

AUFBAU EINER ELEKTRISCH ANGETRIEBENEN TRAGSCHRAUBERKONFIGURATION FÜR DEN URBANEN LUFTVERKEHR

I. Pruter¹, M. Niehuis², J.-P. Hofmann², H. Duda¹, A. Zemo Mekeng¹, J. Helbrecht¹, F. Neumann³

¹DLR Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig/Aachen

²RWTH Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen, Aachen

³DLR Institut für Systemleichtbau, Braunschweig/Aachen

Zusammenfassung

Im DLR Forschungsprojekt S²TOL (Silent Short Takeoff and Landing) wird an einem neuen Konzept für ein leises und kurzstartfähiges Luftfahrzeug für den urbanen Luftverkehr geforscht. Während weltweit verschiedene Hersteller auf Konfigurationen mit schwenkbaren Triebwerken oder auf Multicopter setzen, dient hier ein Tragschrauber als Ausgangsplattform. Tragschrauber bieten neben einer hohen Wendigkeit und sehr guten Kurzstartfähigkeiten eine geringe Komplexität und niedrige Betriebskosten. Das Prinzip der Autorotation bietet zudem ein hohes Maß an Flugsicherheit bei einem Triebwerksausfall. Das Konzept sieht eine elektrische Auslegung des Tragschraubers mit zwei Elektromotoren für den Vortrieb und einem Elektromotor für die Vorrotation vor. Dabei wird besonderer Wert auf eine lärmoptimierte Umsetzung gelegt. Allein durch eine Neuauslegung und Anordnung von Propellern und Rotoren wird eine signifikante Reduktion der Lärmimmission erwartet. In Kombination mit dem Elektromotor ist zudem emissionsfreies Fliegen möglich. Durch innovative Technologien wie eine Schubvektorsteuerung soll die Kurzstartfähigkeit weiter optimiert werden. Es werden zwei Antriebsvarianten betrachtet und hinsichtlich ihrer Flugleistungen und Lärmemission untersucht. Bei Variante 1 wird der Vortrieb durch zwei große Zugpropeller bereitgestellt, bei Variante 2 kommen Mantelpropeller zum Einsatz, die weiteres Potential zur Lärmreduktion bieten. Durch Prüfstandtests konnte bereits der Stand Schub für beide Varianten nachgewiesen werden. Zusätzliche analytische Betrachtungen geben zudem erste Aufschlüsse über das erwartete Verhalten im Flugversuch.

Keywords

Elektrische Antriebe, Tragschrauber, lärmarme Propeller, urbaner Luftverkehr

1. EINLEITUNG

1.1. Motivation

Angesichts des steigenden Bevölkerungswachstums, des verstärkten Zuzugs in die Ballungsgebiete und eines anwachsenden Lieferverkehrs wird der urbane und interurbane Luftverkehr einen immer größeren und weiterwachsenden Anteil am Passagier- und Frachtverkehr einnehmen. Ziel vieler Forschungsprojekte ist es, die inner- und interstädtischen Reisezeiten für Passagiere und Waren deutlich zu reduzieren. Zusätzlich spielen bei der Umsetzung insbesondere der Fluglärm und Umweltbelastungen eine entscheidende Rolle [1].

Für die Umsetzung dieser neuen Form des Luftverkehrs bedarf es innovativer Luftfahrzeugtypen, die die besonderen Anforderungen hinsichtlich Flugleistungen, -sicherheit und Lärmimmission erfüllen. Es existieren bereits weltweit zahlreiche Ansätze für neue Flugzeugkonfigurationen, die die Anforderungen des

zukünftigen urbanen Luftverkehrs adressieren, vgl. BILD 1.



BILD 1. Zukunftsvision urbaner Luftverkehr (Quelle: DLR)

Dabei ist die Frage nach der technischen Umsetzbarkeit bei gleichzeitiger Wirtschaftlichkeit der neuen Flugzeugkonfigurationen noch nicht ausreichend beantwortet. Im DLR-Forschungsprojekt S²TOL (Silent Short Takeoff and Landing) wird daher die technische

Umsetzung eines derartigen Konzepts untersucht. In Kooperation mit dem Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen (IST) der RWTH Aachen wird an einem neuen Luftfahrzeugkonzept mit elektrischen Antrieben für den urbanen Luftverkehr geforscht.

1.2. Anforderungen

Insbesondere der Aspekt Lärm spielt bei der Auslegung eines neuen Luftfahrzeugs eine entscheidende Rolle. Gerade Kleinflugzeuge, die im Nahbereich des Flughafens operieren und dabei langsam und tief fliegen, werden häufig als besonders störend wahrgenommen. Neben lärmreduzierenden Maßnahmen am Luftfahrzeug ist ein steiler An- und Abflug anzustreben, da die Lärmemissionen mit der Flughöhe stark abnehmen. Heutige Hubschrauber, die derzeit für den urbanen Luftverkehr eingesetzt werden, operieren zwar auf sehr kleinen Plätzen, werden aber in niedrigen Flughöhen (< 2.000 ft) als vergleichsweise laut (> 60 dB(A)) wahrgenommen [1].

Hauptursachen für das hohe Lärmaufkommen sind derzeit gängige Antriebskonzepte von Verbrennungsmotoren in Kombination mit Propellern bzw. Rotoren. Als Lösung steht daher der Wechsel zu innovativen Antriebskonzepten mit einer Neuauslegung von Propellern und Rotoren im Fokus, um den Schalldruckpegel auf 50 dB(A) in 300 m Entfernung zu begrenzen und somit den höchsten Lärmschutzanforderungen nach [2] zu entsprechen. In Kombination mit dem elektrischen Antrieb besteht großes Potential, emissionsfreies und lärmoptimiertes Fliegen zu kombinieren.

1.3. Konzeptstudie

Die zuvor definierten Anforderungen an neuartige Air Mobility Konzepte adressiert eine vom DLR erarbeitete Konzeptstudie. Der Entwurf sieht ein kurzstartfähiges Fluggerät vor, das für den Transport von bis zu vier Personen mit zusätzlichem Gepäck für die Kurzstrecke geeignet ist (Maximales Abfluggewicht ca. 1.200 kg). Die Reichweite beträgt gemäß dem interstädtischen Anwendungsfall nach [3] in einer rein elektrischen Variante ca. 100 km bei einer Reisegeschwindigkeit von 80 kn. Um die Reichweite zu erhöhen, ist auch die Umsetzung eines hybrid-elektrischen Antriebes denkbar.

Die Basis dieser neuen Konfigurationen ist ein Tragschrauber. Ein Tragschrauber ist ein Drehflügelflugzeug, bei dem der Rotor durch die anströmende Luft in Drehung versetzt wird. Im Gegensatz zum Hubschrauber wird der Rotor nicht durch ein Triebwerk angetrieben, sondern befindet sich während des gesamten Fluges im sogenannten Autorotationszustand. Durch den Fahrtwind wird die Autorotation permanent aufrechterhalten [4]. Daher bringt der Tragschrauber inhärente Sicherheitsmerkmale mit sich,

die für einen Transport im unteren Luftraum von Vorteil sind: So ermöglicht der frei drehende Rotor bei Auftreten einer Fehlfunktion eine Landung wie an einem Fallschirm [5]. Auch von Flächenflugzeugen bekannte kritische Flugzustände wie der Strömungsabriss oder das Trudeln sind beim Tragschrauber nicht möglich.

Durch die frei drehenden Rotorblätter ist ein komplexes Hauptrotorgetriebe, wie es bei Hubschraubern zum Einsatz kommt, überflüssig. Somit reduzieren sich die Herstellungs- und Betriebskosten eines Tragschraubers im Vergleich zu einem Hubschrauber maßgeblich. Die Rotorblätter sind gelenkig über ein zentrales Schlaggelenk an der Rotornabe befestigt, sodass sie auf die an den Rotorblättern vorherrschenden Luftkräfte mit einer freien Schlagbewegung reagieren [6]. Zusätzlich verfügt der Tragschrauber über einen Vorrotationsmechanismus, der den Rotor vor dem Start auf die Startdrehzahl beschleunigt.

Heutige Tragschrauber finden sich ausschließlich in der Klasse ultraleichter Luftsportgeräte. Eine Musterzulassung erfolgt lediglich nach nationalem Recht und ist in Deutschland durch die „Bauvorschriften für Ultraleichte Tragschrauber“ (BUT) des Luftfahrtbundesamtes geregelt [7]. Diese Bauvorschrift ist beschränkt auf einmotorige, zweisitzige Tragschrauber bis zu einer maximalen Abflugmasse von 600 kg. Auf europäischer Ebene existiert keine entsprechende Zulassungsvorschrift für Tragschrauber, wie zum Beispiel die CS-23 für leichte Starrflügler [8] und die CS-27 für leichte Drehflügler [9]. Die Etablierung einer neuen Zulassungsvorschrift für Leichtflugzeuge auf europäischer Ebene durch die EASA wird jedoch zunehmend diskutiert und ist Voraussetzung für die weitere Entwicklung.

Für eine reduzierte Lärmimmission und emissionsfreies Fliegen wird der Einsatz verschiedener elektrischer Antriebe betrachtet, auf deren Vor- und Nachteile im weiteren Verlauf des Papers eingegangen wird. Bei Variante 1 einer möglichen Auslegung kommen zwei offene Propeller zum Einsatz, dargestellt in BILD 2.



BILD 2. S²TOL Tragschrauber Variante 1 mit konventionellen Propellern (Quelle: DLR)

Variante 2 ist für zwei Mantelpropeller, sogenannte Jetpeller der Firma Jetpel GmbH, konzipiert, vgl. BILD 3. Dies lässt einen direkten Vergleich zwischen beiden Propulsoren zu.



BILD 3. S²TOL Tragschrauber Variante 2 mit Mantelpropellern (Quelle: DLR)

Die Entwurfsdaten des S²TOL Tragschraubers aus der Konzeptstudie sind in TAB 1 zusammengefasst.

Max. Abflugmasse	ca. 1.200 kg
Länge	ca. 7 m
Spannweite	ca. 6 m
Höhe	ca. 3 m
Rotordurchmesser	ca. 11 m
Angestrebte Gleitzahl	5-7
Startstrecke über 15 m Hindernis (ISA)	< 100 m
Landestrecke über 15 m Hindernis (ISA)	< 100 m

TAB 1. Entwurfsdaten des S²TOL Tragschraubers

Im Vergleich zu konventionellen Tragschraubern werden die Flugleistungen der hier entwickelten Konfigurationen durch den Einsatz neuer Technologien zur Verbesserung der Kurzstartfähigkeit und aerodynamischen Anpassungen an der Zelle weiter optimiert. Um besonders kurze Start- und Landestrecken zu ermöglichen und allgemein die Flugleistungen zu verbessern, verfügt der zu entwickelnde Tragschrauber über die Möglichkeit, den Rotor besonders in der Startphase aber auch im Flug unterstützend elektrisch anzutreiben. So wird eine Kombination aus einer Autorotation und einem aktiv angetriebenen Rotor erreicht. Das dabei entstehende Giermoment wird durch die Konfiguration mit zwei Triebwerken mit gezieltem Differenzschub kompensiert. Diese einzigartige neue Technologie wurde bereits patentiert [10]. Zur weiteren Reduktion der Start- und Landestrecke ist zudem die Umsetzung schwenkbarer Triebwerke um die Nickachse angedacht. Durch diese Art von Schubvektorsteuerung wird das Fluggerät beim Start zum Teil vom umgelenkten Schub getragen.

Damit schließt die entwickelte Konfiguration die Lücke zwischen Hubschrauber und Flächenflugzeug. Gegenüber einem Hubschrauber werden leicht verbesserte Flugleistungen sowie geringere Lärmemissionen und eine bessere Wirtschaftlichkeit erwartet. Verglichen mit einem Flächenflugzeug werden deutlich kürzere Start- und Landestrecken erreicht, die hohe Wendigkeit ermöglicht Steilanflüge und

stadtnahes Fliegen. Der Einsatz für den innerstädtischen Luftverkehr von Hochhausdach zu Hochhausdach ist hingegen nicht vorgesehen. Der optimierte Tragschrauber ist somit eine vielversprechende Konfiguration für stadtnahes Fliegen. Auch als Zubringer aus der Stadt zum Flughafen ist er geeignet.

1.4. Ziele

Das Ziel des Projektes ist die Bewertung einer neuen Fluggerätekfiguration hinsichtlich Flugleistung, -sicherheit und Lärmemission im Flugversuch. Zusätzlich werden zwei verschiedene Antriebskonzepte mit offenen Propellern und Mantelpropellern untersucht. Hierzu werden Demonstratoren mit bis zu 450 kg Abflugmasse aufgebaut. In einem weiteren Schritt werden neue Lufttüchtigkeitsanforderungen im Hinblick auf eine zukünftige EASA-Zertifizierung abgeleitet.

2. ANTRIEBSSYSTEME

Die gängigste Antriebsform bei Kleinflugzeugen – so auch bei Tragschraubern – ist derzeit die Kombination aus Verbrennungsmotor und Propeller. Auf der Suche nach einer nachhaltigeren Alternative beschäftigen sich viele Forschungseinrichtungen und Firmen weltweit mit der Entwicklung neuer Antriebssysteme. Für Kurzstreckenflugzeuge stellt der elektrische Antrieb aufgrund der technischen Fortschritte im Bereich der Batterietechnik aber auch der Leistungsdichte von Elektromotoren und Wechselrichtern in den letzten Jahren eine Alternative dar. Die bisher umgesetzten Konzepte setzen dabei auf elektrisch angetriebene Propeller oder Rotoren.

Im Projekt S²TOL werden die beiden in der Konzeptstudie vorgestellten Antriebskonzepte, elektrisch angetriebene Zugpropeller und Mantelpropeller mit nebenintegriertem Elektromotor, erprobt und verglichen.

2.1. Zugpropeller

Die Zugpropeller liegen in weitgehend ungestörter Anströmung und sind damit grundsätzlich leiser als Druckpropeller. Bei derzeitigen Tragschraubern werden Druckpropeller durch die Anordnung hinter dem Rumpf, dem Rotormast und dem Motor mit einer verwirbelten turbulenten Anströmung mit Druckschwankungen beaufschlagt. Zudem lässt sich die Propellerfläche der Zugpropeller einfacher vergrößern, was zu einem verbesserten Wirkungsgrad aufgrund der geringeren induzierten Geschwindigkeiten und geringeren Flächenbelastung der Propeller insbesondere bei kleinen Fluggeschwindigkeiten führt. Die so ermöglichten Steilflüge nach dem Start bieten einen großen Vorteil hinsichtlich Lärmimmission im stadtnahen Bereich.

2.2. Mantelpropeller

Mantelpropeller, wie in BILD 4 dargestellt, sind ein vielversprechender Ansatz zur Reduktion von Antriebslärm. Dies ist insbesondere für die urbane und regionale Luftmobilität von großer Bedeutung.

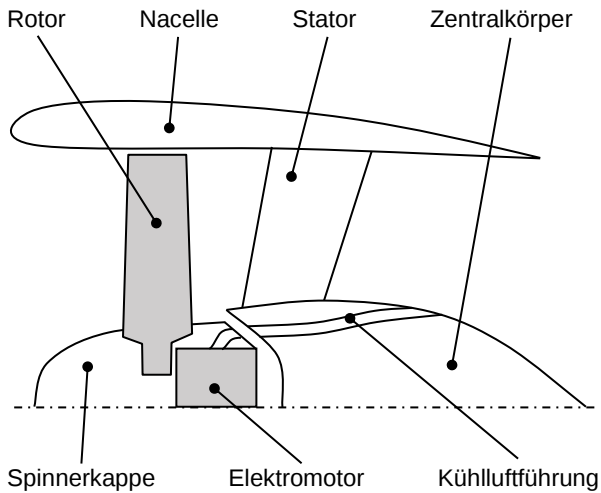


BILD 4. Schnittansicht Mantelpropeller (Quelle: IST)

Hierbei trägt insbesondere ein Design mit akustisch optimierter Beschaukelung sowie großem axialen Abstand zwischen Rotor und Stator, wie es auch in [11] beschrieben wird, bei. Durch das Cut-Off Design ist der tonale Eigenlärm nicht ausbreitungsfähig und wird daher nicht ins Fernfeld abgestrahlt. Der tonale Lärm aufgrund der Rotor-Stator-Interaktion wird durch die Wahl der optimalen Anzahl an Schaufeln und dem großen Axialabstand abgemindert. Der verbleibende Breitbandlärm aufgrund der Turbulenz der Zuströmung und Nachläufe wird durch den Mantel gerichtet und ist durch die Verwendung niedrig belasteter Schaufeln gering.

2.3. Vergleich der Antriebskonzepte

Bei der Performance zeichnet sich der Mantelpropeller im Vergleich zu einem offenen Propeller mit gleichem Durchmesser durch einen erhöhten Standschub aus. Die Standschubvorteile können mittels der einfachen Impulstheorie auf etwa 26% bestimmt werden. Mit zunehmender Anströmgeschwindigkeit nimmt dieser Schubvorteil jedoch ab. Alternativ zur Steigerung des Schubes, kann auch der Durchmesser im Vergleich zum offenen Propeller verringert werden. Bei gleichem Schub und gleicher Leistung reduziert sich der notwendige Durchmesser eines Mantelpropellers auf etwa 70 % des offenen Propellers [12]. Im Gegensatz zu den offenen Propellern, dessen Durchmesser oftmals beinahe beliebig vergrößert werden kann, sind Mantelpropeller jedoch durch das Gewicht sowie den signifikant werdenden Widerstand des Mantels bei höheren Geschwindigkeiten begrenzt. Durch den geringeren Durchmesser

lassen sich Mantelpropeller einfacher am Fluggerät integrieren. Zudem bietet der Mantel die Möglichkeit, weitere Funktionen wie akustische Liner oder einen Berstschutz zu integrieren. Bodenpersonal und Passagiere werden besser geschützt.

Aufgrund der Konditionierung der Strömung im Einlauf sowie der kontrollierten Strahleinschnürung in der Düse variiert der durchgesetzte Massenstrom des Mantelpropellers deutlich weniger mit der Anströmgeschwindigkeit als jener des offenen Propellers. Somit wird auch ohne eine Blattwinkelverstellung ein breiter Betriebsbereich mit hohen Wirkungsgraden erreicht. Der Verzicht auf den Verstellmechanismus reduziert die Komplexität des Systems und reduziert das Mehrgewicht durch den Mantel.

3. AUFBAU DER DEMONSTRATOREN

Zur Untersuchung der neuen Antriebskonzepte werden zwei Demonstratoren aufgebaut, die später im Flug erprobt werden. Diese basieren auf Plattformen des Herstellers AutoGyro GmbH mit bis zu 450 kg Abflugmasse. Die Flugerprobung dieser Demonstratoren erfolgt unbemannt. Dafür werden die Demonstratoren mit entsprechender Flugsystemtechnik ausgestattet. Diese wird größtenteils im vorderen Bereich des Tragschraubers auf einer Trägerplatte montiert. Der Aufbau erfolgt modular und ermöglicht damit einen Austausch der Flugsystemtechnik zwischen beiden Demonstratoren. Das Konzept sieht vor, dass hierfür die gesamte Trägerplatte zwischen den Demonstratoren getauscht wird. Auf der Platte werden Bordrechner, Sensorik, Inertialplattform und Pufferakku installiert. Die benötigte Aktuatorik wird an geeigneter Stelle am Tragschrauber montiert. Gesteuert werden die Demonstratoren über zwei Fernsteuerungspiloten, die den Tragschrauber vom Boden aus elektronisch über eine Pilotenkontrollstation bzw. eine Fernsteuerung steuern. [13]. Unterstützt werden die Piloten vom FTL (Flight Test Lead), der für den sicheren Flugablauf verantwortlich ist

Die Durchführung von Flugversuchen ermöglicht wichtige Rückschlüsse auf die anvisierten viersitzigen Tragschrauber zu ziehen. Es werden zwei Demonstratoren aufgebaut, davon wird einer mit offenen Zugpropellern und einer mit Mantelpropellern ausgestattet.

3.1. Anforderungen

Zur Auslegung der Antriebssysteme der Demonstratoren mit bis zu 450 kg Abflugmasse wurden die Schubanforderungen aus Messdaten und dem Simulationsmodell eines bemannten Tragschraubers vom Typ MTOSport abgeleitet, siehe TAB 2.

Fluggeschwindigkeit [km/h]	Erforderlicher Schub [N]
0	1.000
40	1.000
80	875
120	675
160	535

TAB 2. Anforderungen an den Schub eines Triebwerks (Annahme 450 kg Flugmasse)

Zusätzlich zu den Standschubanforderungen müssen beide Antriebsarten das in TAB 3 dargestellte Leistungsprofil einer Platzrunde erfüllen.

Flugphase	Fluggeschwindigkeit [km/h]	Erforderlicher Schub [N]	Dauer [s]
Steigflug	80	875	100
Reiseflug	120	405	500
Sinkflug	100	200	100

TAB 3. Leistungsprofil einer Platzrunde unter ISA-Bedingungen (15°C, 0 m, 1013 hPa)

Das Leistungsprofil der Platzrunde besteht aus drei Abschnitten. Für jeden Abschnitt wurden die Anforderungen dargestellt, die mindestens erfüllt sein müssen. Abschnitt 1 bildet den Steigflug ab. Diese Flugphase muss mindestens 100s bei einer mittleren Geschwindigkeit von 80km/h aufrechterhalten werden. Die Schubanforderung beträgt mindestens 875 N. Abschnitt 2 gibt einen stabilen Horizontalflug (Reiseflug) wieder. Für 500 s sollen bei 120 km/h mindestens 405 N Schub bereitstehen. Der dritte Abschnitt beschreibt den Sinkflug. Aufgrund der niedrigen Schubanforderungen hat dieser bei der Auslegung der Antriebssysteme keine Relevanz.

Die Anforderungen an die Steigrate leiten sich ebenfalls aus vorhandenen Messdaten und dem Simulationsmodell eines bemannten Tragschraubers vom Typ MTOsport ab. Zum Vergleich weist ein Tragschrauber vom Typ MTOsport mit einem Rotax Motor eine Steigrate von ca. 4 m/s bei einem Gewicht von 450 kg auf, bei einem Abfluggewicht von 500 kg reduziert sich die Steigrate weiter auf 3,4 m/s [13].

Ein limitierender Faktor für den Betrieb von elektrischen Antriebssystemen ist die Überhitzung der elektrischen Komponenten. Die Ursache dafür sind die im Vergleich zu konventionellen Antrieben niedrigen zulässigen Betriebstemperaturen. Bei der Integration dieser Antriebssysteme stellt das Thermalmanagement von Batterie und Elektromotor daher eine große Herausforderung dar. Hohe Betriebstemperaturen führen zu einer beschleunigten Alterung der Komponenten. Erreichen die Komponenten eine Temperatur, die zu irreversiblen Schäden führt, reduziert sich die zur Verfügung stehende Antriebsleistung bzw. Missionsenergie. Während der gesamten Platzrunde besteht die Anforderung, dass die Motortemperatur nicht über 95°C und die Akkutemperatur nicht über 65°C steigen darf.

Im Folgenden werden die Auslegung und der Aufbau der beiden Demonstratoren näher erläutert.

3.2. Demonstrator#1

Demonstrator#1 mit offenen Propellern wird aufgebaut, um erste Erkenntnisse zu den neuen Technologien, wie elektrische Antriebe, unterstützende Autorotation oder Differentialschub im Flugexperiment zu gewinnen und erste Bewertungen hinsichtlich Flugleistungen und Lärmimmission abzuleiten, vgl. BILD 5.

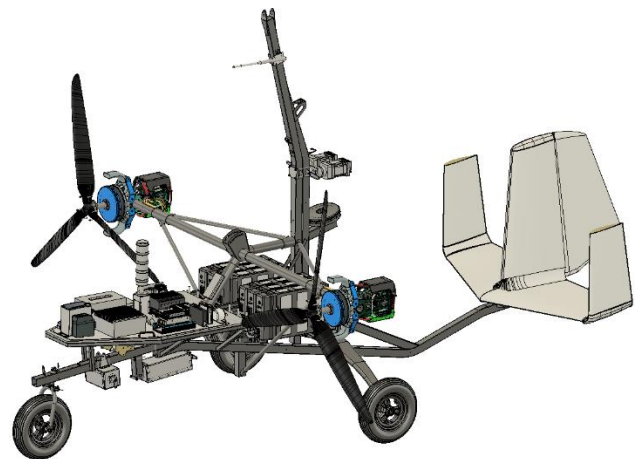


BILD 5. Demonstrator#1 mit offenen Propellern (Quelle: DLR)

Zum Antrieb der seitlich am Tragschrauber platzierten und im Durchmesser 1,60 m großen Zugpropeller werden Komponenten der Firma Geiger Engineering GmbH verwendet. Eine Antriebseinheit besteht aus einem permanentmagneterregten Synchronmotor mit dazugehörigem Controller, die an einem Träger installiert sind. Zur Auswahl einer geeigneten Motorgröße wurde der Schub des Propellers unter Beachtung der in Abschnitt 3.1 angegebenen Schubanforderungen für verschiedene Geschwindigkeiten analytisch berechnet. In BILD 6 ist dieser über der mechanischen Leistung aufgetragen.

Der geforderte Standschub von 1000 N wird bei etwa 20 kW mechanischer Leistung erreicht. Bei 40 km/h liegen die Anforderungen bei 25,5 kW, bei 80 km/h, 120 km/h und 160 km/h bei ca. 30,5 kW. Der für einen stabilen Horizontalflug bei 120 km/h notwendige Schub (vgl. TAB 3) wird bei etwa 17,5 kW mechanischer Leistung erreicht.

Damit kommen zwei Motoren der Firma Geiger Engineering in Frage: der HPD20 Motor mit 20 kW Dauer- und 28 kW Maximalleistung oder der größere HPD32D mit 32 kW Dauer- und 40 kW Maximalleistung. Der HPD20 Motor benötigt einen MC300 Master/Slave Motorcontroller mit 28 kW Dauer- und 40 kW Maximalleistung. Der HPD32D Motor wird zusammen mit zwei Master/Slave Motorcontrollern mit

50 kW Dauer- und 80 kW Maximalleistung betrieben. Der HPD32D Motor wiegt mit 11,8 kg etwa doppelt so viel wie der HPD20 Motor. Das Mehrgewicht durch den größeren Controller beträgt weitere 3 kg.

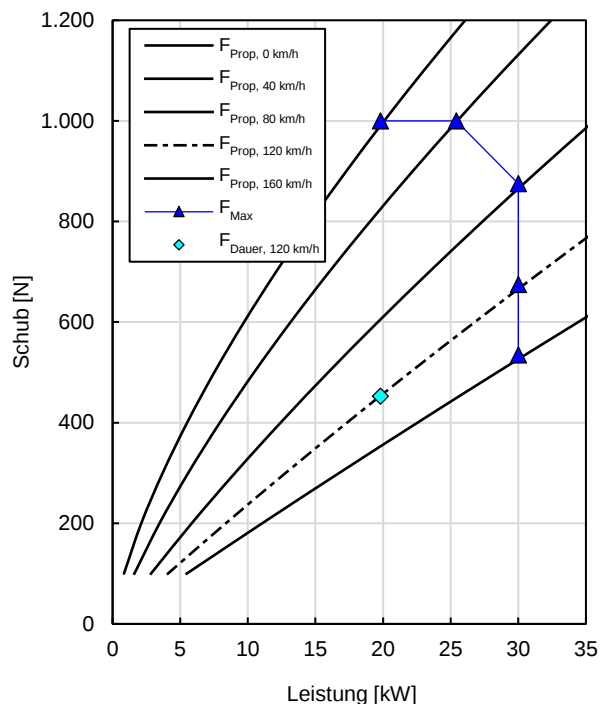


BILD 6. Schub des offenen Propellers F_{Prop} über mechanischer Leistung für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten sowie maximale Schubanforderungen F_{Max} für verschiedene Geschwindigkeiten und dauerhaft notwendiger Schub $F_{Dauer, 120 \text{ km/h}}$ im Reiseflug

Ausgehend davon, dass der Leistungsbedarf des 1,60 m Propellers mit der Leistung der jeweiligen Elektromotoren zusammenpasst, erfüllt der HPD32D nach BILD 6 die Leistungsbedarfe vollumfänglich. Der HPD20 Motor erreicht im Standschubfall ebenfalls die geforderten Werte, ab 80 km/h Fluggeschwindigkeit treten aber leichte Abweichungen von 10-15% zu den in TAB 2 aufgeführten Anforderungen auf. Z.B. werden bei 80 km/h maximal 815 N, bei 120 km/h maximal 625 N und bei 160 km/h maximal 490 N Schub erreicht. Auch für diese Werte gilt die Annahme, dass der Leistungsbedarf des Propellers auch bei niedrigen Drehzahlen stets geringer als die maximale Leistung des Elektromotors ist, so dass dieser stets in der Lage ist, seine maximale Leistung abzurufen. Die benötigte Dauerleistung von ca. 17 kW kann ebenfalls vom HPD20 aufrechterhalten werden.

Trotz der leichten Einschränkungen bzgl. der Schubanforderungen wird der HPD20 Motor für Demonstrator#1 gewählt. Maßgeblich für diese Entscheidung ist das höhere Gewicht des HPD32D-Motors, das aufgrund der geplanten Anordnung der Antriebssysteme am Motorträger (vgl. BILD 5)

deutliche Nachteile für die Konstruktion mit sich bringen würde. Da die Schubanforderungen ursprünglich für eine Abflugmasse von 450 kg ausgelegt wurden, die Abflugmasse von Demonstrator#1 aber voraussichtlich nur 380 kg beträgt, liegen die Abweichungen der Schubwerte dennoch innerhalb eines zulässigen Bereichs liegen.

Zusätzlich wurde der Motor mit einer geeigneten Kühlluftführung ausgestattet. Durch gezielte Luftzufuhr zu den Spulen wird der E-Motor effizient gekühlt. Durch die Verwendung von zwei Propellern, die sich in entgegengesetzter Richtung drehen, wird eine Verbesserung des Flugverhaltens erwartet. So werden Rollmomente aufgrund der Propeller-Antriebsmomente sowie Giermomente aufgrund der Nachlaufströmung am Seitenleitwerk und Kreiselkräfte reduziert. Um minimale Startstrecken mit den elektrischen Demonstratoren zu erreichen, sind die Antriebe auf beiden Seiten bei Start und Landung bis zu 45° um die Querachse drehbar, so dass der Rotor bei der Auftriebsgenerierung unterstützt wird.

Die Vorrotation erfolgt über einen HPD 14 Motor mit 14 kW Dauer- und 18 kW Maximalleistung. Der dazugehörige MC300 Controller verfügt über 12 kW Dauer- und 16 kW Maximalleistung. Der Gesamtenergiebedarf wird von sechs 3,1 kWh Akkus bereitgestellt, insgesamt stehen also 18,6 kWh zur Verfügung [15]. Die maximale Leistungsabgabe beträgt für drei zusammengeschaltete Akkus 46 kW (jeweils für einen von 2 Antriebsträngen), was den Bedarf des HPD20 Motors weit übersteigt. Zudem wird ein unterstützender Antrieb des Hauptrotors geplant. Das dabei entstehende Giermoment wird durch Differenzschub kompensiert.

Mit Kenntnis der berechneten Schubwerte und den abgeschätzten Abflugmassen können erste analytische Flugleistungsberechnungen durchgeführt werden (vgl. TAB 4)

Demonstrator#1	
Abflugmasse	Ca. 380 kg
Max. elektrische Leistung	2 x 28kW
Schub @80 km/h	2 x 815 N
Schub @120 km/h	2 x 625 N
Steiggeschwindigkeit @80 km/h	4,5 m/s
Steiggeschwindigkeit @120 km/h	2,8 m/s
Max. Fluggeschwindigkeit	140 km/h

TAB 4. Steigleistungen und maximale Fluggeschwindigkeit von Demonstrator#1

Der Tragschrauber bietet mit 4,5 m/s bei 80 km/h ausreichend Steigleistung. Auch die Abnahme der Steigleistung mit steigender Fluggeschwindigkeit ist tolerierbar. Die maximale Fluggeschwindigkeit liegt bei dieser Abschätzung bei etwa 140 km/h.

3.3. Demonstrator#2

Aus den gewonnenen Erkenntnissen wird der Demonstrator#2 mit zwei elektrisch angetriebenen Mantelpropellern abgeleitet, vgl. BILD 7. Die Basis bildet ein ähnlicher Rahmen wie bei Demonstrator#1.

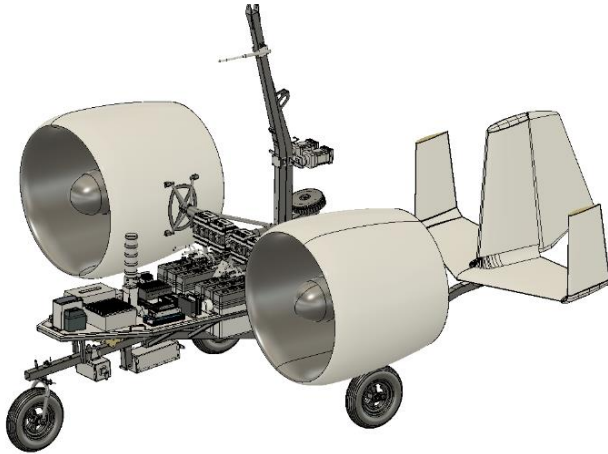


BILD 7. Demonstrator#2 mit Mantelpropellern (Quelle: DLR)

Die zum Einsatz kommenden Mantelpropeller werden am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen der RWTH in Kooperation mit der Jetpel GmbH erforscht. Die Funktionsweise der hierfür entwickelten Auslegungswerkzeuge sowie die durch umfangreiche Studien ermittelten Entwurfszusammenhänge werden in [16] dargestellt.

Ein ursprünglich für Kleinflugzeuge entwickeltes Design wurde bereits umfangreich im Bodenprüfstand der RWTH Aachen erprobt. Für das Projekt S²TOL wurde es auf den Tragschrauber-Anwendungsfall mit geringerer Leistung und niedrigerer Fluggeschwindigkeit angepasst.

Zur Wahl eines geeigneten Motors des Herstellers Geiger Engineering wurde wie bei Demonstrator#1 der Schub des Jetpellers unter Beachtung der in Abschnitt 3.1 angegebenen Schubanforderungen für verschiedene Geschwindigkeiten analytisch berechnet. Der Schub des Jetpellers $F_{\text{Jetpeller}}$ ist in Abhängigkeit von seiner Drehzahl für verschiedene Fluggeschwindigkeiten in BILD 8 dargestellt. Das Kennfeld enthält ebenfalls die maximalen Schübe aus TAB 2 sowie den dauerhaft geforderten Schub im Reiseflug bei 120 km/h aus TAB 3.

Jeder zu einer Drehzahl und einer Anströmgeschwindigkeit zugehörige Schubwert $F_{\text{Jetpeller}}$ wird über das Kennfeld des Jetpellers in eine mechanische Leistung $P_{\text{Jetpeller}}$ umgerechnet. Die sich daraus ergebenden Leistungskurven über der Drehzahl sind für die gleichen Fluggeschwindigkeiten in BILD 9 dargestellt.

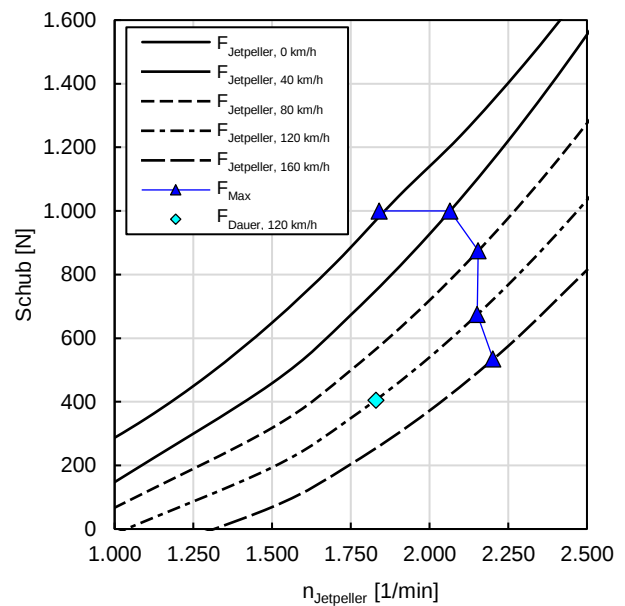


BILD 8. Schub des Jetpellers $F_{\text{Jetpeller}}$ über seiner Drehzahl für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten sowie maximale Schubanforderungen F_{Max} für verschiedene Geschwindigkeiten und dauerhaft notwendiger Schub $F_{\text{Dauer, 120 km/h}}$ im Reiseflug

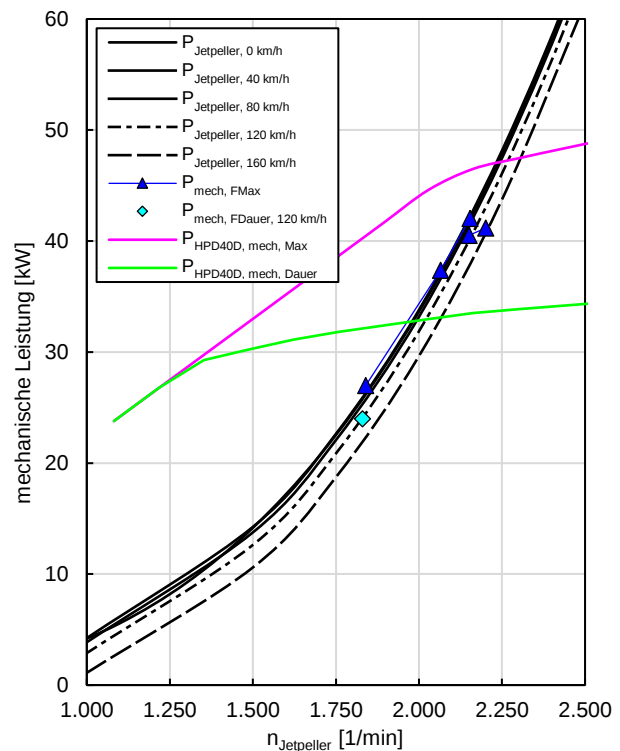


BILD 9. Matching des Jetpellers und des Elektromotors HPD40D: Dargestellt ist 1. die Leistung des Jetpellers $P_{\text{Jetpeller}}$ über seiner Drehzahl für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten, 2. Leistungen für maximale Schubanforderungen für verschiedene Geschwindigkeiten P_{Max} , 3. Leistung für den dauerhaft notwendigen Schub im Reiseflug $P_{\text{Dauer, 120 km/h}}$ sowie 4. die Kennlinien des Elektromotors für Spitzen- ($P_{\text{HPD40D, mech, Max}}$) und Dauerleistung ($P_{\text{HPD40D, mech, Dauer}}$)

Neben den Schubkurven werden auch die Leistungsbedarfe für die maximal erforderlichen Schübe und den dauerhaft notwendigen Schub bei 120 km/h in das Diagramm transformiert. Darüber hinaus zeigt BILD 9 die Kennlinien des Elektromotors HPD40D für die maximale mechanische Leistung $P_{\text{HPD40D, mech, Max}}$ sowie die mechanische Dauerleistung $P_{\text{HPD40D, mech, Dauer}}$. Die Schnittpunkte aus den Kennlinien von Elektromotor und Jetpeller kennzeichnen die sich einstellenden Betriebspunkte für Dauer- und Spitzenleistung des Elektromotors bei unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten.

Die Schnittpunkte der Kennlinie für die maximale Leistung des Elektromotors mit den Kennlinien des Jetpellers liegen oberhalb der Leistungsbedarfe für den maximalen Schub. Der Jetpeller erfüllt in Kombination mit dem HPD40D somit die Anforderungen hinsichtlich des mindestens notwendigen Schubs aus TAB 2. Analog dazu liegt auch der Schnittpunkt der Dauerleistungskennlinie mit den Jetpeller-Kurven oberhalb des Leistungsbedarfs für den Reiseflug bei 120 km/h. Damit erfüllt das Antriebssystem auch die Anforderungen des Dauerbetriebspunkts.

Ein flugfähiger Prototyp der Jetpel GmbH ist in BILD 10 dargestellt. Aus Gewichts- und Steifigkeitsgründen sind die Jetpeller überwiegend in Integralbauweise aus Kohlefaser gefertigt.



BILD 10. Jetpeller Antrieb für Dem#2 (Quelle: DLR)

Zum Betrieb der nabenintegrierten HPD40D sind jeweils zwei MC300 Master/Slave Motorcontroller mit 50 kW Dauer- und 80 kW Maximalleistung erforderlich. Diese werden in der Nähe der Batterien direkt am Rahmen des Tragschraubers befestigt. Zur Kühlung der Motoren ist eine Kühlluftführung in die Nabe integriert.

Der Jetpeller Prototype wurde am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen ausgelegt [16]. Die Daten aus der Vorauslegung wurden bereits mit CFD-Daten validiert. Für die Vorrotation wird das gleiche System wie bei Demonstrator#1 verwendet. Im Unterschied zu Demonstrator#1 wird der

Gesamtenergiebedarf von zwölf 1,55 kWh Akkus bereitgestellt, insgesamt stehen also wie bei Demonstrator#1 18,6 kWh zur Verfügung [15]. Das Gesamtgewicht der Akkus ist vergleichbar mit dem der Akkus von Demonstrator#1. Der Unterschied hängt mit den verwendeten Controllern zusammen. Aufgrund des Duplexsystems müssen die Controller - zwei pro Jetpeller - getrennt voneinander bestromt werden. Bei Verwendung von drei Akkus pro Seite, wie bei Demonstrator#1, käme es zu einer unsymmetrischen Verteilung, was zu einer stärkeren Belastung des einzelnen verwendeten Akkus führt. Der Wechsel zu den kleineren Akkus ermöglicht eine symmetrische Verteilung, so dass jede Controllereinheit von drei Akkus bestromt wird. Die sechs pro Jetpeller verwendeten Akkus verfügen zusammen über eine maximale Leistungsabgabe von 49 kW.

Mit Kenntnis der berechneten Schubwerte und den abgeschätzten Abflugmassen ergeben sich die in TAB 5 zusammengefassten Flugleistungen. Demonstrator#2 erreicht eine maximale Fluggeschwindigkeit von 160 km/h. Die Steigleistungen erfüllt im niedrigen Geschwindigkeitsbereich mit 4,0 m/s alle Anforderungen. Auch im höheren Geschwindigkeitsbereich ist mit 2,9 m/s noch genug Steigleistung vorhanden.

Demonstrator#2	
Abflugmasse	Ca. 430 kg
Max. elektrische Leistung	2 x 49 kW
Schub @80 km/h	2 x 875 N
Schub @120 km/h	2 x 675 N
Steiggeschwindigkeit @80 km/h	4,0 m/s
Steiggeschwindigkeit @120 km/h	3,0 m/s
Max. Fluggeschwindigkeit	Ca. 160 km/h

TAB 5. Flugleistungsbetrachtungen von Demonstrator#2

3.4. Vergleich der Demonstratoren

Die Demonstratoren unterscheiden sich aufgrund ihrer unterschiedlichen Antriebe hinsichtlich ihres Gewichts und ihrer Leistungswerte. Die Werte sind in TAB 6 zusammengefasst.

	Dem#1	Dem#2
Abflugmasse	Ca. 380 kg	Ca. 430 kg
Motor	HPD20	HPD40
Maximalleistung (elektr.)	2 x 28 kW	2 x 60 kW
Dauerleistung (elektr.)	20 kW	40 kW
Akkukapazität	18,6 kWh	18,6 kWh
Max. Leistungsabgabe	2 x 46 kW	2 x 49 kW
Akkus		
Propeller-/Rotordurchmesser	1,60 m	0,85 m

TAB 6. Technische Daten beider Demonstratoren

Demonstrator#2 ist insgesamt etwa 50 kg schwerer als Demonstrator#1. Dies ist zum einen auf das eingesetzte leistungsfähigere und redundante

elektrische Antriebssystem zurückzuführen. Die Motoren von Demonstrator#2 haben ein Mehrgewicht von etwa 13 kg, die zugehörigen Controller wiegen etwa 7 kg mehr. Dafür steht dem Demonstrator#2 mit 2*60 kW vs. 2*28 kW auch die doppelte Leistung zur Verfügung. Aufgrund der eingeschränkten Leistungsabgabe der Akkus können davon allerdings nur 49 kW pro Antrieb genutzt werden. Zum anderen ist das Mehrgewicht auf die Verwendung der Mantelpropeller anstelle der offenen Zugpropeller zurückzuführen. Die verwendeten Jetpeller Prototypen wiegen etwa 30 kg mehr als die Antriebseinheit des offenen Propellers ohne die elektrischen Komponenten. Ein Vorteil von Demonstrator#2 ist der deutlich kleinere Rotordurchmesser, der eine kompaktere Bauart zulässt.

4. ERSTE ERPROBUNGSERGEBNISSE

Die Erprobung der Demonstratoren ermöglicht einen experimentellen Vergleich der zwei vorgestellten Antriebskonfigurationen. Die Bewertung erfolgt im Hinblick auf Schub, Leistung und Lärm. Erste Prüfstandsergebnisse liefern Standschubwerte für verschiedene Leistungen und erlauben einen Vergleich mit der analytischen Berechnung aus Kapitel 3.

4.1. Demonstrator#1

Der offene 1,6 m Propeller der Firma E-Props wurde mit einer Antriebseinheit auf dem Schubmessprüfstand des Institutes für Strahlantriebe und Turbomaschinen getestet. Auf diesem wurden Standschubmessungen bei verschiedenen Drehzahlen durchgeführt sowie das in den Anforderungen vorgegebene Leistungsprofil einer Platzrunde nachgebildet.

Die Standschubkurve aus Kapitel 3.2 ergänzt um die eingefahrenen Messwerte ist in BILD 11. dargestellt.

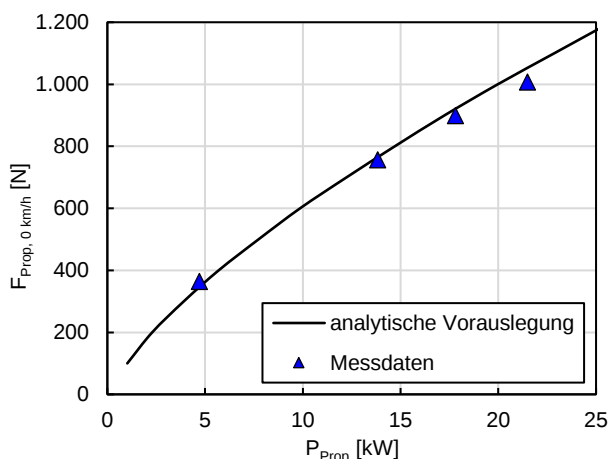


BILD 11. Schub des offenen Propellers im Bodenstandsfall $F_{Prop, 0 km/h}$ über mechanische Leistung P_{Prop} , Vergleich der Daten aus der analytischen Vorauslegung und den Messdaten aus dem Prüfstandsversuch

Für die vier angefahrenen Drehzahlen bzw. Leistungen stimmt der gemessene Schub ausreichend gut mit dem zuvor berechneten überein. Zu höheren Leistungen nimmt die Genauigkeit ab. Ein Grund dafür könnte eine erhöhte Reibung durch den langen Ausleger sowie generelle viskose Verluste sein. Dies könnte zu einem reduzierten Schub führen. Der geforderte maximale Standschub von 1000 N wird aber erreicht. Es wird daher weiterhin davon ausgegangen, dass auch die Schubkurven verschiedener Geschwindigkeiten die Charakteristik des Propellers gut abbilden.

BILD 12 zeigt zudem die Ergebnisse aus den Prüfstandsversuchen für Demonstrator#1 für das absolute Leistungsprofil nach TAB 3. Dafür wurden Drehzahlen eingestellt, bei denen das abgerufene Drehmoment des Elektromotors in etwa dem des angegebenen Flugzustandes entspricht. Die Stromzufuhr erfolgte über nur zwei statt der später drei vorgesehenen Akkus.

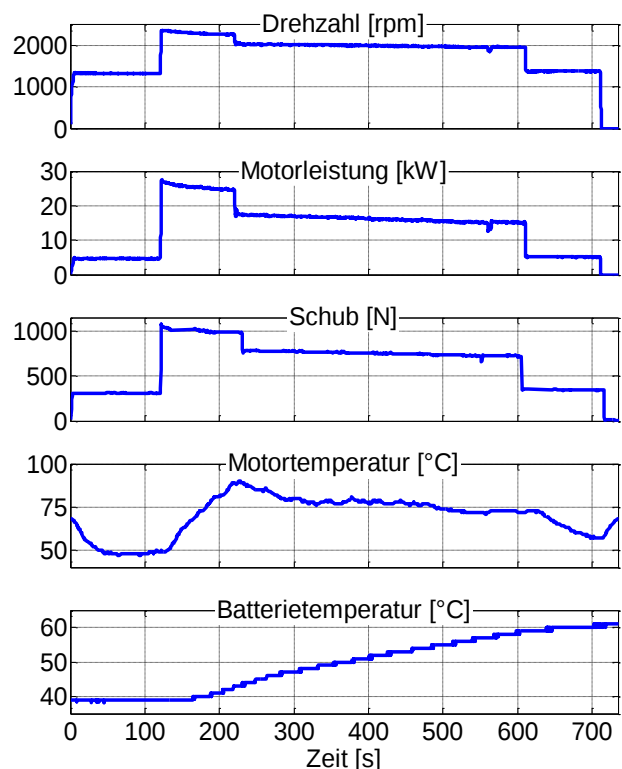


BILD 12. Getestetes Leistungsprofil für die offenen Propeller im Prüfstand (Standversuch)

Die geforderten Leistungswerte werden erreicht. Dabei ist zu berücksichtigen, dass die gemessenen Werte dem Standschubfall entsprechen, weshalb sie höher als in der eigentlichen Flugphase liegen. Der Anstieg der Akkutemperatur ist hingegen als kritisch zu betrachten. In dem durchgeführten Versuch musste Abschnitt 2 (Platzrunde) des vorgegebenen Leistungsprofils bereits nach ca. 380 s abgebrochen werden, um einer Schädigung der Akkus durch eine zu hohe Betriebstemperatur vorzubeugen. Da die

Prüfstandversuche nur mit zwei Akkus durchgeführt wurden, wird davon ausgegangen, dass durch die geplante Verwendung von drei Akkus im Flugversuch der Temperaturanstieg der Akkus reduziert wird und damit die geforderten 500 s umsetzbar sind. Zudem lag die Ausgangstemperatur mit knapp 40 °C relativ hoch. Durch eine möglichst niedrige initiale Temperatur der Akkus vor Flugbeginn ließe sich die Flugzeit weiter erhöhen. Dies könnte durch eine aktive Kühlung vor und während des Fluges erreicht werden.

Nach Einrüstung einer Kühlluftführung stellt die Motortemperatur mit maximal 89 °C nach einer Phase maximaler Belastung kein Problem dar. Um eine beschleunigte Alterung des Elektromotors zu unterbinden, beträgt dessen Grenztemperatur 95 °C. Vielmehr kühlt der Motor in Phasen geringerer Belastung während der Laufzeit wieder ab.

4.2. Demonstrator#2

Die analytischen Berechnungen und die Messungen des Standschubs des Jetpellers sind in BILD 13 dargestellt.

Die in den Prüfstandversuchen vom IST gemessenen Standschübe stimmen ausreichend gut mit der Vorauslegung nach [16] überein und erfüllen damit die in TAB 2 geforderten Maximalschübe im Stand. Es wird somit weiterhin davon ausgegangen, dass auch die Schubkurven für höhere Geschwindigkeiten die Charakteristik des Jetpellers gut abbilden.

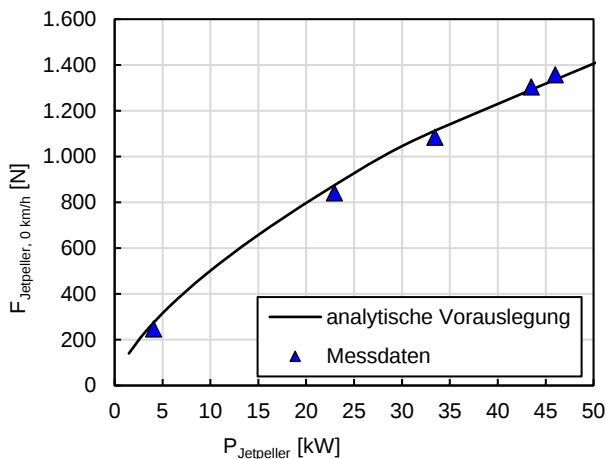


BILD 13. Schub des Jetpellers im Bodenstandsfall $F_{\text{Jetpeller, 0 km/h}}$ über mechanische Leistung $P_{\text{Jetpeller}}$, Vergleich der Daten aus der analytischen Vorauslegung und den Messdaten aus dem Prüfstandsversuch

Die Ergebnisse aus den Prüfstandversuchen der Jetpeller für das Leistungsprofil nach TAB 3 sind in BILD 14 dargestellt.

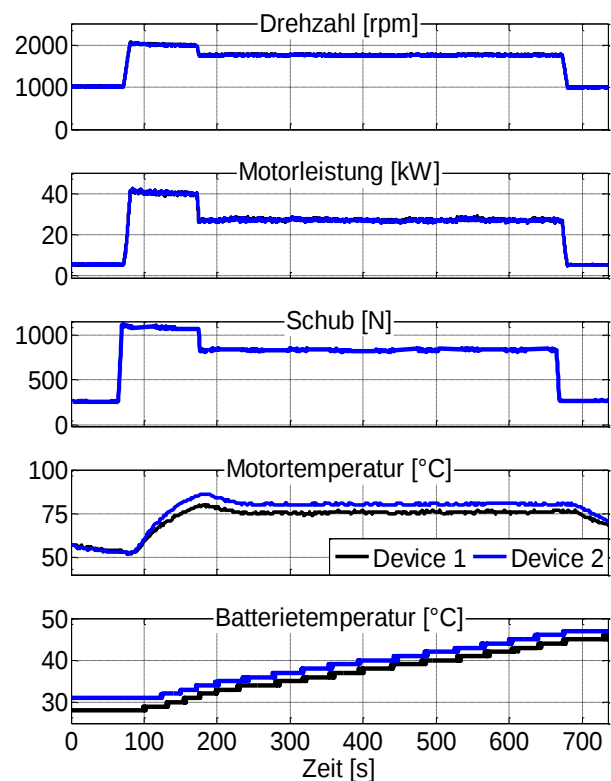


BILD 14. Getestetes Leistungsprofil für die Jetpeller im Prüfstand (Standversuch)

Die Versuche wurden mit vier 3,1 kWh Akkus, statt der kleineren 1,55 kWh Akkus durchgeführt, da diese zum Zeitpunkt der Versuche noch nicht verfügbar waren. Vier Akkus wurden gewählt, um eine symmetrische Verteilung auf die Controller zu gewährleisten.

Der Jetpeller Prototype konnte bereits das geforderte Leistungsprofil einer Platzrunde vollständig erfüllen. Wie bei der Antriebseinheit des offenen Propellers steigt die Motortemperatur deutlich an, wenn der Maximalschub über längere Zeit abgerufen wird. Innerhalb der vorgegeben 100 s liegt die Temperatur mit 80/83°C noch immer deutlich unter der kritischen Temperatur von 95°C. Auffällig ist auch in diesem Testlauf, dass beim gewählten Lastprofil die Akkutemperaturen und nicht die Kapazität der Akkus die Betriebsdauer limitieren könnte.

5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In diesem Beitrag wird das Konzept und der Aufbau einer elektrisch angetriebenen Tragschrauberkonfiguration für den stadtnahen Luftverkehr beschrieben. Dabei werden die zwei Antriebsarten offener Propeller und Mantelpropeller, sogenannte Jetpeller, betrachtet und hinsichtlich ihrer Eigenschaften und Flugleistungen miteinander verglichen. Die Erprobung der Konfigurationen erfolgt mithilfe unbemannter Demonstratoren mit bis zu 450 kg Abflugmasse.

5.1. Ergebnisse

Anhand der Ergebnisse aus den Prüfstandsversuchen lässt sich festhalten, dass die in Kapitel 3 analytisch berechneten Schubwerte Bestand haben. Ein Überhitzen der Motoren oder der Controller auf der vorgegebenen Platzrunde ist unwahrscheinlich, die Temperatur der Batterien muss jedoch beobachtet und ein effektives Warnsystem integriert werden. Ggf. sind weitere Maßnahmen zur Kühlung zu treffen.

Für Demonstrator#1 mit offenen Propellern wurde durch Prüfstandsversuche der erforderliche Stand Schub nachgewiesen. Dies passt sehr gut zu dem analytischen Schubmodell. Auch das Leistungsprofil einer Standardplatzrunde wurde erfolgreich im Prüfstand absolviert. Erste Flugleistungsberechnungen zeigen, dass im niedrigen Geschwindigkeitsbereich die geforderte Steigrate erreicht wird. Im höheren Geschwindigkeitsbereich reduziert sich die Steigrate leicht. Die maximale Fluggeschwindigkeit liegt bei 140 km/h. Demonstrator#2 mit den Jetpellen erfüllt ebenfalls die Anforderungen für den Standschub im Prüfstand. Auch das Leistungsprofil einer Standardplatzrunde wurde erfolgreich im Prüfstand absolviert. Die geforderten Steigraten werden erreicht. Die maximale Fluggeschwindigkeit liegt bei 160 km/h. Die analytisch berechneten Flugleistungsdaten müssen in weiteren Tests verifiziert werden.

5.2. Ausblick

Im nächsten Schritt werden die Antriebe mithilfe mobiler Prüfstandsversuche weiter erprobt. Dazu werden Schubmessungen beider Antriebe unter variablen Anströmgeschwindigkeiten und Winkeln durchgeführt. Die Variation der Anströmgeschwindigkeit wird durch die Montage des Aufbaus auf einem Fahrzeug ermöglicht. Die Flugerprobung soll ab Sommer 2024 durchgeführt werden.

Im Rahmen einer virtuellen Flugerprobung sollen beide Demonstratoren Ende 2023 im Flugsimulator des DLR geflogen werden. Zusammen mit erfahrenen Tragschrauberpiloten sollen die Fliegbarkeit und Flugleistungen überprüft und bewertet werden. Erkenntnisse aus diesen Simulatorstudien sollen daraufhin in die weitere Erprobung und den Aufbau der Demonstratoren fließen.

Um Fortschritte im Bereich einer möglichen EASA Zertifizierung zu realisieren, wird zeitgleich zur Beschleunigung des Zulassungsprozesses an einem datenbasierten akzeptierten Nachweisverfahren für Zulassungsvorschriften geforscht. Hierzu sollen bestehende Lufttüchtigkeitsanweisungen und -richtlinien analysiert und in eine Luftfahrtzulassungsfähige Faserverbundprozesskette integriert werden. Diese Zulassungskette soll am Beispiel der Faserverbundstruktur der Nacelle demonstriert werden.

Nach erfolgreicher Erprobung der Demonstratoren ist im Anschluss ein Prototyp für die viersitzige Version aus der Konzeptstudie zur Vermarktung denkbar. Der lärmoptimierte Antrieb in Kombination mit den hervorragenden Flugeigenschaften und niedrigen Anschaffungs- und Wartungskosten des Tragschraubers bietet großes Potenzial diese Konfiguration nachhaltig auf dem Markt der Advanced Air Mobility zu platzieren. Einsätze zur Personenbeförderung oder Frachtdrohne erscheinen attraktiv.

6. LITERATUR

- [1] Holden, J., Nikhil, G. (2016), *Fast-Forwarding to a Future of On-Demand Urban Air Transportation*, Uber Elevate.
- [2] Bundesministerium der Justiz: Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm, 2007
- [3] Asmer, L. (2021), *Urban Air Mobility Use Cases and Technology Scenarios for the HorizonUAM Project*, Urban Air Mobility Virtual Symposium, 22 bis 23 September 2021, virtual.
- [4] Duda, H., Seewald, J.: *Flugphysik der Tragschrauber – Verstehen und Berechnen*, ISBN 978-3-662-52833-4, Springer Vieweg, Deutschland, 2016.
- [5] JARUS: JARUS guidelines on Specific Operations Risk Assessment (SORA), Joint Authorities for Rule-making of Unmanned Systems, JAR-DEL-WG6-D.04, 2017.
- [6] Bittner, W.: *Flugmechanik der Hubschrauber*, ISBN 978-3-642-54286-2, Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, Deutschland, 2002.
- [7] DFS Deutsche Flugsicherung: Bekanntmachung von Bauvorschriften für Ultraleichte Tragschrauber (einmotorig), 2019.
- [8] EASA: CS-23 Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Aeroplanes, CS-23 Amendment 6 and AMC & GM to CS-23 Issue4, 2023.
- [9] EASA: CS-27 Amendment 9, 2021.
- [10] Duda, H., Seewald, J., Sachs, F., Lorenz, S.: Offenlegungsschrift DE 10 2020 134 686 A1 2022.06.23, Deutsches Patent- und Markenamt, 2022
- [11] Koppelberg, J., Weintraub, D., Jeschke, P.: Acoustic pre-design studies of ducted fans for small aircraft, CEAS Aeronautical Journal, Nr. 13, S. 877-889 (2022), <https://doi.org/10.1007/s13272-022-00604-3>
- [12] Jeschke, P.: Manuskript zur Vorlesung Luftfahrtantriebe I und II, Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen RWTH Aachen, 2023
- [13] Laubner, M., Bender, S., Goormann, L., Lorenz, S., Pruter, I., Rudolph, M.: A Remote Test Pilot Control Station for Unmanned Research Aircraft, DLRK 2022, Dresden.
- [14] AutoGyro – Flug- und Betriebshandbuch für Tragschrauber MTOsport, 2016
- [15] Geiger, J.: *Handbuch Elektrisches Antriebssystem komplett*, Geiger Engineering, 2021
- [16] Weintraub, D., Koppelberg, J., Köhler, J., Jeschke, P.: Ducted fans for hybrid electric propulsion of small aircraft, CEAS Aeronautical Journal, Nr. 13, S. 471-485 (2022), <https://doi.org/10.1007/s13272-022-00573-7>