

# KOSTENGÜNSTIGE, LEICHTBAU-FLUGWINDKRAFTANLAGE

M. Buggisch, J. Lefevre; Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR); Institut für Systemleichtbau, Lilienthalplatz 7 in 38108 Braunschweig, Deutschland

## Zusammenfassung

Die Nutzung von sogenannten Höhenwindenergieanlagen (= Flugwindkraftanlage) zur Erzeugung von Strom aus Windenergie hat gegenüber den klassischen Windenergieanlagen (WEA) entscheidende Vorteile, da die Energieerzeugung in größeren und damit windreicheren Höhen erfolgt. Zusätzlich besteht die Möglichkeit, auch bei sehr schwachem Wind Energie zu erzeugen wobei die erforderliche mobile Infrastruktur vergleichsweise gering ist.

Das vom BMWK geförderte Verbundvorhaben EnerWing\_xM (Konzeption und Auslegung der Flügeltechnologie für systemdienliche Flugwindkraftanlagen der Megawatt-Klasse) konzentriert sich auf ultraleichte, gefesselte Flugwindkraftanlagen. Die Fähigkeit, Energie unter variablen Windbedingungen zu erzeugen, ist ein wesentlicher Vorteil mobiler, luftgestützter Windenergiesysteme. Sehr leichte und steife Flügel mit aerodynamisch optimierten Profilen, die in großen Höhen von bis zu 300m fliegen können, sind die Grundlage für den innovativen Ansatz von EnerWing\_xM. Anders als bei vielen anderen Flugwindkraftanlagen wurde im Projekt EnerWing\_xM konsequent auf einen leichten und einfachen, passiven Flügel und daraus folgend auf eine bodenbasierte Station mit Generator und Flugsteuerung gesetzt. Die Bodenstation wird darüber hinaus auch als kompakte Start- und Landeplattform genutzt.

## 1. EINFÜHRUNG / ÜBERBLICK

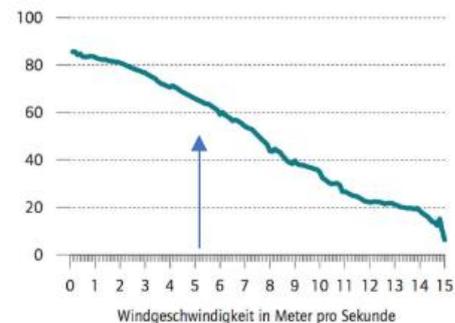
Heutige Windenergieanlagen (WEA) der Megawatt Klasse erreichen im Binnenland etwa 2.000 bis 3.500 äquivalente Volllaststunden bzw. 22 % bis 40 % Auslastungsgrad bei Stromgestehungskosten von 35 – 70 EUR/MWh. Sie benötigen hohe Türme (120 - 140 m) und große Rotordurchmesser (110 – 160 m), um eine gleichmäßige Stromproduktion zu erreichen. Die massiven Rotorblätter, Türme und Fundamente machen ca. 50 % der Investitionskosten aus. Für das Gesamtenergiesystem sind zudem die Kosten und Verluste für die Übertragung, Verteilung und Speicherung zu den reinen Erzeugungskosten aufzuschlagen.

BILD 1 zeigt modellhaft, dass der künftige Marktwert des Windstroms in Deutschland bei einer Windgeschwindigkeit von 6 m/s in 80 m Höhe in Küstennähe bei 60 EUR/MWh liegen kann. Die mittleren Stromgestehungskosten kostenminimierter Anlagen liegen jedoch bei 67 EUR/MWh darüber. Werden die Windräder bei gleicher Leistung mit doppelt so großer Rotorfläche ausgestattet, dann kann der Marktwert optimiert werden, die Stromgestehungskosten steigen jedoch im Jahr um 10 % auf 75 EUR/MWh an.

EnerKite GmbH, INVENT GmbH und Teut Windprojekte GmbH stellen sich mit den Forschungspartnern DLR und Technische Universität Berlin im Projekt EnerWing\_xM der Herausforderung der systemdienlichen und zugleich kostenminimierten Stromversorgung mittels sogenannter Flugwindkraftanlagen, einer Technologie, die in wesentlichen Funktionen im kleinskalierten Labor-Maßstab temporär demonstriert werden konnte.

Für eine Kommerzialisierung im Rahmen der Stromerzeugung mit Megawatt Anlagen sind grundlegende Arbeiten im Bereich der industriellen Forschung und Technologieentwicklung erforderlich, die mit einem erheblichen Risiko behaftet sind. Thematischer Forschungsschwerpunkt der integrierten, systemischen

In Euro pro MWh



In Euro pro MWh

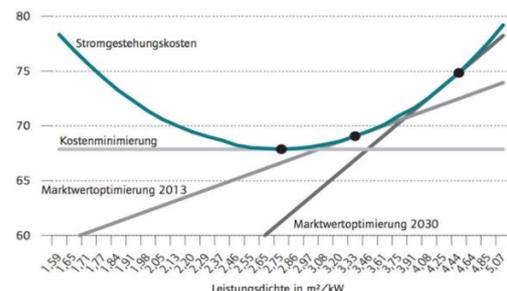


BILD 1: Marktwert von Windstrom 2030. Oben: Auslegungsspezifische Stromgestehungskosten. (DIW 2015) Der Trend: Schwachwindauslegung mit steigenden Stromgestehungskosten. [1]

Technologie ist die industrialisierbare Umsetzung, sichere Handhabung und der dauerhafte Betrieb skalierbarer, zuverlässiger und kostengünstiger CFK-Flügelstrukturen. Am Beispiel eines Gesamtsystems sollen die Skalierbarkeit in die Megawatt Klasse und die industrielle Fertigung der Flügelkomponenten erforscht, entwickelt und nachgewiesen werden. Dabei werden modellbasiert und versuchsgestützt schrittweise unter realen Einsatzbedingungen

validierte Technologien, ein skalierter Erprobungsträger sowie die passende Auslegungskette für ultraleichte Flügel in CFK-Bauweise entstehen. Künftige portable und stationäre Anlagenprodukte sollen somit Strom mit über 4.000 Volllaststunden an Binnenstandorten zu marktwert-optimierten Gestehungskosten unter 35 EUR/MWh produzieren können.

EnerKite-Anlagen der Megawatt Klasse sollen bei ca. 4.000 – 6.000 äquivalenten Volllaststunden eine systemdienliche On-Shore-Stromerzeugung aus Höhenwinden erzeugen, die den Anteil von erneuerbaren Energien im Energiesystem ohne nennenswerten Leistungszubau/ Netzausbau realisieren lässt. Durch Materialeinsparungen und hohe Auslastungsgrade können die Stromgestehungskosten von heute 38 – 63 EUR/MWh um deutlich mehr als 20 % gesenkt werden.

Eine bedarfsgerechte Stromproduktion, die Möglichkeit der Landung im Falle fehlenden Strombedarfs, die Verringerung der Transportkosten und der mögliche Verzicht auf eine Befeuern (bedarfsgerechte Hindernisvermeidung) können zu einer Steigerung der Akzeptanz beitragen.

Eine ausgereifte und validierte Flugwindkraftanlagen-Technologie kann mit 100 – 500 kW eine systemdienliche Eigenstromversorgung darstellen (z. B. für Stromtanksstellen) und den klima- und entwicklungspolitischen Zielen der Vereinten Nationen im Bereich ländlicher Elektrifizierung dienen. Der Schlüssel für die Erreichung eines zuverlässigen und kostengünstigen Gesamtsystems ist eine industrialisierte Herstellung der Flügeltechnologie sowie deren sichere Integration und eine hohe Performance. Dies betrifft insbesondere die Optimierung der Herstellungsprozesse vom Flügel, die kosteneffiziente Produktionsautomatisierung und Qualitätssicherung und hierdurch die Senkung der Fertigungskosten.

Die Verwendung eines gefesselt fliegenden Systems – wie im Falle von EnerKite-Anlagen – fordert von der Steuerungs- und Regelungssoftware eine Zuverlässigkeit, die der Standsicherheit einer Anlage mit Turm und Fundament entspricht. Die Adaption von Drohnentechnik oder das stringente Anwenden von System Engineering und Ultraleichtbau sind Beispiele für die Übertragung von Erkenntnissen aus anderen Technologiebereichen (Luft- und Raumfahrt) auf die Technik der Windenergienutzung.

Um die spezifischen Kosten zu senken, den Stromertrag zu steigern sowie die Verfügbarkeit und Umweltverträglichkeit von Windenergieanlagen zu erhöhen, liefert das Vorhaben einen signifikanten Beitrag zu den folgenden Kapiteln des 6. Energieforschungsprogramms:

- die Weiterentwicklung der Gesamtanlage durch einen neuen Ansatz.
- neue Flügelkonzepte und neue industrielle Konzepte bei gleichzeitiger deutlicher Einsparung an Ressourcen im Vergleich zu konventionellen WEA.
- Optimierung und Kostensenkung in Bau- und Logistikprozessen.

- Forschung auf Testfeldern und der Erhebung von systematischen Betriebsdaten und der Übertragung von Erkenntnissen aus der Luft- und Raumfahrt.

Durch die Kooperation mit Teut, die sowohl in der Energieregion Lausitz (Schwachwindgebiete) als auch in der Uckermark (Windhöflich) tätig sind, gelingt es beispielhaft, positive Impulse für den bevorstehenden Strukturwandel zu setzen, die Vereinbarkeit von Tourismus und Energiewirtschaft zu verbessern und Grundlagen für die Fachkräftesicherung zu legen.

## 2. AUSLEGUNG ERPROBUNGSTRÄGER

Zu Beginn des Projektes bestand die Aufgabe darin, ein Konzept zur Auslegung des sogenannten „Erprobungsträgers“ abzuleiten. Dazu hat das DLR einen teilautomatisierten Arbeitsablauf zur parametrisierten Erzeugung von Referenzflügelmodellen auf Basis der Finite-Elemente-Methode (FEM) umgesetzt. In diesem Kontext wurden zwei mögliche Flügelgeometrien mittels des Common Parametric Aircraft Configuration Schema (CPACS) parametrisch abgebildet und modelliert (BILD 2).

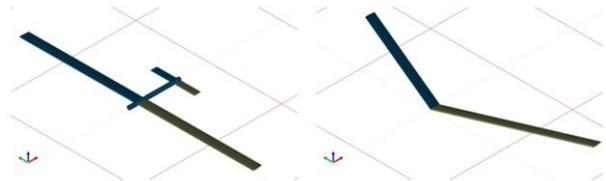


BILD 2: Darstellung möglicher Flügelgeometrien/-konfigurationen – Drachen (links) und Nurflügel (rechts) [1]

Diese parametrisierten FE-Modelle (Schalenmodelle) ermöglichen unter anderem detaillierte Variantenuntersuchungen bezüglich unterschiedlicher Ausführungen der Kite-Anleinungen. Des Weiteren dienen diese ersten Modelle im weiteren Projektverlauf zur Verifikation und Validierung von Lasten, Spannungen und Verformungen. Anhand der Ergebnisse und aus den Erfahrungen von vorhergehenden Flugtests durch EnerKite wurde der Nurflügler als die weiter zu untersuchende Flügelkonfiguration im Projekt ausgewählt.

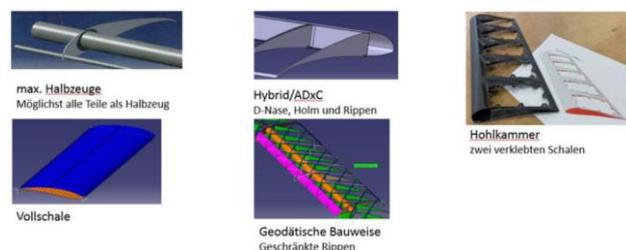


BILD 3: Mögliche Bauweisenkonzepte für die Enerwing-Flugwindkraftanlage [1]

Anschließend wurden 5 mögliche Bauweisenkonzepte für die Fertigung der Flügelstruktur erarbeitet (BILD 3). Mit Hilfe von Bewertungsmatrizen konnten die Bauweisenkonzepte zusammen mit den Verbundpartnern evaluiert und bewertet werden. Ziel war es die kosten- und gewichtstechnisch effizienteste Bauweise für den Enerwing

herauszustellen. Alle Projektpartner einigten sich schlussendlich darauf, die Konzepte mit maximalen Halbzeugen (Halbzeugbauweise) und die Hohlkammerbauweise zu verfolgen und zu realisieren. Als Ergebnis hiervon besteht am Ende die Möglichkeit 2 unterschiedliche Bauweisen hinsichtlich ihrer Performance vergleichen zu können.

### Halbzeugbauweise

Vorteil dieser Bauweise ist, dass alle benötigten Komponenten als Halbzeuge und Standardteile schnell und einfach beschafft bzw. wenn erforderlich gefertigt werden können. Werkzeugkosten zur Herstellung/Fertigung der einzelnen Subkomponenten entfallen in diesem Fall. Des Weiteren können Anpassungen am Profil ohne großen Aufwand realisiert werden, da das Flügelprofil (Rippenkontur) aus ebenen Plattenhalbzeugen ausgefräst wird. Schnelle Iterationen und Sonderlösungen können somit schnell und einfach realisiert und getestet werden. Final werden die einzelnen Komponenten zusammengefügt und mit einer dafür abgestimmten Folie (Schlauchfolie) bespannt.

### Hohlkammerbauweise

Diese Bauweise ist aufgrund ihres ebenfalls geringen Gewichts bei gleichzeitig höherer Steifigkeit bzw. Festigkeit der Halbzeugbauweise vorzuziehen. Die Hohlkammerbauweise weißt aber aufgrund ihres hohen Innovationspotentials hinsichtlich des Leichtbaus diverse Risiken auf. Die zur Fertigung der Struktur benötigten Formwerkzeuge müssen der geforderten Flügelgeometrie entsprechen. Eine Änderung dieser benötigt demzufolge auch ein angepasstes (neues) Formwerkzeug. Dennoch sind die positiven Effekte nicht zu vernachlässigen. Durch diese Bauweise, können gerade in Hinblick auf größer werdende Strukturen (Enerwing EK1M) höhere Steifigkeiten sowie strukturelle Festigkeiten erreicht werden.

Für die beiden im Rahmen des Projektes gewählten Bauweisenkonzepte wurden Modellierungskonzepte abgeleitet. In diesem Zusammenhang wurde eine Recherche zu frei verfügbarer und kostenfrei verwendbaren Softwarewerkzeugen zur Berechnung von Querschnittskennwerten durchgeführt. Zwei Python-basierte Softwarepakete wurden als potentiell zielführend für die strukturelle Bewertung identifiziert und auf ihre Anwendbarkeit getestet. Dies sind die Tools Abbeam [2] und Sectionproperties [3].

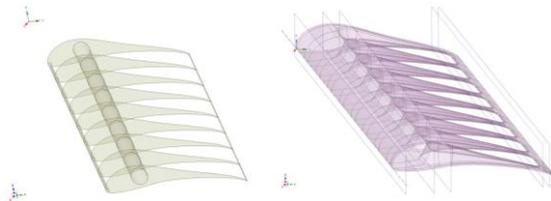


BILD 4: Geometriemodelle repräsentativer Flügelsegmente; Halbzeugkonfiguration (links) und Hohlkammerkonfiguration (rechts) [1]

Mithilfe der so implementierten Software wurden erste Analysen zu den beiden erarbeiteten Bauweisenkonzepten durchgeführt. Auf Basis der Ergebnisse der ersten Designentwürfe sowie der durchgeführten Parameterstudie zur Hohlkammerkonfiguration wurden zwei Referenz FE-Modelle von repräsentativen Flügelsegmenten in Halbzeugbauweise beziehungsweise in Hohlkammerkonfiguration erstellt (BILD 4). Aus den durchgeführten Analysen wurden die Geometrie, Rohrholmdurchmesser und der Lagenaufbau der zu fertigenden Flügeltestsegmente abgeleitet.

### 3. TESTSEGMENT

DLR-seitig wurde im weiteren Projektverlauf die Halbzeugbauweise weiterverfolgt und detailliert ausgearbeitet. Hierzu wurde ein CAD-Modell erstellt, welches parametrisch aufgebaut ist. Dies ist erforderlich da entscheidende Abmaße, Dimensionen und Anbauteile (Rippenabstand, Rippenanzahl, Verbindungselemente, etc.) zum Start der Konstruktionsarbeiten noch nicht endgültig definiert waren. Durch die parametrische Lösung konnten im Nachhinein alle gewünschten Abmaße, Dimensionen und Anbauteile durch die vordefinierten Platzhalter eingefügt und dargestellt werden.

Parallel zur Konstruktion der Gesamtanlage wurde die Materialqualifizierung für die benötigten Strukturwerkstoffe weitergeführt und ein erstes Testsegment vom Flügel in Halbzeugbauweise gefertigt. Folgende Arbeitsinhalte wurden behandelt:

- Literaturrecherche und Musterbeschaffung möglicher Materialien und Materialkombinationen
- Fertigung erster Teststrukturen zur Materialcharakterisierung
- Abschätzung (Hochrechnung) von Massen, Material- und Fertigungskosten



BILD 5: Enerwing-Testsegment in Halbzeugbauweise ohne Bespannung [1]

Das gefertigte Testsegment weist dabei alle erforderlichen Eigenschaften und geforderten Spezifikationen auf, die auch für das eigentliche Flügelsegment Voraussetzung sind. Lediglich die notwendige Verbindungstechnik zwischen mehreren Flügelsegmenten wird in diesem nicht berücksichtigt. Das Testsegment in Halbzeugbauweise hat eine Spannweite von ca. 1,6 m und eine Flügeltiefe von ca. 0,5 m (BILD 5).

Das gefertigte und bespannte Testflügelsegment hat ein Gesamtgewicht von ca. 1,7 kg was einem Flächengewicht von ca. 2,3 kg/m<sup>2</sup> entspricht. Eine in der Entwurfsphase durchgeführte Gewichtsabschätzung ergab eine nahezu identische Massenverteilung (siehe A-1).

### 3.1. Systemidentifikation

Um eine Aussage über die Qualität der abgeleiteten Strukturmodelle treffen zu können, wurde im Konsortium die Durchführung einer experimentellen Systemidentifikation beschlossen. Die modale Identifikation der Struktur umfasst die Bestimmung von Eigenfrequenzen, Eigenformen und Dämpfungen. Die Steifigkeits- und Massenverteilung ist maßgebend für das Verhalten sowohl der realen Struktur als auch der Strukturmodelle. Im Idealfall stimmen die berechneten Eigenfrequenzen und Eigenformen mit den gemessenen überein.

Für beide Bauweisenkonzepte (Halbzeug und Hohlkammer) wurde im Rahmen des Projektes jeweils ein Testsegment gefertigt. Um einen ersten Überblick über das mechanische Gesamtverhalten der Flügeltestsegmente zu bekommen, wurde für diese die Durchführung der experimentellen Modalanalyse geplant. In Vorbereitung darauf wurden für beide Flügelvarianten FE-Modelle (Schalenmodelle) abgeleitet und diese anschließend einer numerischen Modalanalyse unterzogen, um die dominierenden modalen Verformungszustände sowie den relevanten Frequenzbereich (Tabelle A-1) eingrenzen zu können.

Die experimentelle Modalanalyse wurde unter freien Randbedingungen („frei-frei“) durchgeführt, um mögliche Einflüsse des Prüfstandes auf das Bauteil zu minimieren. Es erfolgte eine Aufhängung der Testsegmente über Gummiseile (BILD 6). Hierfür waren an der Struktur keine gesonderten Befestigungsvorrichtungen vorzusehen.



BILD 6: Testaufbau für die experimentelle Modalanalyse unter freien Randbedingungen („frei-frei“) – Aufhängung des Testsegments an Gummiseilen [1]

Zur Messung der Systemantwort wurden beim Modaltest vier uniaxiale Beschleunigungssensoren verwendet. Die Bestimmung der lokalen Verteilung der Sensoren erfolgte unter Zuhilfenahme der Referenz-FE-Modelle der Testsegmente (abgeleitet aus CAD Geometriemodellen).

Anhand der numerischen Modalanalyse der FE-Modelle können geeignete Sensorpositionen zur bestmöglichen Messung der Strukturantwort ermittelt werden. Zudem wird mithilfe der FE-Modelle zum Nachweis der Eignung der ausgewählten Sensorpositionen die lineare Unabhängigkeit der Eigenformen mit dem Modal Assurance Criterion (MAC) überprüft.

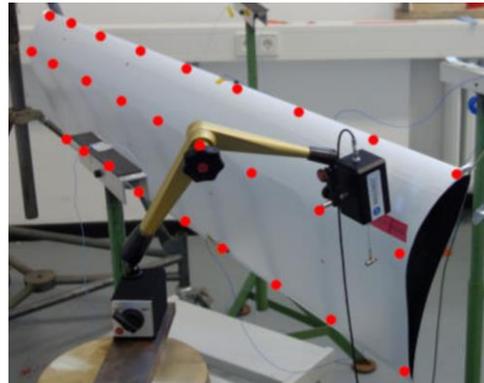


BILD 7: Hammerpositionen zur Anregung der Struktur mittels automatisiertem Modalhammer [1]

Um eine möglichst präzise Anregung der Struktur zu gewährleisten, wurde ein automatisierter Modalhammer eingesetzt. Mit diesem Modalhammer wurde an jeweils 18 unterschiedlichen Positionen (BILD 7) die Struktur angeregt. Die Strukturantwort wurde über die vier applizierten Beschleunigungssensoren erfasst. Aus den Sensordaten ergeben sich die Bewegungsvektoren der Struktur für alle 18 Hammerpositionen.

Über die modale Charakterisierung der Teststrukturen konnten weitere Erfahrungen aus den Experimenten gezogen werden:

- Die gemessenen Eigenwerte sind ungestört von Starrkörpereigenwerten (höchster Starrkörpereigenwert mit wenigen Hz weit genug entfernt).
- Die Hohlkammerbauweise zeigte keine starken Nichtlinearitäten unter Verwendung der Testmethode. Die Strukturmoden wurden zwischen ca. 100 Hz und 360 Hz identifiziert.
- Hinsichtlich der Halbzeugbauweise muss gesagt werden, dass die erzielten Versuchsergebnisse nur bedingt auswertbar erscheinen. Die Halbzeugstruktur zeigte im Versuch ein stark nichtlineares Verhalten (Anregungspunkt und Messpunkt sind nicht austauschbar – Strukturantwort stimmt nicht überein). Zudem treten neben den globalen Moden der Struktur, die sich gut an den beiden Holmen identifizieren lassen, viele Kombinationen mit Freiheitsgraden der Hinterkante auf. Das modale Modell zeigt die am deutlichsten zu unterscheidenden Moden

zwischen ca. 75 Hz und 145 Hz. Die Eigenfrequenzen konnten jedoch wegen der Nichtlinearitäten mit der Testmethode des wandernden Hammers nicht exakt bestimmt werden.

- Die kostengünstige Testprozedur des wandernden Hammers ist nicht gut für Strukturen mit ausgeprägtem nicht-linearem Verhalten geeignet.

Um einen Überblick über das modale Verhalten der Testsegmente im Versuch zu bekommen, sind in der Tabelle A-2 die Eigenfrequenzen der Halbzeug- und Hohlkammervariante aufgeführt, welche den jeweils ersten fünf globalen Eigenformen zugeordnet werden können.

Aufgrund der geringen Aussagekraft der Ergebnisse aus der Systemidentifikation der Halbzeugbauweise werden in Bezug auf den Erprobungsträger konstruktive Anpassungen erfolgen. Zur Verbesserung der Steifigkeit der einzelnen Flügelsegmente werden u. a. im Bereich der Rippenenden und der Flügelhinterkante sowie im Flügelnasenbereich konstruktive Anpassungen durchgeführt.

## 4. FERTIGUNG ERPROBUNGSTRÄGER

### 4.1. Allgemein

Die DLR-seitig realisierte Variante des Erprobungsträgers zeigt ein Mischdesign aus verklebten integralversteiften Halbschalen im Falle des Flügelmittelkastens und der Winglets und eine auf Halbzeugen basierte Bauweise im Bereich der lateralen Flügelsegmente (BILD 8). Für den einfachen Transport kann der Flügel in vier laterale Flügelsegmente, den Flügelmittelkasten (Wingbox) und die beiden Winglets unterteilt werden.

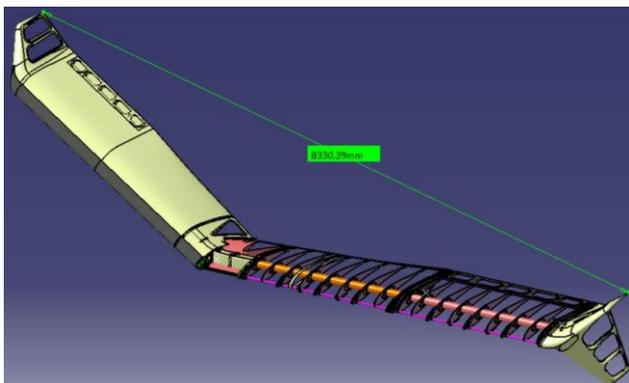


BILD 8: Gesamtlügeldesign [1]

Bei der halbzeugbasierten Konstruktion wird auf sehr kostengünstige, handelsübliche (kohlenstofffaser-verstärkte) Rohr- und Sandwichprodukte zurückgegriffen, die hauptsächlich durch strukturelles Kleben verbunden sind. Die aerodynamische Oberfläche wird anschließend in Form einer textilverstärkten Haut auf die CFK-Konstruktion aufgebracht. Durch einen thermischen Schrumpfprozess wird die Haut anschließend gespannt. Der hier ausgelegte und gefertigte Erprobungsträger dient als Prototyp für Testflüge mit einer bei der Enerkite GmbH bestehenden

Bodenstation und soll eine Leistung von bis zu 30 kW generieren.

### 4.2. Wingbox



BILD 9: Wingbox und Komponenten [1]

Die Wingbox des Erprobungsträgers besteht aus 2 CFK-Halbschalen (Ober- & Unterschale) die miteinander verklebt werden. Zur Aufnahme der Lasten, welche durch die Flügelsegmente bzw. die Flügelrohrholme in die Wingbox eingeleitet werden, werden 2 CFK-C-Holme berücksichtigt. Sie versteifen zum einen die beiden Halbschalen, zum anderen dienen sie zur Aufnahme und Fixierung des Hauptrohrholms. Die CFK-Mittelrippe dient hierbei zusätzlich noch der Hauptseilanbindung zum Halten und Steuern des „Lenkdrachens“. Ober- und Unterschale weisen im hinteren Teil freie Bereiche auf. Diese sind aufgrund der Gewichtsreduzierung vorgesehen. Im Mittelteil der Wingbox sind die Flugregel- und Flugmesstechnik untergebracht (BILD 9 + 10).



BILD 10: Gefertigte Wingboxelemente [1]

Mit den verklebten Struktur- und Verstärkungsbauteilen (ohne Bespannung und Vorflügel) kommt die Center Wingbox auf ein Gesamtgewicht von ca. 3,8 kg was einem Flächengewicht von ca. 4,8 kg/m<sup>2</sup> entspricht (Profiltiefe ~0,84 m x Spannweite ~0,93 m).

### 4.3. Flügelsegmente

Die Montage des Gesamtlügel wird auf Basis der bestehenden CAD-Konstruktionen durchgeführt. Alle 4 Flügelsegmente (2 links / 2 rechts) werden nach dem gleichen Montageprinzip aufgebaut. Die lasttragenden Steckverbindungen werden hauptsächlich über ineinander geschobene Rohrholmsegmente erzeugt. Um die gesamte Spannweite von je ca. 3,3 m realisieren zu können, kommen 2 Montagegestelle zum Einsatz. Basierend auf

den Erkenntnissen aus der Testsegmentmontage werden die Gestelle für den Erprobungsträger mit allen benötigten Einspann- und Klemmvorrichtungen aufgebaut.

Vor dem eigentlichen Montagevorgang, werden alle CFK-Komponenten wie Flügelrippen, Anschlussplatten und Kleinteile (Halterungen; Versteifungen; etc) gefräst und die Rohrholme und Endkantenprofile zugesägt. Die Flügel des Erprobungsträgers bestehen im Ganzen aus etwa 1300 Einzelteilen. Die Flügelrippen werden in verschiedenen Materialien sowie Materialstärken verwendet. Zum Einsatz kommen reine CFK-Flügelrippen und CFK-Hartschaum-Flügelrippen (Sandwichrippen). Da die Belastungsanforderungen an den Gesamtflügel sehr unterschiedlich sind, werden hierbei unterschiedliche Rippengeometrien benötigt. Das Fräsen der entsprechenden Rippen erfolgt aus ebenen Halbzeugen (Plattenware). Nach dem Fräsen können die Rippen in ihren entsprechenden Positionen in der Montagevorrichtung positioniert und fixiert werden.



BILD 11: Sandwichrippen mit CFK-Haupt- und Nasenrohrholm im Montagegestell [1]

Nach dem Positionieren der Flügelrippen werden die CFK-Hauptrohrholme (1 Rohrholm/Segment = 4 Rohrholme) durch die Bohrungen in den Flügelrippen geschoben (BILD 11). Durch je 2 definierte Auflagepunkte/Segment können alle Rohrholme exakt positioniert werden. Anschließend werden die Rohrholme noch einmal demontiert und gereinigt bevor sie mit den Flügelrippen verklebt werden.



BILD 12: Geklebte und vernietete Flügelrippen [1]

Beim erneuten Einfädeln der Rohrholme werden rechts und links der Flügelrippen CFK-Anschlussplatten

berücksichtigt. Die Bohrungskontur dieser ist so toleriert, dass ein Verdrehen auf dem gefeilt verlaufenden Hauptrohrholm nicht möglich ist. Die CFK-Anschlussplatten garantieren nach der Montage (Verkleben und Vernieten) mit den Flügelrippen eine sichere Positionierung auf dem Hauptrohrholm. Zusätzlich werden noch weitere CFK-Sandwich-Versteifungswinkel verklebt (BILD 12).

Zu Trimmzwecken wurden im Bereich der äußeren, lateralen Flügel passive, querruderähnliche Klappen integriert. Diese bestehen aus 2 miteinander verklebten CFK-Schalen und diversen Kleinteilen welche die Funktion des Klappenausschlags sicherstellen (BILD 13).



BILD 13: Steuerflächenmontage [1]



BILD 14: Erprobungsträger in Halbzeugbauweise [1]

Das Gesamtgewicht des strukturell fertiggestellten Flügels noch ohne Bespannung, Vorflügel und Winglets (BILD 14) beträgt insgesamt 17,8 kg (Wingbox 3,8 kg, Innenflügel-segmente je 3,2 kg; Außenflügelsegmente je 3,8 kg). Dies entspricht einem Flächengewicht von 2,8 kg/m<sup>2</sup> (Profiltiefe ~0,84 m x Spannweite ~7,5 m).

#### 4.4. Strukturtest

Die erste gefertigte Flügelstruktur wird für statische Tests und die Messung der Verformung im Bereich des Flügelmittelkastens verwendet. Zu diesem Zweck wird der Flügel am Flügelmittelkasten fest eingespannt und an den Anleierungspunkten (Steuerseilanbindung) belastet. Neben der Charakterisierung der Struktursteifigkeiten sollen die experimentell ermittelten Verformungsdaten die Basis für die Evaluierung eines Finite-Elemente-Simulationsmodells des Testflügels in Halbzeugbauweise bilden. Hier soll vor allem die Untersuchung des Einflusses von zwei Modellierungsaspekten im Focus stehen:

- Die Modellierung der Faserverbundstruktur des Testflügels erfolgte mit finiten Schalenelementen (Übergang in der Modellierung von 3-D auf 2,5-D).
- Bedingt durch die Halbzeugbauweise verfügt die Testflügelstruktur über relativ viele Fügstellen (z.B.

Klebung). Hier soll der Strukturversuch eine Abschätzung ermöglichen, inwiefern diese Fügestellen im Simulationsmodell gesondert berücksichtigt werden müssen.

Um die Abmessungen des Versuchsaufbaus zu begrenzen, wird die Untersuchung einer Halbspannweite des Testflügels geplant (2 Segmente einer Flügelspannweite und die Wingbox). Die Einbeziehung des Flügelkastens in den Versuchsaufbau stellt einerseits eine gute Einspannung des Testflügels auf dem Prüfstand sicher, andererseits wird so die Beobachtung des mechanischen Verhaltens der Verbindungsstelle von Wingbox und anschließendem Flügelsegment ermöglicht. Die Einbeziehung der Wingbox in den Versuchsaufbau bietet weiterhin den Vorteil, dass auch deren Einfluss auf das Verformungsverhalten des gesamten Flügels untersucht werden kann.

Bedingt durch die Bauweise der Halbzeugvariante verfügt der Testflügel verglichen mit einem konventionellen Flügel in Schalenbauweise über eine geringe Eigensteifigkeit. Aufgrund der zu erwartenden großen Wege beim Verformungstest, wird die Versuchslast über eine Seilvorrichtung eingeleitet. Zur Vorbereitung der Verformungsmessungen wird die Steifigkeit des Testflügels abgeschätzt. Zu diesem Zweck wird ein vereinfachtes Finite-Element-Modell der primären Tragstruktur des Halbflügels abgeleitet. Dies ergab, dass auch bei relativ geringen Lasten von max. 500 N Gesamtverformungen der Flügelspitze von bis zu 400 mm auftreten können. Aufgrund der Größenordnung der abgeschätzten Verformungswege gelangen konventionelle Wegaufnehmer an ihre Grenzen. Insbesondere die Bestimmung der Verwindung des Halbflügels bereits unter einer Einzellast lässt sich auf diese Art und Weise nur schwer realisieren. Eine Alternative stellen optische Messsysteme dar. Mit Hilfe von Kameras können auch große dreidimensionale Verformungsvorgänge analysiert werden. Beim DLR steht dazu ein 3-D-Testing-System Typ „ARAMIS“ der Firma GOM zur Verfügung.

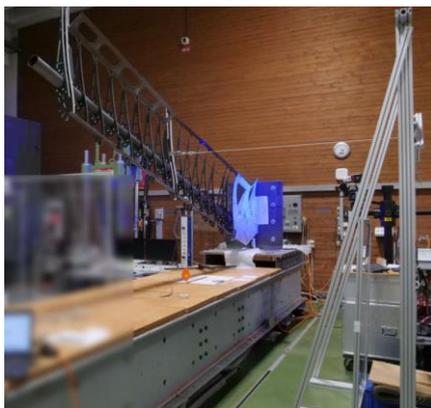


BILD 15: Aufbau Strukturversuch auf dem Prüfstand [1]

Parallel zum Aufbau des Testflügels erfolgt die Erstellung eines Simulationsmodells der Kitestruktur mit Hilfe der Finite-Elemente-Methode (FEM). Da zwischenzeitlich festgelegt wurde, die Verformungsversuche entsprechend dem erreichten Baufortschritt ohne Bespannung durchzuführen, umfasste auch das Finite-Elemente-Modell nur die Faserverbundstruktur. Mit dem validierten

Simulationsmodell besteht die Möglichkeit, Detailuntersuchungen an der Kitestruktur vorzunehmen. In der Entwurfsphase wurden vereinfachte Analysemethoden (2-D-Balkenmodelle und 1-D Querschnittsberechnungen) angewendet. Dies war notwendig, um eine Vielzahl von Variantenrechnungen für verschiedene Auslegungslastfälle effizient durchführen zu können. Die so gewonnenen Erkenntnisse können zur Optimierung der Kitestruktur und zur Verbesserung der Analyseketten genutzt werden.

Der realisierte Versuchsaufbau auf dem Prüfstand ist in Bild 15 zu sehen. Über ein Drahtseil und eine Umlenkrolle wurde die Einleitung einer horizontalen Einzellast ermöglicht. Die Kräfteinleitung erfolgte am inneren Anleindungspunkt des Halbflügels. Bedingt durch den Aufbau des Halbzeugflügels, wird bereits durch die Belastung mit einer Einzelkraft in der Struktur eine mehrachsige Beanspruchung (Biegung und Torsion) hervorgerufen. Die Größe der Einzellast wurde schrittweise gesteigert und das Verformungsverhalten beobachtet. Die Aufnahme der Verformungen in Lasteinleitungsrichtung erfolgte mit Hilfe des optischen Messsystems für die Unterseite der Wingbox. Entsprechend dem Baufortschritt des Testflügels in Halbzeugbauweise konnte der Strukturversuch zweimal durchgeführt werden. Bei der ersten Durchführung war die Wingbox an der Oberseite offen, bei der zweiten Durchführung war sie komplett geschlossen. Der Vergleich beider Versuche ermöglicht eine Einschätzung des Einflusses verschiedener Bauweisen.

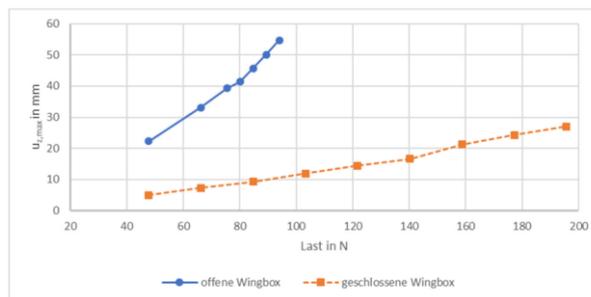


BILD 16: Auf der Wingboxunterseite auftretende maximale Verformungen senkrecht zur Tragfläche in Abhängigkeit von der Einzellastgröße [1]

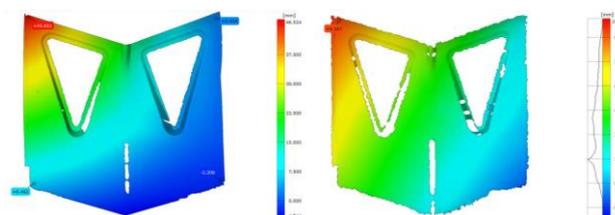


BILD 17: Gemessene Verformung der Unterseite der Wingbox senkrecht zur Tragfläche (offene Wingbox links, geschlossene Wingbox rechts) [1]

Die auf der Unterseite der Wingbox gemessenen maximalen Verformungswerte senkrecht zur Tragflügelspannweite sind in Bild 16 in Abhängigkeit der Größe der eingeleiteten Einzellast dargestellt. Bild 17 zeigt beispielhaft die gemessenen Verformungsverteilungen bei einer eingeleiteten Einzellast von 85 N. Hier zeigt sich, dass

durch die geschlossene Bauweise die Verwindungssteifigkeit der Wingbox deutlich erhöht werden kann. Die maximale Verformung der Unterseite beträgt im Fall der geschlossenen Wingbox nur ein Fünftel im Vergleich zur offenen Variante.

In Bild A-2 ist das in der Simulation berechnete Verformungsbild der Wingboxunterseite prinzipiell dargestellt. Im Vergleich zu den experimentell gemessenen Ergebnissen kann das sich einstellende Verformungsfeld in der Simulation qualitativ nachgebildet werden. Abweichungen treten in den absoluten Verformungswerten auf. Dies ist auf die bereits angesprochenen Modellunsicherheiten zurückzuführen. Dazu gehören Unsicherheiten in den Materialkennwerten der eingesetzten Halbzeuge, der Einfluss der zahlreichen Klebeverbindungen und der Einfluss der Lagerung mittels der Adapterplatte. Ein Überblick zu den Gesamtverformungen des Testflügels die sich in der Simulation ergeben haben, ist in Bild A-3 dargestellt.

#### 4.5. Kostenübersicht

Die Kosten zur strukturellen Fertigung und Montage von 2 Flugwindkraftanlagen belaufen sich auf ca. 55.000 € (Personalkosten sind nicht enthalten). 60 % davon sind Einmalkosten und beziehen sich auf die Beschaffung der Formwerkzeuge und der Montagegestelle. Diese können für die weitere Fertigung von Flugwindkraftanlagen eingesetzt und müssen daher neubeschafft werden (Serienfertigung).

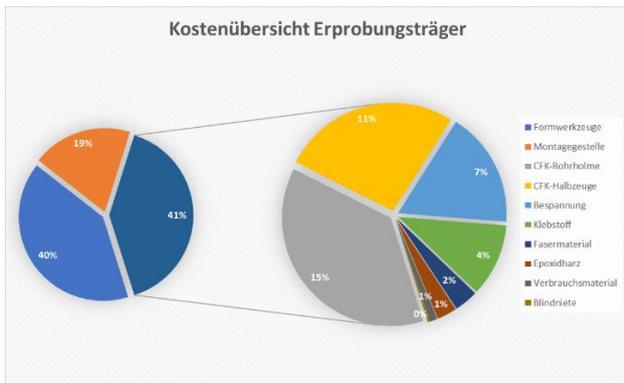


BILD 18: Kostenübersicht zur strukturellen Fertigung von 2 Enerwing Höhenenergieanlagen

Die restlichen 40 % der Kosten entfallen auf die verwendeten Materialien. Kostentreiber hierbei sind vor allem die kohlenstoffaserverstärkten Hochleistungsmaterialien. CFK-Präzisionsrohre für die Haupt- und Nasenholme sowie die CFK-Halbzeuge u. a. für die Flügelrippen machen hierbei mehr als 60 % der Materialkosten aus. Um das gesetzte Ziel für ein Flächengewicht von 3 – 5 kg/m<sup>2</sup> realisieren zu können, sind diese Materialien aber unverzichtbar. Knapp ein Viertel der Materialkosten entfällt auf die Bespannung und den Klebstoff zum Fügen der CFK-Einzelteile. Die restlichen 10 % sind für Fasermaterial (CFK) und Epoxidharz, weiteres Verbrauchsmaterial wie Becher, Spatel, Papier, Reinigungsmaterialien etc. und für die Blindniete.

Die Fertigung und Montage der ersten beiden Prototypen

kann demnach mit ca. 10.000 € pro Flügelstruktur beziffert werden. Durch die Steigerung von Produktionszahlen und Automatisierungsvorgängen bei der Verarbeitung der Materialien in der Serienfertigung und der damit verbundenen Anpassung der Materialkosten (Abnahme größerer Materialmengen) können diese aber noch deutlich angepasst werden. Zzgl. zu den Materialkosten für die Flügelstruktur müssen noch Personalkosten und die gesamten Kosten für die Bereitstellung der Bodenstation samt Technik berücksichtigt werden.

Verglichen mit einer 30 kW Windkraftanlage für den gewerblichen Zweck (Horizontalachser) die im Schnitt ca. 180.000 € kostet [4] sind die Investitionskosten einer Flugwindkraftanlage in der hier dargestellten Flügelkonfiguration aber darunter anzusetzen.

#### 5. FAZIT

Mit den im Rahmen des vom BMWK geförderten Projekts Enerwing\_xM durchgeführten Arbeiten konnte eine strukturmechanische Auslegungskette entwickelt und aufgebaut werden. Diese ermöglicht es zukünftig, neue Varianten von Flugwindkraftanlagen effizient zu konstruieren und zu dimensionieren. Die abgeleiteten Methoden können bereits in ersten Ansätzen validiert werden. Dazu wurden gefertigte Testsegmente und Erprobungsträger experimentell untersucht. Mit den durchgeführten Versuchen konnte das modale Verhalten von Testsegmenten und die allgemeinen Verformungseigenschaften des Erprobungsträgers charakterisiert werden. Weiterhin wurde für den Versuchsaufbau des Erprobungsträgers in Halbzeugbauweise ein Finite-Elemente-Modell erstellt, mit welchem Modellierungsstrategien zur Abbildung des komplexen Strukturverhalten erprobt werden können.

Des Weiteren wurde eine Flugwindkraftanlage als Nurflügelstruktur mit einer Leistung von bis zu 30 kW im Dauerbetrieb sowie einer robusten und gleichzeitig ultraleichten Struktur entwickelt und aufgebaut. Dies wird durch das Verwenden von Hochleistungsmaterialien erreicht. Die kohlenstoffaserverstärkten Kunststoffbauteile der gefertigten CFK-Struktur werden in einem computergesteuerten Fertigungsprozess hergestellt und mit Hilfe eines eng tolerierten Montagegestells strukturell verklebt. Bereits beim Design der Flugwindkraftanlage wurde verstärkt darauf geachtet, möglichst viele Gleichteile sowie Baugruppen zu verwenden. Nur für die Flügelsegmente kamen hier zum Beispiel ca. 1300 Einzelteile zum Einsatz, die sich in etwa auf 40 verschiedene Bauteile bzw. Baugruppen aufteilen.



BILD 19: DLR-seitig gefertigte Enerwing-Strukturen; oben: Gesamtanlage mit Winglets von Enerkite GmbH; unten: Ersatzflügelstruktur [1]

Ein weiterer Vorteil der verwendeten Hochleitungs-materialien ist das gewichtstechnisch eine Flugwindkraft-anlage mit einem Flächengewicht von knapp unter 4 kg/m<sup>2</sup> (ohne Bordcomputer, Messtechnik und Steuerfläche-naktuatoren) realisiert werden konnte. Damit wurde das vorgegeben Ziel von 3-5 kg/m<sup>2</sup> eingehalten.

Zum Abschluss des Projekts Enerwing\_xM sind zwei Flugwindkraftanlagen vorhanden (Bild 19). Die Winglets wurden von der Fa. Enerkite GmbH konstruktiv ausgelegt und gefertigt. Der Gesamtflügel mit etwa 8,4 m Spannweite kommt auf ein Strukturgewicht von nur knapp 26kg. 18kg entfallen dabei auf die 4 lateralen Flügel und jeweils ca. 4kg auf die beiden Winglets und den Flügelmittelkasten.

Bzgl. der Investitionskosten kann die Flugwindkraftanlage mit einer konventionellen Horizontalachs-Windkraftanlage in der Leistungsklasse bis 30 kW konkurrieren. Die Stromgestehungskosten sind aufgrund der höheren Volllaststunden allerdings deutlich geringer zu erwarten. Des Weiteren wird durch die Verwendung einer mobilen Bodenstation kein Fundament oder Mast benötigt. Dies führt einerseits zu einem verbesserten CO<sub>2</sub>-Abdruck da ca. 90 % an Stahl und Beton eingespart werden können. Andererseits ist dadurch auch ein verringerter Eingriff ins Landschaftsbild die Folge [5].

In der nächsten Ausbaustufe ist ein Flügel mit in etwa doppelter Spannweite geplant. Hierfür muss allerdings eine größere Bodenstation eingeführt werden, die den deutlich höheren Leistungen Rechnung trägt. In dieser Entwicklungsphase sollen auch die Aspekte Wartung, Reparatur und letztendlich auch die Entsorgung eine wesentliche Rolle spielen, da diese zur ökonomischen und ökologischen Bewertung des Gesamtsystems erforderlich sind. Auch das Ausloten der Grenzen einer weiteren Vergrößerung des Flügels ist von Interesse. Eine Spannweite von ca. 30m kann zum Beispiel bei der Entwicklung von zukünftigen, automatisch fliegenden, robusten HAP-Systemen (High Altitude Platform) von Vorteil sein.

## 6. REFERENZEN

- [1] 0324355-B\_Enerwing\_Sachbericht\_DLR
- [2] <https://pypi.org/project/abdbeam/>
- [3] <https://sectionproperties.readthedocs.io/en/latest/>
- [4] [Kosten und Wirtschaftlichkeit kleiner Windkraftanlagen | Expertentipps \(kleinwindkraftanlagen.com\)](#)
- [5] [EnerKite Flugwindkraftanlagen - Verlässliche saubere Energie \(enerkite.de\)](#)

## 7. ANHANG

Flügel	Spannweite 1,589m (Testsegment)	0,488 m	1,589 m	0,7754 m <sup>2</sup>	2,22 kg/m <sup>2</sup>
1	Flügelfläche				
1	Flügelholm (1,5mm Laminat) D <sub>A</sub> = 57 mm	0,00026 m <sup>2</sup>	1,589 m	1,5 kg/dm <sup>3</sup>	0,620 kg
1	Nasenholm (0,5mm Laminat) D <sub>A</sub> = 12 mm	0,00002 m <sup>2</sup>	1,589 m	1,5 kg/dm <sup>3</sup>	0,048 kg
2	Endrippen (3mm Laminat)	0,01647 m <sup>2</sup>	0,003 m	1,5 kg/dm <sup>3</sup>	0,143 kg
7	Sandwichrippen Deckschicht (1,0mm)	0,01647 m <sup>2</sup>	0,001 m	1,5 kg/dm <sup>3</sup>	0,216 kg
7	Sandwichrippen Schaum (5mm)	0,01647 m <sup>2</sup>	0,005 m	100 kg/m <sup>3</sup>	0,058 kg
18	Rippenanschluss (1,0mm Laminat)	0,00073 m <sup>2</sup>	0,001 m	1,5 kg/dm <sup>3</sup>	0,101 kg
18	Verdrehschutz Deckschicht (1,0mm)	0,0007 m <sup>2</sup>	0,001 m	1,5 kg/dm <sup>3</sup>	0,024 kg
18	Verdrehschutz Schaum (5mm)	0,0007 m <sup>2</sup>	0,005 m	100 kg/m <sup>3</sup>	0,006 kg
18	Klebfilm (Kleberaupe D=3mm)	0,00001 m <sup>2</sup>	0,3 m	1,5 kg/dm <sup>3</sup>	0,081 kg
1	Endkantenprofil (1 x 4 mm)	0,000004 m <sup>2</sup>	1,589 m	1,5 kg/dm <sup>3</sup>	0,010 kg
2	Flügelbespannung	1,5509 m <sup>2</sup>		0,1 kg/m <sup>2</sup>	0,310 kg
54	Blindniete			0,002 kg	0,108 kg
					<b>1,63 kg</b>

BILD A-1: Gewichtsabschätzung Testsegment in der Entwurfsphase

TAB A-1: Geometriemodelle repräsentativer Flügelsegmente – Halbzeug- und Hohlkammerkonfiguration

Nummer Eigenform	Eigenfrequenz [Hz] Halbzeug	Eigenfrequenz [Hz] Hohlkammer
7	78	122
8,9	92-111	135-166
10-15	119-138	193-272
16-18	144-158	289-331
19,20	189-195	348-368

TAB A-2: Experimentell ermittelte Eigenfrequenzen repräsentativer Flügelsegmente – Halbzeug- und Hohlkammerkonfiguration

Nummer Eigenform	Eigenfrequenz [Hz] Halbzeug	Eigenfrequenz [Hz] Hohlkammer
5, 4	77	101
7, 5	89	109
8, 9	97	162
9, 10	114	172
13, 13	144	184

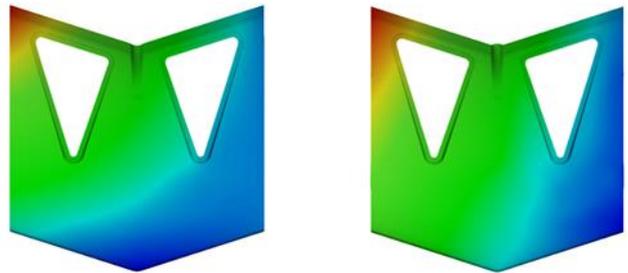


BILD A-2: Simulierte Verformung der Unterseite der Wingbox senkrecht zur Tragfläche (offene Wingbox links, geschlossene Wingbox rechts)

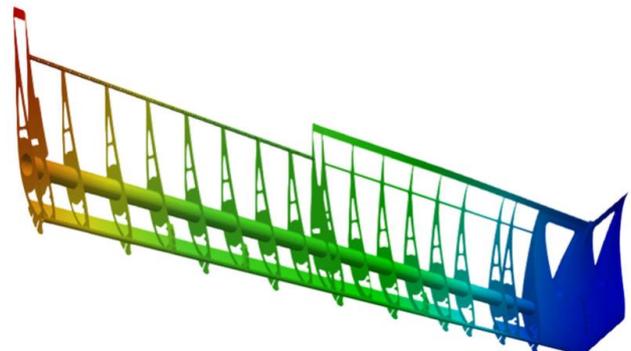


BILD A-3: Übersicht über die Gesamtverformungen des Testflügels mit geschlossener Wingbox