

---

## 1 Zukunftstreiber für die Luftfahrt

---

Die langfristige Entwicklung des globalen Luftverkehrs ist von einer Vielzahl von sozio-ökonomischen Trends und Entwicklungen abhängig. Neben einer stetigen Erhöhung des globalen Altersdurchschnitts der Weltbevölkerung über die nächsten Jahre wird es zu einer verstärkten Urbanisierung in sogenannten Megastädten (> 10 Mio. Einwohner) kommen. Diese Entwicklung wird vorrangig in Asien zu sehen sein. Der Mobilitätsbedarf im Luftverkehr wird im Wesentlichen durch das starke Wachstum der globalen Mittelschicht von ca. 400 Mio. Menschen in 2005 auf über 1 Mrd. Menschen in 2030 getrieben sein. Die erwarteten Entwicklungen der Gesamttransportleistung und der Flugbewegungen für 2035 sind in Abb. 1 für die einzelnen Regionen dargestellt.

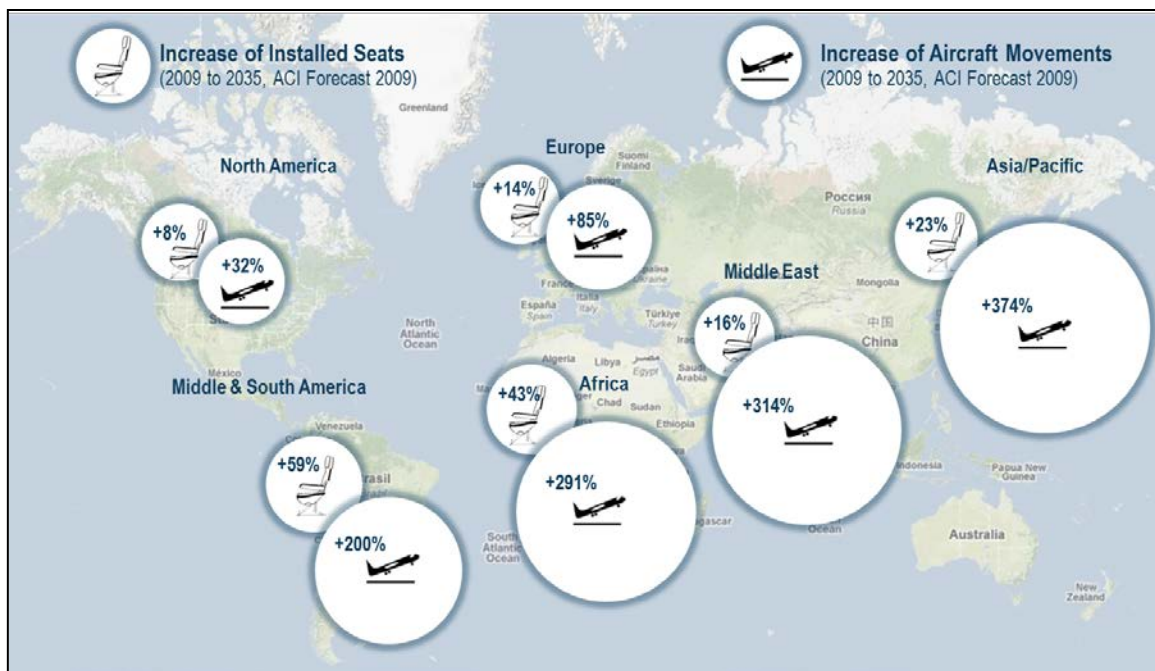


Abb. 1: Regionale Luftverkehrsentwicklung (2009 bis 2035) basierend auf dem ACI Forecast 2009

---

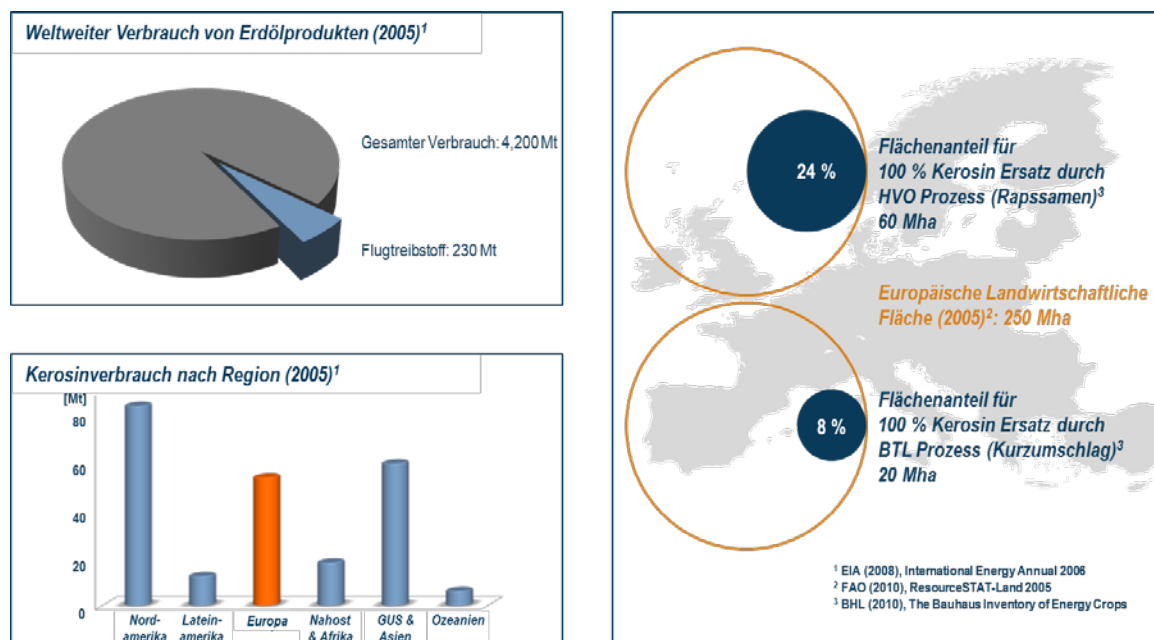
## 2 Alternative Energien für die Luftfahrt

---

Die Reduktion der CO<sub>2</sub> Emissionen ist ein wesentliches Ziel der Luftfahrtbranche. Dabei soll ab 2020 ein CO<sub>2</sub> neutrales Wachstum ermöglicht und bis 2050 sogar der CO<sub>2</sub> Ausstoß gegenüber 2005 halbiert werden. Mit den aktuell verfügbaren, technologischen Weiterentwicklungen des Luftfahrzeuges alleine werden

diese Ziele nicht erreichbar sein. Alternative Kraftstoffe sollen hier einen entscheidenden Beitrag leisten.

Bei den sogenannten „drop-in“ Kraftstoffen stellen die Kraftstoffe auf Basis der Biomasse einen möglichen Pfad dar. Erste umfassende Analysen zum Biomaspotenzial zeigen deutlich, dass die Kraftstoffe, deren technische Nutzbarkeit bereits nachgewiesen wurde, ein gewisses Substitutionspotenzial zeigen, den Bedarf aber nicht vollständig decken können. Abb. 2 zeigt eine Analyse für zwei Kraftstoffpfade und die dafür notwendige landwirtschaftliche Nutzfläche für eine vollständige Substitution des Kerosins in Europa. Hierbei wird über diese Biomasse nur Kerosin zur Verfügung gestellt, was ökonomisch und auch mit Blick auf andere Nutzer (Automobil, Chemie, Pharma) so nicht realisierbar ist.



**Abb. 2: Landflächenbedarf für die vollständige und ausschließliche Versorgung des Luftverkehrs mit Kerosin aus Biomasse (HVO und BTL Prozess)**

Die Nutzung der Sonnenenergie, welche auch die Primärenergie für Biokraftstoffe darstellt, könnte aber auch in anderen Pfaden eine alternative Energiequelle für die Luftfahrt darstellen. Abb. 3 zeigt hier mehrere Handlungsoptionen. Dabei können sowohl „drop-in“ Lösungen, ohne infrastrukturelle Anpassungen im Versorgungssystem, wie auch „nicht drop-in“ Lösungen betrachtet werden. Eine Möglichkeit stellt u.a. auch die erneuerbare Erzeugung von elektrischer Energie am Boden dar, die über Speichersysteme im Luftfahrzeug verfügbar gemacht wird.

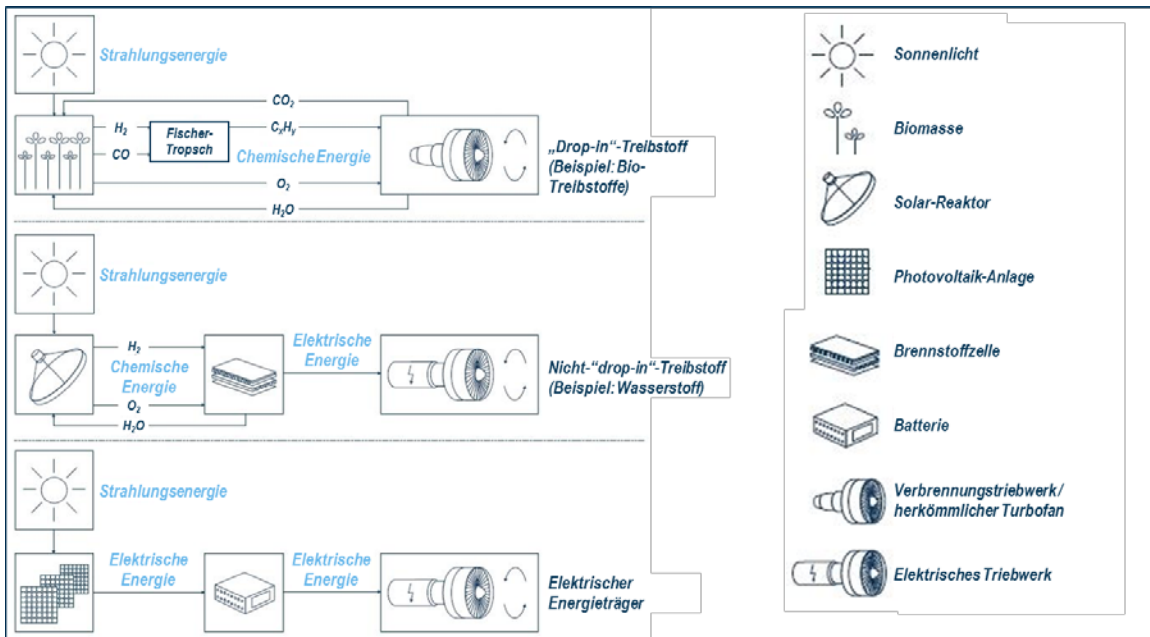


Abb. 3: Energieversorgungsoptionen für das Luftfahrzeug

Die Betrachtung elektrischer Systeme an Bord eines Flugzeuges erfordert eine etwas differenzierte Betrachtung in der Bewertung der Energiedichte eines „Speichers“. Die Masse eines Energiespeichers in Bezug auf seine verfügbare und nutzbare Energie ist eine wichtige Auslegungsgröße für den Flugzeugentwurf. Wesentlich ist hierbei der Anteil der mechanisch nutzbaren Energie, die sogenannten Exergie.

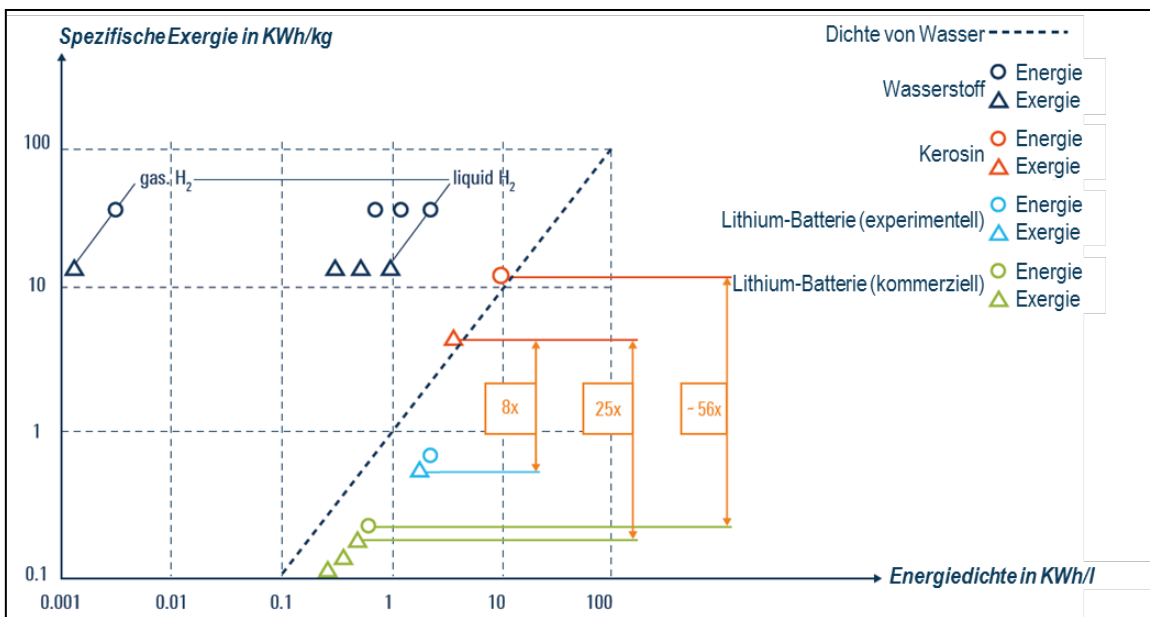


Abb. 4: Spezifische Energie vs Exergie im Vergleich zwischen elektrischen Speichern und Kerosin

Während bei Kerosin erst über einen thermodynamischen Prozess die Energie des Kraftstoffes mechanisch nutzbar gemacht wird, wird dies bei elektrischen Speichern (z.B. Batterie), ohne große Verluste ermöglicht. In Abb 4. wird auch gezeigt, dass sich zwischen aktuellem technologiestand der Batterieforschung und Kerosin noch ein Unterschied in der nutzbaren Energie vom Faktor 8 zeigt. Dieser Unterschied hat für ein Flugzeug einen direkten Einfluss auf die fliegbare Reichweite, zeigt aber noch nicht die grundsätzliche Machbarkeit des elektrischen Fliegens. Die dafür erforderlichen Leistungsdichten für Batterien können bereits heute erzielt werden.

Das weiterführende Potential der Batteriesysteme soll in Abb. 5 aufgezeigt werden, in dem die spezifische Energie verschiedener Anoden- und Kathodenmaterialien aufgezeigt sind. Für Lithium basierte Batterien lassen sich damit realisierbare Energiedichten von ca. 1 kWh/kg abschätzen. Die industrielle Umsetzung bei ausreichender Lebensdauer stellt aber heute noch eine besondere Herausforderung dar.

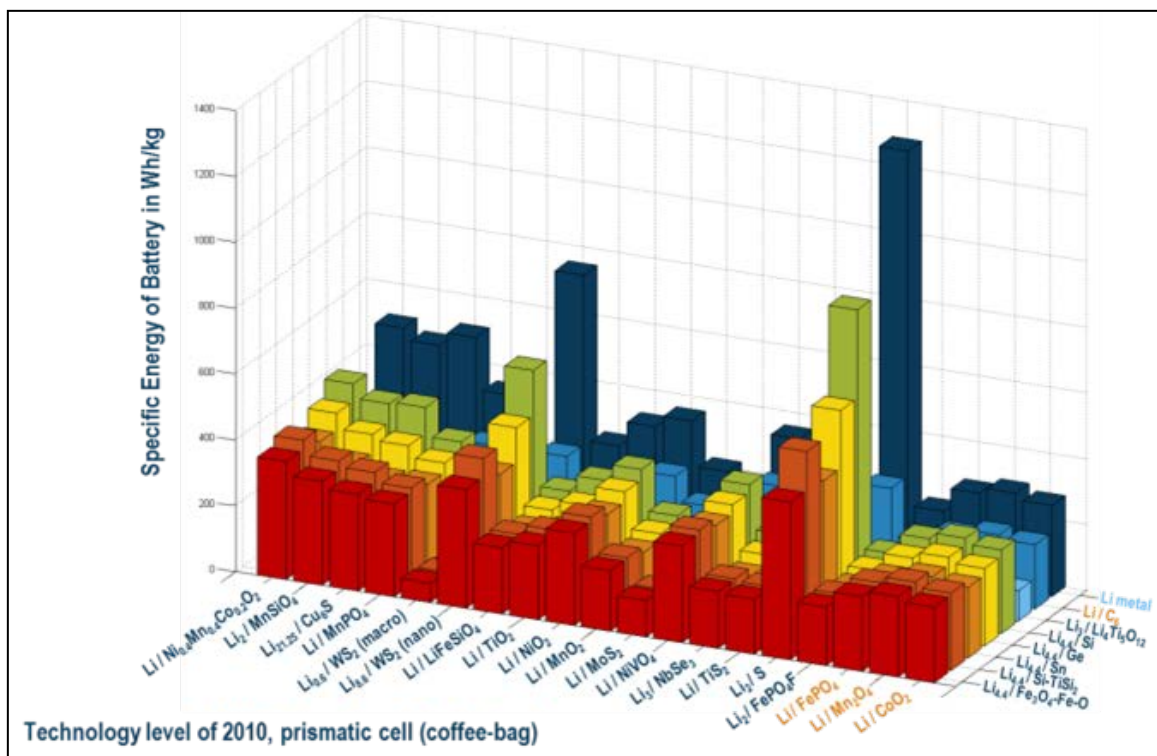


Abb. 5: Potentialabschätzung der spezifischen Energiedichte von Batterie-Einzelzellen auf Li-Basis

---

Die Verwendung elektrischer Energie als wesentlicher Energieträger an Bord eines Flugzeuges hat weitreichende Konsequenzen für die Auslegung eines solchen voll-elektrischen Systems.

Als einige Aspekte sind in diesem Zusammenhang zu nennen:

- Leistungs-, Schub- und Verbrauchsverhalten des Antriebs über der Fluggeschwindigkeit und Flughöhe
- Selektion und Integration der Speichersysteme
- Energieverteilungssysteme (Redundanzen und Sicherheitsfunktionen)
- Operationelle Konzepte zur „Betankung“ des elektrischen Systems (Laden der Batterien im installierten Zustand oder Beladung mit „gefüllten“ Batterien)

Die universelle Nutzung der elektrischen Energie ermöglicht im Flugzeugentwurf mehr Freiheitsgrade in der Systemarchitektur, da die Integration der einzelnen Funktionalitäten und Systeme flexibler realisiert werden kann. Dies ist primär im Wegfall mechanischer Kopplungen von Systemen begründet. Zudem kann eine Hybridisierung der Energieversorgung mittels unterschiedlicher Systeme zu einer optimierten Nutzung der unterschiedlichen Charakteristiken führen. So kann zum Beispiel ein System mit hoher spezifischer Leistungsdichte und geringerer spezifischer Energiedichte, wie eine Batterie, mit einem zweiten System mit höherer Energiedichte aber geringer Leistungsdichte, wie beispielsweise eine Brennstoffzelle, kombiniert werden. Das integrierte hybride System verfügt damit über bessere Leistungscharakteristiken als die Einzelsysteme.

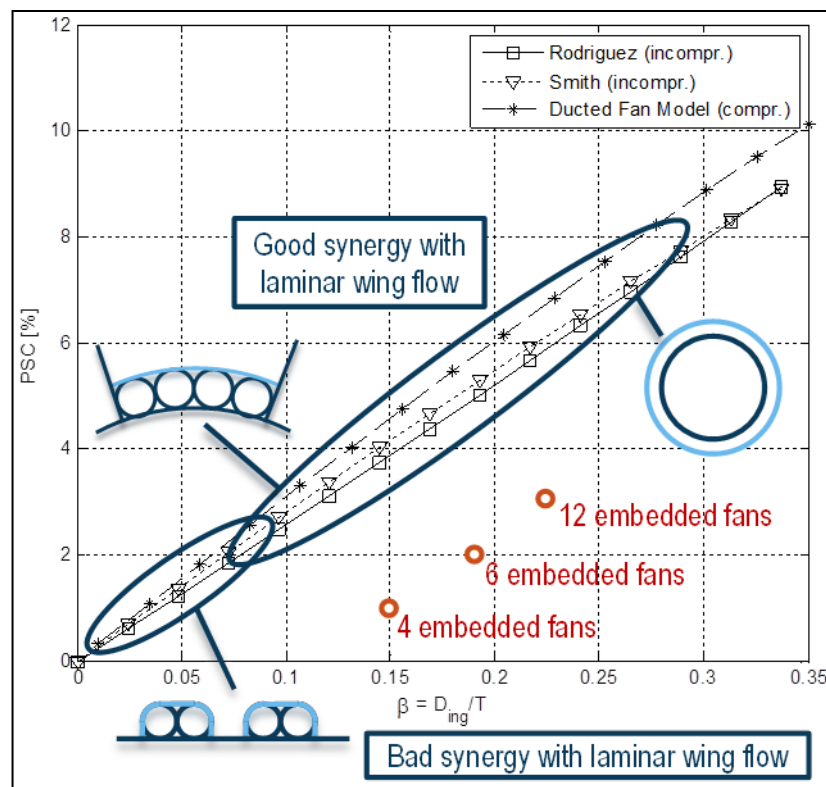
---

### **3 Neue Systemkonzepte: Verteilte Antriebe**

---

Neben der Verwendung neuer Energieträger bieten auch neue Formen der Antriebsintegration Potenziale in der Steigerung der Effizienz des Luftfahrzeugs. Die stärkere Kopplung der Aerodynamik mit der Vortriebserzeugung kann eine Steigerung des Vortriebswirkungsgrades bzw. eine Reduktion des Nullwiderstands mit sich bringen. Abb. 6 zeigt hierzu mehrere Integrationsformen der Antriebe am Flügel bzw. am Rumpf des Flugzeugs. Allen Konzepten ist dabei gemein, dass ein signifikanter Anteil der verlustbehafteten Grenzschicht im Ein-

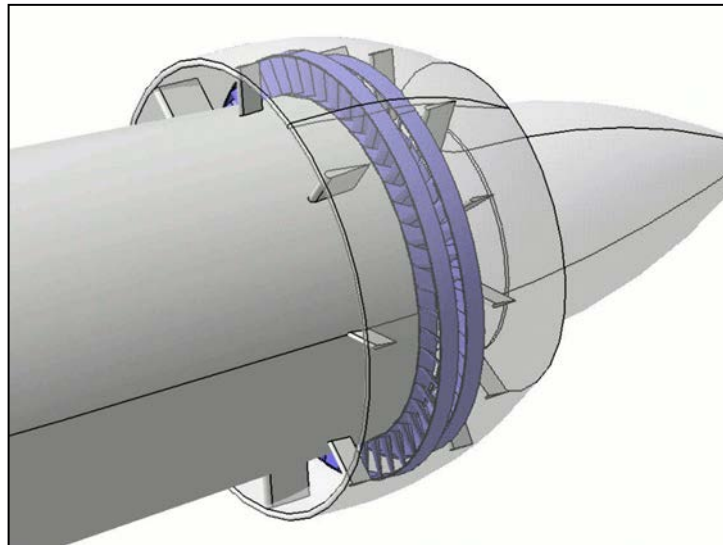
lauf des Treibwerkes „geschluckt“ wird. Die Reduktion der Anströmgeschwindigkeit des Fans führt hierbei zu einer Verbesserung des Vortriebswirkungsgrades bei gleichzeitiger Reduktion des thermodynamischen Wirkungsgrades. Je nach Integrationsart überwiegt jedoch das Einsparpotenzial, so dass die notwendige Leistungsaufnahme um bis zu 8% reduziert werden kann. Dies führt über die Mission zu einer entsprechenden Verbrauchsreduktion.



**Abb. 6: Leistungseinsparung (Power Savings Coefficient – PSC) bei verteilten Antrieben mit Grenzschichteinsaugung**

Die Umsetzung einer Grenzschichteinsaugung ist konzeptionell in Abb.7 am Beispiel eine „angetriebenen“ Rumpfes (Propulsive Fuselage Design) mit, um den Rumpf, umlaufenden Propulsoren dargestellt.

Die Kombination dieser Art der Antriebsintegration mit einer möglichen Elektrifizierung des Antriebs liefert hier noch weitere Potenziale, da die Reduktion des thermodynamischen Wirkungsgrades durch einen Elektromotor fast vollständig ausgeschlossen werden kann. Jedoch muss der Fan an die Charakteristik des Motors und der gestörten Anströmung angepasst werden.



**Abb. 7: Konzept eines „angetriebenen“ Rumpfes mit umlaufendem Propulsor**

---

#### **4 Das Konzept Ce-Liner**

---

Mit der Zielsetzung die grundsätzliche Machbarkeit und Eignung der elektrischen Antriebe für ein ziviles Verkehrsflugzeug zu untersuchen, wurde am Bauhaus Luftfahrt eine interdisziplinäre Designstudie durchgeführt. Die unterschiedlichen Fachdisziplinen des Bauhaus Luftfahrt haben dabei den Versuch unternommen ein relevantes voll-elektrisches Flugzeugkonzept für einen Nutzungsbeginn 2035+ auszulegen.

In einem ersten Schritt wurden hierzu die Marktentwicklungen analysiert und die relevanten Systemforderungen für ein solches Flugzeug konsequent abgeleitet. Die nachfolgende Auflistung fasst diese Anforderungen zusammen:

- 140-190-240 PAX mit EIS 2035
  - Max. Kommonalität (Struktur und Systeme) zwischen Derivaten
- Design Reichweite
  - 900nm @ 79% der weltweiten Flüge in 2035
  - Minimum M0.75 und FL330 im Reiseflug
- Turn-around Zeit  $\leq$  30min
  - Kritischer Pfad: de-boarding, „Aufladen“, boarding

- Flughafen Kompatibilität:
  - ICAO Annex 14 Code C; Spannweite  $\leq 36\text{m}$

Basierend auf diesen Anforderungen wurden mehrere Designalternativen untersucht, bei denen sich eine C-Flügelkonfiguration als der erfolgversprechendste Entwurf durchgesetzt hat. Bei diesem Entwurf, siehe Abb. 8, sind die voll-elektrischen Fans am Heck in Gondeln angebracht. Der C-Flügel in Verbindung mit Klappensystemen an den Trw-Pylonen kann die Steuerbarkeit in der Längsbewegung sicherstellen, so dass man in diesem Entwurf auf ein Höhenleitwerk verzichten konnte.

Der C-Flügel in Verbindung mit den hinten liegenden Triebwerken bietet in der Rumpfauslegung die Möglichkeit einer zentralen, größeren Tür, die den Be- und Entladeprozess wesentlich beschleunigen kann.

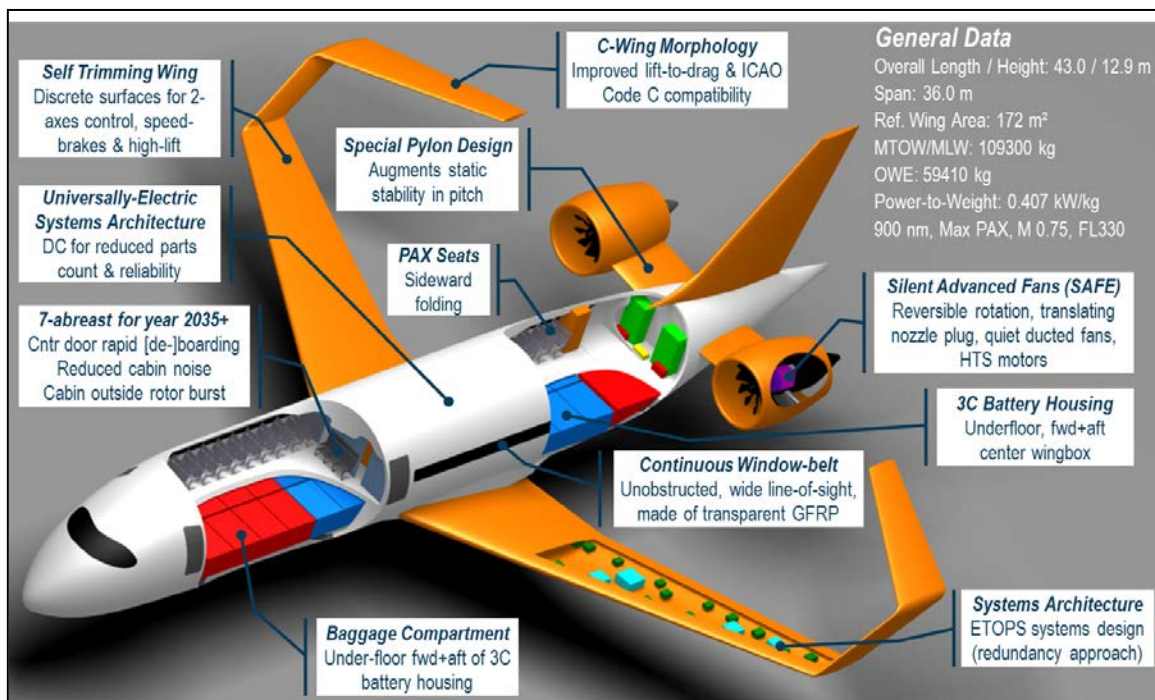
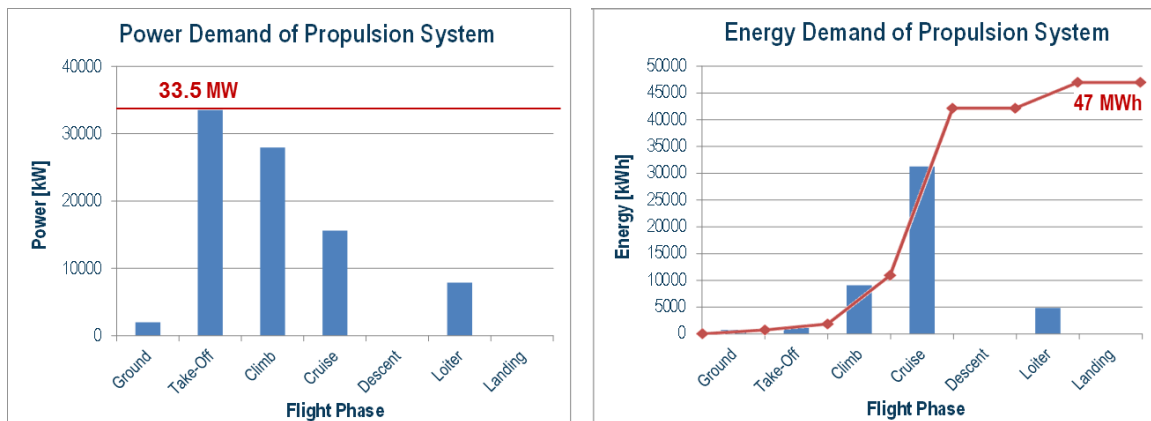


Abb. 8: Konzeptstudie Ce-Liner des Bauhaus Luftfahrt

Die geringe Abfertigungszeit am Boden von maximal 30 Minuten war ein entscheidender Faktor für die Auslegung des Energieversorgungskonzeptes. Die ursprüngliche Idee einer dezentralen Energieversorgung der einzelnen Verbraucher musste zugunsten von Batteriecontainern im Rumpf aufgegeben werden. Dies ist getrieben durch den Gesamtenergiebedarf von ca. 47 MWh für die Designmission von 900 nm (siehe Abb. 9), die mit fest integrierten Batterien nicht



innerhalb von 30 Min realisiert werden kann. Die Containerlösung hat zur Folge, dass der Vorteil der fehlenden Schwerpunktwanderung im Flug nicht in einer verteilten Anordnung der Batterien und damit in einer Reduktion des Strukturgewichts des Flugzeuges umgesetzt werden kann.



**Abb. 9: Leistungs- und Energiebedarf des Ce-Liners in der Designmission über 900nm**

Die fehlende Gewichtsabnahme im Flug und die vollständig unterschiedliche Schub- und Verbrauchcharakteristik der elektrisch angetriebenen Fans haben einen grundlegenden Einfluss auf den Gesamtentwurf des Flugzeugs. Um einen Vergleich zu einer konventionellen Konfiguration zu ermöglichen, wurde der Basisentwurf der Boeing 787-3 auf den technologischen Stand 2035+ und die Designmission des Ce-Liners angepasst und skaliert. Der Vergleich der wesentlichen Flugzeugkenngrößen ist in Tab. 1 dargestellt.

Gegenüber der Referenzkonfiguration fällt der drastische Anstieg im Leergewicht (OWE) und im maximalen Abfluggewicht (MTOW). Letzteres steigt um fast 50% bedingt durch die hohe Masse der Batteriecontainer und der fehlenden Gewichtsabnahme entlang der Mission. Auffällig ist ein wesentlich geringeres Schubniveau im Startfall bedingt durch die veränderte Schubcharakteristik eines elektrisch getriebenen Fans. Die aerodynamische Güte kann durch den C-Flügel in Verbindung mit dem fehlenden Höhenleitwerk gegenüber der Referenz nochmals gesteigert werden. Beachtenswert ist, dass trotz drastischer Steigerung des Abfluggewichtes, die Energie-spezifische Reichweite (ESAR) gegenüber der Referenzkonfiguration um ca. 26% gesteigert werden kann. Die erhebliche Verbesserung des energetischen Wirkungsgrades des Antriebssystems schlägt sich also trotz schwererem Flugzeug in einer Reduktion des Verbrauchs nieder.

Aircraft Properties	Units	Ce-Liner	B787-3+	Δ (B787-3+)
MTOW	[kg]	109300	73700	+49.1%
MLW	[kg]	109300	70360	N/A
OEW / MTOW	[%]	54.4	65.4	-16.8%
OWE / PAX	kg/PAX	314	253	+24.0%
Max Energy(Fuel) Weight / MTOW	[%]	27.5	24.3	+13.2%
Reference Area (Sref)	[m <sup>2</sup> ]	172.3	115.2	+49.6%
Aspect Ratio (planar wing)	[-]	7.1	10.8	-34.2%
MTOW / Sref	[kg/m <sup>2</sup> ]	635	636	~0.0%
Power / MTOW	[kW/kg]	0.407	N/A	N/A
Thrust / MTOW (M0.20, SL)	[-]	0.233	0.310	-24.8%
TOFL@ISA,SL	[m]	2245	1830	+22.7%
LFL@ISA,SL	[m]	1875	1770	+5.9%
Approach Speed (MLW)	KCAS	149	146	+2.1%
Des.Range, LRC, ICA, Max-PAX	[nm]	900 nm, M0.75, FL330		
(L/D) @ LRC, TOC, ISA+10°C	(-)	20.5	18.4	+11.4%
ESAR, 900 nm, LRC, ISA+10°C	[km/kWh]	0.0473	0.0374	+26.4%

**Tab. 1: Vergleich des Ce-Liners mit einer „konventionellen“ Referenz auf Basis der B787-3**

Mit der Ce-Liner Studie konnte in einem konsistenten Flugzeugentwurf nachgewiesen werden, dass vollelektrische Flugzeuge ein erhebliches Potenzial zur Senkung des Energiebedarfs und zu einer möglichen Vermeidung von Emissionen in der Luft aufzeigen. Die Integration der wesentlichen Komponenten für ein solches Antriebssystem ermöglichen zwar neue Architekturen sind aber auch mit inhärenten Nachteilen, wie der fehlenden Massenabnahme, verbunden.

Neben der allgemeinen Machbarkeit von vollelektrischen Flugzeugen im Lufttransport konnten aber auch die kritischen Schlüsseltechnologien identifiziert werden, deren weitere Entwicklung notwendig ist, um ein solches System langfristig zu ermöglichen. An erster Stelle sind hier die Batteriesysteme mit hohen Energiedichten zu nennen ebenso wie elektrische Motoren und deren Leistungselektronik mit wesentlich verbesserten Leistungsdichten. Die technologische Entwicklung dieser Komponenten ist die Grundlage für eine erfolgreiche Einführung eines vollelektrischen Verkehrsflugzeugs.

