

Leistungssteigerung von Tragschraubern durch Starrflügel

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

Zusammenfassung

Im Mittelpunkt der hier vorgestellten Betrachtungen steht die Abschätzung der Verbesserung der Flugleistungen eines Tragschraubers durch einen zusätzlichen Starrflügel. Mit Hilfe von Simulationsmodellen werden Untersuchungen durchgeführt, die die Leistungsfähigkeit des Systems im Geradeausflug beleuchten. Das genutzte Simulationsmodell umfasst einen Tragschrauberrotor, der mit den Kraft- und Momentenbeziehungen für Rumpf, Flügel und Leitwerk gekoppelt ist. Der Grundstein für die vorliegende Analyse ist der Entwurf eines geeigneten Starrflügels, der ebenso vorgestellt wird. Durch Analysen und die Auswertung von Simulationen werden leistungssteigernde und sicherheitsrelevante Aspekte beleuchtet.

Nomenklatur

Größe	Bezeichnung	Indizes	Bezeichnung
A	Auftrieb	A, a	Auftrieb
B	Spannweite	b	Rumpf
c	Beiwert	BE	Blattelement
cg	Schwerpunkt	Bl	Blatt
E	Gleitzahl	cg	Schwerpunkt
F	Kraft	F	Flügel
g	Erdbeschleunigung	f	flugzeugfest
K	Verstärkungsfaktor	fw	Frontposition
l	Blatttiefe	$front$	Front/Stirn
m	Masse	HLW	Höhenleitwerk
M	Nickmoment	ges	gesamt
n	Drehzahl	Kr	Kraftstoff
R	Rotorradius	PPB	Pitch-Pivot Bolt
Re	Reynoldszahl	R	Rotor
RW	Reichweite	rk	Rotorkopf
S	Oberfläche	TW	Triebwerk
u	horizontale Durchströmungskomponente	W, w	Widerstand
V	Anströmungsgeschwindigkeit	x	Bezug auf x-Achse
W	Widerstand	y	Bezug auf y-Achse
w	vertikale Durchströmungskomponente	z	Bezug auf z-Achse
x	Hebelarm entlang flugzeugfester x-Richtung	0	Startwert
z	Hebelarm entlang flugzeugfester z-Richtung		
α	Anstellwinkel		
β	Schlagwinkel		
ε	Einstellwinkel		
k	schubspezifischer Treibstoffverbrauch		
η	longitudinaler Steuerwinkel		
Θ	Nicklagewinkel		

1. EINLEITUNG

Tragschrauber erfreuen sich in jüngster Zeit hoher Beliebtheit in der Privatfliegerei. Mit einer Ultraleichtflugzeugzulassung gelten sie als kostengünstiges Luftsportgerät. Dieses Wiederaufleben des Tragschraubers hat innerhalb kürzester Zeit eine große Modellvielfalt hervorgebracht. Prinzipiell bleibt die verwendete Konfiguration stets ähnlich. Alle bisher zugelassenen Modelle 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 verwendeten Rotorsysteme ähneln sich stark in der Profilwahl und im generellen Aufbau. Seitens des DLR wurden Überlegungen angestellt, die Flugleistungen des Tragschraubers zu verbessern, um

eine höhere Reisefluggeschwindigkeit und größere Reichweiten zu erzielen, ohne auf die speziellen Vorteile des Fluggeräts zu verzichten. Diese sind im Besonderen die Fähigkeit zum extremen Langsamflug und zur senkrechten Autorotation.

Grundvoraussetzung für den Flug des Tragschraubers ist das Zustandekommen eines autorotativen Zustands am Rotor. Um diesen zu erreichen, ist eine Durchströmung der Rotorscheibe von unten notwendig. Eine solche Durchströmung ist für jeden stationären Flugzustand des Fluggeräts von Nöten, da der Rotor bei einer negativen Anströmung unweigerlich gebremst werden würde. Das bedeutet, dass die Rotorebene stets entgegen der Anströmung nach hinten gerichtet sein muss. Diese nötige Rückneigung der Rotorebene bedingt eine Rückneigung des Rotorschubvektors $|F_{z,R}|$, der senkrecht auf der Ro-

torebene steht. Im Vergleich zum Flugzeug mit einem Starrflügel ist die Erzeugung von Auftrieb bei einem Tragschrauber dadurch konzeptbedingt mit einem wesentlich höheren, durch den Rotorschub induzierten, Widerstand verbunden [1].

2. ROTORENTLASTUNG ZUR WIDERSTANDSREDUKTION

Eine Widerstandsreduktion lässt sich beispielsweise dadurch erreichen, dass der über den Rotor zu erzeugende Schub verringert wird. Das ist möglich, indem zusätzlicher Auftrieb generiert wird. Hier bietet es sich an den Tragschrauber mit einem Tragflügel zu kombinieren. Die Ziele, die mit dieser neuen Kombinationstragschraubers erreicht werden sollen, sind eine Erhöhung der Reisefluggeschwindigkeit, der Reichweite, der Maximalgeschwindigkeit und der Steigleistung.

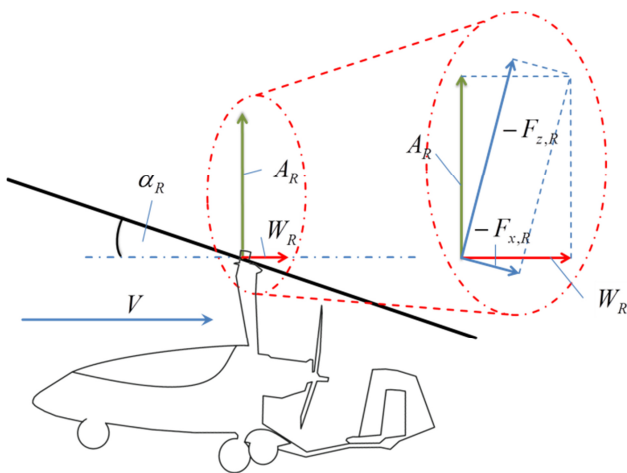


Abbildung 1: Bisherige Tragschrauberkonfiguration

Da der Rotorschub um den am Flügel generierten Auftriebsbetrag gesenkt wird, kann die Durchströmung des Rotors eines Tragschraubers mit Starrflügel reduziert werden. Im Flug wird das erreicht, indem der Pilot den Anstellwinkel der Rotorebene gegenüber der Anströmung verringert. Es stellt sich aufgrund der verringerten Durchströmung ein neues Gleichgewicht ein, bei dem die Drehzahl des Rotors auf ein niedrigeres Niveau sinkt und weniger Schub durch den Rotor erzeugt wird.

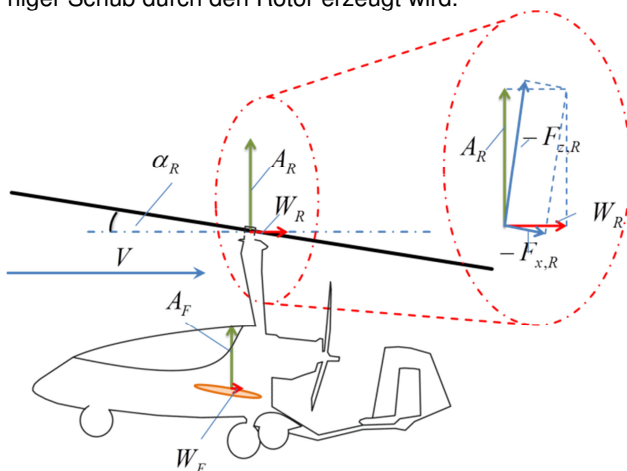


Abbildung 2: Tragschrauber mit zusätzlichem Starrflügel

Es ergeben sich drei für die Widerstandsreduktion wünschenswerte Effekte, die in Abbildung 2 dargestellt werden. Im Vergleich zu Abbildung 1 ist der Winkel der Rotorebene zur Anströmung (α_R) flacher und der Schubvektor ist insgesamt kleiner. Geometrisch bedeuten beide Effekte eine Verringerung des rotorschubbedingten Widerstandes, der sich im Geradeausflug nach der Formel

$$(1) \quad W_R = -\sin(\alpha_R) \cdot F_{z,R} - \cos(\alpha_R) \cdot F_{x,R}$$

berechnet. Die Kraft $F_{z,R}$ wirkt in negativer z-Richtung und die Kraft $F_{x,R}$ in negativer x-Richtung. Der dritte Effekt ist die Verringerung dieser ebenfalls in Abbildung 2 dargestellten vom Rotor erzeugten Kraft $F_{x,R}$. Mit sinkender Drehzahl und sinkendem Auftrieb der Rotorblätter sinkt auch $F_{x,R}$ und trägt zu einer Widerstandsreduktion bei. Es bleibt zu erwähnen, dass auch der Flügel eine Widerstandskraft W_F erzeugt. Diese wird in alle Rechnungen mit einbezogen, ist aber gegenüber den Widerstandseinsparungen im Reiseflug gering.

2.1. Einsparpotentiale

Um den Nutzen des zusätzlichen Tragflügels abschätzen zu können, wird in Anlehnung an [2] betrachtet, wie groß der Anteil des rotorverursachten Widerstands am Gesamtwiderstand ist.

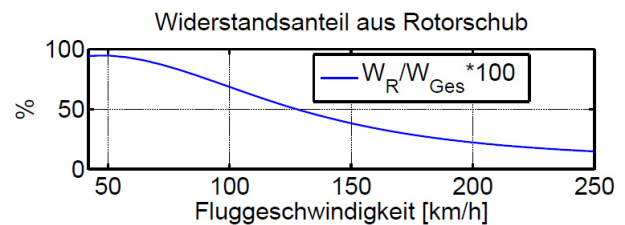
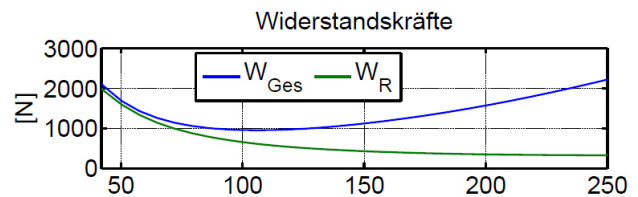


Abbildung 3: Aufteilung der Widerstände am Ausgangsfliegergerät

Abbildung 3 stellt den Gesamtwiderstand des Ausgangsfliegergeräts und den rotorverursachten Widerstand über der Geschwindigkeit dar. Im unteren Teil der Abbildung wird der Rotorschubanteil in Prozent des Gesamtwiderstandes dargestellt.

Es wird ersichtlich, dass mit steigender Fluggeschwindigkeit der anfangs hohe rotorinduzierte Widerstandsanteil auf Werte zwischen 20% und 10% vom Gesamtwiderstand abfällt. Das hier beschriebene Optimierungspotential beträgt also ca. 65 Prozent des Widerstands bei 100km/h und lediglich noch 23% bei 200km/h.

2.2. Vorüberlegungen

Im Rahmen der Auslegung eines Kombinationstragschraubers muss sichergestellt werden, dass Sicherheitsrisiken im Vorfeld identifiziert und ausgeschlossen werden. Ein Nebeneffekt der Widerstandsreduktion durch den

Flügel ist ein Eingriff in den Momentenhaushalt des Fluggeräts. Außerdem bewirkt die veränderte Anströmung ein verändertes Schlagverhalten des Rotors [3].

2.2.1. Schlagwinkelentwicklung

Der Schlagwinkel des Rotorblattes beschreibt das Auswandern des Rotorblattes aus der Rotorkopfebene als Reaktion auf den sich zyklisch ändernden Auftrieb. Diese zyklische Änderung entsteht durch die Variation der Anströmgeschwindigkeit eines Rotorblattes beim Umlauf im Vorwärtsflug. Beim hier vorgestellten Tragschrauber sind die Rotorblätter starr verbunden und können um ein zentrales Schlaggelenk diese Schlagbewegung durchführen.

Die Schlagwinkelentwicklung ist im Wesentlichen abhängig von dem Zusammenspiel von Fliehkräften und Auftriebskräften. Bei jeder Umdrehung des Rotors ergibt sich ein Ungleichgewicht der Auftriebe von vor- und rücklaufendem Blatt, bedingt durch den variierenden Staudruck. Mit steigender Vorwärtsgeschwindigkeit des Fluggeräts wächst dieses Ungleichgewicht. Zudem ist der innere Teil des rücklaufenden Rotorblattes von einer rückwärtigen Anströmung betroffen, was den gesamten Blattauftrieb der rücklaufenden Seite verringert. Begrenzt wird die Amplitude der Schlagbewegung durch die am Rotorblatt wirkenden Zentrifugalkräfte [2]. Während das Auftriebsungleichgewicht von vor- und rücklaufender Seite mit steigender Geschwindigkeit stark anwächst, erhöht sich die Rotordrehzahl und damit die Fliehkräfte nur gering, daher steigt der longitudinale Schlagwinkel beim betrachteten Rotor mit zunehmender Geschwindigkeit an.

Ein zusätzlicher Flügel bedeutet eine Abnahme der Rotordrehzahlen aufgrund der zunehmenden Entlastung des Rotors bei steigenden Geschwindigkeiten. Je größer die Entlastung des Rotors durch einen Zusatzauftrieb des Flügels bei festem Blatteinstellwinkel ausfällt, umso stärker fällt die Rotordrehzahl, und der Schlagwinkel steigt.

Im Rahmen einer Messkampagne des DLR im Jahr 2012 wurde erstmals der Schlagwinkel vermessen. Die größten im Betrieb üblichen Schlagwinkel von bis zu 5° traten im Startlauf auf. Hier hatte der Rotor noch eine geringe Drehzahl, während der Tragschrauber bereits stark beschleunigt wurde [4]. Die Anschläge des Rotorblattes werden bei maximalen Schlagwinkeln von 7° erreicht.

Die einzige Möglichkeit den Schlagwinkel der Tragschrauber-Starrflügelkonfiguration trotz angestrebter Rotorentlastung nicht zu erhöhen, ist eine Anpassung der Rotordrehzahl/Schubcharakteristik. Soll durch den Rotor weniger Auftrieb erzeugt werden, die Drehzahl aber gleich bleiben, so kann dies über eine Verringerung des Rotorblatteinstellwinkels realisiert werden. Mit steigender Flugeschwindigkeit wird die Rotorentlastung durch den Flügel dynamisch steigen. Eine Verringerung des Blatteinstellwinkels verschiebt das generelle Drehzahlniveau zu höheren Drehzahlen, verhindert aber die Rotordrehzahlabnahme mit zunehmender Geschwindigkeit nicht.

2.2.2. Momentenhaushalt

Das Momentengleichgewicht des Tragschraubers wird durch die zusätzliche Tragfläche verändert. Durch den Flügel wird ein zusätzlicher Auftrieb und Widerstand generiert und ein flügel spezifisches Nickmoment in den Rumpf eingeleitet. Das gesamte in den Rumpf eingeleitete Flügelmoment setzt sich aus dem Nullmoment des Flügels und den Anteilen, die aus den erzeugten Kräften und der Ablage zum Schwerpunkt resultieren, zusammen. Die

Ablage in z-Richtung ist generell gering und wird so gewählt, dass sie im Folgenden zur Momentenberechnung vernachlässigt werden kann.

$$M_F = M_{0,F} + x_{(F)} \cdot (A_F \cdot \cos(\alpha) + W_F \cdot \sin(\alpha))$$

Ein solcher Einfluss auf das Gesamtnickmoment hat zur Folge, dass über den Steuerknüppel ein neuer Trimmzustand hergestellt werden muss. Bei diesem wird das zusätzliche Nickmoment des Flügels durch den Nickmomentenanteil des Rotors und den Einfluss des Höhenleitwerks kompensiert.

Je weiter der Flügel vor dem Schwerpunkt angebracht ist, umso größer wird das durch den Flügel verursachte positive Nickmoment. Resultat ist ein größerer Anstellwinkel des Rumpfes. Zur Kompensation muss durch den Piloten der Steuerknüppel nach vorn gedrückt werden, um den Rotoranstellwinkel für einen horizontalen Flug entsprechend zu erhalten. Durch den größeren Rumpfanstellwinkel erhöht sich auch der Flügelanstellwinkel und bedingt eine verstärkte Entlastung des Rotors.

Bei Flügellagen hinter dem Schwerpunkt ergibt sich ein abnickendes Moment durch den Flügелеinfluss. Im ausgetrimmten Zustand wird dieses durch einen erhöhten Abtrieb am Höhenleitwerk kompensiert. Der Rumpf hat im Vergleich zur Ausgangskonfiguration einen geringeren Anstellwinkel. Um einen Rotoranstellwinkel zu gewährleisten, der genügend Rotorschub garantiert, muss der Knüppel in eine vergleichsweise hintere Lage gebracht werden. Ein vor dem Schwerpunkt angebrachter Flügel entlastet den Rotor stärker, als ein hinter dem Schwerpunkt angebrachter. Allerdings bringt die stärkere Entlastung einen höheren Drehzahlabfall und damit erhöhte Schlagwinkel mit sich. Außerdem wird der verbleibende Steuerweg in Richtung „Drücken“ durch die Wahl der Flügelposition maßgeblich verändert.

3. ENTWURF VON TRAGSCHRAUBER UND FLÜGEL

Im Rahmen der vorgenannten Überlegungen wird ein Versuchsträger (siehe Abbildung 4) entwickelt, für den ein Flügel an einen bestehenden Tragschrauber montiert wird.



Abbildung 4: Kombinationstragschrauberentwurf

3.1. Tragschrauber

Das als Versuchsträger ausgewählte Fluggerät ist ein Tragschrauber vom Typ Autogyro Calidus. Die verwendeten Parameter der Ausgangskonfiguration sind in Tab. 1 aufgelistet. Unverändert bleiben folgende bestehende Komponenten des Tragschraubers:

- geometrische Größen des Rumpfes
- Größe und Form der Rotorblätter
- Einstellwinkel des Höhenleitwerks
- Triebwerk
- Abmaße der Steuerung
- Schlagelenksanschlüsse

Es muss betrachtet werden, ob der Rotor an die sich zwangsläufig ändernden Anströmungsbedingungen aufgrund der Entlastung des Rotors angepasst werden muss. Gleichzeitig ist einer veränderten Drehzahlentwicklung und einem damit einhergehenden veränderten Schlagverhalten des Rotors Rechnung zu tragen. Eine Abschätzung dieser Effekte auf den veränderten Momentenhaushalt wird mit Hilfe von Simulationen getroffen und ist in Abschnitt 5 beschrieben. Ergebnisse dieser Überlegungen sind die Festlegung der Flügelposition und die Modifikation der Rotorparameter.

Rotor

Radius	R	4.2 m
Blatteinstellwinkel	ϵ_{Bl}	2.5°
Blatttiefe	l	0.2 m
Profil		NACA 8H12

Rumpf

Widerstandsbeiwert	c_w	0.6
Stirnfläche	S_{front}	1 m ²
Gesamtgewicht	m_{ges}	450 kg

Tab. 1: Parameter der Ausgangskonfiguration

3.2. Flügelentwurf

Für Flugversuche wird ein Flügel entworfen, mit dessen Hilfe die vorausgesagten und berechneten Effekte gezeigt werden können. Gleichsam soll der Flügel auch bei Höchstgeschwindigkeit und bei großen Anstellwinkeln den Rotor nie völlig entlasten. Es soll ein starker Rotordrehzahlabfall und damit eine eventuell instabile Schlagbewegung vermieden werden. Diese Forderung begrenzt die Größe des Flügels. Die Flügelfläche des Versuchsträgers beträgt 2,3 m², wovon 1.7 m² zusätzliche Fläche sind. Die übrigen 0.6 m² entfallen auf den im Rumpf projizierten Anteil des Flügels. Da der Flügel zur Gesamtwiderstandsreduktion beitragen soll, muss er leicht und widerstandsarm sein.

Profilwahl

Für das Profil des Versuchsflugzeuges bestehen folgende Anforderungen:

- geringer Widerstand
- günstiges Abrissverhalten
- Unempfindlichkeit gegenüber Störungen
- Reynoldszahlbereich von ca. 2 Mio.

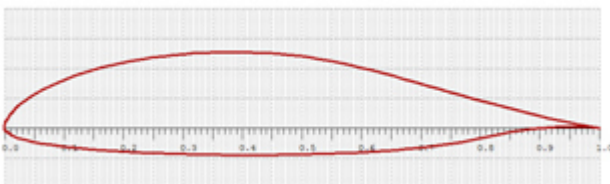


Abbildung 5: Darstellung des HQ21/0

Aufgrund der Anforderungen wurde ein Profil gewählt, welches am DLR entwickelt wurde und sich bereits im praktischen Einsatz bewährt hat. Das gewählte Profil HQ21/0 wurde für den Flügel des Segelflugs Segelflugs Falcon der Firma Glasflügel Segelflugzeugbau GmbH verwendet. Es ist in der Abbildung 5 dargestellt. Für den Versuchsträger ist vor allem ein unkritisches Abrissverhalten gewünscht. Daher wird ein Laminarprofil mit einer Dicke von 17,2% gewählt. Die laminare Lauflänge des Profils wird beim Tragschrauber nicht negativ beeinflusst. Der Rotor wird nach oben durchströmt und hat nur geringe Rückwirkungen auf den Flügel in Bezug auf den Anstellwinkel. Die Rückwirkungen des induzierten Abstroms auf den Flügel werden für die Betrachtungen vernachlässigt, zumal Rotorschub und induzierter Abwind mit steigender Flugeschwindigkeit sinken. Außerdem sind die Rückwirkungen des Flügels auf die Rotoranströmung vernachlässigt. Das Profil weist eine Laminardelle im Bereich von $c_a = 0.4$ bis $c_a = 1.2$ auf. Ab einem Anstellwinkel von acht Grad verläuft der Auftriebsanstieg nicht mehr linear. Der Auftrieb bleibt über einem großen Anstellwinkelbereich auf hohem Niveau und bricht durch den einsetzenden Strömungsabriss nicht abrupt zusammen, sondern zeigt im hohen Anstellwinkelbereich einen sanften Abfall. Der Widerstand nimmt hingegen rapide zu. Auch Verschmutzungen haben nur einen geringen Einfluss auf die Auftriebsgenerierung, erhöhen jedoch den Widerstand. Die Parameter des für folgende Betrachtungen verwendeten Flügels sind in Tab. 2 gegeben. Die Gesamtbeiwerte des Flügels wurden mit Hilfe eines Mehrfach-Traglinienverfahrens [4] für den verwendeten Flügelgrundriss berechnet

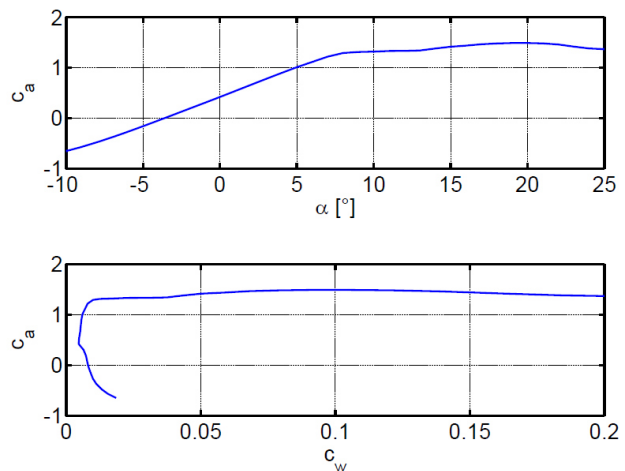


Abbildung 6: c_a über α und c_a - c_w -Polare des verwendeten Profils HQ21/0 bei $Re = 2 \cdot 10^6$ aus 2D Berechnungen

Spannweite	B	4.2 m
Flügeleinstellwinkel	ϵ_F	3.0°
Profil		HQ21/0
Zusatzflügelfläche	S_F	1.7 m ²

Tab. 2: Flügelparameter

4. SIMULATIONSMODELL

Zur Ermittlung einer günstigen Flügelposition und eventuell zu ändernder Rotorparameter wird ein Simulationsmodell genutzt. Mit ihm werden die Kräfte und Momente um einen definierten Schwerpunkt bestimmt. Es besteht aus

einem Rotormodell, das um einen Starrflügel und ein Leitwerk erweitert wird. Durch Rückführungen von Kraft und Momentendifferenzen auf die Anströmung des Rotors und die Steuerung kann es auf die Bedingungen im Horizontalflug ausgetrimmt werden.

4.1. Rotormodell

Das verwendete Rotormodell bildet den Rotor des Calidus mathematisch ab. Geometrische Rotorgrößen sowie Profil und Massenverteilung sind implementiert. Im Modell wird jedes Blatt durch 10 gleich große Blattelemente abgebildet. Die Anströmbedingungen werden für jedes Blattelement abhängig von der Fluggeschwindigkeit, Blattposition und Blattbewegung berechnet. Für die folgenden Schritte benötigte Ausgangsgrößen des Systems sind die Rotorkräfte $F_{z,R}$ und $F_{x,R}$. Als Eingangsgröße wird lediglich die Anströmung des Rotorkopfes benötigt. Das System wird in Abbildung 7 schematisch dargestellt [6].

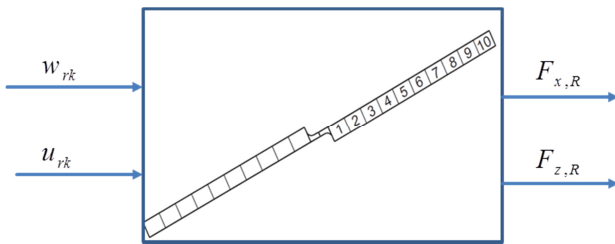


Abbildung 7: Rotormodell

4.2. Gesamtsystem

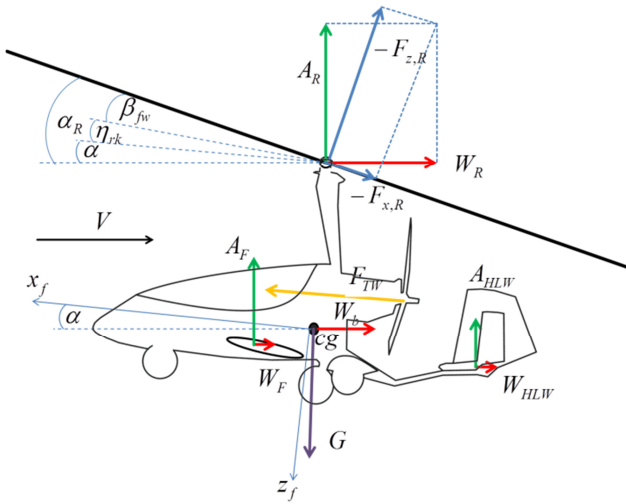


Abbildung 8: Kräfte am Kombinationstragschrauber

Um das verwendete Gleichungssystem zu erläutern, wird die Skizze aus Abbildung 8 benötigt. In ihr ist die Modellierung der an der neuen Konfiguration wirkenden Kräfte zu sehen. Im hier verwendeten vereinfachten Modell wirkt der Gesamtwiderstand des Rumpfes ohne Flügel W_b und die Gewichtskraft G direkt am Schwerpunkt. In der 1/4-Linie des Flügels greifen Flügelauftrieb und -widerstand A_F und W_F an. Der Schub des Propellers wird in dieser Darstellung als F_{TW} bezeichnet. Für die vereinfachten Rechnungen wird angenommen, dass der Motorschub parallel zur flugzeugfesten Achse x_f wirkt. Die Wirkungslinie des Ro-

torschubs unterscheidet sich von der z_f -Achse durch eine Rück- bzw. Vorneigung, die durch den Längssteuerwinkel des Rotorkopfes η_{rk} und den Schlagwinkel β_{fw} in vorderster Rotorposition erzeugt wird. Der seitliche Schlagwinkel wird vernachlässigt, da es sich um eine reine Betrachtung des ausgetrimmten unbeschleunigten horizontalen Fluges handelt.

Zur Berechnung der Momente um den Schwerpunkt sind die in Tab. 3 aufgeführten Hebelarme von Bedeutung. Dabei bezeichnet die Abkürzung PPB den Pivot-Pitch-Bolt, um den der Rotorkopf gekippt werden kann, die Abkürzung HLW das Höhenleitwerk und cg den Schwerpunkt des Tragschrauberrumpfes.

cg zu PPB in x	$x_{(PPB)}$	-0.06 m
cg zu HLW in x	$x_{(HLW)}$	-2.67 m
cg zu PPB in z	$z_{(PPB)}$	-1.53 m
cg zu HLW in z	$z_{(HLW)}$	0.36 m
cg zu Triebwerk in z	$z_{(TW)}$	-0.27 m

Tab. 3: Hebelarme

Es lassen sich folgende Zusammenhänge finden:
Kräfte in flugzeugfester x-Richtung:

$$\begin{aligned}
 \sum F_x &= 0 \\
 &= F_{TW} + F_{z,R} \cdot \sin(\eta_{rk} + \beta_{fw}) \\
 &\quad + F_{x,R} \cdot \cos(\eta_{rk} + \beta_{fw}) \\
 &\quad - W_b \cdot \cos(\alpha) + A_F \cdot \sin(\alpha) \\
 &\quad + A_{HLW} \cdot \sin(\alpha) - m \cdot g \cdot \sin(\theta) \\
 &\quad - W_F \cdot \cos(\alpha) - W_{HLW} \cdot \cos(\alpha)
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

Kräfte in flugzeugfester z-Richtung:

$$\begin{aligned}
 \sum F_z &= 0 \\
 &= -F_{z,R} \cdot \cos(\eta_{rk} + \beta_{fw}) \\
 &\quad - F_{x,R} \cdot \sin(\eta_{rk} + \beta_{fw}) - W_b \cdot \sin(\alpha) \\
 &\quad - A_F \cdot \cos(\alpha) - A_{HLW} \cdot \cos(\alpha) \\
 &\quad - W_F \cdot \sin(\alpha) - W_{HLW} \cdot \sin(\alpha) \\
 &\quad + m \cdot g \cdot \cos(\theta)
 \end{aligned}
 \tag{4}$$

Nickmomente um den Schwerpunkt:

$$\begin{aligned}
 \sum M &= 0 \\
 &= M_{0,F} \\
 &\quad + F_{z,R} \cdot \sin(\eta_{rk} + \beta_{fw}) \cdot z_{(PPB)} \\
 &\quad - F_{z,R} \cdot \cos(\eta_{rk} + \beta_{fw}) \cdot x_{(PPB)} \\
 &\quad + F_{TW} \cdot z_{(TW)} \\
 &\quad + A_F \cdot \cos(\alpha) \cdot x_{(F)} \\
 &\quad + A_{HLW} \cdot \cos(\alpha) \cdot x_{(HLW)} \\
 &\quad - W_F \cdot \cos(\alpha) \cdot z_{(F)} \\
 &\quad - W_{HLW} \cdot \cos(\alpha) \cdot z_{(HLW)} \\
 &\quad + F_{x,R} \cdot \cos(\eta_{rk} + \beta_{fw}) \cdot z_{(PPB)}
 \end{aligned}
 \tag{5}$$

Nach Umstellung erhält man für den nötigen Triebwerkschub im Geradeausflug:

$$\begin{aligned}
 F_{TW} &= -\sin(\eta_{rk} + \beta_{fw}) \cdot F_{z,R} + W_b \cdot \cos(\alpha) \\
 &\quad - A_F \cdot \sin(\alpha) - A_{HLW} \cdot \sin(\alpha) \\
 &\quad + m \cdot g \cdot \sin(\theta) + W_F \cdot \cos(\alpha) \\
 &\quad + W_{HLW} \cdot \cos(\alpha) \\
 &\quad - F_{x,R} \cdot \cos(\eta_{rk} + \beta_{fw})
 \end{aligned}
 \tag{6}$$

Die Gleichungen (3) bis (6) werden genutzt um ein Trimmmodell aufzubauen, mit dem der Geradeausflug des Tragschraubers dargestellt wird. Die in den Gleichungen verwendeten Hebelarme sind in Tab. 3 wiedergegeben und beziehen sich auf das flugzeugfeste Koordinatensystem mit Ursprung im Schwerpunkt.

4.3. Trimmmodell

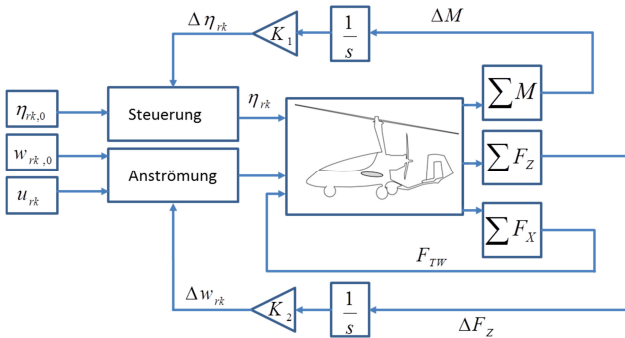


Abbildung 9: Schematische Darstellung des Trimmmodells

In Abbildung 9 ist zu erkennen, dass die Eingänge des Simulationsmodells die Anströmgeschwindigkeiten des Rotorkopfes $w_{rk,0}$, u_{rk} und einen Ausgangssteuerwinkel $\eta_{rk,0}$ vorgeben. Die vertikale Komponente der Rotoranströmung w_{rk} wird durch die Rückführung der aufintegrierten Abweichung von Gesamt-z-Kraft des Systems mit der Gewichtskraft verändert. Der geänderte Rotoranstellwinkel geht in die Berechnung des Rumpf- und damit des Flügelanstellwinkels ein.

$$(7) \quad \alpha_{rk} = \arctan\left(\frac{w_{rk}}{u_{rk}}\right)$$

$$(8) \quad \alpha = \alpha_R - \beta_{fw} - \eta_{rh} = \alpha_{rk} - \eta_{rk}$$

Das Momentengleichgewicht wird über die Stellung des Rotorkopfes η_{rk} beeinflusst. Kontinuierlich wird ein von Null verschiedenes Restmoment ΔM als Ergebnis der Nickmomentengleichung ermittelt. Dieses ΔM wird zurückgeführt, integriert und mit einer geeigneten Verstärkung auf die Steuergröße $\eta_{rk,0}$ addiert, um η_{rk} zu erzeugen. Ist ΔM positiv, so wird η_{rk} verringert. Ist es negativ, so wird η_{rk} vergrößert. Die Größe F_{TW} , die den Triebwerksschub repräsentiert, wird wie in Abbildung 9 gezeigt in die Simulation zurückgeführt.

5. SIMULATIONSERGEBNISSE UND DISKUSSION

5.1. Optimale Flügelposition

In Abbildung 10 wird gezeigt, wie sich der Flügelauftrieb und der Rotorschub über einen weiten Geschwindigkeitsbereich für vier gegebene Konfigurationen entwickeln. Dabei wird in der oberen Grafik der Rotorschub eines Tragschraubers mit 450kg Gesamtgewicht ohne Flügel dargestellt. Die folgenden Grafiken beschreiben das Zusammenspiel von Flügel und Rotor für einen Kombinationsstragschrauber, dessen 1/4-Linie 0.3m vor dem Schwerpunkt, im Schwerpunkt oder 0.3m hinter dem Schwerpunkt liegt. Es handelt sich hierbei um den in Absatz 3.2 vorge-

stellten Flügel mit einem Einstellwinkel von 3° . Die verwendeten Rotorparameter sind unverändert.

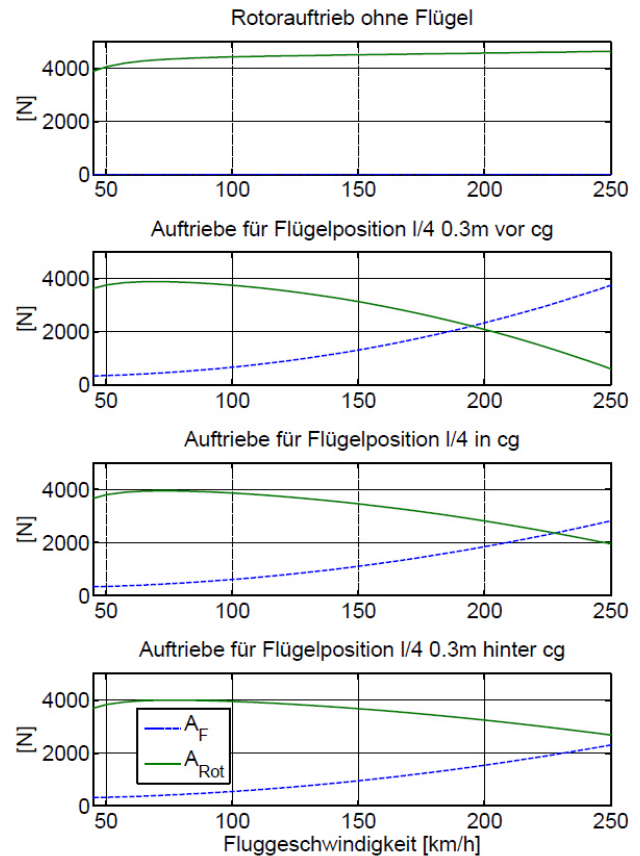


Abbildung 10: Verteilung der Auftriebskräfte für verschiedene Flügelpositionen in x-Richtung

Abhängig von der Flügelposition lassen sich unterschiedliche Verteilungen der Auftriebslast von Rotor und Flügel feststellen. Bei gleichen Geschwindigkeiten stellt sich aufgrund des veränderten Momentengleichgewichts ein anderer Anstellwinkel des Rumpfes und des damit starr verbundenen Flügels ein. Dies wiederum hat Auswirkungen auf den am Flügel erzeugten Auftrieb und damit auf den noch benötigten Rotorschub.

Abbildung 11 zeigt, wie sich die Anstellwinkel von Rumpf α und Rotor α_R und der Steuerwinkel η_{rk} entwickeln müssen, um bei der jeweiligen Konfiguration einen ausgeglichenen Zustand zu erzeugen.

Dass der Anstellwinkel des Rumpfes im Falle des Flügels im Schwerpunkt im Vergleich zur Ausgangskonfiguration ohne Flügel gesenkt wird, ist hauptsächlich damit zu erklären, dass der Rotorschub und damit das durch den Rotorschub erzeugte aufrichtende Moment um den Schwerpunkt gesunken sind. Dieses Moment wird nun durch einen veränderten Höhenleitwerksauf- bzw. -abtrieb kompensiert.

Deutlich erkennbar ist die Abhängigkeit des Längssteuerwinkels des Rotorkopfes gegenüber dem Rumpf. Durch ihn, stellt der Pilot die Lage der Rotorebene zur Anströmung ein. Dabei müssen die Lage des Rumpfes und die Schlagwinkel des Rotors kompensiert werden. Es ist ersichtlich, dass die Lage des Flügels großen Einfluss auf die Rumpflage, die nötige Anströmung des Rotors und damit auf die Rotorkopfstellung hat. Die Stellung des Steuerknüppels ist direkt mit der Rotorkopfstellung verbunden. Vor allem bei weit vorn angebrachtem Flügel,

wird bei einer Fluggeschwindigkeit von ca. 200km/h der Steueranschlag erreicht. Dieser Anschlag bei $\eta_{rk} = -5^\circ$ ist in Abbildung 11 dargestellt.

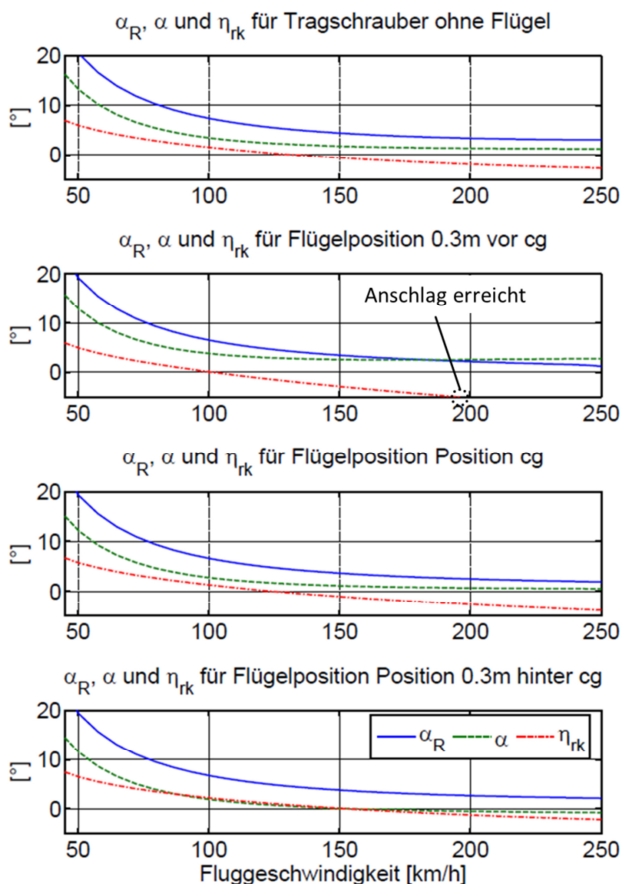


Abbildung 11: Entwicklung bedeutender Winkel für drei verschiedene Flügelpositionen in x-Richtung

Je weiter vorn der Flügel positioniert wird, umso stärker tendiert der Rumpf dazu aufzunicken. Dies erhöht den Anstellwinkel des Flügels, steigert seinen Auftrieb, und verringert den notwendigen Rotorschub. Daher muss der Pilot die Rotorebene flacher gegenüber der Anströmung einstellen. Es müssen mit dem Knüppel zwei Effekte angesteuert werden. Zum einen muss das Aufnicken des Rumpfes kompensiert werden, zum anderen muss der für den Geradeausflug nötige Rotorschub eingestellt werden. Problematisch wird diese Situation, wenn der Anschlag des Knüppels erreicht wird, oder wenn der Rotor derart stark entlastet wird, dass keine Steuerkräfte mehr aufgebracht werden können.

Es kann beobachtet werden, dass bei einem 0.3m vor dem Schwerpunkt positionierten Flügel die Möglichkeit des Piloten zum „Drücken“ ab ca. 200 km/h nicht mehr gegeben ist. Der Tragschrauber wäre nicht mehr steuerbar, wenn die Geschwindigkeit nicht gesenkt würde. In den hier gezeigten Simulationen ist der Steuerwinkel nicht wie im Fluggerät auf den Bereich von -5° bis $+15^\circ$ begrenzt, weswegen eine Trimmung des Tragschraubers im Geradeausflug trotzdem noch möglich ist.

Eine weitere Betrachtungsmöglichkeit ergibt sich, wenn, wie in Abbildung 12, die Geschwindigkeit konstant gehalten wird (200 km/h) und die Position des Flügels variiert wird.

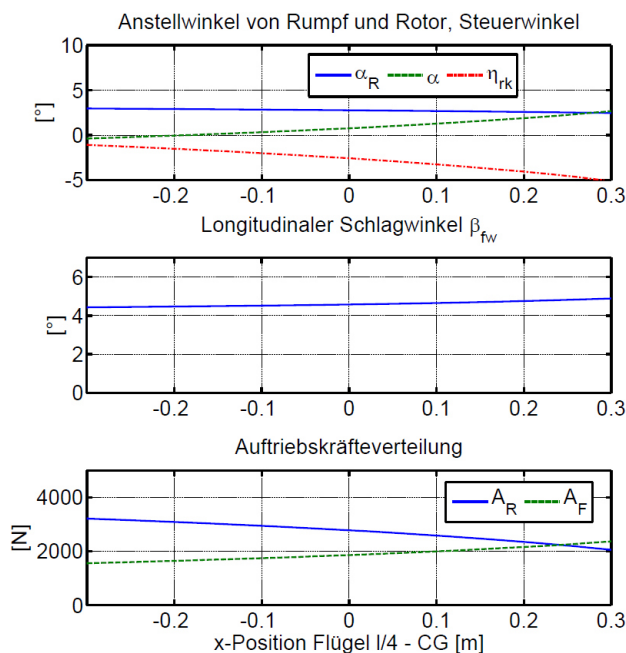


Abbildung 12: Variation der Flügelposition in x-Richtung bei $V=200\text{km/h}$

Abbildung 12 zeigt die Änderung der relevanten Winkel, Kräfte und des Schlagwinkels in Abhängigkeit von der Flügelposition bei 200km/h. Es wird sichtbar, wie sich der Rumpf mit weiter nach vorn verlagertem Flügel hebt und wie der Rotor mit wachsendem Flügelauftrieb entlastet wird. Diese Entlastung bringt einen Drehzahlabfall von 330 auf 280 U/min mit sich, der in Abbildung 13 zu erkennen ist. Insgesamt kann für den Schlagwinkel ein hoher Wert von mehr als 4° ausgemacht werden, der mit nach vorn verschobenem Flügel auf ca. 5° anwächst.

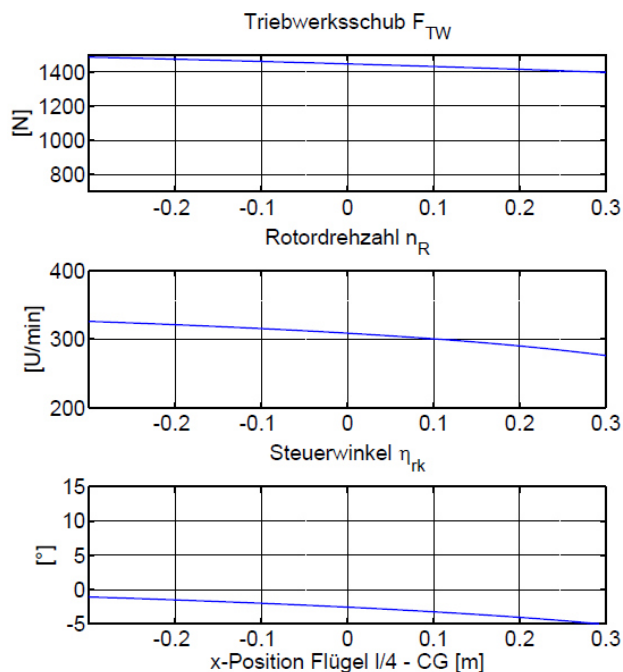


Abbildung 13: Auswirkungen der Variation der Flügelposition bei $V=200\text{km/h}$ auf Triebwerksschub, Rotordrehzahl und Steuerwinkel

Weitere Effekte der Flügelpositionsvariation sind in Abbildung 13 zu sehen. Der benötigte Triebwerksschub sinkt um 4% durch die zunehmende Rotorentlastung bei hinterer Flügellage im Vergleich zur Flügellage im Schwerpunkt. Bei geringeren Geschwindigkeiten ist die Schubersparnis durch einen nach vorn verschobenen Flügel größer. Grund dafür ist der unter Abschnitt 2.1 erwähnte niedrige prozentuale Anteil des Rotorwiderstands am Gesamtwiderstand bei hohen Geschwindigkeiten. Mit weiter nach hinten verschobenem Flügel schwindet auch die Möglichkeit der Einflussnahme durch Einsatz des Längssteuers. Es muss also eine Flügelposition gewählt werden, die in diesem Punkt ausreichende Sicherheit gewährleistet.

Aufgrund dieser Feststellungen scheint für den gegebenen Flügel eine x-Position von 0.1m hinter dem Schwerpunkt optimal. Die z-Position wird 0.55m über der Bodenlinie gewählt. Sie hat in den Berechnungen nur sehr geringen Einfluss und wird daher vernachlässigt. Die Gesamtwiderstandseinsparungen durch diesen Flügel in einer x-Position von 0.1m hinter dem Schwerpunkt und bislang unverändertem Rotor sind in Abbildung 14 aufgezeigt. Die empfohlene Konfiguration wird als Ausgangspunkt für die Berechnung und Darstellung aller folgenden Zusammenhänge genutzt.

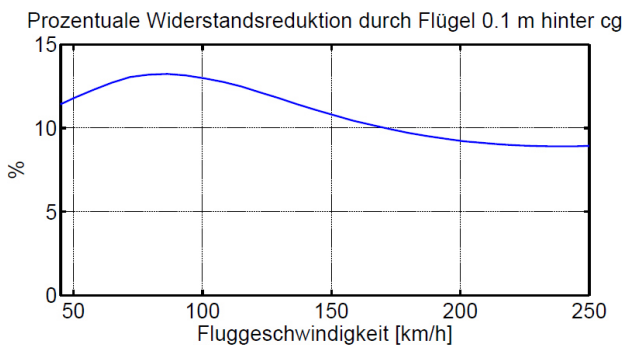


Abbildung 14: Widerstandsreduktion im Vergleich zum Ausgangstragschrauber (Rotor unverändert)

5.2. Anpassung Rotorblatteinstellwinkel

Im mittleren Geschwindigkeitsbereich ergibt sich die beste Gesamtwiderstandsverringering durch den zusätzlichen Flügel. Bei höheren Geschwindigkeiten sinkt das Einsparpotential, da der Anteil des schubinduzierten Widerstands gegenüber dem parasitären Widerstand des Rumpfes abnimmt. Auch der Rotor des unveränderten Tragschraubers wird bei zunehmenden Geschwindigkeiten flacher gestellt, um den Durchfluss durch den Rotor konstant zu halten. Gründe dafür sind die zunehmende Anströmung, deren vertikale Komponente den Rotor durchströmt und der mit der Fluggeschwindigkeit abnehmende induzierte Abwind des Tragschrauberrotors.

Ab ca. 200km/h flacht die Kurve der Widerstandsverringering aus Abbildung 14 ab. In diesem Bereich ist es hauptsächlich die mit sinkendem Rotorauftrieb sinkende Komponente $F_{x,R}$, die zu einer Reduktion des Widerstands führt. Der Einfluss auf den Widerstand durch den Sinusterm $-F_{z,R} \cdot \sin(\alpha_R)$ aus Formel (1) schwindet, da der Rotor bereits sehr flach steht ($\alpha_R = 3^\circ$).

Wie bereits erwähnt, sinkt die Drehzahl mit der Entlastung des Rotors und der Schlagwinkel steigt. Beides sind unerwünschte Effekte, da bei geringer Drehzahl die im Rotor gespeicherte Rotationsenergie sinkt und die Anfälligkeit der Drehzahlstabilität für Böen steigt. Des Weiteren ver-

ringert sich der Abstand zwischen den Blättern und den Schlaggelenksanschlüssen im Flug.

Um einen störungsbedingten schlagartigen Abfall der Drehzahl und damit Anstieg des Schlagwinkels zu vermeiden, muss die Drehzahl des entlasteten Rotors im Vergleich zum Standardrotor auf dem Kombinationstragschrauber gesteigert werden. Erreicht wird dies durch einen geringeren Einstellwinkel der Rotorblätter ε_{Bl} . Die Auswirkungen verschiedener Einstellwinkel zwischen dem Ausgangswert 2.5° und 1.5° auf die Entwicklung der Drehzahl und des Schlagwinkels über der Geschwindigkeit werden in Abbildung 15 dargestellt.

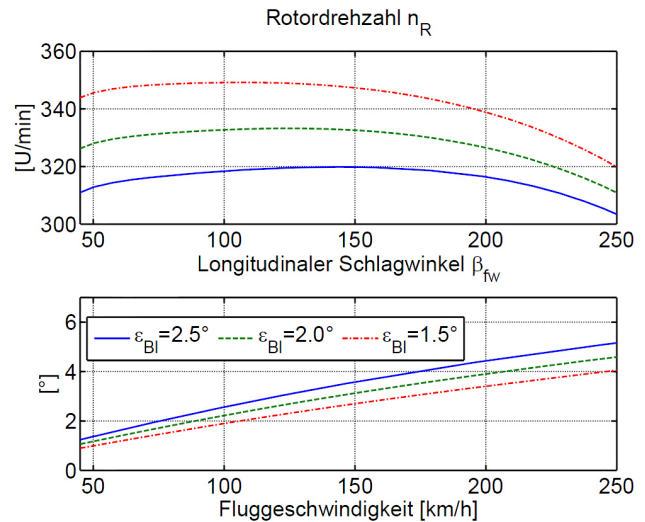


Abbildung 15: Abhängigkeit der Rotordrehzahl und des Schlagwinkels vom Rotorblatteinstellwinkel

Das Ziel ist, den Schlagwinkel sicher unter 5° zu senken und eine sichere Drehzahl von über 300 U/min im hier betrachteten Geschwindigkeitsbereich sicherzustellen. Gleichzeitig wirkt sich ein verringerter Blatteinstellwinkel vorteilhaft bei Geschwindigkeiten über 120km/h aus, wie in Abbildung 16 gezeigt wird.

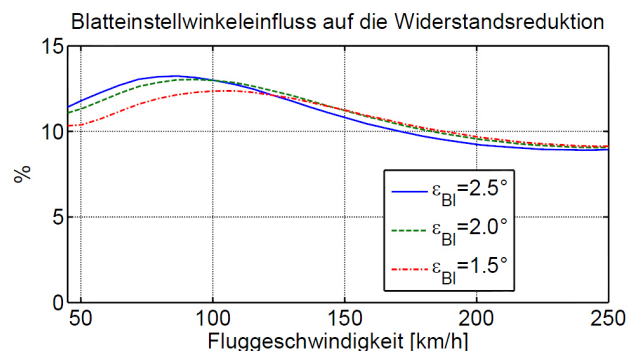


Abbildung 16: Abhängigkeit der Gesamtwiderstandsverringering vom Rotorblatteinstellwinkel

Der Rotor muss bei verkleinertem Einstellwinkel den gleichen Schub erzeugen, da die Stellung des Rumpfes sich nur unwesentlich unterscheidet und der Flügel näherungsweise den gleichen Auftrieb liefert. Durch die Verringerung des Einstellwinkels werden Auftrieb und Widerstand am Rotorprofil gesenkt. Dies kann ohne Schubverlust nur durch eine Erhöhung der Drehzahl und damit der Anströmung ausgeglichen werden. Um ein höheres Drehzahlniveau zu erreichen, muss der Anstellwinkel des Ro-

tors und damit die vertikale Durchströmung erhöht werden.

So wirkt der von der z-Kraft-Komponente $F_{z,R}$ induzierte Widerstandsanteil mit verringertem Einstellwinkel wieder stärker entgegen der Flugrichtung. Bei steigender Flugeschwindigkeit wird dieser Verlust dank der sinkenden x-Kraft-Komponente $F_{x,R}$ kompensiert.

Da eine Maximalgeschwindigkeit der neuen Konfiguration von 200 km/h im Horizontalflug erwartet wird, ist bei angenommener Flügelgröße und -position eine Verringerung des Einstellwinkels nicht zwingend notwendig. Um dennoch genügend Spielraum zu den Grenzen der Drehzahl und des Schlagwinkels zu erreichen, wird eine Verringerung des Einstellwinkels auf 1.5° vorgeschlagen.

5.3. Flugleistungsbewertung

Die Gleitzahlhöhung und Gesamtwiderstandsverringern sind in Abbildung 17 und Abbildung 18 dargestellt. Ein Tragschrauber vom Typ Calidus wird gestrichelt dargestellt und die neue Konfiguration mit einer geschlossenen blauen Linie. Dazu ist der maximal mögliche Triebwerksschub F_{TW} bei der jeweiligen Geschwindigkeit aufgetragen.

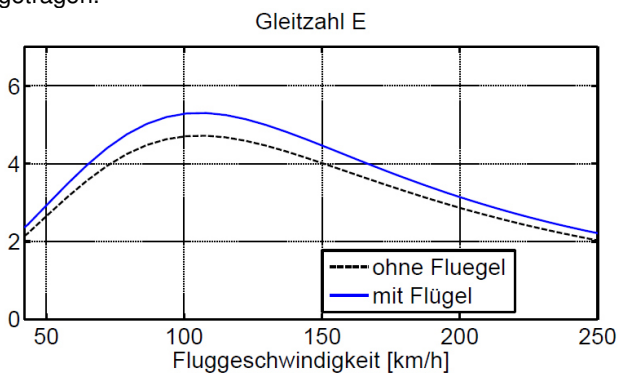


Abbildung 17: Gleitzahlvergleich mit und ohne Flügel

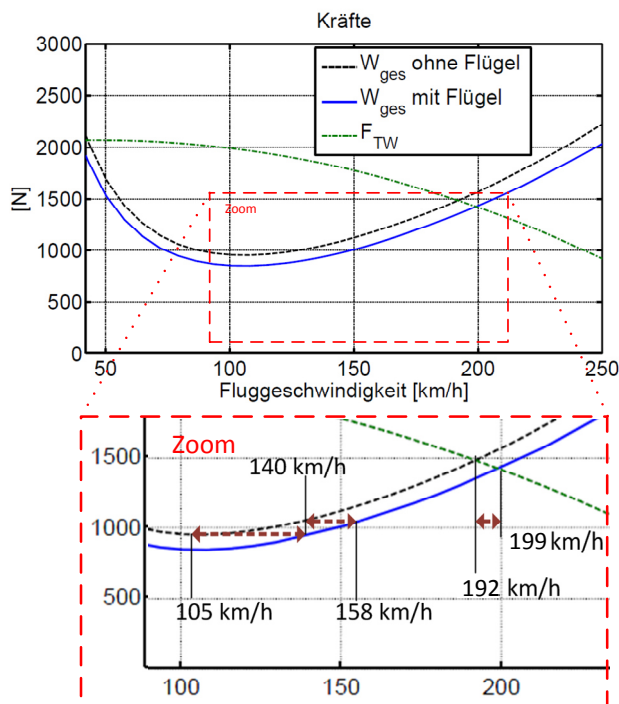


Abbildung 18: Widerstandsreduktion aufgrund des Starrflügels

Über die Breguet'sche Reichweitenformel (9) aus [7] kann die gesteigerte Reichweite und gesteigerte Geschwindigkeit für einen Reiseflug ermittelt werden.

$$(9) \quad RW = -\frac{E \cdot V}{\kappa \cdot g} \cdot \left[\ln \left(1 - \frac{m_{Kr}}{m_{ges}} \right) \right]$$

Als Treibstoffmasse werden $m_{Kr}=751 \cdot 0.8 \text{ kg/l} = 60 \text{ kg}$ angenommen [8]. Für die zusätzliche Masse des Flügels werden 12 kg angenommen. Da die Reichweiten bei gleichen Gleitzahlen verglichen werden und damit bei gleichem schubspezifischen Verbrauch κ lassen sich bei der Berechnung eines Verhältnisses die Größen κ , E , und g herauskürzen. Man erhält:

$$(10) \quad \frac{RW_2}{RW_1} = \frac{V_2}{V_1} \cdot \frac{\ln \left(1 - \frac{60}{462} \right)}{\ln \left(1 - \frac{60}{450} \right)}$$

Die Geschwindigkeit optimaler Gleitzahl des bestehenden Tragschraubers liegt bei 105 km/h. Die Geschwindigkeit gleicher Gleitzahl für die neue Konfiguration liegt entsprechend vorliegender Berechnungen bei 140 km/h. Mit diesen Voraussetzungen ergibt sich eine Reichweitenerhöhung von 29% bei einer gleichzeitigen Steigerung der Reisefluggeschwindigkeit von 33%. In der Praxis fliegen Piloten allerdings nicht mit der optimalen Gleitzahl im Reiseflug, sondern mit einer angemessenen Flugeschwindigkeit. Erfahrungswerte besagen, dass diese häufig über 130 km/h gewählt wird. Geht man davon aus, dass mit gleicher Gleitzahl geflogen werden soll, wie bei beispielsweise 140 km/h, so erhöht sich die Reisefluggeschwindigkeit der neuen Konfiguration auf 158 km/h. Das ist eine Steigerung von 13%. Die Reichweite steigt damit um ca. 10%. Diese Zusammenhänge sind in Abbildung 18 dargestellt.

Die Steigerung der Maximalgeschwindigkeit beträgt in den durchgeführten Simulationen 7 km/h. Die hauptsächlichen Gewinne werden bei Geschwindigkeiten erzielt, die unterhalb der Reisefluggeschwindigkeit liegen. Um die Maximalgeschwindigkeit signifikant zu erhöhen, bietet sich eine Verkleidung des Rotorkopfes an. Dadurch wird der Gesamtwiderstand verringert, was sich auch bei allen niedrigeren Geschwindigkeiten positiv auf die Flugleistungen auswirkt. In [9] wird der Widerstandsanteil von Rotor und Rotormast eines repräsentativen Helikopters auf ca. 35% des gesamten parasitären Widerstands beziffert. Allein die Verkleidung des Rotorkopfes kann also helfen den gesamten parasitären Widerstand um einen beträchtlichen Anteil zu senken. So wäre durch den Flügel eine Widerstandsreduktion im mittleren Geschwindigkeitsbereich und durch eine Rotorkopfverkleidung eine Widerstandsreduktion im hohen Geschwindigkeitsbereich erzielbar.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Es wurden die grundlegenden Überlegungen zur Leistungsverbesserung eines Tragschraubers durch einen zusätzlichen Starrflügel aufgezeigt. Daraufhin wurde das Simulationsmodell zur Unterstützung der Auslegung eines Versuchsträgers vorgestellt. Mit dem beschriebenen Flügel werden eine Erhöhung der maximalen Reichweite und der Reisefluggeschwindigkeit bei gleichbleibendem Treib-

stoffverbrauch erwartet. Durch den Flügel wird eine Vorneigung des Rotorschubvektors provoziert, die den rotorschubinduzierten Widerstand senkt. Um auf die aufgrund des Starrflügels sinkende Rotordrehzahl und die zunehmenden Schlagwinkel zu reagieren, wurde vorgeschlagen den Blatteinstellwinkel auf 1.5° zu senken.

Diese Winkeländerung ermöglicht stets ausreichend hohe Rotordrehzahlen und wirkt sich positiv auf die Widerstandsentwicklung im Schnellflug aus. Mit der Entscheidung für einen Rotorblatteinstellwinkel des Versuchsträgers müssen auch weitere konstruktive Größen des Rotors an die neue Drehzahlcharakteristik angepasst werden.

Um das Gesamtsystem vor ersten Flügen abzubilden, wird ein am DLR befindliches Simulationsmodell eines Tragschraubers [6] um die veränderten Parameter des Rotors, Rumpfes und des Flügels erweitert. Dies ermöglicht, die Flugeigenschaften des Geräts schon vor einer Erprobung im Flugversuch abzubilden und spezielle Manöver im Flugsimulator zu trainieren.

Alle hier vorgestellten Ergebnisse wurden durch Simulationen erzielt. Um die getroffenen Überlegungen zu bestätigen sind Messungen im Flugversuch erforderlich. Als nächster konsequenter Schritt muss eine Betrachtung des Fluggeräts bezüglich seiner Flugstabilität erfolgen.

Literaturverzeichnis

- [1] G. J. Leishman, Principles of Helicopter Aerodynamics, New York: Cambridge University Press, 2008.
- [2] I. Pruter und H. Duda, Flight Performance of lightweight Gyroplanes, ICAS 2012, 5.6.2, Brisbane, Australia, 2012.
- [3] G. J. Leishman, Developpement of the Autogyro: A Technical Perspective, University of Maryland, College Park, Maryland 20742: Journal of Aircraft, Vol.41, No.4, S.765-781, 2004.
- [4] F. Sachs, Flugdynamische Analyse eines Tragschraubers im Seitengleitflug, IB 111-2013/59, Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2013.
- [5] K.-H. Horstmann, Ein Mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen, Institut für Entwurfsaerodynamik, Braunschweig: DFVLR, 1987.
- [6] I. Pruter, W. Mönnich und H. Duda, Aufbau des Simulationsmodells für den Tragschrauber MTOsport, IB 111-2012/30, Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2012.
- [7] W. Heinze, Entwerfen von Verkehrsflugzeugen I, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau, TU Braunschweig, 2007.
- [8] Autogyro GmbH, Pilot Operating Handbook Calidus, Hildesheim, 2014.
- [9] R. Prouty, Helicopter Performance, Stability and Control, Boston, MA.: PWS Engineering Publishing, Kapitel 10, 1986.