

PROJEKT BIGBIRD XL - MODELLBILDUNG UND SIMULATION EINES UNBEMANNTEN ORNITHOPTERS MIT BIEGETORSIONSANTRIEB

Y. Dobrev, D. Moormann, Institut für Flugsystemdynamik, RWTH Aachen University

Zusammenfassung

In diesem Beitrag wird ein nichtlineares flugdynamisches Modell eines Ornithopters vorgestellt. Die schlagenden Flügel inklusive Stabgetriebe sind als System starrer Körper modelliert. Die getrennte Modellierung aller beweglichen Teile erlaubt eine präzise Bestimmung der Kinematik der Flügelbewegung sowie des aktuellen Schwerpunkts und der Trägheitsmomente, welche sich während eines Flügelschlags zyklisch verändern. Die aerodynamischen Kräfte und Momente werden mit einem modifizierten Streifentheoriemodell berechnet. Dieses verwendet stationär gemessene Profilpolare sowie Theodorsen-Funktionen um den Einfluss des instationären Wirbelnachlaufs zu berücksichtigen. Dynamische Abrisseffekte, welche effektiv den Anstellwinkelbereich mit angelegter Strömung eines schlagenden und drehenden Profils erhöhen können, werden ebenfalls berücksichtigt.

1. EINLEITUNG

Im Rahmen des Forschungsprojekts „BigBird XL“ wird ein unbemanntes Luftfahrzeug (UAV) entwickelt, dessen Antrieb nach dem Prinzip des Schwingenflugs in der Natur erfolgt. Kennzeichen dieses Antriebs, der in seiner technischen Ausführung auch als Biegetorsionsantrieb bezeichnet wird, ist die funktionale Integration der beiden wesentlichen Merkmale Auftriebs- und Schuberzeugung in den Flügeln des Luftfahrzeugs. Nach den Vorbildern in der Natur führen diese konstruktiven Merkmale zu einer nahezu lautlosen und hocheffizienten Fortbewegung. Bei einer Spannweite von 5 m ist BigBird XL für ein Abfluggewicht bis 25 kg und eine Nutzlast bis zu 10 kg ausgelegt. Um den erfolgreichen kommerziellen Einsatz in Anwendungsgebieten wie Naturschutz, Paketzustellung und Infrastrukturinspektion zu ermöglichen, ist eine vollständige Automatisierung des Flugbetriebs vorgesehen. Das Projekt wird aus Mitteln des Zentralen Innovationsprogramms Mittelstand (ZIM) des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie gefördert.

In diesem Beitrag wird ein nichtlineares flugdynamisches Modell des Ornithopters vorgestellt, welches als Grundlage für die Entwicklung der Flugregelungsalgorithmen des Fluggeräts dient. Eine Möglichkeit zur schnellen Simulation ist von großem Vorteil beim Flugreglerentwurf, weshalb der Schwerpunkt auf die analytische Modellierung anstatt von hochpräzisen aber rechenintensiven CFD-Methoden gesetzt wurde. Die damit verbundenen Modellierungsfehler sind akzeptabel sofern das Modell die wesentlichen flugdynamischen Eigenschaften des Systems wiedergibt. Das Ergebnis ist ein generisch aufgebautes und damit für künstliche Vögel beliebiger Konfiguration anwendbares Simulationsmodell, welches die Visualisierung des Flugs in Echtzeit ermöglicht.

Das Ornithoptergetriebe ist als System starrer Körper modelliert und erlaubt die genaue Bestimmung des Anströmungszustands an jedem Punkt des Fluggeräts. Das Aerodynamikmodell beruht auf der Streifentheorie

und berücksichtigt Effekte die vom instationären Nachlauf der schlagenden Flügel hervorgerufen werden. Das Simulationsmodell wurde in der MATLAB/Simulink-Umgebung von Mathworks implementiert.

2. BIGBIRD XL

BigBird XL wurde nach dem Vorbild der Möwe entworfen (BILD 1). Die Flügel sind zweigeteilt, wobei Innenflügel und Außenflügel über ein Trapezgelenk verbunden sind. Die Schlagbewegung wird von einem Elektromotor im Rumpf über ein Reduktionsgetriebe angetrieben. Die Außenflügel können mittels in den Spitzen eingebauten Servomotoren gegenüber den Holmen verdreht werden. Diese aktive Torsion dient der Schuberzeugung und ist ein wichtiges Alleinstellungsmerkmal des Fluggeräts. Nach dem Vorbild der Natur kann die Verdrehung über den Schlagzyklus so gesteuert werden, dass eine hocheffiziente Schub- und Auftriebserzeugung stattfindet. Hierzu ist eine Phasenverschiebung von Schlag- gegenüber Drehbewegung von 90° notwendig [1]. Die Lagesteuerung erfolgt durch Anstellen von Höhen- und Seitenleitwerk, sowie durch differentielles Verdrehen der Außenflügel.

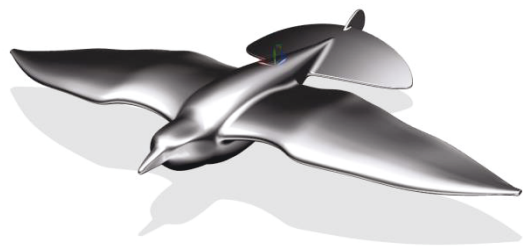


BILD 1. BigBird XL: Vorläufiges Rendering

3. DAS MODELL

Das flugdynamische Ornithoptermodell kann in zwei Hauptkomponenten aufgeteilt werden:

- 1) Kinematikmodell: Berechnet die Bewegung des Multikörpersystems unter dem Einfluss der Luft-, Antriebs- und Gravitationskräften.
- 2) Aerodynamikmodell: Berechnet die Luftkräfte und –momente die auf den aerodynamischen Flächen bei entsprechender Anströmung angreifen.

Im Folgenden werden beide Teilmodelle detailliert vorgestellt.

3.1. Kinematikmodell

Die Flügel haben einen nicht vernachlässigbaren Anteil am Gesamtgewicht des Fluggeräts. Hiermit verursacht deren Schlagbewegung eine entgegengerichtete Oszillation des Rumpfs sowie eine zyklische Veränderung des Fluggeräteschwerpunkts und der Trägheitsmomente. Um diese Effekte zu erfassen wurden alle beweglichen Teile als starre massebehaftete Körper modelliert, welche gelenkig miteinander verbunden sind. Die einzelnen Komponenten wurden als vereinfachte Volumenkörper mit homogener Masseverteilung modelliert (BILD 2). Die Annahme der Starrheit bedeutet, dass keine aeroelastischen Effekte (Durchbiegung und Torsion) berücksichtigt werden können. Da der Außenflügel von BigBird XL mittels Servomotoren aktiv tordiert und in Stellung gehalten wird, spielt hier die aeroelastische Verdrehung nur eine untergeordnete Rolle. Die Voraussetzung dafür ist, dass der Flügel nur vom Servo verdreht wird und nicht unter der aerodynamischen Last nachgibt. Für Ornithopter, welche nur passive Torsion zur Schuberzeugung nutzen wäre diese Art der Modellierung wegen der fehlenden aeroelastischen Rückkopplung ungeeignet. Die aeroelastische Durchbiegung der Flächen wird im Auslegungsprozess durch konstruktive Maßnahmen gering gehalten, so dass deren Modellierung nicht erforderlich ist.

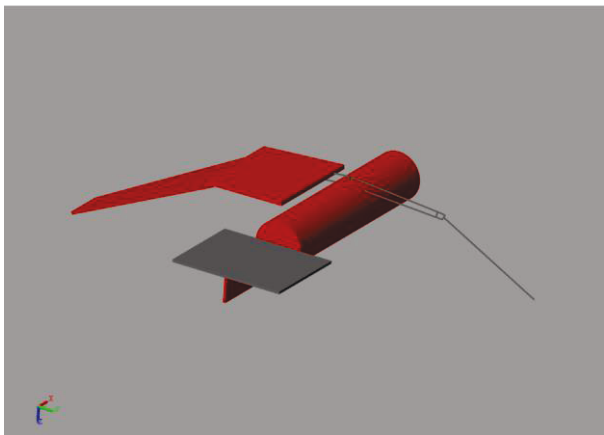


BILD 2. Kinematikmodell in Simscape

Die Starrkörperannahme führt dazu, dass der Einfluss der Flügelverdrillung auf den Anströmungszustand nicht modelliert werden kann. Deswegen werden in einem nachgelagerten Schritt die Änderungen der Anströmung der einzelnen Streifen durch die Verdrehung berechnet. Die Schwerpunkt- und Trägheitsänderungen in Folge der Flügeltorsion werden vernachlässigt.

Die Anströmungszustände an den einzelnen Flügelpositionen ergeben sich aus der Überlagerung

der Flügelbewegung relativ zum Rumpf und der Bewegung des Rumpfs gegenüber der Luft, welche über die entstehenden Luftkräfte gekoppelt sind. Trägheitsbedingt¹ führt der Rumpf eine oszillierende Bewegung in vertikaler Richtung die gegenphasig zur Flügelbewegung verläuft. Diese kann sich beim Einsatz von Inertialsensoren im Freiflugmodell unter Umständen störend auf die Lagebestimmung auswirken, so dass ihre genaue Kenntnis von besonderem Interesse ist. Alle aerodynamischen Flächen sind getrennt modelliert um Anströmungsunterschiede im Schiebe- und Kurvenflug zu erfassen.

Das Kinematikmodell wurde in der Simulationssoftware Simscape von Mathworks implementiert. Simscape ermöglicht die schnelle Erstellung von Modellen physikalischer Systeme innerhalb der Simulink-Umgebung.

3.2. Aerodynamikmodell

Der wichtigste flugdynamische Unterschied von Ornithoptern im Vergleich zu konventionellen Flugzeugkonfigurationen ist die hochfrequente Flügelbewegung (Schlagen und Drehen), welche instationäre Anströmungszustände an den aerodynamischen Flächen zur Folge hat.

In der Literatur sind zahlreiche Ansätze zur Modellierung der aerodynamischen Wechselwirkungen bei schlagenden und drehenden Flügeln zu finden. Die Grundlagen dafür hat Theodorsen [2] mit seinen Untersuchungen zu Flatterscheinungen von Tragflügeln an Verkehrsflugzeugen erschaffen. Die Theorie wurde auf Flügeln endlicher Spannweite durch Garrick [3] erweitert. Scherer [4] entwickelte in den 60er Jahren eine geschlossene analytische Methode zur Berechnung der Kräfte und Momente auf schlagende, drehende und schwenkende Tragflächen endlicher Spannweite. DeLaurier [5] erweiterte dieses Modell unter Verwendung der Streifentheorie auf Flügel beliebiger Grundrissform. Weiterhin stellte Kim [6] eine verbesserte Betrachtung des dynamischen Abrissverhaltens vor.

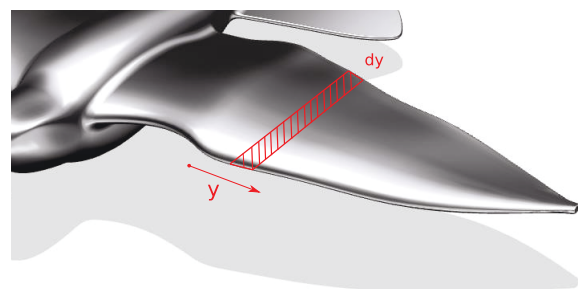


BILD 3. Aufteilung des Flügels in Streifen

In diesem Beitrag wird ein modifiziertes Streifentheoriemodell zur Simulation der Aerodynamik angewendet. Hierzu wird der Flügel in dünnen Streifen in Spannweitenrichtung unterteilt (BILD 3). Die Kopplung mit dem Kinematikmodell erlaubt eine genaue Bestimmung der quasistationären Anströmung an jedem Streifen. Die zusätzlich zu berücksichtigenden instationären Effekte können folgendermaßen zusammengefasst werden:

¹ Natürlich führt das Fluggerät auch durch die wechselnde Auftriebskraft eine Oszillation aus.

- 1) Die Flügelbewegung verursacht einen instationären Wirbelnachlauf. Dieser induziert eine zusätzliche zyklische Anströmung am Flügel.
- 2) Durch die Drehung des Profils entsteht durch die zusätzliche Zirkulation die sogenannte Nasensaugkraft.
- 3) Die Drehung des Profils kann den Abrisspunkt des Profils zu höheren oder tieferen Anstellwinkeln verschieben (dynamischer Strömungsabriss).
- 4) Um das Profil zu beschleunigen muss auch die in Beschleunigungsrichtung stehende Luft beschleunigt werden. Dies führt zum sogenannten „apparent (added) mass effect“.

Auf einen Flügelstreifen wirken hiermit folgende aerodynamische Kräfte und Momente:

- (1) $L = L_\Gamma + L_{am}$
- (2) $D = D_\Gamma + D_{am}$
- (3) $M = M_\Gamma + M_{am}$

Dabei kennzeichnet der Index Γ die Anteile durch Zirkulation und am diejenigen die sich aus dem „added mass“-Effekt ergeben. Die wirkenden Inertialkräfte werden im Kinematikmodell behandelt und werden hier nicht betrachtet. Die instationären zirkulationsbedingten Kräfte und Momente setzen sich aus den stationären Werten die sich bei einem äquivalenten Anstellwinkel α_e und Anströmung V ergeben würden, sowie aus den rotationsbedingten Nasensaugkraft T_s und Moment M_γ .

- (4) $L_\Gamma = L_e + L_{T_s}$
- (5) $D_\Gamma = D_e + D_{T_s}$
- (6) $M_\Gamma = M_e + M_\gamma$

Zunächst werden die äquivalenten stationären Kräfte und Momente betrachtet. Der kinematische Anströmungszustand an einem beliebigen Punkt auf der Sehne eines Flügelstreifens ist in BILD 4 dargestellt. Die Anströmung des Profils setzt sich folgendermaßen zusammen:

- (7) $\vec{V}_p = \vec{V}_\infty + \vec{V}_h + \vec{V}_{pt}$
- (8) $\vec{V}_{pt} = \vec{\theta}_p \times \vec{\Delta x}$

Dabei sind \vec{V}_∞ die freie Anströmung, \vec{V}_h die Anströmung am entsprechenden Streifen durch die Schlagbewegung und \vec{V}_{pt} die Anströmung die aus der Profildrehung $\vec{\theta}_p$ mit dem Hebelarm $\vec{\Delta x}$ an der betrachteten Sehnenposition resultiert.

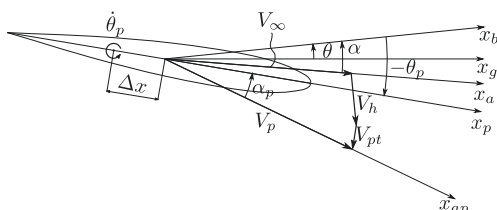


BILD 4. Kinematischer Anströmungszustand am

Flügelstreifen (Abschlag)

Laut Scherer ist der Anstellwinkel am $\frac{3}{4}$ -Punkt der Profilschneide maßgeblich für die Berechnung der Luftkräfte, die durch Zirkulation entstehen.

$$(9) \alpha_p = \tan^{-1} \frac{V_{pz,3/4c}}{V_{px,3/4c}}$$

Wenn das Profil um einen mittleren Anstellwinkel oszilliert kann α_p in einem stationären und einem instationären Anteil aufgeteilt werden.

$$(10) \alpha_p = \alpha_m + \alpha_{inst}$$

Aus diesen kann ein äquivalenter Anstellwinkel berechnet werden, mit welchem aus stationär gemessenen Polaren die instationären Luftkräfte berechnet werden können. Der instationäre Anteil wird zu diesem Zweck mit Hilfe von Theodorsen-Funktionen angepasst. Diese verursachen eine Reduktion des effektiven Anstellwinkels, sowie eine Zeitverzögerung desselben.

$$(11) \alpha'_{inst} = \bar{\alpha}_{inst} \sqrt{F^2 + G^2}$$

$$(12) \bar{\alpha}_{inst}(t) = \alpha_{inst}(t - \Delta t)$$

$$(13) \Delta t = \frac{1}{\omega} \tan^{-1} \left(-\frac{G}{F} \right)$$

F und G sind der Real- und der Imaginärteil der komplexen Theodorsen-Funktion C , welche von Jones [7] für einen Flügel endlicher Streckung Λ berechnet wurde.

$$(14) C(k, \Lambda) = F(k, \Lambda) + i \cdot G(k, \Lambda)$$

Scherer gibt folgende Annäherungsgleichungen für F und G an:

$$(15) F(k, \Lambda) = 1 - \frac{c_1 k^2}{k^2 + c_2^2}$$

$$(16) G(k, \Lambda) = -\frac{c_1 c_2 k}{k^2 + c_2^2}$$

$$(17) c_1 = 0.5 \left(\frac{\Lambda}{\Lambda + 2.32} \right)$$

$$(18) c_2 = 0.181 + \frac{0.772}{\Lambda}$$

Dabei sind Λ die Flügelstreckung und k die mit der mittleren Flügeltiefe c_m berechneten reduzierte Frequenz:

$$(19) k = \frac{c_m \omega}{2U}$$

Die verwendete Theodorsen-Funktion ist mit ihrem Wert für den stationären Fall ($k = 0$) normalisiert worden [4]. Dies wurde aus dem Grund gemacht, dass Auftriebsbeiwerte aus gemessenen 3D-Polaren eingesetzt werden können. In dieser Arbeit werden mit Xfoil [8] generierte 2D-Polaren verwendet, so dass für den äquivalenten 3D-Anstellwinkel gilt:

$$(20) \alpha_{e,3D} = \frac{\Lambda}{2+\Lambda} \alpha_{e,2D} = \frac{\Lambda}{2+\Lambda} (\alpha_m + \alpha'_{inst})$$

Damit können die Beiwerte für Auftrieb, Widerstand und Nickmoment aus der 2D-Polare bestimmt werden. Für einen Streifen der Teil eines Flügels endlicher Streckung ist, ergeben sich dann folgende 3D-Beiwerte:

$$(21) C_{L,3D} = C_{L,2D}(\alpha_{e,3D})$$

$$(22) C_{D,3D} = C_{D,2D}(\alpha_{e,3D}) + \frac{C_{L,3D}^2}{\pi \Lambda e}$$

$$(23) C_{M,3D} = C_{M,2D}(\alpha_{e,3D})$$

Mit e wird der Oswald-Faktor bezeichnet, der die Abweichung von der elliptischen Auftriebsverteilung berücksichtigt. Jetzt können die Kräfte und das Nickmoment am Streifen berechnet werden.

$$(24) L_e = C_{L,3D} \frac{\rho}{2} V^2 S$$

$$(25) D_e = C_{D,3D} \frac{\rho}{2} V^2 S$$

$$(26) M_e = C_{M,3D} \frac{\rho}{2} V^2 S c$$

Hier sind S die Streifenfläche, c die Profiltiefe und V der Betrag der Anströmungsgeschwindigkeit im Mittelpunkt der Profilschne. L_e und D_e wirken bei $1/4$ der Profiltiefe und sind jeweils senkrecht und parallel zur Anströmungsrichtung in diesem Punkt, die durch den Winkel $\alpha_{e,1/4}$ gegeben ist.

$$(27) \alpha_{e,1/4} = \alpha_e - 2\gamma$$

γ ist die Anstellwinkeländerung über $1/4$ der Profiltiefe auf Grund der Profilitation $\dot{\theta}$:

$$(28) \gamma = \tan^{-1} \left(\frac{c\dot{\theta}}{4V} \right)$$

Für die rotationsbedingte Nasensaugkraft gilt nach Scherer:

$$(29) T_s = 2\pi\gamma \cdot \frac{\rho}{2} V^2 S \cdot \tan \gamma$$

Diese wirkt als Schubkraft in Richtung der Profilschne. Durch die Rotation entsteht auch das Dämpfungsmoment M_γ :

$$(30) M_\gamma = -\frac{\pi}{2} \gamma \cdot \frac{\rho}{2} V^2 S c$$

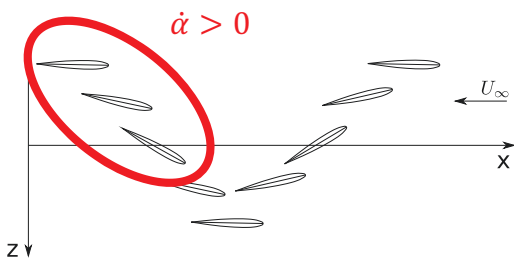


BILD 5. Schlagzyklusbereich in welchem dynamische Abrisseffekte ausgenutzt werden können

Die schlagenden und drehenden Flügel erfahren vor allem in den Bereichen um den unteren und oberen Totpunkt schnelle Anstellwinkeländerungen. Ein Anstellwinkelzuwachs, wie am Anfang des Abschlags (BILD 5), kann dazu führen, dass der Strömungsabriss des Profils im Vergleich zum stationären Fall verzögert wird und somit wesentlich höhere Auftriebsbeiwerte erzielt werden können. Dieser Effekt, der als dynamischer Abriss bezeichnet wird, ist vor allem bei dünnen Profilen mit Vorderkantenabriss ausgeprägt und wurde unter anderem in [9] und [10] beschrieben. Das genaue Verhalten ist von vielen Parametern, wie zum Beispiel Profilmform, Machzahl, dem mittleren Anstellwinkel und der genauen Bewegungsform abhängig und damit schwer modellierbar. Weiterhin hat der Auftriebsverlauf eine deutlich ausgeprägte Hysterese.

Zur Modellierung wird angenommen, dass die Anstellwinkeländerungen durch Schlagen und Drehen

gleichgestellt sind. Nach Prouty [11] gilt dann:

$$(31) \alpha_{stall,dyn} - \alpha_{stall,stat} = \Delta\alpha = \gamma \cdot \text{sign}(\dot{\alpha}) \sqrt{\frac{c\dot{\alpha}}{2V}}$$

Für den Faktor γ ist bei Prouty in Anlehnung auf [12] für eine Machzahl von 0.2 der Wert 0.51 zu finden. Dieser wird von Larjani [13] und Kim [6] auch im tieferen Machzahlbereich verwendet. Der dynamische Abrisswinkel wird auf den doppelten statischen Abrisswinkel begrenzt ([6], [4]).

Mit $\Delta\alpha$ lässt sich ein Referenzanstellwinkel bestimmen:

$$(32) \alpha_{ref} = \alpha_{e,3D} - \Delta\alpha$$

Dann kann mit dem Auftriebsbeiwertgradient beim Referenzanstellwinkel $C_{L,\alpha,ref}$ der entsprechende dynamische Auftriebsbeiwert bestimmt werden:

$$(33) C_{L,\alpha,ref} = \frac{C_L(\alpha_{ref})}{\alpha_{ref}}$$

$$(34) C_{L,dyn} = C_{L,\alpha,ref} \cdot \alpha_{e,3D}$$

Diese Vorgehensweise hat den Vorteil, dass der Auftriebszuwachs bei höheren Anstellwinkeln durch die Form der statischen Polare abgeschwächt wird und somit realistischer ist. Trotzdem darf dieses stark vereinfachte Modell nur als grobe Näherung zum realen Verhalten betrachtet werden.

Hiermit wurden alle Größen, die in Gl.(4)-(6) auftreten, angegeben. Die noch nicht behandelten „added mass“-Anteile in Gl. (1)-(3) entstehen durch Trägheitskräfte die zum Beschleunigen der Luft durch den Flügel aufgebracht werden müssen. Die Kräfte wirken im Mittelpunkt der Profilschne und sind der Profilbeschleunigung entgegengesetzt. Scherer [4] gibt für die „added mass“ von Flügeln endlicher Spannweite folgende Formel an:

$$(35) am = \frac{\Lambda}{\sqrt{1+\Lambda^2}} \rho \pi \left(\frac{c}{2} \right)^2 b$$

Diese gilt für Beschleunigungen senkrecht zur Profilschne. Für Beschleunigungen parallel zur Profilschne wird der Ausdruck mit dem Quadrat der relativen Profildicke multipliziert. Damit ergeben sich die Ausdrücke für die Quer- und die Längskraft und das Nickmoment.

$$(36) Q_{am} = -am \cdot a_q$$

$$(37) X_{am} = -am \cdot \left(\frac{t}{c} \right)^2 \cdot a_x$$

$$(38) M_{am} = -am \cdot K \left(\frac{c}{4} \right)^2 \ddot{\theta}$$

Für K wird folgende Näherungsformel eingesetzt:

$$(39) K = \frac{0.17 \Lambda}{\Lambda + 1.43} + 0.33$$

Aus Q_{am} und X_{am} können durch eine triviale Transformation L_{am} und D_{am} berechnet werden.

Bisher wurde bei der Berechnung der Anströmung V der Einfluss des Nachlaufs vernachlässigt. Nach Scherer kann der gesamte induzierte Anstellwinkel als Differenz vom kinematischen Anstellwinkel und dem äquivalenten instationären Anstellwinkel ausgedrückt werden. Zusätzlich dazu kommt der induzierte Winkel aus endlicher Spannweite.

$$(40) \alpha_i = \alpha_p - \alpha_e + \frac{C_L}{\pi\Lambda}$$

Unter der Annahme, dass die induzierte Geschwindigkeit beim $\frac{1}{4}$ -Punkt senkrecht zur freien Anströmung ist, ergibt sich für den Anteil in Strömungsrichtung:

$$(41) u_{ind} = -V_{1/4c} \tan(\alpha_i) \sin(\alpha_p - \alpha_{1/4c})$$

Und für die wahre Anströmung:

$$(42) U = U_\infty + u_{ind}$$

Leider hängt u_{ind} von U ab, so dass kein geschlossener Ausdruck dafür angegeben werden kann. Deswegen wird der Abwind einfluss mit einem Zeitschritt Verzögerung angewendet. Es wird angenommen, dass jeder Flügelstreifen einen eigenen Abwind erzeugt, der keine der benachbarten Streifen beeinflusst.

4. SIMULATION

4.1. Aufbau

Der Aufbau der Ornithoptersimulation ist in BILD 6 schematisch dargestellt. Im Kinematikmodell wird aus dem Bewegungszustand des Fluggeräts gegenüber der ruhenden Luft die Anströmung an den verschiedenen aerodynamischen Flächen berechnet. Diese kann dann noch mit einem vorgegebenen Windfeld überlagert werden. Aus dem Anströmungszustand werden die aerodynamischen Kräfte und Momente nach 3.2 berechnet. Um die Schleife zu schließen werden diese dem Kinematikmodell als externe Kräfte zugeführt. Der Flug kann in einer 3D-Visualisierungsumgebung beobachtet werden.

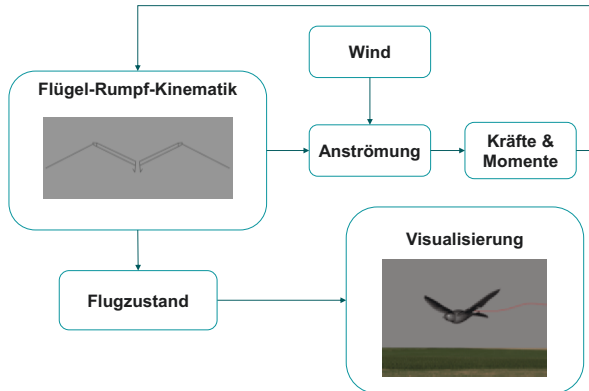


BILD 6. Aufbau der Ornithoptersimulation

4.2. Ergebnisse

Mit der beschriebenen Simulationsumgebung wurde der Flug vom Festo SmartBird [14] simuliert. SmartBird hat eine Spannweite von 2 m bei einer Abflugmasse von 0,5 kg und eine Auslegungsfluggeschwindigkeit von 5 m/s. Es wurde in 2012 entwickelt und führt seitdem regelmäßig handgesteuerte Flüge durch. Da SmartBird nicht mit einem Flugcomputer ausgestattet ist, existieren dazu keine ausführlichen Flugdatensätze. Dies macht eine detaillierte Validierung des Simulationsmodells zum aktuellen Zeitpunkt nicht möglich.

Das Fluggerät wurde in der Simulation manuell für einen Geradeausflug ausgetrimmt. Da der künstliche Vogel eine leicht instabile Spiralbewegung aufweist, wurde ein Rollageregler implementiert, der diese stabilisiert. Die Ansteuerung der Außenflügel erfolgt

nach dem Prinzip der teilweise linearen Kinematik mit einer Phasenverschiebung von 100° , welche in [14] vorgestellt wurde. Die zeitliche Relation von Schlag- und Drehbewegung ist in BILD 7 dargestellt. Das Fluggerät befindet sich auf einem Grenzyklus bei einer Schlagfrequenz von ca. 3 Hz, wobei sich eine Fluggeschwindigkeit von 4,5 m/s bei einer Leistungsaufnahme für das Schlagen von 6 W einstellt. Diese Ergebnisse zeigen eine gute Übereinstimmung mit den Eckdaten von SmartBird.

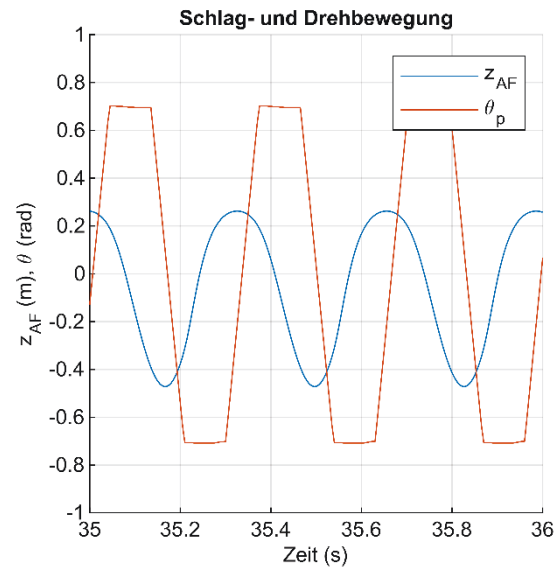


BILD 7. Zeitliche Relation von Schlag- und Drehbewegung des Außenflügels

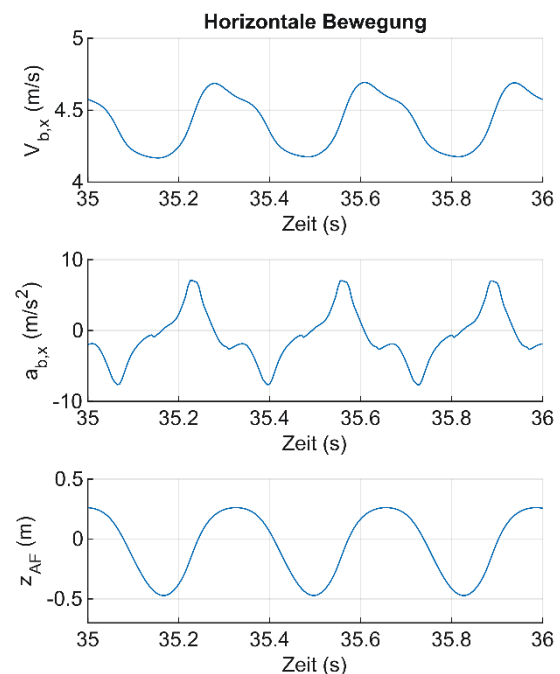


BILD 8. Geradeausflug, Horizontalbewegung

BILD 10-10 zeigen die zeitlichen Verläufe einiger Flugzustandsgrößen im stationären Geradeausflug. Zur Referenz ist immer die vertikale Position der Außenflügelspitze angegeben. Zyklische Änderungen mit der Frequenz der Schlagbewegung sind bei allen Größen zu beobachten. Der Vogelrumpf führt vertikale

Oszillationen mit einer Amplitude von ca. 5 cm bei maximalen Geschwindigkeiten von ca. 1 m/s aus. Die z-Beschleunigungen sind im Rahmen von 2g, wobei bei schnellerem Schlagen, zum Beispiel im Steigflug, noch höhere Werte zu erwarten sind. Es ist eine Nickschwingung mit einer Amplitude von ca. 6° zu beobachten.

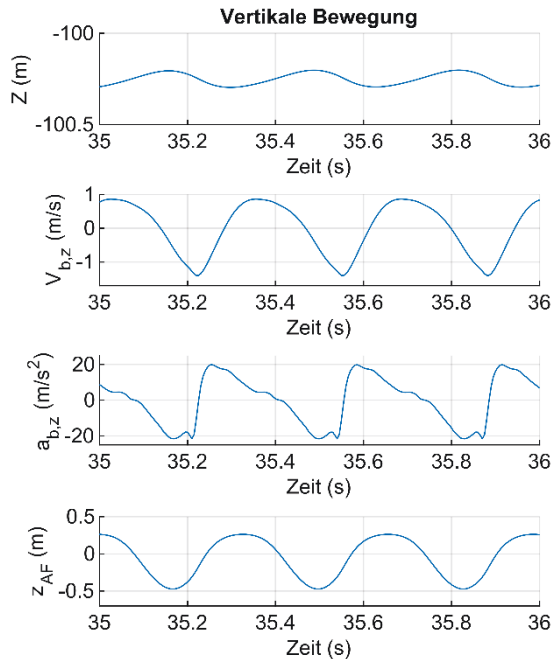


BILD 9. Geradeausflug, Vertikalbewegung

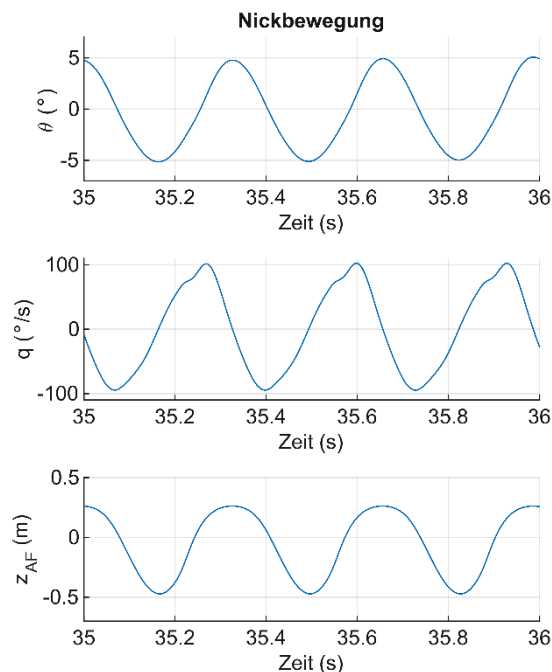


BILD 10. Geradeausflug, Nickbewegung

5. AUSBLICK

Es wurde ein nichtlineares flugdynamisches Simulationsmodell für Ornithopter vorgestellt. Damit kann die Klasse der künstlichen Vögel mit starren gelenkigen Flügeln, welche aktive Torsion zum Vortrieb einsetzen, simuliert werden. Das Modell wird

sowohl in der Auslegungsphase als auch bei der Flugreglerauslegung von BigBird XL eingesetzt.

Eine ausführliche Validierung des Modells mit Flugversuchsdaten steht noch aus. Zu diesem Zweck wird am Institut für Flugsystemdynamik das Prototyp BigBird M (Abflugmasse 3 kg, Spannweite 2 m) entwickelt. Damit werden auch Regelungsalgorithmen vor dem Einsatz auf BigBird XL erprobt.

- [1] W. Send, „Flapping-Wing thrust in compressible flow,“ in *25th International Congress of Aeronautical Sciences (ICAS)*, 2006.
- [2] T. Theodorsen und W. H. Mutchler, „General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter,“ 1935.
- [3] I. E. Garrick, „Propulsion of a flapping and oscillating airfoil,“ 1937.
- [4] J. O. Scherer, „Experimental and theoretical investigation of large amplitude oscillation foil propulsion systems,“ 1968.
- [5] J. D. DeLaurier, „An aerodynamic model for flapping-wing flight,“ *The Aeronautical Journal*, Bd. 97, pp. 125-130, 1993.
- [6] D.-K. Kim, J.-S. Lee und J.-H. Han, „Improved aerodynamic model for efficient analysis of flapping-wing flight,“ *Aiaa Journal*, Bd. 49, pp. 868-872, 2011.
- [7] R. T. Jones, „The unsteady lift of a wing of finite aspect ratio,“ 1940.
- [8] M. Drela, „XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils,“ in *Low Reynolds number aerodynamics*, Springer, 1989, pp. 1-12.
- [9] W. J. McCroskey, „The phenomenon of dynamic stall,“ 1981.
- [10] W. Johnson und N. D. Ham, „On the mechanism of dynamic stall,“ *Journal of the American Helicopter Society*, Bd. 17, pp. 36-45, 1972.
- [11] R. W. Prouty, *Helicopter performance, stability, and control*, 1995.
- [12] J. Liiva, F. J. Davenport, L. Gray und I. C. Walton, „Two-dimensional tests of airfoils oscillating near stall. Volume 1. Summary and evaluation of results,“ 1968.
- [13] R. F. Larijani und J. D. DeLaurier, „A nonlinear aeroelastic model for the study of flapping wing flight,“ *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Bd. 195, pp. 399-428, 2001.
- [14] W. Send, M. Fischer, K. Jebens, R. Mugrauer, A. Nagarathinam und F. Scharstein, „Artificial Hinged-Wing bird with Active Torsion and Partially Linear Kinematics,“ in *28th International Congress of the Aeronautical Sciences, Brisbane*, 2012.
- [15] J. M. Dietl und E. Garcia, „Stability in hovering ornithopter flight,“ in *Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies 2008*, 2008.