

„THE ALL ELECTRIC AIRCRAFT“ – EMISSIONSFREIES FLIEGEN IM JAHR 2035?

S. Stückl

EADS Innovation Works, 81663 München, Deutschland

Zusammenfassung

Im vorliegenden Beitrag wird die Realisierbarkeit zukünftiger, elektrisch angetriebener Regionalflugzeuge untersucht. Die Hauptkomponenten des elektrischen Antriebssystems werden anhand veröffentlichter Prognosen modelliert und in ein parametrisches Entwurfssystem integriert. Auf dieser Grundlage wird ein elektrisches Regionalflugzeug konventioneller Konfiguration in zwei Varianten modelliert. In einer ersten Variante wird ein „Retrofit“ eines heutigen Turboprop-Commuters mit einem elektrischen Antriebssystem betrachtet und die damit mögliche Reichweite unter Einhaltung des Abfluggewichtes ermittelt. In einer zweiten Variante wird ein elektrisches Regionalflugzeug auf eine heute typische Nutzlast- und Reichweitencharakteristik hin skaliert. Zum Abschluss werden Konzepte zur Motor- und Akkumulator-Integration vorgestellt.

1. EINFÜHRUNG

Die „International Air Transport Association“ (IATA) hat den Akteuren im globalen Luftverkehr ein ehrgeiziges Ziel gesetzt: CO₂-neutrales Wachstum ab 2020 und eine Halbierung der CO₂-Emissionen bis 2050 auf Basis von 2005. Zur gleichen Zeit stellen die großen Luftfahrzeughersteller in ihren Marktprognosen eine Verdopplung des weltweiten Luftverkehrsaufkommens innerhalb der nächsten 15 Jahre in Aussicht [1] [2]. Erhebliche Anstrengungen auf allen Ebenen des Flugbetriebes sind also notwendig um die gesteckten Ziele zur CO₂-Einsparung zu erreichen. Dazu zählen neben optimierter Flugführung in der Luft und am Flughafen vor allem Einsparungen durch effizientere Flugantriebe und Luftfahrzeuge.

Der Automobil-Sektor begegnet der Thematik des Klimaschutzes derzeit mit einem Schritt in eine neue Richtung. Gefördert durch die öffentliche Hand werden große Summen in die Entwicklung alltagstauglicher Elektrofahrzeuge investiert, die bei einem Ausbau der erneuerbaren Energien CO₂-neutral betrieben werden sollen. Beeindruckende Entwicklungen im Bereich der elektrischen Energiespeicher haben zur Demonstration vernünftiger Straßen-Reichweiten geführt und werden in naher Zukunft die Einführung erster elektrischer Serienfahrzeuge ermöglichen.

Angesichts dieser Entwicklung stellt sich auch für die Luftfahrtbranche die Frage, ob der Weg der elektrischen Antriebssysteme in Zukunft eine Möglichkeit darstellen kann, zur Erreichung der ehrgeizigen Klimaschutz-Ziele beizutragen. Bei heutigem Technologiestand ist jedoch ein auf elektrischer Energie basierender kommerzieller Luftverkehr, abgesehen von Klein- und Experimentalflugzeugen, auf Grund der geringen Speicherdichte und des damit verbundenen hohen Gewichtes von Akkumulatoren nicht realisierbar. Die Forschung und Entwicklung auf dem Gebiet der elektrischen Energiespeicher wird jedoch, angeregt durch den Automobilsektor, weiter voranschreiten. Die Fragestellung, ob dabei auf langer Sicht ein Technologiestand erreicht wird, der eine Elektrifizierung zumindest für Teile des kommerziellen Luftverkehrs ermöglicht, wird in diesem Beitrag adressiert.

Dazu wird zunächst das Segment der Regionalflugzeuge betrachtet. Die für Kurzstrecken an Bord zu speichernde Energiemenge fällt deutlich geringer aus als im Mittel- und Langstreckenverkehr, weshalb dieses Segment für eine Elektrifizierung am geeignetsten erscheint. Als Referenz wird das Einsatzspektrum eines 70-sitzigen Turboprop-Regionalflugzeuges herangezogen.

Entwicklungsprognosen zu den Hauptkomponenten eines elektrischen Antriebssystems in der entsprechenden Leistungsklasse werden zusammengetragen und Methoden zu deren Integration in den Flugzeugentwurf entwickelt. Auf dieser Basis wird ein elektrisch angetriebenes Regionalflugzeug konventioneller Konfiguration entworfen und in anschließenden Missionsbetrachtungen die erzielbaren Reichweiten und Transportleistungen ermittelt.

2. TECHNOLOGIEENTWICKLUNG ELEKTRISCHER ANTRIEBSSYSTEME

Nachfolgend werden in der Literatur veröffentlichte Entwicklungsprognosen- und Szenarien zu den Komponenten eines elektrischen Antriebssystems vorgestellt. Dazu zählen der Akkumulator als Energiespeicher, Kabel als Energieüberträger sowie Leistungselektronik und Elektromotor als Energiewandler.

2.1. Elektrische Energiespeicher

Wie auch bei Elektrofahrzeugen besteht die wohl größte Herausforderung für elektrisch angetriebene Luftfahrzeugen in der volumen- und gewichtseffizienten Speicherung großer Mengen elektrischer Energie. Dafür kommen grundsätzlich mehrere Technologien wie z.B. Batterien, Brennstoffzellen, etc. in Frage. Auf Grund der Motivation ein Luftfahrzeug während des Fluges in der (höheren) Atmosphäre emissionsfrei, also auch ohne Freisetzung von Wasserdampf zu betreiben, werden im Rahmen dieser Arbeit jedoch nur wiederverwendbare Batterien (Akkumulatoren) als Energiespeicher betrachtet.

Im Bereich der Akkumulatoren - im Folgenden als Akku abgekürzt - wurden im vergangenen Jahrzehnt

beachtliche Fortschritte erzielt. Die steigende Popularität mobiler Kommunikations- und Unterhaltungselektronik, sowie die Aktivitäten der großen Fahrzeughersteller im Bereich Elektromobilität haben die Nachfrage nach immer leistungsfähigeren Speichersystemen verstärkt. Entsprechende Mittel sind in die Forschung und Entwicklung geflossen, um die Akkus in den wichtigsten Kenngrößen zu verbessern. Diese sind im Wesentlichen die

- gewichtsbezogene Energiedichte Wh/kg
- volumenbezogene Energiedichte Wh/l
- gewichtsbezogene Leistungsdichte W/kg
- Langzeitstabilität (Anzahl der Ladezyklen)
- Betriebssicherheit

Zu den leistungsfähigsten Systemen zählen heute vor allem Lithium-basierte Zellen wie Li-Ion, Li-Polymer und Li-S. Je nach Auslegung auf hohe Energie- oder Leistungsdichte erreichen Li-Ionen Systeme heute etwa 150-250 Wh/kg und 300-650 Wh/l [3]. Speziell auf Leistung optimierte Li-Ion Zellen wurden bis 1800 W/kg demonstriert [4]. In Abbildung 1 ist die Energiedichte verschiedener Speichersysteme dargestellt.

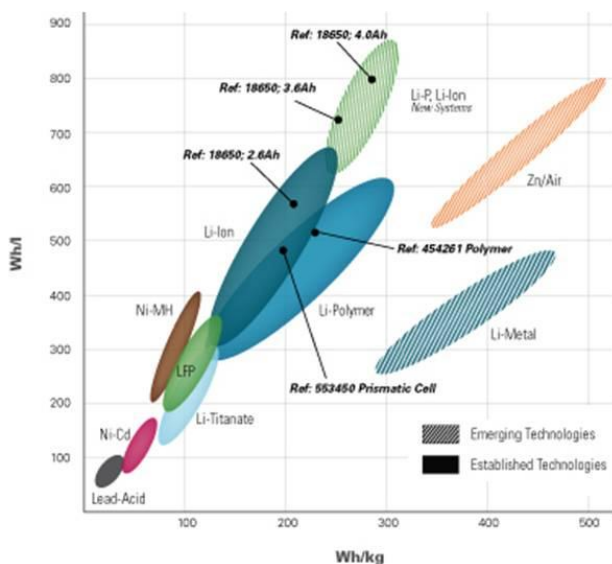


Abbildung 1: Energiedichte diverser Speichersysteme [3]

Ein einfacher Vergleich der Energiedichte von Akkus und konventionellen Flugkraftstoffen offenbart schnell die Problematik, die beim Entwurf eines elektrisch betriebenen Luftfahrzeuges auftritt. Kerosin zählt mit einem Energieinhalt von ca. 94,5 kWh/m³ volumetrisch und 12,5 kWh/kg gravimetrisch zu den besten Energieträgern aller flüssigen Kohlenwasserstoffverbindungen und wird gewichtsbezogen nur noch von Wasserstoff übertroffen. Auch wenn diese Energie verlustbehaftet bei etwa 30-40 % Wirkungsgrad in einer Wärmekraftmaschine in mechanische Energie zum Antrieb des Propellers umgesetzt wird, liegt das Gewicht eines konventionellen Antriebssystems inklusive Kraftstoff heute weit unter denen einer elektrischen Variante. Hinzu kommt, dass ein flüssiger Kraftstoff während des Fluges verbraucht wird und so das Gewicht des Luftfahrzeuges abnimmt. Da die benötigte Antriebsleistung direkt vom

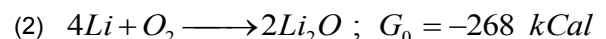
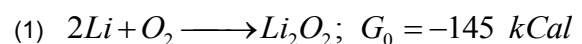
Gewicht des Luftfahrzeuges abhängt, reduziert sich bei einem konventionellen Antriebssystem dadurch der Schubbedarf im Laufe des Reisefluges. Eine Konfiguration mit einem elektrischen Antriebssystem kann von diesem Effekt nicht profitieren, da die Masse des Akkus beim Entladen nicht abnimmt.

Aus diesem Grund sind bisher nur sehr kleine Flugzeuge mit reinem Elektroantrieb erfolgreich demonstriert worden, wie z.B. das CriCri oder der eGenius [5] [6]. Bei diesen Flugzeugen ist die gespeicherte Energiemenge durch die geringen Abflugmassen und Flugzeiten entsprechend klein, sodass einer Anwendung als Technologie-Demonstrator oder Nischenprodukt nichts im Wege steht.

Für eine Anwendung in kommerziellen Transportflugzeugen reichen die Energiedichten heutiger elektrischer Speicher jedoch nicht aus, um das Speicher- und Flugzeuggewicht in realistischen Grenzen zu halten. Es stellt sich jedoch die Frage, ob bei anhaltenden Investitionen in Forschung und Entwicklung in den kommenden Jahren und Jahrzehnten ein Technologiestand erreicht wird, der den Einsatz elektrischer Antriebssysteme möglich werden lässt.

Wie eine entsprechende Technologierecherche zu den Potentialen und Entwicklungsprognosen neuer Akkumulator-Konzepte zeigt, versprechen offene Systeme wie Zn-Luft, AL-Luft oder Li-Luft die größten Energiedichten heute bekannter elektrischer Speicherkonzepte [7]. Li-Luft Systemen wird dabei das größte Potential vorhergesagt, weshalb dieser Akku-Typ für die späteren Konzept-Betrachtungen als Energiespeicher ausgewählt wird.

Das Prinzip offener Speichersysteme besteht darin, ein Metall mit möglichst hoher Elektronegativität mit Sauerstoff aus der Umgebungsluft zu oxidieren und die Reaktionsprodukte auf der Kathodenseite einzulagern. Da Lithium als Metall eine hohe Elektronegativität mit geringem Gewicht verbindet, sind Li-Luft Speicherkonzepte hinsichtlich hoher Energiedichte besonders vielversprechend. Die Funktionsweise ist in Abbildung 2 dargestellt. Das Lithium ist auf der Anodenseite (Minus-Pol) in Metallstruktur gespeichert. Dort trennt sich ein Li-Atom von einem Elektron und wandert als Li-Ion durch eine Membran zur Kathodenseite (Plus-Pol). Die Kathode besteht aus einer porösen Carbon-Struktur in die Sauerstoff aus der Umgebung eindiffundieren kann. Das Elektron, das von der Anodenseite durch einen elektrischen Verbraucher gewandert ist, reagiert hier mit dem Li-Ion und dem Sauerstoff zu Li-Oxid oder Li-Peroxid, wobei die Peroxid-Bildung dominiert. Die Reaktionsgleichung zu diesem Prozess ist in [7] wie folgt angegeben:



Um diese Reaktion auf der Kathodenseite zu begünstigen, wurde der Einsatz von Katalysatoren, z.B. auf Kobalt-Basis vorgeschlagen. Das Reaktionsprodukt Lithium-Oxid oder Lithium-Peroxid wird in der Kathode gespeichert. Der Prozess ist reversibel, bei Anlegen einer Ladespannung kann der Oxidationsprozess umgekehrt werden und das Lithium wieder auf der Anodenseite eingelagert werden.

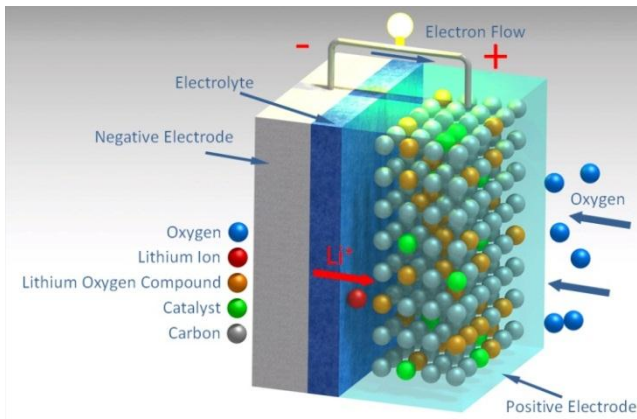


Abbildung 2: Schematische Darstellung eines Li-Luft Akkus

Im Unterschied zu klassischen Batterien wird in einem Li-Luft Akku ständig Sauerstoff aus der Umgebung eingelagert, was zu einer kontinuierlichen Massenzunahme während des Entladevorgangs führt. Diese Zunahme lässt sich anhand der Reaktionsgleichungen, den Reaktions-Enthalpien und den Molekularmassen abschätzen. Bei der Bildung von Lithium-Oxid wird ein Sauerstoff-Atom je Lithium Atom gebunden, dadurch kann ein Elektron mit dem Reaktionspotential der Oxidation elektrische Arbeit verrichten. Mit der Faraday-Konstante und der Molarmasse von Sauerstoff lässt sich eine Massenzunahme pro freigesetzter Energie bestimmen:

- Reaktionspotential Li_2O_2 : 3,1 V
- Reaktionspotential Li_2O : 2.91 V
- F: 96485 C/mol
- Sp. Masse Sauerstoff: 0.016 kg/mol

Für Li_2O_2 ergibt sich:

$$(3) \quad \Delta m = \frac{0,016 \frac{\text{kg}}{\text{mol}} \cdot 3600 \frac{\text{C}}{\text{Ah}}}{3.1\text{V} \cdot 96485 \frac{\text{C}}{\text{mol}}} = 1.92 \cdot 10^{-4} \frac{\text{kg}}{\text{Wh}}$$

Für Li_2O analog:

$$(4) \quad \Delta m = 1 \cdot 10^{-4} \frac{\text{kg}}{\text{Wh}}$$

Obwohl Lithium-Luft Batterien schon unter Laborbedingungen demonstriert wurden, muss bis zur Marktreife noch einiger Forschungs- und Entwicklungsaufwand betrieben werden. Auf der Anodenseite werden die erreichbaren Ladezyklen durch eine Erosion (Degeneration, Dendrit-Bildung) der Lithiumschicht begrenzt. Bei der porösen Carbon-Kathodenseite bilden der Wunsch nach möglichst großer (reaktions-) Oberfläche mit kleinen Poren und die Forderung nach möglichst guter Sauerstoff-Diffusion (große Poren) einen Zielkonflikt. Zudem sind die Komponenten der Batterie empfindlich auf Feuchtigkeit, so dass vor der Zuführung von Umgebungsluft evtl erst eine Entfeuchtung stattfinden muss. [7]

Die erreichbare Energiedichte eines alltagstauglichen Li-Luft Akkus im entladenen Zustand, also mit Berücksichtigung der Sauerstoff-Masse, wird von Visco et al. mit 1000 Wh/kg angegeben [8]. Johnson schätzt das langfristige Potential hinsichtlich Energiedichte mit 2000 Wh/kg und 2000 Wh/l. Für auf Leistungsdichte optimierte Zellen von 400-640 W/kg prognostiziert er 1000 Wh/kg bei ca. 630 Wh/l [9]. Als Zeitrahmen für diese Entwicklungstätigkeiten wird vom Fraunhofer Institut für System und Innovationsforschung eine Markteinführung für das Jahr 2030 erwartet [10]. Auf Grundlage dieser Angaben und Prognosen werden für den Energiespeicher des Luftfahrzeuges folgende Eigenschaften definiert:

- Energiedichte: 1000 Wh/kg / 800 Wh/l
- Leistungsdichte: 600 Wh/kg
- Sauerstoffbindung: Li-Peroxid
- Massenzunahme: $1,92 \cdot 10^{-4} \text{ kg/Wh}$

2.2. Energieübertragung

Die Leitungen zur Übertragung der elektrischen Energie vom Energiespeicher zum Verbraucher müssen die Anforderung einer möglichst guten Leitfähigkeit bei niedrigem Gewicht erfüllen. Da der Akkumulator eine Gleichstromquelle darstellt, wird die Übertragung bis zur Steuerelektronik der Elektromotoren als Gleichstromnetz ausgeführt. Gegenüber Wechselstrom ergeben sich dadurch Vorteile hinsichtlich Verluste und Elektromagnetische Störungen.

Als Leitungsmaterial kommt Kupfer oder Aluminium in Frage. Beide Materialien finden in den Bordnetzen heutiger Luftfahrzeuge Anwendung, die jeweiligen Vor- und Nachteile müssen je nach Anwendung gegeneinander abgewägt werden. Kupfer besitzt nach Gold und Silber mit 56 m/Ω/mm² die beste Leitfähigkeit aller technisch relevanten Leitermetalle, ist aber mit einer Dichte von 8,9 g/cm³ relativ schwer. Aluminium dagegen zählt mit 2,78 g/cm³ zu den Leichtmetallen, erreicht aber mit 35 m/Ω/mm² nicht ganz die Leitfähigkeit von Kupfer. Auf Grund der höheren Duktilität, der besseren Korrosionseigenschaften und der kleineren Leitungsdurchmesser haben Kupferkabel heute eine weitere Verbreitung als Aluminiumkabel, wobei letztere vor allem als Niederspannungs-Hochstromkabel und als Hochspannungs-Freileitung Anwendung finden. [11]

Bei einer Anwendung im Luftfahrzeug zur Übertragung hoher Leistungen und Stromstärken überwiegt jedoch der Gewichtsvorteil von Aluminium die Vorteile kompakterer Ku-Leitungen, wie der umfangreiche Einsatz von Al-Kabeln bspw. im Airbus A380 zeigt [12]. Daher wird im Folgenden Aluminium als Leitungsmaterial weiter betrachtet.

Die zur Übertragung einer bestimmten Leistung erforderliche Stromstärke und damit das Leitungsgewicht nehmen proportional mit der Übertragungsspannung ab, weshalb schon heute eine Erhöhung der Spannungslage von elektrischen On-Board Systemen angestrebt wird. Diesbezügliche Untersuchungen z.B. von Cotton [13] zeigen jedoch, dass bei Spannungen im kV-Bereich verstärkt Sicherheitsaspekte berücksichtigt werden müssen, da die Isolationswirkung von Luft mit abnehmender Luftdichte, also in Reiseflug-Höhe,

nachlässt. So können Fehlstellen oder Beschädigungen der elektrischen Isolierung, die am Boden nicht auffallen, im Flug zu Kurzschlüssen führen. Cotton [13] zeigt für den Bereich zwischen 400V und 1800V eine notwendige Isolationsschicht von bis 1mm. Um den Wärmeübergang durch eine dicke Isolationsschicht nicht zu behindern und trotzdem ausreichende Sicherheiten vor Strom-Überschlägen zu gewährleisten, wird als maximale Übertragungsspannung daher 1000 V angenommen.

Die zulässige Dauer-Stromstärke je Leiterquerschnitt hängt vom im Wesentlichen von der Fähigkeit ab, die entstehende Verlustwärme in die Umgebung abzuleiten ohne eine kritische Temperatur (z.B. Schmelztemperatur, Belastbarkeit der Isolierung) zu überschreiten. Für Kabel mit Kreisquerschnitt sinkt daher die maximal zulässige Stromdichte auf Grund des abnehmenden Verhältnisses von Oberfläche zu Volumen mit wachsendem Durchmesser. Abbildung 1 zeigt exemplarisch die zulässigen Stromdichten für Aluminiumkabel nach DIN-VDE Norm 0100, Teil 523.

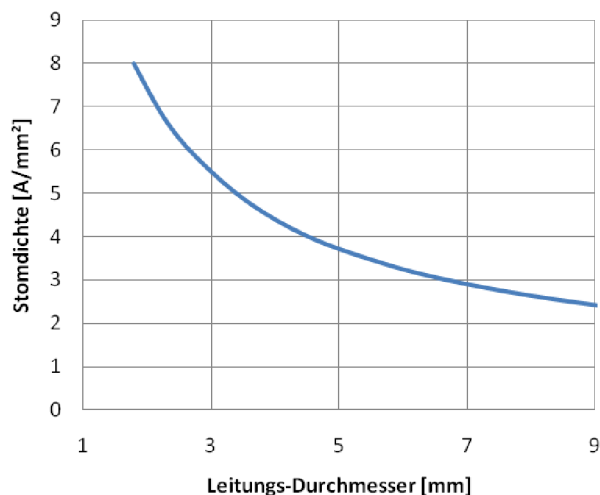


Abbildung 3: Stromdichten von Aluminiumkabeln nach DIN VDE 0100 Teil, 523

Auf Grundlage dieser zulässigen Stromdichten lassen sich der notwendige Leitungsdurchmesser (ohne Isolierung) und das entsprechende Kabel-Gewicht pro Meter in Abhängigkeit von der zu übertragenden Leistung errechnen. Das Ergebnis für 1000 V Übertragungsspannung ist in Abbildung 5 gezeigt und berücksichtigt sowohl Plus- als auch Minus-Leitung.

Es zeigt sich, dass die notwendigen Leitungsquerschnitte bei Übertragungsleistungen im MW-Bereich zu hohen Leitungsgewichten führen, da die zulässigen Stromdichten durch die schlechte Wärmeübertragung immer limitiert werden. Aus diesem Grund werden in der Technik für Hochstrom-beanspruchte Leiter Profilquerschnitte mit einem besseren Oberflächen-Volumenverhältnis gewählt, wie in Abbildung 4 gezeigt.



Abbildung 4: Profilquerschnitte für hochbeanspruchte Al-Stromschienen [11]

Aufschluss über die zulässige Strombelastung von Aluminium-Stromschienen verschiedener Rechteckquerschnitte gibt DIN 43 670. Schienen mit einem 100 mm x 15 mm Querschnitt sind demnach z.B. für eine Stromstärke von 1930 A zugelassen. In derselben Vorgehensweise wie für Leitungen mit Kreisquerschnitt wurde daraus das spezifische Leitungsgewicht für 1000V Übertragungsspannung in Abhängigkeit der übertragenen Leistung berechnet. Das Ergebnis für Plus- und Minus-Leitung ist ebenfalls in Abbildung 5 eingetragen. Der jeweils leichtere Trend wird im Weiteren zur Modellierung des Leitungsgewichtes verwendet.

Die Ohm'schen Verluste können anhand des spezifischen Widerstands von Aluminium und der Leitergeometrie bestimmt werden. Für die später betrachteten Übertragungslängen liegt die Verlustleistung bei unter einem Prozent.

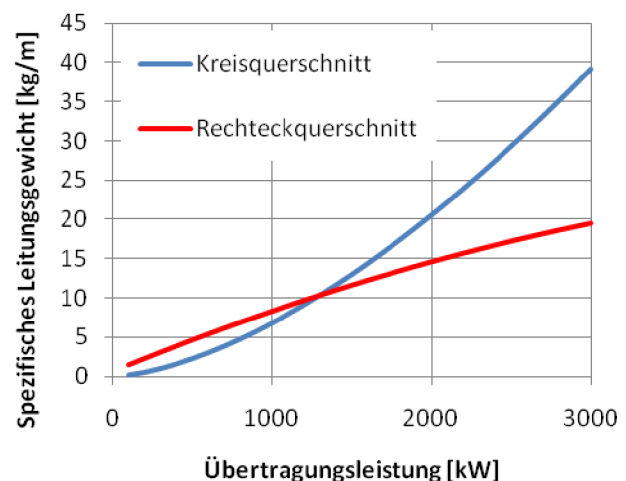


Abbildung 5: Leitungsgewicht für 1000V Übertragungsspannung

2.3. Energiewandlung

Zur Wandlung der elektrischen Leistung in mechanische am Propulsor sind Elektromotoren wünschenswert, die diese Aufgabe bei möglichst geringem Gewicht, also hoher Leistungsdichte (kW/kg) erfüllen. Neben dem Elektromotor selbst ist ein Konverter notwendig, der aus der Gleichstromquelle Wechselstrom für die Phasen des Elektromotors generiert und je nach Anforderung (Schubhebelstellung) die Motorleistung regelt.

Die abgegebene Leistung eines (Elektro-)Motors definiert sich aus dem Produkt aus Drehzahl und Drehmoment an der Motorwelle.

$$(5) \quad P = M \cdot \omega$$

Je nach Bauform und Anwendungsgebiet kann ein Motor einer bestimmten Nennleistung auf eine hohe Drehzahl oder auf ein hohes Drehmoment hin ausgelegt sein. Um im letzteren Fall die hohen Kräfte und Drehmomente zu erreichen bedarf es starker Magnetfelder, deren Erzeugung hohen Materialeinsatz bedarf. Daraus ergibt sich für Elektromotoren der allgemeine Trend, dass

schnell laufende Elektromotoren höhere Leistungsdichten erreichen als auf Drehmoment optimierte Varianten. Bauformen für hohes Drehmoment werden oft mit großem Durchmesser- zu Längenverhältnis ausgeführt, um den im Außenbereich des Motors entwickelten Kräften einen möglichst großen Hebelarm zur Drehachse zu geben. Die hohen Fliehkräfte, die dabei im Außenbereich des Motors wirken, limitieren jedoch die Drehzahlfestigkeit, weshalb schnell laufende Motoren meist mit geringerem Durchmesser- zu Längen-Verhältnis ausgeführt sind.

Elektromotoren hoher Leistungsdichte werden derzeit vor Allem für Hybridfahrzeuge im Automobil- und Nutzfahrzeugbereich entwickelt. Die Firma Remy bietet beispielsweise die Motorserie HVH250 mit 300 kW an und erreicht damit Leistungsdichten von 7-9 kW/kg im Spitzenlastbetrieb bei 3000-4000 RPM [14]. Der Motor ist mit einem Durchmesser-Längenverhältnis von etwa 1:1 ausgeführt. Einen Motor hoher Drehmoment-Dichte bietet beispielsweise die Firma Yasa mit der Serie DD500 an [15]. Dieser erreicht seine Nennleistung von 100 kW bereits bei ca. 1200 RPM und entwickelt dabei eine Drehmoment-Dichte von 30 Nm/kg. Mit der Optimierung auf hohes Drehmoment und einem Durchmesser-Längenverhältnis von ca. 5:1 liegt die Leistungsdichte mit 4 kg/kW deutlich niedriger als beispielsweise beim Remy-Motor. Die genannten Werte beziehen sich jeweils allein auf den Motor, ohne Berücksichtigung zusätzlicher Komponentenmassen von Kühlsystem oder Motorsteuerung.

Einen Ansatz zur weiteren Steigerung der Leistungsdichte, vor Allem für Motoren im MW-Bereich, bietet die Technologie der Hochtemperatur-Supraleitung (HTS). Die Strombelastbarkeit konventioneller Motoren ist durch die entstehende Verlustwärme begrenzt, wenn der Motor seine werkstoffbedingte Maximaltemperatur erreicht und die Wärmeabfuhr in die Umgebung nicht ausreicht um einen weiteren Anstieg zu verhindern. Nach physikalischen Skalierungsgesetzen wächst mit zunehmender Baugröße und Motorleistung das Volumen des Motors mit der dritten Potenz, die Oberfläche aber nur mit der zweiten Potenz, wodurch die Abfuhr der Verlustwärme zunehmend erschwert wird. Die entstehende Verlustwärme spielt aber nur noch eine untergeordnete Rolle wenn die stromführenden Komponenten supraleitend arbeiten, und die Motoren können bei höheren Strömen und Magnetfeldern größere Leistungen umsetzen. Da HTS-Motoren im Betrieb eine Temperatur von ca. 80K nicht überschreiten dürfen und ihre volle Leistungsfähigkeit erst bei noch tieferen Temperaturen entwickeln, sind kryogene Kühlsysteme notwendig, deren zusätzliches Gewicht und Bauvolumen erst ab einer gewissen Leistungsklasse Gewichtsvorteile gegenüber konventionellen Motoren bringen.

HTS-Motoren sind im Labormaßstab demonstriert worden und Prototypen großer HTS-Kraftwerksgeneratoren werden derzeit von Siemens im Langzeitversuch getestet [16]. Luongo und Masson haben HTS-Motoren in konzeptionellen Untersuchungen für zukünftige, turboelektrische Luftfahrzeuge mit verteilten Antriebssystemen für das Jahr 2030 untersucht [17] [18]. Basierend auf deren Ergebnissen hat Buysschaert et al. Trends für die Leistungsdichten von HTS-Motoren verschiedener Drehzahlen inklusive Kühlsystem in Abbildung 6 zusammengefasst. [19]

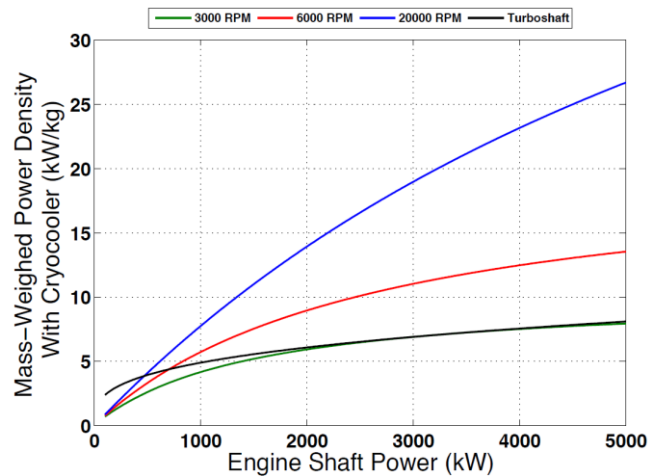
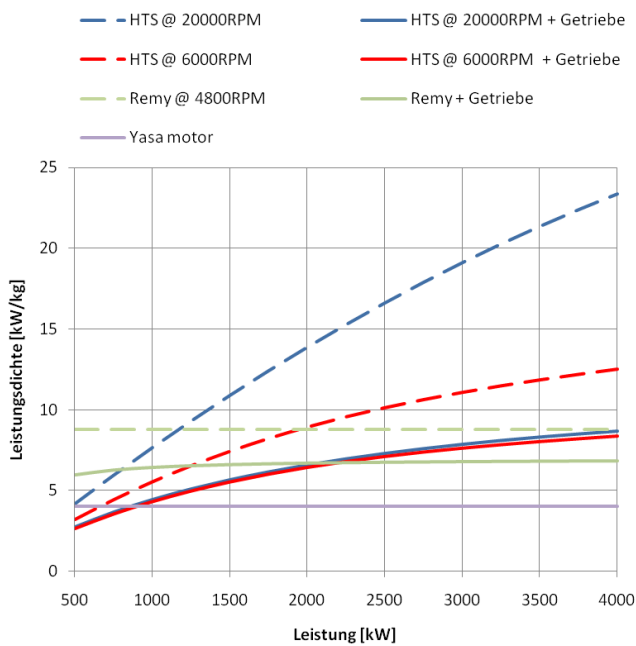


Abbildung 6: Leistungsdichten von projektierten HTS-Motoren [19]

Für den Einsatz im Antrieb eines Luftfahrzeuges sind dem Elektromotor durch den Arbeitspunkt des Propellers Drehzahl und Drehmoment vorgegeben. Typische Propellerdrehzahlen heutiger Turboprop-Antriebe im Leistungsbereich zwischen 1600 bis 4000 kW liegen bei etwa 1000-1300 RPM für Propellerdurchmesser von 3,2-4,1 m (siehe Tabelle 1) [20]. Um diese Drehzahlforderung zu erfüllen kann entweder ein schnelllaufender Elektromotor hoher Leistungsdichte mit einem Untersetzungsgetriebe gekoppelt werden, oder ein Motor mit ausreichender Drehmomentdichte den Propeller direkt antreiben. Plencner et al. gibt in [21] eine Methode zur Gewichtsabschätzung von Turboprop-Getrieben, mit τ als Drehmoment der Ausgangswelle und GR als Übersetzungsverhältnis:

$$(6) \quad m_{gb} [lb] = (\tau \cdot 0.0174 + 45lb) \cdot (0.118 / GR)^{0.5}$$

Nimmt man eine Propeller-Drehzahl von 1200 RPM vorweg, kann mit dieser Methode für eine Motordrehzahl und -leistung ein Getriebegewicht berechnet werden. Dieser Vorgehensweise folgend, wurden die Trendkurven aus Abbildung 6 durch eine Addition des jeweiligen Getriebegewichtes für 1200 RPM Propellerdrehzahl angepasst. Das Ergebnis ist in Abbildung 7 dargestellt. Die gestrichelten Linien zeigen die Ausgangskurven, die durchgehenden Linien die Kombination aus Motor und Getriebe. Zusätzlich zu den HTS-Motoren wurden noch die zwei oben beschriebenen konventionellen Motoren eingetragen. Da diese außerhalb des betrachteten Leistungsbereiches liegen, wurde ein Hintereinschalten auf einer gemeinsamen Welle angenommen, wodurch sich eine konstante Leistungsdichte ergibt.



**Abbildung 7: Leistungsgewichte für 1200RPM
Ausgangsdrehzahl**

Nach dieser Methode zeigt sich, dass der konventionelle Remy-Motor plus Getriebe bis zu einer Leistung von 2000 kW die beste Leistungsdichte bietet. Durch das noch nicht berücksichtigte Gewicht des Kühlsystems wird sich der tatsächliche Wert noch etwas verschlechtern, im Rahmen dieser Arbeit wird dieser Effekt aber vorerst vernachlässigt. Ab etwa 2000 kW führt die hohe Leistungsdichte der HTS-Motoren dann zu besseren Werten für die Kombination aus Motor und Getriebe, wobei das extrem hohe Leistungsgewicht des 20000 RPM HTS-Motors die Gewichtsnachteile des dazugehörigen Getriebes auf Grund des weiten Übersetzungsbereiches nicht mehr kompensieren kann. Als Ergebnis liegen die Trends beider HTS-Motor-Getriebekombinationen nahe beieinander. Der Direktantrieb mit Yasa-Motor bleibt im gesamten Betriebsbereich schwerer als die Motor-Getriebe Varianten.

Der zur Steuerung des Motors notwendige Konverter erreicht nach dem heutigen Stand der Technik eine Leistungsdichte von etwa 11 kW/kg. Masson rechnet durch technologische Weiterentwicklungen und den Einsatz kryogener Kühlung mit einer möglichen Verdreifachung dieses Wertes [18]. Im Rahmen dieser Arbeit wird eine Leistungsdichte von 20 kW/kg angenommen.

Zur Modellierung des Elektromotors werden im Weiteren die jeweils besten Trends aus Abbildung 7 verwendet. Der jeweilige Wirkungsgrad von Motor und Getriebe wird anhand der Referenzen [14], [17], [18] und [22] abgeschätzt.

- Konventioneller Motor: 90 %
- HTS-Motor: 99 %
- Konverter: 97 %
- Getriebe: 98 %

3. MODELLIERUNG UND ANALYSE EINES ELEKTRISCHEN REGIONALFLUGZEUGES

Die Kenngrößen der beschriebenen Komponenten eines elektrischen Antriebssystems werden im folgenden Kapitel in ein parametrisches Flugzeug-Entwurfsmodell integriert um in anschließenden Missionsbetrachtungen die erzielbaren Reichweiten und Transportleistungen zu ermitteln.

3.1. Anforderungen und Referenzkonfiguration

Wie bereits in der Einführung erläutert, stellt die Klasse der Regionalflugzeuge die Referenz hinsichtlich Nutzlast, Geschwindigkeit und Flugzeugkonfiguration dar. In Tabelle 1 sind antriebsbezogene Kennwerte heutiger Turboprop-Flugzeuge aus diesem Segment dargestellt.

	Nutzlast [Pax]	Geschw. [km/h]	Triebwerk [kW]	Prop. Ø [m]	Drehz. [RPM]
Fokker 50	60	522	1864-2050	3,66	1200
ATR72	68-72	459	1611-1864	3,96	1200
Dash 8Q4	70-78	500-629	3781	4,11	1020

Tabelle 1: Werte aus [20], [23]

Flugzeuge dieser Klasse sind typischerweise als Hochdecker mit zwei am Flügel integrierten Turboprop-Triebwerken ausgeführt und beherbergen die Passagiere in einem 2-2 Kabinenlayout. Entsprechend diesem Vorbild wird das betrachtete elektrische Flugzeug als 70-Sitzer mit T-Leitwerk und mit im Rumpf integriertem Fahrwerk ausgeführt. Um die Umschlagzeiten am Flughafen nicht durch einen langwierigen Aufladeprozess der Akkumulatoren zu verlängern, wird ein Konzept mit austauschbaren Akku-Einheiten angestrebt. Auf Grund des hohen Volumenbedarfs und zur besseren Austauschbarkeit sind diese Einheiten im Rumpf untergebracht. Die Übertragungsleistungen von den Akkus zu den Motoren sind jeweils auf die maximale Leistungsfähigkeit eines Motors abgestimmt.

In Tabelle 2 sind die gesetzten operativen Anforderungen zusammengefasst, die sich im Wesentlichen an der ATR72 orientieren. Als Ergebnis werden zwei Varianten betrachtet. In Variante A wird eine Reichweite von 500 NM vorausgesetzt und das Flugzeug frei hinsichtlich MTOW und Motorleistung skaliert, in Variante B wird MTOW und Motorleistung auf vergleichbare Werte der ATR72 fixiert und die erzielbare Reichweite ermittelt.

	Variante A	Variante B
MTOW [kg]	offen	22500
Triebwerksleistung [kW]	offen	2148
Reichweite [NM]	500	offen
Reserven:	45 min. Loiter + 87 NM Alternate	

Startstrecke mit OEI bei V1 [m]	1300
Landestrecke [m]	1100
Geschwindigkeit [km/h]	500
Passagiere plus Gepäck [kg]	70 x 95 = 6650

Tabelle 2

3.2. Modellierungsansatz

Abgesehen vom Antriebssystem werden zur Modellierung der Flugzeugkomponenten und der Aerodynamik „Class II“ Methoden nach Torenbeek [24] herangezogen und in einer numerischen Entwicklungsumgebung (Matlab) implementiert. Bei der Bestimmung der Flugleistungen und des Energiebedarfs für die Flugmission muss als Besonderheit die Massenzunahme des Lithium-Luft Akkumulators berücksichtigt werden. Die Massenänderung im Flug wird nach dem in Abbildung 8 gezeigten Schema berechnet.

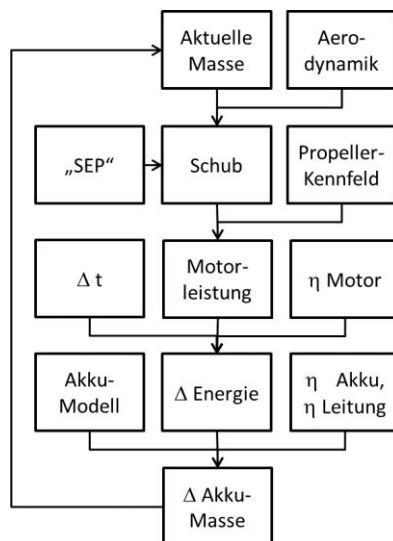


Abbildung 8: Modellierungsschema der Massenänderung

Die Mission wird in kurze Zeitabschnitte Δt segmentiert und jeweils der benötigte Schub aus der aktuellen Masse und der Aerodynamik des Flugzeuges anhand der Beziehung $\text{Schub} = \text{Widerstand}$ berechnet. Abweichungen im Schubbedarf für Steig- und Sinkflüge werden mit der „Specific Excess Power“ (SEP) Methode bestimmt. Unter Verwendung eines generischen Propellerkennfelds nach [25] wird die geforderte Motorleistung ermittelt. Daraus lässt sich mit dem Motorwirkungsgrad eine benötigte Antriebsenergie für den Zeitabschnitt Δt berechnen, die zusammen mit dem Übertragungs- und Akkumulatorwirkungsgrad zur Bestimmung der Massenzunahme des Akkumulators herangezogen wird. Für das nächste Zeitsegment wird die aufgenommene Masse auf die aktuelle Flugzeugmasse aufaddiert und das Berechnungsschema erneut durchlaufen.

In Bezug auf die dimensionierenden Flugzeuggewichte müssen die Methoden nach Torenbeek geringfügig angepasst werden, da nicht mehr das maximale

Abfluggewicht „MTOW“ als dimensionierende Größe verwendet werden darf, sondern auf Grund der Massenzunahme das nun größere maximale Landegewicht „MLW“ mit vollständig entladenen Li-Luft Akkumulator. Da die Akkus im Rumpf untergebracht sind, tragen diese nicht zur Flügelentlastung bei. Dies wird bei der Berechnung des Flügelgewichtes durch Anpassung der Torenbeek-Methodik berücksichtigt¹.

Für alle gängigen Systeme im Luftfahrzeug wie Aktuatoren, Klimaanlage etc. bietet sich eine elektrische Ausführung an, diese werden im Rahmen dieser Betrachtungen vorerst wie konventionelle Systeme nach Torenbeek modelliert.

3.3. Ergebnisse

Durch numerische Iteration des im Flugzeugentwurf typischen Gleichungssystems wurden anhand der im vorigen Kapitel erläuterten Methoden die in Tabelle 1 zusammengefassten Ergebnisse generiert. Die Validität des Entwurfssystems und der verwendeten Methodik wurde zuvor durch eine Nachprojektion der ATR72 und einen Vergleich mit veröffentlichten Daten sichergestellt.

	Variante A	Variante B	ATR72
MTOW incl. Sauerstoff [kg]	34640	22500	22500
OEI [kg]	16750	12400	12950
Reichweite [NM]	500	105	715
Spannweite [m]	33.6	27	27
Flügelfläche [m ²]	94	61	61
Motorleistung [kW]	2 x 3100	2 x 2051	2 x 1864
Motorgewicht [kg] incl. Getriebe u. Kühlung	2 x 380	2 x 315	2 x 480
Konverter [kg]	2 x 155	2 x 102	-
Motorvolumen [l]	2 x 175	2 x 157	-
Batteriegewicht [kg]	11250	3530	-
Batteriekapazität [kWh]	11250	3530	-
Akkuvolumen [m ³]	14	4,41	-
Geforderte (Durch-) Start-Leistungsdichte [kW/kg]	0,55	1,04	-
Geforderte Reiseflug-Leistungsdichte [kW/kg]	0,35	0,83	-
Sauerstoffaufnahme [kg]	2160	680	-
Leitungsmaterial [kg]	2 X 350	2 x 210	-

Tabelle 3

¹ Zur Berechnung der Flügelmasse wird das MOTW als dimensionierendes Gewicht anstatt dem MZFW herangezogen.

Variante A: Unter Voraussetzung der getätigten Annahmen für das elektrische Antriebssystem ergibt sich für ein Regionalflugzeug typischer Nutzlast- und Reichweitencharakteristik ein um etwa 50% höheres Abfluggewicht verglichen mit konventionellen Luftfahrzeugen. Um dabei dieselben Start- und Landeanforderungen zu erfüllen, steigen die notwendige Flügelfläche und die installierte Leistung in ähnlichem Maß. Bezieht man die geforderte Motorleistung auf die Akkumulatormasse, ergibt sich eine maximale Leistungsdichte von 550 W/kg für den Start und 350 W/kg für den Reiseflug, was innerhalb der für das Speichersystem angenommenen Spezifikation von 600 W/kg liegt. Falls die Leistungsdichte zukünftiger Li-Luft Akkumulatoren die Anforderung im Start nicht erfüllt, ist der Einsatz eines anderen Batterietyps höherer Energiedichte als Pufferbatterie denkbar, während die Leistungsdichte im Reiseflug eine Mindestanforderung für den Einsatz im betrachteten Anwendungsfall darstellt. Die Landemasse des Luftfahrzeuges hat sich durch die Bindung von Sauerstoff in der Li-Luft Batterie um 2160 kg gegenüber der Startmasse erhöht.

Variante B: Limitiert man hingegen die Abflugmasse auf den Wert des Referenzflugzeuges und schließt auf die erreichbare Reichweite, betrachtet man ein „Retrofit“ eines heutigen, konventionellen Turboprop-Flugzeuges. Durch die im Vergleich zu Kerosin geringere Speicherdichte des betrachteten Li-Luft Akkumulators muss die Reichweite extrem auf 105 NM gekürzt werden um das MTOW-Limit einzuhalten. Die geforderte Leistungsdichte ist auf Grund der kleineren Akku-Masse deutlich höher als in Variante A, um den Leistungsbedarf im Reiseflug zu decken wird der Akku mit 830 W/kg belastet. Diese Leistungsdichte übersteigt die angegebenen Werte zur Belastbarkeit des Li-Luft Akkus deutlich. Für kurze Missionen und den damit verbundenen kleinen Speichersystemen sind also Akku-Typen höherer Leistungsdichte notwendig. Die damit verbundenen Einschnitte bezüglich der Energiedichte würden sich zusätzlich nachteilig auf das Speichergewicht und die erzielbare Reichweite auswirken.

Die Sensitivität des Entwurfs-Modells auf die Energiedichte des Akkumulators ist in Abbildung 9 dargestellt. Es zeigt die Auswirkung einer 20-prozentigen Variation auf das MTOW, das Leergewicht, das Akku-Gewicht und auf die Motorleistung für Variante A.

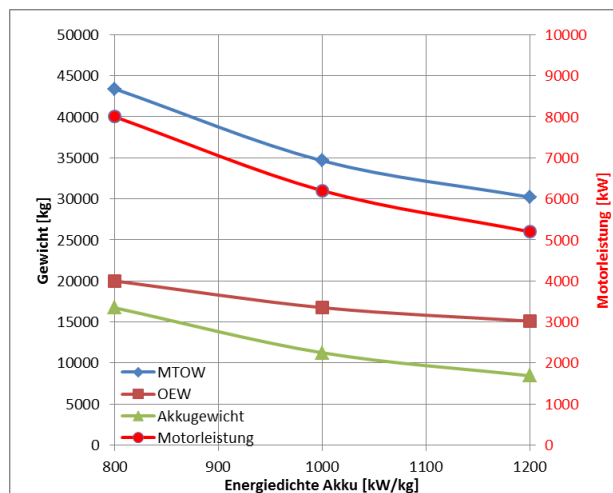


Abbildung 9: Sensitivitätsanalyse zur Energiedichte

Auf Grund des hohen Massenanteils des Energiespeichers an der Gesamtmasse reagiert das System stark auf Änderungen der Energiedichte. Eine Verbesserung um 20% verringert das Maximalgewicht um 4400 kg bzw. 13%. Abbildung 10 zeigt eine 3-Seiten Ansicht von Variante A.

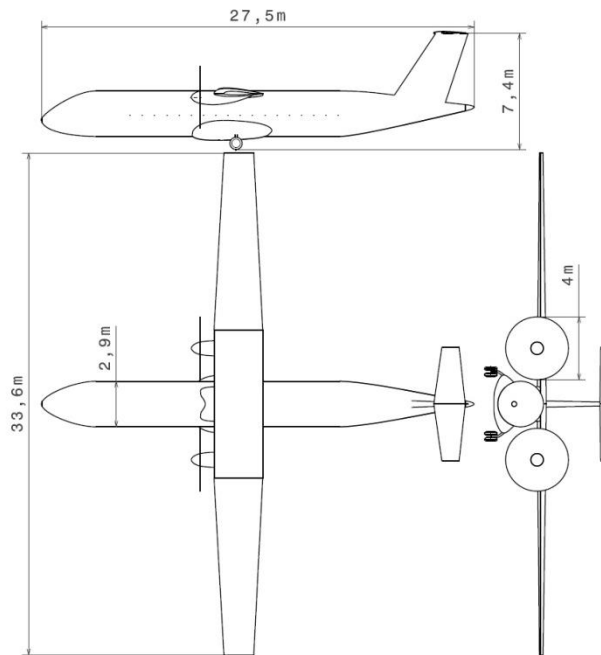


Abbildung 10: Dreiseitenansicht von Variante A

Die Integration der Akkumulatoren in die Variante A ist in Abbildung 11 und Abbildung 12 dargestellt. Das vorgesehene Lösungskonzept umfasst ein System aus Akku-Segmenten, die unter dem Fußboden, analog zu einem Gepäckraum, isoliert von der Kabine untergebracht sind. Über eine Ladeklappe in der Größe eines Segments jeweils vor und hinter dem Fahrwerk sind diese ein und ausladbar und können wie LD-Container im Laderaum vor und zurück bewegt werden. Bei einem für diese Flugzeugklasse typischen Rumpfdurchmesser von 2,9 m ergeben sich unter Berücksichtigung des Fahrwerks und gängiger Wandstärken für Fußboden und Außenflächen etwa 14 m³ verfügbares Ladevolumen, das zur Unterbringung des geforderten Akku-Volumens von 14 m³ ausreicht.

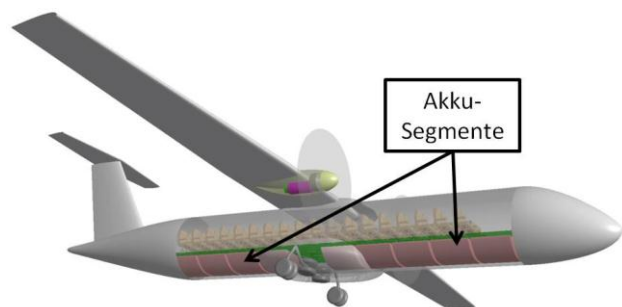


Abbildung 11: Akku-Integration im Rumpf - Variante A

Die Integration der Motoren und Getriebe in eine Motorgondel unter dem Flügel ist in Abbildung 12 gezeigt. Der Elektromotor ist als Zylinder mit kleinem Durchmesser zu Längen-Verhältnis (Schnellläufer) ausgeführt und besitzt ein Volumen von 175 Litern. Die Wellenleistung des Motors wird durch ein Getriebe auf die Propellerdrehzahl von 1200 RPM untersetzt. Die Dimensionen des Getriebes orientieren sich denen heute ausgeführter Turboprop-Getriebe ähnlicher Leistungsklasse [20].

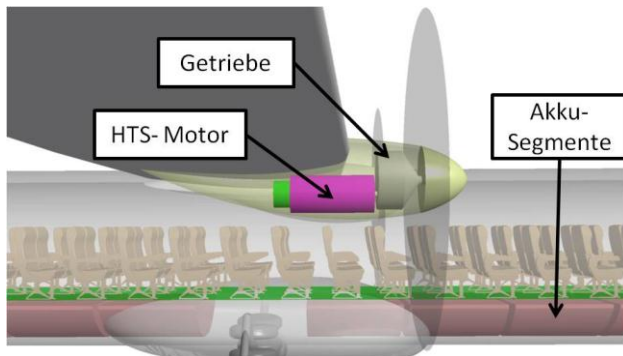


Abbildung 12: Antriebsintegration in Motorgondeln – Variante A

4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Im vorliegenden Beitrag wurde die Realisierbarkeit zukünftiger, elektrisch angetriebener Regionalflugzeuge untersucht. Die Hauptkomponenten des elektrischen Antriebssystems wurden anhand veröffentlichter Prognosen modelliert und in ein parametrisches Entwurfssystem integriert. Damit wurde ein „Retrofit“ eines heutigen Regionalflugzeuges mit einem elektrischen Antriebssystem betrachtet und die damit erzielbare Reichweite ermittelt. Des Weiteren wurde ein zukünftiges, elektrisch angetriebenes Regionalflugzeug konventioneller Konfiguration unter Voraussetzung typischer Reichweiten skaliert. Zum Abschluss wurden Konzepte zur Motor- und Akkumulator-Integration präsentiert.

Eine Recherche zu zukünftigen Speichersystemen elektrischer Energie hat Li-Luft Systeme als vielversprechendes Akku-Konzept aufgezeigt, die eine Energiedichte von 1000 Wh/kg im Jahr 2030 erreichen könnten.

Als geeignetes Übertragungsmittel wurden Aluminium-Stromschienen identifiziert, die die geforderte elektrische Leistung von mehreren MW bei einer Spannung von 1000 V zu den Verbrauchern übertragen.

Heutige Elektromotoren hoher Leistungsdichte wurden mit projektierten supraleitenden Motoren verglichen. Dabei wurde gezeigt, dass die Leistung im geforderten (Propeller-) Drehzahlbereich am gewichtseffizientesten mit einer Motor-Getriebe-Kombination dargestellt werden

kann. Für die betrachteten Kombinationen wurde ein erreichbares Leistungsgewicht von 6-8 kW/kg ermittelt.

Für ein „Retrofit“ eines konventionellen Luftfahrzeuges wurde gezeigt, dass mit der angenommenen Speichertechnologie keine kommerziell interessanten Reichweiten realisiert werden können. Nimmt man hingegen eine 50-prozentige Erhöhung des Abfluggewichtes in Kauf um einen entsprechend großen Energiespeicher mitführen zu können, sind typische 70 PAX – 500 NM Missionen darstellbar.

In folgenden Untersuchungen müssen weitere Aspekte eines elektrischen Antriebssystems untersucht werden. So stellt die vorgeschlagene Integration des Energiespeichers unter der Passagierkabine eine Herausforderung hinsichtlich Crash-Sicherheit dar. Können diese nicht erfüllt werden, sind alternative Konzepte wie eine Integration in Außenbehältern („Pod's“) am Flügel, oder im Flügel selbst mit integriertem Tauschkonzept denkbar.

Eine Sensitivitätsanalyse zur Auswirkung unterschiedlicher elektrischer Speicherdichten hat einen starken Einfluss auf das Gesamtgewicht des Luftfahrzeuges offenbart, da der Energiespeicher mit etwa 30% einen großen Anteil an der Flugzeugmasse einnimmt. Diesen Einfluss kann man in positiver Richtung geltend machen, indem man den Energieverbrauch des Luftfahrzeuges durch unkonventionelle, auf die Besonderheiten des elektrischen Antriebssystems abgestimmte Flugzeugkonfigurationen senkt. Technologien zur Grenzschichtbeeinflussung, und stärker integrierte Antriebe seien hier weiterhin genannt. Entsprechende Konzeptuntersuchungen zur Technologiestudie „VoltAir“ werden derzeit in EADS Innovation Works vorangetrieben, um das Potential elektrischer Luftfahrtssysteme und deren möglichen Beitrag zu den IATA-Zielen zu demonstrieren. [26]



Abbildung 13: EADS Technologiestudie „VoltAir“

Literaturverzeichnis

- [1] Airbus S.A.S., „Airbus Global Market Forecast 2010-2029,“ [Online]. Available: http://www.airbus.com/company/market/gmf2010/?elD=dam_frontend_push&docID=14868. [Zugriff am 13 August 2011].
- [2] The Boeing Company, „Current Market Outlook 2011-2030,“ [Online]. Available: <http://www.boeing.com/commercial/cmo/index.html>. [Zugriff am 13 August 2011].
- [3] ICCNexergy Inc., August 2011. [Online]. Available: <http://iccnexergy.com/wp-content/uploads/2011/04/ICCNexergy-Energy-Density-Chart-2Q-2011.jpg>.
- [4] K. Tatsumi, „Battery Technologies for Cars,“ Präsentation, International Workshop on Technology Learning and Deployment, 11.-12. Juni, Paris, Frankreich, 2007. [Online]. Available: <http://www.iea.org/work/2007/learning/Tatsumi.pdf>.
- [5] EADS N.V., „The all-electric Cri-Cri is back at Le Bourget - Pressemitteilung,“ Juni 2011. [Online]. Available: <http://www.eads.com/eads/germany/de/presse/press.5f6ebec1-87d4-4af2-a0d8-362f576e3575.0d73acd6-c09e-44eb-bf69-486343baf487.html>.
- [6] EADS N.V., „Airbus sponsored electric concept aircraft „eGenius“ takes up to the sky for the first time - Pressemitteilung,“ Mai 2011. [Online]. Available: <http://www.eads.com/eads/germany/de/presse/press.bb675a86-1cad-414e-b639-60bcf10c9118.0d73acd6-c09e-44eb-bf69-486343baf487.html>.
- [7] J.-S. Lee, S. T. Kim, R. Cao, N.-S. Choi, M. Liu, K. T. Lee und J. Cho, „Metal-Air Batteries with High Energy Density: Li-Air versus Zn-Air,“ *Advanced Energy Materials*, Volume 1, Issue 1, pp. 34-50, 2010.
- [8] S. Visco, E. Nimon, B. Katz, M. Chu und L. De Jonghe, „High Energy Density Lithium-Air Batteries with No Self Discharge,“ in *Proceedings of the 42nd Power Sources Conference*, pp. 201-203, 2006.
- [9] L. Johnson, „The Viability of High Specific Energy Lithium Air Batteries,“ Präsentation, Symposium on Research Opportunities in Electrochemical Energy Storage - Beyond Lithium Ion: Materials Perspectives, Tennessee, USA, 7.-8. Oktober 2010. [Online]. Available: https://www.ornl.gov/ccsd_registrations/battery/presentations/Session4-350-Johnson.pdf. [Zugriff am 01 August 2011].
- [10] Fraunhofer-Institut für System- und Innovationsforschung ISI, „Technologie-Roadmap Lithium-Ionen-Batterien 2030,“ 30 April 2010. [Online]. Available: http://www.isi.fraunhofer.de/isi-de/v/download/publikationen/1-2010-ISI-TRM-LIB_v2_Schriftenreihe-IR_Nr1.pdf. [Zugriff am 13 August 2011].
- [11] W. Hufnagel, Aluminium-Taschenbuch, Düsseldorf: Aluminium-Verlag, 1988.
- [12] P. Ziegler und B. Benz, „Fliegendes Rechnernetz. IT-Technik an Bord des Airbus A380,“ *c't, Heft 17*, pp. 84-91, 2005.
- [13] I. Cotton und A. Nelms, „Higher Voltage Aircraft Power Systems,“ *IEEE A&E Systems Magazine*, Vol. 23, Issue 2, pp. 25 - 32, Februar 2008.
- [14] Remy International, Inc., „Remy HVH250 Series Electric Motors,“ 2010. [Online]. Available: http://www.remyinc.com/docs/HVH250_r3_Sept_2010.pdf. [Zugriff am 13 August 2011].
- [15] Yasa, „DD500 Motor,“ YASA Motors Ltd, [Online]. Available: <http://www.yasamotors.com/technology/products/dd500>. [Zugriff am 13 August 2011].
- [16] Siemens, „Erste Prüfergebnisse 4-MW-HTS-Motor,“ in *5. Braunschweiger Supraleiterseminar*, Braunschweig, Deutschland, 23.-24. Juni 2010.
- [17] C. Luongo, P. Masson, T. Nam, D. Mavris, H. Kim, G. Brown, M. Waters und D. Hall, „Next Generation More-Electric Aircraft: A Potential Application for HTS Superconductors,“ in *IEEE Transactions on Applied Superconductivity* 19, No.3, Part2, pp. 1055-1068, 2009.
- [18] P. Masson und C. Luongo, „HTS Machines for Applications in All-Electric Aircraft,“ in *IEEE Power Engineering Society General Meeting*, pp. 1-6, DOI: 10.1109/PES.2007.385622, 2007.
- [19] F. Buysschaert, P. Hendrick und S. Newman, „Conventional Helicopters and Their Adaptiveness for More Electric and Alternative Transmission Technologies,“ in *Thirty-Sixth European Rotorcraft Forum*, Paris, France, September 2010.
- [20] Janes, „Jane's Aero-Engines 30,“ IHS Jane's, IHS Global Ltd London, UK, [Online]. Available: www.janes.com. [Zugriff am 13 August 2011].
- [21] R. M. Plencner, P. Senty und T. Wickenheiser, „Propeller Performance and Weight Predictions Appended to the Navy/NASA Engine Program,“ NASA TM 83458, 1983.
- [22] N. E. Anderson, S. H. Loewenthal und J. D. Black, „An analytical method to predict efficiency of aircraft gearboxes,“ in *AIAA, SAE, and ASME, 20th Joint Propulsion Conference*, June 11-13, AIAA-84-1500, 1984.
- [23] Jane's, All the World's Aircraft 2011-2012, London, UK: Janes Information Group Inc.; 102nd edition edition, 2011.
- [24] E. Torenbeek, Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft, The Netherlands: Delft University Press, 1982.
- [25] D. Scholz, Flugzeugentwurf Vorlesungsskript, Hamburg: Hochschule für Angewandte Wissenschaften, 1999.
- [26] EADS N.V., „Le Bourget 2011: EADS showcases VoltAir all-electric propulsion system concept - Pressemitteilung,“ 22 Juni 2011. [Online]. Available: <http://www.eads.com/eads/int/en/news/press.dd6d47cf-8edf-4a8f-b043-a5adaaf238b6.html>. [Zugriff am 01 August 2011].