

UNTERSUCHUNG EINES KLEINEN WELLENLEISTUNGSTRIEBWERKS FÜR DIE ANWENDUNG IN EINEM UNBEMANNTEN FLUGZEUG MIT HYBRID-ELEKTRISCHEM ANTRIEB

F. Zach*, R. Schmidt*, A. Hupfer*, S. Armanini†

* Institut für Aeronautical Engineering, Universität der Bundeswehr München, Willy-Messerschmitt-Straße 1, 82024 Taufkirchen

† Professur für eAviation, Technische Universität München, Lise-Meitner-Str. 9, 85521 Ottobrunn

Zusammenfassung

Das stetig wachsende Interesse an unbemannten Luftfahrzeugen (UAV) und deren unterschiedliche Einsatz- und Betriebsbereiche stellen vor allem für das Antriebssystem eine große Herausforderung dar. Hybrid-elektrische Antriebsstränge versprechen die Vorteile eines elektrisch angetriebenen Propulsors, wie besseres dynamisches Verhalten, mit denen eines konventionellen Antriebsstrangs, wie höhere Energiedichte der verwendeten Kraftstoffe, zu kombinieren. Zudem ermöglicht die Anwendung eines hybrid-elektrischen Antriebs auch mehr Freiheitsgrade bei der Integration in verschiedene UAV-Konfigurationen, einschließlich VTOL-Konfigurationen.

Im Forschungsprojekt ELAPSED (Electric Aircraft Propulsion) [1] wird hierzu ein ganzheitlicher, interdisziplinärer Ansatz zur Entwicklung und Bewertung von elektrischen Antriebssträngen für Luftfahrtanwendungen untersucht. Speziell für Untersuchungen hybrid-elektrischer Konzepte wurde ein Prüfstand für kleine Wellenleistungstriebwerke aufgebaut. Experimentelle Untersuchungen zum Betriebsverhalten sind notwendig, da sich veröffentlichte Leistungsdaten für kleine Triebwerke meist nur auf ausgewählte Betriebspunkte beschränken. Mit dem Ziel, ein umfassendes Betriebskennfeld für den Einsatz in hybrid-elektrischen Antriebssträngen zu erhalten, wurde ein Wellenleistungstriebwerk mit einer maximalen Leistung von 13 kW installiert und untersucht. Mit den gemessenen Daten konnte das Kennfeld erstellt und der Betriebsbereich mit den dazugehörigen Grenzen ermittelt werden. Aufbauend darauf wird der optimale Betriebspunkt bzw. der Bereich eines effizienten Betriebs abgeleitet. Auf dessen Grundlage können die Anforderungen an die Komponenten und die Architektur des Gesamt-Antriebsstrangs festgelegt werden.

Keywords

Hybridantrieb; Wellenleistungstriebwerk; Modellgasturbine

NOMENKLATUR

Formelzeichen

C	Kapazität in Ah
E	Energie in J
H	Brennwert in J/kg
H	Grad der Hybridisierung
I	Strom in A
K_M	Drehmomentkonstante in Nm/A
K_V	Drehzahlkonstante in RPM/V
\dot{m}	Massenstrom in kg/s
n	Drehzahl in RPM
P	Leistung in W
R	el. Widerstand in Ω
U	Spannung in V

Indizes

B	Batterie
Br	Brennstoff

c	chemisch
E	Energie
el	elektrisch
EM	Elektromotor
G	Generator
i	innen
M	Motor
min	minimal
P	Leistung
p	parallel
s	seriell
tot	total
VKM	Verbrennungskraftmaschine
Z	Zelle

Abkürzungen

AC	<i>alternating current</i>
BLDC	<i>brushless DC</i>

DC	<i>direct current</i>
ELAPSED	Electric Aircraft Propulsion – Safe, Efficient, Digitally Linked
ESC	<i>electronic speed controller</i>
UAV	<i>unmanned aerial vehicle</i>
VTOL	<i>vertical take-off and landing</i>

1. EINLEITUNG

Das stetig wachsende Interesse an unbemannten Luftfahrzeugen (UAV) für vielseitige Einsatz- und Betriebsbereiche stellt die Antriebstechnik vor eine Herausforderung. Es werden flexible Lösungen für verschiedene neuartige Fluggerätekombinationen benötigt, welche auch die gestiegenen Anforderungen an die Antriebssysteme erfüllen. Zum jetzigen Zeitpunkt sind im Bereich der kleinen Drohnen großteils vollelektrische Antriebe oder Verbrennungsmotoren im Einsatz. Elektrische Antriebe bieten ein gutes dynamisches Verhalten und hohe Flexibilität im Aufbau des Antriebssystems, welches es ermöglicht neben konventionellen Konfigurationen auch neue Konzepte wie *distributed propulsion* zu verwirklichen. Der größte Nachteil für den rein elektrischen Antrieb sind nach wie vor die geringe Energiedichte der Energiespeicher. Mit dem jetzigen Stand der Technik ist dies gleichzeitig auch der limitierende Faktor für einen Großteil potentieller Anwendungen. Das große Gewicht der benötigten Batterien begrenzt die Reichweite und Flugdauer. Luftfahrzeuge mit Verbrennungsmotoren erreichen aufgrund der hohen Energiedichte der verwendeten Kraftstoffe auf Kohlenstoffbasis höhere Reichweite und Flugdauer, während sie wegen der mechanischen Kopplung und stark drehzahlabhängigen Energieübertragung in ihrer Flexibilität eingeschränkt sind. Hybridantriebe, als Mittelweg zwischen diesen Antriebstechnologien, versprechen die Vorteile von elektrischen und verbrennerbasierten Antrieben zu kombinieren. Die notwendige Leistung kann dabei in der Verbrennungskraftmaschine mit Kraftstoffen hoher Energiedichte erzeugt und in Form elektrischer Leistung dem Antriebsmotor zur Verfügung gestellt werden. Zur Leistungsbereitstellung in solchen Antrieben bieten sich neben den Kolbenmotoren auch Wellenleistungstriebwerke als Verbrennungskraftmaschinen an.

Kleine Wellenleistungstriebwerke bieten gegenüber anderen Verbrennungskraftmaschinen eine geringere Systemkomplexität und eine hohe Leistungsumsetzung pro Bauvolumen und Eigenmasse. Zum jetzigen Zeitpunkt werden solche Triebwerke im untersten Leistungsbereich bis zu 15kW von verschiedenen Herstellern primär für den Einsatz im Modellbau angeboten. Die Gasturbine wird dann als Turboprop betrieben. Eine weitere Einsatzmöglichkeit ist die Nutzung in Verbindung mit einem Generator, um Strom für einen Hybridantriebsstrang zu erzeugen.

Kleinen Wellenleistungstriebwerke erreichen im Betrieb niedrige Wirkungsgrade, vor allem im Teillastbetrieb. Das dynamische Verhalten und ein Übergang bei Lastwechseln gestaltet sich gegenüber konkurrierenden Systemen sehr träge. Um die Wirkungsgrade auf einem möglichst hohen Niveau zu halten, muss das Triebwerk nahe an dessen Auslegungspunkt, mit möglichst wenigen Lastwechseln betrieben werden. Die Hersteller liefern meist nur begrenzte Daten zum Betriebsverhalten der kleinen Gasturbinen, was vor allem für die Simulation und Funktionssicherstellung

des Gesamtantriebsstrangs eine genauere Untersuchung dieser notwendig macht. Hierfür wurde am Institut für Aeronautical Engineering ein Prüfstand zur Vermessung von kleinen Wellenleistungstriebwerken entworfen, aufgebaut und in Betrieb genommen. Das Ziel des Prüfstandes ist, ein vollständiges Betriebskennfeld und die Betriebsgrenzen zu erfassen. Dazu wurde ein Wellenleistungstriebwerk mit einer Leistung von 13kW untersucht. Die Ergebnisse der Untersuchung dienen neben der Kennfelderstellung zur Ermittlung der Komponentenanforderungen und der Architektur eines Hybridantriebsstrangs, in den das Triebwerk integriert werden soll.

2. HYBRIDANTRIEBSSTRÄNGE

Hybridantriebsstränge sind grundsätzlich durch ihren Aufbau aus verschiedenen Energiequellen und Energieumwandlern charakterisiert. Die verbreiteten Formen dieser Antriebsstränge umfassen meist Verbrennungskraftmaschinen, die mechanische Leistung durch die Verbrennung von Brennstoff erzeugen, und Elektromotoren, die in Batterien gespeicherte oder von einem Generator zur Verfügung gestellte Energie in mechanische Leistung umwandeln.

Der Fokus der Forschung für die Anwendung von Hybridantrieben in der Luftfahrt liegt vorwiegend in zivilen Anwendungen. Das Ziel, das hierbei häufig verfolgt wird, ist die Verringerung sowohl des Kraftstoffverbrauchs als auch der umweltschädlichen Emissionen. Beispiele für Konzepte von hybrid-elektrischen Flugzeugen sind *E-Fan X* von Airbus [2] sowie *SUGAR Volt* der NASA [3]. Die Entwicklung von Hybridantriebssträngen in der Luftfahrt beschränkt sich nicht nur auf die Anwendung in der kommerziellen Luftfahrt. Die *HYBRiX 2.1* von Quaternium [4] oder die *Perimeter 8* von Skyfront [5] sind Beispiele für kleine UAVs mit hybrid-elektrischen Antrieben. In der *HYBRiX 2.1* kommt zusätzlich zu einer Batterie ein Kolbenmotor mit einem Generator zur Stromerzeugung zum Einsatz, der 2.6kW Leistung zur Verfügung stellen kann. Der Motor wird für das Aufladen der Batterien verwendet, um die Flugzeiten der UAVs auf bis zu vier Stunden zu verlängern. Skyfront konnte mit einem ähnlichen Aufbau mit der *Perimeter 8* einen Flugdauerrekord für Multirotor-UAVs von 13 Stunden und 4 Minuten aufstellen [6].

Neben der Anwendung von Kolbenmotoren sind auch Wellenleistungstriebwerke für den Einsatz in hybriden Antriebssträngen interessant. Diese besitzen mehrere Vorteile, wie z.B. höhere Leistungsdichte und größere Brennstoffflexibilität. Zudem werden Anwendungen untersucht, bei denen Gasturbinen mit wasserstoffangereicherten Brennstoffen oder reinem Wasserstoff betrieben werden, um deren klimaschädliche Emissionen zu reduzieren [7].

Für den Aufbau von Hybridantriebssträngen kommen mehrere verschiedene Architekturen infrage. Nach [8] lassen sich durch den Grad der Leistungshybridisierung H_P (Gleichung (1)) und den Grad der Energiehybridisierung H_E (Gleichung (2)) klassifizieren. Hierbei gibt H_P an welcher Anteil der verfügbaren Wellenleistung durch elektrische Leistung zur Verfügung gestellt wird. Durch H_E wird angegeben, welcher Anteil der verfügbaren Energie in elektrischen Speichern, wie Batterien, gespeichert wird. Mit diesen Werten lassen sich verschiedene Typen von Antriebssträngen klassifizieren, welche in Tabelle 1 aufgelistet sind.

$$(1) \quad H_P = \frac{P_{EM}}{P_{tot}} = \frac{P_{EM}}{P_{EM} + P_{VKM}}$$

$$(2) \quad H_E = \frac{E_{el}}{E_{tot}} = \frac{E_{el}}{E_{el} + E_c}$$

Konfiguration	H_P	H_E
Konventionell	0	0
teilw. turbo-elektrisch	$0 < H_P < 1$	0
Turbo-elektrisch	1	0
Seriell-Hybrid	1	$0 < H_E < 1$
Parallel-Hybrid	$0 < H_P < 1$	$0 < H_E < 1$
teilw. Seriell-Hybrid	$0 < H_P < 1$	$0 < H_E < 1$
Vollelektrisch	1	1

TAB 1. Mögliche Konfigurationen von Hybrid-Antriebssträngen mit ihren korrespondierenden Wertebereichen für H_P und H_E

Von diesen Architekturen kommen vor allem der parallele und serielle Hybridantrieb infrage, um einen solchen mit einem Wellenleistungstriebwerk zu verwirklichen. Der turboelektrische Antrieb ist zwar ebenfalls in der Tabelle aufgeführt, ist aber laut Definition kein Hybridantrieb, da dieser Energie allein aus fossilem Brennstoff bezieht. Zudem hat dieser die nachteilige Eigenschaft, dass das Wellenleistungstriebwerk über das elektrische System direkt an den Propulsor gekoppelt ist. Dies bedeutet, dass das Triebwerk je nach Flugzustand in wechselndem Drehzahlbereichen betrieben werden muss, was sich negativ auf dessen Wirkungsgrad auswirkt.

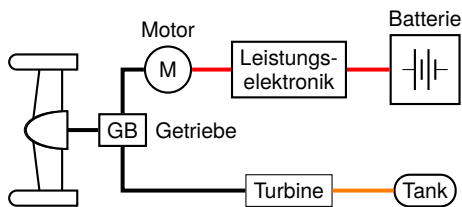


BILD 1. Schematischer Aufbau eines mechanisch integrierten Parallel-Hybrid-Antriebsstrangs (nach [9])

Bei einem Parallel-Hybridantrieb (Bild 1) wird die mechanische Leistung für den Propulsor sowohl von einem Elektromotor und der Gasturbine bereitgestellt. Die Wellen der Antriebe sind über ein Getriebe mit dem Propulsor gekoppelt. Dieser Aufbau ermöglicht es, dass der Propulsor durch den Elektromotor und die Gasturbine gleichzeitig, oder jeweils nur durch eine der beiden Komponenten angetrieben werden kann. Die maximale Leistung kann im parallelen Betrieb von Elektromotor und Wellenleistungsturbine erreicht werden. Es ist daher es möglich, die Komponenten der Leistungspfade kleiner zu dimensionieren und so Gewicht einzusparen. Zusätzlich bietet diese Konfiguration Redundanz, für den Fall, dass einer der Antriebe ausfällt. Der verbleibende kann weiter Energie zur Verfügung stellen.

Ein Nachteil der Parallel-Hybride ist, dass der Propulsor nicht vollständig vom Triebwerk entkoppelt ist. Je nach benötigter mechanischer Leistung wird das Triebwerk mit wechselnder Belastung betrieben. Beim Einsatz eines Wellenleistungstriebwerks ist eine komplexe Regelung notwendig, um das träge Lastwechselverhalten des Triebwerks auszugleichen. Der Betrieb des Triebwerks im Teillastbetrieb wirkt sich ebenfalls negativ auf dessen Wirkungsgrad

aus, was den Gesamtwirkungsgrad dieser Architektur herabsetzt.

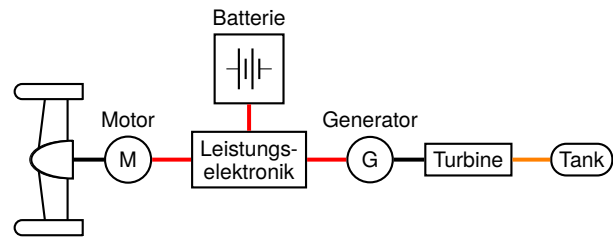


BILD 2. Schematischer Aufbau eines seriellen Hybrid-Antriebsstrangs (nach [9])

Bei einem Seriell-Hybridantrieb (Bild 2) wird der Propulsor lediglich durch den Elektromotor angetrieben. Die elektrische Leistung für den Antrieb wird hierbei von einer Batterie sowie einem vom Wellenleistungstriebwerk angetriebenen Generator bereitgestellt. So ist es möglich, dass der Antrieb nur vom Wellenleistungstriebwerk oder der Batterie oder von beiden gleichzeitig versorgt werden kann. Wird weniger Leistung benötigt, als von der Gasturbine zur Verfügung gestellt wird, kann die überschüssige Leistung zum Laden der Batterie verwendet werden.

Diese Antriebsarchitektur bietet den Vorteil, dass die Gasturbine vollständig vom Propulsor entkoppelt ist. Dies ermöglicht es, diese in ihrem effizientesten Arbeitspunkt zu betreiben und vereinfacht auch die Triebwerks- bzw. Schubregelung, da hierfür nur der Elektromotor geregelt werden muss.

Nachteilig wirken sich bei dieser Architektur höhere Masse des elektrischen Systems im Vergleich zur parallelen Architektur aus. Eine weitere Herausforderung sind die hohen Übertragungsverluste im Antriebsstrang, die durch die verschiedenen Energieumwandlungen entstehen. Eine effiziente Auslegung der Komponenten des Antriebsstrangs ist entscheidend, um diese Verluste zu kompensieren. [9, 10]

Der Gesamtwirkungsgrad der Hybridantriebe wird signifikant durch den Wirkungsgrad des Wellenleistungstriebwerks beeinflusst. Um einen solchen Antrieb auszuliegen, muss das Betriebsverhalten der Gasturbine bekannt sein, nur so lässt sich der Betrieb in einem effizienten Bereich ermöglichen. Da die von den Herstellern veröffentlichten Leistungsdaten sich meist auf einzelne Betriebspunkte beschränken, ist eine genauere Untersuchung dieser Triebwerke notwendig.

3. VERSUCHSAUFBAU UND -DURCHFÜHRUNG

Am Institut für Aeronautical Engineering der Universität der Bundeswehr München wurde im Zuge der Arbeiten im Forschungsprojekt Electric Aircraft Propulsion – Safe, Efficient, Digitally Linked (ELAPSED) ein Prüfstand entworfen und aufgebaut, der für die Vermessung von kleinen Wellenleistungstriebwerken eingesetzt werden kann. Die Messtechnik des Prüfstands ermöglicht es, Gasturbinen mit einer Leistung von bis zu 60 kW zu vermessen. Der schematische Aufbau des Prüfstands ist im Bild 3 dargestellt.

Für die Leistungs-, Drehmoment- und Drehzahlmessung kommt auf dem Prüfstand (Bild 4) eine Wasserbremse zum Einsatz. Diese ist mit der Abtriebswelle des Triebwerks gekoppelt. Für die Messung der Drehzahl ist an der Wasserbremse ein Drehencoder angebracht, sowie eine

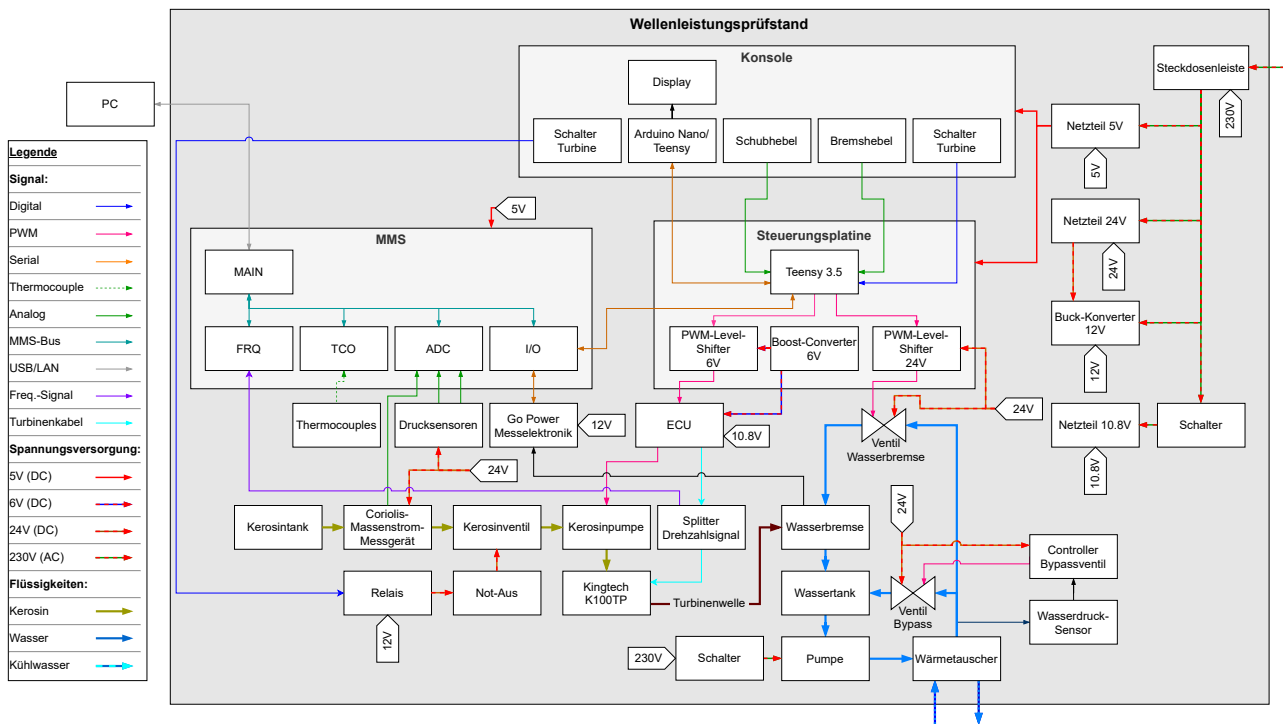


BILD 3. Aufbau des Wellenleistungsprüfstands

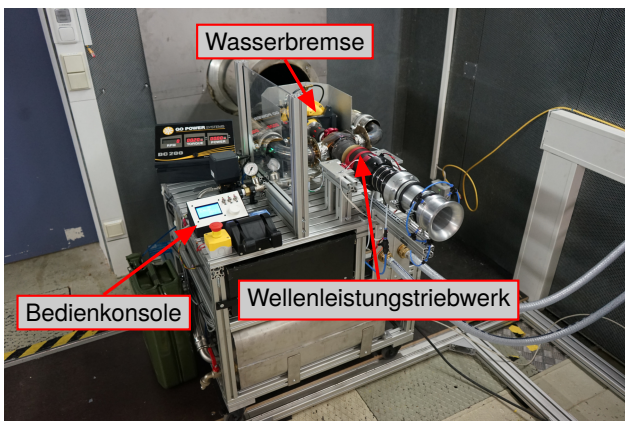


BILD 4. Der Wellenleistungsprüfstand des Institutes für Aeronautical Engineering

Kraftmessdose für die Messung des Drehmoments. Für die Wasserversorgung der Bremse ist ein Wasserkreislauf bestehend aus einem Wassertank, einer Förderpumpe und einem Wärmetauscher verbaut. Die Erwärmung des Wassers, welche durch die Dissipation der Leistung in der Wasserbremse hervorgerufen wird, macht die Kühlung des Wasserkreislaufs notwendig. Hierfür kann der Prüfstand über einen eigenen Wasserkreislauf mit Kühlwasser versorgt werden, mit welchem Wärme über den Wärmetauscher abgeführt wird. Ein Betrieb des Prüfstands ohne Kühlwasser ist dank der Dimensionierung des Tanks ebenfalls für eine begrenzte Zeit möglich.

Neben der Leistung werden weitere Prozessgrößen der Gasturbine gemessen. Diese Werte umfassen den Luftmassenstrom, das Druckverhältnis über eine Druckmessung am Verdichteraustritt, den zugeführten Brennstoffmassenstrom, die Brennkammeraustrittstemperatur, sowie die Temperatur, den statischen Druck und den Totaldruck am Austritt des Abgasgehäuses. Zudem werden Umge-

bungsdruk und Temperatur kontinuierlich aufgezeichnet. Der Luftmassenstrom wird mit einem Normeinlauf nach DIN 5801 ermittelt. Für die Messung des Brennstoffmassenstroms kommt Coriolis-Massenstrommessgerät zum Einsatz.

Für die Steuerung der Wasserbremse und Regelung des Drucks im Wasserkreislauf kommen Motorventile zum Einsatz. Das Ventil für die Druckregelung wird von einem unabhängigen PID-Regler angesteuert, der den Vordruck für die Wasserbremse auf einem vorgegebenen Niveau hält. Die Bremsleistung der Wasserbremse kann mithilfe eines zweiten Motorventils manuell eingestellt werden.

Die Aufnahme der Messwerte erfolgt durch das am Institut Aeronautical Engineering entworfene modulare Messsystem, welches eine Erweiterung der konventionellen Messtechnik erlaubt. Das Messsystem wird über eine Ethernet- oder USB-Schnittstelle mit dem Messrechner verbunden und übergibt die Messdaten an das LabVIEW-Messprogramm. Neben dem Messsystem wird eine eigens entworfene Steuerelektronik für die Steuerung des Triebwerks und das Steuerventil der Wasserbremse eingesetzt. Die Inbetriebnahme des Prüfstandes erfolgte mit einem Wellenleistungstriebwerk K100TP vom Hersteller Kingtech (s. Tabelle 2). Dieses kann laut Hersteller eine Leistung von maximal 13 kW zur Verfügung stellen. Das Triebwerk ist zweiwellig aufgebaut. Die erste Turbine ist über die Gasgeneratorwelle mit dem Kompressor verbunden. Die zweite Turbine ist über ein Untersetzungsgetriebe mit der Abtriebs-

Max Turbine RPM	140000 RPM
Max. Leistungsabgabe	13 kW @ 6200 RPM
Kraftstoffverbrauch	6 g s ⁻¹
Gewicht	2,85 kg

TAB 2. Technische Daten des KingTech K100TP [11]

welle gekoppelt. Diese ist über eine Klauenkupplung, die im Betrieb auftretende Fluchtabweichungen zulässt, mit der Welle der Wasserbremse gekoppelt.

4. KONZIPIERUNG DES HYBRIDANTRIEBSSTRANGS

Die Ergebnisse aus den Versuchen liefern das Betriebsverhalten des Wellenleistungstriebwerks mit einer hohen Genauigkeit bei gleichzeitig hoher Auflösung an Betriebspunkten. Ausgehend von den Daten aus den Messungen soll eine Auslegung für einen Hybridantriebsstrang durchgeführt werden. Für weiterführende Untersuchungen von Hybridantrieben auf Basis eines solchen Triebwerks ist die Vorauslegung der Komponenten des Antriebsstrangs notwendig, welche im Folgenden gezeigt wird.

In Bild 5 ist der Aufbau des elektrischen Systems des seriellen Hybridantriebsstrangs dargestellt. Neben dem Motor, Generator und der Batterie sind alle Komponenten der Leistungselektronik dargestellt. Diese umfassen den Gleichrichter für den Generator, die Batterieelektronik, den ESC sowie den DC-Bus. Der Generatorgleichrichter wandelt den vom Generator erzeugten Wechselstrom in Gleichstrom um. Der umgewandelte Strom wird über den DC-Bus dem ESC und/oder der Batterie zugeführt. Die Batterieelektronik dient zur Steuerung des Ladens und Entladens der Batterie und überwacht den Betrieb dieser. Die ESC wird benötigt, um den Motor anzusteuern. Mit dieser wird der Gleichstrom vom DC-Bus zu einem Wechselstrom moduliert, der den Phasen des Elektromotors zugeführt wird. Mit dem Ziel, dass in Zukunft ein solcher serieller Hybridantriebsstrang für einen Versuch aufgebaut wird, wurde für die Ermittlung der Eckdaten der Komponenten eine Vorauslegung durchgeführt.

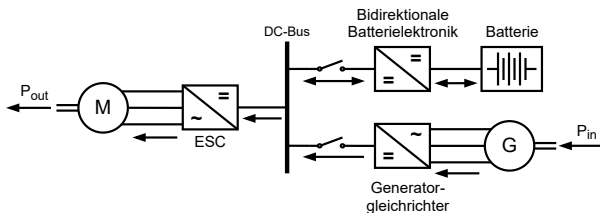


BILD 5. Aufbau des elektrischen Systems für einen Parallel-Hybridantrieb

4.1. Generator

Der Generator wird für die Umwandlung der mechanischen Leistung aus der Turbine in elektrische Leistung benötigt. Hierfür soll in diesem Antriebsstrang ein Elektromotor im umgekehrten Betrieb verwendet werden. Die eigentliche Abtriebswelle wird somit angetrieben. Hierfür sind sowohl Bürstenmotoren als auch bürstenlose Gleichstrommotoren (BLDC-Motoren) einsetzbar. Bürstenlose Motoren bieten den Vorteil einer höheren Zuverlässigkeit, liefern jedoch dreiphasigen Wechselstrom, welche über einen Gleichrichter in Gleichstrom umgewandelt werden muss.

Damit das Triebwerk kontinuierlich in seinem effizientesten Betriebspunkt verbleiben kann und der Generator einen möglichst hohen Wirkungsgrad erreicht, muss dieser anhand der ermittelten Werte aus Abschnitt 5.1 ausgelegt werden.

Die wichtigsten Eckdaten, die für die Auslegung des Ge-

nerators notwendig sind, umfassen die Drehzahlkonstante K_V und die Nennleistung des verwendeten BLDC-Motors. Für die Ermittlung von K_V wird der Motor über das Modell aus [12] charakterisiert. K_V wird in RPM/V angegeben. Die Spannung des Generators mit offenen Klemmen $U_{G,o}$ ist über Gleichung (3) definiert, wobei n die Drehzahl an der Generatorwelle bezeichnet. Der Generatorstrom I_G ist über Gleichung (4) definiert. M bezeichnet hier das Eingangsmoment an der Welle und K_M die Drehmomentkonstante des Generators, die sich aus K_V berechnen lässt. Der Kurzschlussstrom des Generators U_G ist über Gleichung (5) definiert. Hierbei wird der Spannungsabfall an den Windungen über den Windungswiderstand des Generators R_i berechnet. In diese Gleichung werden nun (3) und (4) eingesetzt und die resultierende Funktion dann für K_V gelöst. Hierfür wird vorgegeben, welcher Wert für U_G erreicht werden soll und welcher Wert für R_i erwartet wird.

$$(3) \quad U_{G,o} = \frac{n}{K_V}$$

$$(4) \quad I_G = M \cdot K_M \text{ mit } K_M = K_V \cdot \frac{2\pi}{60}$$

$$(5) \quad U_G = U_{G,o} - R_i \cdot I_G = \frac{n}{K_V} - R_i \cdot M \cdot K_V \cdot \frac{2\pi}{60}$$

Die Nennleistung des Generators wird über die vom Triebwerk abgegebene Leistung festgelegt und muss ausreichend hoch angesetzt werden, um ein Versagen des Generators durch Überlastung zu verhindern und gleichzeitig einen effizienten Betrieb zu ermöglichen.

4.2. Batterie

Die Batterie dient im seriellen Hybridantriebsstrang als Pufferspeicher für Betriebszustände, in denen der Energiebedarf nicht alleine durch den Generator gedeckt werden kann. Zudem kann die Batterie bei geringerem Energiebedarf mit überschüssiger Energie aus dem Generator aufgeladen werden. Für die Auslegung der Batterie muss festgelegt werden, über welche Spannung und Kapazität diese verfügen muss.

Die Batteriespannung U_B wird durch die serielle Verschaltung von Batteriezellen erreicht. Mit der Anzahl n_s der in Reihe geschalteten Zellen und deren Zellspannung U_Z lässt sich U_B mit Gleichung (6) berechnen.

$$(6) \quad U_B = n_s \cdot U_Z$$

Die Kapazität der Batterie muss an die Anforderungen an das Gesamtsystem angepasst werden. Diese sollte dabei so gewählt werden, dass ausreichend Energie für Flugzustände mit höherem Energieverbrauch, wie z.B. Start, Steigflug und Manöverflug, zur Verfügung steht. Dabei sollte die Batterie nicht überdimensioniert werden, um das Gewicht dieser möglichst gering zu halten. Die Gesamtkapazität der Batterie C_B wird durch die Anzahl von parallel geschalteten Zellen variiert. Sie berechnet sich aus der Anzahl der parallel geschalteten Zellen n_p und deren Zellkapazität C_Z .

$$(7) \quad C_B = n_p \cdot C_Z$$

Aus dem Leistungsbedarf des Motors für einen gegebenen Flugzustand lässt sich der benötigte Strom $I_{FZ,i}$ bestimmen. Multipliziert mit der Zeit $t_{FZ,i}$ ergibt sich die Batteriekapazität, die für diesen Flugzustand benötigt wird. Summiert man diesen Wert für alle Flugzustände in einer Flugmission

auf, erhält man den Mindestwert für die geforderte Batteriekapazität $C_{B,min}$.

$$(8) \quad C_{B,min} = \sum_i I_{FZ,i} \cdot t_{FZ,i}$$

4.3. Elektromotor

Der Elektromotor dient zum Antrieb des Propulsors. Für das elektrische Fliegen kommen überwiegend BLDC-Motoren zum Einsatz. Motoren dieses Typs erreichen eine Effizienz von über 95% [13]. Zur Ansteuerung von BLDC-Motoren wird zusätzlich ein ESC (*electronic speed controller*) benötigt, der den Strom für die Motorphasen moduliert. Die Verluste von modernen ESCs fallen gering aus. Es eine Effizienz von bis zu 95% erreicht [14].

Für die Auslegung des Elektromotors wird wiederum das Modell aus [12] genutzt. Die Back-EMF-Spannung des Motors ist über die Drehzahl und die Motorkonstante K_V definiert (Gleichung (9)). Der Motorstrom I_M ist über das vom Propulsor benötigten Drehmoment M und den Leerlaufstrom I_0 definiert (Gleichung (10)). Über diese Zusammenhänge lässt sich die Klemmenspannung $U_{M,in}$ des Motors bestimmen (Gleichung (11)).

$$(9) \quad U_M = \frac{n}{K_V}$$

$$(10) \quad I_M = M \cdot K_V + I_0 \text{ mit } K_M = K_V \cdot \frac{2\pi}{60}$$

$$(11) \quad U_{M,in} = U_M + R_i \cdot I_M = \frac{n}{K_V} + R_i \cdot I_M$$

4.4. Elektrisches System

Neben den Komponenten zur Energieumwandlung und -speicherung, werden im elektrischen System weitere Komponenten zu Spannungswandlung benötigt. Für die Umwandlung des vom Generator erzeugten Wechselstroms wird ein Gleichrichter benötigt, um diesen in Wechselstrom umzuwandeln. Hierfür werden Diodengleichrichter eingesetzt, die entweder passiv arbeiten oder mit gesteuerten Dioden arbeiten können. Bei der Umwandlung des Stroms kommt es durch den Spannungsabfall über die Dioden zu Verlusten. Diese müssen auch bei der Auslegung des Generators berücksichtigt werden, um sicherzustellen, dass der Gleichrichter die für das System erwünschte Spannung abgeben kann.

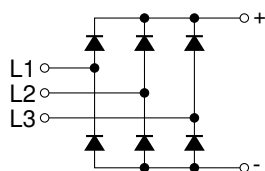


BILD 6. Schematischer Aufbau eines dreiphasigen Gleichrichters mit Dioden. An den Phasen L1, L2 und L3 liegt Wechselstrom an und an den Klemmen wird Gleichstrom abgegeben.

Es wird eine Ladeelektronik benötigt, welche die Ladespannung für die Batterie einstellt. Gleichzeitig muss die Elektronik die Spannung der Batterie auf das im elektrischen System benötigte Niveau bringen, wenn diese entladen wird. Für diese Umwandlung werden Aufwärts- und Abwärtswandler eingesetzt, die das Spannungsniveau von Gleichstrom anpassen. Auch diese Umwandlung ist

mit Verlusten behaftet und wirkt sich negativ auf den Wirkungsgrad des Antriebsstrangs aus. Spannungswandler erreichen Effizienzen von über 95% [15].

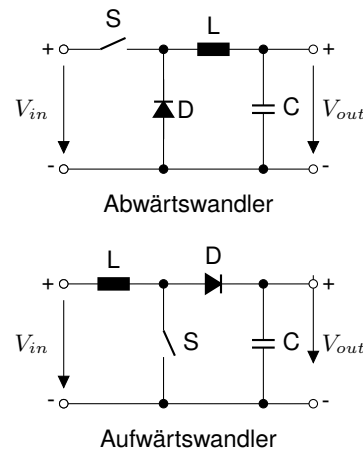


BILD 7. Vereinfachte Schaltkreise für Aufwärts- und Abwärts-wandler

5. VERSUCHSDURCHFÜHRUNG UND -ERGEBNISSE

Das Triebwerk K100TP wurde in einer Versuchsreihe vermessen, um die Daten für die Erstellung des Leistungskennfelds aufzuzeichnen. In den Versuchen wurden Daten für sechs Kennlinien aufgezeichnet. Für jede Kennlinie wurde der Gasgenerator des Triebwerks mit einer festgelegten Drehzahl betrieben. Anschließend wurde die Bremsleistung der Wasserbremse variiert, um die Drehzahl für unterschiedliche Drosselstellungen zu vermessen. Hierfür wurden vorgegebene Gas- und Bremshebelstellungen verwendet. Vor der Aufzeichnung der Messpunkte wurde das Triebwerk zur Stabilisierung für ausreichende Zeit in seinem Betriebszustand gehalten, damit sich die Erwärmung bzw. Abkühlung der Triebwerkskomponenten nicht auf die Messgenauigkeit auswirkt.

5.1. Ergebnisse

Aus den aufgezeichneten Messwerten wurde das in Bild 8 dargestellte Leistungskennfeld sowie das in Bild 9 dargestellte Drehmomentkennfeld des Wellenleistungstriebwerks erstellt. Beim Leistungskennfeld ist an der Hochachse die Leistung und an der Längsachse die Abtriebsdrehzahl aufgetragen. Die schwarzen Linien repräsentieren die Kennlinien für die gehaltenen Gashebelstellungen bzw. Gasgeneratordrehzahlen. Zusätzlich zu den Kennlinien ist der Wirkungsgrad des Triebwerks mit den eingezeichneten Isolinen dargestellt. Die Werte des Wirkungsgrads, die nicht auf den Kennlinien liegen, wurden durch die Interpolation der an den Messpunkten vorliegenden Werte ermittelt. Der Gesamtwirkungsgrad des Triebwerks wird hierbei über die abgegebene Leistung und die Menge an zugeführtem Brennstoffmassenstrom ermittelt (Gleichung (12)).

$$(12) \quad \eta_{tot} = \frac{M\omega}{H_{Br}\dot{m}_{Br}} = \frac{P_{aus}}{P_{ein}}$$

Im Kennfeld ist zu erkennen, dass die vom Triebwerk abgegebene Leistung mit ansteigender Abtriebsdrehzahl ansteigt. Das Triebwerk weist bei seiner maximal erreichten Abtriebsdrehzahl die höchste Leistung bei höchstem Wirkungsgrad auf. Dies ist somit der effizienteste Betriebspunkt des Triebwerks (Tabelle 3). Die Lage des jeweiligen Betrieb-

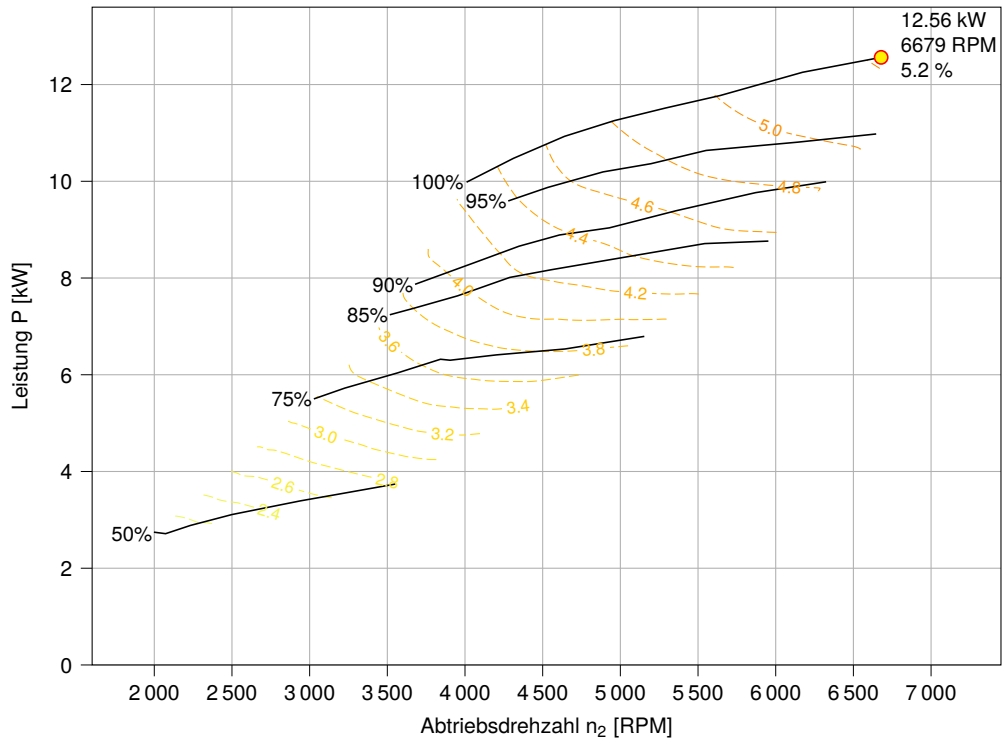


BILD 8. Gemessenes Leistungskennfeld der Wellenleistungsturbine K100TP

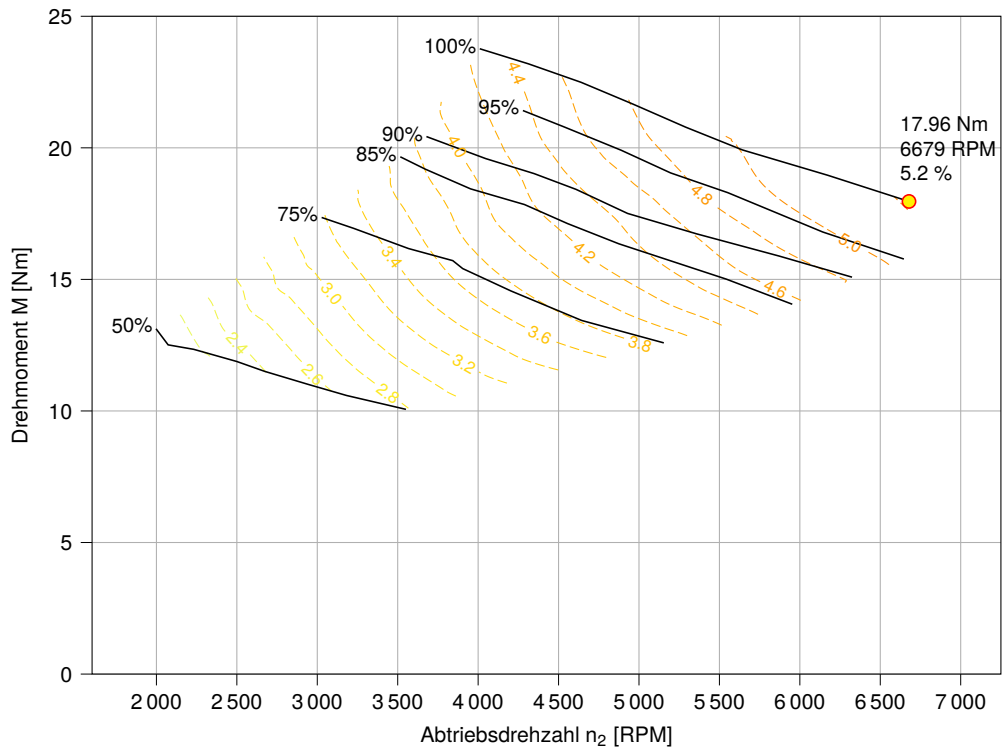


BILD 9. Gemessenes Drehmomentkennfeld der Wellenleistungsturbine K100TP

spunktes ist in den Kennfeldern markiert. Eine Reduktion der Gasgenerator Drehzahl führt zu einem signifikanten Abfall der abgegebenen Leistung und Effizienz. So werden bei einer relativen Drehzahl von 73% des Gasgenerators nur noch höchstens 30% der maximal erreichbaren Leistung erreicht. Der Wirkungsgrad erreicht nur noch 53% des maximal erreichbaren Wertes. Dieses Verhalten der Triebwerksleistung und des Wirkungsgrads zeigt anschaulich, warum der Betrieb des Triebwerks in Teillast und mit wechselnden Lasten nachteilig ist. Für einen effizienten Betrieb sind gleichbleibende Lasten bei hohen Abtriebs- und Gasgeneratorwellendrehzahlen anzustreben.

TAB 3. Ermittelte Werte am idealen Arbeitspunkt des Wellenleistungstriebwerks

Wellenleistung	12,56 kW
Abtriebsdrehzahl	6679 RPM
Drehmoment	17,96 Nm
Gesamtwirkungsgrad	5,2 %
Brennstoffmassenstrom	5,6 g/s
Gasgenerator Drehzahl	137 043 RPM
Druckverhältnis	2,36
Luftmassenstrom	0,21 kg/s

5.2. Auslegung der Antriebskomponenten

Mit den Zusammenhängen und Überlegungen aus Abschnitt 4 und den in den Versuchen ermittelten Daten, wurden die Vorauslegungswerte für die Komponenten des seriellen Hybridantriebsstrangs für weitere Untersuchungen ermittelt. Als Motor-Propulsor-Kombination für den Antrieb wurde das am Institut im Zuge des Projekts ELAPSED in Entwicklung befindliche E-Fan Triebwerk [16] ausgewählt. Generator und Batterie wurden auf Basis des Leistungsbedarfs des E-Fans vorausgelegt. Eingangsgrößen für den Generator waren das Drehmoment und die Drehzahl des Triebwerksabtriebs sowie die gewünschte auszugebende Spannung. Die Batterie ist so gewählt, dass sie genügend Leistung abgeben kann, um für kurze Zeitintervalle den E-Fan mit voller Leistung betreiben zu können. In Tabellen 4 bis 6 sind die Werte, die für die Komponenten ermittelt und ausgewählt wurden aufgelistet.

Eingangsspannung ESC	60 V
Motorkonstante	269 RPM/V
el. Eingangsleistung	15 kW
Schub	240-250 N

TAB 4. E-Fan

Ausgangsspannung	60 V
Generatorkonstante	100 RPM/V
Nennleistung	≥ 15 kW
el. Ausgangsleistung	11,2 kW

TAB 5. Generator

Zellen	14S1
Batteriespannung	51,8 V
Kapazität	5000 mAh
min. Entladedauer	≥ 3 min bei 3,8 kW

TAB 6. Batterie

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Mit Abschluss dieser Arbeit wurde der Prüfstand in Betrieb genommen und die Funktionalität mit einer kleinen Gasturbine validiert. Als Testträger kam hierzu das Wellenleistungstriebwerks K100TP zum Einsatz, was für die Anwendung in einem unbemannten Flugzeug mit hybrid-elektrischem Antrieb geeignet ist. Das Ergebnis zeigt, dass der Prüfstand die für eine Vorauslegung notwendigen Informationen aus dem Betrieb der Gasturbine liefert. Mit den ermittelten Daten aus den Prüfstandversuchen konnte bereits eine Vorauslegung für einen seriellen Hybridantriebsstrang durchgeführt werden.

Die zukünftige Nutzung des Prüfstands soll auf weitere Anwendungen ausgeweitet werden. Im besonderen Fokus stehen hierbei aktuelle Forschungsarbeiten im dtcc.bw-geförderten Vorhaben ELAPSED, in dem unterschiedliche elektrische und hybridelektrische Antriebsstränge gesamtheitlich untersucht und für Anwendungen optimiert werden sollen. Die Zusammenarbeit in einem solchen interdisziplinären Projekt erfordert eine digitale Vernetzung zwischen den verteilten Software- und Auslegungstools mit den unterschiedlichen Komponenten und Gesamtsystemprüfständen. Der hier vorgestellte Prüfstand liefert hierzu wichtige Daten, um diese Vernetzung in der geforderten Qualität sicherzustellen. Numerische Simulationen können mit experimentell ermittelten Kennfeldern validiert und hinsichtlich gültigen Betriebsbereiches überprüft werden. Mithilfe dieser Daten dann Informationen an die Vorauslegung zurückgegeben werden. Die Verknüpfung der unterschiedlichen Disziplinen wie z.B. Effizienz des Propulsors, Betriebsverhalten der Gasturbine und des Generators, Batteriemangement, Elektromagnetische Verträglichkeit u.a. werden dann zu einem funktionierenden Gesamtsystem gekoppelt. Hierzu werden vor allem digitale Zwillinge der jeweiligen Komponenten als Verbindungsglied genutzt. Für die virtuelle Nachbildung der Prozesse und Anlagen werden valide und experimentell überprüfte Daten benötigt. Die Versuche mit den Kleingasturbinen am Prüfstand liefert hierfür wichtige Daten. Zusätzlich ermöglicht der Prüfstand den Betrieb mit unterschiedlichen Brennstoffen, sodass dieser auch für zukünftige Wasserstoff-Anwendungen eingesetzt werden kann.

7. DANKSAGUNG

Diese Veröffentlichung wird durch das Projekt Electric Aircraft Propulsion - safe, efficient, digitally linked (ELAPSED) innerhalb von dtcc.bw - Zentrum für Digitalisierungs- und Technologieforschung der Bundeswehr gefördert

Kontaktadresse:

fabian.zach@unibw.de

Literatur

- [1] <https://dtecbw.de/home/forschung/unibw-m/projekt-elapsed>.
- [2] E-Fan X. <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hybrid-and-electric-flight/e-fan-x>.
- [3] R. H. Jansen, C. Bowman, A. Jankovsky, R. Dyson, and J. L. Felder. Overview of NASA Electrified Aircraft Propulsion Research for Large Subsonic Transports. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20170012222/downloads/20170012222.pdf>.
- [4] HYBRiX20 RTF. <https://www.quaternium.com/hybrix20-rtf>.
- [5] Perimeter 8. <https://skyfront.com/perimeter-8/>.
- [6] Hybrid Gas-Electric Multirotor Drone Breaks Endurance Record. <https://www.unmannedsystemstechnology.com/2021/03/hybrid-gas-electric-multirotor-drone-breaks-endurance-record/>.
- [7] B. Reyhaneh and M. Assadi. A hydrogen-fueled micro gas turbine unit for carbon-free heat and power generation. *Sustainability*, 14(20), 2022. ISSN: 2071-1050. DOI: 10.3390/su142013305.
- [8] L. Lorenz, A. Seitz, H. Kuhn, and A. Sizmann. Hybrid Power Trains For Future Mobility. 2013. DOI: 10.13140/2.1.2741.7925.
- [9] P. C. Vratny. *Conceptual Design Methods of Electric Power Architectures for Hybrid Energy Aircraft*. PhD thesis, June 2018.
- [10] J. Schömann. Hybrid-Electric Propulsion Systems for Small Unmanned Aircraft.
- [11] Kingtech K100TPG4. <https://kingtechturbine.lu/KingTech-K100TPG4>.
- [12] M. Drela. First-Order DC Electric Motor Model, 2007. https://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/motor1_theory.pdf.
- [13] J. Reddy and K. Kumar. A Comprehensive Review on Hybrid Multiport Converters for Energy Storage Devices Control and Performance of Electric Motor in EVs. 8:4681–4696, Sept. 2020. DOI: 10.30534/ijeter/2020/102882020.
- [14] S. Kim. *Electric Motor Control*. Elsevier. ISBN: 978-0-12-812138-2.
- [15] N. Swaminathan and Y. Cao. An Overview of High-Conversion High-Voltage DC–DC Converters for Electrified Aviation Power Distribution System. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 6(4):1740–1754, 2020. DOI: 10.1109/TTE.2020.3009152.
- [16] S. Hawner and A. Hupfer. Entwicklung eines CFD-Auslegungstools für ein gegenläufiges, elektrisches Fantriebwerk und Anwendung für eine Parameterstudie im Designpunkt. Sept. 2022. DOI: 10.25967/570146.