

ENTWICKLUNG EINES 3-BLATT-CFK-VERSTELLPROPELLERS FÜR ULTRALEICHTFLUGZEUGE

Th. Klauke¹, A. Kühhorn¹, L. Luo¹, M. Kober¹, D. Sieghart²
M. Führer², B. Viehweger², Ch. Fritzsche³, E. Sarradj³

¹ Lehrstuhl für Strukturmechanik und Fahrzeugschwingungen, BTU Cottbus, Deutschland

² Lehrstuhl für Konstruktion und Fertigung, BTU Cottbus, Deutschland

³ Juniorprofessur für Modellierung und Optimierung insbesondere
im Bereich der Aeroakustik, BTU Cottbus, Deutschland

Zusammenfassung

Im Rahmen eines vom AiF geförderten Forschungsvorhabens wurde in Zusammenarbeit verschiedener Lehrstühle der BTU Cottbus und einem mittelständischen Unternehmen ein 3-Blatt-Verstellpropeller für den Einsatz in Ultraleichtflugzeugen entwickelt, welcher hinsichtlich der Verbesserung des Start- und Reiseflugschubes sowie eines verringerten Lärmpegels optimiert wurde. Hierbei konnte unter anderem durch die Anwendung moderner Optimierungsalgorithmen für den Nabenkörper und Wirkebene-Bruchkriterien im Bereich des CFK-Propellerblattes das Leichtbaupotential des Propeller-Nabe-Verbundes in hohem Maße ausgeschöpft werden.

1. EINLEITUNG

Im Sinne stetig steigender Anforderung an die Effektivität, sei es im Bereich der Brenn- bzw. Kraftstoffausnutzung als auch bei der Maximierung der Nutzlast oder der Minimierung der Wartungskosten, nehmen anspruchsvolle Leichtbaukonstruktionen einen immer höheren Stellenwert ein. Neben den vielsitzigen Passagierflugzeugen gelten diese Anforderungen jedoch auch gleichermaßen für den Bereich der Ultraleichtflugzeuge, bei welchem die Auswirkungen jegliche Veränderungen des Antriebes weitaus direkter und ungefilterter im Vergleich zu den kommerziellen Verkehrsflugzeugen erfahrbar sind.

Das innerhalb dieses Beitrages vorgestellte Projekt beinhaltet die Entwicklung eines neuen und innovativen kohlefaserverstärkten 3-Blatt-Verstellpropellers in modularer Systembauweise (siehe BILD 1), welcher in verschiedenen Propellerantrieben eingesetzt werden soll:

- nicht zertifizierungspflichtig: Ultraleicht-Flugzeugklasse einschließlich Tragschrauber (Flugsportgeräte), Heißluft-Luftschiffe,
- nicht zertifizierungspflichtig: Hovercraft,
- zertifizierungspflichtig: Allgemeine Luftfahrt (Propeller-Flugzeuge), VLA (Very Light Aircraft), Motorsegler (eigenstartfähig), Luftschiffe, etc.).

Der zu entwickelnde Verstellpropeller setzt sich aus den folgenden Baugruppen zusammen:

- Propellerblätter mit Propellerfuß aus langfaserverstärktem Kunststoff und Metall-Bauweise,
- Propellernabe als zentrales Integrationsbauteil zur Aufnahme der axial beweglichen Propellerblätter sowie der Motor- bzw. Getriebewelle auf der anderen Seite,
- Propellerblatt-Verstellmechanismus mit Ansteuerung aus der Luftfahrzeugkabine.

Neben einer Erhöhung des Start- und Reiseschubs, einer Verringerung des Lärmpegels sowie einer Vereinfachung der Montage- und Wartungsarbeiten steht auch die Erhöhung der MTBO (Mean Time Between Overhaul) im Fokus des Entwicklungsprozesses. Gegenwärtig beträgt die MTBO bei ähnlichen Erzeugnissen 500 bis 1000 Betriebsstunden. Hiernach ist für den Propeller zur Gewährleistung der weiteren Flugsicherheit eine industrielle Instandset-



BILD 1. Neuentwickelter 3-Blatt-Verstellpropeller

zung durch den Hersteller vorgeschrieben. Als ein weiteres Ergebnis dieses Forschungsprojektes wird angestrebt, einen Verstellpropeller mit einer erhöhten MTBO von 2000 Betriebsstunden auf den Markt bringen zu können.

Desweiteren wird eine signifikant geringere Gesamtmasse angestrebt, welche für den primär angestrebten Einsatz im UL-Bereich einen entscheidenden Wettbewerbsvorteil darstellt. Hieraus ergeben sich neben der offensichtlichen Erhöhung der maximalen Zuladung auch eine Vielzahl weiterer Vorteile:

- geringere Werkstoffkosten,
- geringerer Treibstoffverbrauch,
- geringeres polares Trägheitsmoment und somit ein spontaneres Ansprechen auf Steuerbefehle sowie geringere gyroskopische Kräfte und
- geringere Materialbelastungen aufgrund niedrigerer auftretender Spannungen.

2. RANDBEDINGUNGEN UND REFERENZ-DESIGN

Aus marktstrategischen Gründen wurden für die Ermittlung der wichtigsten geometrischen Kennlinien zum Entwurf des Verstellpropellers folgende Größen festgelegt:

- Die Kennlinie für die Luftschraube des Rotax 912 ULS-Motors unter Berücksichtigung des durch die Fluggeschwindigkeit hervorgerufenen Staudrucks (4-Zylinder-4-Takt-Boxermotor; Vergaser; Startleistung 73,7 kW/100 PS bei 5800 U/min; Dauerleistung 69 kW bei 5500 U/min);
- Das Übersetzungsverhältnis des Zahnrad-Getriebes des Rotax 912 ULS-Motors von 1 : 2,43, d.h. das Verhältnis der Luftschraubendrehzahl zur Motordrehzahl;
- Die maximale Geschwindigkeit $v_{\max} = 230$ km/h und die Reisegeschwindigkeit $v_{\text{Reise}} = 210$ km/h in Reise-flughöhen $h_{\text{Reise}} = 1000$ m und die Abhebegeschwindigkeit $v_{\text{Abheben}} = 70$ km/h vom Boden bei einem zulässigen höchsten Fluggewicht $m_{\max} = 520$ kg;
- Der Durchmesser der Luftschraube $D_{\text{LS}} = 1660$ mm und die Anzahl der Schraubenblätter $z_{\text{LS}} = 3$.

Um eine spätere luftfahrttechnische Zertifizierung der neuen Propeller-Nabe-Kombination zu ermöglichen, soll ergänzend ein Schleudertest mit 159 % der maximal vom Rotax 912 ULS-Motor erreichbaren Drehzahl bestanden werden (CS-P 350, EASA [2006]).

2.1. Benchmarking

Als Ausgangspunkt sämtlicher weiterer Betrachtungen wurde ein bestehender Referenzpropeller eines Mitbewerbers mit bereits guten mechanischen und aerodynamischen Eigenschaften zur vergleichenden Analyse herangezogen. Um basierend auf dessen Geometrie aerodyna-

misches, aeroakustische sowie mechanische Analysen durchführen zu können, musste zunächst eine exakte Datenbasis durch Abtastung mittels 3D-Koordinatenmessmaschine geschaffen werden (BILD 2). Bei der Vermessung wurden im axialen Abstand weniger Millimeter zueinander Geometriepunkte ermittelt und zu Höhenkurven verbunden. Insgesamt wurde dieser Vorgang an 31 Querschnitten wiederholt. Aus den gewonnenen Punkten und Kurven wurde mittels 3D-CAD-System ein Flächenmodell des bestehenden Propellerblattes generiert, welches die Ausgangsbasis aller weiteren rechnerischen Optimierungen darstellt.

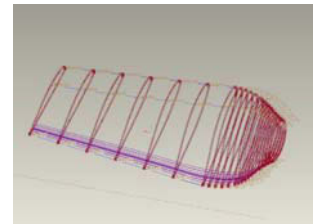
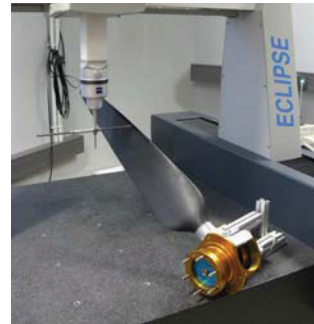


BILD 2. Abtastung des Referenzblattes und Erstellung eines CAD-Modells

Ebenso wurde auf konventionellem Wege auch die Verstellnabe vermessen, um alle weiteren Anschlussmaße und Abmessungen der Propellerblattaufnahme und der Lagerung zu ermitteln. Im nachfolgenden Schritt wurde wiederum hierauf aufbauend ein 3D-CAD-Modell erstellt. Parallel dazu wurde der Industriepartner bzgl. der Schwachstellen der bisherigen Konstruktion befragt.

2.1.1. Aerodynamik & Aeroakustik

Die zuvor ermittelten Profilschnitte wurden durch Koordinatentransformation, Drehung, Normierung und Glättung der Kontur für die aerodynamische Analyse vorbereitet. Für die Modellierung des Propellers zur weiteren Analyse wurden aus den Profilschnitten außerdem die Verteilung der Sehnenlänge und der Blattwinkel über den Radius ermittelt. Im Anschluss wurden für die einzelnen Blatt-schnitte die Profilpolare abhängig von der Strömungsgeschwindigkeit am jeweiligen Blattsegment bestimmt und der Propeller anhand der ermittelten Geometrie mit einer Blattelemente-Methode analysiert. Hierbei wurden für die Ermittlung der Lastverteilung drei relevante Betriebspunkte mit hoher Blattbelastung bei entsprechendem Propellerblatt-Verstellwinkel herangezogen:

Reiseflug:

- Leistung $P = 51$ kW (75% Motorleistung),
- Drehzahl $n = 2085$ U/min,
- Fluggeschwindigkeit $v = 54$ m/s,

Start:

- Leistung $P = 73,5 \text{ kW}$ (100% Motorleistung),
- Drehzahl $n = 2387 \text{ U/min}$,
- Fluggeschwindigkeit $v = 20 \text{ m/s}$,

Steigflug:

- Leistung $P = 73,5 \text{ kW}$ (100% Motorleistung),
- Drehzahl $n = 2387 \text{ U/min}$,
- Fluggeschwindigkeit $v = 29 \text{ m/s}$.

Durch die Bestimmung der Kräfte und Momente an den einzelnen Blattsegmenten ergaben sich mittels Integration über die radiale Propellerblattlänge die resultierende aerodynamische Belastung am Gesamtblatt.

2.1.2. Gewichtsverteilung

Einen Überblick über die bestehende Massenverteilung findet sich in BILD 3.

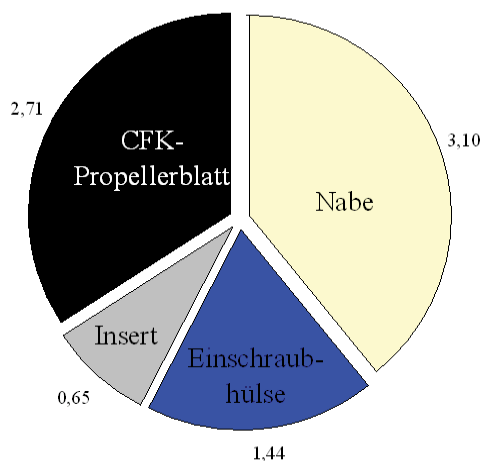


BILD 3. Massenverteilung der einzelnen Baugruppen der Referenzkonfiguration [kg]

Es ist zu erkennen, dass die Aluminium-Nabe inkl. Verstellmechanismus mit ~ 39 %, die drei CFK-Propeller inkl. Aluminiuminsert mit ~ 43 %, sowie die Stahleinschraubhülsen der Blattlagerung mit ~ 18 % zur Gesamtmasse der bestehenden 3-Blatt-Konstruktion beitragen. Der Hauptansatzpunkt zur Erzielung einer Massenreduktion kann somit im Bereich der Nabe sowie der Propellerblattlagerung angesehen werden, während an den Propellerblättern selbst nur ein geringes Einsparpotential vorhanden ist.

3. PROPELLERBLATT

Im Mittelpunkt des ersten Arbeitspaketes stand neben einer Verbesserung des Start- und Reiseflugschubes

ebenso die Verringerung des resultierenden Propellerlärms. Hierbei soll durch die Nutzung einer Mehrkriterienoptimierung eine hinsichtlich aller drei Zielvorgaben geeignete Propellerblattgeometrie ermittelt werden.

3.1. Aerodynamische Auslegung

Bei der Auslegung des neuen Propellerblattes waren unter Berücksichtigung der vorgegebenen Randbedingungen die Effektivität im Reiseflug, der Startschub sowie die Schallabstrahlung des Propellers zu optimieren.

Zu diesem Zweck wurden eine Vielzahl unterschiedlicher Propellervarianten entworfen und deren aerodynamischen Eigenschaften bestimmt und miteinander verglichen. Für Entwürfe mit guten aerodynamischen Eigenschaften wurde anschließend der in einer bestimmten Flughöhe beim Steigflug entstehende maximale Schalldruckpegel für einen Aufpunkt am Boden berechnet, wobei verschiedene Varianten der Lage der Blattelemente bezüglich der Drehachse des Blattes untersucht wurden. Schließlich wurde aus den leisesten Entwürfen von denen mit hoher Effektivität im Reiseflug sowie vollständiger Leistungsumsetzung und hohem Schub beim Start derjenige ausgewählt, welcher am ehesten den mechanischen Designanforderungen aber auch den ästhetischen Wünschen entsprach. Als endgültiges Propellerblatt-Design wurde ein Entwurf aus Profilen der Profildfamilie NACA 16XXX gewählt (BILD 4).

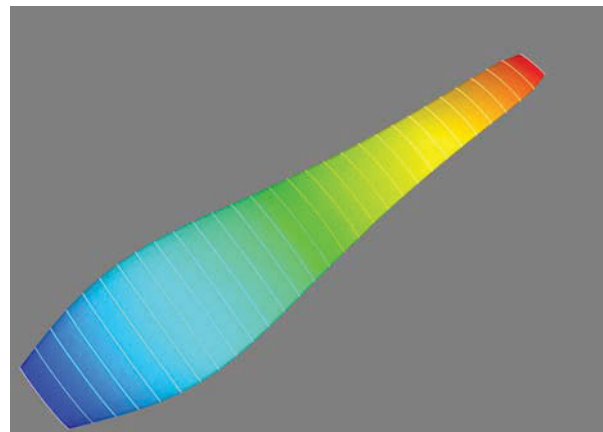


BILD 4. Neue Propellergeometrie

3.1.1. Aerodynamische Berechnung

Das Programm für die Analyse und das Design des Propellerblattes wurde in Anlehnung an den Algorithmus nach Drela [2006], eine Blattelemente-Methode, in der Programmiersprache Python entwickelt. Das Propellerblatt wird hierbei entlang des Radius in 30 gleichbreite Segmente unterteilt. In die Berechnung gehen die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte der Blattelemente abhängig vom Profilanstellwinkel, der Reynolds- und der Machzahl ein. Diese werden mit Hilfe von JavaFoil (Hepperle [2009]) nach traditionellen Methoden, nämlich der Potenzialfluss-Analyse (Panel-Methode 2. Ordnung) und der Grenzschichtanalyse berechnet.

Als Arbeitspunkt für das Design des Propellers (Design-Punkt) wurde der Reiseflug gewählt. Die Optimierung des Designs erfolgte hierbei durch Maximierung des Wirkungsgrades des Propellerblattes in diesem Betriebspunkt („minimum induced loss design“), wobei folgende Variablen miteinbezogen wurden:

- 4 oder 5 Profilformen, verteilt entlang des Radius sowie
- die Verteilung des Auftriebsbeiwertes entlang des Radius.

Die Ergebnisse des Design-Prozesses sind:

- die Blattwinkel der einzelnen Segmente,
- die Sehnenlängen der einzelnen Segmente,
- der Schub im Design-Punkt und somit der Propeller-Wirkungsgrad.

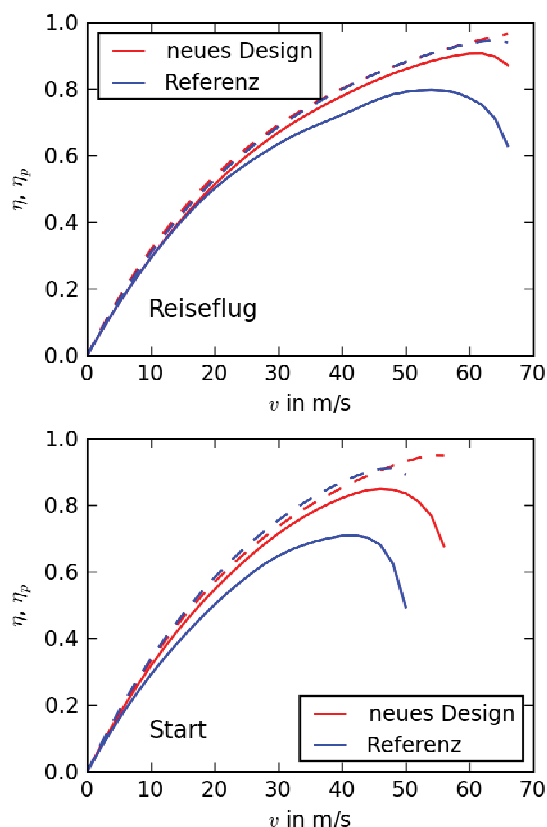


BILD 5. Vergleich des Referenzpropellers mit dem neuen Propellerentwurf: berechneter Wirkungsgrad η in Reiseflugstellung (oben) und in Startstellung (unten) in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit, η_p (Strichlinie): maximal möglicher Wirkungsgrad des Propellers (ohne Strömungswiderstand am Propellerblatt)

Zu diesem Zweck wurden in einer Datenbank Parametersätze für Propellerblatt-Varianten mit Profilformen aus jeweils einer Profildfamilie und mit verschiedenen Verteilungen der Profil-Auftriebsbeiwerte erzeugt. Insgesamt wurden etwas mehr als 600.000 Datensätze aus sieben Profildfamilien erzeugt, für welche im Design-Prozess ein Propellerblatt-Entwurf erstellt und dessen Schub im Design-Punkt bestimmt wurde. Nach Abschluss des Designs erfolgte die Ermittlung des Verstellwinkels des entworfenen Propellerblattes für den Lastfall „Start“ sowie eine weitere Analyse, welche den Schub in diesem Betriebspunkt bestimmte. BILD 5 zeigt die berechneten Wirkungsgrade jeweils für Reiseflug- und Start-Konfiguration.

3.1.2. Akustische Berechnungen

Den akustischen Berechnungen liegt der Lastfall „Steigflug“ zu Grunde. Für diesen Lastfall wurden für jedes Blattsegment die Oberflächendrücke mit der Panel-Methode (JavaFoil (Hepperle [2009]) berechnet, welche zusammen mit der Propellerblatt-Geometrie und weiteren Parametern die Eingangsdaten für die Berechnung des Propeller-Geräusches bilden. Diese erfolgt anschließend mit einer Randlelemente-Methode im Zeitbereich mit Hilfe des Programms SCRUMPI von Carley [1996, 1997] und bestimmt den Zeitverlauf des Schalldruckes an einem definierten Aufpunkt. Der Gesamtschalldruck setzt sich dabei aus dem Kraftlärm-Anteil (loading noise) und dem Verdrängungslärm-Anteil (thickness noise) zusammen. Dies ist in BILD 6 beispielhaft dargestellt. Durch Fourier-Transformation des Schalldruck-Zeitsignals wird im Anschluss das dazugehörige Spektrum berechnet. Nach A-Bewertung, Summation und sowie Pegelbildung ergibt sich abschließend der A-bewertete Schalldruckpegel. Zur Ermittlung des maximalen Schalldruckpegels bei Überflug wurden die Schalldruckpegel auf einer Linie am Boden unter dem sich im Steigflug befindenden Flugzeug ausgewertet (BILD 7).

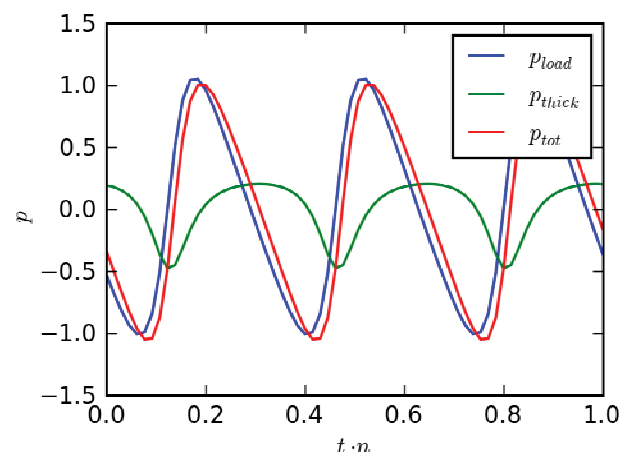


BILD 6. Berechneter Schalldruck-Zeitverlauf für eine Propellerumdrehung, normiert (load: Kraftlärm, thick: Verdrängungslärm, tot: Summe)

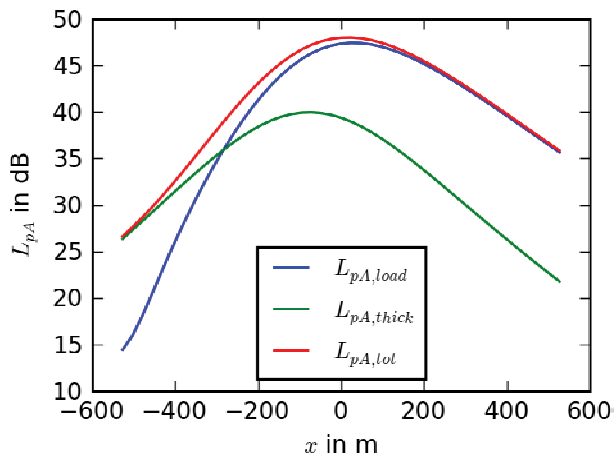


BILD 7. Berechneter Zeitverlauf des A-bewerteten Schalldruckpegels an einem Aufpunkt beim Überflug des Propellerflugzeuges mit einem Steigwinkel von 10° , x : auf den Boden projizierte Überflugstrecke, $x = 0$: Flugzeug senkrecht über dem Aufpunkt in einer Höhe von 527 m (load: Kraftlärm, thick: Verdrängungslärm, tot: Summe)

3.1.3. Berücksichtigung von Fertigungskriterien

Nachdem die maßgebenden Design-Parameter für die endgültige Variante bestimmt wurden, war die Propellerblattgeometrie noch an fertigungstechnische Randbedingungen anzupassen. Dies betraf insbesondere die Form der Profilhinterkante des Propellerblattes, da eine spitze Profilhinterkante mit der vorgesehenen Technologie nicht herstellbar ist. Ebenso ergaben Festigkeitsbetrachtungen die Erfordernis eines minimalen Hinterkanteradius von 1,5 mm. Zu diesem Zweck wurde ein Algorithmus entwickelt, mit welchem die Hinterkante des Profils an den einzelnen Blattsegmenten entsprechend abgerundet wird. Aufgrund der hieraus resultierenden Änderung der Profilform ergeben sich abweichende aerodynamische Eigenschaften, sodass der Design-Prozess als auch die nachfolgenden Analysen erneut durchlaufen werden mussten.

3.1.4. Berechnung der aerodynamischen Kräfte und des aerodynamisch erzeugten Rückstellmomentes am Propellerblatt

Für die konstruktive Auslegung des Verstellmechanismus war das durch aerodynamische Kräfte hervorgerufene Moment um die Blatthochachse zu bestimmen. Da der Verstellpropeller im Falle einer Störung des Verstellantriebs mittels Federrückstellkraft in Startstellung gebracht werden soll, ist hierbei ein negatives Nickmoment am Propellerblatt wünschenswert.

Aus der Polarenberechnung der Blattsegmente ergeben sich die Momentenbeiträge der jeweiligen Profilschnitte am Punkt bei 25% Sehnenlänge ($c/4$ -Punkt), aus welchem die resultierenden Momentbeiträge an dieser Stelle berechnet werden können. Ein weiterer Momentbeitrag an

einem Blattsegment, der auf die Blattachse wirkt, ergibt sich aus der resultierenden Kraft aus Auftrieb und Widerstand bzw. Schub und Antriebskraft am 25%-Sehnenlänge-Punkt, sofern dieser nicht in der Blattachse liegt. Die Summe dieser Beiträge ergibt das aerodynamisch erzeugte Moment um die Blatthochachse (BILD 8).

Für den endgültigen Entwurf, bei dem die Linienschwerpunkte der einzelnen Blattelemente in der Propellerblatt-Drehachse liegen, ergibt sich ein positives aerodynamisches Drehmoment, welches das Blatt stetig in Richtung Reiseflugstellung drängt. Durch ein Verschieben der einzelnen Profilschnitte ergibt sich die Möglichkeit das aerodynamische Moment zu reduzieren bzw. dessen Drehrichtung umzukehren wodurch der Rückstellmechanismus weniger massiv dimensioniert werden kann. Der Einfluss der Geometrieänderung auf die aus der Fliehkraft resultierenden Kräfte und Momente wird nachfolgend in Kapitel 3.2.2 betrachtet.

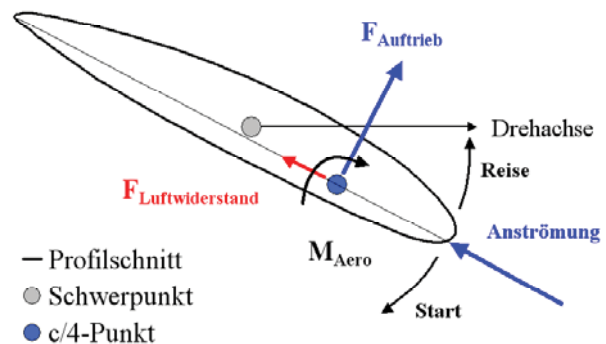


BILD 8. Schematische Darstellung der am Profilschnitt wirkenden aerodynamischen Kräfte und Momente

3.2. Mechanische Auslegung

Zur sicheren, konstruktiven Auslegung hinsichtlich der statischen und dynamischen Beanspruchungen im kompletten Betriebsbereich des neuen Propellers wurden die nachfolgend beschriebenen Lastfälle berücksichtigt. Am Beispiel des Referenzpropellers sollen hierzu im ersten Schritt die bisher auftretenden Schnittkräfte und Momente im hochbelasteten Propellerfuß bestimmt werden.

3.2.1. Statische Belastungen

Fliehkraftbelastung und aerodynamische Lasten

Die sich aus der Rotation mit Nenndrehzahl ergebenden Fliehkräfte sowie die Kräfte aus der Umströmung des Propellerblattes erzeugen eine auf die Schnittfläche am Propellerfuß wirkende dominierende Zugkraft von 16,1 kN ($\sim 1,64$ t) je Propellerblatt in radialer Richtung. Desweiteren treten aufgrund der bezüglich der Blattlagerung in der Nabe außermittigen Schwerpunktlage des Referenzpropellerblattes weitere Kräfte und Momente, jedoch auf deutlich geringerem Niveau, auf.

Schleudertest

Um eine spätere luftfahrttechnische Zertifizierung der neuen Propeller-Nabe-Kombination zu ermöglichen soll zusätzlich ein Schleudertest mit 159 % der maximal vom Rotax 912 ULS-Motor erreichbaren Drehzahl bestanden werden. Aufgrund dessen ergeben sich im Vergleich zum vorhergehenden Lastfall Kräfte und Momente, welche um den Faktor 2,56 größer sind (entspricht einem Gewicht von 4,14 t je Propellerblatt).

Anlassen und Abstellen des Motors

Als weiterer relevanter Lastfall kann das schlagartige Anlassen sowie Abstellen des Verbrennungsmotors angesehen werden, bei welchem hohe Winkelbeschleunigungen auftreten und demnach aufgrund der Massenträgheit insbesondere der Fuß des Propellerblattes hoch beansprucht wird. Hierbei wurde in erster Näherung das maximale Motordrehmoment von $\sim 120 \text{ Nm}$ zur Bestimmung der auftretenden Winkelbeschleunigung herangezogen. Das polare Trägheitsmoment des Rotor-Nabe-Verbundes beträgt $0,378 \text{ kgm}^2$, die hieraus resultierende Winkelbeschleunigung $\sim 51 \text{ U/s}^2$ (318 rad/s^2).

Unsachgemäßes Rangieren

Im realen Betrieb eines UL-Flugzeuges kann es unter Umständen vorkommen, dass durch unsachgemäßes Ziehen bzw. Drücken am Propeller selbst das Flugzeug bewegt werden soll, was bei der Auslegung des Laminates als auch der Nabe zusätzlich zu berücksichtigen ist.

Motorstart per Hand

Ist ein Start des Motors durch die Nutzung des elektrischen Anlassers nicht möglich (niedrige Temperaturen, geringe Ladung der Batterie) erfolgt der Start des Motors per Hand durch Reißen am Propellerende in Drehrichtung.

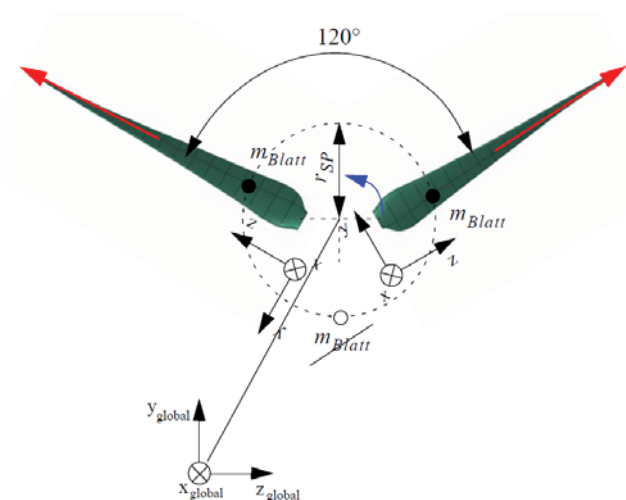


BILD 9. Kraftwirkung bei Blattverlust

Unwucht aufgrund des Blattverlustes

Im Falle eines Blattverlustes im Flug oder bei der Landung (Propellerinsert ist hierbei weiterhin in der Nabe fixiert) ergeben sich über den Umfang verteilt ungleichmäßige Fliehkräfte, welche die mitdrehende Nabe belasten. Hierbei heben sich die Kraftkomponenten im mitdrehenden Koordinatensystem in globaler z-Richtung gegenseitig auf, die Komponenten in globaler y-Richtung addieren sich jedoch (BILD 9). Hieraus resultiert eine umlaufende Kraft von 13.977 N ($\sim 1,424 \text{ t}$), welche bis zum Abstellen des Motors ertragen werden muss. Die entsprechende Unwucht beträgt $0,2237 \text{ kgm}$.

3.2.2. Bestimmung des Verstellmomentes aufgrund Rotation

Durch Veränderung der Lage der einzelnen Blattschnitte bezüglich der Propellerblatt-Drehachse besteht die Möglichkeit sowohl das aus dem aerodynamisch erzeugten Drehmoment als auch dem fliehkraftinduzierten Drehmoment resultierende Gesamtmoment um die Propellerhochachse auf ca. 35% seines Ursprungswertes zu reduzieren. Jedoch ergeben sich aus der veränderten Schwerpunktlage der einzelnen Profilschnitte nicht zu vernachlässigende Zusatzmomente und Kräfte bezüglich anderer Drehachsen und Richtungen (BILD 10). Aufgrund dessen soll das bisher präferierte Propellerdesign, bei welchem die Schwerpunkte der einzelnen Profilschnitte auf der Propellerhochachse liegen (Alexandrow [1954]), weiterhin beibehalten werden.

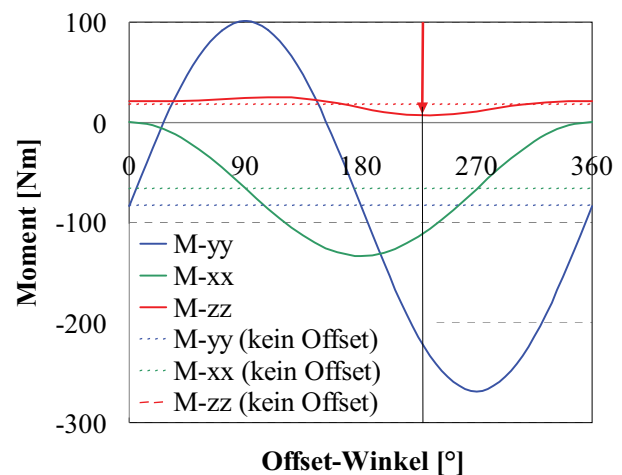


BILD 10. Resultierende Momente in der Blattwurzel aufgrund außermittiger Propellerblattspitze, Offset=50mm

3.2.3. Laminatauslegung hinsichtlich statischer Lasten

Basierend auf den in Abschnitt 3.2 für das bestehende Propellerblatt ermittelten Schnittlasten und -momenten wurden zunächst die erforderlichen Laminatschichtdicken

im Bereich des Propellerfußes für die einzelnen Faserorientierungen (0° , 90° , $\pm 45^\circ$) überschlägig bestimmt. Als Berechnungsgrundlage wurde hierbei die Festigkeit eines UD-CFK-Laminats mit einem Faservolumenanteil von zunächst 50% sowie einem Sicherheitsfaktor von 1,5 herangezogen. Aus den resultierenden, maximal ertragbaren Spannungen wurde anschließend die erforderliche Mindestlaminatstärke für den Propellerfußbereich bestimmt ($\sim 55\%$ der bisher vorhandenen Laminatstärke). Bezüglich aller weiteren Einzelschnitte am Propellerblatt wurde diese überschlägige Dimensionierungsmethode wiederholt, wodurch schlussendlich die Basislaminatkonfiguration für das Propellerblatt-Layup erzeugt wurde.

An dieser Stelle sei angemerkt, dass sich eine Reduktion der Propellermasse in annähernd gleichem Maße auf die resultierenden Schnittkräfte und -momente auswirkt, so dass schlussendlich sämtliche bisher ermittelten Laminatstärken im selben Maße überdimensioniert sind. Gleiches gilt auch für die an der Nabe auftretenden Kräfte und Momente.

Im Anschluss an die Vorauslegung des Laminates erfolgte die abschließende Berechnung der vorhandenen Bruch-sicherheit des Faserverbundes unter Anwendung neuerer 4-Parameter-Wirkebenebruchkriterien nach Jeltsch-Fricker (Cuntze et. al. [1997], Puck [1996]) für sämtliche Lastfälle (BILD 11).

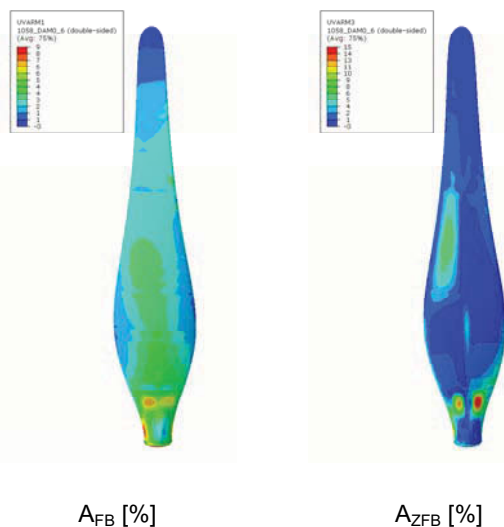


BILD 11. Faserbruch- (links) und Zwischenfaserbruchanstrengung (rechts) bei 160%-Fliehkraftbelastung des neuen Propellerblattes (oberste 0° -Lage, Druckseite)

3.2.4. Dynamische Belastungen

Neben den drehzahlinduzierten, quasi-statischen Fliehkräften ist bei der Auslegung des neuen Propellerblattes und der Nabe ebenso die mögliche Erregung aufgrund motor- und strömungsinduzierter Schwingungsanfachungen zu berücksichtigen.

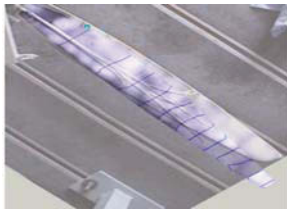
3.2.4.1. Eigenschwingverhalten

Um kritische Resonanzen im Betriebsbereich des Motors zu vermeiden, stellt zunächst die Kenntnis über die von der Drehzahl abhängigen Eigenschwingformen des Propellerblattes die Grundvoraussetzung für alle weiteren Betrachtungen dar. Hierzu wurde im ersten Schritt die Methode der experimentellen Modalanalyse genutzt, um die Schwingformen des Referenzpropellers messtechnisch zu ermitteln. Die Schwingungsanfachung erfolgte hierbei durch einen elektrodynamischen Shaker am Propellerfuß, welcher mit einem Kraftsensor angekoppelt wurde. Das flächige Antwortsignal des gesamten Propellerblattes wurde mittels Laser-Scanning-Vibrometer aufgezeichnet. Die Propellernabe wurde fest auf einem Granitmesstisch angespannt (BILD 12).

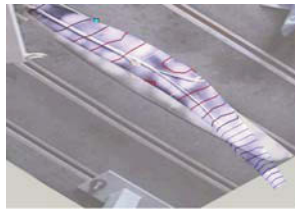


BILD 12. Bestimmung der Eigenmoden mittels Laser-Scanning-Verfahren

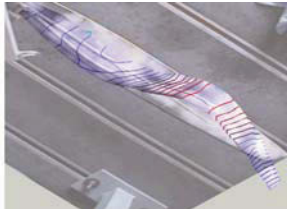
Können die Eigenfrequenzen des Propellerblattes im Stillstand sehr gut experimentell bestimmt werden, so ist dies unter Einfluss der drehzahlinduzierten Fliehkraftverspannung nur mit großem Aufwand realisierbar. Zu diesem Zweck wurde im nachfolgenden Schritt das bezüglich der Messergebnisse abgestimmte FE-Modell des Propellerblattes entsprechend angepasst. Der genutzte Drehzahlbereich des Motors liegt zwischen 1800 und 5800 U/min, was bedingt durch die Getriebeuntersetzung einer Propellerdrehzahl von ~ 750 U/min bis ~ 2390 U/min entspricht. Aufgrund der Forderung nach einem Bestehen des zulassungsrelevanten Schleudertests, bei welchem eine Drehzahl von $\sim 160\%$ der maximalen Motordrehzahl zu überstehen ist, erhöht sich die maximale Propellerdrehzahl jedoch auf ~ 3800 U/min. Die niederfrequenten Eigenmoden des Referenzpropellers sind in BILD 18 in Abhängigkeit von der Propellerdrehzahl dargestellt.



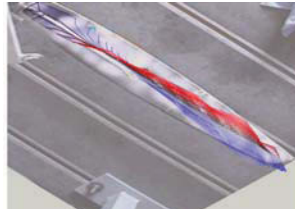
1. Biegemode (63 Hz)



2. Biegemode (227 Hz)



3. Biegemode (484 Hz)



1. Torsionsmode (638 Hz)

BILD 13. Experimentell ermittelte Eigenschwingformen des mit 3 DMS instrumentierten Referenzpropellers

3.2.4.2. Schwingungsanfahrungen

Bauartbedingt weist der antreibende Rotax 4-Zylinder-Boxermotor weder Massenkräfte 1., 2. oder höherer Ordnung noch Massenmomente 1. Ordnung auf, was sich im Allgemeinen positiv auf das Schwingungsverhalten während des Betriebes auswirkt. Freie Momente zweiter und höherer Ordnung treten jedoch dennoch als mögliche Anfahrungsquellen in Erscheinung. Desweiteren durchfährt jedes Propellerblatt einmal je Umdrehung ein ungleichmäßiges Druckfeld, welches sich um die Motorabdeckung herum aufbaut, so dass die hieraus resultierenden dynamischen Belastungen ebenfalls zu berücksichtigen sind. Als weitere mögliche Anregungsquelle sei an dieser Stelle noch das einstufige Getriebe erwähnt.

Um die vorgestellten, theoretisch vorhandenen Erregerquellen experimentell validieren bzw. ausschließen zu können, wurde im nächsten Schritt eine Ordnungsanalyse am laufenden Motor-Nabe-Propeller-Verbund vorgenommen. Hierbei wurde das Schwingungsniveau mittels Beschleunigungssensor in alle drei Richtungen als auch das dazugehörige Drehzahlsignal mittels Sensor simultan aufgezeichnet (BILD 14).

Tabelle 1 fasst die experimentell ermittelten, möglichen drehzahlharmonischen Erregungen nochmals zusammen.

Welche der Vielzahl an Resonanzstellen im realen Betrieb von Bedeutung sind, kann erst nach einer experimentellen Untersuchung mittels Ordnungsanalyse an der bestehenden Motor-Getriebe-Kombination exakt bestimmt werden.



BILD 14. Aufnahme der Beschleunigungen am Getriebeausgang für verschiedene Motordrehzahlen

Ursache	Frequenz der dominierenden Schwingung	Richtung
ungleichmäßige Umströmung	3x / 6 x Propellerdrehzahl	alle
Motormomente	2 x Motordrehzahl	alle
Motor	6 x Motordrehzahl	vertikal
	6,5 x Motordrehzahl	alle
	7,5 x Motordrehzahl	alle
	8 x Motordrehzahl	alle
	10 x Motordrehzahl	alle
	14 x Motordrehzahl	axial

TAB 1. Experimentell ermittelte Erregerquellen

3.2.4.3. Instrumentierung

Zeigt die bisherige Schwingungsmessung am drehenden Motor nur die möglichen Anregungsquellen auf, so soll im nachfolgenden Schritt mittels Dehnmessstreifen (DMS) das resultierende Verzerrungsniveau auf der Schaufelblattoberfläche aufgrund der vielfältigen Anfahrungen experimentell bestimmt werden. Da zum Einstellen einer Resonanz nicht nur die Eigenfrequenz mit der Erregerfrequenz übereinstimmen muss, sondern ebenso die Erregerform zu der Eigenschwingform passen muss, sind als Konsequenz dessen nicht alle möglichen Resonanzschnittstellen als kritisch zu betrachten. Um die relevanten Erregungen isolieren zu können, wurden hierzu drei DMS so auf dem Schaufelblatt positioniert, dass sowohl ein hohes Verzerrungsniveau bei den entsprechenden Eigenformen vorherrscht als auch die DMS-Orientierungen mit den Hauptverzerrungsrichtungen identisch sind. Entsprechend der radial veränderlichen Belastung des Propellerblattes wurde gleichfalls der Schichtaufbau radial abgestuft (Verringerung der Schichtanzahl und somit der Gesamtdicke mit zunehmendem Radius) wodurch sich sowohl Steifigkeits- als auch Spannungsunstetigkeiten im Gesamtlaminat ergeben (BILD 15).

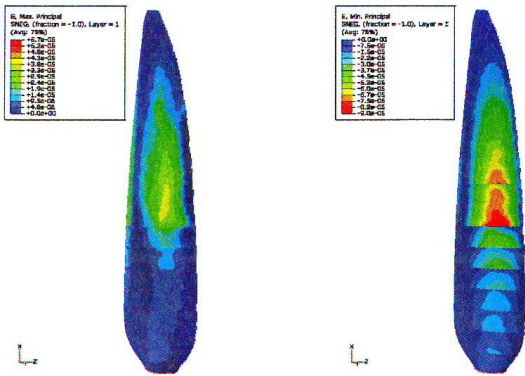


BILD 15. Maximale und minimale Hauptverzerrungen der Druckseite des ersten Biegemodes zur Bestimmung der geeigneten DMS-Position

Durch eine geschickte Positionierung konnten unter Zuhilfenahme von zwei DMS sämtliche vier niederfrequenten Biegeschwingformen abgedeckt werden. Ein weiterer DMS wurde hinsichtlich der Schwingungsüberwachung der ersten beiden Torsionsmoden positioniert und orientiert, welcher jedoch aufgrund der gegenläufigen Schwingbewegung einzelner Schaufelbereiche nur schwer bzw. kaum von den motorinduzierten Erregerschwingungen angefacht werden kann.

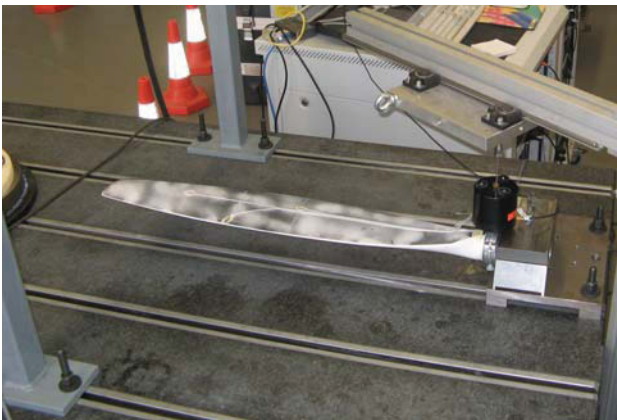


BILD 16. Instrumentiertes Referenzpropellerblatt bei der DMS-Kalibrierung

3.2.4.4. Betriebsschwingungen

Die Signale der applizierten DMS wurden im Anschluss in Abhängigkeit der Drehzahl für die Start- als auch für die Reiseflugstellung experimentell aufgenommen. Hierzu wurde ein mitdrehendes Transponder-System genutzt, welches die Dehnungssignale der applizierten DMS drahtlos auf das Empfängersystem zur weiteren Auswertung überträgt (BILD 17). Eine detaillierte Auswertung der Messdaten ergab, dass die 3. und 6. Drehzahlharmonische des Propellers, welche aus der ungleichmäßigen Umströmung der Motorabdeckung herrühren, sowie die

Erregerordnungen 6 und 6,5 des Motors zu Schwingungsanfachungen führen können. Eine Gegenüberstellung der statischen und dynamischen Bestandteile offenbart jedoch, dass in diesen Fällen nur vergleichsweise kleine Schwingungspegel zu erwarten sind.



BILD 17. Aufnahme der Verzerrungen mittels DMS und Telemetriesystems während des Betriebes bei unterschiedlichen Drehzahlen und Winkelstellungen

Der drehzahlabhängige Verlauf der ersten sieben Eigen-schwingformen im Bereich von 60 Hz bis 900 Hz sowie relevante drehzahlharmonische Anregungen sind nachfolgend in BILD 18 für die Reiseflug-Stellung illustriert.

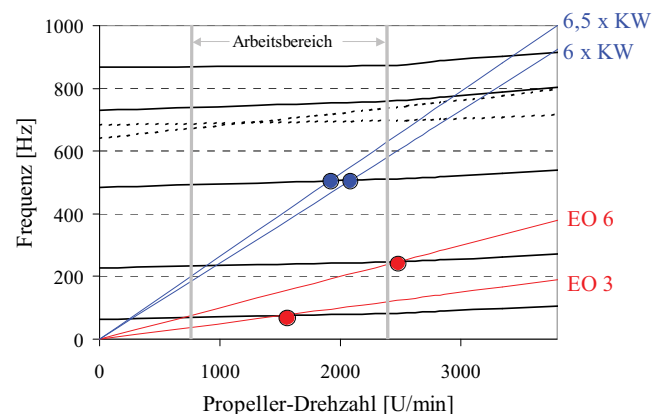


BILD 18. Campbell-Diagramm des instrumentierten Referenzpropellers

Hinsichtlich einer Lebensdauermaximierung des neuen Propellerblattes sind etwaige Resonanzen im Betriebsbereich des Motors (hervorgehoben durch schraffierte Punkte) inklusive eines fertigungsbedingten Toleranzabstands zu vermeiden. Dies soll in diesem Fall durch eine gezielte Anhebung der Eigenfrequenzen des Propellerblattes erzielt werden.

3.2.5. Laminatauslegung hinsichtlich dynamischer Lasten

Durch die Ausnutzung der richtungsabhängigen Materialeigenschaften des CFKs lassen sich im abschließenden dritten Schritt die Schaufelblatteigenfrequenzen des neuen Propellerblatt-Designs so einstellen, dass Resonanzen während des gesamten Betriebsbereiches vermieden werden, was sich vorteilhaft auf die zu erwartende Bauteillebensdauer auswirkt. Zu diesem Zweck wird beispielsweise die Anzahl der 0°-Lagen (in radialer Richtung) entsprechend so erhöht, dass die erste Biegeschwingform bei einer Drehzahl von ~ 2400 U/min über 120 Hz, sowie die zweite Biegeschwingform bei gleicher Drehzahl eine Eigenfrequenz von über 240 Hz besitzt.

3.3. Fertigung

Während das ursprüngliche Referenzblatt durch das Drapieren unidirektionaler 0°-Gelege, 0°/90°-Gewebelagen sowie +/-45°-Gewebelagen im Vakuumpressverfahren hergestellt wurde, wird das neue Propellerblatt im Prepreg-Verfahren mittels zweiteiliger Metall-Negativform im Autoklaven hergestellt. Hierdurch können eine reproduzierbare hohe Oberflächengüte sowie gleichbleibend hohe mechanische Eigenschaften garantiert werden. Gemäß des vorherrschenden Belastungsniveaus nimmt hierbei die Laminatdicke radial von 100% auf ~ 35 % ab. Beide Einzelschalen (Saug- und Druckseite) des Profils werden zusätzlich durch einen CFK-Steg in Blattmitte miteinander verbunden, was neben dem vorhandenen Hartschaumkern den zuvor hohlen Profilkörper zusätzlich aussteift und gleichfalls eine Erhöhung der Dämpfung bewirkt.

4. NABE

Neben den Propellerblättern selbst, wurde jedoch auch Augenmerk auf eine Verbesserung der Verstellnabe gelegt: So wurde mittels geeigneter Optimierungsalgorithmen (Altair Optistruct) eine belastungsgerechtere Gestalt für den Nabengrundkörper als auch für das Insert des umgebenden CFK-Propellerblattfußes bestimmt. Ebenso konnte die Montage und Demontage der einzelnen Propellerblätter durch einen innovativen Bajonettverschluß sowie ein verbessertes Lagerungssystem signifikant erleichtert werden.

4.1. Mechanische Auslegung

Die zuvor während der Auslegung des Propellerblattes verwendeten Lastfälle sollen ebenfalls für die Dimensionierung der Nabe und des Verstellmechanismus herangezogen werden.

4.1.1. Optimierung der Form

Nach Festlegung des Design- und Non-Design-Raums sowie nach Antragen der zuvor in Abschnitt 3.2 ermittelten Schnittkräfte und –momente erfolgte die numerische Optimierung des Nabengrundkörpers hinsichtlich einer Minimierung der Gesamtmasse. Als Nebenbedingung wurde die maximal zulässige von-Mises-Vergleichsspannung der verwendeten Aluminium-Legierung EN AW 7075 inklusive eines Sicherheitsfaktors von 2,5 angewandt.

BILD 19 illustriert den Designprozess der neu konstruierten Nabe anhand der Optimierungsergebnisse für den Schleuderlastfall (160%-Drehzahl) sowie anhand des Ergebnisses für die Kombination aller Lastfälle: Während bei reiner Fliehkraftbelastung die Form des Nabengrundkörpers der Referenzkonfiguration ähnelt, ergibt sich bei Betrachtung aller Lastfälle ein zusätzlicher Steg zwischen den einzelnen Propellerblattaufnahmen, welche die Konstruktion zusätzlich versteift sowie das resultierende Spannungsniveau absenkt.

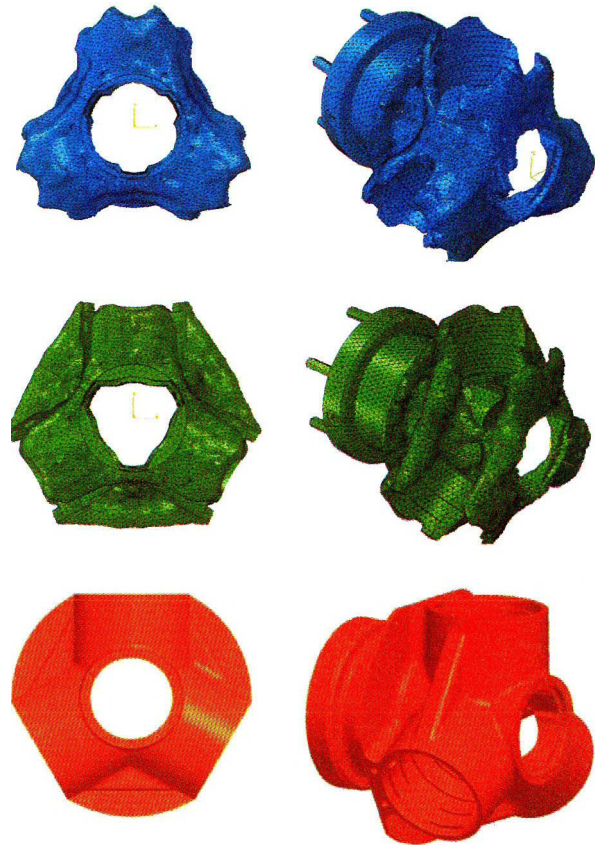


BILD 19. Optimierungsergebnisse für 160%-Drehzahl (oben), für alle Lastfälle (mittig); endgültiges Nabendesign (unten)

4.2. Nabe-Propellerblatt-Verbindung

Die Lagerung der Propellerblätter in der Nabe erfolgte bisher mittels Nadel- und Gleitlagern. Die Montage gestaltet sich aufgrund der großen Gewinde (> M 60) schwierig und langwierig. Hinzu kommt eine unzureichende Abdichtung, welche den Verlust von Schmierstoff beim Betrieb und das Eindringen von Wasser außerhalb des Betriebs verursacht und damit sowohl die Gebrauchsfähigkeit als auch -dauer herabsetzt.

Die identifizierten Schwachpunkte können auf verschiedenen Wegen behoben werden. Dazu wurden mehrere mög-

liche Lösungen untersucht, welche nachfolgend vorgestellt werden sollen.

Zunächst wurde die Eignung einer Lagerung untersucht, wie sie im klassischen Maschinenbau üblich ist - einer verspannten Schrägrollenlagerung. Ein Vorteil dieser Lösung ist das sehr gute Ansprechverhalten aufgrund der geringen Reibung. Die großen vorhandenen Kräfte verhindern jedoch eine solche Lösung, da die angestrebte Lebensdauer von 2000 h unter Verwendung des vorgegebenen Bauraums nicht erzielt werden kann.

Wesentlich geeigneter im Vergleich zur Wälzlagerung erscheint die Gleitlagerung, welche hohe Flächenpressungen ertragen, aber nur geringe Relativgeschwindigkeiten zulassen. Diese Bauart ist in BILD 20 dargestellt. Hierdurch kann auf gleichbleibendem Bauraum eine einfachere und steifere Konstruktion untergebracht werden. Ein weiterer Nachteil der beiden vorangegangenen Konstruktionen konnte durch den Einsatz eines zum Patent angemeldeten Bajonettverschlusses zur Fixierung der Propellerblätter in der Nabe behoben werden. Solche Verschlüsse werden für ein schnelles Wechseln eingesetzt und finden sich unter anderem an Kameraobjektiven, Lampenfassungen für Autoscheinwerfer und Halogeninnenraumleuchten oder Feuerwehrschauchkupplungen.

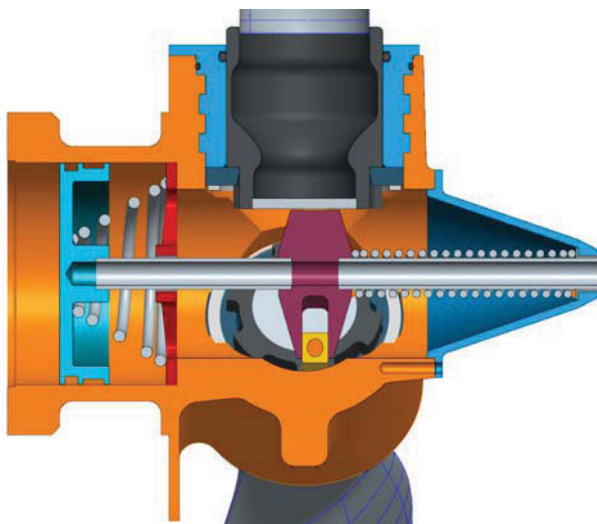


BILD 20. Bajonettverschluss zwischen Propellerblatt und Nabe

Ein weitere Augenmerk wurde unter anderem auf die komplette Abdichtung der Nabe gelegt, um ein Entweichen der Schmierstoffe bzw. dem Eintrag von Fremdkörpern oder Flüssigkeiten zu vermeiden. Mehrere O-Ringe gewährleisten hierbei eine preiswerte, sichere und vollständige Dichtung der Nabe. Der entstehende Kostenvorteil für den Flieger entspringt der längeren Lebensdauer aller Lager, da sowohl Wälz- als auch Gleitlager erheblich an Lebensdauer einbüßen, wenn Fremdkörper eingetragen werden. Eine völlige Abdichtung bis hin zur Gasdichtheit ist jedoch problematisch, da die Blattverstellung hydraulisch erfolgt, wobei der Arbeitskolben das Nabeninnenvolumen und damit den Nabeninnendruck verändert. Gleiches

trifft auf Temperaturunterschiede und Luftdruckunterschiede beim Fliegen zu. Abhilfe schafft hier ein Druckausgleichselement, welches, ausgestattet mit einer Membran, zur Reinhaltung des Nabeninnenlebens beiträgt.

Im Vergleich zur Referenzkonfiguration weist die neue Konstruktion weniger Bauteile auf, was sowohl die Montage und Wartung vereinfacht als auch die Gefahr von Montagefehlern reduziert – ein Vorteil im Hobbyfliegerbereich. Alle vorhandenen Bauteile wurden gewichts- und spannungsoptimiert. Als Werkstoff kommt wiederum die gut zerspanbare und im Flugzeugbau bewährte Aluminiumlegierung EN EW 7075 zum Einsatz.

Zur Übertragung der entstehenden Kräfte und Momente in den angrenzenden Nabenkörper dient ein in den Propellerfuß einlaminierteres Aluminiuminsert. Eine formschlüssige Verbindung von Insert und CFK ist durch die doppelte radiale Verjüngung der Innenseite des Metallinserts gegeben. Die Bruchfestigkeit der Verbindung wurde wiederum mittels Wirkebenebruchkriteriums für alle auftretenden Lastfälle bestimmt. Hierbei ist besonders der 160%-Drehzahl-Lastfall hervorzuheben, bei welchem die Fliehkraftbelastungen dem 2,56-fachen der normalen Nutzung entsprechen (BILD 21).

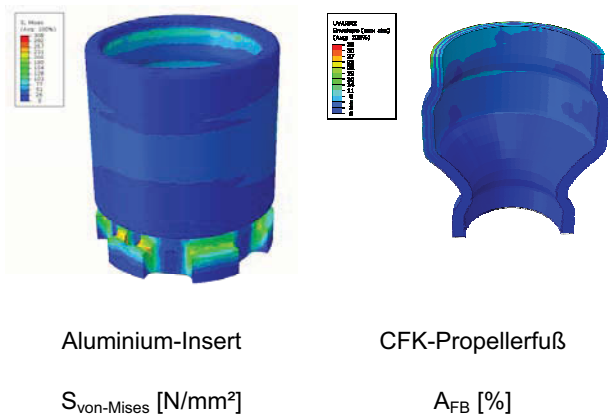


BILD 21. Belastungen des Al-Inserts und des CFK-Propellerfußes bei 160%-Drehzahl (Reisestellung)

4.2.1. Vergleich mit Referenzkonfiguration

Um den Fortschritt der neuen Nabenkonstruktion im Vergleich zur bestehenden Konstruktion zu evaluieren, soll neben der Beurteilung der Einzel- und Gesamtmassen (-15 % Gesamtmasse, BILD 22) ebenso die Steifigkeit der beiden Konstruktionen miteinander verglichen werden. Zu diesem Zweck wurde eine Einheitslast am Propellerblattende in alle drei Koordinatenrichtungen aufgebracht und die resultierenden Verschiebungen am Propellerfuß miteinander verglichen. Im zweiten Fall wird eine Torsionslast aufgebracht, welche um die Hochachse des Propellers wirkt, und die resultierenden Verdrehungen bestimmt. Den Abschluss bildet die Belastung mit 160% der Maximaldrehzahl. Generell konnte bei signifikant reduziertem Spannungsniveau eine deutliche Versteifung der komplet-

ten Baugruppe im Vergleich zur Referenzkonfiguration erzielt werden (TAB 2). Einzig die Verdrehsteifigkeit um die Propellerblatthochachse ist reduziert, welches jedoch im Betrieb von untergeordneter Relevanz ist.

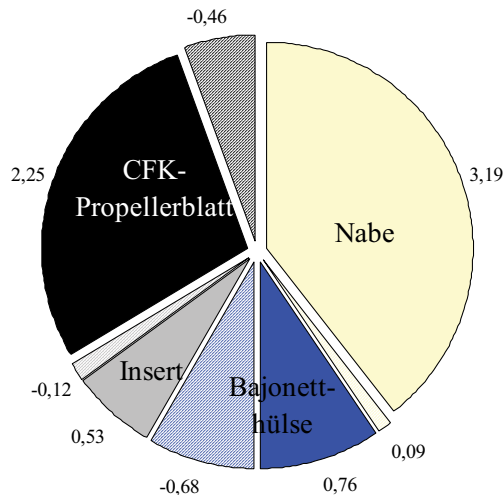


BILD 22. Baugruppenmassen und deren Gewichtseinsparung (schraffiert) gegenüber der Referenzkonfiguration [kg]

Lastfall	Veränderung der Steifigkeit bezüglich Referenz	Veränderung der Spannung bezüglich Referenz
Kraft in radialer Richtung	+ 97 %	- 52 %
Kraft in tangentialer Richtung	+ 7 %	- 33 %
Kraft in Flugrichtung	+ 25 %	- 39 %
Moment um Hochachse	- 41 %	+ 57 %
160 % Drehzahl	+ 75 %	- 65 %

TAB 2. Steifigkeits- und Spannungsvergleich zwischen neuem Nabendesign und Referenzkonstruktion

5. TESTPROGRAMM

Im Anschluss an die Fertigung der Prototypen von Propellerblatt und Nabe ist die experimentelle Überprüfung der zuvor numerisch ermittelten Eigenfrequenzen vorgesehen. Nachfolgend werden Nabe, Verstellmechanismus sowie Propellerblätter zusammengesetzt und erste Funktionstests sowie erneute Schwingungsmessungen am laufenden Motor unterzogen. Nach erfolgreicher Absolvierung verschiedener Tests am Boden erfolgt der Schleudertest

mit 160% der Nenndrehzahl angetrieben durch einen Lycoming-4-Zylinder-Boxermotor (O-235/O-360). Abschließend werden Schub- und Lärmpegelmessungen unter verschiedenen Propellerstellungen durchgeführt.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In Zusammenarbeit der Lehrstühle für Strukturmechanik und Fahrzeugschwingungen, Konstruktion und Fertigung, der Juniorprofessur Modellierung und Optimierung, insb. im Bereich der Aeroakustik der BTU Cottbus sowie der Firma Junkers ProFly GmbH wurde ein neuer 3-Blatt-CFK-Verstellpropellers inkl. Nabe für den primären Einsatz im UL-Bereich konzipiert, ausgelegt und mit der Fertigung funktionsfähiger Prototypen begonnen.

Hierzu wurde im ersten Schritt ein bestehendes System aerodynamisch, mechanisch (statisch als auch dynamisch) sowie fertigungstechnisch analysiert. Schwingungsmessungen am laufenden Motor und am drehenden Propellerblatt dienten hierbei zur präzisen Bestimmung der relevanten Erregerordnungen und Schwingungspegel unter sämtlichen relevanten Betriebsbedingungen. Auf diese Weise konnten die Lastannahmen für die Neuentwicklung im Rahmen des Simulations- und Optimierungsprozesses stetig präzisiert werden.

Aufbauend auf den gewonnenen Erkenntnissen wurde im weiteren Schritt eine neue, sowohl fertigungstechnisch verbesserte als auch leichter handhabbare Nabenkonstruktion entwickelt, wichtige Richtlinien bezüglich des Laminataufbaus des neuen CFK-Propellerblattes festgelegt sowie ein Algorithmus zur Optimierung des Propellerdesigns hinsichtlich Lärmentwicklung und Vortriebswirkungsgrades entwickelt, welcher zur Findung der neuen, verbesserten Propellergeometrie diente.

Schlussendlich konnte sowohl der maßgebende Schub in Reise-, Steigflug als auch in Startstellung um ~ 10% gesteigert sowie das Gesamtgewicht des System um 15% gesenkt werden, was neben der Integration eines wartungs- und reparaturfreundlichen Bajonettschnellverschlusses zum Wechsel der Propellerblätter eine deutliche Verbesserung des Gesamtpaketes Nabe-Propellerblatt darstellt.

Zu Demonstrations- und Testzwecken werden anschließend jeweils verschiedene Naben- und Propellerprototypen gebaut sowie experimentell validiert. Nach dem erfolgreichen Abschluss der umfangreichen Testreihen ist die Aufnahme einer Serienproduktion in Deutschland angestrebt.

7. DANKSAGUNG

Dieses ZIM-Verbundprojekt (Förderkennzeichen KF 2054301 LK 8) ist durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie gefördert. Die Autoren danken für die Unterstützung.

8. REFERENZEN

- [1] Alexandrow, W.L., [1954]: Luftschrauben, VEB Verlag Technik Berlin

- [2] Carley, M., [1996]: Time domain calculation of noise generated by a propeller in a flow, Department of Mechanical Engineering, Trinity College, Dublin 2, Ireland
- [3] Carley, M., [1997]: SCRUMPI – Sound Calculation for Rotation of Unsteady-source Multibladed Propellers with Incidence, Manual, Version 0,97, Draft, 1995 - 1997
- [4] Cuntze et. al., [1997] : Neue Bruchkriterien und Festigkeitsnachweise für unidirektionalen Faserkunststoffverbund unter mehrachsiger Beanspruchung, Modellbildung und Experimente, Fortschrittsbericht VDI-Reihe 5, Nr. 506, VDI-Verlag, Düsseldorf 1997
- [5] Drela, M., [2006]: QPROP Formulation, MIT Aero & Astro, June 2006
- [6] European Aviation Safety Agency, [2006]: Certification Specifications for Propellers, CS-P, Amendment 1
- [7] Hepperle, M., [2009]: JavaFoil, <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javafoil.htm>
- [8] Puck, [1996] : Festigkeitsanalyse von Faser-Matrix-Laminaten, Modelle für die Praxis, Carl Hanser Verlag, 1996
- [9] UIUC Airfoil Coordinates Database, [2009]: http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html