

# AUSLEGUNG UND VALIDIERUNG EINES ELEKTRISCHEN ANTRIEBSSTRANGES FÜR EINEN ZWEISITZIGEN MOTORSEGLER

A. Frahm, S. Angermann, D. Rieck, W. Rütter-Kindel  
Technische Hochschule Wildau, Fachgebiet Luftfahrttechnik, Deutschland

## Zusammenfassung

Das im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms LuFo V-2 vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie geförderte Verbundvorhaben ELFIN beinhaltete die Auslegung des gesamten Antriebssystems einschließlich der Einzelkomponenten wie Motor, Regler, Energiespeicher und Propeller. Hierbei sollte möglichst auf am Markt verfügbare Komponenten zurückgegriffen werden. Für den Propeller war dies nicht möglich, da hier ein Faltpropeller Verwendung finden sollte. Auch für den Energiespeicher konnte nicht auf eine Fertiglösung zurückgegriffen werden, da dieser bei allen bis dato bekannten Konzepten speziell auf die Anforderungen und Einbaumöglichkeiten der jeweiligen Träger zugeschnitten war. Für die Auslegung des gesamten elektrischen Antriebsstrangs waren das Missionsprofil und die geforderten Flugleistungen des Flugzeuges aufeinander abzustimmen. Durch die Gesamtbetrachtung von Flugzeug und Antrieb sollte ein möglichst optimales Gesamtsystem realisiert werden. Basierend auf dem Pflichtenheft wurden die einzelnen Komponenten ausgelegt, wobei die Wechselwirkungen in deren Zusammenspiel berücksichtigt wurden. Der Propeller ist dabei ein wesentlicher Bestandteil der gesamten Wirkungskette und stellte aufgrund der geplanten Faltmechanik und Domspalteffekte besondere Herausforderungen an Auslegung und Konstruktion. So wurde beispielsweise die Propellerkontur für ein verbessertes und platzoptimiertes Einfallen leicht gesichelt ausgeführt.

## Keywords

Luftfahrt, Luftfahrtantriebe, elektrische Antriebe, Propellerdesign, Propellerfertigung, Energiespeichersystem

## 1. EINLEITUNG

Elektrische Antriebssysteme sind grundsätzlich nicht neu und als Antrieb für Modellflugzeuge bereits seit über 40 Jahren gebräuchlich. Der erste bemannte Flug mit einem Elektroantrieb fand im Oktober 1973 statt. Mit einer Kombination aus handelsüblichen Nickel-Cadmium-Batterien und einem 10 kW Bosch-Gleichstrommotor konnte eine Flugzeit von knapp über 9 Minuten und eine Flughöhe von 300 m erzielt werden. Seither haben elektrische Antriebssysteme auf vielen Gebieten eine rasante Entwicklung erfahren, da mit bürstenlosen Motoren nahezu wartungsfreie Motoren mit sehr hohen Wirkungsgraden zur Verfügung stehen und gleichzeitig die Energiedichte von Akkumulatoren auf Lithium-Polymer- bzw. Lithium-Ionen-Basis erheblich gesteigert werden konnte. Diese Technologie hat sich vom Modellflugbereich zunehmend in die bemannte Fliegerei ausgebreitet, so dass mittlerweile für Antriebssysteme von 2- bis 4-sitzigen Sportflugzeugen geeignete Komponenten verfügbar sind.

Das im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms LuFo V-2 vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie geförderte Verbundvorhaben ELFIN zielte auf Innovationen für eine zukünftige Generation von Leichtflugzeugen mit Zwei-Mann-Besatzung (Side-by-Side), 380 kg Zuladung und Elektro-Antrieb mit optionalem „Range Extender“. Wesentliches Ergebnis des Verbundvorhabens sollte somit ein lufttüchtiges, zweisitziges und eigenstartfähiges Elektro-Motorsegelflugzeug sein. Vorrangiges Ziel des Vorhabens ELLI als Bestandteil des Verbundvorhabens ELFIN war die Umsetzung des Elektro-Antriebssystems für dieses neue Leichtflugzeug. Das Vorhaben beinhaltete die Auslegung des gesamten Antriebssystems einschließlich der Einzelkomponenten wie Motor, Regler, Energiespeicher und Propeller. Hierbei sollte möglichst auf am Markt verfügbare Komponenten zurückgegriffen werden.

## 2. E-ANTRIEBSSYSTEM

Das wesentliche Ziel des Vorhabens war die Entwicklung bzw. Auslegung des kompletten E-Antriebssystems. Hierbei wurden folgende Punkte besonders berücksichtigt:

- Maximierung der System-Effizienz unter Berücksichtigung der Wechselwirkungen aller Komponenten,
- Abstimmung des Gesamtsystems auf ein typisches Missionsprofil unter Beachtung der flugmechanischen Eigenschaften,
- Abstimmung der Propeller- und Motoreigenschaften,
- Prüfung der Zulassungsfähigkeit nach CS22 sowie
- Berücksichtigung von Sicherheitsaspekten, des Gewichtes und der Kosten.

Aus wirtschaftlichen Gesichtspunkten wurden bei der Auslegung des kompletten E-Antriebssystems so weit wie möglich am Markt verfügbare oder im Prototypenstadium befindliche Komponenten betrachtet.

Das E-Antriebssystem setzt sich aus den folgenden Komponenten zusammen:

- Motor
- Motorregler / Controller
- Energiespeichersystem
- Propeller

Für die Untersuchung der benötigten Antriebsleistung wurde auf die Daten der Vorauslegung zurückgegriffen. Diese wurde seitens des Verbundkoordinators RS.aero zur Verfügung gestellt. Unter Berücksichtigung der Zulassung entsprechend der Bauvorschrift CS 22.51 besteht die Forderung, dass nach einer Startstrecke von max. 500 m eine Sicherheitshöhe von 15 m überflogen werden muss. Durch die Betrachtung des gesamten Startvorganges sowie des nachfolgenden Steigfluges mittels numerischer

Simulation wurden die für den Start benötigte Antriebsleistung von 70 kW sowie die Betriebspunkte Start, Steigflug, Reiseflug und Schnellflug berechnet. Hieraus ergeben sich die Anforderungen an die Komponenten des E-Antriebsystems.

#### Betriebspunkte:

- Start:  $\approx 1.600$  N; 70 kW und 255 Nm @ 2.500 U/min
- Steigflug:  $\approx 1.000$  N; 55 kW (aus Steigforderung ROC<sup>1</sup>  $\geq 3$  m/s) und 230 Nm @ 2.250 U/min
- Reiseflug:  $\approx 190$  N; 7,5 kW und 50 Nm @ 1.400 U/min (bestes Gleiten bei ca. 120 km/h)
- Schnellflug:  $\approx 275$  N; 20 kW und 90 Nm @ 2.100 U/min (bei ca. 185 km/h)

## 2.1. Motor und Motorregler

Entsprechend der festgelegten Antriebsleistung und den Forderungen des Lastenheftes des Gesamtsystems ergaben sich folgende Anforderungen an den Elektromotor:

- Getriebelos
- 40 mm Hohlwelle für verschiebbare Dom-Halterung
- Positionierbarkeit des Motors (zum Einfalten des Propellers)
- Spannungslage  $\approx 400$  V
- Leistungsgewicht  $> 3$  kW/kg
- Flüssigkeitskühlung

Nach Bewertung der Ergebnisse der Marktrecherche und in Abstimmung mit dem Verbundkoordinator wurde ein modifizierter Motor vom Typ EMRAX 268 sowie der dazu empfohlene Motorregler Emsiso emDrive H300 ausgewählt. Der modifizierte Motor entspricht den Vorgaben des Pflichtenheftes und verfügt durch die Anpassungen über die geforderte 40 mm Hohlwelle. Der durch den Motorhersteller empfohlene Motorregler wurde ebenfalls modifiziert und ermöglicht dadurch die genaue Positionierung des Motors zum Einfahren des Fallpropellers in den Dom.

Die Bewertung der Marktrecherche ergab weiterhin, dass kein Hersteller einen geeigneten (Fall)Propeller sowie ein geeignetes Energiespeichersystem aus dessen Produktpalette liefern konnte.

## 2.2. Energiespeichersystem

Folglich wurde ein Energiespeichersystem entsprechend des definierten Pflichtenheftes als Entwicklungsleistung an die navtec Microwave GmbH vergeben. Die grundlegenden Spezifikationen des zu entwickelnden Energiespeichersystems sind nachfolgend aufgeführt:

- Elektrochemischer Energiespeicher
- Aufteilung des Energiespeichers in 4 gleiche Sub-Pakete („Blades“ genannt)
- Spannungslage pro Sub-Paket im Bereich 430 - 450 V
- Energiedichte:  $\geq 180$  Wh/kg auf Zellebene
- Gesamtmasse:  $\approx 100$  kg (Fluggewicht)
- Ein Start soll mit 2 Sub-Paketen realisierbar sein

Die Realisierung des Energiespeichersystems erfolgte in Form der geforderten 4 Sub-Pakete (siehe BILD 1). Aus Gründen der Modularität und mehrfachen Nutzbarkeit im

Proof of Concept, am Bodenprüfstand sowie hinsichtlich einer weiteren Verwendung in zukünftigen Forschungsprojekten wurde in Abstimmung mit dem Verbundkoordinator und der navtec Microwave GmbH beschlossen, diese Blades in Form von Einschüben für ein 19-Zoll-Rack-System auszuführen. Dieser Aufbau bietet verbesserte Nutzungsmöglichkeiten, insbesondere auch für die Nachnutzung des Bodenprüfstandes als Gesamtsystem, ist jedoch nicht als Einbaulösung für das Serienprodukt geeignet. Diese Einschränkung ist für das Vorhaben jedoch unschädlich, da im Rahmen des Vorhabens keine Einrüstung in eine finale Serienversion geplant war, sondern vornehmlich die Einrüstung in einen Bodenprüfstand und zukünftig in den Proof of Concept.



BILD 1. Energiespeichersystem (Vorder- und Rückansicht)

## 2.3. Propeller

### 2.3.1. Propellerauslegung

Die Auslegung eines Propellers erfolgt üblicherweise für verschiedene Betriebspunkte. Diese sind beispielsweise Start, Steig-, Reise- oder Schnellflug. Ein starrer Propeller (Festpropeller) kann grundsätzlich nur für einen Betriebspunkt optimal ausgelegt werden. Dies ist typischerweise der Reiseflug, bei dem ein möglichst guter Wirkungsgrad erzielt werden soll. In diesem Fall führte dies jedoch dazu, dass im Stand durch Strömungsablösungen nicht genügend Schub für die gewünschte Beschleunigung zur Realisierung einer möglichst kurzen Startstrecke erzeugt werden konnte. Aus diesem Grund wurde bei der Auslegung der beste Kompromiss zwischen Standschub und gutem Wirkungsgrad im Reiseflug gewählt. Als Resultat erfolgte die Auslegung daher auf die Geschwindigkeit im Steigflug.

Bei einem Verstellpropeller kann ein guter Wirkungsgrad über einen breiteren Geschwindigkeitsbereich erreicht werden. Dies ist allerdings mit höherem konstruktivem Aufwand, Gewicht sowie Wartungsaufwand verbunden. Aus diesen Gründen wurde durch den Verbundkoordinator ein faltbarer Festpropeller als Propellertyp im Lastenheft vorgegeben. Daneben wurde die Auslegung durch die festgelegten Leistungsparameter des Antriebsmotors sowie den maximal möglichen Durchmesser beeinflusst. Durch die Fahrwerkslänge und die nach Bauvorschrift einzuhaltende Bodenfreiheit wurde der Propellerdurchmesser auf 1,65 m festgelegt.

<sup>1</sup> engl. „Rate of Climb“

Im Rahmen der Propellerauslegung als iterativer Designprozess wurden hierzu umfassende Propellerentwürfe in JavaProp durchgeführt, die mit umfangreichen flugmechanischen Simulationsrechnungen für verschiedene Flugphasen gekoppelt wurden. Der Startvorgang sowie die Steigleistungen wurden hierbei besonders betrachtet.

Zudem konnten die zur Untersuchung der Effekte und Wechselwirkungen zwischen Domspalt und Propeller durchgeführten CFD-Simulationen, entgegen der Vermutungen, keine nennenswerten negativen Effekte deutlich machen. Eine abschließende Bestätigung der Ergebnisse der CFD-Simulationen kann jedoch erst im Rahmen der Vermessung des Proof of Concept erfolgen. Dies war im Projektzeitraum allerdings nicht vorgesehen.

Im Zuge der Abstimmung der Faltmechanik des Propellers mit dem Verbundkoordinator wurde gleichzeitig das Propellerdesign nochmals aufgegriffen und für ein verbessertes und platzoptimiertes Einfalten des Propellers hin zu einer leicht gesichelten Propellerkontur angepasst (siehe BILD 2).

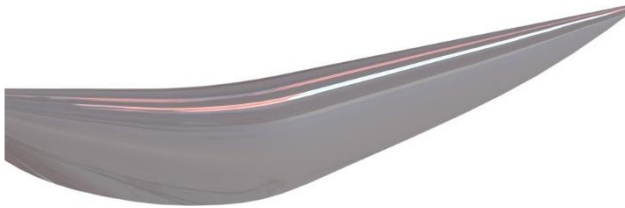


BILD 2. Propeller mit nach vorne gesichelter Nasenkante zum besseren Einfalten

Entsprechend der Berechnungen der Betriebspunkte und den Forderungen des Lastenheftes des Gesamtsystems ergaben sich folgende Anforderungen an den Propeller:

- Festpropeller, faltbar
- Durchmesser von 1,65 m
- Auslegung auf Geschwindigkeit im Steigflug
- Gewährleistung der Einhaltung der Startstreckenforderung nach CS22.51

### 2.3.2. Propellerfertigung

Das Fachgebiet Luftfahrttechnik verfügte vor allem über umfangreiche Kompetenzen in der Fertigung von Propellern in Faserverbundbauweise für unbemannte Luftfahrtsysteme. Aufbauend hierauf, sollten diese Kompetenzen im Vorhaben auf Propeller für bemannte Luftfahrzeuge übertragen werden. Der Propellerprototyp wurde vorerst für die geplanten Bodenprüfstandversuche gefertigt. Auf die spätere Faltmechanik konnte in diesem Entwicklungsstadium verzichtet werden, so dass die Konstruktion des dazu passenden Mittelstücks als reiner Festpropeller erfolgte. Die Fertigung der einzelnen Propellerblätter des Propellerprototypen erfolgte in Negativformbauweise als CFK-Nass-in-Nass-Laminat. Mittels der dem Fachgebiet Luftfahrttechnik zur Verfügung stehenden CNC-Portalfräse wurden die zweiteiligen Formhälften der Negativform in Blockmaterial aus speziellem Formkunststoff gefertigt. Im nächsten Schritt wurden im Handlaminierverfahren die entsprechend der Formkontur vorgeschneittenen CFK-Gewebe Nass-in-Nass in die beiden Formhälften eingelegt (siehe BILD 3).



BILD 3. Formhälfte mit Laminat

Für die Montage der Propellerblätter an einem Mittelstück und zur Einleitung der hohen Zugkräfte in das Propellerblatt wurden auf einer Drehmaschine entsprechende Aluminium Hülsen gefertigt und mit in die Formhälften eingelegt. Zusätzlich zu den CFK-Geweben wurden – ebenfalls Nass-in-Nass – CFK-Rovings in die Form ein- und um die Hülsen herumgelegt. BILD 3 zeigt die in eine der Formhälften eingelegten CFK-Gewebe, die Passhülsen sowie die CFK-Rovings. Im Anschluss wurden die Formhälften geschlossen und verpresst. Nach der den Herstellervorgaben entsprechenden Aushärtezeit des Harzsystems konnten die Formhälften wieder geöffnet und das Propellerblatt entformt werden. Nach dem Besäumen entsprechender Harzränder ist die Fertigung eines Propellerblattes abgeschlossen (siehe BILD 4). Dadurch, dass es sich bei der Fertigung der Propellerblätter im Handlaminierverfahren um einen händischen, manuellen Fertigungsprozess handelt, musste dieser immer von den gleichen Personen durchgeführt und eingeübt werden, um eine reproduzierbare Fertigungsgüte sowie wie gefordert ein möglichst geringes Gewicht bei gleichzeitig hoher Festigkeit der Propellerblätter zu erreichen. Nachdem dieser Zustand erreicht werden konnte, wurden in einer Kleinserie Propellerblätter gefertigt, um durch eine Sortierung Blätterpaarungen mit einer Differenz im Blattgewicht von nur wenigen Gramm zu erhalten um dann mittels statischer Wuchtung diese Abweichung auf  $\leq 1$  g zu reduzieren.



BILD 4. gefertigtes Propellerblatt

Die Konstruktion und Fertigung des für die Prüfstandversuche benötigten Propellermittelstücks erfolgte in einer hochfesten Aluminiumlegierung ebenfalls an der Technischen Hochschule Wildau (siehe BILD 5).



BILD 5. Propellerblätter am Propellermittelstück

### 3. LEISTUNGSVERMESSUNG

#### 3.1. Aufbau eines Bodenprüfstand

Zur Leistungsvermessung des E-Antriebssystems wurde ein Bodenprüfstand für Elektroantriebe von bis zu 80 kW Dauerleistung zur Messung folgender Parameter aufgebaut:

- Schub
- Drehmoment
- Drehzahl
- Spannung, Strom und Leistung (Motor, Regler, Batterie)
- Temperatur (Motor, Regler, Batterie)

Die Rahmenkonstruktion erfolgte hierbei aus standardisierten Aluminium-Profilen. Weiterhin wurden ein Kühlkreislauf, eine Vorladeelektronik, eine Sicherheitsabschaltung und die Bodenprüfstandsteuerung konzipiert und aufgebaut.



BILD 6. Bodenprüfstand für E-Antriebe

#### 3.2. Bodenprüfstandversuche

Zunächst wurden erste Tests am Bodenprüfstand ohne Last, das heißt ohne montierten Propeller, durchgeführt. In diesen Tests wurden die Grundeinstellungen des Reglers erarbeitet und überprüft. Hierzu zählten im Wesentlichen die Drehrichtung, das Timing des erzeugten Drehfelds, Drehmoment-, Leistungs- und Temperaturgrenzen. Im nächsten Schritt wurden dann weitere Tests mit Last, also mit montiertem Propeller, durchgeführt.

#### 3.3. Ergebnisse

Im Zuge der Leistungsvermessung des E-Antriebssystems kam es bei den Versuchen am Bodenprüfstand zu einem FOD<sup>2</sup>. Somit konnten nur die bis zu diesem Zeitpunkt gemessenen und dokumentierten Daten in die Analyse einfließen. Eine abschließende Validierung des gesamten E-Antriebssystems war daher nur bedingt möglich, da für den Propellerprototypen nur Messwerte bis zu einer Drehzahl von 1.500 U/min existieren.

Für die Analyse des Propellerprototypen wurden die fehlenden Daten mittels Extrapolation aus den gewonnenen Messdaten bis zur Zieldrehzahl von 2.500 U/min erzeugt.

<sup>2</sup> engl. „Foreign Object Damage“

Dies wurde sowohl für den Schub als auch für die Leistung durchgeführt. Diese extrapolierten Verläufe wurden anschließend mit den JavaProp Entwurfsdaten des Propellerprototyps verglichen und in den folgenden Abbildungen dargestellt (siehe BILD 7 und BILD 8).

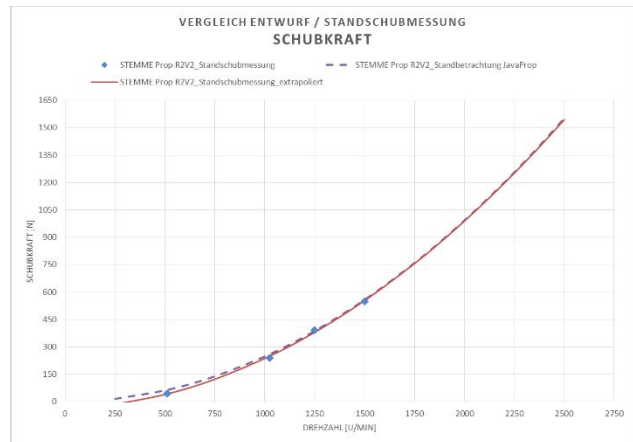


BILD 7. Schub im Vergleich

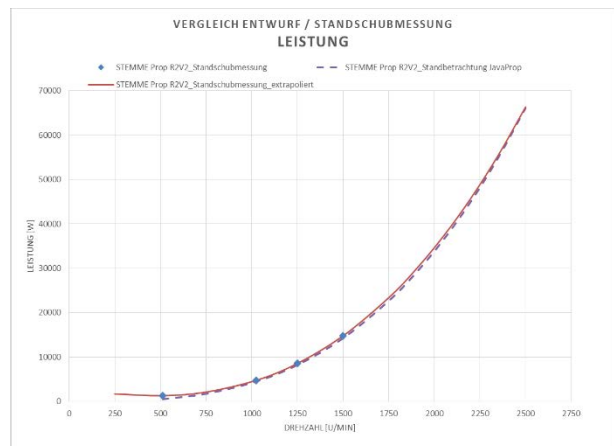


BILD 8. Leistung im Vergleich

Das Ergebnis dieses Vergleichs zeigt eine sehr gute Übereinstimmung zwischen dem Entwurf in JavaProp (gestrichelte Linie) und den aus den Messwerten gewonnenen extrapolierten Verläufen (durchgezogene Linie). Die Güte der Übereinstimmung ist überraschend. Es sei daher ausdrücklich erwähnt, dass hier keine Korrekturmaßnahmen durchgeführt wurden. Die Grundlage der extrapolierten Trendlinien sind explizit ausschließlich die vorhandenen Messwerte. Gleichwohl muss darauf hingewiesen werden, dass durch die Extrapolation der Messdaten eine Unsicherheit bleibt, die nur durch weitere Versuche beseitigt werden kann. Es kann allerdings auch festgestellt werden, dass die Rechnungen mit JavaProp im Drehzahlbereich bis 1.500 U/min eine sehr gute Übereinstimmung mit den Messwerten aufweisen und daher die JavaProp-Rechnungen im höheren Drehzahlbereich als Grundlage für weitere Betrachtungen herangezogen werden können.

Die Standschubbetrachtung zeigt ebenso ein sehr positives Ergebnis und erlaubt die Annahme, dass JavaProp für große Propeller ein geeignetes Entwurfstool darstellt.

Daher werden im Folgenden die 4 Betriebspunkte, welche aus dem flugmechanischen Entwurf stammen, noch einmal explizit dargestellt und mit dem Entwurf aus JavaProp verglichen.

**Betriebspunkte:**

- Start:  $\approx 1.600$  N; 70 kW und 255 Nm @ 2.500 U/min
- Steigflug:  $\approx 1.000$  N; 55 kW (aus Steigforderung  $ROC \geq 3$  m/s) und 230 Nm @ 2.250 U/min
- Reiseflug:  $\approx 190$  N; 7,5 kW und 50 Nm @ 1.400 U/min (bestes Gleiten bei ca. 120 km/h)
- Schnellflug:  $\approx 275$  N; 20 kW und 90 Nm @ 2.100 U/min (bei ca. 185 km/h)

Da es sich um einen Festpropeller handelt, musste beim Entwurf des Propellers ein Kompromiss aus guter Start- und Reiseflugleistung gefunden werden. Der finale Entwurf des Propellerprototypen liefert für die vier Betriebspunkte des flugmechanischen Entwurfs folgende Daten:

	Start	Steigflug	Reise- flug	Schnellflug
Wirkungsgrad [%]	-	63,81	81,24	82,78
Geschwindigkeit [m/s]	-	30,88	30,88	51,44
Drehzahl [1/min]	2.500	2.270	1.317	1.922
Leistung [kW]	66,9	50,0	7,2	17,2
Schubkraft [N]	1.576	1.047	189,3	276,3
Moment [Nm]	255,7	213,1	52,2	85,3

TAB 1. Betriebspunkte des flugmechanischen Entwurfs

Die Tabelle TAB 1 zeigt für die Betriebspunkte Reiseflug und Schnellflug einen guten Wirkungsgrad von über 80% unter der Annahme eines Horizontalfluges. Grundsätzlich lässt sich auch für nahezu den gesamten Fluggeschwindigkeitsbereich feststellen, dass der Propellerprototyp einen Wirkungsgrad von über 80% für den Horizontalflug besitzt. Die Aussage bezieht sich dabei auf den Schub, der zur Überwindung des aerodynamischen Widerstandes erforderlich ist, welcher aus dem flugmechanischen Entwurf stammt. Zur besseren Veranschaulichung dient das folgende Pénaud-Diagramm (siehe BILD 9), das um die Darstellung des Propellerwirkungsgrades erweitert wurde. Hierbei wurde der Widerstand für die Clean-Configuration sowie für einen maximalen Klappenausschlag für den gesamten Fluggeschwindigkeitsbereich bestimmt. Im Bereich der geringen Fluggeschwindigkeiten wurde infolge fehlender verlässlicher aerodynamischer Daten für den Widerstand ein Trend dargestellt. Weiterhin wurden drei Schub- und Wirkungsgradverläufe für drei fixe und den oben genannten Betriebspunkten naheliegende Drehzahlen ermittelt. Diese Drehzahlen entsprechen der maximalen Drehzahl von 2.500 U/min, dem Schnellflug mit 1.900 U/min und dem Reiseflug mit 1.300 U/min. Weiterhin wurde das Diagramm um die Punkte Reiseflug und Schnellflug erweitert. Zum weiteren Verständnis lässt sich der

Fluggeschwindigkeitsbereich weiter eingrenzen. Für die Clean-Configuration ergibt der flugmechanische Entwurf eine Stallgeschwindigkeit von  $V_{Stall} = 23,34$  m/s sowie eine höchstzulässige Fluggeschwindigkeit von  $V_{NE} = 77,78$  m/s. Im Horizontalflug wird durch den Propellerprototypen eine maximale Fluggeschwindigkeit von 68,75 m/s ermöglicht, so dass die obere Geschwindigkeitsgrenze  $V_{NE}$  nicht erreicht wird. Zusammenfassend zeigt das erweiterte Pénaud-Diagramm einen guten Wirkungsgradverlauf des Propellerprototypen, die nötigen Leistungsreserven für Beschleunigung- und Steigflüge sowie das Einhalten möglicher Sicherheitsrisiken bei hohen Fluggeschwindigkeiten. Die bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten  $V < 5$  m/s erkennbaren „Dellen“ im Schubverlauf resultieren aus lokalen, begrenzten Strömungsablösungen im Innenbereich des Propellerblattes. Die Schubabnahme ist aber erstens relativ gering und zweitens nur in der Anfangsphase des Losrollens beim Start vorhanden. Hier spiegelt sich aber auch das grundsätzliche Dilemma eines Festpropellers wider. Wird bei der Auslegung das Augenmerk vornehmlich auf den besten Wirkungsgrad im Reiseflug gelegt, muss mit Strömungsablösungen bei niedrigen Geschwindigkeiten, vor allem jedoch im Stand, gerechnet werden. Hier konnte bei der Auslegung ein guter Kompromiss gefunden werden, bei dem im Reiseflug nur geringe Abstriche im Vergleich zum Optimum in Kauf genommen werden mussten. Das Pénaud-Diagramm zeigt deutlich, dass für die beiden Drehzahlen 1.300 U/min bzw. 1.900 U/min die aus dem flugmechanischen Kräftegleichgewicht dazu korrespondierenden Fluggeschwindigkeiten (Reiseflug mit  $V = 30,88$  m/s und Schnellflug mit  $V = 51,44$  m/s) gerade im Bereich der maximalen Wirkungsgrade liegen. Auch dies bestätigt die insgesamt gut gelungene Auslegung des Propellers auf die Anforderungen seitens der aerodynamischen Eigenschaften der Flugzeugzelle.



BILD 9. Erweitertes Pénaud-Diagramm für verschiedene Klappenstellungen und Drehzahlen, erweitert um Propellerwirkungsgrade

Analog zum erweiterten Pénaud-Diagramm wurde in BILD 10 die Leistung sowie das Drehmoment an der Propellerhabe des Propellerprototypen über der Fluggeschwindigkeit dargestellt. Hierbei wurden wieder die den drei Betriebspunkten entsprechenden Drehzahlen gewählt.



BILD 10. Leistung und Drehmoment für drei Drehzahlen als Funktion der Fluggeschwindigkeit

Bei den dargestellten Kurvenverläufen ist sofort auffällig, dass die Kurvenform jeweils für Drehmoment und Leistung ähnlich ist. Dies ist jedoch dadurch bedingt, dass für jedes Kurvenpaar eine konstante Drehzahl und der folgende Zusammenhang gilt:

$$(1) \quad P = M \cdot \omega$$

BILD 10 zeigt, dass einerseits sowohl im Reiseflug als auch im Schnellflug der Propeller noch in einem vernünftigen Leistungsbereich operiert, also noch genügend Abstand zum „Windmilling“ gegeben ist und andererseits, dass noch erhebliches Leistungspotential durch Drehzahlerhöhung abgerufen werden kann. Es stehen also im gesamten Geschwindigkeitsbereich viele Reserven zur Verfügung, die zur Beschleunigung oder zum Steigflug genutzt werden können. Dies wird auch in BILD 9 durch die Schubkurve für 2.500 U/min deutlich gezeigt.

**Kontaktadresse:**

E-Mail: [wkindel@th-wildau.de](mailto:wkindel@th-wildau.de)

Web: [www.th-wildau.de/fg-It/](http://www.th-wildau.de/fg-It/)