lieferte somit die Gleitzahl ϵ sowie die geforderte Drehamplitude an der Flügelspitze α_{02} aus dem Skalierungsfaktor f_{p2} .

5. DESIGN UND OPTIMIERUNG

Nachdem die Dimensionen, Kraft- und Leistungsgrößen ermittelt worden sind, erfolgte die strukturelle Auslegung des Getriebes für den herrschenden Lastfall. Dazu wurde einerseits ein MATLAB® Programm für folgende Zwecke geschrieben:

- Ermittlung der Kenndaten (siehe Kapitel 2)
- Ermittlung der kinematischen Daten (siehe Kapitel 3)
- Berechnung der streifenweise ermittelten instationären Lasten über eine Flügelschlag-Periode (siehe Kapitel 4)

Zudem wurde ein parametrisches, skalierbares CAD-Modell erstellt, in welchem die Daten des MATLAB® Programms eingespeist und für gekoppelte Bewegungs- und FEM-Simulationen verwendet werden konnte. Die Simulationsdaten wurden dann für die Auslegung und Optimierung des Getriebes verwendet.

5.1. Skalierbares CAD-Modell

Um mögliche konstruktive Konflikte frühzeitig zu entdecken, wurde ein skalierbares CAD-Modell des Vogels, inklusive Getriebe erstellt. Es wurde so aufgebaut, dass es für beliebige Punkte im Normalflieger Diagramm per Knopfdruck skaliert wird. Die Flügelstreckung Λ und der stationäre Anstellwinkel α_s konnten ebenfalls als solche definiert werden und waren somit adaptierbar.

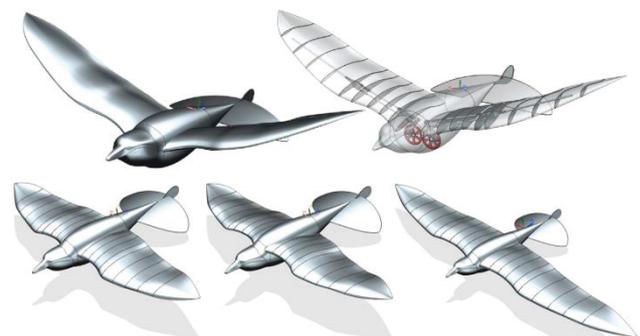


BILD 14. Skalierbares CAD-Modell

Durch das Einbetten der Getriebe-Kinematik konnte die Flügelstellung auch individuell angepasst werden.



BILD 15. Variable Flügelstellungen

5.2. FEM-Bewegungsanalyse

Bislang wurde die Getriebekonstruktion des Vorgängermodells *SmartBird* unverändert übernommen. Diese bestand hauptsächlich aus Kohlefaser. Bei dem nun geforderten Evolutionsgrad von $k_G = 20$ ist die Flächenbelastung jedoch beträchtlich höher, was zu einer erhöhten Biegebelastung der Stäbe führt. Zudem ist die Durchbiegung der Stäbe größer, da diese für *Big Bird* wesentlich länger sein müssen. Es galt nun, die Biegesteifigkeit des Mechanismus zu erhöhen und gleichzeitig die geforderte Schubleistung erbringen zu können. Dabei sollte das Mehrgewicht auf ein Minimum reduziert werden, um die Massen- und Trägheitskräfte, welche einen wesentlichen Einfluss auf die Durchbiegung des Systems haben tief zu halten. Mit Hilfe der FEM-Simulationen wurden verschiedene Materialien auf deren Anwendbarkeit geprüft. Durch eine geschickte Kombination von hochfestem Stahl und ultraleichtem CFK konnte schlussendlich eine überzeugende Lösung gefunden werden.

Die Strukturbelastung des Getriebes wurde mit dem durch *UGS NX 7.5* neu eingeführtem Werkzeug "*NX™ Motion Flexible Body*" ermittelt. Diese Methode ermöglichte es, die Belastung durch Verformung der Komponenten auf Grund kinematischer Kräfte in Echtzeit zu ermitteln und mit den äußeren Belastungen zu kombinieren. Dabei wurden die einzelnen Komponenten, sogenannte "*links*", nicht als starr betrachtet, weshalb die zusätzlich durch die Verformung der Stäbe entstehenden Kräfte mitberücksichtigt werden konnten. Die Größe und Richtung der auf die Stabgelenke einwirkenden Belastungen während der Bewegung "*load transfers*", wurden mit jedem Bewegungsschritt berechnet und automatisch angepasst. Mit einer kinematischen Analyse wurde der Einfluss der Kinematik auf die Struktur quantifiziert. Da das Funktionsmodell nicht mit einer Tragfläche versehen wurde, repräsentieren diese Ergebnisse die zu erwartenden Belastungen für das Modell. Damit es sich auch für eine eventuelle Weiterentwicklung eignet, wurde es einer zusätzlichen dynamischen Analyse unterzogen.

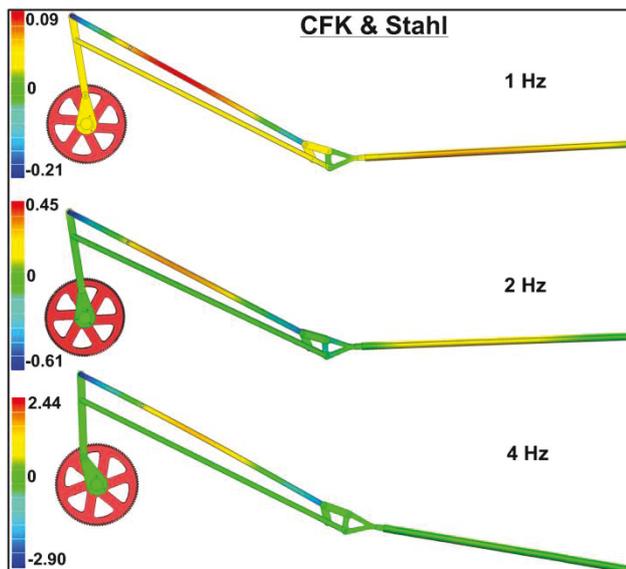


BILD 16. Deformationen (in mm) des Getriebes

Bei mehreren Simulationen mit unterschiedlichen Schlagfrequenzen wurden verschiedene Materialien und Material-Kombinationen getestet. Die besten Ergebnisse wurden mit einer Kombination von CFK und Stahl erreicht (siehe BILD 16. und BILD 17.).

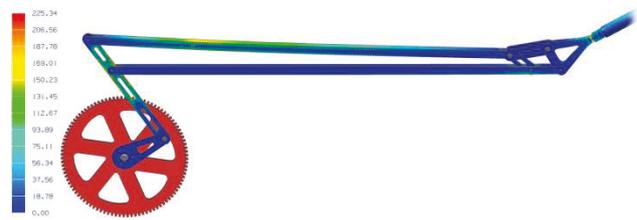


BILD 17. Vergleichsspannungen (in MPa) bei 4 Hz

Die numerischen Werte der maximalen Verformung v_{max} und Spannung σ_{vmax} bei 4 Hz beliefen sich auf:

$$v_{max} = 2.75 \text{ mm}$$

$$\sigma_{vmax} = 225.34 \text{ MPa}$$

Mit der dynamischen Analyse wurde untersucht, ob der Mechanismus auch den auftretenden Belastungen während des Horizontalflugs standhalten kann. Dazu wurden die zuvor berechneten instationären aerodynamischen Lasten $F_A(\varphi)$ und $F_S(\varphi)$ mit dem CAD-Modell gekoppelt. Sie wurden diskretisiert und streifenweise entlang der Flügelstangen verteilt.

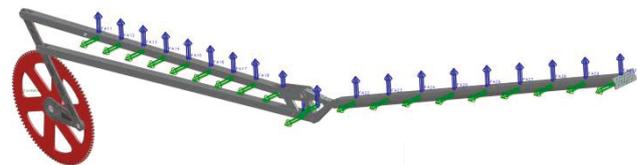


BILD 18. Kopplung der aerodynamischen Kräfte

Die größte Verformung und die maximal auftretende Vergleichsspannung betragen nun

$$v_{max} = 5.61 \text{ mm}$$

$$\sigma_{vmax} = 404.88 \text{ MPa}$$

und entsprechen dem statischen Sicherheitsfaktor von $SF_{Bruch} = 1.6$. Die Festigkeit der Lager wurde ebenfalls bei der Frequenz von 4 Hz überprüft und wiesen denselben Sicherheitsfaktor auf.

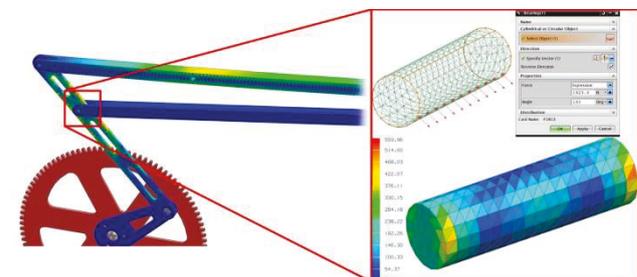


BILD 19. Festigkeitsnachweis des kritischen Lagers

5.3. Antriebsstrang

Der kompakte 400 W Elektromotor verfügt über ein vergleichsweise hohes Drehmoment bei niedriger Drehzahl. Das gewählte Übersetzungsverhältnis ermöglicht den Betrieb des Modells mit Schlagfrequenzen von bis zu 6 Hz.

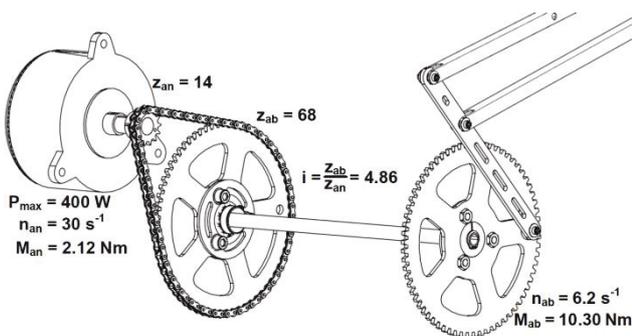


BILD 20. Berechnung des Antriebstrangs

5.4. Fertigingsmodell

Nachdem alle Komponenten des detaillierten CAD-Modells ausgelegt worden sind, wurde dessen Funktionalität mit einer Bewegungs-Simulation geprüft. Der Aufbau versprach einen reibungslosen Betrieb und war somit fertigungsbereit (siehe **BILD 21.**).

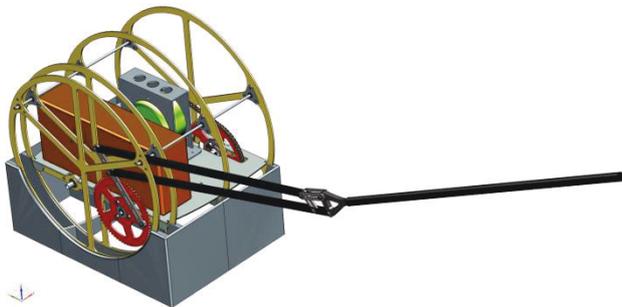


BILD 21. Funktionsmodell des Biegetorsionsantriebs

BILD 22. stellt das potentielle Anwendungsbeispiel des entworfenen Biegetorsionsantriebs dar. Die Dimensionen entsprechen den berechneten Daten einer flugfähigen Version von Big Bird.

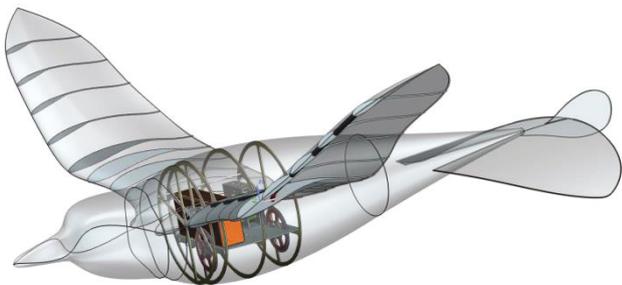


BILD 22. CAD-Modell des Vogels Big Bird mit Getriebe

6. HERSTELLUNG DES FUNKTIONSMODELLS

Für die Herstellung des Funktionsmodells wurden hauptsächlich zwei Materialien verwendet:

- CFK (T300 Fasern mit L – 235 Epoxydharz)
- Edelstahl, rostfrei (1.4016, 430 SHC)

Diese Materialwahl ermöglicht dem Mechanismus, Schlagfrequenzen von bis zu 4 Hz auszuführen. Das Getriebe wurde für diese Belastung kinematisch sowie dynamisch ausgelegt und auf Gewicht optimiert. Die Fertigung des Rumpfs und die Wahl der Antriebskomponenten wurden in erster Linie durch zeitliche, finanzielle und ästhetische Aspekte festgelegt.

6.1. Getriebestangen

Die Getriebemechanik besteht aus je drei kurzen Flachstangen aus Stahl, bzw. langen Quadratrohren aus CFK. Des Weiteren bilden ein Gelenkstück und ein Rundrohr einen Teil der Mechanik. Außer dem Gelenkstück sind alle Komponenten als Standardteile verfügbar, was den Kosten- und Zeitaufwand der Fertigung wesentlich verringerte. Das Gelenkstück wurde als CFK Sandwichplatte nasslaminiert und zugeschnitten. Um den Transport des Funktionsmodells zu erleichtern, wurde das Getriebe mit lösbaren Verbindungen zusammengefügt. Ein reibungsarmer Bewegungsablauf wurde durch das Einsetzen von Kugellagern und Schafschrauben erreicht. Die Verwendung von Polyamid-Hülsen als Abstandhalter verhindert die laterale Bewegung der Stäbe und reduziert somit auftretende Schwingungen. Die Getriebestangen wiesen nach der Montage eine Länge von $\approx 1.2\text{ m}$ sowie ein Gewicht von 231.5 g auf.



BILD 23. Getriebe-Mechanik mit Trapezgelenk

6.2. Rumpf

Der Rumpf entspricht der benötigten Größe, um Kollisionen der Getriebestangen zu vermeiden. Er beruht auf vier Komponenten:

- Spanten
- Montageplatte
- Motorhalterung
- Socket

Die ersten Drei wurden direkt aus dem CAD-Modell als DXF-Datei exportiert, aus Chromstahl gelasert und in ihre Form gebracht.



BILD 24. Herstellung des Rumpfs

Der Sockel wurde mit einem *Ultimaker* 3D-Drucker aus PLA hergestellt und mit einem Ein- und Ausschaltknopf versehen.



BILD 25. Sockel mit eingebautem Schalter

6.3. Antriebskomponenten

Die Antriebskomponenten und der Akkusatz sind standardmäßige Elektroscooter Komponenten und wurden extern beschafft. Außer dem Zahnrad, für welches noch ein Flansch gefertigt werden musste, waren alle Komponenten montage- und betriebsbereit.



BILD 26. Antriebskomponenten und Akkusatz

6.4. Zusammenbau

Vor dem Zusammenbau der gefertigten Komponenten wurden die Schweißnähte mit einem elektronischen Schweißnahtreiniger gesäubert, die Chromstahl-Teile poliert und die CFK-Teile mit Aceton gereinigt.



BILD 27. Komponenten für die Montage des Rumpfs

Danach wurden der Rumpf zusammengebaut und die Zahnräder mittels Klemmverbindung befestigt. Der Motor in der Halterung wurde auf die Platte geschraubt, die Fixpunktelle angebracht und mit Wellensicherungen versehen.

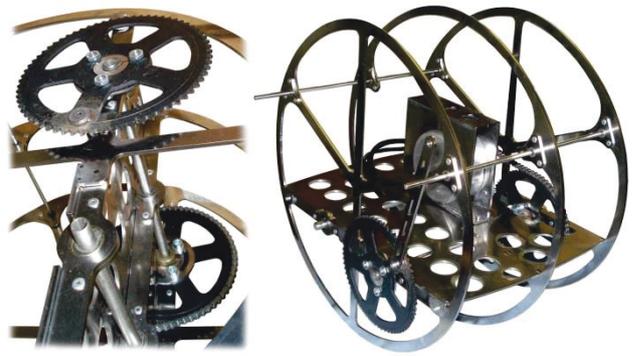


BILD 28. Montage der Zahnräder und des Motors

Die gesamte Konstruktion konnte nun in den Sockel platziert und der Akkusatz im Innenraum verstaut werden. Nach dem Anbringen der Getriebestangen und dem Verbinden der elektronischen Komponenten war der Mechanismus für einen ersten Test bereit.



BILD 29. Funktionsfähiges Modell für den ersten Test

Um die Möglichkeit eines Materialversagens beim Betrieb höherer Frequenzen zu vermindern, wurde die untere Stange des Trapezgelenks noch verstärkt.



BILD 30. Verstärkung des Trapezgelenks

Ein weiterer Test mit dem verstärktem Modell belegte dessen Funktionstüchtigkeit bei Schlagfrequenzen von bis zu 2.5 Hz.



BILD 31. Funktionsmodell des Biegetorsionsantriebs

7. FAZIT

Die Eignung des Biegetorsionsantriebs für größer skalierte Fluggeräte mit höherem Evolutionsgrad konnte analytisch belegt werden. In einem ersten Schritt erfolgte die Abschätzung der benötigten Dimensionen und Eckdaten um den gewünschten Evolutionsgrad zu erreichen. Als Unterstützung wurde ein skalierbares CAD-Modell des Vogels erstellt. Danach wurde die Getriebe-Kinematik analysiert und als mathematisches Modell dargestellt. Mit Hilfe einer parametrischen Analyse konnten die Getriebedimensionen und deren Einfluss auf die Funktionalität des Mechanismus ermittelt werden. Des Weiteren wurde ein 3D CAD-Modell des Getriebes erstellt, um die Kinematik und deren Auswirkung auf die Strukturbelastung mittels kinematischen und dynamischen FEM-Simulationen zu untersuchen. Das Getriebe wurde für Schlagfrequenzen von bis zu 4 Hz ausgelegt. Die Getriebemechanik wurde für den entsprechenden Lastfall entwickelt und die Fertigung des Funktionsmodells verlief dank dem detaillierten CAD-Modell mühelos.



BILD 32. Virtuelles und reales Funktionsmodell

7.1. Wichtige Ergebnisse der Arbeit

Die parametrische Analyse der Getriebekinematik brachte zwei höchst interessante Tatsachen ans Licht. Zum einen konnte gezeigt werden, dass die Skalierung des Biegetorsionsantriebs keinen Einfluss auf dessen Kinematik hat. Dies ist eine wertvolle Entdeckung in Bezug auf die Frage, ob der Antrieb für den Einsatz in größeren Schwingenfliegern geeignet ist. Zum anderen konnte gezeigt werden, dass die Geometrie der Getriebestangen exakt aufeinander abgestimmt sein muss, damit der Mechanismus die gewünschte Bewegung reibungslos ausführen kann. Kleinste Abweichungen der Stablängen verändern den Bewegungsablauf und können zu Blockaden führen.

Die Funktionsfähigkeit der Konstellation konnte durch Tests für Schlagfrequenzen bis zu 2.5 Hz verifiziert werden. Die gesetzten Ziele wurden somit erreicht und es konnte gezeigt werden, dass die Skalierung des Getriebes auf den gewünschten Evolutionsgrad aus mechanischer Sicht möglich ist.

7.2. Ausblick auf zukünftige Arbeiten

Da mit Hilfe des Funktionsmodells gezeigt werden konnte, dass die Skalierung des Biegetorsionsantriebs nicht nur aus physikalischer sondern auch aus mechanischer Sicht machbar ist, sollte das Projekt weiter verfolgt werden. Das Funktionsmodell dieser Arbeit wurde mit der Absicht hergestellt, dass zukünftige Arbeiten und Tests mit dem Modell umzusetzen sind. Als nächster Schritt einer zukünftigen Arbeit wäre somit das Anbringen von Tragflächen an den Flügelstangen angebracht, um die Funktionsfähigkeit für den dynamischen Lastfall zu evaluieren (siehe **BILD 33.**).



BILD 33. Funktionsmodell mit angebrachter Tragfläche

Um eine flugfähige Variante des Getriebes herzustellen, müssten die Rumpf-Komponenten und der Akkusatz noch bezüglich Gewicht optimiert werden. Die Verwendung von CFK-Sandwichplatten anstelle des Stahlblechs wäre eine vernünftige, wenn auch kostspielige Möglichkeit dazu. Außerdem müsste für einen flugfähigen Vogel die Dauerschwingfestigkeit der Getriebe-Komponenten noch ergründet werden. Für eine genauere Berechnung der Kräfte, der Leistungen, des Wirkungsgrads und somit der benötigten Schlagfrequenz wird eine CFD-Analyse sowie Messungen im Windkanal empfohlen.

Literaturverzeichnis

- [1] Marianne Schneider. *Leonardo da Vinci: der Vögel Flug - sul volo degli uccelli*, Schirmer/Mosel, 2000.
- [2] Paperblanks® 2011 Fotografie: Czawadzki. *Leonardo da Vinci*, <http://blog.paperblanks.com/2011/04/leonardo-da-vinci/>, Januar 03, 2014.
- [3] Fotografie: Christian Reinboth 2010. *Modell: Leonardo da Vinci*, San Jose Tech Museum, <http://scienceblogs.de/frischer-wind/2010/05/05/faszinierende-museumswelten-auf-flickr>, Januar 03, 2014.
- [4] Wolfgang Send. *Tragflächen als Biege-/Torsionsantrieb - Können wir von der Natur noch lernen?* 16. Kolloquium Luftverkehr "Lufttransportsysteme der nächsten Generation" Technische Universität Darmstadt, Oktober 2009.
- [5] Wolfgang Send. *Der Traum vom Fliegen*, Naturwissenschaftliche Rundschau, 56 Jahrgang, Heft 2 (656):S. 65-73, Februar 2003. Fotografie: Ottomar Anschütz 16.08.1894.
- [6] W. Send, M. Fischer, K. Jebens, R. Mugrauer, A. Nagarathinam, und F. Scharstein. *Artificial hinged-wing bird with active torsion and partially linear kinematics*, 28th ICAS Congress, Brisbane, Australia, Paper 53, September 23-28, 2012.
- [7] Festo AG & Co. KG 2011. Broschüre: *SmartBird - Aerodynamischer Leichtbau mit aktiver Torsion*, http://www.festo.com/cms/de_corp/11369.htm, Januar 05, 2014.
- [8] Wolfgang Send. *Projekt "Leonardo 2.0" motorgestützter menschlicher Schwingenflug*, 62: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart, September 10-12, 2013.
- [9] Wolfgang Send. *The Mean Power of Forces and Moments in Unsteady Aerodynamics*, Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik (ZAMM), 72(2):S. 113 – 132, 1992.