

AEROELASTISCHE AUSLEGUNG EINES MODELLFLUGZEUGS IN FASERVERBUNDBAUWEISE FÜR DEN DYNAMISCHEN SEGELFLUG

J. Ufer

Institut für Aeroelastik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Deutschland;
Institut für Polymerwerkstoffe und Kunststofftechnik, Technische Universität Clausthal, Deutschland

Zusammenfassung

Die Technik des dynamischen Segelflugs (engl. Dynamic Soaring) wird mit ferngesteuerten Modellflugzeugen für das Erreichen sehr großer Geschwindigkeiten angewendet. Der vorliegende Artikel beschreibt einen Teil der Arbeit, die für die aeroelastische Auslegung eines Modellflugzeugs für diese Flugtechnik durchgeführt wurde. Es werden das Prinzip und die physikalischen Grundlagen des dynamischen Segelflugs dargestellt und basierend darauf die aerodynamische Auslegung des Modells erläutert. Der resultierende Entwurf hat eine Spannweite von $2,8\text{m}$ und eine Streckung von $16,3$. Für die Flugaufgabe werden die auftretenden Lasten ermittelt und der strukturellen Auslegung zu Grunde gelegt. Der größte Lastfall tritt bei einer Fluggeschwindigkeit von $220\frac{\text{m}}{\text{s}}$ und einem Lastvielfachen von 150 -facher Erdbeschleunigung auf. Die aeroelastische Berechnung erfolgt mit der Finiten-Elemente Methode mit dem Programm *MSC.Nastran*. Das eingesetzte Verfahren wird vorab mit einem Testflügel validiert. Dafür werden mit statischen sowie dynamischen Versuchen die mechanischen Eigenschaften des Testflügels ermittelt und mit den Rechenergebnissen verglichen. Für das neue Modell wird ein Auslegungskonzept in Faserverbundbauweise erarbeitet, welches bei einem minimalen Abfluggewicht von unter 5kg alle geforderten Lastfälle erträgt. Es kommen ausschließlich CFK-Strukturen mit hochmoduligen Fasern zum Einsatz. Der Einfluss verschiedener Parameter auf das aeroelastische Verhalten wird dargestellt und die Ergebnisse der Strukturoptimierung beschrieben.

1 EINLEITUNG

Beim dynamischen Segelflug (DS) wird durch das wiederholte Durchfliegen einer Windschicht Energie aus der Luftströmung auf das Flugzeug übertragen. Beschreibt das Flugzeug dabei eine geeignete Flugbahn, kann die Energie zum Erreichen sehr großer Fluggeschwindigkeiten genutzt werden. Auf diese Weise wurden bereits Geschwindigkeitsrekorde von über $700\frac{\text{km}}{\text{h}}$ mit Modellflugzeugen ohne eigenen Antrieb aufgestellt [Bos10]. Durch die großen Geschwindigkeiten muss die Flugzeugstruktur extremen Belastungen standhalten. Für die Entwicklung eines neuen Modellflugzeugs (KRUD¹), speziell für diese Flugtechnik, wird mit einer aeroelastischen Rechnung die Struktur des Modells ausgelegt. Das Modell soll vollständig in Faserverbundbauweise hergestellt und optimal auf die Flugaufgabe angepasst werden. Ziel ist es, ein Designkonzept für ein Modell zu erstellen, welches strukturell und aerodynamisch in der Lage ist einen neuen Weltrekord im dynamischen Segelflug mit Modellflugzeugen aufzustellen.

2 DER DYNAMISCHE SEGELFLUG

Beim herkömmlichen Segelflug wird die zum Fliegen notwendige Energie durch aufsteigende Luftmassen, zum Beispiel durch Thermik oder Hangaufwinde, gewonnen. Im dynamischen Segelflug erfolgt die Energieübertragung aus der Luft durch horizontale Strömungen (Wind), die sich relativ zueinander bewegen, also einen Gradienten aufweisen. Ein ähnliches Prinzip ist das Segeln auf dem Wasser, wo das Segelboot seine Antriebsenergie aus der Relativbewegung zwischen Wasser und Luft erhält [Dre01]. Ursprünglich wurde das Prinzip des dynamischen Segelflugs bei dem Albatros entdeckt und analysiert. Beobachter stellten fest, dass der Vogel in der Lage ist, kilometerweit ohne einen Flügel Schlag über das offene Meer zu

fliegen, wobei der Einfluss von Aufwinden ausgeschlossen werden konnte. Heute ist aus wissenschaftlichen Untersuchungen bekannt, dass der Albatros auf diese Weise viele tausend Kilometer über dem Meer zurücklegt, ohne eigene Energie für den Antrieb aufbringen zu müssen [STH09]. Der Albatros nutzt bei seinem Flug den Windgradienten der Grenzschicht über dem Meer. Er fliegt quer zum Wind auf einer wellenförmigen Flugbahn (Abbildung 1).

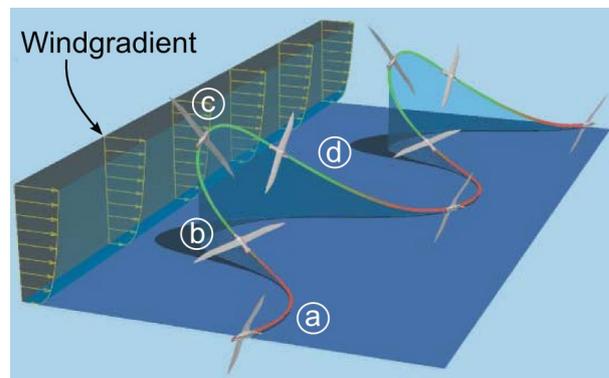


Abbildung 1: Flugbahn des Albatrosses [Sac04]

2.1 Energieübertragung physikalisch betrachtet

Das Prinzip der Energieübertragung von der Luftströmung auf den Vogel kann durch den Vergleich zweier Flugzustände erklärt werden [Sac04]. Der erste Flugzustand (Zeitpunkt 1) während des Steigflugs vor der oberen Kurve und der Zweite (Zeitpunkt 2) während des Sinkflugs nach der oberen Kurve (Abbildung 2). \vec{v} ist die Fluggeschwindigkeit (relativ zur Luft), \vec{v}_W die

¹ Interner Name des neuen Modellflugzeugs: Zusammensetzung der Nachnamen der wesentlich an der Auslegung beteiligten Personen: Philip Kolb, Benjamin Rodax, Jaromir Ufer, Johannes Dillinger.

Windgeschwindigkeit und \vec{v}_B die resultierende Bahngeschwindigkeit (Abbildung 3). Zu beiden Zeitpunkten befindet sich der Vogel auf der Höhe h_1 und hat somit dieselbe potentielle Energie: $E_{pot2} = E_{pot1} = mgh_1$. Der Energiegewinn des Vogels lässt sich nunmehr durch die kinetische Energie beschreiben:

$$(1) \quad E_2 - E_1 = E_{kin2} - E_{kin1} = \frac{m}{2}(\vec{v}_{B2}^2 - \vec{v}_{B1}^2)$$

Zur Vereinfachung wird der Luftwiderstand des Vogels vernachlässigt. Es gilt also

$$(2) \quad |\vec{v}_2| = |\vec{v}_1|.$$

Die Geschwindigkeitsvektoren zum Zeitpunkt 1 hängen wie folgt zusammen:

$$(3) \quad \vec{v}_{B1} = \vec{v}_1 + \vec{v}_{W1}$$

Die Komponenten der Bahngeschwindigkeit lassen sich nach dem in Abbildung 3 definierten Koordinatensystem als

$$(4) \quad \vec{v}_{B1} = \begin{pmatrix} v_{x1} - v_{W1} \\ v_{y1} \\ v_{z1} \end{pmatrix}$$

mit $\vec{v}_1 = (v_{x1}, v_{y1}, v_{z1})^T$ und $\vec{v}_{W1} = (-v_{W1}, 0, 0)^T$ darstellen. Mit der Annahme des widerstandslosen Vogels (Gleichung 2) gilt

$$(5) \quad \vec{v}_2 = \begin{pmatrix} v_{x2} \\ v_{y2} \\ v_{z2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -v_{x1} \\ v_{y1} \\ -v_{z1} \end{pmatrix}.$$

Damit folgt für die Bahngeschwindigkeit zum Zeitpunkt 2:

$$(6) \quad \vec{v}_{B2} = \begin{pmatrix} -v_{x1} - v_{W1} \\ v_{y1} \\ -v_{z1} \end{pmatrix}$$

Gleichung 4 und 6 in Gleichung 1 eingesetzt, liefert den Energiegewinn des Vogels:

$$(7) \quad E_2 - E_1 = 2 \cdot m \cdot v_{x1} \cdot v_{W1}$$

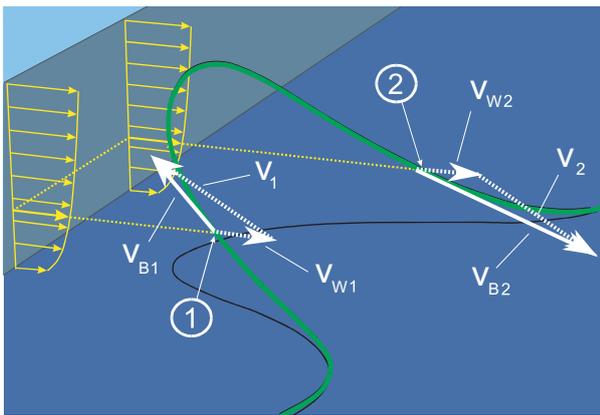


Abbildung 2: Vergleich Flugzustände [Sac04]

Hieraus folgt, dass durch das obere Wendemanöver (Phase c, Abbildung 1) abhängig von der Windgeschwindigkeit v_{W1} eine Energieübertragung aus der Luftströmung stattfindet. Den Energieaustausch zwischen Wind und Vogel während eines vollständigen Flugabschnitts (alle vier Phasen a bis d mit der

Dauer t_{ges}) zeigt Abbildung 4. Dargestellt ist die Änderung des Energietransfers über der Zeit dE_T/dt , bezogen auf die Gewichtskraft des Vogels mg . Die gestrichelte Linie zeigt den geringen Einfluss des Luftwiderstandes E_D auf den Energiehaushalt. Abbildung 5 zeigt die Gesamtenergie über derselben Periode, die eingezeichneten Zeitpunkte 1 und 2 entsprechen denen der vorangegangenen Rechnungen. Die hier abgebildeten Verläufe zeigen einen energieneutralen Flug, das heißt, die mittlere Geschwindigkeit des Vogels während seines wellenförmigen Fluges bleibt über die Zeit konstant.

In der der Natur fliegt der Vogel bei guten Windbedingungen nicht permanent auf dieser wellenförmigen Flugbahn, sondern kann während einer einzelnen Periode so viel Energie gewinnen, dass er anschließend bis zu mehrere hundert Meter über das Meer fliegt, bis das nächste DS Manöver notwendig ist.

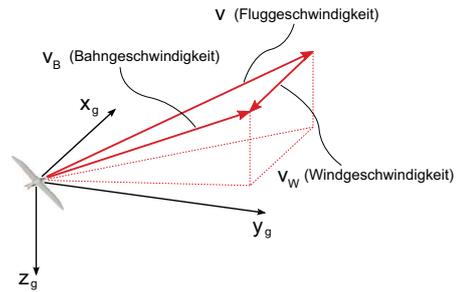


Abbildung 3: Globales Koordinatensystem [Sac04]

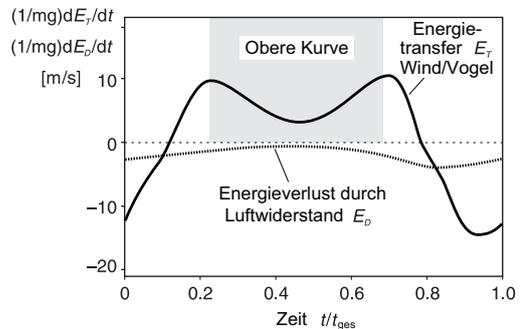


Abbildung 4: Energietransfer [Sac04]

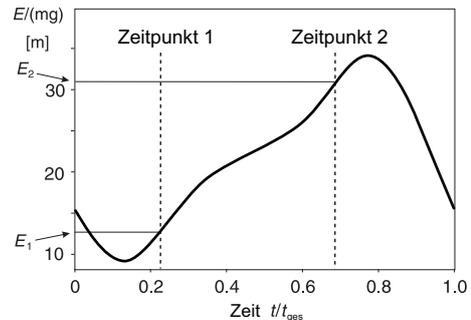


Abbildung 5: Gesamtenergie [Sac04]

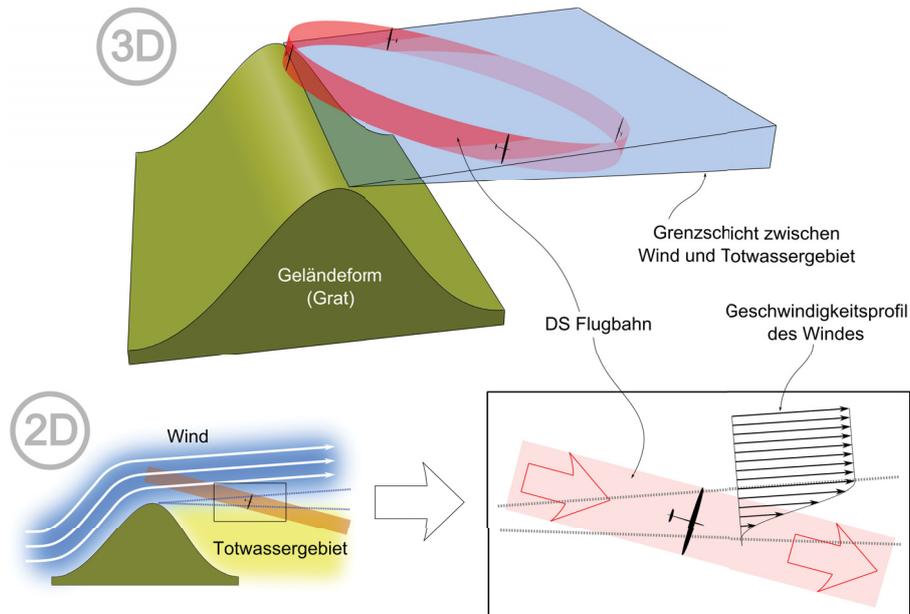


Abbildung 6: Dynamic Soaring auf Kreisbahn hinter einem Hindernis

2.2 Dynamischer Segelflug mit Modellflugzeugen

Im Bereich des ferngesteuerten Modellflugs ist der dynamische Segelflug seit mehreren Jahren eine bekannte und erfolgreich eingesetzte Flugtechnik. Im Gegensatz zur wellenförmigen Flugbahn des Albatrosses werden die Modelle auf einer kreis- oder ellipsenförmigen Bahn bewegt und es wird in der Regel eine Windscherung hinter einem Hindernis genutzt. Das Hindernis kann ein Berggrücken mit einem langgezogenem Grat, oder auch eine Mauer oder ähnliches sein (Abbildung 6). Trifft der Wind auf ein Hindernis, wie zum Beispiel den dargestellten Grat, löst sich die Strömung am höchsten Punkt ab. Je nach Geländeform, Oberflächenbeschaffenheit und Windgeschwindigkeit bildet sich ein mehr oder weniger großes Totwassergebiet hinter dem Hindernis aus, bevor sich die Luftströmung wieder an die Oberfläche absenkt. Im Totwassergebiet können sich dabei Wirbel (sogenannte Rotoren) mit rückläufiger Strömung bilden, Windstille herrschen oder auch eine chaotisch turbulente Strömung auftreten. In der Realität sind die Strömungsverhältnisse hoch dynamisch und lassen sich schwer idealisieren. Die hier dargestellte Form mit einem windstillen Totwassergebiet ist exemplarisch zu betrachten. Zwischen dem Wind und dem Totwassergebiet bildet sich eine keilförmige Grenzschicht mit einem Windgradienten aus. Dieser Gradient ist in der Regel wesentlich größer, als der der Bodengrenzschicht, den der Albatros nutzt. Das Modellflugzeug fliegt nun mit Rückenwind in flachem Winkel durch diese Grenzschicht in das windstille Totwassergebiet; und umgekehrt vom Totwassergebiet in flachem Winkel zurück in den Gegenwind. Abhängig von der Windgeschwindigkeit und der Geländeform und damit von dem entstehenden Windgradienten lässt sich eine beachtliche Energie auf das Flugzeug übertragen.

3 VALIDIERUNG DES RECHENVERFAHRENS

Zur Validierung des eingesetzten FE-Rechenverfahrens wird ein Musterflügel hergestellt, dessen mechanische Eigenschaften experimentell bestimmt werden. Neben statischen Versuchen mit Biege- und Torsionsbelastung des Flügels wird auch ein dynamischer Versuch zur Ermittlung des Eigenschwingungsverhaltens durchgeführt. Das verwendete Modell-Koordinatensystem ist wie in Abbildung 7 dargestellt definiert.

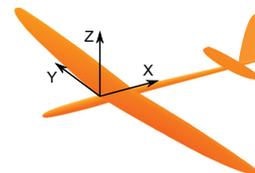


Abbildung 7: Modell-Koordinatensystem

Das FE-Modell des Testflügels wird mit dem Programm *ModGen*² aus Schalenelementen aufgebaut. Die innere Struktur des Flügels sowie die Verbindung zwischen Ober- und Unterschale an der Nasenleiste wird durch senkrechte Stege, die ebenfalls aus Schalenelementen bestehen, modelliert (in Abbildung 8 rot dargestellt).

Das FE-Modell ist in Segmente aufgeteilt, die jeweils aus mindestens einem Element bestehen. Für jedes einzelne Segment wird die Modellierung des Laminataufbaus entsprechend des Belegungsplanes des Flügels vorgenommen. Die Segmente sind so definiert, dass sie eine sinnvolle Abbildung der unterschiedlichen Laminatabschnitte darstellen. Die jeweiligen Faserlagen werden hinsichtlich ihrer Orientierung als unidirektionale Einzelschichten modelliert. Die Dicke der Einzelschicht lässt sich durch

$$(8) \quad t_{\text{Einzelschicht}} = \frac{m_{F,\text{Einzelschicht}}}{\rho_f \cdot \varphi}$$

² Ein Programm von Thomas Klimmek (DLR AE, Göttingen) zur parametrischen Erzeugung eines FE-Modells im MSC.Nastran Format für Flügel und ähnliche Strukturen [Kli09].

mit dem Faserflächengewicht (m_F), der Dichte der Fasern (ρ_f) und dem Faservolumengehalt (φ) bestimmen. Der Anteil des Harzes zur Verklebung der einzelnen Flügelbauteile an der Gesamtstrukturmasse liegt bei dem Testflügel bei etwa 15%. Für eine adäquate Massenmodellierung ist die Berücksichtigung dieses Verklebeharzes im FE-Modell unerlässlich. Eine elegante Möglichkeit dieses zu berücksichtigen, ist es, diese an den entsprechenden Stellen als eine zusätzliche flächenbezogene Masse auf dem Schalenelement abzubilden (im verwendeten System *MSC.Nastran*: NSM = Non Structural Mass). Die Verteilung des Verklebeharzes wird auf diese Art und Weise auf den jeweils am nächsten liegenden Elementen im FE-Modell übertragen und damit in sehr guter Näherung die Verteilung abgebildet.

Die Ermittlung der mechanischen Eigenschaften des modellierten Testflügels erfolgt mit dem Programm *MSC.Nastran* und dessen Lösungsmodul 101 für die statischen Rechnungen, bzw. Modul 103 für die Eigenfrequenzanalyse.

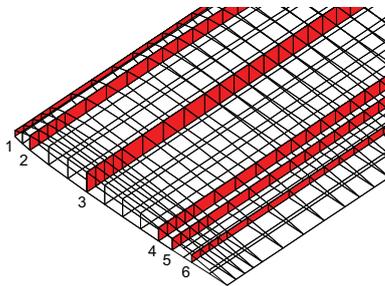


Abbildung 8: FE-Modell des Musterflügels

3.1 Statische Versuche

Für die statischen Versuche wird der Versuchsflügel parallel zur XZ-Ebene bei $Y = \pm 0,38m$ oder $Y = \pm 0,65m$ mit Lehren eingespannt, die den Flügel an einer definierten Y-Position umschließen (Abbildung 9). In der Mitte des Flügels (bei $Y = 0$) wird durch angehängte Massen eine Kraft eingeleitet. Durch Verschiebung des Kräfteinleitungspunktes in X-Richtung kann die Belastung zwischen reiner Biegung und einer Kombination von Biege-/Torsionslast variiert werden. Reine Biegebeanspruchung tritt auf, wenn die Kraft in der elastischen Achse angreift (am Holm bei $X = 0,06m$).

Die Verformung des Flügels wird mit einem markerbasierten, optischen Verfahren (Stereo Pattern Recognition) gemessen. Es werden je Einspannung drei Messreihen mit verschiedenen X-Positionen der Kräfteinleitung durchgeführt ($X = 0,06m$, $X = 0,375m$, $X = 0,75m$). Abbildung 10 stellt die gemessene sowie berechnete Durchbiegung des Musterflügels bei einer Belastung von $F_Z = 375,95N$ ($\hat{=} 38,323kg$, mittig bei $X = 0,06m$ eingeleitet) dar. Wie auch bei allen anderen Versuchen mit reiner Biegebelastung zeigen die Werte eine gute Übereinstimmung. Bei den Versuchen mit einer Kombination aus Biege- und Torsionsbeanspruchung gibt es zwischen FE-Rechnung und Messung größere Diskrepanzen. Diese sind auf die unzureichende Modellierung der Einspannbedingungen zurückzuführen.

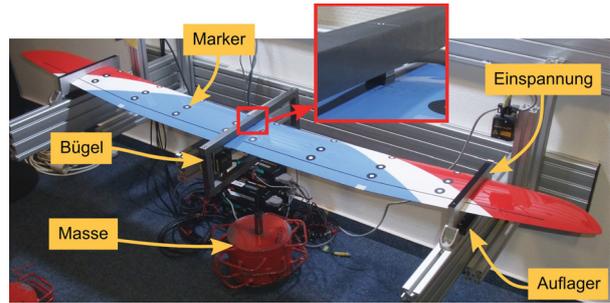


Abbildung 9: Versuchsaufbau: Einspannung und Kräfteinleitung in den Testflügel

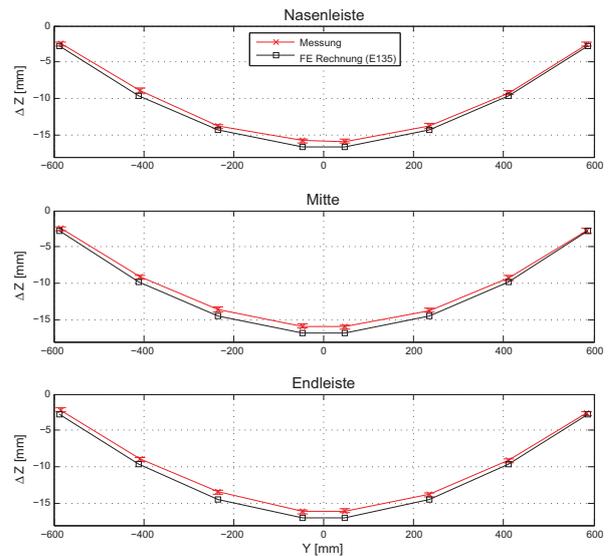


Abbildung 10: Vergleich Rechnung/Messung bei Biegebeanspruchung des Musterflügels

3.2 Dynamische Versuche

Neben der statischen Messung am Testflügel wird auch ein dynamischer Versuch zur Bestimmung der Eigenfrequenzen durchgeführt. Hat bei den statischen Messungen allein die Steifigkeitsverteilung $[K]$ des Flügels einen Einfluss auf die gemessene Verformung, hängt das Ergebnis einer dynamischen Messung zusätzlich von der Massenverteilung $[M]$ und der strukturellen Dämpfung $[D]$ ab (Gleichung 9).

$$(9) \quad [M] \{\ddot{u}(t)\} + [D] \{\dot{u}(t)\} + [K] \{u(t)\} = \{F(t)\}$$

Die gemessenen und berechneten Eigenfrequenzen des Testflügels sind in Tabelle 1 aufgelistet. Die Übereinstimmung der Frequenzen bei der ersten Biegeschwingung sowie der ersten Torsionsschwingung ist gut. Für die zweite Biegeschwingung wurde bei der Messung lediglich eine Frequenz identifiziert, wohingegen die Rechnung zwei geringfügig unterschiedliche Eigenformen und -frequenzen liefert. Es ist zu vermuten, dass die Rechnung hier zwei Eigenformen trennt, die in der Realität aufgrund des geringen Frequenzabstandes koppeln. Der berechnete Unterschied zwischen den zwei Formen ist lediglich eine unterschiedlich überlagerte Schwingungskomponente in

X-Richtung, die dominierende Schwingung in Z-Richtung ist nahezu identisch.

Bei der dritten Biegeschwingung zeigt sich die größte Diskrepanz zwischen der Modellierung und der Messung. Es ist davon auszugehen, dass die Ursache der Einfluss der modellierten Details der Schale ist. Diese sind am realen Flügel nicht vorhanden (beispielsweise die „weichen“ Bereiche zur strukturellen Nachbildung des Einflusses von Wartungsöffnungen). Weitere Einflüsse sind durch die Modellierung der Einspannung (in der Simulation starr, im Experiment mit einer geringen Elastizität) und Ruderklappenanbindung zu erwarten.

Die berechneten Eigenformen werden im Experiment durch haptische Wahrnehmung kontrolliert. Die Grundformen der jeweiligen Schwingung lassen sich deutlich erkennen. Ein exakter Vergleich der Lagen von Schwingungsknoten kann auf diese Weise nicht vorgenommen werden.

Eigenform	Frequenz Versuch [Hz]	Frequenz FEM [Hz]
1. Biegung	26,37	27,94
2. Biegung	108,40	104,92 112,95
3. Biegung	251,96	221,70
1. Torsion	159,18	159,30

Tabelle 1: Vergleich der Eigenfrequenzen

3.3 Qualität der Massenmodellierung

Die aus dem FE-Modell berechnete Masse beträgt 783g (für eine Flügelhälfte), der gesamte Flügel wiegt somit 1566g. Der reale Testflügel hat eine Masse von 1585g. Die Differenz von 19g entspricht einer Abweichung 1,2%. Der berechnete Massenschwerpunkt (für eine Flächenhälfte) hat die Koordinaten ($X = 0,07468m$, $Y = 0,35972m$). Aufgrund des einteiligen Flügels lässt sich nur die X-Koordinate des Schwerpunktes prüfen, die Y-Position liegt aufgrund der symmetrischen Bauweise in der Flügelmitte (bei $Y = 0$). Für den Vergleich wird ein dünner Rundstab (Ausrichtung in Y-Richtung) an der berechneten X-Position des Schwerpunktes unter dem Flügel befestigt. Die Tragfläche wird anschließend auf einem ebenen Tisch abgelegt und geprüft, ob sie auf dem Stab bevorzugt nach vorne oder hinten kippt, was nicht der Fall ist. Somit ist die berechnete X-Komponente des Schwerpunktes korrekt, soweit sich das durch diesen einfachen Versuch beurteilen lässt. Eine Abweichung von mehr als 1mm von der korrekten Position kann allerdings auch mit diesem einfachen Test ausgeschlossen werden. Zusammen mit dem guten Ergebnis der Berechnung des Eigenschwingungsverhaltens lässt sich auf eine gute Modellierung der Massenverteilung im FE-Modell schließen.

3.4 Kritische Betrachtung der Validierung

Die Eignung des verwendeten Testflügels für die Validierung ist hinsichtlich der durchgeführten statischen Versuche mit Torsionsbelastung nicht ideal. Eine geschlossene Struktur (ohne Wartungsöffnungen und ohne bewegliche Ruder) wäre für diese Fälle und das verwendete FE-Modell zu bevorzugen. Auch die Einspannung des Testflügels ist als verbesserungswürdig

zu betrachten.

Insgesamt ist eine gute Übereinstimmung der Ergebnisse von FE-Rechnung und gemessenen Werten vorhanden. In den Fällen mit nennenswerten Diskrepanzen gibt es plausible Erklärungen für die Ursachen, die im Wesentlichen in ungenauen Randbedingungen und vereinfachten Detailmodellierungen liegen. Die eingesetzte finite Elementemethode selbst lässt keine Zweifel über die Eignung zur Strukturberechnung des betrachteten Tragflügels aufkommen.

Die Validierung des Rechenverfahrens kann als erfolgreich bewertet werden.

4 DESIGN DES NEUEN MODELLS

Um die aerodynamischen Anforderungen an das neue Modell festzulegen, wird die Flugaufgabe simuliert. Dieses Vorgehen lässt eine Optimierung des Modelldesigns zu und berechnet die zu erwartenden Lasten für die aeroelastische Auslegung. Aus den berechneten Randbedingungen sowie den Erfahrungswerten der Teammitglieder folgt das aerodynamische Konzept und letztendlich der Entwurf des Modells.

4.1 Randbedingungen

Die optimale Flugbahn für den dynamischen Segelflug von Modellflugzeugen lässt sich mit dem Programm *DSOPT*³ berechnen. Dabei kann die, für maximale Geschwindigkeit effektivste Flugbahn für ein konkretes Modelldesign berechnet werden. Weiterhin ist es möglich den Einfluss einzelner Auslegungssparameter auf die erzielbare Endgeschwindigkeit zu untersuchen. Als äußere Randbedingungen werden in *DSOPT* der obere und untere Rand der Grenzschicht zwischen Wind und Totwassergebiet mit einem S-förmigen Geschwindigkeitsprofil in der dazwischen liegenden Scherschicht vorgegeben. Außerdem wird die Windgeschwindigkeit oberhalb ($17,8 \frac{m}{s} \approx 40mph$) und unterhalb ($0 \frac{m}{s}$) der Grenzschicht (Öffnungswinkel 12°), sowie die Parameter des Flugzeugs wie Masse (m), Spannweite (b) und Streckung ($\Lambda = \frac{b^2}{S_T}$ mit der Tragflügelfläche S_T) vorgegeben. Zur Repräsentation der aerodynamischen Leistungsfähigkeit wird die elliptische Güte der Auftriebsverteilung (Oswald Faktor e) herangezogen und die Profilpolare mit einem Polynomansatz angenähert, um eine analytische Behandlung möglich zu machen.

Der Gesamtwiderstandsbeiwert ($C_{w,ges}$) des Flugzeugs setzt sich aus dem induzierten Widerstand ($C_{w,i}$) und dem sogenannten schädlichen Widerstand ($C_{w,s}$) zusammen:

$$(10) \quad C_{w,ges} = C_{w,i} + C_{w,s,T} + C_{w,s,R,L,Interferenz}$$

Der induzierte Widerstand, hervorgerufen durch die endliche Spannweite ist gegeben durch

$$(11) \quad C_{w,i} = \frac{C_a^2}{\pi \cdot \Lambda \cdot e}$$

mit dem Auftriebsbeiwert C_a und dem schädlichen Widerstand (beinhaltet Reibungs- und Druckwiderstand) durch

$$(12) \quad C_{w,s,T} = C_{w0} + C_{w1}C_a + C_{w2}C_a^2 + C_{w8}C_a^8$$

Die Polare des Tragflügelprofils wird für die Anströmbedingungen bei der mittleren aerodynamischen Tragflügelteufe berechnet. Diese repräsentiert in sehr guter Näherung den Profilwiderstand des gesamten Tragflügels. Die Koeffizienten C_{w0} , C_{w1} ,

³ Entwickelt von Mark Drela, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge (USA), <http://web.mit.edu/drela/Public/web/dsopt/>

C_{w2} und C_{w8} in Gleichung 12 werden so gewählt, dass die polynomiale Approximation die Polare des Tragflügelprofils im relevanten Bereich des Auftriebsbeiwerts gut repräsentiert. Auf Basis dieser Eingaben wird die Spannweite (und damit die Streckung Λ) des Modells variiert und die jeweilige Geschwindigkeit auf der optimalen Flugbahn berechnet. Abbildung 11 zeigt die maximal erreichbare Geschwindigkeit sowie den resultierenden Radius aufgetragen über der Streckung. Es ist zu erkennen, dass die Geschwindigkeit mit zunehmender Streckung ansteigt. Begründet ist dieses Ergebnis dadurch, dass der Optimierer den Radius der Ellipse immer so wählt, dass der geflogene Auftriebsbeiwert des Modells nahe dem des besten Gleitens ist.

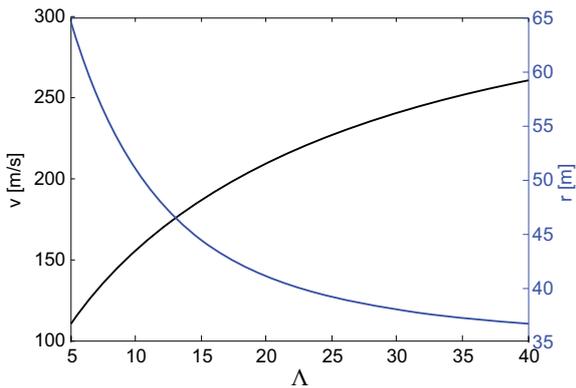


Abbildung 11: Einfluss der Streckung auf die Geschwindigkeit und den Radius

In einem weiteren Schritt werden die optimalen Flugbahnen für die oben angegebenen Parameter des Flugzeuges mit Abflugmassen von $5kg$, $7kg$ und $9kg$ berechnet. Das Ergebnis ist in Abbildung 12 dargestellt. Die grauen Ebenen repräsentieren die Lage der Scherschichtträger. An den Flugbahnen für die unterschiedlichen Abflugmassen ist zu erkennen, dass der Optimierer wieder versucht, solche zu finden, die das Flugzeug im Bereich des besten Gleitens operieren lassen. Bei geringerer Flächenbelastung ist dabei ein kleinerer Radius der Ellipse erforderlich als bei einer größeren Flächenbelastung. Weiterhin fällt auf, dass die optimierten Bahnen nahezu kreisförmig sind. Die Ursache dafür ist, den Auftriebsbeiwert möglichst konstant im Bereich größter aerodynamischer Güte zu halten. Die Geometrie des neuen Modells zeigt Abbildung 13.

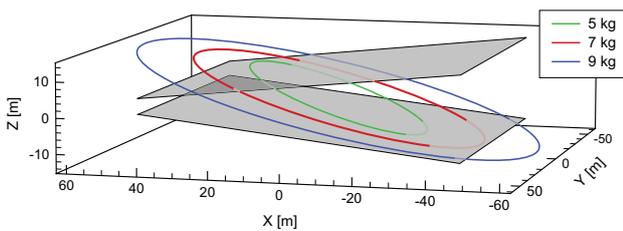


Abbildung 12: Optimale Flugbahnen abhängig von der Abflugmasse berechnet mit *DSOPT*

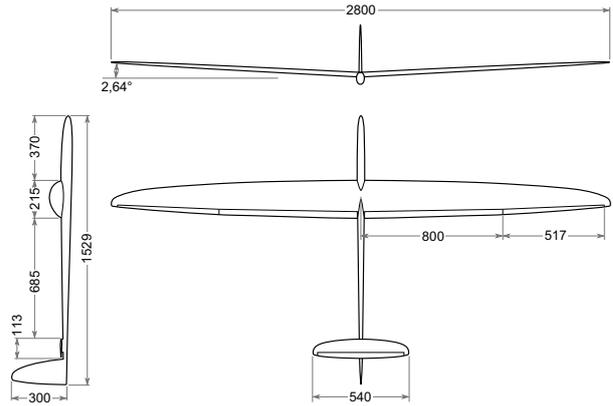


Abbildung 13: Dreiseitenansicht des neuen Modells (Maße in [mm])

4.2 Aerodynamische Auslegung

Die Hauptparameter des Modells werden durch die Ergebnisse der Optimierungsrechnungen unter Berücksichtigung von praktischen Erfahrungswerten festgelegt. Aus den Rechnungen mit *DSOPT* folgt, dass der Auftriebsbeiwert für die optimale Flugbahn im Bereich von $C_a = 0,5$ liegt. Die Kurvenradien der entsprechenden Flugbahnen sind insbesondere bei der kleinsten Abflugmasse ($5kg$) so gering, dass sie in der Praxis nur schwer durch den Piloten kontrollierbar sind. Um eine bessere Kontrolle zu erreichen, wird oftmals eine elliptische Flugbahn gewählt. Dies hat zur Folge, dass die Auftriebsbeiwerte in den Bereichen kleiner Krümmung erheblich geringer als der optimale Auftriebsbeiwert sein können. Aus diesem Grund soll das Hauptprofil des Tragflügels seinen minimalen Widerstand bei sehr hohen Geschwindigkeiten in einem breiten Bereich (von $C_a = 0,05 \dots 0,6$) aufweisen. Entworfen wird das Innenprofil für den Flügel mit einer Streckung von $\Lambda = 16,3$ mit der inversen Profilentwurf Funktion von *XFOIL* [Dre89]. Um den Profilverstand zu minimieren, wird analog zum Innenprofil eine Profillinie (auch „Profilstrak“ oder nur „Strak“ genannt) für die gesamte Tragfläche entworfen, die an die lokalen Reynoldszahlen angepasst ist. Die Verteilung der Profile entlang der Halbspannweite zeigt Abbildung 14.

Die Berechnung der Widerstandspolaren im Bereich der angestrebten Fluggeschwindigkeit von $200 \frac{m}{s}$ wird mit *MSES* [Dre86] durchgeführt, da bei Auftriebsbeiwerten größer des oberen Auslegungspunktes die Strömung auf der Profilloberseite lokal Machzahlen größer Eins erreichen kann. Die Polaren bei einer Fluggeschwindigkeit von $200 \frac{m}{s}$ sind in Abbildung 15 dargestellt.

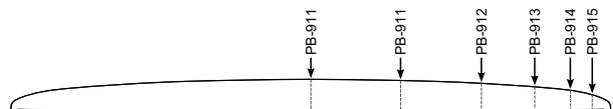


Abbildung 14: Flügelgrundriss mit den eingesetzten Profilen

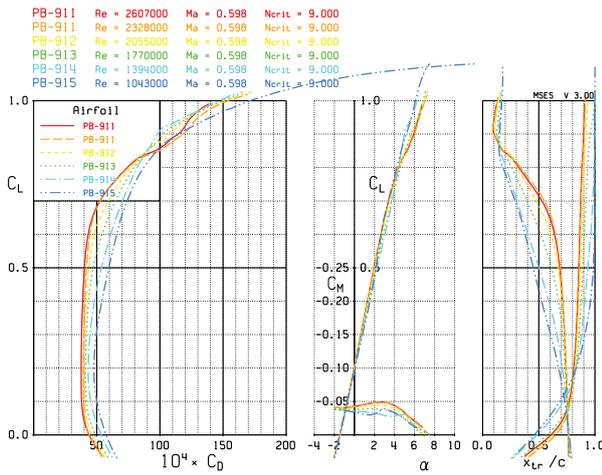


Abbildung 15: Profilpolaren bei $v = 200 \frac{m}{s}$

4.3 Materialauswahl

Das neue Modell (KRUD) soll vollständig in Faserverbundbauweise hergestellt werden. Dabei ist fast ausschließlich der Einsatz von hochmoduligen Kohlenstofffasern notwendig, um bei der geforderten Gesamtmasse eine ausreichende Steifigkeit der Struktur zu erzielen.

Zur Berechnung der Ingenieurkonstanten der aus den Fasern hergestellten Lamine, werden die Mischungsregeln für Faserverbundwerkstoffe mit dem E-Modul E , der Querkontraktionszahl ν und dem Schub-Modul G angewendet. Die Indizes stehen dabei für Faser (f), Matrix (m), sowie längs (\parallel) und quer (\perp) zur Faser.

Für den Längs-E-Modul E_{\parallel} kommt die Standard-Mischungsregel zum Einsatz (Gleichung 13). Für den Quer-E-Modul E_{\perp} wird die modifizierte Mischungsregel nach Puck (Gleichung 14) und für den Quer-Längs-Schubmodul $G_{\perp\parallel}$ (Gleichung 15) nach Förster verwendet. Beide dieser modifizierten Gleichungen berücksichtigen die Behinderung der Matrixquerdehnung durch die Fasern und enthalten experimentell angepasste Korrekturfaktoren. Die Querkontraktionen ($\nu_{\perp\parallel}$ und $\nu_{\parallel\perp}$) berechnen sich nach den Gleichungen 16 und 17, die Dichte (ρ) nach Gleichung 18. [ZM07] [Sch07]

$$(13) \quad E_{\parallel} = \varphi \cdot E_{f\parallel} + (1 - \varphi)E_m$$

$$(14) \quad E_{\perp} = \frac{E_m}{1 - \nu_m^2} \cdot \frac{1 + 0,85\varphi^2}{(1 - \varphi)^{1,25} + \frac{E_m}{(1 - \nu_m^2) \cdot E_{f\perp}} \cdot \varphi}$$

$$(15) \quad G_{\perp\parallel} = G_m \cdot \frac{1 + 0,4\varphi^{0,5}}{(1 - \varphi)^{1,45} + \frac{G_m}{G_{f\perp\parallel}} \cdot \varphi}$$

$$(16) \quad \nu_{\perp\parallel} = \varphi \cdot \nu_{f\perp\parallel} + (1 - \varphi)\nu_m$$

$$(17) \quad \nu_{\parallel\perp} = \nu_{\perp\parallel} \cdot \frac{E_{\perp}}{E_{\parallel}}$$

$$(18) \quad \rho = \varphi \cdot \rho_f + (1 - \varphi)\rho_m$$

⁴ Abhängig von der jeweiligen Quelle der Vergleichsdaten.

Um die Reduzierung der mechanischen Eigenschaften durch Fertigungstoleranzen und Faserondulationen zu berücksichtigen, werden für die Rechnung geringere Werte für den Längs-E-Modul E_{\parallel} verwendet. Für Gelege wird eine Reduzierung um 5% und für Gewebe um 15% vorgenommen (Gewebe werden als zwei unidirektionale Einzelschichten modelliert).

5 AEROELASTISCHE AUSLEGUNG

Ziel der aeroelastischen Auslegung ist es, die Flugzeugstruktur so zu dimensionieren, dass die durch Luftkräfte hervorgerufenen Verformungen möglichst gering sind. Dadurch sollen Einschränkungen der aerodynamischen Leistungsfähigkeit klein gehalten werden. Ein wichtiger Aspekt ist die Torsion auf ein Minimum zu reduzieren, um den Gesamtzustand des Flugzeugs möglichst nah an dem der unverformten Struktur zu halten. Weiterhin muss in Bezug auf Biegung ein Strukturversagen ausgeschlossen werden können.

Aus Abschnitt 4.1 gehen die Randbedingungen bezüglich der zu erwartenden Lasten auf die Flugzeugstruktur hervor. Auf Grundlage der mit DSOPT berechneten optimalen Flugbahn werden die zu erwartenden Lastfälle (LF) abgeleitet, die in Tabelle 2 aufgelistet sind. In der letzten Spalte ist zur Veranschaulichung der Kreisradius angegeben, auf dem das Modell fliegen müsste, um bei der entsprechenden Geschwindigkeit v das angegebene Lastvielfache n zu erreichen (Zentripetalbeschleunigung: $a = \frac{v^2}{r} \Rightarrow r = \frac{v^2}{n \cdot g}$). LF6 ist ein Extremfall bei dem lediglich gegen ein Versagen der Struktur dimensioniert wird. Hierbei wird eine maximale Dehnung definiert, die bei der Verformung der Tragfläche nicht überschritten werden darf. Als Grundlage dient der von den Herstellern angegebene Wert der Faserbruchdehnung. Diese kann in der Praxis insbesondere bei hochmoduligen Fasern unter Druckbelastung deutlich geringer sein. Um diesem Umstand gerecht zu werden, wird unter Druckbeanspruchung eine um Faktor acht geringere Dehnung

$$(19) \quad \varepsilon_{max,Druck} = \frac{-\varepsilon_{f,theoretisch}}{8}$$

und unter Zug eine um Faktor sechs geringere Dehnung

$$(20) \quad \varepsilon_{max,Zug} = \frac{\varepsilon_{f,theoretisch}}{6}$$

zugelassen. Mit dieser Reduzierung liegen die zulässigen Dehnungen unter allen gemessenen Laminatkennwerten, die seitens der Faserhersteller verfügbar sind. Zudem wird ein Sicherheitsfaktor von mindestens zwei berücksichtigt⁴.

	v [m/s]	v [km/h]	n [-]	$\hat{= r}$ [m]
LF1	100	360	1	-
LF2	220	792	1	-
LF3	220	792	33	149,6
LF4	220	792	66	74,8
LF5	220	792	100	49,3
LF6	220	792	150	32,9

Tabelle 2: Lastfälle

5.1 Durchführung der FE-Rechnung

Die Berechnung der aeroelastischen Verformung des Flügels erfolgt mit dem *MSC.Nastran* Modul 144. Das Nastran Modul führt auf Grundlage der entsprechenden Lastfälle zunächst eine Trimmrechnung durch. Dabei wird numerisch mit einem von dem Strukturmodell abgeleiteten aerodynamischen Modell der Anstellwinkel der Tragfläche variiert und die resultierende Auftriebskraft berechnet. Der Anstellwinkel wird so angepasst, dass die Summe der aerodynamischen Auftriebskräfte der Summe der Massenkkräfte multipliziert mit dem entsprechenden Lastvielfachen an der Tragfläche entspricht. Ist dies der Fall, ist ein Kräftegleichgewicht hergestellt. Neben den aerodynamischen Kräften werden auch die Massenkkräfte, hervorgerufen durch das Strukturgewicht sowie durch die modellierte Punktmassen (Rumpf, Servos, Ballast), berechnet. Die Punktmassen werden dabei an den entsprechenden Raumpositionen modelliert und starr mit den am nächsten liegenden Elementknoten verbunden. Die Rumpfmasse inklusive des Leitwerks wird an allen Knoten der Wurzelrippe angebunden.

5.2 Ermittlung von Sensitivitäten

In diesem Abschnitt werden die wichtigsten Einflussparameter auf die Flügelverformung beschrieben. Da die Auswirkungen für jeden Lastfall unterschiedliche sind, ist es prinzipiell nicht möglich, allgemeingültige und quantitative Aussagen zu machen. Es lassen sich jedoch Tendenzen erkennen, die eine gute Grundlage für die Optimierung der Tragflügelstruktur bieten. In Prinzip-Diagrammen wird der jeweilige Einfluss qualitativ dargestellt.

Für die Vergrößerung der Abflugmasse wird **Ballast** verwendet. Damit die Flügelstruktur durch den Ballast nicht zusätzlich unnötig stark auf Biegung beansprucht wird, soll der Ballast möglichst entsprechend der angestrebten elliptischen Auftriebsverteilung über die Spannweite verteilt werden. Aufgrund des nach außen hin abnehmenden Tragflächenquerschnitts und der praktischen Umsetzbarkeit wird der Ballast nur über etwa 1m Länge im inneren Bereich der Halbspannweite platziert. Unter diesen Randbedingungen bieten sich zwei mögliche Varianten an, den Ballast zu platzieren: vor dem Holmsteg in der Flügelnase oder hinter dem Holmsteg (mit Aussparungen für die Servos). Für beide Varianten wird die Verformung des Flügels unter allen definierten Lastfällen berechnet. Abbildung 16 zeigt qualitativ den Einfluss der Ballastposition in X-Richtung auf die Flügelverformung. Links ist die Flügeltorsion γ , rechts die Flügeldurchbiegung $\Delta(Z)$ über der Halbspannweite Y aufgetragen. Die Größe der Pfeile repräsentiert den Einfluss.

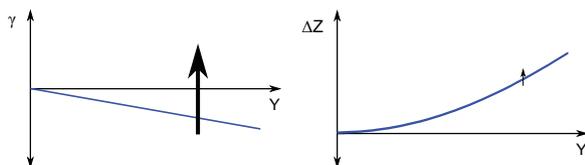


Abbildung 16: Auswirkung auf die Flügelverformung bei Ballast-Verschiebung in positiver X-Richtung

Ein weiterer untersuchter Einfluss auf das Verformungsverhalten der Tragfläche ist die **Faserorientierung in den Holmgurten**. Diese wird im Bereich von -2° bis $+2^\circ$ untersucht (Abbildung 17). Ein Optimum lässt sich allerdings nicht feststellen, da das neue Modell bei allen Lastfällen von LF1 bis LF5 eine gute Leistung erzielen soll. Für einen Winkel ungleich von 0° müssten zudem bei einer einteiligen Tragfläche die Fasern in der Mitte eine Krümmung aufweisen, was sich mit dem geplanten Einsatz von unidirektionalem Gelege schwer praktisch realisieren lässt. Aus diesen Gründen wird bei der Auslegung der Tragfläche der Holmfaserwinkel auf 0° festgelegt. Einen ähnlichen Einfluss auf das Strukturverhalten wie die Orientierung der Holmfasern, hat die Position des Holmgurtes in der Tragfläche. Mit diesem Parameter lässt sich das Verhalten des Flügels wirkungsvoll beeinflussen, ohne den Holmfaserwinkel selbst verändern zu müssen.

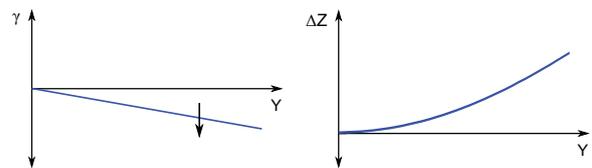


Abbildung 17: Auswirkung auf die Flügelverformung bei ansteigendem Holmgurtfaserwinkel

Die **Faserwinkel in der Flügelschale** haben einen großen Einfluss auf das strukturelle Verhalten der Tragfläche. Für reine Torsionsbelastung ist der ideale Winkel $\pm 45^\circ$ (Abbildung 18). Eine ausführliche Betrachtung dieses Effekts im folgenden Abschnitt (5.2.1) beschrieben.

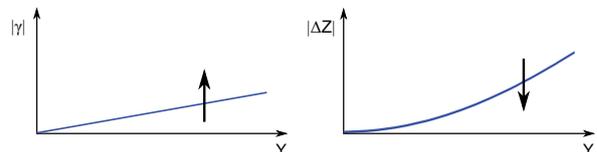


Abbildung 18: Faserwinkel der Schale ausgehend von $\pm 45^\circ$ absinkend (ausgeglichenes Laminat)

Die Verwendung von unausgeglichenen Laminaten in der Flügelschale und damit die Erzeugung einer Biege-Torsionskoppelung ist eine sehr gute Möglichkeit, die Verformung des Flügels für einen speziellen Lastfall auf ein Minimum zu reduzieren. Dies hat jedoch bei mindestens einem anderen Lastfall stets eine deutliche Verschlechterung des mechanischen Verhaltens des Flügels zur Folge. Aufgrund des direkten Zusammenhangs zwischen Biegebelastung und Torsionsverformung ist der Einfluss auf die Flügelverdrehung für variable Flächen- und damit Biegebelastungen ebenfalls variabel. Es lässt sich keine nennenswerte Verringerung der Flügelverformung für alle Lastfälle (und unter allen Ballastierungsvarianten) durch den Einsatz von unausgeglichenen Laminaten erzielen. Aus diesem Grund werden für den KRUD-Flügel ausschließlich ausgeglichene Laminaten verwendet.

5.2.1 Faserwinkel in der Flügelschale

Die Schale der Tragfläche hat im Wesentlichen die Aufgabe, Torsionskräfte aufzunehmen. Der ideale Faserwinkel dafür beträgt $\pm 45^\circ$. Neben der Torsionssteifigkeit hat die Schale aber auch einen positiven Einfluss auf die Biegesteifigkeit des Flügels. Durch Verringerung des Faserwinkels der Schale von $\pm 45^\circ$ auf $\pm 35^\circ$ kann dieser Einfluss deutlich vergrößert werden, wobei die Torsionssteifigkeit nur minimal abnimmt. Der Effekt lässt sich mit dem in das Laminat-Koordinatensystem transformierten Elastizitätsgesetz der unidirektionalen (UD) Einzelschicht

$$(21) \quad \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{13} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{13} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}$$

erklären. Hier wird anstatt des E-Moduls E die Steifigkeit \bar{Q} mit behinderter Querdehnung $\varepsilon_y = \gamma_{xy} = 0$ und unbehinderter Dehnung in Dickenrichtung ε_z verwendet [Sch07]. Die Behinderung der Querdehnung wird durch die weiteren Faserlagen im realen Laminat hervorgerufen, die quer zu der betrachteten UD-Einzelschicht liegen. Sie führt zu einer Vergrößerung der Steifigkeit insbesondere bei Schnittwinkeln ungleich 0° . Den ersten Koeffizienten der Steifigkeitsmatrix

$$(22) \quad \bar{Q}_{11} = \frac{E_{\parallel}}{1 - \nu_{\perp\parallel} \cdot \nu_{\parallel\perp}} \cdot \cos^4 \alpha + \frac{E_{\perp}}{1 - \nu_{\perp\parallel} \cdot \nu_{\parallel\perp}} \cdot \sin^4 \alpha + \frac{1}{2} \left(\frac{\nu_{\perp\parallel} \cdot E_{\perp}}{1 - \nu_{\perp\parallel} \cdot \nu_{\parallel\perp}} + 2G_{\perp\parallel} \right) \cdot \sin^2 2\alpha$$

stellt das Polardiagramm in Abbildung 19 dar. Verwendet werden die Laminatkennwerte für den Fasertyp *Dialead K63712* bei einem Faservolumengehalt von $\varphi = 0,45$. In rot sind die Steifigkeiten bei einem Einsatz als $\pm 45^\circ$ -Laminat und in blau bei $\pm 35^\circ$ skizziert. Im ersten Fall liegt $\bar{Q}_{11}(0^\circ)$ in der Richtung der Hauptspannung, was der ideale Fall mit maximaler Torsionssteifigkeit wäre. Die Richtung der Biegespannung liegt in Bezug auf das dargestellte Laminatkoordinatensystem bei 45° .

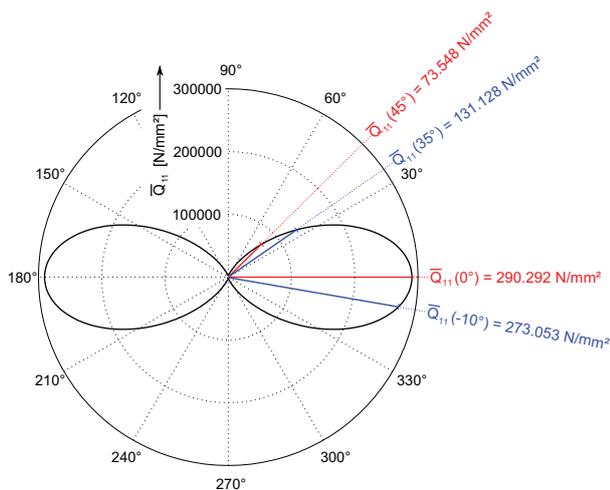


Abbildung 19: Richtungsabhängigkeit der Steifigkeit mit Querdehnungsbehinderung \bar{Q}_{11} eines unidirektionalen 0° CFK-Laminates (Fasertyp K63712) im Laminatkoordinatensystem

Die Steifigkeit der Einzelschicht $\bar{Q}_{11}(45^\circ)$ ist bei diesem Schnittwinkel gering. Durch eine Drehung des Laminates um -10° ergeben sich die neuen Steifigkeiten in Bezug auf Torsion $\bar{Q}_{11}(-10^\circ)$ und Biegung $\bar{Q}_{11}(35^\circ)$ (blau dargestellt). Die Torsionssteifigkeit ($\bar{Q}_{11}(0^\circ)$ bzw. $\bar{Q}_{11}(-10^\circ)$) verringert sich hierbei um 5,94%, wohingegen die Biegesteifigkeit ($\bar{Q}_{11}(45^\circ)$ bzw. $\bar{Q}_{11}(35^\circ)$) der Schale um 78,28% ansteigt.

5.3 Ergebnisse der Optimierung

Im Rahmen der Optimierung konnte die berechnete Masse einer Tragflächenhälfte von 1929g auf 1433g reduziert werden. Abbildung 20 zeigt die Verformung der optimierten Flügelstruktur ohne Ballast. Das simulierte Abfluggewicht beträgt in diesem Fall 4846g. Die Torsion der Tragfläche γ liegt bei allen Lastfällen unter $\pm 0,5^\circ$. Der Lastfall mit der größten Torsion ist LF2 mit $v = 220 \frac{m}{s}$ und $n = 1$ also im Geradeausflug, bei dem der Flügel über einen großen Teil der Spannweite mit $-0,5^\circ$ zu dreht. Steigt das Lastvielfache n an, verringert sich die Flügeltorsion bis sie zwischen $n = 66$ und $n = 100$ Null wird und dann weiter auf positive Werte ansteigt.

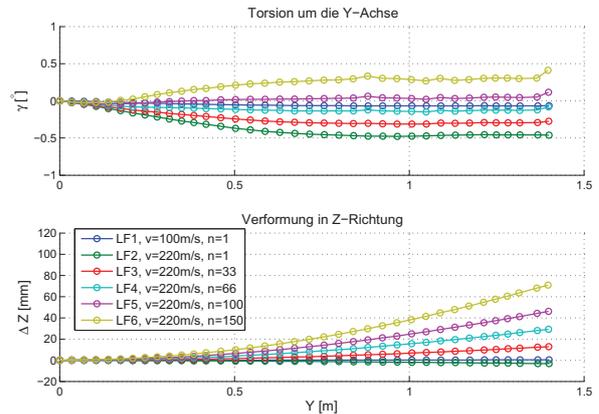


Abbildung 20: Verformung des Flügels bei optimierter Struktur (ohne Ballast)

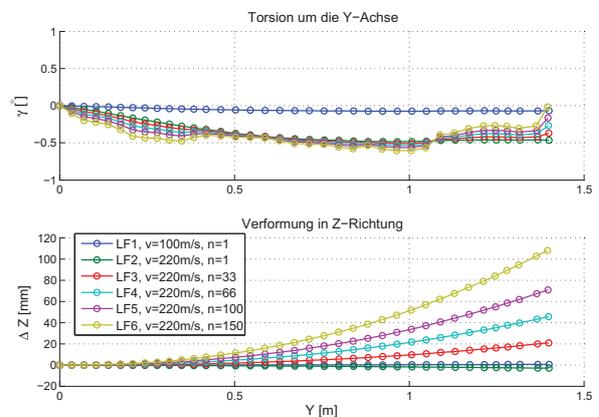


Abbildung 21: Verformung des Flügels bei optimierter Struktur (mit Ballast)

Damit liegen die optimalen Einsatzbedingungen des Flügels in den Flugzuständen, die die Optimierung der Flugbahn mit dem Programm *DSOPT* als optimal zum Erreichen maximaler Geschwindigkeiten ergeben haben. Die Flügelbiegung ΔZ liegt bei allen Lastfällen unter 80mm und ist damit sehr gut tolerierbar.

In Abbildung 21 ist die Verformung des Flügels mit $2100g$ Ballast pro Flächenhälfte dargestellt. Das simulierte Abfluggewicht beträgt in diesem Fall $9046g$. Die berechnete Flügeltorsion liegt bei allen Lastfällen mit der Auslegungsgeschwindigkeit von $v = 220 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ auf dem gleichen geringen Niveau von etwa $-0,5^\circ$. Das bedeutet, dass unabhängig von den Lastvielfachen (also dem geflogenen Kreisradius) der Flügel leicht zu dreht. Somit ist bei dem Betrieb mit maximaler Ballastierung und großer Geschwindigkeit mit geringen Verlusten in den Flugleistungen zu rechnen. Diese sind aber so klein, dass sie toleriert werden können. Die Biegung des Flügels wird durch den Einsatz von Ballast deutlich vergrößert, liegt aber noch im akzeptablen Rahmen.

Die berechneten Dehnungen in der Struktur werden hinsichtlich eines möglichen Bruchversagens geprüft. Die größten Dehnungen treten bei LF6 (der speziell für diese Prüfung definiert wurde) im ballastierten Zustand in den Holmgurten auf. Der Gurt auf der Tragflächenoberseite wird dabei auf Druck belastet und die FE-Rechnung liefert eine maximale Dehnung von $-0,1241\%$. Diese liegt somit sehr dicht an der vorgegebenen Obergrenze der eingesetzten Faser *Toray M46J* von $\varepsilon_{\text{max,Druck,M46J}} = -0,125\%$. Auf der Zugseite des Holmes tritt eine maximale Dehnung von $0,1335\%$ auf. Hier liegt die vorgegebene Grenze bei $\varepsilon_{\text{max,Druck,M46J}} = 0,167\%$ und wird auch eingehalten (Gleichung 19 und 20). In Abbildung 22 ist die Dehnung in den Holmgurten grafisch dargestellt. Es lässt sich ein konstant hohes Dehnungsniveau über den Spannweitenverlauf erkennen, welches durch die Holmdimensionierung bezweckt wird. Die erkennbaren Unstetigkeiten im Dehnungsverlauf entstehen durch die stufenartige Holmmodellierung. Real wird dieser Verlauf stetig ausgeführt, wodurch ein gleichmäßiger Dehnungsverlauf zu erwarten ist.

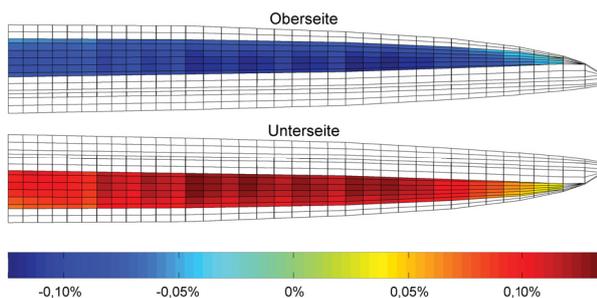


Abbildung 22: Dehnung in den Holmgurten bei LF6 (mit Ballast)

6 ZUSAMMENFASSUNG DER ERGEBNISSE

Die Strukturauslegung des neuen Modells wurde durchgeführt und die geforderte Massenlimitierung der einzelnen Bauteile eingehalten. Das eingesetzte Verfahren wurde validiert und lieferte bei der folgenden Strukturauslegung gute und plausible Ergebnisse.

Die Ausgangskonfiguration des Modells wurde so günstig gewählt, dass im Rahmen der Strukturauslegung keine Anpassung notwendig war. Im Hinblick auf die berechneten Struktur-

massen ist die betrachtete Konfiguration am Limit der Umsetzbarkeit.

Literatur

- [Bos10] Bosley, C.: *RCSpeeds*, Onlineverzeichnis über erreichte Geschwindigkeiten im DS, <http://www.rcspeeds.com/> (abgerufen am 15.04.2010), 2010
- [Dil06] Dillinger, J.: *Aerodynamic and Structural Design of the Open Class Sailplane Concordia*, Faculty of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Master-Thesis, Dezember 2006
- [Dre86] Drela, M.: *Two-Dimensional Transonic Aerodynamic Design and Analysis Using the Euler Equations*, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, Massachusetts, Dissertation, Februar 1986
- [Dre89] Drela, M.: *An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*, University of Notre Dame, Paper zur Conference on Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics, Juni 1989
- [Dre01] Drela, M.: *How and Why Does Dynamic Soaring (DS) Work?*, Onlineartikel, http://www.charlesriverrc.org/articles/flying/markdrela_ds.htm (abgerufen am 28.03.2010), April 2001
- [Dug02] Dugas, M.: *Ein Beitrag zur Auslegung von Faserverbundtragflügeln im Vorentwurf*, Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik, Universität Stuttgart, Dissertation, Dezember 2002
- [FZR99] Flemming, M. ; Ziegmann, G. ; Roth, S.: *Faserverbundbauweisen: Fertigungsverfahren mit duroplastischer Matrix*. Springer-Verlag, 1999
- [Kli09] Klimmek, T.: Parameterization of topology and geometry for the multidisciplinary optimization of wing structures. 2009. – Paper zur CEAS 2009 - European Air and Space Conference
- [Pra35] Prandtl, L.: Über den dynamischen Segelflug gewisser Seevögel nebst Folgerungen für den menschlichen Segelflug. In: *Jahrbuch - Vereinigung für Luftfahrtforschung* (1935)
- [Sac04] Sachs, G.: Minimum shear wind strength required for dynamic soaring of albatrosses. In: *British Ornithologists' Union, Ibis*, 147, 1-10 (2004)
- [Sch07] Schürmann, H.: *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*. Springer-Verlag, 2007
- [STH09] Sachs, G. ; Traugott, J. ; Holzapfel, F.: In-Flight-Messung des dynamischen Segelfluges von Albatrossen / Lehrstuhl für Flugsystemdynamik, Technische Universität München. 2009. – Paper zum Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2009
- [VDI70] VDI: 2013, Blatt 1, Dimensionieren von Bauteilen aus GFK. 1970. – Verein Deutscher Ingenieure
- [ZM07] Ziegmann, G. ; Marks, L.: *Strukturmechanik der Faserverbundwerkstoffe*, Institut für Polymerwerkstoffe und Kunststofftechnik, Technische Universität Clausthal, Skript zur Vorlesung, 2007