

MODELLIERUNG VON HYBRID-ELEKTRISCHEN ANTRIEBSSYSTEMEN FÜR SENKRECHTSTARTFÄHIGE FLUGZEUGKONZEPTE

F. Stagliano
EADS Innovation, 81663 München, Deutschland

Zusammenfassung

Kippflügel- und Kipprotorflugzeuge vereinen das Einsatzspektrum eines Hubschraubers mit den Reiseeigenschaften eines Flächenflugzeugs. Sie stellen daher ein interessantes Konzept für Anwendungsszenarien dar, welche zum einen die Fähigkeit erfordern, senkrecht starten und landen zu können, und zum anderen eine größere Reiseeffizienz als Hubschrauber erforderlich machen. Dieser Beitrag hat zum Ziel, alternative Antriebsarchitekturen hinsichtlich ihres Potentials und ihrer Anwendbarkeit auf Kipprotor- und Kippflügelflugzeuge zu untersuchen. Im Zentrum der Untersuchung stehen hierbei der Einsatz eines elektrifizierten Antriebsstranges, sowie die Verwendung effizienter Dieselmotoren. Hierfür werden Modellierungsmethoden für die relevanten Komponenten der verschiedenen Antriebsarchitekturen entwickelt. Anschließend werden die betrachteten Architekturen hinsichtlich ihres Gesamtgewichts und der potentiellen Einsparmöglichkeit im spezifischen Treibstoffverbrauch gegenübergestellt und mit einem herkömmlichen Antriebssystem verglichen.

1. MOTIVATION

Während von den beiden führenden Flugzeugherstellern Boeing und Airbus mit einer Verdopplung des konventionellen Luftverkehrs in den nächsten zwei Jahrzehnten gerechnet wird [1] [2], wird auch im Bereich senkrechtstartfähiger Konzepte (Vertical Take-Off & Landing - kurz VTOL) ein deutlicher Zuwachs erwartet [3] [4].

Im Zuge der aktuell anhaltenden Debatte zum Klimaschutz steht damit auch dieser Luftfahrtsektor vor der Herausforderung, trotz steigender Nachfrage den Ausstoß schädlicher Umweltausschüttungen zu senken. Aus diesem Grund wird in den nächsten Jahren im Rahmen des „Green Rotorcraft“-Projektes - eines Teilprojekts der „Clean Sky“-Initiative der Europäischen Kommission und der europäischen Luftfahrtindustrie - der Einsatz von neuen umweltfreundlichen Technologien für fortschrittliche Hubschrauberkonzepte untersucht. Im Fokus stehen hierbei u. a. die Untersuchung und Demonstration neuer effizienter Dieselmotoren sowie eine stärkere Elektrifizierung der Bordsysteme mit dem Ziel, den Treibstoffbedarf und die Emissionen gegenüber heutigen Systemen deutlich zu senken [5].

Während der Hubschrauber für kurze Reichweiten nach wie vor im Schwebeflug das energieeffizienteste senkrechtstartfähige Fluggerät ist, ist seine maximale Geschwindigkeit und Reichweite durch aerodynamische Effekte am Rotor und die geringere aerodynamische Effizienz der Konfiguration konzeptbedingt begrenzt [6] [7].

Für Einsatzmissionen, bei denen der Reisefluganteil deutlich höher als die Zeit im Schwebeflug ist, werden deshalb flugzeugähnlichere Konzepte wie Kippflügel- oder Kipprotorkonfigurationen interessant (siehe Abbildung 1). Diese verfügen über die Fähigkeit, senkrecht zu starten und zu landen, indem sie den Flügel (Kippflügel) oder Propeller/Rotor (Kipprotor) um 90° in die Vertikale kippen können. Im Reiseflug hingegen operieren sie wie konventionelle Transportflugzeuge. Durch die höhere Kreisflächenbelastung der Rotoren/Propeller (Schubkraft in Bezug auf Propellerkreisfläche) besitzen sie gegenüber Hubschraubern eine geringere Schwebeflugeffizienz.



Abbildung 1: Kippflügelflugzeug XC-142A [8] –oben, Kipprotorflugzeug BA609 –unten [9]

Wie in Abbildung 2 ersichtlich, sind sie jedoch Hubschraubern hinsichtlich der maximalen Fluggeschwindigkeit und aerodynamischen Effizienz (und damit ihrer Reichweite) überlegen [10] [11].

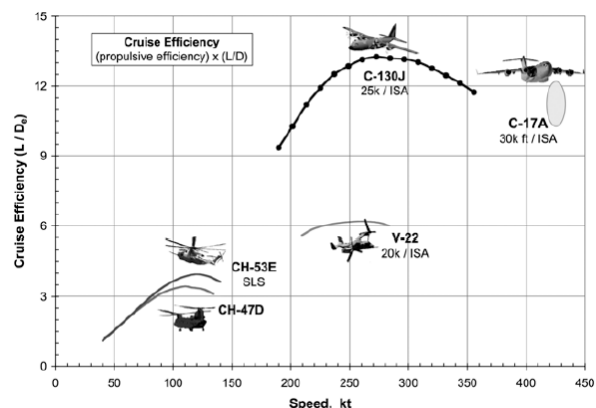


Abbildung 2: Reiseflugeffizienz und maximale Fluggeschwindigkeit von Hubschraubern, Kipprotor- und Transportflugzeugen [12]

Kippflügel- und Kipprotorkonzepte benötigen für den sicheren

Betrieb bei Triebwerksausfall, ähnlich wie Hubschrauber, ein komplexes mechanisches Leistungsübertragungssystem. Dieses verbindet alle Triebwerke und Schubserzeuger untereinander über ein System aus Wellen und Getrieben. Bei Triebwerksausfall sorgt dieses System dafür, die verbleibende Leistung gleichmäßig auf alle Schubserzeuger zu verteilen, um einen getrimmten Flugzustand bei minimalem Schubverlust zu gewährleisten. Durch diese zusätzlich benötigte Komponente wird der Wartungsaufwand gegenüber konventionellen Transportflugzeugen erhöht und der relative Nutzlastanteil verringert. Zudem können die - je nach Mission - deutlich unterschiedlichen Leistungsanforderungen bei Schweb- und Reiseflug einen ungünstigen Teillastbetrieb der Wellenleistungstriebwerke im Reiseflug zur Folge haben, was den Treibstoffverbrauch erhöht.

Aufgrund dieser beiden Aspekte könnten effiziente Dieselmotoren sowie eine stärkere Elektrifizierung des Antriebsstrangs, wie sie im Rahmen des „Green Rotorcraft“-Projektes für Hubschrauber untersucht werden, auch für Kippflügel-/Kipprotorflugzeuge eine vielversprechende Möglichkeit zur Reduzierung des Treibstoffverbrauchs sein.

2. POTENTIALE ZUR EFFIZIENZSTEIGERUNG

Um einen sicheren Betrieb im Schwebeflug und in der Transition (Übergang von Start/Landung zu aerodynamisch tragendem Flug) zu gewährleisten, muss bei VTOL-Konzepten sichergestellt werden, dass auch nach Ausfall eines Triebwerks genügend Restschub für Trimmung und Steuerung sowie für eine sichere Landung zur Verfügung steht. Hierfür werden typischerweise Triebwerke (Leistungserzeuger) und Propeller (Schubserzeuger) untereinander mechanisch gekoppelt, so dass bei Ausfall eines Triebwerks die verbleibende Leistung gleichmäßig auf alle Schubserzeuger verteilt wird. Dies ist wesentlich günstiger als eine Kopplung eines (oder mehrerer) Triebwerks/e an nur einen Propeller/Rotor. In jenem Fall hätte der Ausfall eines Triebwerks nicht nur einen Schubabfall an dem direkt angeschlossenen Schubserzeuger zur Folge, sondern könnte für den Momentenausgleich – je nach Lage des Propellers/Rotors – zusätzlich eine entsprechende Schubverminderung an einem gegenüberliegenden Schubserzeuger (Schubhebestellung) erfordern. Hieraus ergibt sich eine größere benötigte Leistungsreserve als bei gekoppelten Triebwerken und Schubserzeugern.

Durch eine mechanische Kopplung ergibt sich je nach installierter Leistung, Triebwerksanzahl, Anzahl der Schubserzeuger sowie der räumlichen Anordnung der Triebwerke und Propeller zueinander ein entsprechend aufwendiges Leistungsübertragungssystem. Dieses ist aus einem Wellensystem, Verbindungselementen, Getrieben, Kupplungen und entsprechender Lagerung aufgebaut. Als Beispiel für ein solches System ist in Abbildung 3 das Antriebs- und Leistungsübertragungssystem der XC-142A dargestellt. Insgesamt waren bei diesem Konzept vier Wellenleistungstriebwerke installiert, welche über ein Wellensystem (mit insgesamt elf Getrieben) vier Propeller, einen Heckpropeller sowie die Bordsysteme mit Leistung versorgt haben [13].

Elektrische Übertragungssysteme können eine interessante Alternative darstellen, um die Komplexität und somit den Wartungsaufwand und das Gewicht des Leistungsübertragungssystems zu reduzieren.

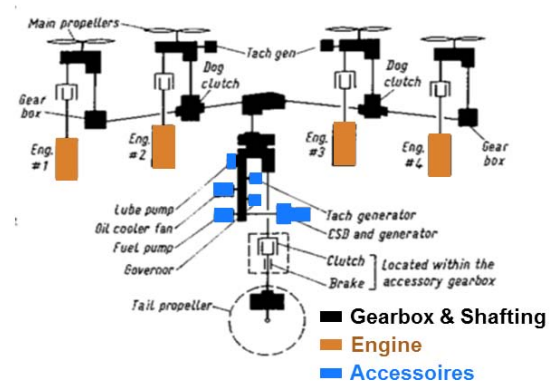


Abbildung 3: Leistungsübertragungssystem des Experimentalkippflügelflugzeugs XC-142A [13]

Bei einer elektrischen Leistungsübertragung werden die Rotoren/Propeller von Elektromotoren angetrieben, welche über ein Leistungsmanagementsystem entweder von einem an ein Triebwerk gekoppelten Generator oder alternativ von Batterien mit Energie versorgt werden. In Abbildung 4 ist der prinzipielle Aufbau eines solchen hybrid-elektrischen Antriebsstrangs dargestellt.

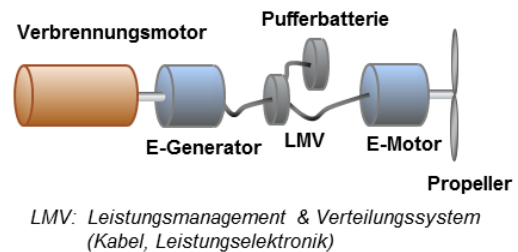


Abbildung 4: Prinzipieller Aufbau eines hybrid-elektrischen Antriebsstrangs

Neben der bereits erwähnten Möglichkeit zur Komplexitätsreduzierung und den hieraus resultierenden Einsparpotentialen bieten elektrische Leistungsübertragungssysteme neue Möglichkeiten der Triebwerksintegration, welche bei einer rein mechanischen Kopplung nur schwer zu realisieren wären. So ermöglichen diese eine einfache räumliche Trennung von Leistungs- und Schubserzeuger, was beispielsweise eine Triebwerksintegration in den Rumpf erleichtert. Als weitere Möglichkeit ist der Einsatz einer großen Anzahl verteilter Antriebe denkbar (Distributed Propulsion). Bei diesem Konzept wird versucht, durch eine geschickte Integration der Schubserzeuger in die Struktur die Strömung in der Art zu beeinflussen, dass sich der Vortriebswirkungsgrad des Systems verbessert und sich somit der Missionstreibstoffverbrauch reduziert [14].

Weiterhin bieten hybrid-elektrische Antriebssysteme das Potential, den spezifischen Treibstoffverbrauch in der Reiseflugphase zu verringern: Die meisten bisherigen VTOL-Flugzeuge verwendeten Wellenleistungstriebwerke aufgrund ihres sehr guten Verhältnisses von Leistung zu Gewicht. Diese zeigen jedoch im Teillastbetrieb einen deutlichen Anstieg des spezifischen Treibstoffverbrauchs (SFC) [15] [16]. Abbildung 5 zeigt schematisch den typischen Anstieg des spezifischen Treibstoffverbrauchs für ein Wellenleistungstriebwerk im Teillastbetrieb.

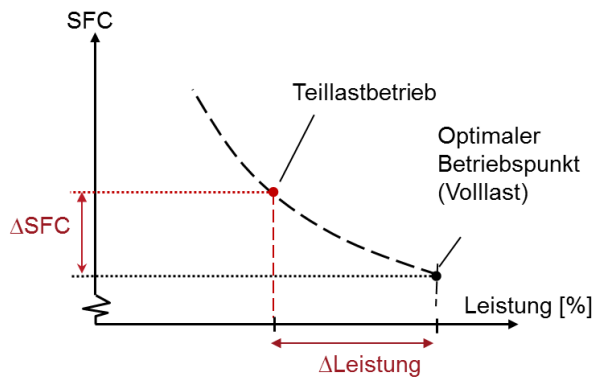


Abbildung 5: Spezifischer Treibstoffverbrauch im Teillastbetrieb eines Wellenleistungstriebwerks

Deutliche Unterschiede im Leistungsbedarf für verschiedene Flugsegmente sind jedoch typisch für VTOL-Anwendungen: Wie in

Abbildung 6 erkennbar, liegt der Leistungsbedarf für die Schwebeflugphase bei Start und Landung je nach Wahl der Reisegeschwindigkeit (und -höhe) deutlich über dem der Reiseflugphase. Beim Kippflügelflugzeug XC-142A lag der Leistungsbedarf im Reiseflug nur bei ca. 30-40% der benötigten Schwebeflugleistung [17].

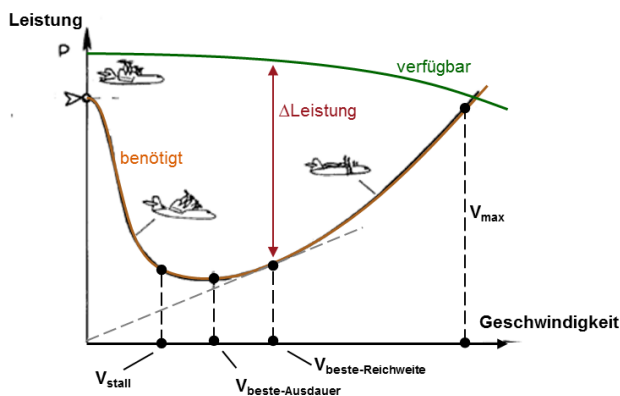


Abbildung 6: Leistungsbedarf eines VTOL Flugzeugs für unterschiedliche Missionsabschnitte nach [18] [19]

Aus Abbildung 5 und 6 wird zudem deutlich, dass bei der Fluggeschwindigkeit für optimale Ausdauer bzw. Reichweite die Wellenleistungstriebwerke in einem ungünstigen Teillastbetrieb arbeiten, was einen deutlich höheren SFC zur Folge hat.

Eine operative Maßnahme zur Verbesserung des Teillastverhaltens die Teilabschaltung der Triebwerke im Reiseflug. Hiermit werden die restlichen Triebwerke stärker ausgelastet, was eine Reduzierung des SFC zur Folge hat. Das Kippflügelflugzeug XC-142A war beispielsweise darauf ausgelegt, zwei seiner insgesamt vier Triebwerke für einen effizienten Reiseflug abzuschalten, wodurch die verbleibenden Triebwerke unter höherer Last arbeiteten, was den spezifischen Treibstoffverbrauch senkte [20].

Die mögliche SFC-Verbesserung bei Teilabschaltung ist in Abbildung 7 schematisch für eine Zwei-Triebwerkskonfiguration dargestellt.

Stehen chemische Speichermedien hoher Energiedichte zur Verfügung, kann der SFC durch einen elektrifizierten Antriebsstrang weiter verbessert werden: Indem ein Teil der für die Start- und Landephase benötigten Leistung von einer Batterie bereitgestellt wird, kann der Betriebspunkt im

Reiseflug durch eine Reduzierung der installierten Gesamtriebwerksleistung in einen günstigeren Betriebspunkt verschoben werden.

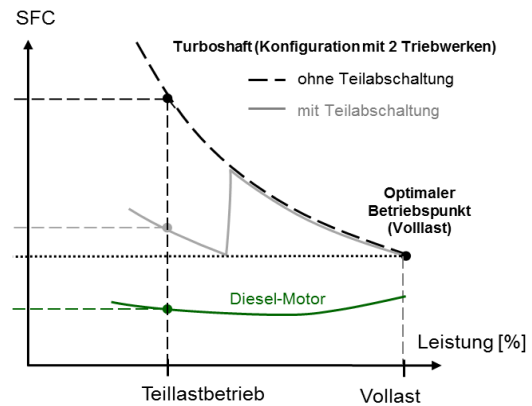


Abbildung 7: Möglichkeiten zur Verbesserung des SFC im Teillastbereich

Bei einem Betrieb ohne Teilabschaltung nimmt die mögliche SFC Einsparung mit steigender Leistungsabdeckung durch eine Batterie zu (siehe Abbildung 8).

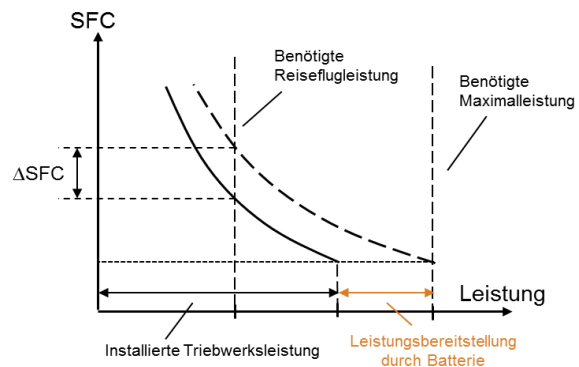


Abbildung 8: SFC Verbesserung im Teillastbereich unter Verwendung einer Batterie

Während sich der SFC bei einem Betrieb ohne Teilabschaltung mit zunehmendem Batterieanteil verbessert, hängt die mögliche SFC-Einsparung bei Teillastbetrieb von der Lage der Abschaltunkte ab (siehe Abbildung 9). Der Anteil der Gesamtleistung, die in Abhängigkeit von der geforderten Leistung im Reiseflug und der gewählten Triebwerkskonfiguration von der Batterie bereitgestellt werden muss, kann aus Abbildung 10 entnommen werden.

Gleichzeitig erkennt man aus Abbildung 7, dass auch die Verwendung von Dieselmotoren eine Möglichkeit bietet, den spezifischen Treibstoffverbrauch im Reiseflug zu senken: Dieselmotoren zeigen aufgrund ihres Aufbaus und ihrer Arbeitsweise sowohl ein deutlich besseres Teillastverhalten als auch einen geringeren SFC bei Volllast [21].

Es ist jedoch zu beachten, dass Dieselmotoren deutliche schwerer als Wellenleistungstriebwerke vergleichbarer Leistungsklasse sind. Dieser Aspekt ist besonders für VTOL-Konfigurationen von Bedeutung. Bei diesen Konzepten hat ein Zuwachs der Systemmasse aufgrund der hohen benötigten Startleistung einen deutlich größeren Anstieg der Gesamtmasse zur Folge, als dies bei konventionellen Konfigurationen der Fall wäre.

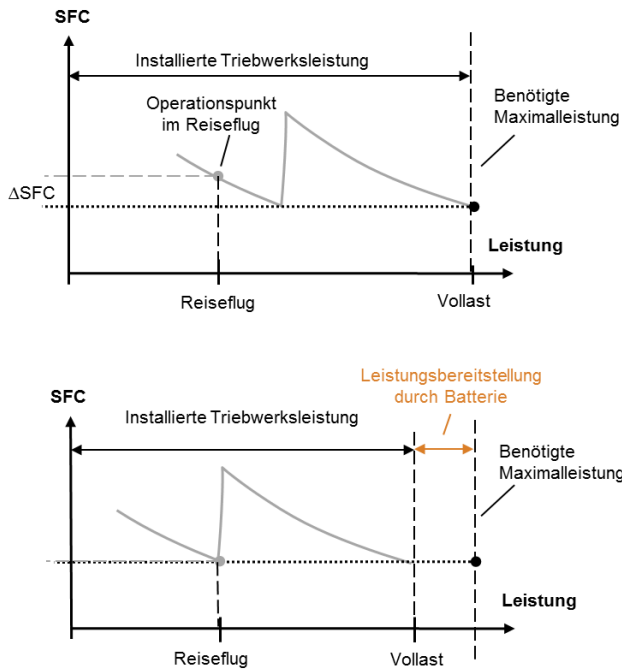


Abbildung 9: SFC Einsparung durch Elektrifizierung des Antriebssystems mit Batterie zur Startunterstützung

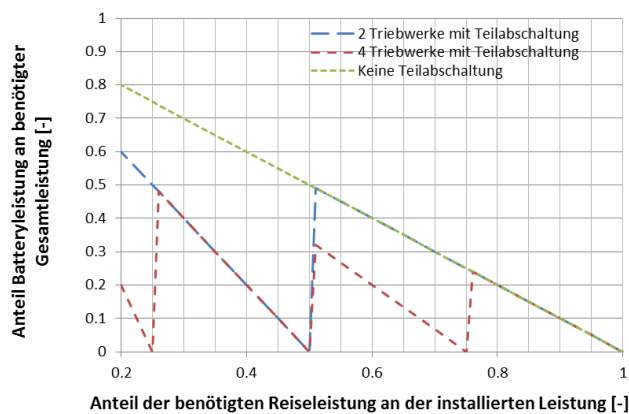


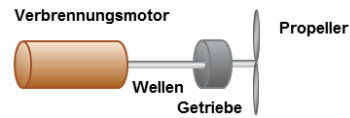
Abbildung 10: Benötigter Leistungsanteil der während Start und Ladung von der Batterie bereitgestellt werden muss.

3. MODELLIERUNG DER SYSTEMKOMPONENTEN

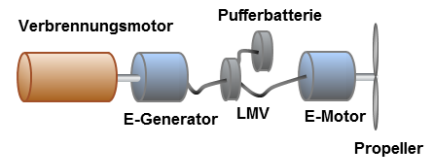
Für die Abschätzung des Gewichts des Leistungsübertragungssystems werden im Folgenden Berechnungsmethoden für die Komponenten mechanischer und elektrischer Antriebssysteme erarbeitet. Als Referenz wird dabei von einem heutigen Technologiestand ausgegangen. Abbildung 11 zeigt die prinzipiellen Komponenten der betrachteten Systeme.

Wichtige Eingangsgrößen für die Abschätzung des Gewichts beider Konzepte sind die installierte Triebwerksleistung sowie die Drehzahl des Propellers und die Ausgangsdrehzahl der Verbrennungskraftmaschine.

Mechanische Leistungsübertragung



Elektrische Leistungsübertragung



LMV: Leistungsmanagement & Verteilungssystem
(Kabel, Leistungselektronik)

Abbildung 11: Komponenten mechanischer und elektrischer Antriebssysteme

Typische Ausgangsdrehzahlen für Wellenleistungstriebwerke liegen unterhalb von 1000 kW Leistung bei ca. 5500-6000 min⁻¹ [22] [23]. Dieselmotoren besitzen typischerweise eine etwas geringere Ausgangsdrehzahl im Bereich von 3000-4000 min⁻¹ [24] [25] [26] [27]. Die Drehzahl des Propellers hängt in erster Linie vom gewählten Durchmesser und der zulässigen Blattspitzendrehzahl ab.

3.1 Operationsbereich des Propellers

Für geräuscharme Propeller wird empfohlen, eine Blattspitzenmachzahl von 0,7 nicht zu überschreiten [28]. Nach Referenz [28] kann die maximal zulässige Umdrehungszahl n des Propellers durch folgende Formel berechnet werden:

$$(1) \quad n = \frac{a}{D_{prop} \cdot \pi} \cdot \sqrt{Ma_{tip} - Ma}$$

Eingangsgrößen sind hierbei der Propellerdurchmesser D_{prop} , die Schallgeschwindigkeit a , die zulässige Blattspitzenmachzahl Ma_{tip} sowie die Flugmachzahl Ma . Verwendet man diesen Zusammenhang, um die maximale Drehzahl in Abhängigkeit vom Propellerdurchmesser für ein VTOL-Flugzeug abzuschätzen, erkennt man, dass sich in erster Näherung (für den statischen Fall unter Standardbedingungen in Meereshöhe) ein Drehzahlbereich von ca. 500-1500 min⁻¹ für den Betrieb des Propellers ergibt (siehe Abbildung 12).

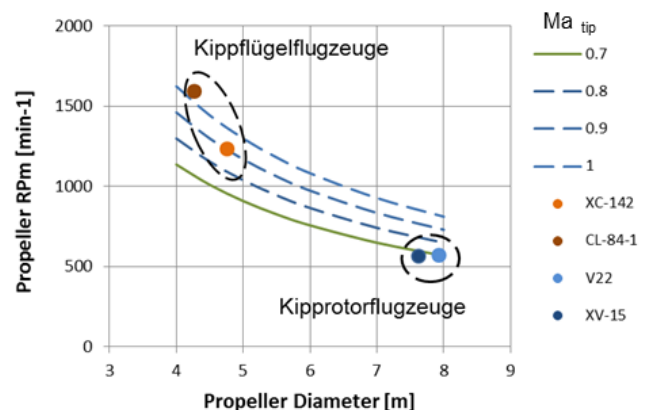


Abbildung 12: Operationsbereich des Propellers im statischen Fall (Schwebeflug)

3.1 Mechanische Leistungsübertragung

Das Gewicht m_{mech} des mechanischen Leistungsübertragungssystems (Wellen, Getriebe & Lagerung) kann für Hubschrauber und Kippflügelflugzeuge auf Basis von Referenz [29] über nachstehenden (auf SI-Einheiten angepassten) empirischen Zusammenhang bestimmt werden:

$$(2) \quad m_{\text{mech}} [\text{kg}] = c \cdot \left(0.82027 \cdot \frac{P_{\text{total}} [\text{kW}]}{n [\text{rpm}]} \right)^{0.8}$$

Haupteingangsgrößen sind hierbei die installierte Gesamtleistung P_{total} , die Umdrehungszahl n des Propellers sowie der Technologiefaktor c , welcher Technologiestand, Typ und Anzahl der Getriebe, sowie zusätzlich benötigte Komponenten des Antriebsstrangs berücksichtigt.

Aufgrund des ähnlichen Aufbaus der Wellensysteme von Kippflügel- und Kipprotorkonzepten wird diese Beziehung im Folgenden auch für Kipprotor-Konfigurationen angewendet (siehe Abbildung 13). Ein Technologiefaktor von $c=160$ wird für die weiteren Untersuchungen als repräsentativ für beide Konfigurationen angenommen.

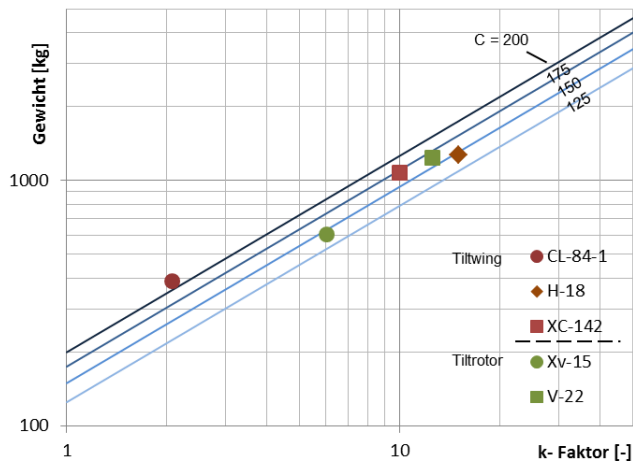


Abbildung 13: Gewicht des mechanischen Leistungsübertragungssystems [10] [29] [30] [31]

3.2 Elektrische Leistungsübertragung

Für die elektrische Leistungsübertragung müssen das Gewicht und die Übertragungseffizienz der Komponenten Motor/Generator, Leistungselektronik, Generator und Batterie abgeschätzt werden.

Motor und Generator werden aufgrund ihres physikalischen Aufbaus in erster Näherung als ähnliche Komponenten mit unterschiedlicher Wirkungsrichtung betrachtet. Die Massenabschätzung von Motor und Generator unterscheidet sich bei dieser Betrachtungsweise lediglich in der Auslegungsdrehzahl, da der Generator mit der Ausgangsdrehzahl des Verbrennungsmotors betrieben wird, während der Elektromotor an die maximal zulässige Propellerdrehzahl gekoppelt ist.

Die Leistung, welche ein Motor zur Verfügung stellt, bestimmt sich nach folgendem Zusammenhang aus der Drehzahl und dem Drehmoment:

$$(3) \quad P = M \cdot \frac{rpm}{60} \cdot 2\pi$$

Um eine große Leistung bei kleinen Drehzahlen bereitzustellen, ist folglich die Erzeugung eines großen Drehmoments nötig. Für die Erzeugung eines großen Drehmoments wird eine entsprechenden große Menge an aktiven Material (Eisen, Kupfer, Magnete) benötigt, welches die spezifische Masse im Vergleich zu höher drehenden Motoren gleicher Leistungsklasse zunehmen lässt [32]. Ein wichtiger Parameter für die Abschätzung des Gewichts des Motors ist daher die Drehmomentendichte (Nm/kg), welche als Maß dafür verwendet werden kann, wie gewichtseffizient das geforderte Drehmoment des Motors bereitgestellt wird. Für Anwendungsbereiche wie die Luftfahrt, in welchen das Gewicht eine treibende Rolle im Auslegungsprozess spielt, ist daher nötig, eine möglichst große Drehmomentendichte des Motors anzustreben. Die erreichbare Drehmomentendichte eines Motors hängt zum einen von der angewendeten Bauweise (Materialien, Aufbau, Fertigungstechnologie) als auch von physikalischen Limitierungen ab. Einer der zentralen limitierenden Faktoren ist die auftretende Verlustwärme, welche zu einer Verringerung des Drehmoments oder sogar zur Zerstörung der Magnete bzw. der Isolierung der Windungen führen kann [32]. Besonders mit zunehmender Größe (Volumen) des Motors ist es wichtig, Möglichkeiten vorzusehen, die auftretende Verlustwärme effizient aus dem Inneren des Motors herauszuführen. Abhängig vom Aufbau und der Leistungsklasse des Motors ist somit ein entsprechend aufwendiges Kühlsystem notwendig, um die auftretende Verlustwärme aus dem Motorinneren abzuleiten. Mit der Komplexität des Kühlsystems steigt die Motormasse und sinkt die erreichbare Drehmomentendichte.

Die Drehmomentendichte ist zudem auch von der Bauform (zylindrisch, scheibenförmig) des Motors abhängig und hängt wiederum von der Betriebsdrehzahl ab. So besitzen Motoren für niedrige Drehzahlen ein eher großes Verhältnis von Durchmesser zu Länge (scheibenförmige Gestalt) und können aufgrund des großen Durchmessers (und dem damit verbundenen großen Hebelarm) große Drehmomente bei relativ niedriger Strukturmasse erzeugen. Für hohe Drehzahlen ist der Durchmesser u.a. durch die auftretenden Fliehkräfte limitiert und der Motor weist eher eine zylindrische Gestalt auf. Durch den geringen Hebelarm muss eine größere elektromagnetische Kraft erzeugt werden, wodurch sich die Drehmomentendichte verringert (größere benötigte Masse für Magnete, Spulen, etc.)

Im Rahmen dieser Untersuchung wird der Einfluss der Bauform in erster Näherung vernachlässigt. Außerdem wird vereinfachend davon ausgegangen, dass bei der Skalierung des Motors die Drehmomentendichte über der Drehzahl konstant bleibt (vgl. Motorenfamilien von DRS, Abbildung 14).

Für die Abschätzung der E-Motormasse wird im Folgenden für einen erwarteten Technologiestand ein entsprechender Wert für die Drehmomentendichte gewählt, um über diesen und die geforderte Betriebsdrehzahl das Leistungsgewicht und damit die Masse des Motors zu bestimmen:

$$(4) \quad \frac{P}{m} = \frac{T}{m} \cdot 2\pi \cdot \frac{n [\text{rpm}]}{60}$$

Wobei P die Leistung, T das Drehmoment und n die Drehzahl in Umdrehungen pro Minute beschreibt.

In ähnlicher Weise wie für den Elektromotor wird das Gewicht des E-Generators in Abhängigkeit der Drehmomentendichte und der Ausgangsdrehzahl des Verbrennungsmotors bestimmt. Abbildung 14 zeigt die Drehmomentendichte verschiedener heutiger Hochleistungselektromotoren/-generatoren sowie deren maximale Leistung und zugehörige Drehzahl. Zusätzlich ist die benötigte Drehzahl für einen VTOL-Propeller mit 3-7 m Durchmesser im statischen Fall dargestellt.

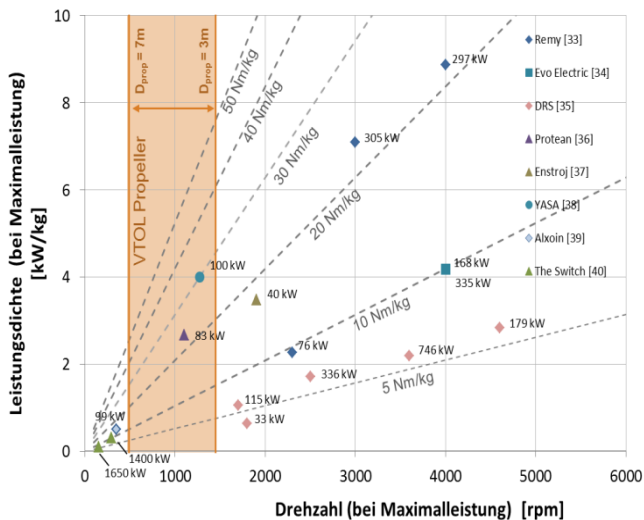


Abbildung 14: Maximal mögliche Leistungsdichte in Abhängigkeit der Drehzahl heutiger Hochleistungselektromotoren/-generatoren

Laut veröffentlichter Daten verschiedener Motorenhersteller zeigt der „DD500“ Motor von YASA mit ca. 30 Nm/kg die größte Drehmomentendichte heute verfügbarer Elektromotoren. Für die nächste Generation dieses Motors wird laut Herstellerangaben eine weitere Steigerung der Drehmomentendichte auf 40 Nm/kg erwartet [41].

Es ist jedoch zu beachten, dass sich die in Abbildung 14 dargestellten Werte auf Motoren/Generatoren mit Flüssigkeitskühlung beziehen und das Gewicht des Kühlsystems noch nicht in der Massenbilanz enthalten ist. Das zusätzliche Gewicht des Kühlsystems wird jedoch in erster Näherung für die folgenden Betrachtungen vernachlässigt. Die maximalen Wirkungsgrade der betrachteten Motoren liegen im Bereich von ca. 0.93 bis 0.96.

Wie bereits beschrieben, werden für eine erste Betrachtung der elektrischen Antriebssysteme Leistungselektronik, Kabelführung und Pufferbatterie in der Komponente „Leistungsmanagement & -verteilung“ zusammengefasst. Referenz [43] gibt für Leistungswandlungskomponenten eine Leistungsdichte von 11 kW/kg für einen Technologiestand von 2003/2004 an (siehe Abbildung 15), während Referenz [42] 11 kW/kg für 2003 und 12 kW/kg für 2006 nennt.

Für die folgenden Abschätzungen wird angenommen, dass sich dieser Trend linear fortsetzt, was einen Wert von 14 kW/kg für das Jahr 2012 erwarten lässt. Typische Werte für den Wirkungsgrad dieser Systeme liegen schon heute bei bis zu 0.98 [43].

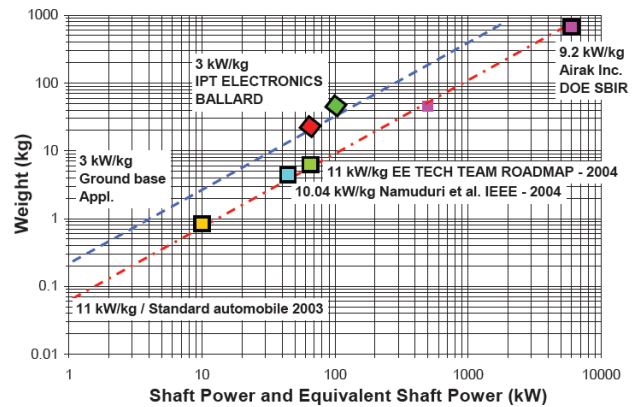


Abbildung 15: Leistungsdichte heutiger Leistungsmanagement & -verteilungssysteme [43]

Das Batteriegewicht wird in erster Näherung anhand der Energiedichte λ des zur Verfügung stehenden Batterietyps sowie der benötigten Energiemenge (benötigte Leistung P_{Batterie} multipliziert mit Bereitstellungszeitraum t) abgeschätzt. Die Energiemenge bestimmt sich dabei aus der geforderten Leistung und der Zeitdauer, für die diese bereitgestellt werden soll.

$$m_{\text{Batterie}} = \frac{P_{\text{Batterie}} \cdot t}{\lambda} \quad (5)$$

Nach wie vor ist die Energie- und Leistungsdichte heutiger elektrischer Speichermedien im Vergleich zu herkömmlichen Kraftstoffen sehr begrenzt. Abbildung 16 zeigt die Leistungs- und Energiedichte heutiger Energiespeichersysteme. Wichtig für die Auswahl einer geeigneten Speichertechnologie ist neben einer hohen Energiedichte (um das Gewicht niedrig zu halten) auch die Fähigkeit, die Energie innerhalb der geforderten Zeitspanne abzugeben (Entladezeitraum). In Abbildung 16 ist dieser Parameter als „Pulse Duration“ eingezeichnet. Soll zur unterstützenden Leistungsbereitstellung für den Senkrechtstart ein chemischer Speicher verwendet werden, muss dieser die Energie innerhalb eines Zeitraums von wenigen Minuten (Dauer der Start und Transitionsphase) zur Verfügung stellen. Geht man daher von einem Entladezeitraum für Start oder Landung von jeweils ca. drei Minuten aus, ergibt sich für Lithium-Ionen-Akkus heute eine erreichbare Leistungsdichte von ca. 80 W/kg.

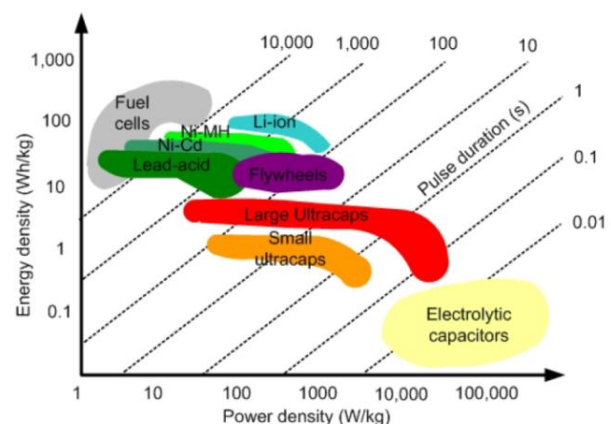


Abbildung 16: Leistungs- und Energiedichte verschiedener Speichermedien [44]

Höhere Werte sind theoretisch heute noch mit Lithium-Schwefel-Batterien möglich, welche laut Herstellerangaben eine Energiedichte von 150 Wh/kg bei einem Entladezeitraum von drei Minuten erwarten lassen (siehe Abbildung 17).

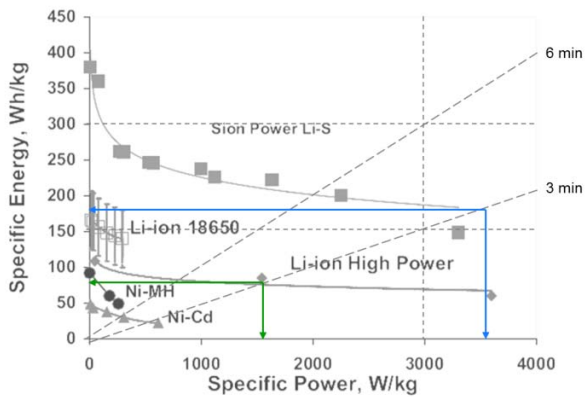


Abbildung 17: Vergleich von Leistungs- und Energiedichte heutiger Lithium-Ionen und Lithium-Schwefel Batterien [45]

Verbrennungskraftmaschine

Für die Entwicklung einer Abschätzmethode der Masse und des spezifischen Treibstoffverbrauchs bei Volllast wurden Daten existierender Wellenleistungstriebwerke gesammelt und die Leistungsdichte bzw. der SFC über die maximale Leistung aufgetragen (

Abbildung 18 und Abbildung 19).

Auf Basis der dargestellten Daten können das Gewicht (m) und der spezifische Treibstoffverbrauch bei Vollast ($SFC_{P_{max}}$) eines heutigen Wellenleistungstriebwerks mit Hilfe folgender Gleichung anhand der maximalen Leistung P_{max} abgeschätzt werden:

$$(6) \quad \frac{m_{[kg]}}{P_{\max [kW]}} = 4.7274 \cdot (P_{\max [kW]})^{-0.5}$$

$$(7) \quad SFC_{P_{\max} [kg/kWh]} = 1.35 \cdot (P_{\max [kW]})^{-0.22}$$

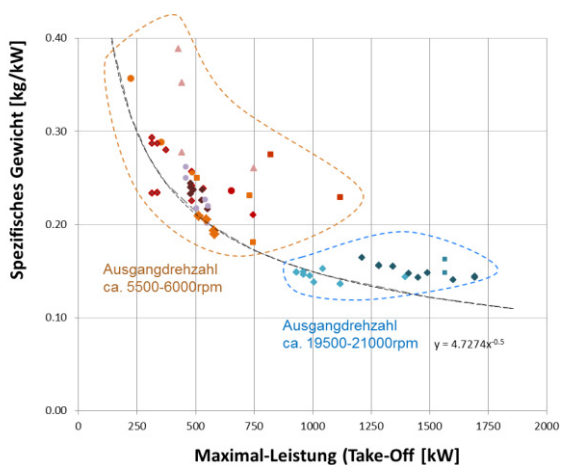


Abbildung 18: Spezifisches Gewicht heutiger Wellenleistungstriebwerke [22]

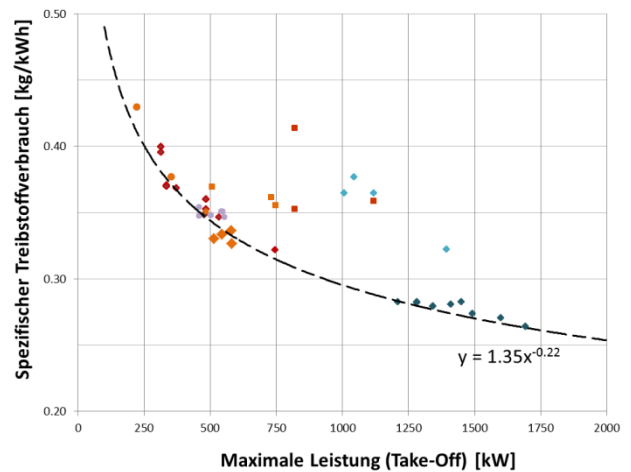


Abbildung 19: Spezifischer Treibstoffverbrauch von Wellenleistungstriebwerken in Abhängigkeit der Maximalleistung [22]

Wie bereits zuvor erwähnt, erzielen Dieselmotoren im Vergleich zu Wellenleistungstriebwerken einen wesentlich geringeren spezifischen Treibstoffverbrauch bei vergleichbaren Leistungsklassen. Abbildung 20 zeigt den SFC von existierenden, für die Luftfahrt zugelassenen, Viertakt-Dieselmotoren sowie die im Rahmen von NASA-Konzeptstudien prognostizierten Werte für projektierte Zweitakt-Dieselmotoren.

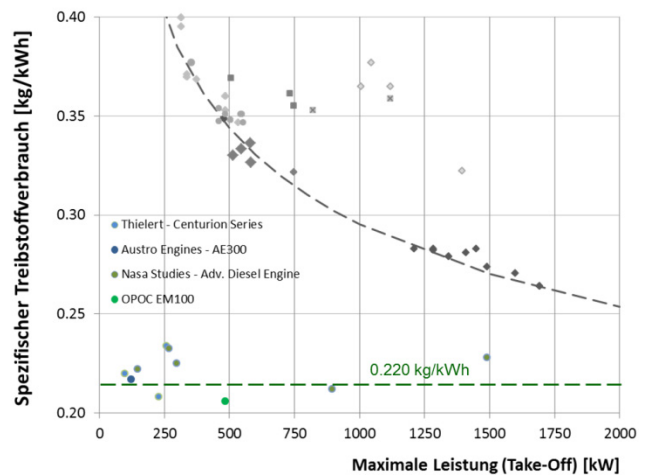


Abbildung 20: Spezifischer Treibstoffverbrauch von Dieselmotoren im Vergleich zu Wellenleistungstriebwerken

Es zeigt sich, dass der SFC im Gegensatz zu Wellenleistungstriebwerken über einen weiten Leistungsbereich relativ konstant ist und etwa im Bereich von 0.22 kg/kWh liegt. Hieraus ergibt sich ein deutlicher Vorteil gegenüber Wellenleistungstriebwerken (Abbildung 20 graue Punkte). Betrachtet man jedoch Abbildung 21, zeigt sich, dass der Vorteil im SFC mit einem Zuwachs des spezifischen Gewichts erkaufte werden muss.

Eine interessante Möglichkeit zur Verringerung des Gewichts bildet dabei ein neues Konzept eines modularen Zweitakt-Dieselmotors (Opposed Piston Opposed Cylinder) der Firma Eco Motors [46], welches sich momentan noch in der Entwicklungsphase befindet. Für dieses Konzept wird ein wesentlich geringeres spezifisches Leistungsgewicht als bei bisherigen Dieselmotoren in dieser Leistungsklasse postuliert (Abbildung 21). Obwohl bisher nur ein Konzept dieser Bauart

veröffentlicht wurde, lässt sich durch seinen modularen Aufbau in erster Näherung ein lineares Skalierungsverhalten postulieren. Aus Abbildung 21 erkennt man, dass auf Basis dieser Annahme das von Eco Motors vorgestellte Konzept in einem Leistungsbereich unterhalb von 800-1000 kW Gewichtsvorteile gegenüber herkömmlichen Dieselmotoren verspricht.

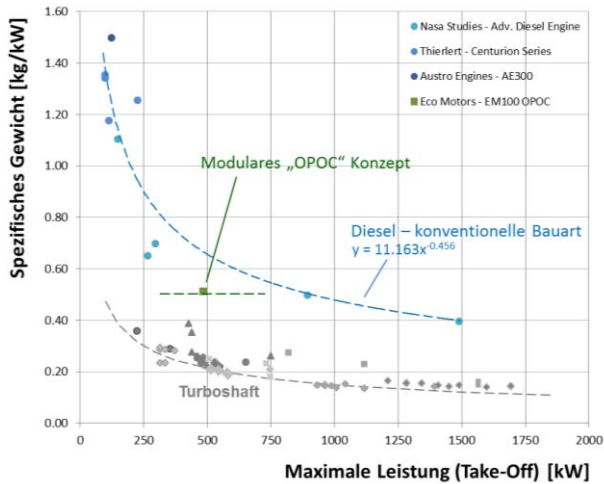


Abbildung 21: Spezifisches Gewicht von Dieselmotoren im Vergleich zu Wellenleistungstriebwerken

Somit wird für die folgende Untersuchung zur Abschätzung der Masse der Dieselmotoren (m) vereinfachend eine konstante Leistungsdichte von 0.5 kg/kW auf Basis des von Eco Motor vorgestellten modularen Dieselmotorkonzepts angenommen. Wichtig für die Abschätzung der möglichen Treibstoffersparnis durch alternative Antriebssysteme ist die Abschätzung des SFC von Wellenleistungstriebwerken im Teillastbetrieb. Abbildung 22 zeigt das Teillastverhalten mehrerer Wellenleistungstriebwerke auf Basis von Daten aus Referenz [13], sowie den mittleren Trend, welcher für die Modellierung des Teillastverhaltens im Folgenden verwendet wird.

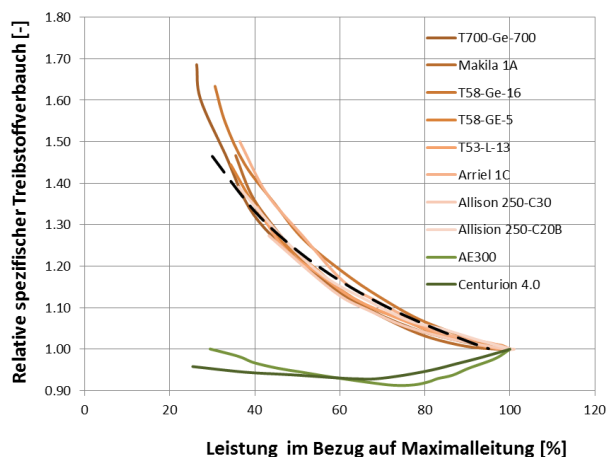


Abbildung 22: Spezifischer Treibstoffverbrauch von Wellenleistungstriebwerken im Teillastbetrieb (Meereshöhe)

Es zeigt sich ein relativ ähnliches Verhalten für alle Triebwerke unabhängig von der Leistungsklasse. Aufgrund der geringen Varianz des SFC bei Diesel in Teillastbetrieb wird hierfür ein konstanter Wert angenommen [24] [25] [26] [27].

4. ALTERNATIVE ANTRIEBSARCHITEKTUREN

Im Folgenden werden auf Basis der zuvor beschriebenen Abschätzmethoden beispielhaft verschiedene Antriebsvarianten miteinander verglichen, welche jeweils die gleiche Leistung auf die Propeller übertragen. Als Vergleichsparameter werden das Gewicht des Antriebssystems sowie das mögliche Einsparpotential hinsichtlich des SFC im Teillastbetrieb herangezogen.

Der Vergleich in diesem Beitrag beschränkt sich dabei auf das reine Antriebssystem für Architekturen mit zwei Schubzeugern und berücksichtigt keine Effekte auf Konfigurationsebene (wie z.B. verteilte Antriebe). Die Referenzkonfiguration bildet eine konventionelle Architektur aus Wellenleistungstriebwerken mit zwei Schubzeugern, welche über ein mechanisches Leistungsübertragungssystem gekoppelt sind. Zusätzlich wird davon ausgegangen, dass eine Abschaltung nicht benötigter Triebwerke im Teillastbetrieb möglich ist. Die wesentlichen Trends werden am Beispiel zweier Leistungsklassen (2000 kW & 4000 kW) dargestellt. Die Leistung bezieht sich dabei immer auf die am Schubzeug zur Verfügung stehenden Wellenleistung, um Antriebssysteme mit gleicher Schwebeflugleistung miteinander vergleichen zu können. Für die folgende Untersuchung wird von den in Tabelle 1 beschriebenen Eingangsgrößen ausgegangen:

Drehmomentendichte - Motor	40	Nm/kg
Drehmomentendichte - Generator	40	Nm/kg
Ausgangsdrehzahl - Diesel	3000	min-1
Ausgangsdrehzahl – Wellenleistungs-TW	6000	min-1
Energiedichte Batterie (Lithium-Schwefel)	150	Wh/kg
Dauer der Start und Landephase	2 x 3	min
Spezifisches Gewicht - Leistungselektronik	14	kW/kg
Generator-/Motorwirkungsgrad	0.95	[-]
Wirkungsgrad der Leistungselektronik	0.98	[-]
Anteil Reiseflugleistung/Gesamtleistung	0.35	[-]
Zulässige Blattspitzenmachzahl	0.70	[-]

Tabelle 1- Verwendete Eingangsparameter für die Gewichtsabschätzung der Antriebssysteme

4.1 Vergleich mechanischer und elektrischer Leistungsübertragungssysteme

Stellt man das Gewicht eines mechanischen und eines rein elektrischen Leistungsübertragungssystems (ohne Batterie zur Startunterstützung) gegenüber, erkennt man, dass das elektrifizierte System - auf Basis heutiger Technologie - keine Gewichtsvorteile bietet (siehe Abbildung 23).

Schwerste Komponente des elektrischen Systems ist der an den Propeller gekoppelte Elektromotor. Es zeigt sich, dass das Motorgewicht mit zunehmendem Propellerdurchmesser ansteigt, da sich die maximal zulässige Propellerdrehzahl verringert und dadurch die Leistung bei einem größeren Drehmoment bereitgestellt werden muss.

Wie zuvor erörtert, bietet die reine Elektrifizierung des Antriebsstrangs noch kein Potential zur Reduzierung des Teillast-SFC. Eine geringe Verbesserung des SFC bei Volllast ist durch die etwas größere installierte Triebwerksleistung zu erwarten, welche durch die schlechtere Übertragungseffizienz nötig ist, um die gleiche Leistung am Propeller bereitzustellen (vgl. Abbildung 20).

Zur Verbesserung des Teillastverhaltens muss, wie bereits

dargestellt, abhängig vom gewählten Teillastpunkt, ein Teil der benötigten Startleistung in Form von leistungsfähigen chemischen Energiespeichern zur Verfügung gestellt werden, um die installierte Leistung der Triebwerke zu verringern und die Auslastung der Triebwerke in einen optimalen Betriebspunkt zu verschieben (siehe Abbildung 9).

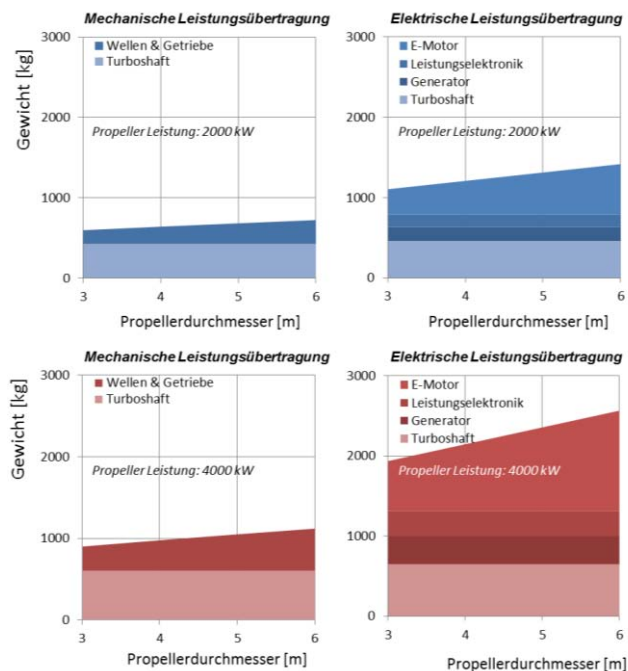


Abbildung 23: Vergleich mechanischer und elektrischer Leistungsübertragungssysteme bei Konfiguration mit Wellenleistungstriebwerken

Aus Abbildung 10 kann entnommen werden, welche Leistungsreserve für einen bestimmten Auslegungspunkt im Teillastbetrieb in Form von Batterien bereitgestellt werden muss. Ausgehend von dem angenommenen Teillast-SFC Modell ergibt sich für die entsprechenden Auslegungspunkte das in Abbildung 24 dargestellte Einsparpotential im Treibstoffverbrauch. Zusätzlich muss jedoch auch hier der Einfluss der Triebwerksgröße auf den SFC bei Volllast berücksichtigt werden. Aus der Verwendung kleinerer Triebwerke folgt eine Erhöhung des SFC bei Volllast, welche bei der Abschätzung des Gesamteinsparpotentials Rechnung getragen werden muss.

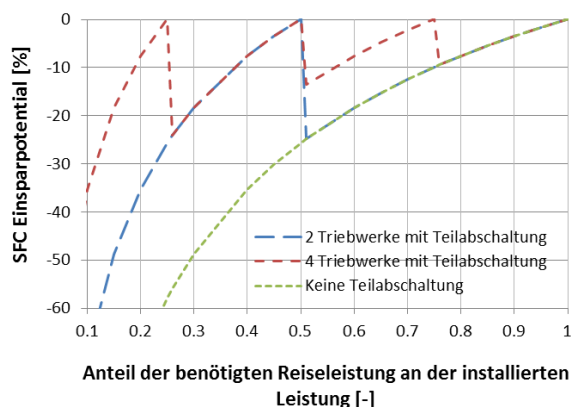


Abbildung 24: SFC Einsparpotential in Abhängigkeit von der benötigten Reiseleistung

Abbildung 25 zeigt die sich ergebenden Antriebsgewichte für einen elektrifizierten Antriebsstrang mit einer Batterie zur Startunterstützung, falls ein Teillastpunkt von 35% gewählt wird. Es zeigt sich, dass sich das Gesamtgewicht durch den relativ großen Masseanteil der Batterie deutlich erhöht (Abbildungen 23 & 25). Aufgrund des relativ geringen SFC-Einsparpotentials im Vergleich zu dem großen Zuwachs an installierter Masse ist daher theoretisch eine große Reichweite oder Missionsdauer nötig, um das zusätzliche Gewicht des Antriebssystems durch eine Einsparung im Treibstoffverbrauch wieder zu kompensieren.

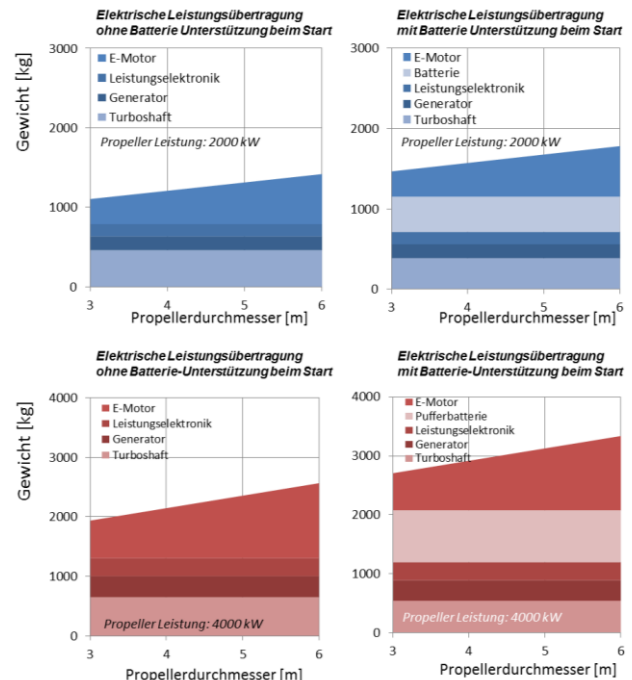


Abbildung 25: Vergleich elektrischer Leistungsübertragungssystem mit und ohne Batterie zur Startunterstützung

4.2 Vergleich von Wellenleistungstriebwerken und Dieselmotoren

Eine weitere Möglichkeit, den spezifischen Verbrauch im Reiseflug zu senken, bietet der Einsatz von Dieselmotoren, da diese im Vergleich zu Wellenleistungstriebwerken einen geringeren Treibstoffverbrauch bei Volllast und ein besseres Teillastverhältnis aufweisen. Dieser Vorteil im SFC wird jedoch durch die größere spezifische Masse der Motoren relativiert. Wie aus Abbildung 26 deutlich wird, hat auch die Verwendung eines reinen modularen Dieselkonzepts (OPOC) einen deutlichen Zuwachs in der Gesamtmasse des Systems zur Folge. Mit zunehmender installierter Leistung verstärkt sich dieser Trend noch weiter, da das spezifische Gewicht von Wellenleistungstriebwerken (nach Abbildung 18) mit steigender Leistung abnimmt, während der OPOC konzeptbedingt (durch seinen modularen Aufbau) eine annähernd konstante Leistungsdichte besitzt. Für konventionelle Dieselmotoren verschlechtert sich die Massenbilanz gegenüber Wellenleistungstriebwerken für kleinere Leistungen und erreicht bzw. übertrifft diese erst für sehr große installierte Leistung pro Triebwerk (>1000kW) (siehe Abbildung 21).

Eine sehr interessante Option zur Verringerung des SFC im Reiseflug bietet eine Kombination aus

Wellenleistungstriebwerken und modularem Dieselkonzept (OPOC). Während der modulare Dieselmotor den Anteil der im Teillastbetrieb nötigen Leistung bereitstellt, dienen Wellenleistungstriebwerke nur zur Unterstützung in der Start- und Landephase und werden später abgeschaltet. In Abbildung 26 (3. Spalte) ist die Masse einer solchen Konfiguration für einen Leistungsbedarf im Teillastbetrieb von 35% der Gesamtleistung dargestellt. Mit Bezug auf die Referenzkonfiguration zeigt diese Lösung einen geringeren Massenanstieg als die reine Verwendung von Dieselmotoren. Dieser Trend zeigt sich noch deutlicher bei größeren installierten Leistungen (siehe Abbildung 26 zweite und dritte Spalte). Für die hier gezeigten Beispiele ergibt sich eine potentielle Ersparnis von insgesamt etwa -42.5% aufgrund des niedrigeren Volllast-SFC der Dieselmotoren (-30%) sowie der Einsparung durch einen verbesserten Teillastbetrieb (-12.5%). Eine weitere Einsparung des SFC durch eine Elektrifizierung des mechanischen Antriebsstranges erscheint unter den gegebenen Rahmenbedingungen nur noch bedingt sinnvoll, da sich durch das sehr gute Teillastverhalten des Dieselmotors nur noch eine

sehr geringe SFC-Einsparung bei relativ großem Aufwand (hohes Batteriegewicht) erzielen lässt. Einzig auf konfigurativer Ebene (z.B. Triebwerksintegration) könnte eine weitere Verbesserung denkbar sein, falls eine damit verbundene Einsparung im Treibstoffverbrauch den Massenzuwachs aufgrund der Elektrifizierung der Leistungsübertragung rechtfertigen würde. Das Potential zur SFC-Einsparung auf konfigurativer Ebene wird im Rahmen dieser Studie jedoch nicht betrachtet. Abbildung 26 (rechte Spalte) zeigt das Gewicht eines solchen elektrifizierten Diesel-Wellenleistungstriebwerk-Systems. Es zeigt sich somit, dass auf Antriebssystemebene eine Kombination aus Dieselmotoren (für den Teillastbetrieb) und Wellenleistungstriebwerken (zur Unterstützung für Start und Landung) unter Verwendung eines mechanischen Kopplungssystems das beste Verhältnis aus möglicher Treibstoffersparnis und der Gewichtszunahme des Antriebssystems besitzt und eine weitere Elektrifizierung dieses Systems nur bedingt Sinn ergibt.

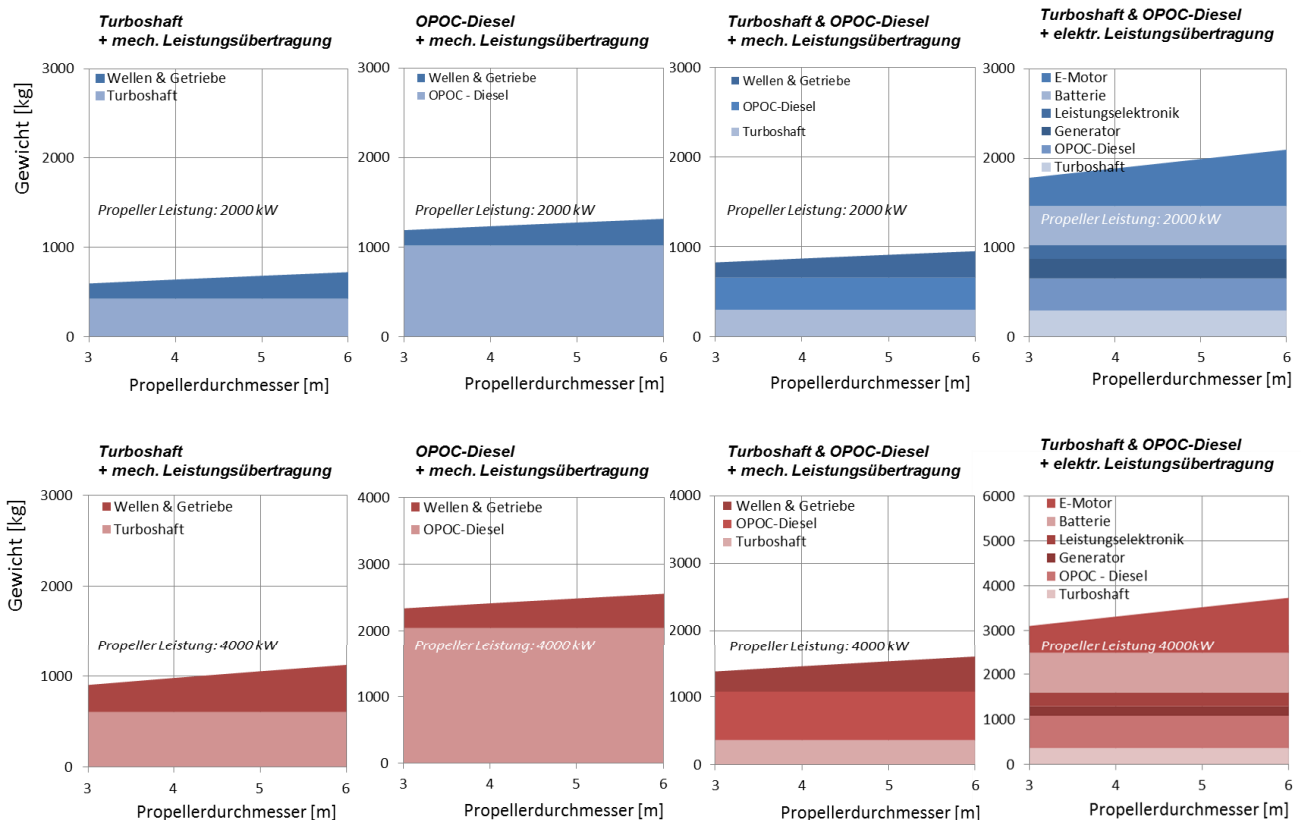


Abbildung 26: Vergleich von Konfigurationen mit Wellenleistungstriebwerken und Diesel-Motoren

5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In diesem Beitrag wurden verschiedene alternative Antriebsarchitekturen auf Basis von Dieselmotoren und einem elektrifizierten Antriebsstrang für Kippflügel- und Kipprotorflugzeuge untersucht und mit einer konventionellen Referenz (Wellenleistungstriebwerk + mechanisches Antriebssystem) verglichen. Dabei wurde das Potential zur Reduzierung des Treibstoffverbrauchs im Teillastbetrieb der zu

erwarteten Gewichtszunahme des Antriebssystems gegenübergestellt.

Es wurde dargelegt, dass eine einfache Methode zur Reduzierung des Treibstoffverbrauchs von Wellenleistungstriebwerken im Teillastbetrieb die Abschaltung nicht benötigter Triebwerke darstellt. Hierdurch werden die verbleibenden Triebwerke stärker ausgelastet, was zu einer Verringerung des spezifischen Treibstoffverbrauchs führt. Zudem wurde gezeigt, dass auf Basis der zuvor beschriebenen Methoden (ohne Berücksichtigung von Effekten auf

Konfigurationsebene) durch eine Elektrifizierung des Antriebsstrangs keine Gewichtersparnis gegenüber einem konventionellen Antriebssystem erzielt werden konnte. Die schwerste Komponente stellte dabei der Elektromotor dar. Durch die relativ niedrigen zulässigen Propellerdrehzahlen muss der Elektromotor ein entsprechend großes Drehmoment bereitstellen, um die geforderte Leistung zu liefern. Auf Basis heute verwendeter Technologie ist die Bereitstellung des entsprechenden Drehmoments mit einer relativ hohen Masse des Motors verbunden.

Eine Verbesserung des spezifischen Treibstoffverbrauchs im Teillastbetrieb kann zudem erst durch Verwendung eines zusätzlichen chemischen Energiespeichers zur Unterstützung der Startphase erzielt werden.

Eine „reine“ Elektrifizierung des Antriebsstrangs führt zwar zu einer geringen Verbesserung des SFC, jedoch ist dieser auf die größere zu installierende Triebwerksleistung zurückzuführen. Durch die schlechtere Übertragungseffizienz gegenüber einem mechanischen Antriebsstrang müssen größere Triebwerke installiert werden, um dieselbe Leistung am Propeller zur Verfügung zu stellen. Dies ist jedoch auch mit einer entsprechenden Zunahme des Antriebssystems verbunden.

Bei der Startunterstützung durch eine Batterie stellt der chemische Energiespeicher einen Teil der für den Start und die Landung benötigten Leistung kurzzeitig zur Verfügung. Durch die damit verbundene Verringerung der installierten Triebwerksleistung verbessert sich die Auslastung der Triebwerke im Reiseflug, was den SFC im Reiseflug reduziert. Zusätzlich wurde eine Methode vorgestellt, um die Größe des benötigten Energiespeichers abhängig vom erwarteten Leistungsbedarf im Reiseflug abzuschätzen.

Aufgrund der geringen Energiedichte heutiger chemischer Speicherdichten zeigte sich, dass die Masse des elektrischen Antriebssystems durch die Batterie deutlich zunahm. Zudem muss auch der Erhöhung des SFC unter Volllast durch die Installation kleinerer Triebwerke Rechnung getragen werden, welche das mögliche Einsparpotential verringert.

Bei der Betrachtung von Dieselmotoren als Leistungserzeuger wurde dargelegt, dass diese aufgrund ihres gutmütigen Teillastverhalten und den gegenüber Wellenleistungstriebwerken geringeren SFC bei Volllast ein großes Potential zur Verringerung des spezifischen Treibstoffverbrauchs besitzen. Es zeigte sich jedoch auch, dass die Leistungsdichte (kW/kg) von herkömmlichen Flugzeug-Dieselmotoren, vor allem bei kleinen Leistungen, weit unter denen von Wellenleistungstriebwerken liegen und sich somit die installierte Masse des Antriebssystems deutlich erhöht.

Einen wesentlich geringeren Gewichtszuwachs lassen neuartige modulare Zweitakt-Dieselmotoren erwarten („OPOC Konzept“ der Firma Eco Motors). Doch selbst bei der Verwendung dieses modularen Dieselmotors in Verbindung mit einem mechanischen Leistungsübertragungssystem liegt die Antriebsmasse deutlich über der des Referenzsystems.

Eine interessante Alternative bietet die Kombination aus Dieselmotoren und Wellenleistungstriebwerken mit mechanischem Antriebssystem. Während die relativ gesehen schwereren, aber effizienteren Dieselmotoren die benötigte Leistung im Teillastbetrieb abdecken, werden Wellenleistungstriebwerke nur zur Unterstützung im Startfall verwendet und können im Teillastbetrieb abgeschaltet werden. Dieses Konzept bot das beste Verhältnis aus möglicher Einsparung im Treibstoffverbrauch und zum Anstieg der Masse des Antriebssystems.

Eine weitere Elektrifizierung des Antriebsstrangs lieferte aufgrund des gutmütigen Teillastverhaltens der Dieselmotoren im Teillastbetrieb, nur ein geringes Potential zur SFC-Einsparung und war zudem mit einer großen Gewichtszunahme des Antriebssystems verbunden.

Auf Basis dieser Untersuchung stellt das Turbo-Dieselmotorkonzept mit mechanischer Leistungsübertragung das vielversprechendste Konzept zur Verringerung des Treibstoffbedarfs von Kippflügel- und Kipprotorkonzepten dar. Als nächster Schritt ist eine Erweiterung der Methodik für die Abschätzung des Teillastverhaltens von Wellenleistungstriebwerken und Dieselmotoren im Reiseflug nötig. Anschließend können auf Basis dieser Methoden das Potential der beschriebenen Antriebsarchitekturen auf Konfigurationsebene untersucht werden.

Zudem erfolgte die Massenabschätzung der Elektromotoren auf Basis heute erreichbarer bzw. prognostizierter Drehmomentendichte konventioneller Elektromotoren. Konzepte für zukünftige supraleitende Elektromotoren versprechen nochmals eine deutliche Steigerung dieser Werte, welche die dargestellten Gewichtsnachteile elektrifizierter Antriebsstränge relativieren können. Hierbei ist jedoch auch die Masse des benötigten Kühlsystems zu berücksichtigen, welches einen deutlichen Anteil an der Gesamtsystemmasse einnehmen kann und dadurch die veröffentlichten Werte wieder stark relativiert [6]. In einem weiteren Schritt ist es daher sinnvoll, das Potential zukünftiger (supraleitender) E-Motoren (+Kühlsystem) zu evaluieren. Eine weitere Möglichkeit, das Gewicht des Elektromotors zu verringern, besteht durch den Einsatz einer Getriebestufe zwischen Motor und Propeller, da sich auf diese Weise der Motor bei einer höheren Drehzahl betreiben lässt und dadurch ein geringeres Drehmoment zur Leistungsübertragung aufbringen muss. Es ist daher zu überprüfen, ob sich dadurch das Gewicht des elektrischen Antriebsstrangs senken lässt, wenngleich sich der Wartungsaufwand durch die Getriebestufe wieder erhöht.

Literatur

- [1] Leahy J., *Airbus Global Market Forecast 2010-2029*, <http://www.airbus.com/company/market/gmf2010/>, 13.12.2011, Letzter Aufruf: 01.08.2011
- [2] Boeing Company, *Current Market Outlook 2011-2030*, <http://www.boeing.com/commercial/cmo/index.html>, 2011, Letzter Aufruf: 01.08.2011
- [3] The Shepard Group, *Heli-Expo 2011: Rolls-Royce continues to see strong rotorcraft market going forward*, 7.03.2011, <http://www.shephard.co.uk/news>, Letzter Aufruf: 01.08.2011
- [4] Trautvetter C., *Market Outlook Good for Civil Helicopters*, 01.10.2010, <http://www.ainonline.com/news>, Letzter Aufruf: 01.08.2011
- [5] Clean Sky Joint Technology Initiative, *Green Rotorcraft (GRC) Technology Demonstrator at a glance*, März 2011, http://www.cleansky.eu/sites/default/files/documents/fact_sheet_grc_march_2011.pdf, Letzter Aufruf 01.08.2011
- [6] Buysschaert F., Hendrick P., Newman S., *Conventional Helicopters and their Adaptiveness for more electric and alternative transmission technologies*, ERF Paper N°115, 2010
- [7] Saeed B., Gratton G. B., *An evaluation of the historical issues associated with achieving non-helicopter V/STOL capability and the search for the flying car*, The Aeronautical Journal, Volume 114 – No. 1152 – p.91-102, Februar 2010
- [8] NASA Langley Research Center – Multimedia Repository, *Ling-Temco-Vought XC-142A*, <http://lisar.larc.nasa.gov> – Letzter Aufruf 28.07.2011
- [9] Bell Augusta Aerospace Company – BA Gallery, *BA in flight*, http://www.bellagusta.com/air_ba_gallery.cfm, Letzter Aufruf 01.08.2011
- [10] Rutherford J., O'Rourke M., Martin C., Lovenguth M. Mitchell C., *Technology Needs for High-Speed Rotorcraft*, NASA-CR-177578, NASA Ames Research Center, 1991
- [11] Stepniewski W. Z., Tarczynski T., *Open Aircrow VTOL Concepts*, NASA-CR-177603, NASA Ames Research Center, 1992
- [12] Office of the Under Secretary of Defense, *Future Need for VTOL/STOL Aircraft*, Memorandum to the Chairman – Defence Science Board, July 2007
- [13] Lindenbaum B., Fraga D.E., *A Review of the U.S. Tri-Service V/STOL Programs.*, AGARD Mil. Application of V/STOL Aircraft, Vol. 1, 1973
- [14] Kim H. D., *Distributed Propulsion Vehicles*, 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, Conference Paper, 2010
- [15] Stepniewski W. Z., *A comparative Study of Soviet vs. Western Helicopters*, NASA-CR-3579, NASA Ames Research Center, 1983
- [16] Walsh P. P., Fletcher P., *Gas Turbine Performance – Second Edition*, Blackwell Science 1998
- [17] Strand T., Levinsky E. S., Wei M. H. Y., *Unified Performance Theory for V/STOL Aircraft in Equilibrium Flight – Part I*, Journal of Aircraft – Vol.4 No.2 p.105-114, 1967
- [18] Pison-Quinton, *Introduction to V/STOL Aircraft Concepts and Categories*, AGARDograph 126, 1968
- [19] Kiwan R. A., *Helicopter Performance Evaluation (HELPE) Computer Model*, ARL-TR-489, Army Research Laboratory, 1994
- [20] Ransone R. K., Jones G. E., *XC-142A V/STOL Transport Tri-Service Limited Category I Evaluation*, Technical Report No. 65-27, Air Force Flight Test Center Edwards Air Force Base, 1966
- [21] Stanko M. T., *An Evaluation of Marine Propulsion Engines for Several Navy Ships*, Master Thesis, MIT, 1992
- [22] Jet-Engines.net, *Data of Civil Turboshift/Turboprop Engines*, www.jet-engines.net, 2011, Letzter Aufruf 01.08.2011
- [23] European Aviation Safety Agency, *Type Certification Sheets*, <http://www.easa.eu.int>, Letzter Aufruf 01.08.2011
- [24] Huggins G. L., Ellis D. R., *Advanced General Aviation Comparative Engine Airframe Integration Study*, NASA Lewis Research Centers, NASA-CR-165564, 1982
- [25] Moynihan M. E., Berenyi S. G., Brouwers A. P., *An Update on high Output Lightweight Diesel Engines for Aircraft Application*, AIAA-83-1339, 1983
- [26] Brouwers A.P., *Lightweight Diesel Engine Designs for Commuter Type Aircraft*, NASA-CR-165470, NASA Lewis Research Center, 1981
- [27] Brouwers A. P., *150kW and 300kW Lightweight Diesel Aircraft Engine Design Study*, NASA-CR-3260, Lewis Research Center 1980
- [28] Roskam J., Lan C.-T. E., *Airplane Aerodynamics and Performance*, DARcorporation, 1997
- [29] Schoen A. H., Rosenstein H., Stanzione K., John Wisniewski J. S., *User's Manual for VASCOMP II The V/STOL Aircraft Sizing and Performance Computer Program – Revision II*, Boeing Vertol Company, 1980
- [30] Spradling B. R., *Calculated Weight and Balance Model Xc-142A*, Report 2-53460/3R859, Chance Vought Corporation, 1963
- [31] Wikerson J. B., Schneider J. J., Bartir K. M., *Technology Needs for High-Speed Rotorcraft (I)*, NASA-CR-177585, NASA Ames Research Paper, 1991
- [32] Berardinis L., Eitel E., *Close Quarters – Things to consider when you need to optimize torque density*, Artikel – Motor System Design, http://motionsystemdesign.com/mag/close_quarters/index.html, letzter Aufruf 01.08.2011
- [33] Remy International, *HVH 250 Series Electric Motors – Data Sheet*, 2011, <http://www.remyinc.com>, Letzter Aufruf 01.08.2011
- [34] Evo Electric, *AFM-140 & AFM 240 Data Sheet*, <http://www.evo-electric.com/products/electric-motors/>, 2011, Letzter Aufruf 01.08.2011
- [35] DRS Power Technology, *Permanent Magnet Generators for On Board Vehicle Power*, May 2011, http://www.dtic.mil/ndia/2011power/Session20_12448Burns.pdf, Letzter Aufruf 01.08.2011
- [36] Protean Electric, *Protean Drive In-Wheel Motor PD18*, <http://www.proteanelectric.com/products/2/products.html>, Letzter Aufruf 01.08.2011
- [37] Enstroj – Electric Motor Innovation, *Manual for EMRAX Motor*, July 2011
- [38] Oxford YASA Motors, *YASA-750*, <http://www.yasamotors.com/technology/products/yasa-750>, 2011, Letzter Aufruf 01.08.2011
- [39] Alxoin, *PM Brushless Alternators for Direct Drive*, June 2007, <http://www.alxion.com>, Letzter Aufruf 01.08.2011
- [40] The Switch, *Medium-Speed permanent magnet generators PMG 1400-3300 kW*, 2011, www.theswitch.com, Letzter Aufruf 01.08.2011
- [41] Green Car Congress, *Oxford YASA Motors Shows Specific Torque Above 30 Nm/kg*, Artikel – Green Car Congress

- Webseite, <http://www.greencarcongress.com>, September 2010, letzter Abruf 01.08.2011
- [42] Masson P. Luongo C., *HTS Machines for Application in All-Electric Aircraft*, Panel Session – Power Engineering Society General Meeting, 2007
- [43] NREL – National Renewable Energy Laboratory, *Webseite Advanced Power Electronics*, www.nrel.gov/vehiclesandfuels/powerelectronics/about.html, Letzter Abruf 01.08.2011
- [44] Werst M., *Advanced Rotating Machines*, April 2010, <http://www.utexas.edu/research/cem/projects/featured%20presentations%20pdfs/>, Letzter Abruf 01.08.2011
- [45] Sion Power Corporation, *High Energy Rechargeable Li-S Cells for EV Application – Status – Challenges and Solutions*, <http://sionpower.com/pdf/articles/SionPowerECS.pdf>, Letzter Abruf 01.08.2011
- [46] Hofbauer P., *Opposed Piston Opposed Cylinder (opoc) Engine for Military Ground Vehicles*, SAE International, 2005-01-1548, 2005