

# Flugerprobung zukünftiger Tragschrauber anhand skaliert Versuchsträger

F. Sachs, H. Duda, J. Seewald  
DLR Institut für Flugsystemtechnik, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

## Zusammenfassung

In diesem Beitrag wird eine neue Konfiguration eines zweimotorigen Tragschraubers vorgestellt und deren Vorteile anhand theoretischer Überlegungen, sowie Tests mit einem skalierten Versuchsträger aufgezeigt. Grundlage für die theoretische Untersuchung der Flugdynamik ist ein analytisches Formelwerk, das beim DLR entwickelt wurde. Das Verbesserungspotential heutiger Tragschrauber hinsichtlich Startverhalten, Fluglärm, Flugeigenschaften und -leistungen wird diskutiert. Ein skaliertes Flugversuchsträger, der die neue Konfiguration mit zwei gegenläufigen Zugpropellern repräsentiert, wird vorgestellt. Durch Auswertung von Kenngrößen wie der Reynoldszahl, der Machzahl, dem Fortschrittsgrad, sowie dem Trägheitsmoment des Rotors und Vergleiche mit einem mantragenden Referenztragschrauber werden wichtige Erkenntnisse für Auslegung größerer Tragschrauber gewonnen.

## 1. EINLEITUNG

Tragschrauber erfreuen sich seit ihrer Zulassung im Jahr 2004 als Ultraleichtflugzeug in Deutschland hoher Beliebtheit in der Privatfliegerei. Aufgrund von geringen Anschaffungs- und Betriebskosten gelten sie als kostengünstiges Luftsportgerät. Dieses Wiederaufleben des Tragschraubers hat innerhalb kürzester Zeit eine große Modellvielfalt hervorgebracht. Prinzipiell bleibt die verwendete Konfiguration stets sehr ähnlich. Alle bisher in Deutschland zugelassenen Serienmodelle werden von einem Triebwerk in Pusher-Anordnung angetrieben. Die aerodynamische Steuerung wird über Seitenruder und eine Kippkopfsteuerung realisiert. Das Höhen- und Seitenleitwerk ist mit einem kurzen Heckausleger hinter dem Rumpf montiert. Die Variationen der verwendeten RotorSysteme bezüglich der Profilwahl und im generellen Aufbau sind gering (siehe Abbildung 1).



Abbildung 1: Moderne Tragschrauberkonfigurationen

Tragschrauber zeichnen sich durch extreme Langsamflugfähigkeit und hohe Wendigkeit aus. Dabei kann es im Flug nicht zu einem kompletten Strömungsabriss kommen, wie er bei Flächenflugzeugen unterhalb der Langsamfluggrenze auftritt. Kurze Start- und noch kürzere Landestrecken ermöglichen es, Tragschrauber auch auf sehr kleinen Flugplätzen zu betreiben.

Da der Rotor von der Anströmung in Autorotation gehalten wird, ist ein sicheres und langsames Landen auch bei Motorausfall möglich. Aufgrund dieses Verhaltens gilt der Tragschrauber als sicheres Fluggerät. Auch bei starkem Wind oder Turbulenzen verhält sich der Tragschrauber ruhig und ist sicher fliegbar.

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) beschäftigt sich mit der Flugphysik von Tragschraubern. Dabei werden auch Möglichkeiten zur Verbesserung heutiger Tragschrauber identifiziert. Eine neue Tragschrauberkonfiguration wurde konzipiert und durch Simulationen bewertet. Zum weiteren Erkenntnisgewinn bzgl. der Eigenschaften und Leistungsfähigkeit der neuen Konfiguration sollen Flugtests mit einem skalierten Versuchsträger durchgeführt werden, der die neuartige Konfiguration repräsentiert. In den folgenden Kapiteln wird auf den technischen Aufbau von Tragschraubern eingegangen und der Vorschlag einer neuen Konfiguration anhand von Verbesserungsmöglichkeiten derzeitiger Tragschraubertypen erklärt. Weiterhin wird auf die Besonderheiten skaliert Flugversuche mit Tragschraubern verwiesen und erste Ergebnisse aus Flugversuchen mit dem skalierten Flugversuchsträger gezeigt.

## 2. TRAGSCHRAUBERTECHNIK

Ein Tragschrauber, auch Gyrokopter genannt, ist ein Drehflügler, bei dem der Rotor nicht wie bei einem Helikopter durch das Triebwerk, sondern durch die anströmende Luft in Drehung versetzt wird. Dieser Zustand wird Autorotation genannt. Erste erfolgreich fliegende Tragschrauber wurden bereits 1923 von dem Spanier Juan de la Cierva entwickelt [1].

## 2.1. Autorotierender Rotor

Der Rotor eines Tragschraubers befindet sich im Flug in ständiger Autorotation. Damit der Rotor durch die Anströmung in Autorotation gehalten wird, muss die Rotorebene gegenüber der anströmenden Luft leicht geneigt sein, so dass die Luft von unten in die Rotorebene fließt.

Bei der stationären Autorotation mit gleichbleibender Rotordrehzahl befinden sich die antreibenden und bremsenden Anteile der Luftkräfte im Gleichgewicht. In der senkrechten Autorotation befinden sich die antreibenden Bereiche nahe dem Rotorzentrum und die bremsenden Bereiche außen. Im Vorwärtsflug ergibt sich aufgrund der zyklisch variierenden Anströmung und der Schlagbewegung ein anderes Bild. Beim Referenztragschrauber MTOSport und einer Fluggeschwindigkeit 100 km/h wirken die Luftkräfte der gesamten vorlaufenden Seite des Rotors bremsend. Die rücklaufende Seite treibt an. Ausgenommen hiervon ist der innere Bereich mit Strömungsabriß (Stall) und Rückanströmung (Abbildung 2).

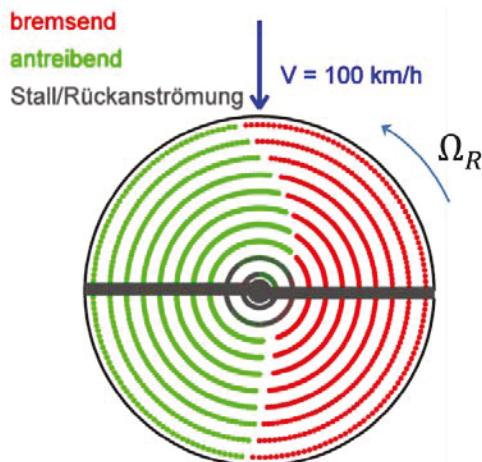


Abbildung 2: Rotor im Vorwärtsflug: Antreibende und bremsende Bereiche

Das Prinzip der Autorotation, sowie analytische Formeln zur Berechnung sind in [2] genauer beschrieben.

Die Winkelgeschwindigkeit des Rotors  $\Omega_R$  kann mit Näherungsformeln berechnet werden:

$$(1) \quad \Omega_R \approx \sqrt{\frac{F_R}{\rho \cdot t_{Bl} \cdot r_R^3 \cdot [K_{z0} + K_{z1} \cdot \mu_R + K_{z2} \cdot \mu_R^2]}}$$

Dabei ist der Fortschrittsgrad  $\mu_R$  definiert als das Verhältnis zwischen Fluggeschwindigkeit und dem Produkt aus der Winkelgeschwindigkeit des Rotors und dem Rotorradius:

$$(2) \quad \mu_R = \frac{V}{\Omega_R \cdot r_R}$$

Es werden Konstanten eingeführt um das Rotorverhalten einfacher beschreibbar zu machen. Die Konstanten  $K_{z0}, K_{z1}$  und  $K_{z2}$  hängen ausschließlich von den Profileigenschaften sowie dem Blatteinstellwinkel ab [2].

## 2.2. Schlagbewegung

In der Mitte der Rotorbrücke befindet sich das zentrale Schlaggelenk, über das der Rotor mit dem Schlaggelenksbolzen, in Englisch Teeter Bolt (TB), am Rotorkopf gelagert ist (Abbildung 3).

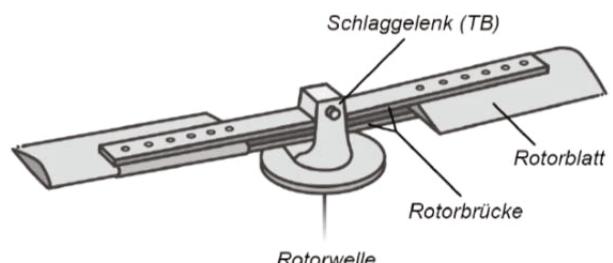


Abbildung 3: Darstellung eines Rotors mit zentralem Schlaggelenk

Das Schlaggelenk ermöglicht ein „Wippen“ des Rotors um den Schlaggelenksbolzen (TB), ohne dass sich der Rotorkopf bewegt.

Im Vorwärtsflug weicht das vorlaufende Rotorblatt aufgrund der höheren Anströmgeschwindigkeit nach oben aus. Durch diese Ausweichbewegung entsteht der Schlagwinkel. Der Schlagwinkel vollführt eine harmonische Schwingung mit der einfachen Drehfrequenz:

$$(3) \quad \beta_{Bl}(\psi_{Bl}) \approx -\beta_{Blc} \cdot \cos \psi_{Bl} .$$

Der maximale Schlagwinkel  $\beta_{Blc}$  wird erreicht, wenn sich das Rotorblatt in etwa in Flugrichtung befindet. Er hängt vom Fortschrittsgrad ab und lässt sich mit folgender Formel approximieren:

$$(4) \quad \beta_{Blc} \approx K_{\beta 0} + K_{\beta 1} \cdot \mu_R$$

Die Konstanten  $K_{\beta 0}$  und  $K_{\beta 1}$  sind ausschließlich von den Profileigenschaften sowie dem Blatteinstellwinkel abhängig [2].

## 2.3. Widerstand im Vorwärtsflug

Die Zelle des Tragschraubers besteht aus dem Rumpf, den Leitwerken, dem Fahrwerk, der Steuerungsanlage, sowie dem Triebwerk. Die Zelle hängt im Flug unter dem Rotor und nimmt abhängig von

der Fluggeschwindigkeit eine eigene Fluglage ein. Im Horizontalflug entspricht dies dem Anstellwinkel  $\alpha$ .

Der Rotor des Tragschraubers ist gegenüber der anströmenden Luft um den Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  nach hinten geneigt (Abbildung 4).

In der Näherungsbetrachtung für den horizontalen Geradeausflug wird angenommen, dass die Rotorkraft senkrecht zur Rotorkreisebene wirkt und gleich dem Gewicht ist.

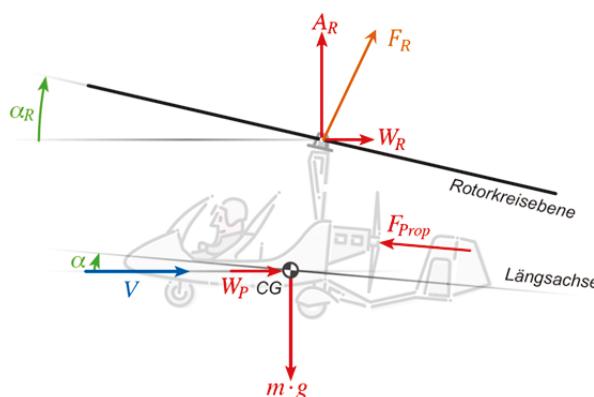


Abbildung 4: Kräfte und Winkel am Tragschrauber im Vorwärtsflug

$$(5) \quad F_R \approx A_R = m \cdot g$$

Der Gesamtwiderstand wird vereinfachend als gleichwertig zum Propellerschub angenommen:

$$(6) \quad W \approx F_{\text{Prop}}$$

Der Auftrieb des Höhenleitwerks wird in erster Näherung vernachlässigt.

Der Widerstand des Tragschraubers  $W$  ergibt sich aus dem Rotorwiderstand  $W_R$  und dem parasitären Widerstand  $W_P$ :

$$(7) \quad W = W_R + W_P$$

Der Rotorwiderstand entsteht aufgrund der systembedingten Neigung der Rotorkraft um den Rotoranstellwinkel  $\alpha_R$  nach hinten.

$$(8) \quad W_R \approx F_R \cdot \sin \alpha_R$$

Im stationärer Geradeausflug gilt näherungsweise:

$$(9) \quad W_R \approx m \cdot g \cdot \sin \alpha_R$$

Der Rotoranstellwinkel kann mit folgender Gleichung berechnet werden:

$$(10) \quad \alpha_R \approx \frac{t_{Bl}}{r_R} \cdot \left[ K_{\alpha 0} + \frac{K_{\alpha 2}}{\mu_R^2} \right] + \frac{K_{\alpha 1}}{\mu_R}$$

Die notwendigen Konstanten  $K_{\alpha 0}$ ,  $K_{\alpha 1}$  und  $K_{\alpha 2}$  sind ausschließlich von den Profileigenschaften sowie dem Blatteinstellwinkel abhängig [2].

Der parasitäre Widerstand  $W_P$  beträgt:

$$(11) \quad W_P = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S_p \cdot C_{WP}$$

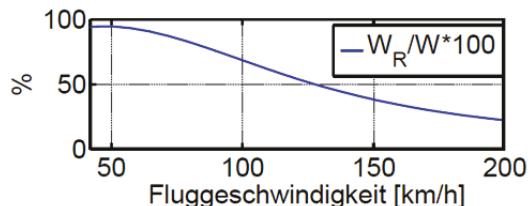


Abbildung 5: Rotorverursachter Widerstandsanteil eines Tragschraubers der Ultraleichtklasse [3]

Während des Fluges ändern sich die Widerstandsverhältnisse abhängig von der Fluggeschwindigkeit. Der Rotorwiderstand  $W_R$  sinkt aufgrund des sich verringernden Anstellwinkels und der parasitären Widerstand  $W_P$  nimmt quadratisch mit der Geschwindigkeit zu. Abbildung 5 zeigt beispielhaft den Anteil des Rotorwiderstands am gesamten Widerstand für einen ultraleichten Tragschrauber.  $W_P$  entspricht der Differenz zum Gesamtwiderstand  $W$ .

### 3. KONFIGURATIONEN

Aktuell am Markt etablierte Tragschraubermodelle sind sehr ähnlich in ihrer Konzeption. Aufgrund der Beschränkung auf die Ultraleichtklasse sind die Modelle ein- bis zweisitzig. Um ein freies Sichtfeld für den Piloten zu erzielen, sind die Fluggeräte mit einem hinten liegendem Motor und einem Druckpropeller ausgestattet.

#### 3.1. Alternative Konfigurationen

Die frühen Tragschraubermodelle der 20er und 30er Jahre unterschieden sich vor allem durch ihre Triebwerksanordnung von den heutigen Maschinen. Die Triebwerke lagen vorn und nutzten einen Zugpropeller. Durch den schweren Motor befindet sich der Schwerpunkt derartiger Konstruktionen verhältnismäßig weit vorn.

Um den Abstand von Rotorschubachse und Schwerpunkt und damit das vom Rotor verursachte Nickmoment niedrig zu halten, musste der Rotormast nahe dem Schwerpunkt, also vor dem Piloten, angebracht werden. Dies bedingte eine Einschränkung des Sichtfeldes des Piloten.

Andere konfigurative Aspekte ergeben sich durch

die Anbringung von Zusatzflügeln, wie beim Carter Copter Technology Demonstrator (CCTD) [4] oder beim Arrowcopter [5]. Während die Stummelflügel des Arrowcopter aufgrund ihrer geringen Größe relativ wenig zur Auftriebszeugung beitragen, spielen die Zusatzflügel für den CCTD eine entscheidende Rolle. Dank der Zusatzflügel wird der Rotor während des schnellen Vorwärtsfluges komplett entlastet. Um die Rotordrehzahl auf niedrigem Niveau konstant zu halten wird während des Vorwärtsfluges zusätzlich der Nickwinkel der Rotorblätter verringert. Ziel ist es, den Profilwiderstand des Rotors signifikant zu senken. Carter gibt für seinen 2-stzigen CCTD eine Höchstgeschwindigkeit von 173 kts an während ultraleichte Tragschrauber derzeit Fluggeschwindigkeiten von maximal 100 kts erreichen. Eine weitere Besonderheit an der Carter Technologie ist die Nutzung eines beweglichen Mastes. Zur Nickmomentenregulierung wird der Kraftangriffspunkt am Mast relativ zum Schwerpunkt verschoben, wodurch auf- oder abnickende Momente erzeugt werden [4].

### 3.2. Verbesserungspotential

Der derzeitige Stand der Technik der Tragschrauber spiegelt noch nicht die technischen Möglichkeiten des Fluggerätes wieder. Im Folgenden werden Verbesserungspotentiale derzeitiger Tragschrauber aufgezeigt, die bei einer neuen Konfiguration berücksichtigt werden können.

#### 3.2.1. Startverhalten

Der Startvorgang stellt insbesondere beim Tragschrauber hohe Anforderungen an den Piloten. Prozedurale Abläufe müssen exakt eingehalten werden und die einzelnen Aktionen mit hoher Präzision durchgeführt werden.

Beim Start wird ca. 75% des Nicksteuerwinkels durchfahren. Sowohl der große Steuerweg, als auch die zeitlich präzise Abstimmung dieser Aktion machen den Tragschrauberstart vergleichsweise anspruchsvoll. Der Pilot muss den Rotor vorrotieren und dann mit drehendem maximal angestelltem Rotor anrollen, um diesen auf Flugdrehzahl zu beschleunigen. Bei ausreichend Rotorschub ist durch ein rasches Einstellen der Flugstellung des Rotorkopfes das Nickmomentengleichgewicht für den Flugzustand einzustellen.

Eine neue Konfiguration sollte durch ihre inhärenten Eigenschaften die Startphase vereinfachen. Eine Möglichkeit ergibt sich über die Einstellung eines erhöhten Rumpfanstellwinkels beim Start in Kombination mit einer vergrößerten Drehzahl bei der Vorroration. Der bereits angestellte Rumpf lässt in diesem Fall einen Start mit der gleichen Steuerknüppelposition wie im Steigflug zu.

#### 3.2.2. Fluglärm

Fluggeräte mit Druckpropellern sind lärmintensiver als solche mit Zugpropellern. Erklärbar wird dies durch die Interaktion des Nachlaufes der Flügel- oder Rumpfgrenzschicht mit den Propellerblättern. Eine gleichförmige Propelleranströmung vermindert die Lärmabstrahlung. Vergleichende Studien zu Propellern mit ungestörter Zuströmung im Vergleich mit Propellern in einem Flügelnachlauf haben gezeigt, dass eine erhebliche Erhöhung des Propellergeräusches auftrat [6]. Bei dem Beispielpropeller entsprach dies 6 dB, also einer Verdopplung des Schalldruckes.

#### 3.2.3. Propellereffekte

Aufgrund der heutigen Anordnung des Propellers sehr nahe am Seitenleitwerk gibt es starke Auswirkungen der Propellerwirbel auf das Seitenleitwerk. Der auf das Seitenleitwerk treffende Propellerwirbel verursacht ein vom Schub abhängiges Giermoment, dass durch einen Seitenruderausschlag kompensiert werden muss. Ein weiterer Effekt ergibt sich aus dem Propellerdrehmoment um die Längsachse. Dieser Effekt ist beim Tragschrauber besonders relevant, weil die Zelle kaum Rolldämpfung erzeugt. Zur Kompensation ist der Rotorkopf oftmals um einige Zentimeter exzentrisch eingebaut, so dass der Rumpf bei mittlerer Leistung (Reiseflug) in etwa horizontal liegt. Bei Lastvielfachen geringer als eins, kann das Propellerdrehmoment zu starken Reaktionen um die Längsachse führen.

#### 3.2.4. Reiseflugeistung

Wie unter Abschnitt 2 vorgestellt, ist ein wesentlicher Anteil des Widerstandes abhängig von der Rückneigung der Rotorkraft. Der hohe Widerstand des Rotors im Reiseflug sinkt mit zunehmender Geschwindigkeit. Im Bereich höherer Geschwindigkeiten bekommt der Anteil des parasitären Widerstandes einen höheren Stellenwert. Eine signifikante Widerstandsverringerung Tragschraubers lässt sich im mittleren Geschwindigkeitsbereich durch eine Verringerung der Rückneigung des Rotors erreichen und im höheren Geschwindigkeitsbereich durch eine Verringerung des parasitären Widerstandes des Rumpfes und der Leitwerke.

### 3.3. DLR-Konfiguration

Auf dem Weg zu Tragschraubern mit höherer Zuladung wird vorgeschlagen, die derzeitige Konfiguration so zu erweitern, dass das Verbesserungspotential bestmöglich ausgeschöpft wird. Abbildung 6 zeigt eine Konzeptstudie des DLR, die alle diskutierten Verbesserungsvorschläge vereint.



**Abbildung 6: Designvorschlag eines zukünftigen zweimotorigen Tragschraubers**

Ein Zusatzflügel erhöht die Flugleistungen im Reiseflug und ermöglicht die Anbringung von Zugpropellern außerhalb des Rumpfes, was eine ungestörte Anströmung der Propeller ermöglicht und das Lärmniveau senkt.

Dabei wird eine Verbesserung der Flugleistungen dadurch erreicht, dass im mittleren Geschwindigkeitsbereich die Rotorrückneigung verringert werden kann. Der Flügel erzeugt zusätzlichen Auftrieb und verringert den nötigen Rotorauftrieb. Daher können der Anstellwinkel des Rotors und damit der Rotorwiderstand gesenkt werden.

Zudem können die Tragflächen für die Treibstoffunterbringung oder für Fahrwerksschächte genutzt werden und ermöglichen so einen schlankeren Rumpf und einen verringerten Parasitären Widerstand, was die Maximalgeschwindigkeit und die Reisegeschwindigkeit erhöht.

Durch eine Spornradauslegung ist es möglich den Rumpfanstellwinkel im Startlauf zu erhöhen. Dementsprechend geringer kann der Rotorkopflängssteuervinkelbereich ausgeführt werden. Das ermöglicht einen vereinfachten Startvorgang und eine größere Bauhöhe des Seitenleitwerks.

Die Auslegung des Tragschaubers sollte so ausgeführt sein, dass der vertikale Abstand der Schubachse zum Schwerpunkt derart bestimmt wird, dass im Startfall nur geringe Steuerwege am Steuernüppel notwendig sind, um einen sicheren Start durchzuführen. Dabei muss der Motorschub ein Moment um den Schwerpunkt erzeugen, welches das rotorschubverursachte Moment nach Möglichkeit kompensiert.

Bei ausreichend hoher Einstellung der Vorrotationsdrehzahl kann der Rotor beim Start flacher gestellt werden und damit der Tragschrauber stärker beschleunigt werden, wodurch die Startstrecke gesenkt wird.

Da die Leitwerkshöhe bedingt durch die notwendige Rückneigung des Rotors beschränkt ist, bietet die Auslegung des Leitwerks als Doppelsteuerruderkommando die Möglichkeit ein ausreichendes Seitenleitwerksvolumen zu erreichen. Eine Positionierung im Propellerstrahl erhöht Leitwerkswirksamkeit. Die Drehrichtung der Propeller sollte derart gestaltet sein, dass sie gegenläufig drehen, um Motorreaktionsmomente gegenseitig zu kompensieren und bei einem einseitigen Triebwerksausfall die Drallwirkung des verbliebenen Propellerstrahls am Leitwerk der Störung

entgegenwirkt. Das bedeutet, dass der linke Propeller im Uhrzeigersinn und der rechte Propeller gegenläufig drehen sollten.

#### 4. SKALIERTER FLUGVERSUCH

Zur Ermittlung der flugmechanischen Eigenschaften dieser neuen Konfiguration werden Flugtests mit einem skalierten Modell durchgeführt.

##### 4.1. Hintergrund

Testflüge mit Freiflugmodellen haben eine lange Tradition in der Luftfahrt [7]. Frühere Modelle halfen, das grundsätzliche Verständnis von Fluggeräten oder deren Eigenschaften zu verstehen. Auch de la Cierva's erster Tragschrauber war ein Flugmodell [1]. Freiflugmodelle werden betrieben, um wichtige Erkenntnisse über die dynamischen Eigenschaften des jeweiligen Fluggerätes zu erlangen. Das Flugverhalten bezüglich Stabilität und Reaktion auf Piloteneingaben kann an Modellen gut demonstriert werden. Die Ergebnisse der Modellflugversuche und deren Schlussfolgerungen für größterskalige Anwendungen bedürfen allerdings einer Prüfung auf Anwendbarkeit bezüglich der Ähnlichkeitsbeziehungen. Der Betrieb eines skalierten Flugversuchsträgers bietet Vorteile bezüglich der Umrüstung des Versuchsträgers, da hierfür der Genehmigungsprozess deutlich einfacher ist. Anbauten von Zusatzelementen oder Umrüstungen können mit einfachen Modellbaumethoden schnell umgesetzt werden. Der Betrieb eines solchen Versuchsträgers lässt Versuche zu, die das prinzipielle Verständnis zu untersuchender Zusammenhänge erhöhen und im Vergleich zum bemannten Flugversuch gleichzeitig ein minimales Risiko für den Versuch darstellt.

##### 4.2. Versuchsträger

Ein skaliertes Versuchsträger zur Untersuchung der Flugeigenschaften der neuen Konfiguration wurde entwickelt (Abbildung 7).



**Abbildung 7: Skaliertes Versuchsträger im Flug**

Der Versuchsträger entspricht im Aufbau der DLR-Konfiguration:

- Zweimotorige Auslegung mit zwei gegenläufigen Zugpropellern,

- Zweibeinfahrwerk mit zwei Spornrädern
- Zusätzlicher Starrflügel sowie
- Vorrotation auf Flugdrehzahl

Auf eine Optimierung bezüglich des parasitären Widerstandes wurde zu Gunsten der einfach aufgebauten Rumpfstruktur des Versuchsträgers verzichtet. Der Versuchsträger bietet maximale Flexibilität hinsichtlich verschiedener Parameter, die im Laufe der Erprobung optimiert werden sollen. So verfügt er über zusätzliche Querruder, Landeklappen und ein Höhenruder am Höhenleitwerk. Diese Steuermöglichkeiten existieren in derzeitigen Tragschraubern nicht, sind für Versuchsreihen jedoch entscheidend.

#### Höhenruder

- Trimmung des Rumpfanstellwinkels im Flug, Modifikation des Flügelanstellwinkels, indirekte Modifikation des Flügelauftriebs

#### Landeklappen

- Direkte Modifikation des Flügelauftriebs

#### Querruder

- Unterstützung der Rollsteuerung bei entlastetem Rotor im Schnellflug
- Kompensation des Schieberollmoments im Landeanflug wenn nötig

Tabelle 1 fasst eine Auswahl der technischen Daten des Versuchsträgers zusammen.

**Tabelle 1: Technische Daten des Versuchsträgers**

Masse $m$	23 kg
Rotorradius $r_R$	1.835 m
Blatttiefe $t_{Bl}$	0.105 m
Blatteinstellwinkel $\varepsilon_{Bl}$	2°
Rotorkreisfläche $S_R$	10,9 m <sup>2</sup>
Rotorblattmasse $m_{Bl}$	0.93 kg
Trägheitsmoment der Rotors $I_R$	2.8 kgm <sup>2</sup>

Der Antrieb erfolgt über zwei Elektromotoren (Typ Hacker Q-80-7M) die von 12S Lithium-Polymer-Akkumulatoren mit einer Spannung von 43.9 V versorgt werden. Die maximale elektrische Eingangsleistung liegt bei etwa zweimal 4 KW. Die zwei gegenläufigen Zugpropeller haben einen Durchmesser von 55 cm. Mit der Akkukapazität von zweimal 10 Ah ergibt sich eine maximale Flugdauer von etwa 25 Minuten.

Die Steuerung erfolgt über eine Fernsteuerung der Firma Jeti, mit folgende Messwerte aufgenommen werden können:

- Fluggeschwindigkeit
- Rotordrehzahl
- Stromverbrauch

## 4.3. Ähnlichkeitsbeziehungen

Bei der Übertragung der Ergebnisse vom Modell auf größerskalige Anwendungen sind direkte Schlüsse nicht möglich. Ähnlichkeitsgesetze geben Aufschluss über den Einfluss der Skalierung auf die aerodynamischen und flugmechanischen Beziehungen und sind bei der Auswertung zu beachten.

### 4.3.1. Reynoldszahl

Die Reynoldszahl gibt das Verhältnis von Trägheitskräften zu Reibungskräften an. Sie ist definiert als Produkt aus der Anströmgeschwindigkeit  $V$  und charakteristische Länge  $l$  dividiert durch die kinematische Zähigkeit der Luft  $\nu$ :

$$(12) \quad \text{Re} = \frac{V \cdot l}{\nu}$$

Aufgrund kleiner Lauflängen und geringer Rotorradien müsste der skalierte Rotor wesentlich höhere Drehzahlen aufbringen, um gleiche Reynoldszahlen wie bei Originalrotoren zu erreichen. Soll das dynamische Verhalten des Tragschraubers ebenso untersucht werden, sind wesentlich höhere Drehzahlen allerdings nicht erwünscht.

Daher wird der skalierte Tragschrauberdemonstrator bei geringeren Reynoldszahlen im Rotorbereich betrieben als ein mantragender Tragschrauber. Es zeigen sich zwei Haupteffekte bezüglich der Profilaerodynamik:

- Der Anstieg des Nullwiderstandes
- Das Absinken des Maximalauftriebes

### 4.3.2. Machzahl

Die Machzahl ist eine Ähnlichkeitskennzahl, die die Anströmgeschwindigkeit  $V$  in Bezug auf die Schallgeschwindigkeit  $a$  angibt.

$$(13) \quad \text{Ma} = \frac{V}{a}$$

Machzahleffekte sind auch an Tragschrauberrotoren spürbar vorhanden. Steigende Machzahlen führen zu einem Anstieg des Auftriebsgradienten und des Widerstandbeiwerts [8]. Ebenso treten abhängig von der Profildicke im hohen Unterschallbereich lokal Überschallgeschwindigkeiten am Profil auf, die Stöße und damit erhöhte Profilwiderstände verursachen. Da die Machzahlen am skalierten Versuchsträger eher geringer ausfallen, sind die Effekte vor allem bei Übertragungen auf den Originalrotor zu beachten. Der Einfluss des anwachsenden Widerstands limitiert beispielsweise die maximal erreichbare Rotordrehzahl und damit auch das maximale Lastvielfache des Tragschraubers.

### 4.3.3. Fortschrittsgrad

Wichtig bei der Auslegung des skalierten Versuchsträgers ist die Betrachtung des Verhaltens des Gesamtrotorsystems. Das Flugverhalten des Tragschraubers ist stark abhängig von dem Fortschrittsgrad des Rotors (Gl.(2)). Bei ähnlichen Rotorkenngrößen und gleichem Fortschrittsgrad ist das Verhalten bezüglich Rotoranstellwinkel und Schlagwinkel vergleichbar (Gl.(10) und Gl.(4)). Die Rotordrehzahl eines Tragschraubers hängt im Wesentlichen von Profilparametern, Rotorradius und Rotorblatttiefe, der Masse und der Luftdichte ab (Gl.(1)). Durch die Auswahl von Rotorradius, Rotorblatttiefe, Profil- und Einstellwinkel lässt sich eine geeignete Auslegungsdrehzahl für den Versuchsträger vorgeben. Es ergibt sich der Fortschrittsgrad als Funktion der Geschwindigkeit und der Drehzahl. Mit Hilfe einer geänderten Kreisflächenbelastung kann die Drehzahl und damit der Verlauf von  $\mu_R$  angepasst werden. Damit ist bei gleichen oder ähnlichen Rotorparametern der Geschwindigkeitsbereich ähnlichen Rotorverhaltens ebenso skalierbar.

### 4.3.4. Trägheitsmoment des Rotors

Das Trägheitsmoment des Rotors beeinflusst die kinetische Energie:

$$(14) \quad E_{\text{kin},R} = \frac{1}{2} \cdot I_R \cdot \Omega_R^2$$

Desto höher das Trägheitsmoment des Rotors ist, desto langsamer ändert sich die Rotordrehzahl eines autorotierenden Rotors bei Änderungen der Anströmung. Für eine approximierte Darstellung des Rotors als i Punktmassen.

$$(15) \quad I_R = \sum_i m_i \cdot r_i^2$$

Das Trägheitsmoment des Rotors ändert sich sehr stark aufgrund der Skalierung. Betrachtet man den Rotor als Balken, der in all seinen Abmaßen verkleinert wird, so wird sich das Volumen und damit auch die Masse in der dritten Potenz verringern. Der Rotor wiegt 1/8 des Originalrotors. Gleichzeitig geht der Abstand vom Drehzentrum quadratisch in die Berechnung ein. Daher hat der halb so große Rotor ein etwa 32-fach geringeres Trägheitsmoment im Vergleich zum Originalmotor.

## 4.4. Erste Testergebnisse

Seit der Inbetriebnahme im Juni 2016 konnten bereits einige Versuchsreihen durchgeführt werden.

### 4.4.1. Standschubmessung

Für die Standschubmessung wurde der Tragschrauber am Mast in Höhe der Propellerschubachse fi-

xiert. Das Zugseil wurde an einem Kraftmessgerät befestigt und der Propellerschub sukzessive erhöht (Abbildung 8).



Abbildung 8: Aufbau der Standschubmessung

Mit Kenntnis der vorhandenen Spannung von 43.9V lässt sich die Motoreingangsleistung ermitteln:

$$(16) \quad P_{\text{El}} = I \cdot 43.9 \text{ V}$$

Die Motorkennlinie vom Motorhersteller gibt Aufschluss über den zu erwartenden Motorwirkungsgrad  $\eta_{\text{Mot}}$  abhängig von der Stromaufnahme [9]. Der Motorwirkungsgrad steigt von ca. 80 % bei geringer Stromaufnahme von ca. 10A auf 92 % mit konstantem Verlauf bei hoher Stromaufnahme ab ca. 50A.

$$(17) \quad P_{\text{Mot}} = P_{\text{El}} \cdot \eta_{\text{Mot}}$$

Tabelle 2 fasst die Messergebnisse und die berechneten Eingangsleistungen des Propellers zusammen.

Tabelle 2: Werte der Standschubmessung (\* Messung)

$I [A]$ *	$F_{\text{Prop}} [N]$ *	$P_{\text{El}} [W]$	$\eta_{\text{Mot}}$	$P_{\text{Mot}} [W]$
11	55	483	0.80	386
20	82	878	0.85	746
28	112	1229	0.90	1106
50	165	2195	0.92	2019
88	234	3863	0.92	3554
90	240	3951	0.92	3635

### 4.4.2. Flugversuch

Im Flugversuch zeigte sich, dass der Versuchsträger über sehr gutmütige Flugeigenschaften verfügt. Die Reaktionen auf Steuereingaben des Piloten sind leicht vorhersagbar und stabil, so dass er nach geringer Eingewöhnungsphase an verschiedene Piloten übergeben werden konnte. Der Start ist sehr einfach durchführbar, da nach der Vorrotation auf Fluggeschwindigkeit ein getrimmter Start allein durch Schub erhöhung möglich ist. Ohne Windeinflüsse sind

Steuereingaben kaum nötig. Dieses gutmütige Verhalten ist auf die Spornradauslegung zurückzuführen. Der Rotor ist automatisch angestellt, wenn sich der Steuerknüppel in Neutralstellung befindet. Die gegenläufigen Propeller ermöglichen Schubvariationen ohne Reaktionsmomente der Propeller und Triebwerke auf den Rumpf. Aufgrund des großen Propellerschubs und der hohen Vorrotationsdrehzahl ist die Startrollstrecke sehr kurz (unter 5 m bei Windstille).

Die Minimal benötigte Leistung wurde bei einer Fluggeschwindigkeit von etwa 50 km/h erfüllt. Bei großen Fluggeschwindigkeiten steigt der Leistungsbedarf allerdings massiv an. Dies deutet auf einen großen Widerstand der Rumpfstruktur hin.

Über die Fernsteuerung konnten Messwerte wie beispielsweise die Rotordrehzahl und die Fluggeschwindigkeit aufgezeichnet und ausgewertet werden (Tabelle 3 und Tabelle 4).

**Tabelle 3: Rotordrehzahlen bei verschiedenen Geschwindigkeiten**

Fluggeschwindigkeit V [km/h]	$\approx 0$	$\approx 60$
Rotordrehzahl $n_R$ [U/min]	$\approx 400$	$\approx 430$

Bislang stützen sich die Ergebnisse auf einzelne Messungen, die durch weitere Versuchsreihen ausgebaut und verifiziert werden sollen.

#### 4.5. Auswertungen

Aus den Testergebnissen lassen sich erste Rückschlüsse bezüglich der zu erwartenden Flugleistungen ziehen.

##### 4.5.1. Propellerschub

Um den Propellerschub im Flug zu berechnen wird ein iteratives Verfahren nach [10] genutzt. Bekannt sind der Standschub und der zugehörige Stromfluss. Außerdem ist der Stromfluss im Flug bekannt. Unbekannt ist der Propellerwirkungsgrad  $\eta_0$ , die induzierte Geschwindigkeit  $v_i$ , der induzierte Wirkungsgrad  $\eta_i$  und der Schub im Flug.

Folgende Beziehungen werden für Ermittlung des Standschubes genutzt. Der Propellerschub ergibt sich aus der Motorleistung zu:

$$(18) \quad F_{\text{Prop}} = \frac{\eta_{\text{Prop}} \cdot P_{\text{Mot}}}{V}$$

Der Propellervortriebswirkungsgrad setzt sich aus zwei Anteilen zusammen:

$$(19) \quad \eta_{\text{Prop}} = \eta_0 \cdot \eta_i$$

$$(20) \quad \eta_i = \frac{V}{V + v_i}$$

$$(21) \quad v_i = -(V/2) + \sqrt{(V/4)^2 + (F_{\text{Prop}}/(2 \cdot \rho \cdot S_{\text{Prop}}))^2}$$

Für die Bestimmung des Propellerwirkungsgrades wird die Standschubformel verwendet

$$(22) \quad F_{\text{Prop},0} = (2 \cdot \rho \cdot S_{\text{Prop}})^{1/3} \cdot (\eta_0 \cdot P_{\text{Prop}})^{2/3}$$

Der Motorwirkungsgrad bei verschiedenen Stromflüssen und Drehzahlen ist bekannt (siehe Tabelle 2). Somit kann die Eingangsleistung am Propeller bestimmt werden. Aus den durchgeföhrten Messungen und der Berechnung mit Gl.(22) wird ein als konstant approximierter Propellerwirkungsgrad ermittelt:

$$\eta_0 = 0.48$$

Mit einem Startwert für  $\eta_{\text{Prop}}$  aus Gl.(19) (22) werden die verbliebenen Größen berechnet und die Berechnungen mit dem jeweils neu erzielten Gesamtwirkungsgrad als Eingang zur Schubberechnung so lange durchgeführt, bis die Ergebnisse konvergieren.

Die Anwendung dieser Formeln für die zwei gemessenen Stromwerte im Flugtest ist in Tabelle 4 dargestellt.

**Tabelle 4: Stromverbrauch und berechneter Schub bei verschiedenen Geschwindigkeiten**

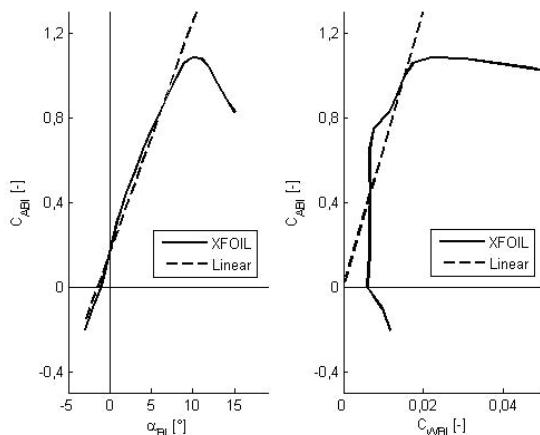
Fluggeschwindigkeit V [km/h]	60	90
Strom I [A]	25	57
Schub $F_{\text{Prop}}$ (berechnet) [N]	61	84

##### 4.5.2. Rotordrehzahl

Zur Berechnung der Rotordrehzahl werden die aerodynamischen Eigenschaften des Rotorblattprofils benötigt.

Mit dem aerodynamischen Berechnungstool XFOIL [11] werden die profilspezifischen Charakteristika bei einer Reynoldszahl von  $Re = 0.6 \cdot 10^6$  ermittelt. Diese Reynoldszahl tritt etwa bei 70% des Rotorradius bei einer Rotordrehzahl von  $n_R = 430$  U/min auf.

Das verwendete Rotorblattprofil entspricht einem Eppler Profil (Eppler220) mit verringelter Dicke. Diese beträgt beim Versuchsträger lediglich 10% anstatt der originalen 11.5%. Die Wölbung wurde bei der Berechnung auf 21% reduziert. Abbildung 9 zeigt die berechnete Profilpolare.



**Abbildung 9: Polare des Rotorblattprofils (modifiziertes Eppler 220)**

Die Profilpolare wird für die weitere Auswertung durch folgende lineare Funktionen angenähert:

$$(23) \quad C_{ABl} \approx C_{ABl0} + 2 \cdot \pi \cdot \alpha_{Bl}$$

$$(24) \quad C_{WBl} \approx \frac{1}{n_{Gl}} \cdot C_{ABl}$$

Für das Profil wird eine mittlere Profilgleitzahl im Bereich von  $C_{ABl} \approx 0.3 \dots 0.8$  approximiert:

$$n_{Gl} \approx 65 .$$

Der Nullauftriebsbeiwert bei  $\alpha_{Bl} = 0$  kann ebenso der Polare in Abbildung 9 entnommen werden.

$$C_{ABl0} \approx 0.16$$

Die Konstanten in Gl.(1) ergeben sich damit zu:

$$K_{z0} \approx 0.162$$

$$K_{z1} \approx -0.014$$

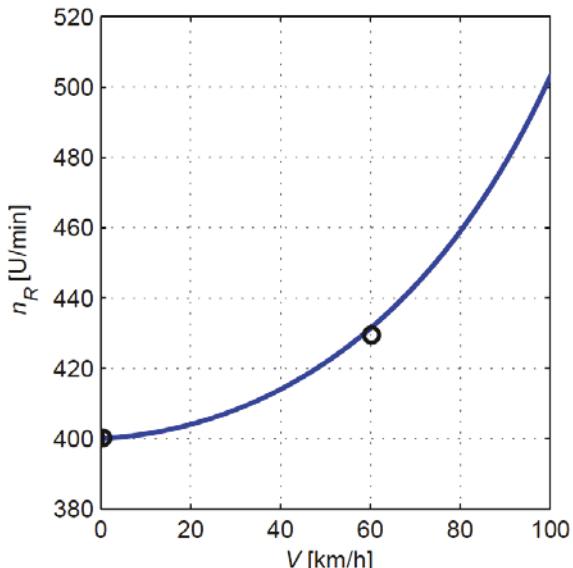
$$K_{z2} \approx -0.416$$

Gl. (1) kann für den relevanten Geschwindigkeitsbereich ausgewertet werden. Die Umrechnung in U/min geschieht nach:

$$(25) \quad n_R = \Omega_R \cdot \frac{30}{\pi}$$

Die Rotordrehzahl steigt mit der Fluggeschwindigkeit von etwa 400 U/min im senkrechten Sinkflug auf 500 U/min bei etwa 100 km/h an (Abbildung 10). Die

zwei Messpunkte liegen sehr nah an der theoretischen Kurve.



**Abbildung 10: Rotordrehzahl des Versuchsträgers über der Fluggeschwindigkeit (Messwerte (o)) Widerstand**

Der Rotorwiderstand wird über die Gleichungen (8) bis (10) berechnet.

Die Konstanten ergeben sich für den Rotor des skalierten Versuchsträgers zu:

$$K_{\alpha 0} \approx -0.103$$

$$K_{\alpha 1} \approx 0.011$$

$$K_{\alpha 2} \approx 0.040$$

Damit ergibt sich ein Rotorwiderstand von:

$$W_R \approx 24 \text{ N bei } 60 \text{ km/h und}$$

$$W_R \approx 14 \text{ N bei } 90 \text{ km/h.}$$

Eine exakte Bestimmung des parasitären Widerstandes ist aufgrund der komplexen Geometrie und der aerodynamischen Auslegung des Demonstrators mit vielen Verstrebungen und Kabeln nur mit Hilfe umfassender Messreihen möglich. Der Widerstandsbeiwert kann über

$$(26) \quad W_p = W - W_R$$

abgeschätzt werden. Mit den berechneten Werten des Propellerschubs (Tabelle 4) und Gl. (18) ergibt sich die in Tabelle 5 dargestellte Widerstandsbilanz.

**Tabelle 5: Berechneter Widerstand bei verschiedenen Geschwindigkeiten**

V [km/h]	60	90
$W = F_{\text{Prop}} \text{ [N]} (\text{Tabelle 4})$	61	84
$W_R \text{ [N]} (\text{Gl. (8) bis (10)})$	24	14
$W_P \text{ [N]} (\text{Gl.(26)})$	37	70

Aus Gl. (11) ergibt sich:

$$(27) \quad S_p \cdot C_{WP} \approx \frac{W_p}{\rho / 2 \cdot V^2}.$$

Mit den Werten aus Tabelle 5 ergibt sich:

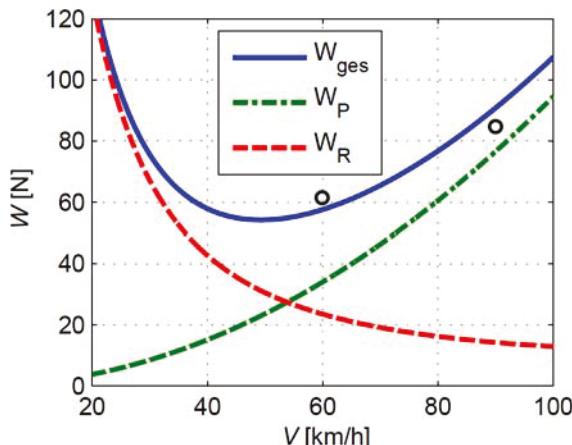
$$S_p \cdot C_{WP} \approx 0.22 \text{ bei } 60 \text{ km/h und}$$

$$S_p \cdot C_{WP} \approx 0.18 \text{ bei } 90 \text{ km/h.}$$

Mit dem Mittelwert von

$$S_p \cdot C_{WP} \approx 0.2 \text{ m}^2$$

kann der Widerstand über der Fluggeschwindigkeit berechnet werden (Abbildung 11).

**Abbildung 11: Errechnete Widerstandskurve des Versuchsträgers über Strommessungen berechnete Schubwerte (o)**

Die Kurven sind mit einer Unsicherheit aufgrund von eingeschränkten Messgenauigkeiten und den angenommenen Werten des Propellerwirkungsgrades behaftet.

Der berechnete minimale Widerstand bei 50 km/h beträgt etwa 52 N. Das Verhältnis Auftrieb zu Widerstand liegt bei etwa

$$E \approx \frac{23 \text{ kg} \cdot 9.81 \text{ m/s}^2}{52 \text{ N}} \approx 4.3.$$

Es wird deutlich, dass der parasitäre Widerstand oberhalb von etwa 50 km/h dominiert.

Bei 80 km/h beträgt der Anteil des parasitären Widerstandes bereits 75% des Gesamtwiderstandes.

## 5. BEWERTUNGEN UND VERGLEICHE

Tabelle 6 stellt wichtige Größen des skalierten Versuchsträgers und des Referenztragschraubers gegenüber. Dabei wird der „Reiseflug“ bei einer Geschwindigkeit leicht über der Geschwindigkeit des geringsten Widerstandes definiert.

**Tabelle 6: Vergleich von Kenngrößen des skalierten Versuchsträgers und des Referenztragschraubers**

	Skalierter Versuchsträger	Referenz MTOsport
$m \text{ [kg]}$	23	392
$S_R \text{ [m}^2]$	10.9	55
$(m \cdot g) / S_R \text{ [N/m}^2]$	20.7	70.0
$V \text{ „Reiseflug“ [km/h]}$	60	100
$n_R \text{ „Reiseflug“ [U/min]}$	430	324
$\mu_R \text{ „Reiseflug“ [1]}$	0.20	0.19
$V_S \text{ [km/h]}$	297	524
$Ma_S \text{ [1]}$	0.24	0.42
$Re_S \text{ [10}^6]$	0.60	1.95

In Tabelle 6 ist erkennbar, dass

- die Rotorkreisflächenbelastung des skalierten Versuchsträgers weniger als 1/3 gegenüber dem Referenztragschrauber entspricht,
- der Fortschrittsgrad beider Vehikel im Reiseflug sehr ähnlich ist,
- die Machzahl an der Blattspitze beim skalierten Versuchsträger deutlich kleiner ist.

Beim MTOsport ist die Geschwindigkeit des geringsten Widerstands bei 90 km/h gegeben. Der Versuchsträger zeigte bei ca. 50 km/h einen minimalen Leistungsbedarf (vgl. Abbildung 11).

### 5.1. Rotor aerodynamik

Aufgrund der kleineren Reynoldszahlen ist zu erwarten, dass der skalierte Versuchsträger aerodynamisch schlechter abschneidet als der mantragende MTOsport.

Tabelle 7 zeigt einen Vergleich der Profilaerodynamik der beiden Fluggeräte.

**Tabelle 7: Vergleich der aerodynamischen Eigenschaften der Blatprofile**

	Skalierter Versuchsträger	Referenz MTOsport
Profil	Eppler 220 (modifiziert)	NACA 8-H-12
$n_{Gl}$	$\approx 65$	$\approx 80$
$C_{ABl0}$	$\approx 0.16$	$\approx 0.24$

Die Profilgleitzahl ist beim skalierten Versuchsträger um etwa 19% schlechter als beim Referenztragschrauber [2]. Dies liegt in erster Linie an der kleineren Reynoldszahl.

Das beste Gleitverhältnis  $E = A / W$  liegt bei beiden Vehikeln etwa gleich bei 4.3. Der Grund für dieses bemerkenswerte Ergebnis ist die deutlich kleinere Rotorkreisflächenbelastung des skalierten Versuchsträgers.

Im unteren Geschwindigkeitsbereich dominiert der durch die Rückneigung des Rotors verursachte Widerstandsanteil. Da die Fortschrittsgrade des Rotors des skalierten Versuchsträgers bereits bei geringeren Geschwindigkeiten erreicht werden ist auch der Rückneigungswinkel des Rotors bereits bei geringeren Geschwindigkeiten im Vergleich zum Referenztragschrauber stark verringert. Der Referenztragschrauber weist bei einer Geschwindigkeit 90 km/h den geringsten Verbrauch auf. Der Versuchsträger bereits bei einer Geschwindigkeit von 50 km/h. Die Fortschrittsgrade und damit auch die Rückneigungswinkel des Rotors sind bei diesen Geschwindigkeiten vergleichbar.

## 5.2. Rotationsenergie

Einen weiteren Hinweis auf ähnliches Systemverhalten kann über den Vergleich der Verhältnisse von kinetischer Energie der Translation und der Rotation erfolgen.

Rotation:

$$(28) \quad E_{kin,R} = \frac{1}{2} \cdot I_R \cdot \Omega_R^2$$

Translation:

$$(29) \quad E_{kin,T} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot V^2$$

**Tabelle 8: Vergleich der kinetischer Energie der Translation und der Rotation**

	Skalierter Versuchsträger	Referenz MTOsport
$E_{kin,R}$	2.8 kJ	109 kJ
$E_{kin,T}$	3.2 kJ	151 kJ
$E_{kin,R} / E_{kin,T}$	0.88	0.72

Auch wenn die Größenordnung insgesamt unterschiedlich ist, so ist die Aufteilung von Rotorenergie und kinetischer Energie im Reiseflug ähnlich. Da der Anteil der Rotationsenergie des Rotors beim skalierten Versuchsträger höher ist, ist zu erwarten dass der Drehzahlabfall bei einer Verzögerung des Fluggerätes beim Versuchsträger langsamer ausfällt als beim Referenztragschrauber.

## 6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Ein skaliertes Versuchsträger, der eine neue optimierte Konfiguration eines zweimotorigen Tragschraubers repräsentiert, wurde konzipiert und erprobt. Folgende Ergebnisse lassen sich festhalten:

- Die erwarteten Vorteile hinsichtlich Start- und Flugeigenschaften wurden bestätigt.
- Die Näherungsformeln zeigen beim skalierten Versuchsträger sinnvolle Ergebnisse.

Bezüglich der Konfigurationswahl haben sich die Erwartungen an das Handling erfüllt. Der Startvorgang konnte im Ablauf vereinfacht werden, Reaktionsmomente bei Schubänderungen um die Hoch- und Längsachse wie sie vom Referenztragschrauber bekannt sind, sind beim Versuchsträger nicht feststellbar. Die Landung ist auch mit der Spornradanordnung problemlos durchführbar, wobei Versuche für Seitenwindlandungen und Starts derzeit allerdings noch ausstehen.

Eine wichtige Voraussetzung für die Verwendbarkeit der Näherungsformeln ist eine ausreichend gute Vorhersage der Profilcharakteristik im Sinne einer mittleren Gleitzahl im unteren positiven Anstellwinkelbereich und eines passenden Nullauftriebsbeiwerts.

Die nächsten ausstehenden Versuche mit dem skalierten Versuchsträger in Bezug auf die Bewertung der Konfiguration sind Starts und Landungen mit Seitenwind. Außerdem soll die Enveloppe erfasst und vermessen werden. Danach können Effekte eines veränderten Rumpfanstellwinkels und die Einflüsse der Querruder und der Landeklappe betrachtet werden. Ziel ist es den Versuchsträger mit einem vergrößerten Tragflügel auszurüsten, um einen signifikanten Auftriebsanteil durch den Flügel generieren zu können. Der parasitäre Widerstand sollte so weit wie möglich verringert werden, da dieser den Gesamtwiderstand derzeit dominiert.

Im Rahmen weiterer gegenwärtiger Aktivitäten am DLR wurden Tragschrauber für den Frachttransport als konzeptuell geeignet identifiziert. Im Rahmen dieser Forschung werden Studien nötig, die einen automatischen Flug des Tragschraubers inklusive des Starts und der Landung untersuchen und umsetzen. Zur Unterstützung dieser Forschung wird der unbemannte Versuchsträger wichtige Erkenntnisse liefern und als Versuchsplattform herangezogen.

Nomenklatur	
Größe	Bezeichnung
$a$	Schallgeschwindigkeit
$A_R$	Rotorauftrieb
$C_{ABl0}$	Nullauftriebsbeiwert des Blattes
$C_{ABl}$	Auftriebsbeiwert des Blattes
$C_{WBl}$	Widerstandsbeiwert des Blattes
$C_{WP}$	Parasitärer Widerstandsbeiwert
$E_{kin,T}, E_{kin,R}$	Kinetische Energie (translatorisch und rotatorisch)
$F_{Prop}$	Schubkraft des Propellers
$F_R$	Rotorkraft
$g$	Erdbeschleunigung
$I$	Stromstärke
$I_R$	Trägheitsmoment des Rotors
$K_{z0}, K_{z1}, K_{z2}, K_{wBl}$	Konstanten zur Berechnung der Rottordrehzahl
$K_{\alpha0}, K_{\alpha1}, K_{\alpha2}$	Konstanten zur Berechnung des Rotoranstellwinkels
$K_{\beta0}, K_{\beta1}$	Konstanten zur Berechnung des Schlagwinkels
$Ma (Ma_s)$	Machzahl (Blattspitze)
$l$	Länge
$m$	Masse
$m_{Bl}$	Blattmasse
$n$	Drehzahl
$n_{Gl}$	Gleitzahl
$n_R$	Rotordrehzahl
$P_{Mot}$	Motorleistung
$P_{El}$	Elektrische Leistung
$r_R$	Rotorradius
$Re(Re_s)$	Reynoldszahl (Blattspitze)
$S_p$	Stirnfläche
$S_R$	Rotorkreisfläche
$S_{Prop}$	Propellerfläche
$t_{Bl}$	Blatttiefe
$TB$	Teeter Bolt
$F_{Prop}, F_{Prop,0}$	Schub, Standschub
$V_i$	Induzierte Geschwindigkeit
$V, V_s$	Fluggeschwindigkeit, Blattspitzengeschwindigkeit
$W$	Widerstand des Tragschraubers
$W_P$	Parasitärer Widerstand
$W_R$	Rotorwiderstand
$\alpha$	Anstellwinkel
$\alpha_{Bl}$	Blattanstellwinkel
$\alpha_R$	Rotoranstellwinkel
$\beta_{Bl}$	Schlagwinkel

$\beta_{Blc}$	Maximaler Schlagwinkel
$\varepsilon_{Bl}$	Blatteinstellwinkel
$\eta_0$	Propellerwirkungsgrad
$\eta_i$	Induzierter Wirkungsgrad
$\eta_{Prop}$	Propellervortriebswirkungsgrad
$\eta_{Mot}$	Motorwirkungsgrad
$\mu_R$	Fortschrittsgrad
$\nu$	kinematische Zähigkeit
$\rho$	Luftdichte
$\psi_{Bl}$	Azimuthwinkel
$\Omega_R$	Winkelgeschwindigkeit des Rotors

## Literaturverzeichnis

- [1] G. J. Leishman, „Developpement of the Autogyro: A Technical Perspective,“ *Journal of Aircraft*, Vol.41, No.4, pp. 765-781, 2004.
- [2] H. Duda und J. Seewald, Flugphysik der Tragschrauber, Springer-Verlag, 2016.
- [3] F. Sachs, H. Duda und J. Seewald, „Leistungssteigerung von Tragschraubern durch Starrflügel,“ in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Augsburg, 2014.
- [4] J. Carter, „Beyond Clean Sky: Catercopter slowed Rotor/ Compound exceeds Efficiency and Emission Goals,“ in *41st European Rotorcraft Forum 2015*, München, 2015.
- [5] B. Gunston, Jane's All the World's Aircraft, IHS Global, 2016.
- [6] J. Yin und A. Stürmer, „Aerodynamic and Acoustic Analysis of Installd Pusher-Propeller Aircraft Configurations,“ *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No.5, 2012.
- [7] J. R. Chambers, Modelling Flight, Washington, D.C.: U.S. Government Printing Office, 2009.
- [8] H. Schlichting und E. Truckenbrodt, Aerodynamik des Flugzeugs, Springer-Verlag, 1967.
- [9] Hacker Brushless Motors, „<http://www.ecalc.ch/motorcalc.php?hacker&lang=de&elevation=300>,“ 1 August 2016. [Online].
- [10] U. P. Solies, „Numerical Methods for Esstimation of Propeller Efficiencies,“ *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No.4, pp. 996 - 998, 1993.
- [11] M. Drela, „XFOIL: An Analysis and Design System for low Reynolds Number Airfoils,“ MIT Dept. of Aeronautics and Astronautics, Cambridge, Massachusetts, 1989.