Zukunftsfähige Antriebskonzepte für Luftfahrzeuge – Vom „fossilen“ zum „grünen“ Fliegen –

Lukas Baum*, Carsten Cosse, Florian Grumm, Detlef Schulz
Professur für Elektrische Energiesysteme
Helmut-Schmidt-Universität / Universität der Bundeswehr Hamburg
Hamburg, Deutschland
*lukas.baum@hsu-hh.de

***Kurzfassung* – Die Luftfahrtindustrie steht vor der Herausforderung emissionsfreies Fliegen in wenigen Jahrzehnten zu realisieren. Sustainable Air Fuels ermöglichen bereits heute CO_2-neutrales Fliegen unter Nutzung bestehender Infrastrukturen. Mit Hybriden und turboelektrischen Antriebskonzepten verbessert sich die Systemeffizienz und die Umweltbilanz weiter, besonders wenn die Luftfahrzeug-Architekturen aerodynamisch optimiert sind. Vollständig emissionsfreies Fliegen ermöglichen nur batterie-elektrische und brennstoffzellen-elektrische Antriebskonzepte; jedoch begrenzt die Energiedichte der genutzten Energiespeicher-Technologie die Reichweite. Diese Einschränkung erfordert Antriebssysteme mit hohen Systemeffizienzen und geringen Systemmassen. Besonders geeignet erscheint das H_2-to-Torque-Konzept, das dieser Beitrag vorstellt. Das Konzept ist Teil des Forschungsprojekts BETA – Brennstoffzellensystem-Entwicklung für die technische Aviatik.**

Stichworte – Emissionsfreies Fliegen, Elektrisches Fliegen, More Electric Aircraft, All Electric Aircraft, Wasserstoff-Speicher, Sustainable Air Fuels, Brennstoffzellensysteme

NOMENKLATUR

AEA	All Electric Aircraft
BETA	Brennstoffzellensystem-Entwicklung für die technische Aviatik
BLI	Grenzschichteinsaugung (engl.: Boundary Layer Ingestion)
CcH_2	transkritische Wasserstoffspeicherung (engl.: Cryo-compressed Hydrogen Storage)
CGH_2	Druckwasserstoffspeicherung (engl.: Compressed Gaseous Hydrogen Storage)
CO_2	Kohlenstoffdioxid
HVDC	Hochspannungs-Gleichstrom (engl. High Voltage Direct Current)
LH_2	Flüssigwasserstoffspeicherung (engl.: Liquid Hydrogen Storage)
LOHC	flüssige organische Wasserstoffträger (engl.: Liquid Organic Hydrogen Carriers)
MCU	Motor Control Unit
MEA	More Electric Aircraft
NO_x	Stickoxide
PtL	Power-to-Liquid
SAF	Sustainable Air Fuel
VTOL	Senkrechtstart und -landung (engl.: Vertical Take-Off and Landing)

I. EINLEITUNG

Der globale Luftverkehr trägt durch Emissionen zur Klimaerwärmung bei [1]. Um zukünftig eine emissions-neutrale oder emissions-freie Luftfahrt zu ermöglichen, sind Alternativen zu konventionellen „fossilen“ Energiequellen notwendig. An vorderster Stelle steht die Nutzung von elektrischer Energie aus erneuerbaren Quellen wie Solarenergie, Wind- oder Wasserkraft, um die Emission von Kohlenstoffdioxid (CO_2) zu vermeiden. Weitere Emissionen wie Stickoxide (NO_x), Wasserdampf und die Bildung von Kondensstreifen haben ebenfalls einen Einfluss auf das Klima. In der Höhe sind die Klimaauswirkungen von emittiertem CO_2 und NO_x zudem größer als am Boden [2, S. 1].

Dies führte zu den Umweltzielen der Europäischen Union im *Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation*: 75% Reduktion der CO_2-Emissionen pro Passagierkilometer, 90% Reduktion der NO_x-Emissionen, emissionsfreies Taxiing und recyclebare Luftfahrzeuge [3]. Um diese Ziele und „grünes“, emissionsarmes Fliegen ohne „fossile“ Energieträger zu erreichen, erfordern zukünftige Luftfahrzeugkonzepte die Optimierung bestehender und die Entwicklung neuer Systemkonzepte für die Energieversorgung und -verteilung an Bord. Über die Elektrifizierung von Nebenaggregaten in More-Electric-Aircraft (MEA) Konzepten hinaus, ist zukünftig für ein All-Electric-Aircraft (AEA) wichtig, dass die Hauptantriebe hybridisiert und elektrifiziert werden.

Dieser Beitrag gibt einen Überblick über unterschiedliche Antriebskonzepte, die in Zukunft bei Luftfahrzeugen einsetzbar sein könnten. Abschließend wird das Verbund-projekt *BETA – Brennstoffzellensystem-Entwicklung für die technische Aviatik* der Partner AIRBUS Operations GmbH, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., Helmut-Schmidt-Universität / Universität der Bundeswehr Hamburg und ZAL Zentrum für Angewandte Luftfahrtforschung GmbH vorgestellt.

II. ZUKUNFTSFÄHIGE ANTRIEBSKONZEPTE

Die limitierenden Faktoren für emissionsfreie Antriebe sind die spezifische Energie (in Wh/kg) und die Energiedichte (in Wh/L) der verwendeten Energiespeicher. Um eine Alternative zu sein, müssen die elektrischen Antriebskonzepte mit konventionellen Flugzeugen vergleichbare Reichweiten erzielen.

DOI: 10.24405/13962

A. *Sustainable Air Fuels in Gasturbinen*

Kerosin aus fossilen Quellen besitzt eine hohe spezifische Energie von etwa 12.000 Wh/kg bei einer Energiedichte von 9.600 Wh/L; unter Normalbedingungen kann Kerosin in tragenden Strukturen wie den Flügeln gelagert werden. Die praktisch erreichbare thermodynamische Effizienz nach (1) von Gasturbinen wird bei 65 – 70 % erwartet [4, S. 35-36]. Im Prozess wird chemische Energie E_{chem} zu thermischer Energie E_{th} zu kinetischer Energie E_{kin} gewandelt.

$$E_{\text{chem}} \rightarrow E_{\text{th}} \rightarrow E_{\text{kin}} \tag{1}$$

Das schubstärkste Gasturbinentriebwerk für kommerzielle Flugzeuge, das GE90-115b, erreicht eine spezifische Leistung von etwa 9,4 kW/kg (75 MW [5] und 8.000 kg [6]).

Eine Alternative zu Kerosin sind Biofuels und über Power-to-Liquid (PtL) synthetisierte Treibstoffe, sogenannte Sustainable Air Fuels (SAF); sie ermöglichen bei selber Antriebstechnik und Speicherdichte im Luftfahrzeug CO_2-neutrales Fliegen. Erwartbar ist eine 30 bis 60-prozentige Reduktion der Auswirkungen auf das Klima: Die schädlichen Effekte beruhen dann nicht mehr auf der absoluten CO_2-Emission, sondern auf dem Ort der CO_2-Emission, sowie den weiterhin entstehenden Schadstoffemissionen in Form von Feinstaub und NO_x [7].

Der signifikante Vorteil von SAF der Kategorie „Drop-in Fuels“ ist, dass sowohl die Luftfahrzeuge, als auch die Infrastruktur am Flughafen nur minimal auf die neuen Kraftstoffe anzupassen sind. Denn „Drop-in Fuels“ können chemisch gleichwertig zum Kerosin Jet-A1 hergestellt werden [8]. Abseits der Flughäfen muss jedoch eine entsprechende Produktionsinfrastruktur entstehen, um diese Kraftstoffe unter Entnahme von CO_2 aus der Atmosphäre herzustellen.

Für Biofuels der ersten Generation erfolgt die CO_2-Entnahme durch den Anbau von Energiepflanzen. Hier gibt es großtechnisch etablierte Verfahren. Kraftstoffe für den Straßenverkehr sind seit längerem anteilig mit Biofuels versetzt. Für eine Beimischung hydrierter Pflanzenöle von bis zu 50 % besteht eine Zulassung zur Verwendung in der zivilen Luftfahrt [8]. Um zukünftig das Konfliktfeld Tank-vs.-Teller zu vermeiden, verwenden Biofuels der zweiten Generation Abfälle aus der Lebensmittelindustrie und Landwirtschaft.

PtL ermöglicht die Verknüpfung der Energiesektoren Elektrizität und Mobilität: Der Treibstoff ist gezielt in Zeiten elektrischer Überproduktion herstellbar. Entscheidend für die Effizienz des Gesamtprozesses ist die Quelle für das CO_2, welches im weiteren Prozess zu höheren Kohlenwasserstoffen verarbeitet wird. Der hauptsächliche Kostentreiber sind die Erzeugungskosten für den Wasserstoff [9, S. 3238]. Eine Kombination von Biofuels und PtL ist vorteilhaft, da bei der Herstellung von Biofuels CO_2 als Produkt abfällt, welches wiederum im PtL-Prozess als Edukt nutzbar ist.

Als Produktionsprozess für SAF in der Luftfahrt eignet sich der Fischer-Tropsch-Prozess, der seit Anfang des 20. Jahrhunderts großtechnisch angewandt wird; die Weiterverarbeitung des Rohprodukts erfordert etablierte Raffinerietechnik [9, S. 3235]. In den kommenden Jahren sind mehrere Pilotanlagen im Industriemaßstab geplant, um weitere Erkenntnisse zur Effizienz dieses Gesamtprozesses zu gewinnen. Theoretisch sind Effizienzen zwischen 38 und 64 % für die Wandlung nach (2) von elektrischer Energie E_{el} in chemische Energie E_{chem} erreichbar [10].

$$E_{el} \rightarrow E_{\text{chem}} \tag{2}$$

Dies entspricht einer Gesamteffizienz von 25 – 45 % für die Wandlungskette nach (3).

$$E_{\text{el}} \rightarrow E_{\text{chem}} \rightarrow E_{\text{th}} \rightarrow E_{\text{kin}} \tag{3}$$

Für CO_2-freies Fliegen muss die Energie ohne die chemische Bindung an Kohlenstoff gespeichert werden, um lokale Emissionen zu vermeiden; beispielsweise ermöglicht durch die Verbrennung von elementarem Wasserstoff in Gasturbinentriebwerken. Durch technische Anpassungen der Brennkammern und Turbinenkühlung lassen sich bestehende Gasturbinen mit Wasserstoff betreiben [1]. Dabei sind ähnliche Effizienzen zu erwarten wie bei herkömmlichen Gasturbinen. Diese Verbrennung von Wasserstoff setzt jedoch kein CO_2 frei und kann so die Auswirkungen der Luftfahrt auf das Klima um 50 – 75 % reduzieren [7]. Problematisch bleiben auch bei dieser Technik die entstehenden NO_x-Emissionen. Die Speicherung des Wasserstoffs ist zudem technisch aufwändiger als für SAF. Aufgrund des größeren Volumens und höheren Gewichts des Kraftstoffsystems, ergeben sich für das Gesamtsystem Flugzeug daher Herausforderungen [1, 7].

B. *Wasserstoff-Speichertechnologien*

Die spezifische Energie von Wasserstoff selbst ist mit 33.000 Wh/kg [11, S. 484] sehr hoch. Die Speicherung ist jedoch aufwändig: Wasserstoff weist bei Normalbedingungen lediglich eine Energiedichte von 2,97 Wh/L [11, S. 487] auf. Verschiedene Wasserstoffspeicher ermöglichen höhere Energiedichten; gleichzeitig verringert die Masse der Speicherinfrastruktur selbst die spezifische Nettoenergie; zusätzlich treten Verluste durch das Ein- und Auslagern auf.

Moderne Compressed Gaseous Hydrogen (CGH_2) 700 bar Hochdruckspeicher aus Faserverbund-Werkstoffen erreichen Nettoenergiedichten von 1.350 Wh/L bei einer spezifischen Nettoenergie von 1.880 Wh/kg. Die Einlagerungsverluste betragen etwa 12 % [11, S. 487, 12]. Liquid Hydrogen (LH_2) Flüssiggasspeicher ermöglichen bei einer Lagertemperatur von unter 20 K Nettoenergiedichten von 1.780 Wh/L bei spezifischen Nettoenergie von 2.475 Wh/kg [12]. Die Ein- und Auslagerungsverluste betragen zwischen 28 und 46 % [11, S. 488]. Im Speicher entsteht trotz aufwändiger Isolierung stetig gasförmiger Wasserstoff, der den Speicher unter Druck setzt. Während des Flugs und der Abfertigung am Flughafen kann der gasförmige Wasserstoff direkt genutzt werden. Einzig während längerer Parkzeiten muss dieser in die Atmosphäre abgelassen werden, um den Speicher nicht zu beschädigen. Mit Druck beaufschlagte Flüssiggasspeicher Cryo-compressed-Hydrogen (CcH_2) Speicher, adressieren dieses Problem: Sie ermöglichen Nettoenergiedichten von 1.498 Wh/L bei einer spezifischen Nettoenergie von 2.471 Wh/kg [13].

Weitere Speichertechnologien, wie die Einlagerung in Metallhydride oder flüssige organische Wasserstoffträger (englisch: liquid organic hydrogen carriers, LOHC) bieten hohe Energiedichten bezogen auf das Speichermaterial [12]. Jedoch ist die benötigte Ein- und Auslagerungs-Infrastruktur zu verbessern. Voraussichtlich sind diese Speicher-technologien nur für Anwendungen interessant, bei denen die spezifische Energie des Speichers kein Hauptkriterium ist.

C. *Hybride und turbo-elektrische Antriebskonzepte*

Je nach Art der Energiespeicher an Bord des Luftfahrzeugs stehen unterschiedliche Möglichkeiten für die Wandlung in Wellenleistung und daraus Schubkraft zur Verfügung. Von der Optimierung von konventionellen Gasturbinentriebwerken bis zu verteilten aerodynamisch integrierten elektrischen Antrieben besteht eine Bandbreite von Antriebskonfigurationen.

Den Zwischenschritt vom Gasturbinentriebwerk zum vollelektrischen Fliegen bilden turbo-elektrische und hybride Antriebskonzepte, welche weiterhin eine Verbrennungsmaschine als primären Energiewandler aufweisen. Der Wirkungsgrad dieser Antriebskonzepte kann höher als bei konventionellen Triebwerken sein, denn die Antriebe sind optimal verteilbar, es existieren hohe Nebenstromverhältnisse und die Grenzschichteinsaugung (engl. Boundary Layer Ingestion (BLI)) ist nutzbar [1, S. 52, 4, S. 56]. Beim partiell turbo-elektrischen Prinzip aus ABBILDUNG 1 versorgt ein Generator am Gasturbinentriebwerk einen zusätzlichen Elektromotor.

Dieses Antriebsprinzip findet sich in den Konzeptstudien *STARC-ABL (Single-aisle Turboelectric AiRCraft–Aft Boundary Layer)* der NASA [14] und im europäischen Forschungsprojekt *CENTRELINE (ConcEpt validatioN sTudy foR fusElage wake-filLIng propulsioN intEgration)* [15]. Beide Konzepte integrieren einen elektrischen Direktantrieb im Heckkonus (engl. electric tailcone propulser) des Flugzeugs, der das Prinzip der BLI nutzt; die Grenzschicht bezeichnet die langsamere Luftströmung am Flugzeugrumpf. Auf diese Weise kann zusätzlicher Vortrieb erzeugt werden, da die langsamere Grenzschicht nochmals beschleunigt wird, anstatt direkt in Wirbelschleppen überzugehen. Dieser aerodynamische Vorteil reduziert den Treibstoffverbrauch [16].

Der Elektromotor des *STARC-ABL* hat eine Leistung von 2,6 MW bei einem Leistungsgewicht von 11 kW/kg und einem angenommenen Wirkungsgrad von 98 % [14]. Trotz des zusätzlichen Motorgewichtes von ca. 240 kg spart dieses Prinzip ca. 10 % Treibstoff gegenüber dem Flugbetrieb mit reinen Gasturbinentriebwerken gleicher Technologie [14], denn die Gasturbinentriebwerke des Luftfahrzeugs mit BLI können kleiner dimensioniert werden.

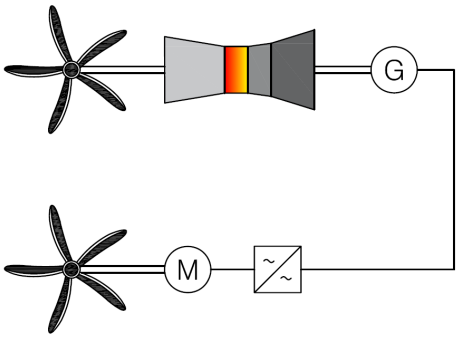

ABBILDUNG 1: SCHEMATISCHE DARSTELLUNG EINES PARTIELL TURBO-ELEKTRISCHEN ANTRIEBSKONZEPTES.

Im Gegensatz zum partiell turbo-elektrischen Prinzip erzeugen bei rein turbo-elektrischen Antrieben aus ABBILDUNG 2 nur Elektromotoren den Vortrieb. Der Vorteil ist, dass die Energieerzeugung und der Vortrieb mechanisch entkoppelt sind, sodass Wellenleistungstriebwerk und Antriebe optimal positioniert werden können. Konzepte für diese Antriebsart sind der *N3-X* und der *ECO 150* der NASA. Untersuchungen in [17] prognostizieren einen geringeren Treibstoffverbrauch von bis zu 72 % des *N3-X* im Vergleich zu einer Boeing *B 777-200LR*. Die Generatorleistung beträgt 30 MW und die Leistung eines einzelnen Motors 4,3 MW. Der Nachteil dieses Konzeptes ist, dass das Wellenleistungstriebwerk nicht immer im optimalen Betriebspunkt läuft, denn die Generatorleistung ist direkt von der Motorleistung abhängig.

Diesen Nachteil kann ein zusätzlicher Batteriespeicher ausgleichen, der in die elektrische Energieverteilung des turbo-elektrischen Antriebs eingebunden ist. Bei diesem seriell-hybriden Antriebskonzept aus ABBILDUNG 3 liefert die Batterie die zusätzliche Leistung für Manöver und den Startvorgang. Während Flugphasen mit konstanter Geschwindigkeit kann die Batterie wieder geladen werden. Die Generatorleistung ist von der Motorleistung entkoppelt; das Wellenleistungstriebwerk läuft im optimalen Betriebspunkt. Der Wirkungsgrad des Wellenleistungstriebwerks bleibt konstant hoch und die Lebensdauer ist länger [18]. Im *E-FanX* Konzept-Demonstrator entwickelte Airbus gemeinsam mit Rolls-Royce und Siemens ein Luftfahrzeug mit einem 2,5 MW Turbogenerator, einem 3 kV DC-Bordnetz, sowie einem 2 MW Elektroantrieb; ein Testflug fand jedoch nie statt [19]. Zunum Aero arbeitet weiterhin an einem Luftfahrzeugkonzept mit struktur-integrierten Batteriespeichern, elektrischen Triebwerken und einer Gasturbine als Range-Extender [20].

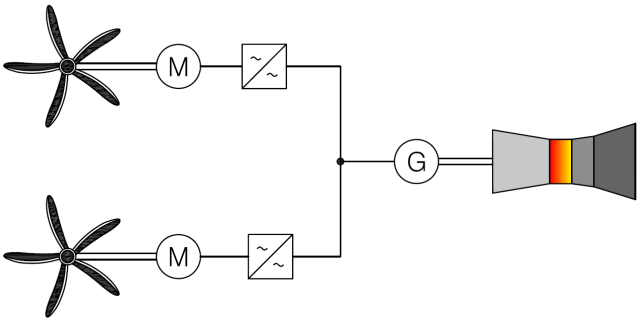

ABBILDUNG 2: SCHEMATISCHE DARSTELLUNG EINES TURBO-ELEKTRISCHEN ANTRIEBSKONZEPTES.

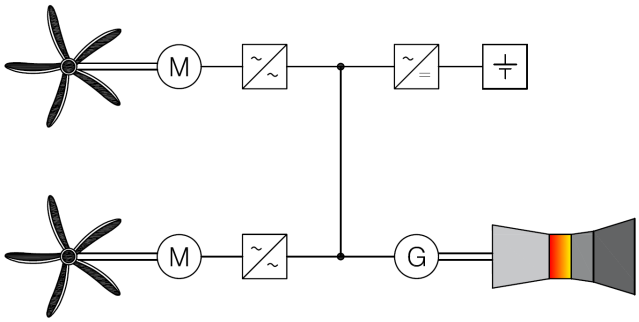

ABBILDUNG 3: SCHEMATISCHE DARSTELLUNG EINES SERIELL HYBRIDEN ANTRIEBES.

Nachteilig beim turbo-elektrischen und beim seriell-hybriden Konzept ist, dass die Komponenten des elektrischen Antriebsstrangs auf die maximale Schubleistung auszulegen sind. Dies führt zu höheren Massen beim Motor und bei den Wandlern.

Generiert die Wellenleistung der Verbrennungsmaschine hingegen zusätzlich Vortrieb, reduziert sich die Masse der Wandler; dieses parallel-hybride Antriebskonzept zeigt ABBILDUNG 4. Es ermöglicht beispielsweise eine Optimierung des Gasturbinentriebwerks auf den Reiseflug (engl.: cruise flight). Zusätzlich notwendige Schubleistung für den Startvorgang oder bei Flugmanövern erzeugt der Elektromotor, gespeist aus einer Batterie [21, 22]. Eine alternative Optimierungsstrategie ist, dass der Elektromotor den Treibstoffverbrauch während des Reiseflugs reduziert und die benötigte Energie beispielsweise während Sinkflugphasen rekuperiert [23]. In der Studie eines Verkehrsflugzeuges für 180 Personen [23] reduziert ein hybrides Konzept den Treibstoffverbrauch um 13 % für einen Kurzstreckenflug von 900 sm (ca. 1.667 km).

Ein wesentlicher Nachteil dieses hybriden Konzeptes ist, dass der Elektromotor mit der Triebwerkswelle verbunden ist und das Gasturbinentriebwerk daher direkt beeinflusst. Dies kann zu ineffizientem Teillastbetrieb des Gasturbinentriebwerks führen [24, S. 119]. Aufgrund der konstruktiven Nähe ist der Elektromotor bzw. Generator vor der Wärme des Triebwerks zu schützen [22]; dies erhöht den Konstruktionsaufwand ─ nachrüstbar ist dieses Konzept somit nur mit erheblichem Aufwand.

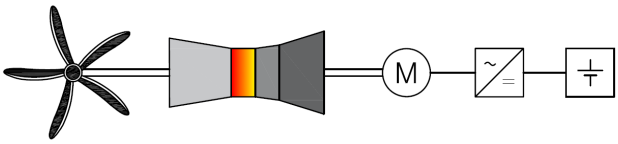

ABBILDUNG 4: SCHEMATISCHE DARSTELLUNG EINES PARALLEL HYBRIDEN ANTRIEBKONZEPTES.

Bei den meisten hybriden und turbo-elektrischen Konzepten sind die Antriebe dezentral entlang der Flügel verteilt und das Wellenleistungstriebwerk ist zentral angeordnet. Hierdurch entstehen hohe Anforderungen an die Energieverteilungsstruktur. Wie die Konzeptstudien der Antriebe zeigen, sind für die Elektromotoren Leistungen im Megawatt-Bereich für Mittel- und Langstreckenflugzeuge zu erwarten. Für die Energieübertragung im Megawatt-Bereich ergeben sich Spannungen im Kilovolt-Bereich; kleinere Spannungen führen zu hohen Kabelmassen aufgrund des notwendigen Leitungsquerschnitts. Bei Hochspannungs-Gleichstromnetzen (HVDC) sind durch den niedrigen Luftdruck und die Höhenstrahlungen Aspekte wie Spannungs- und Isolationsfestigkeit zu berücksichtigen [25, S. 171]. Der Einsatz dieser Antriebskonzepte erfordert die Weiterentwicklung und neue Technologien für leichte Generatoren, Leistungselektronik, Motoren, Hochspannungs-Bordnetze und -Kabel.

1) All Electric Aircraft: Vollelektrische Antriebskonzepte

AEA, also vollelektrische Antriebskonzepte für Luftfahrzeuge, nutzen keine Wärmekraftmaschinen. Genutzt werden stattdessen elektrochemische Energiewandler wie Batterien oder Brennstoffzellen. Dies vermeidet klimaschädliche Emissionen wie CO_2 und NO_x gänzlich. Es ist eine Reduzierung der Klimaauswirkung der Luftfahrt von 75 – 90 % zu erwarten [7]. Vollelektrische Antriebskonzepte besitzen potentiell deutlich höhere Systemeffizienzen. Dies kann die niedrigen spezifischen Leistungen und Energiedichten der Speicher ausgleichen.

Gleich bei allen vollelektrischen Konzepten sind die Komponenten wie Gleichspannungswandler, Umrichter und Elektromotoren. Sie sind jeweils mit Effizienzen von 95 – 98 % anzunehmen [4, S. 60]. In Kombination mit Batterie-Energieeffizienzen von 90 – 95 % [26] ergeben sich Gesamt-Systemeffizienzen für die Wandlung nach (4) von 73 – 87 %.

$$E_{\text{chem}} \rightarrow E_{\text{el}} \rightarrow E_{\text{kin}} \tag{4}$$

Durch die hohen Systemeffizienzen sind für vollelektrische Regionalflugzeuge spezifische Speicherenergien von 1.800 Wh/kg ausreichend [4, S. 56]. Dies liegt jedoch weiterhin über der prognostizierten Entwicklung für Batterietechnik: Stand der Technik in der straßengebundenen Elektromobilität sind heute Lithium-Ionen-Batteriespeicher. Diese besitzen jedoch nur eine spezifische Energie von bis zu 280 Wh/kg, sowie Energiedichten auf Zellebene von 800 Wh/L [1, 4, S. 56, 27]. Schätzungen für in den nächsten Dekaden erreichbare spezifische Energien erwarten bis zu 600 Wh/kg [4, S. 61]. Daher werden batterie-elektrische Luftfahrzeuge nur für Zubringerflugzeuge und Konzepte der urbanen Luftmobilität (siehe ABBILDUNG 5) relevant sein. Hier werden spezifische Energien von 400 Wh/kg [4, S. 56] als ausreichend eingeschätzt.

Mehrere Hersteller entwickeln batterie-elektrische, senkrechtstartende Luftfahrzeuge (Vertical Take-Off and Landing (VTOL)). Airbus erreicht mit dem *CityAirbus* eine Reichweite von 15 km bei 250 kg Nutzlast [28]. Volokopter erreicht mit dem Volokopter *X2* eine Reichweite von 27 km für 160 kg Nutzlast [29]. Vollelektrische Zubringerflugzeuge sind bereits im Linienbetrieb im Einsatz: Das Unternehmen magniX bietet modulare Lösungen zur Umrüstung von Kleinflugzeugen auf batterie-elektrischen Antrieb [30]. Die NASA forscht im Projekt *X-57* an einem Zubringerflugzeug mit 14 elektrischen Antrieben [31]. Für den Regionalverkehr arbeitet Wright Electric an einem vollelektrischen Konzept. Entsprechende Elektromotoren mit einer Leistung von je 2 MW und einer Leistungsdichte von 10 kW/kg wurden präsentiert, um den Leistungsbedarf von 20 MW zu decken [32]. Die dazu benötigten Speicherenergiedichten liegen jedoch – wie diskutiert – über den erwartbaren Entwicklungen.

Für emissionsfreie Luftfahrzeuge im Zubringer- und Regionalverkehr sind wegen der erreichbaren Energiedichten daher nur brennstoffzellen-elektrische Antriebskonzepte, wie in ABBILDUNG 6 dargestellt, sinnvoll. So werden brennstoffzellen-elektrische Antriebe seit 2016 in 32 Testflügen mit dem Forschungsflugzeug *HY4* durch die H2Fly GmbH erprobt: In einem parallel-hybriden Antrieb speist ein 21 kWh Batteriespeicher sowie ein 42 kW Brennstoffzellen-Stack einen 80 kW Elektromotor.

ABBILDUNG 5: CITYAIRBUS (© AIRBUS OPERATIONS GMBH).

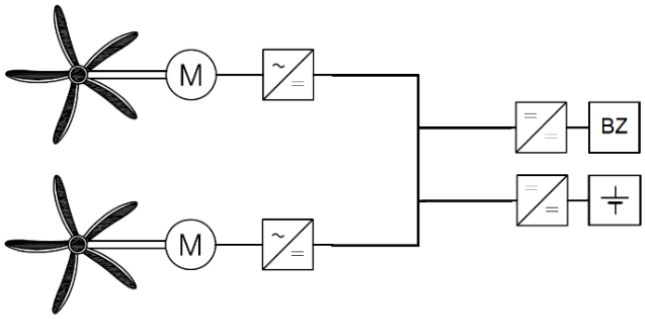

ABBILDUNG 6: BRENNSTOFFZELLEN-ELEKTRISCHES ANTRIEBSKONZEPT MIT ZENTRALER GLEICHSTROM-VERSORGUNGSARCHITEKTUR.

Dies ermöglicht eine Nutzlast von 470 kg bei einer Reichweite von bis zu 1.500 km mit einem CGH_2-Speicher [33, 34]. Das Unternehmen ZeroAvia erprobt ein sechssitziges Kleinflugzeug mit Brennstoffzellenantrieb ─ bereits 2022 soll ein 19-sitziges Luftfahrzeug erprobt werden [33].

TABELLE I fasst in einer Übersicht den Anpassungsbedarf für neue Luftfahrzeugkonzepte zusammen.

TABELLE I: ANPASSUNGSBEDARFE ZUKÜNFTIGER ANTRIEBSKONZEPTE.

Technologie	*Komplexität*	*Reduzierung Klimawirkung*	*Bedarf neue Antriebe*	*Bedarf neue Luftfahrzeugstrukturen*	*Bedarf neue elektrische Systeme*
SAF (Drop-in)	•	netto CO_2-frei			
parallel-hybrid	•••	n/a	•••	•••	••
seriell-hybrid	•••••	n/a	•••	•••	•••
H_2-Gasturbine	••	CO_2-frei	••	••••	
BZ-elektrisch	••••	nahezu emissionsfrei	••••	•••••	•••••
batterie-elektrisch	•••	emissionsfrei	••••	•••••	•••••

III. VERTEILTE MULTISTRANG-ANTRIEBSKONZEPTE

Zentral ausgelegte Konzepte für elektrische Antriebe stellen Systementwickler vor Probleme. Vor allem hohe Massen und Verluste im Bereich der Energieverteilung sind problematisch [35]. Verteilte Multistrang-Versorgungsstrukturen ermöglichen hierbei, die Energieverteilungsstruktur an Bord des Luftfahrzeuges auf ein Minimum zu reduzieren, die Systemredundanz zu erhöhen und Vorteile durch Segmentierung und Modularisierung auszuschöpfen [36, S. 1].

Multistrang-Antriebskonzepte trennen die Energiewandlung nach (3) in unabhängige Leistungsstränge. So teilt sich die hohe Gesamtsystemleistung in Stränge kleinerer Leistungen auf.

Die Leistung der Einzelstränge ist dann mit erprobten Systemen beherrschbar. Zusätzlich erzeugen unabhängige Leistungsstränge inhärente Redundanz: Bei entsprechender Implementierung beeinflusst der Ausfall eines oder mehrerer Leistungsstränge die Funktion der verbleibenden Leistungsstränge nicht. Die Anwendung des (n-1)-Kriteriums bedeutet bei konventionellen zweistrahligen Flugzeugen eine Überdimensionierung der Startleistung um 100 %. Diese kann bei Multistrang-Antriebskonzepten bedeutend kleiner ausfallen [37, S. 1].

Wird der Energiewandler in unmittelbarer Nähe zum Antrieb positioniert, beispielsweise als Brennstoffzellensystem, Antriebsumrichter und Elektromaschine in einer Triebwerksgondel, sind weiträumige Energieverteilungsstrukturen nicht erforderlich. Dies ist vorteilhaft, da Masse, Verluste und elektromagnetische Emissionen der Versorgungsstrukturen minimiert werden. Dieses Konzept greift Airbus im Konzept *The 'Pod' configuration* im Rahmen des *ZEROe*-Projektes auf (siehe ABBILDUNG 7).

ABBILDUNG 7: VERTEILTE BZ-ANTRIEBSKONZEPTE (© AIRBUS OPERATIONS GMBH).

Das Konzept multipler Leistungsstränge lässt sich auf einzelne Elektro-Maschinen anwenden, wie in ABBILDUNG 8 dargestellt. Hier werden die Statorwindungen der elektrischen Maschine in elektrisch unabhängige Teilwindungssätze segmentiert [37]. Von der Segmentierung in mehrere dreiphasige Windungssätze bis zur isolierten Speisung einzelner Phasen von Multiphasen-Maschinen sind viele Konfigurationen möglich. Durch die Optimierung solcher Multistrang- oder Multiphasen-Maschinen mit verschieden gewickelten Phasensätzen, können diese für verschiedene Betriebspunkte optimiert und so die Gesamteffizienz über ein komplettes Missionsprofil erhöht werden [38].

IV. H_2-TO-TORQUE: PROJEKT BETA

Im Verbundprojekt *BETA – Brennstoffzellensystem-Entwicklung für die technische Aviatik*, werden die Konzepte von verteilten Multistrang-Antriebskonzepten mit dem H_2-to-Torque-Prinzip gekoppelt. Den Grundgedanken von H_2-to-Torque bildet die möglichst direkte Verschaltung von Brennstoffzellen (H_2 für Wasserstoff) mit den drehmomentbildenden (Torque: engl. für Drehmoment) Statorwindungen eines Elektromotors.

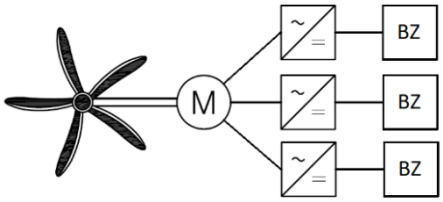

ABBILDUNG 8: MULTISTRANG-ANTRIEBSKONZEPT MIT H_2-TO-TORQUE-ANSATZ.

Ziel ist die Minimierung der Systemkomponenten auf eine Brennstoffzelle, eine Motor Control Unit (MCU) und einen Spulensatz pro Strang. Die Leistungsstränge treiben mechanisch dieselbe Welle an. Das Konzept ist in ABBILDUNG 8 dargestellt. Der Fachbereich Elektrische Energiesysteme der Helmut-Schmidt-Universität / Universität der Bundeswehr Hamburg wird im Projekt ein System aus MCUs entwickeln, welches auf die spezifischen Bedingungen bei der Anwendung der H_2-to-Torque Architektur abgestimmt ist. Das beinhaltet die leistungsabhängige Spannungsregelung, die Redundanz, die Zuverlässigkeit und die Sicherheitsmechanismen zum sicheren Betrieb eines solchen Systems. Parallel wird das Systemverhalten simuliert, um virtuell unterschiedliche MCU- und MCU-System-Architekturen zu testen und ein geeignetes Layout zu ermitteln.

Eine Gegenüberstellung von Multistrang- und Multiphasen-Maschinen sowie Konzepte zur direkten Anbindung der Brennstoffzelle an die Antriebsumrichter werden erarbeitet. Von Interesse ist die Differenz zwischen Brennstoffzellen-Leerlaufspannung und -Spannung im Leistungsmaximum, welche nur ca. 50 % der Leerlaufspannung beträgt. Dies ist relevant für die Auslegung der Leistungshalbleiter. Diese müssen ausreichend spannungsfest entsprechend der Leerlaufspannung und eventueller weiterer Spannungsspitzen ausgelegt werden, gleichzeitig aber eine hohe Systemeffizienz im Leistungsbereich ermöglichen. Auch für den Betrieb und die Regelung der elektrischen Maschine ist die weiche Spannungskennlinie der Brennstoffzelle relevant. Die Grenzgeschwindigkeit der elektrischen Maschine, bei der der Übergang in den Feldschwächebetrieb stattfindet, ist proportional zur Quellenspannung. Dies muss bei der Programmierung der Regelungsstrukturen berücksichtigt werden.

V. ZUSAMMENFASSUNG

Die Dekarbonisierung der Luftfahrt ist das Ziel einer gesamten Industrie. SAFs ermöglichen es, konventionelle Gasturbinentriebwerke CO_2-neutral zu betreiben. Als Brückentechnologie sind SAFs eine sinnvolle Option, da vorhandene Luftfahrzeugsysteme und auch die Flughafen-Infrastruktur nur minimal anzupassen sind. Zur Steigerung der Gesamtsystemeffizienzen ist für MEA auch die Hybridisierung der Antriebsstränge relevant. Hier ergeben sich Potentiale für aerodynamisch vorteilhafte, verteilte Antriebe, welche auch Grenzschichtströmungen nutzen. Die zunehmende Hybridisierung bildet die technische Grundlage für brennstoffzellen-elektrische Antriebe. Batterie-elektrische Antriebe sind aufgrund der geringen Energiedichte der verfügbaren Batteriespeicher-Technologie nur für Zubringerflugzeuge und Konzepte der urbanen Luftmobilität relevant. Die Flüssiggasspeicherung von Wasserstoff in Kombination mit hocheffizienten brennstoffzellen-elektrischen Systemen und angepassten Luftfahrzeugstrukturen ermöglichen praxisrelevante Reichweiten auch bei größeren Luftfahrzeugen. Besonderes Potential zur Optimierung der Energieverteilungsstrukturen und Systemmassen bieten hochintegrierte Multistrang-Antriebskonzepte, bis hin zur direkten Kopplung von Brennstoffzellen und Antriebsmaschinen im H_2-to-Torque Ansatz. Die Quantifizierung dieser Potentiale und Erarbeitung technischer Lösungswege ist Forschungsgegenstand im Verbundprojekt *BETA – Brennstoffzellensystem-Entwicklung für die technische Aviatik*. Gemeinsam mit den Projektpartnern werden Lösungen für den zuverlässigen und sicheren Betrieb der Brennstoffzellen-Technologie im Antriebsstrang zukünftiger Luftfahrzeuge entwickelt.

VI. FÖRDERUNG

Diese Übersicht ist Teil des Projekts *BETA – Brennstoffzellensystem-Entwicklung für die technische Aviatik, Teilvorhaben MCU-System*, in Zusammenarbeit mit der AIRBUS Operations GmbH, dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., der Helmut-Schmidt-Universität / Universität der Bundeswehr Hamburg und dem ZAL Zentrum für Angewandte Luftfahrtforschung GmbH, gefördert vom Bundesministerium für Verkehr und digitale Infrastruktur (BMVI) im Nationalen Innovationsprogramm Wasserstoff- und Brennstoffzellentechnologie (NIP II): FKZ 03B10704B.

LITERATUR

[1] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, „Zero Emission Aviation - Emissionsfreie Luftfahrt: White Paper der deutschen Luftfahrtforschung“. [Online]. Verfügbar unter: https://www.dlr.de/content/de/downloads/2020/white-paper-zero-emission-aviation.pdf.

[2] U. Schumann, „Klimawirkungen des Luftverkehrs: Informationen zum Fachgespräch 'Luftverkehr und Klimaschutz'“, Berlin, 2007.

[3] Europäische Kommission, *Flightpath 2050: Europe's vision for aviation; maintaining global leadership and serving society's needs; report of the High-Level Group on Aviation Research*. Luxemburg: Publ. Off. of the Europ. Union, 2011.

[4] National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, *Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions*. Washington, D.C: The National Academies Press, 2016.

[5] General Electric Company, *GEA33614A LM9000 Power Plants.* [Online]. Verfügbar unter: https://www.ge.com/content/dam/gepower-pgdp/global/en_US/documents/product/gas%20turbines/Fact%20Sheet/2018-prod-specs/GEA33614A%20LM9000_Power_Plants_R1.pdf [Zugriff am: 27. September 2021].

[6] C. Cotoranu, „Type-Certificate Data Sheet: GE90 Series Engine“, European Union Aviation Safety Agency, Dez. 2019. [Online]. Verfügbar unter: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/EASA%20TCDS%20IM%20E%20002_GE90%20series_Issue4_Final_18Dec2019.pdf.

[7] Clean Sky 2 Joint Undertaking und Fuel Cells and Hydrogen 2 Joint Undertaking, Hg., „Hydrogen Powered Aviation: A fact-based study of hydrogen technology, economics, and climate impact by 2050“, Luxemburg, 2020.

[8] J. Sandquist und B. M. Güell, „Overview of Biofuels for Aviation“, *Chemical Engineering Transactions*, Jg. 29, S. 1147–1152, 2012, doi: 10.3303/CET1229192.

[9] V. Dieterich, A. Buttler, A. Hanel, H. Spliethoff und S. Fendt, „Power-to-liquid via synthesis of methanol, DME or Fischer–Tropsch-fuels: a review“, *Energy Environ. Sci.*, Jg. 13, Nr. 10, S. 3207–3252, 2020, doi: 10.1039/D0EE01187H.

[10] S. Drünert, U. Neuling, T. Zitscher und M. Kaltschmitt, „Power-to-Liquid fuels for aviation – Processes, resources and supply potential under German conditions“, *Applied Energy*, Jg. 277, 2020, Art. no. 115578, doi: 10.1016/j.apenergy.2020.115578.

[11] P. Kurzweil und O. Dietlmeier, *Elektrochemische Speicher: Superkondensatoren, Batterien, Elektrolyse-Wasserstoff, rechtliche Rahmenbedingungen,* 2. Aufl. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2018.

[12] E. Rivard, M. Trudeau und K. Zaghib, „Hydrogen Storage for Mobility: A Review“, *Materials (Basel, Switzerland)*, Jg. 12, Nr. 12, 2019, doi: 10.3390/ma12121973.

[13] S. Aceves *et al., Compact (L)H2 Storage with Extended Dormancy in Cryogenic Pressure Vessels.* [Online]. Verfügbar unter: https://www.hydrogen.energy.gov/pdfs/review10/st003_berry_2010_o_web.pdf (Zugriff am: 29. Juli 2021).

[14] J. Welstead und J. L. Felder, „Conceptual Design of a Single-Aisle Turboelectric Commercial Transport with Fuselage Boundary Layer Ingestion“ in *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, doi: 10.2514/6.2016-1027.

[15] A. Seitz *et al.,* „Proof of Concept Study for Fuselage Boundary Layer Ingesting Propulsion“, *Aerospace*, Jg. 8, Nr. 1, S. 16, 2021, doi: 10.3390/aerospace8010016.

[16] D. K. Hall, A. C. Huang, A. Uranga, E. M. Greitzer, M. Drela und S. Sato, „Boundary Layer Ingestion Propulsion Benefit for Transport Aircraft“, *Journal of Propulsion and Power*, Jg. 33, Nr. 5, S. 1118–1129, 2017, doi: 10.2514/1.B36321.

[17] H. Dae Kim, J. L. Felder, M. T. Tong, J. J. Berton und W. J. Haller, „Turboelectric distributed propulsion benefits on the N3-X vehicle“, *Aircraft Eng & Aerospace Tech*, Jg. 86, Nr. 6, S. 558–561, 2014, doi: 10.1108/AEAT-04-2014-0037.

[18] Y. XIE, A. SAVVARISAL, A. TSOURDOS, D. ZHANG und J. GU, „Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies“, *Chinese Journal of Aeronautics*, Jg. 34, Nr. 4, S. 432–450, 2021, doi: 10.1016/j.cja.2020.07.017.

[19] Airbus, *E-Fan X.* [Online]. Verfügbar unter: https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/electric-flight/e-fan-x.html [Zugriff am: 30. September 2021].

[20] Zunum Aero. [Online]. Verfügbar unter: https://zunum.aero/technology/ [Zugriff am: 30. September 2021].

[21] B. Aigner, M. Nollmann und E. Stumpf, „Design of a Hybrid Electric Propulsion System within a Preliminary Aircraft Design Software Environment“, 2018. Zugriff am: 2021-08.

[22] H. Gesell, F. Wolter und M. Plohr, „System Analysis of Turbo Electric and Hybrid Electric Propulsion Systems on a Regional Aircraft“ in *31st Congress of the International Council of the Aeronautics Sciences*, Belo Horizonte, Brazil, 2018.

[23] C. Pornet *et al.,* „Methodology for Sizing and Performance Assessment of Hybrid Energy Aircraft“, *Journal of Aircraft*, Jg. 52, Nr. 1, S. 341–352, 2015, doi: 10.2514/1.C032716.

[24] C. Pornet, „Electric Drives for Propulsion System of Transport Aircraft“ in *New Applications of Electric Drives*, M. Chomat, Hg., InTech, 2015, doi: 10.5772/61506.

[25] A. Lücken, T. Kut, S. Dickmann und D. Schulz, „Fuel Cell System Optimization Using Bypass Converters“, *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.*, Jg. 50, Nr. 1, S. 170–179, 2014, doi: 10.1109/TAES.2013.120058.

[26] E. Redondo-Iglesias, P. Venet und S. Pelissier, „Impact of battery ageing on e-mobility energy efficiency“ in *2017 Twelfth International Conference on Ecological Vehicles and Renewable Energies (EVER)*, Monte-Carlo, Monaco, 2017, S. 1–6, doi: 10.1109/EVER.2017.7935882.

[27] Customcells, *Anwendungsspezifische Zellprototypenentwicklung.* [Online]. Verfügbar unter: https://www.customcells.de/produkte/zellprototypen/ [Zugriff am: 2. August 2021].

[28] Airbus, *CityAirbus: Our four-seat eVTOL demonstrator.* [Online]. Verfügbar unter: https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/urban-air-mobility/cityairbus.html [Zugriff am: 13. September 2021].

[29] Volocopter, *Urban Air Mobility.* [Online]. Verfügbar unter: https://www.volocopter.com/urban-air-mobility/ [Zugriff am: 30. September 2021].

[30] magniX, *Propulsion systems for electric aircraft.* [Online]. Verfügbar unter: https://www.magnix.aero/products [Zugriff am: 30. September 2021].

[31] NASA, *X-57 Maxwell.* [Online]. Verfügbar unter: https://www.nasa.gov/specials/X57/ (Zugriff am: 30. September 2021).

[32] Wright Electric, *Wright1.* [Online]. Verfügbar unter: https://www.weflywright.com/wright-1 [Zugriff am: 13. September 2021].

[33] ZeroAvia, *First Practical Zero Emission Aviation Powertrain.* [Online]. Verfügbar unter: https://www.zeroavia.com/ (Zugriff am: 30. September 2021).

[34] HY2FLY, *HY4.* [Online]. Verfügbar unter: https://h2fly.de/ [Zugriff am: 30. September 2021].

[35] V. Madonna, P. Giangrande und M. Galea, „Electrical Power Generation in Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities“, *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, Jg. 4, Nr. 3, S. 646–659, 2018, doi: 10.1109/TTE.2018.2834142.

[36] S. A. Koschik, „Permanenterregte Synchronmaschinen mit Einzelzahnsteuerung - Regelkonzepte und Betriebsstrategien für hochintegrierte Antriebssystem“. Dissertation, 2019.

[37] C. Hoffjann, “Engine for propelling an aircraft and aircraft having at least one engine and at least one hydrogen tank,” EP 2 878 795 B1.

[38] T. Zhao, S. Wu und S. Cui, „Multiphase PMSM With Asymmetric Windings for More Electric Aircraft“, *IEEE Trans. Transp. Electrific.*, Jg. 6, Nr. 4, S. 1592–1602, 2020, doi: 10.1109/TTE.2020.2997609.