



Elektromobilität - auch in der Luft?

35. Symposium für Segelflugzeugentwicklung
Gersfeld/Wasserkuppe, 17.-18.11.2011

Martin Hepperle



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft





Bildquelle: Internet

Es geschieht viel und es wird viel geschrieben... Laut Zeitungen und Fachzeitschriften können wir womöglich damit rechnen „bald mit dem Batterie-Jet in den Urlaub“ zu fliegen (Zitat BILD Zeitung)...

Ist das alles wirklich wahr oder nur ein schöner Traum?

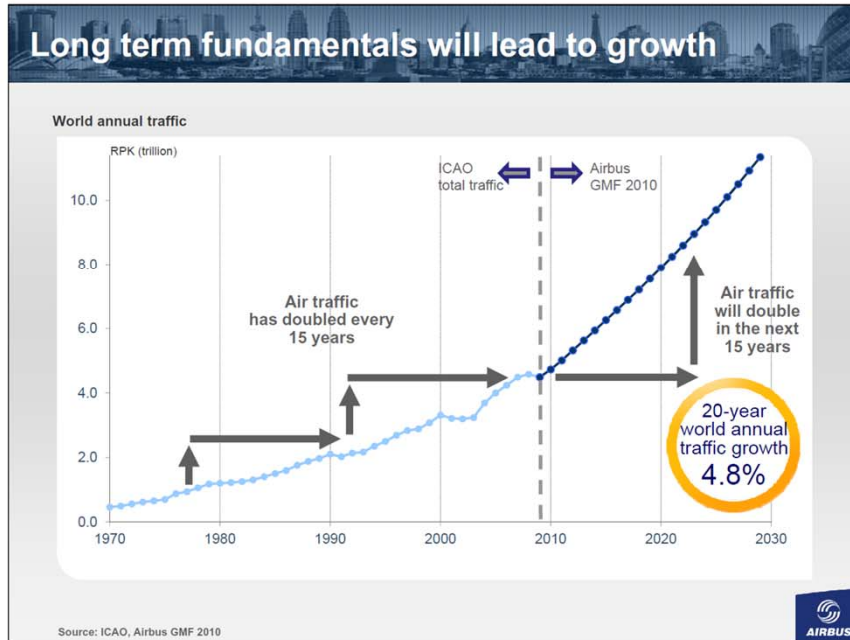
HINWEIS: Diese Präsentation enthält einige Annahmen zu Leistungsgewichten, Wirkungsgraden etc. – diese Daten sind teilweise mit großen Unsicherheiten behaftet. Daher sind numerische Ergebnisse mit einer gewissen Vorsicht zu genießen.

Sie sollten hauptsächlich zum relativen Vergleich und zur Darstellung von Haupt-Effekten verwendet werden, nicht zur Ableitung der Leistungen von konkreten Produkten, die hier als Beispiele verwendet wurden.

Aus diesem Grund sind auch keine Vergleiche hinsichtlich Kosten enthalten – hier wird sich viel durch ansteigende Energiepreise und möglicherweise beginnende Serienproduktion im Automobilbau bewegen.

Soweit nicht anderweitig vermerkt, sind alle Texte und Grafiken © Copyright Martin Hepperle 2011.

Entwicklung und Prognose – Passagierverkehr

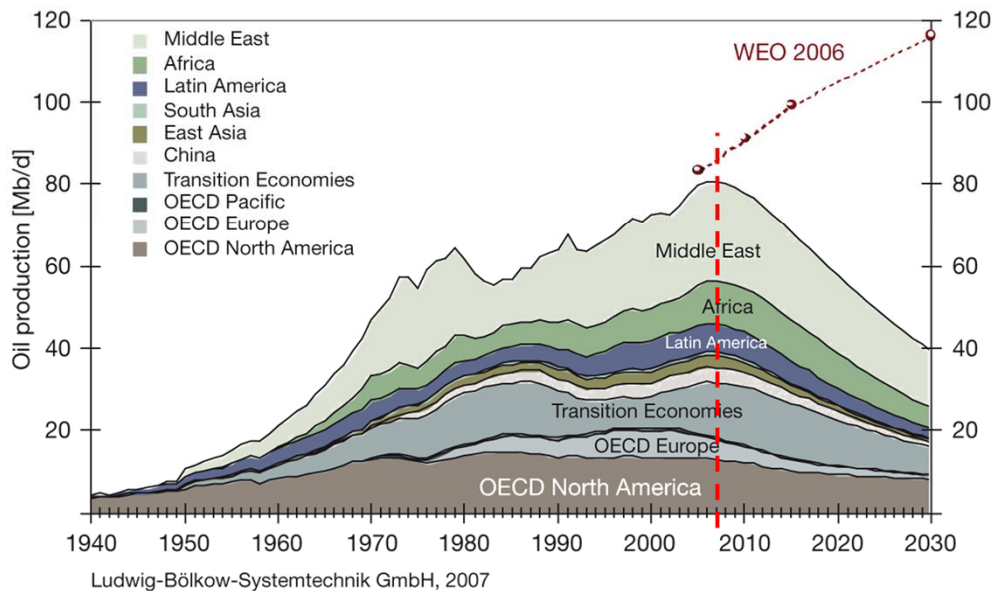


Quelle: Airbus Global Market Forecast 2010 – 2029

(1) Motivation zur Beschäftigung mit alternativen Antriebssystemen:
Globales Wachstum in der Verkehrs-Luftfahrt lässt den Bedarf an Kraftstoff wachsen.

(aber: die gesamte Luftfahrt stellt nur ca. 2% des gesamten Ölverbrauchs dar)

Entwicklung und Prognose – Ölförderung



(2) Motivation zur Beschäftigung mit alternativen Antriebssystemen:

Gleichzeitig wird erkennbar dass die konventionellen Energiequellen der Luftfahrt (insbesondere Öl) nicht unendlich verfügbar sind.

Abgesehen davon akkumulieren sich die Verbrennungsprodukte der fossilen Kraftstoffe in der Luft (Ruß), im Boden und führen auch zu Klimawirkungen deren Ausmaß nicht überschaubar ist.

Ja, man kann Kraftstoff auch synthetisch, ohne Öl erzeugen, aber auch reiner Alkohol oder ähnliche „saubere“ Stoffe rufen Kondensstreifen und Klimawirkung in der Atmosphäre hervor.

Andererseits können solche Kraftstoffe in konventionelle Systemen ohne prinzipielle Änderungen verwendet werden, wodurch Kosten und Risiken minimal sind.

Elektrische Antriebe in Flugzeugen?

- Motivation:
 - Luftverkehr wächst weiter.
 - Verfügbarkeit fossiler Kraftstoffe ist begrenzt.
 - Elektroantriebe verfügen über hohe Wirkungsgrade.
 - Elektroantriebe sind „vor Ort“ praktisch emissionsfrei.

- Besonderheiten in der Passagierluftfahrt:
 - Flugzeuge sind heute schon sehr effizient (3-4 liter/PAX/100km).
 - Flugzeuge fliegen sehr lange Strecken (1000-10000 km).
 - Das Gewicht spielt eine wesentlich größere Rolle als beim bodengebundenen Verkehr.
 - Sicherheitsstandards sind sehr hoch.



Die Schere zwischen dem Bedarf an Öl und den möglichen Fördermengen sowie die damit verbundenen Kostensteigerung zusammen mit den Wirkungen auf Umwelt und Menschen ergibt genügend Motivation sich um alternative Energieketten zu bemühen.

Alles schon mal da gewesen? Ein Pionier des Elektroflugs

➤ Fred Militky

- ca. 1940 erste Versuche, nach 1945 Entwickler bei Graupner.
- Motorsegler MB-E1 (HB-3, b=12 m, m = 440 kg)
 - 21. Oktober 1973: erster Flug der Welt mit Elektroantrieb,
 - Flugdauer 9-14 Min, Höhe 360 m, Pilot Heino Brditschka,
 - 10 Jahre nicht überboten,
 - NiCd Batterien von Varta,
 - Motor von Bosch (13 PS @ 2400 1/min).



1960 Silentius



1972 Hi-Fly



1973 MB-E1



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft

Folie 5

Segelflugsymposium 2011 > Martin Hepperle

Die Idee des Flugs mit elektrischen Antrieben ist schon „alt“. Es gibt viele Entwicklungen, vor allem im Modellflug der 1970er Jahre zu batteriegetriebenen Flugzeugen, auch schon zu Solarantrieben.

Hier wird nur eine Person erwähnt, die mir bemerkenswert erscheint und die sehr geradlinig auf die Realisierung des Elektroflugs hin gearbeitet hat.

Fred Militky (aus Gablonz/Sudetenland) war ein Modellflug-Kollege von Alexander Lippisch und landete nach dem Krieg in Kirchheim/Teck

Nach Modellflugversuchen in den 1950er Jahren entwickelte er den Elektroflug bis zur Serienreife und wagte schließlich auch das Experiment am Großflugzeug.

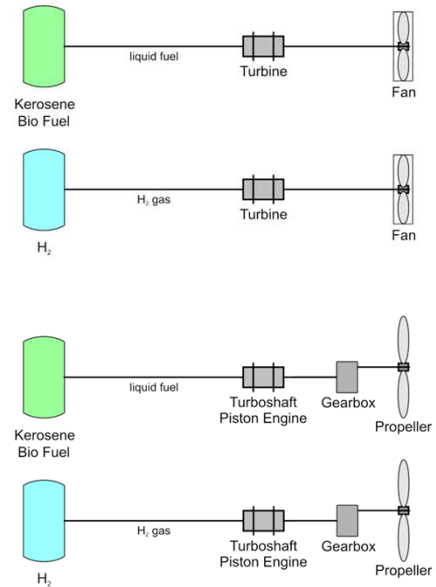
Leider waren die Energiedichten von NiCd Zellen damals nur für recht schwach motorisierte Flugmodelle geeignet, erst in den 1980er Jahren kamen deutlich bessere NiCd Zellen auf den Markt.

Der Durchbruch in den Breiten-Modellsport kam dann mit der Verfügbarkeit der Lithium-basierten Zellen („Lithium-Polymer“), deren Entwicklung durch mobile Elektronikgeräte stark getrieben wurde.

Übrigens: Mit heutiger Technologie (bürstenloser Motor, Li-OH), 40 Jahre später, wäre eine Flugzeit von über 2 Stunden möglich – mit unveränderter Zelle.

Konventionelle Antriebe

- Energiespeicher:
 - flüssiger Kraftstoff,
 - alternativ auch Gas (z.B. H₂).
- Umwandlung in Vortriebsleistung:
 - Turbofan,
 - Wellentriebwerk / Kolbenmotor und Propeller,
 - Drehzahlانpassung bei Bedarf mit Getriebe.
- Kraftstoff wird verbraucht, die Masse nimmt mit der Zeit ab.



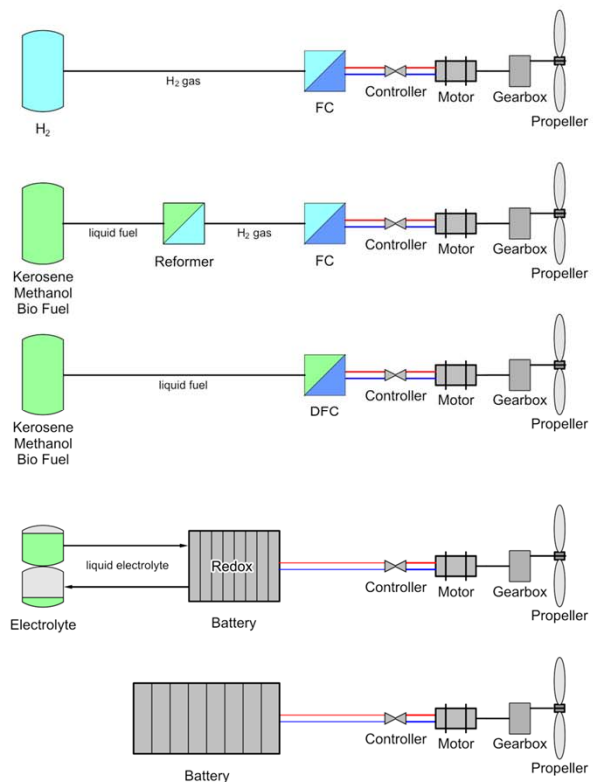
Als konventionelle Antriebe werden hier Antriebe mit Verbrennung von Kraftstoff (flüssig oder gasförmig) bezeichnet.

Es macht keine Schwierigkeiten einen Kolbenmotor oder eine Turbine mit Gas oder Wasserstoff zu betreiben – die ersten Turbinen von Ohain/Heinkel liefen mit Wasserstoff wegen der leichten Zündbarkeit.

Ein wesentliches Merkmal ist die Massenabnahme durch Ausstoß des verbrannten Treibstoffs in die Umwelt. Das System wird mit der Zeit leichter.

Elektrische Antriebe

- Es existiert eine Vielzahl von Möglichkeiten.
- Hauptsächlich zwei Typen von Interesse.
- Brennstoffzellensysteme
 - komplex und noch teuer.
 - Nutzen „konventionelle“ Energiespeicher (Kerosin, Methanol, H₂).
 - variable Masse.
- Batterien
 - einfacheres System.
 - aktuell viel Entwicklung.
 - konstante Masse.



Elektrische Antriebe lassen sich in einer Vielzahl von Möglichkeiten konzipieren.

Hier sind nur zwei Klassen dargestellt:

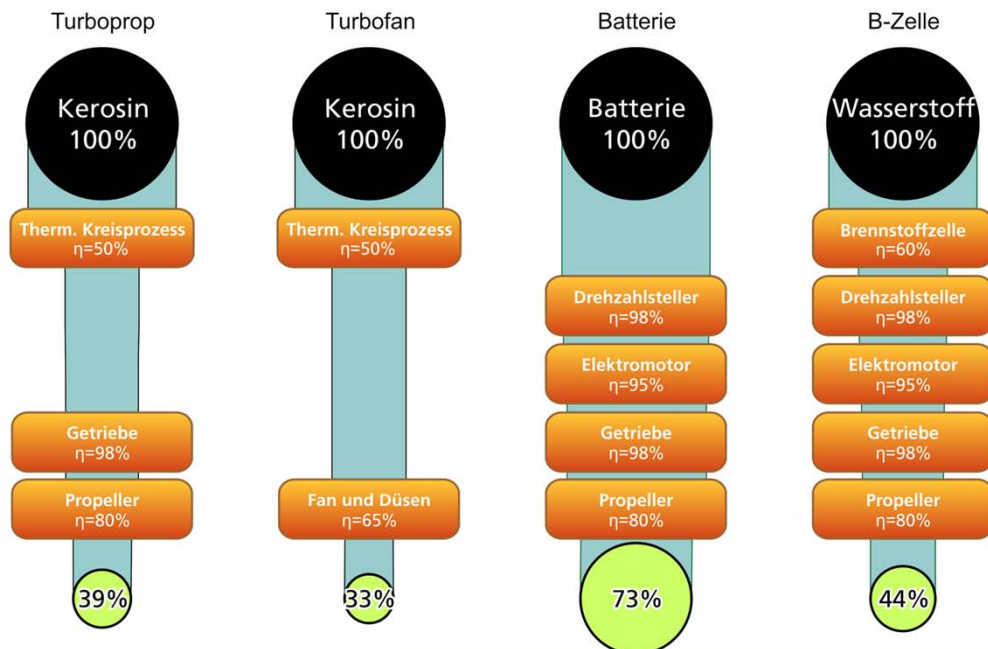
- Systeme mit Brennstoffzellen,
- Systeme mit Batterien.

beide Arten werden z.B. von der Automobilindustrie in diversen Varianten entwickelt, dort scheint noch kein „Gewinner“ im Rennen um die Wirtschaftlichkeit (Kosten-Gewinn) festzustehen

Die Batteriesysteme zeichnen sich dadurch aus, dass sie ihre Masse beibehalten.

Gesamtwirkungsgrad

Kette von der Energie an Bord bis zum Vortrieb



Die Multiplikation der Einzelwirkungsgrade ergibt den Gesamtwirkungsgrad des Systems. Hier sind ausgehend vom an Bord gespeicherten Energieträger verschiedene Systeme skizziert.

Teilweise ist es schwierig „vernünftige“ Werte zu erhalten, da viele Systeme speziell für Luftfahrtanwendungen, kaum existieren.

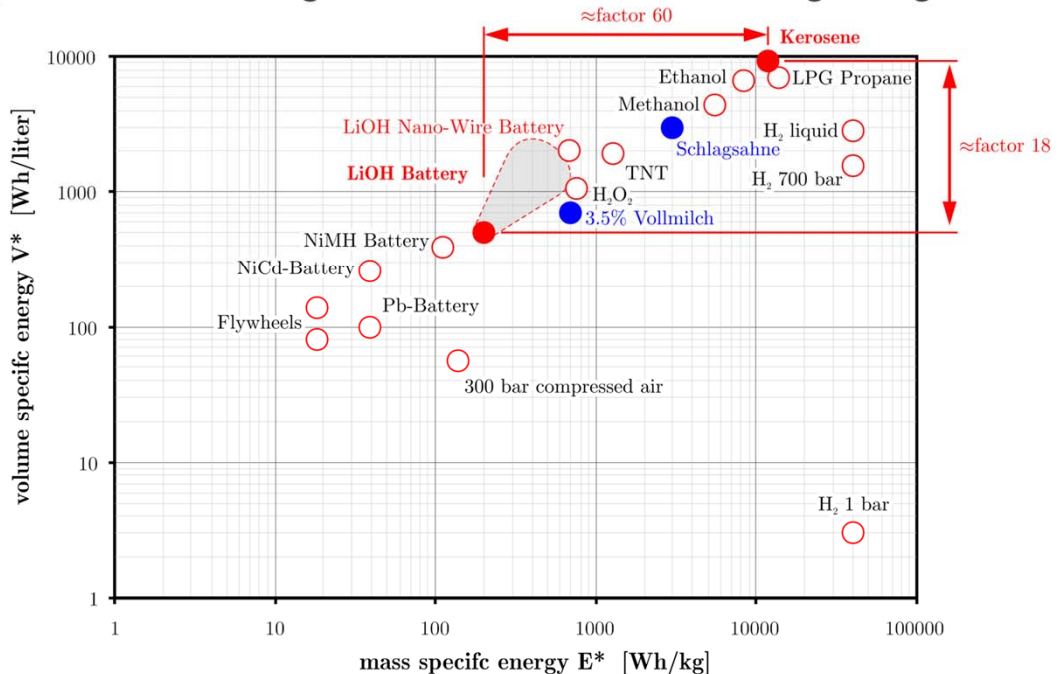
Beispielsweise werden Wirkungsgrade von Brennstoffzellen oft ungenau angegeben und beinhalten oft elektrische UND thermische Nutzleistung wenn sie z.B. in Kraft-Wärme-Koppelung auch zur Heizung verwendet werden. bei einem rein elektrischen Luftfahrtantrieb ist die thermische Wirkung aber nicht ohne weiteres nutzbar (hier ist noch Entwicklungspotenzial).

Die neuesten (2011) Strahltriebwerke mit Getriebefan erreichen laut Hersteller thermische Wirkungsgrade von bis zu 59% (in Boeing 787, Airbus 320 NEO), hier sind nur 50% als realistischer Wert angenommen.

Der elektrische Antrieb weist ein deutlich höheren Gesamtwirkungsgrad auf, vor allem bei Batteriebetrieb, da dort die geringsten Umwandlungsverluste auftreten. Das Laden der Batterien kostet ca. 15% an Energie, diese Verluste treten aber aber nicht an Bord auf, sind somit für den Flug nicht direkt relevant, aber für

Eigenschaften von Energiespeichern

Spezifischer Energieinhalt des „reinen“ Energieträgers



Neben den Wirkungsgraden ist es notwendig sich die spezifischen Eigenschaften von Energiespeicher/Energieträgern anzusehen.

Hier sieht man dass die heutige Batterietechnik deutlich unter z.B. Kerosin liegt. Insbesondere das Gewicht ist bei Luftfahrtanwendungen ein Kernproblem.

Das Volumen ist nicht ganz so kritisch und kann einfacher in den Flugzeugentwurf integriert werden, Wenn die Reichweite und damit die Batterien sehr gross werden, kann sie durch Rumpf und Flügelvolumen begrenzt werden.

Nebenbemerkung: Interessant auch die „Biokraftstoffe“ wie Milchprodukte – die Milch macht's... es fehlt uns allerdings eine Technologie, dieses Energie in kurzer Zeit freizusetzen.



Eigenschaften von Energiespeichern

Energieinhalt relativ zum Systemgewicht

- Kerosin / Benzin
 - Tanks, oft integral als Teil der Struktur, Leitungen, Pumpen.
- Wasserstoff
 - Gas: Hochdrucktanks (typisch: 700 bar), Leitungen, ... ,
 - Flüssig: Isoliertanks (-250 °C), Isolierung, Leitungen,
 - strukturintegrierte Tanks (Metallhydride)?
- Batterie
 - Gehäuse, Heizung, Lüftung, Kabel,
- Brennstoffzelle
 - Kompressoren, Wasser, ... ,
 - Kerosin/Benzin/Alkohol: Reformier erforderlich.

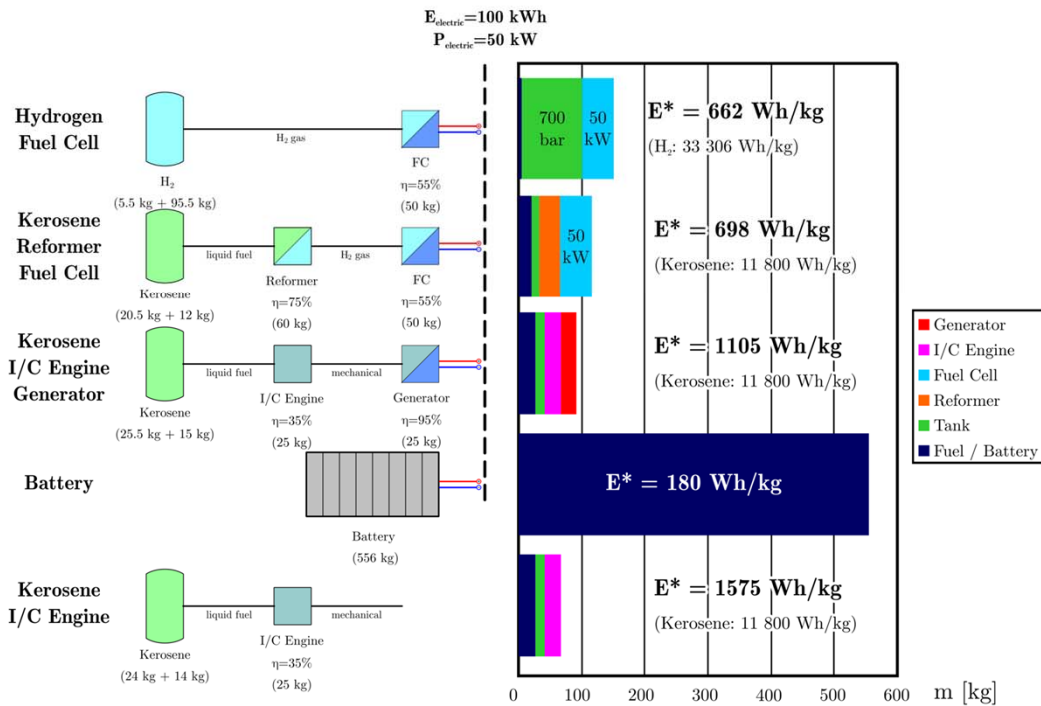
ABER: Die Parameter der Energieträger sagen wenig bzw. nichts über das Gesamtsystem aus, da sehr unterschiedliche Infrastrukturen an Bord benötigt werden.

Insbesondere beim gewichtsmäßig interessanten Wasserstoff werden schwere Hochdrucktanks mit 350-700 bar benötigt, die wesentlich schwerer als der eigentliche Treibstoff sind.

Hier sind Konzepte gefragt, die solche Bauteile mit der tragenden Struktur verbinden, wie z.B. die Verwendung von Rohrholmen als Drucktank und ähnliches.

Druckbehälter mit 700 bar sind allerdings auch ein Sicherheitsrisiko.

Äquivalente Energiedichte von Stromlieferanten



Es ist notwendig, die Kennwerte für ein Gesamtsystem zu bestimmen. Hier gehen die Gewichte und Wirkungsgrade der Einzelkomponenten sowie die der Energieträger/speicher ein.

Wir betrachten ein System mit 50 kW Antriebsleistung und einer für den Elektromotor verfügbaren Energiemenge von 100 kWh (etwa ein Viersitzer-GA-Flugzeug).

Man erkennt, dass für diese Anwendung ein Hybridsystem aus klassischem Verbrennungsmotor und Generator am günstigsten ist, und die Brennstoffzellensysteme ebenfalls interessant sind.

Alle Verbrennungssysteme sind weit von den Werten für den reinen Treibstoff entfernt. Beispielsweise hat der reine Wasserstoff eine Energiedichte von 33306 Wh/kg wovon dann wegen den Gewichten für Drucktank (5.5 kg H₂ in 95.5 kg Tank bei 700 bar) und Brennstoffzelle (50 kg) dann nur noch 662 Wh/kg „ankommen“. Wie vorher schon angesprochen, kann man Gewicht durch Integration der Drucktanks in die Struktur sparen.

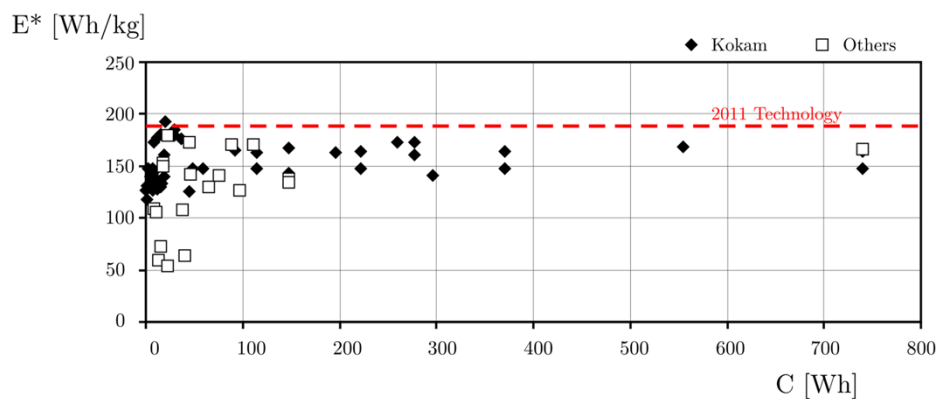
Batterien müssten also gegenüber heute um den Faktor 4-5 an Energiedichte zulegen um größenordnungsmäßig an Brennstoffzellen oder Hybridantriebe heranzukommen.

Wenn man den Verbrennungsmotor aus dem Hybridantrieb direkt am Propeller

anbringt, so kann die Energieeffizienz des Systems weiter verbessert werden, da die mechanische Energie des Motors direkt in den Propeller übertragen wird, ohne die Verluste eines Generators.

Was ist heute kommerziell verfügbar? — Massenspezifische Energie von Batterien

- Lithium-Polymer – Technologie
 - $E^* = 180 - 220 \text{ Wh / kg}$, $V^* = 400 - 440 \text{ Wh / Liter}$
- Lithium Schwefel → 800 Wh/kg chemische Grenze?
- Lithium-Luft → 2400 Wh/kg chemische Grenze?



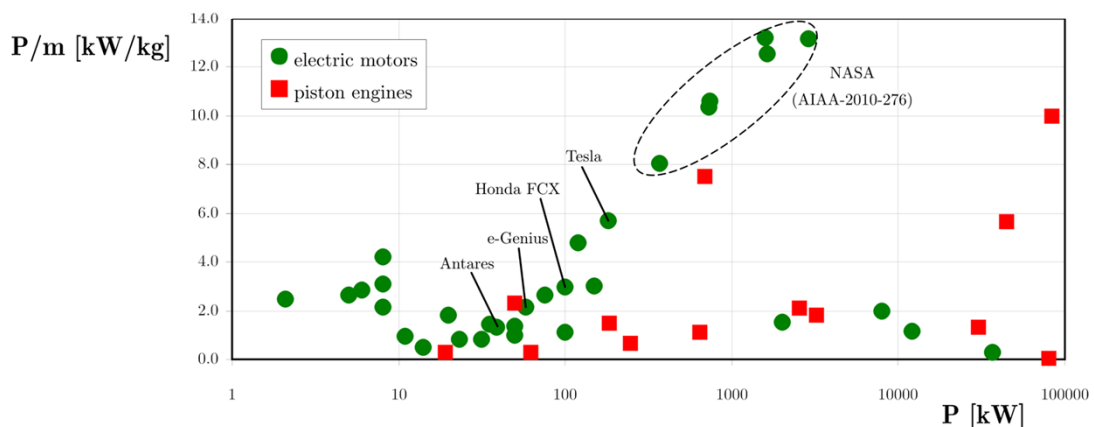
Es gibt Labormuster von Li-Luft Batterien, die womöglich bis zu 1200 Wh/kg liefern können sollen – die Entwicklung geht weiter, aber es wird noch schätzungsweise 20+ Jahre dauern bis in diese Größenordnungen kommerziell verfügbar sein werden.

Die heute verfügbaren Lithium-Polymer Batterien werden sich vielleicht bis zu 500 Wh/kg weiterentwickeln lassen, bei 800 Wh/kg scheint chemisch das Ende erreicht zu sein (Lithium-Schwefel: heute evtl. 350 Wh/kg, in 10 Jahren erwartet man 700 Wh/kg).

Was heute in Elektroautos, Motorrollern und Fahrrädern verbaut wird, hat oft weniger als 100 Wh/kg.

Was ist heute kommerziell verfügbar? — Massenspezifische Leistung von Elektromotoren

- Elektromotoren erreichen ein ähnliches Niveau wie Kolbenmotoren.
- heute realistisch: 2 - 3 kW / kg.
- Bedarf: Leichtbaumotoren mit Dauerleistung → 6 kW / kg.



Es ist schwierig Daten zu luftfahrttauglichen Elektromotoren in der Leistungsklasse 50 und mehr kW zu finden – es gibt eben kaum welche.

Katalogangaben sind mit Vorsicht zu genießen, es werden oft Kurzzeitleistungen angegeben, da viele Anwendungen damit auskommen.

Ein Elektroauto für den Stadtverkehr beschleunigt und bremst hauptsächlich, konstante Dauerleistung über eine Stunde ist da nicht so sehr gefragt.

Es ist heute möglich, solide Luftfahrtmotoren mit ca. 2 kW/kg zu bauen, die Perspektiven gehen in Richtung 4-6 kW/kg. Bei größeren Flughöhen und höheren Leistungen kann die Kühlung zum Problem werden, dann sind evtl. flüssigkeitsgekühlte Motoren erforderlich. mit Kühler, Lüfter etc.

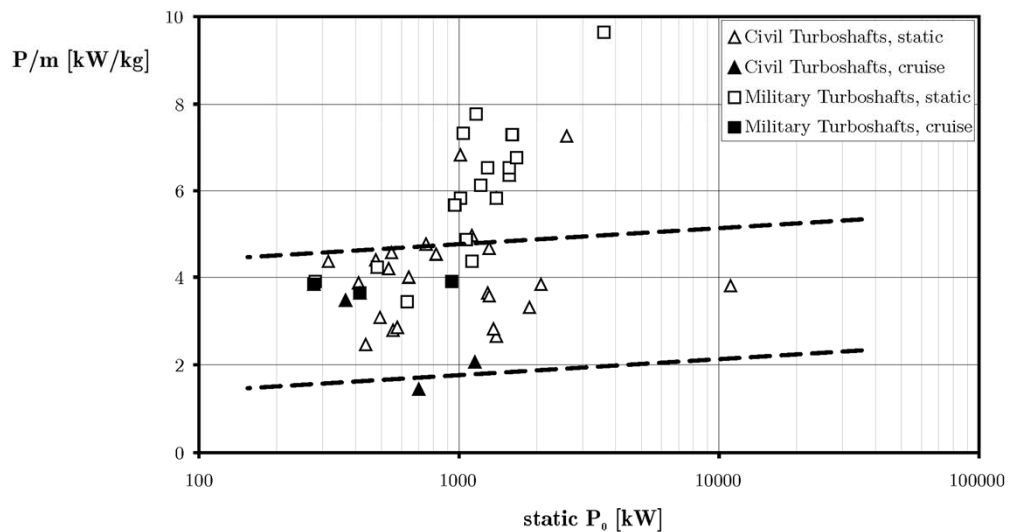
NASA Studien setzen schon Werte von 8-15 kW/kg an, das scheint allerdings doch recht optimistisch zu sein (selbst mit Einsatz von Supraleitung etc.).

Es mangelt an einfachen parametrischen Modellen für die Masse von Elektromotoren für derartige Anwendungen.

Oft sind kleine hochdrehende Motoren mit Getriebe die bessere (leichtere, kühlere) Wahl.

Was ist heute kommerziell verfügbar? — Vergleich mit Wellenleistungstriebwerken

- ➔ 2 - 4 kW / kg bei Reiseflugleistung
- ➔ 2 - 8 kW / kg bei Startleistung

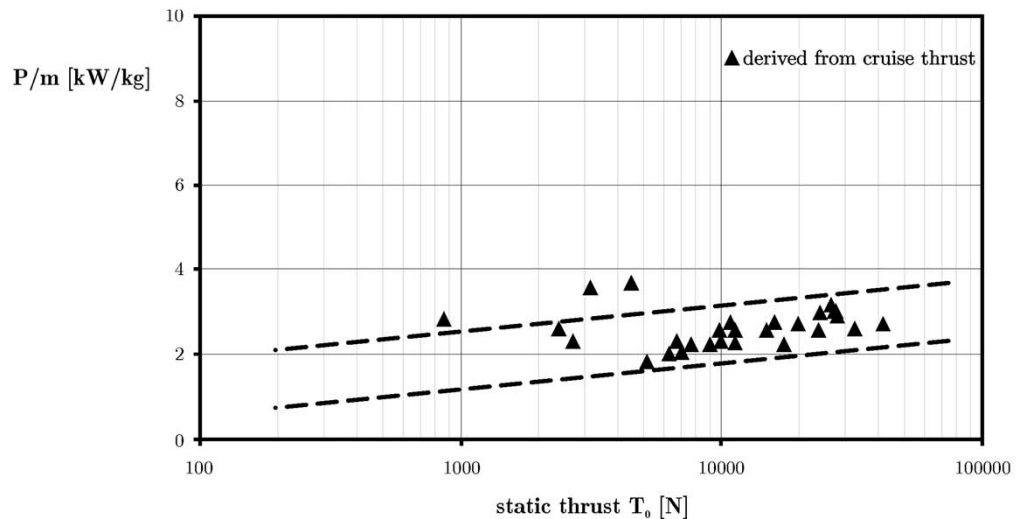


Vergleich mit Wellenleistungstriebwerken

Dies sollte das Ziel der Entwicklungen darstellen: 4-8 kW/kg.

Was ist heute kommerziell verfügbar? — Vergleich mit Turbofantriebwerken

➔ 2 - 4 kW / kg bei Reiseflugleistung



Vergleich mit Turbofantriebwerken, aufgetragen über der Standschub der Triebwerke, aber gerechnet für die Reiseflugleistung (im Standschub wesentlich höhere Werte!)

Auch hier sind ca. 2-4 kW/kg Dauerleistung vorhanden. Dafür aber bei sehr hohen Geschwindigkeiten, die mit Propeller heute nicht machbar sind (Akustik, Komfort).

Reichweite von Flugzeugen mit Batteriespeicher

Batterie

$$E_{\text{battery}} = E^* \cdot m_{\text{battery}}$$

Flugzeug

$$\begin{aligned} E_{\text{battery}} &= P_{\text{battery}} \cdot t \\ &= P_{\text{aircraft}} \cdot \frac{1}{\eta_{\text{total}}} \cdot t \\ &= D \cdot v \cdot \frac{1}{\eta_{\text{total}}} \cdot t \\ &= D \cdot \frac{1}{\eta_{\text{total}}} \cdot R \\ &= \frac{m \cdot g}{L/D} \cdot \frac{1}{\eta_{\text{total}}} \cdot R \end{aligned}$$

$$E^* \cdot m_{\text{battery}} = \frac{m \cdot g}{L/D} \cdot \frac{1}{\eta_{\text{total}}} \cdot R$$

$$R = E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{m_{\text{battery}}}{m}$$

E^* = Energie pro Masse [J/kg, Ws/kg]
 P = Leistung [W]
 L/D = Gleitzahl
 t = Zeit [s]
 v = Geschwindigkeit [m/s]
 m = Masse [kg]
 R = Reichweite [m]
 $g = 9.81$ [m/s²]
 η = Gesamtwirkungsgrad ab Batterie



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft

Vernachlässigung von Start und Landung, Reserven etc.

Folie 16

Segelflugsymposium 2011 > Martin Hepperle

Wie kann man einfach und dennoch akkurat abschätzen, was möglich ist und welche Grenzen vorhanden sind?

Die Reichweitenformel für Batterieantrieb ist sehr einfach herzuleiten, dank konstanter Masse einfacher als bei Verbrennungsantrieben.

Reichweite von Flugzeugen

- Energie aus Verbrennung (heiß oder kalt)
 - Verbrauch von Kraftstoff verringert die Masse mit der Flugzeit.
 - klassische Reichweitenformel („Breguet-Gleichung“)

$$R = E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \left(\frac{1}{1 - \frac{m_{\text{fuel}}}{m}} \right)$$

- Energie aus Batterien oder Sonnenenergie:
 - Die Masse bleibt konstant.

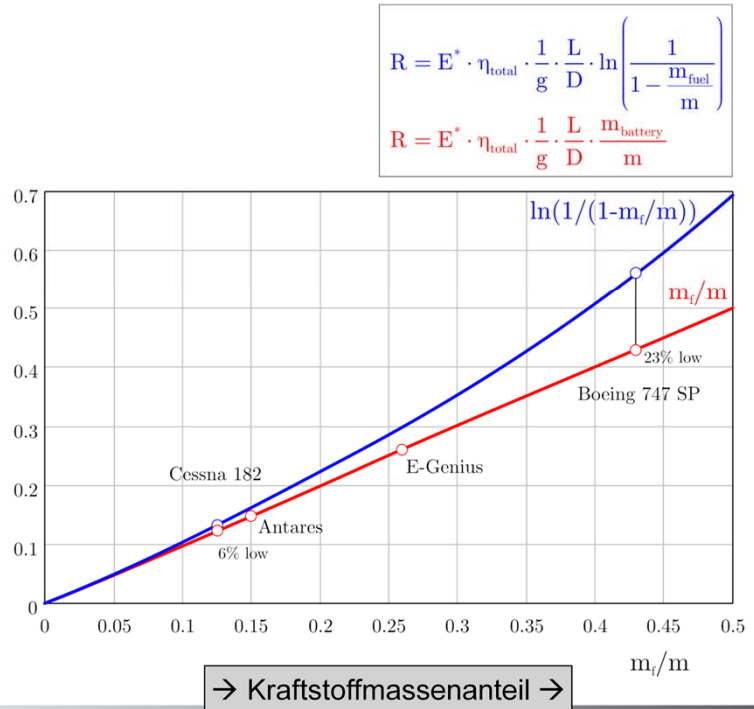
$$R = E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{m_{\text{battery}}}{m}$$

Vergleich der Reichweitenformeln; die „Breguet“-Gleichung ist von der üblichen Form mit spezifischen Brennstoffverbrauch so umgeschrieben, dass sie vergleichbar ist.

Der einzige Unterschied ist der Massenterm in dem das Verhältnis der Masse des Energieträgers (Batterie, Kraftstoff) zur Flugmasse steckt.

Einfluss der variablen Masse auf die Reichweite

- Bei Flugzeugen mit geringem Anteil des Energiespeichers am Gesamtgewicht ist der Einfluss relativ gering.
- Der Energiespeicher „Batterie“ ist dort 5-10% im Nachteil.
- Bei Langstrecken-Flugzeugen verliert man durch diesen Effekt ca. 20-25% an Reichweite.



FAZIT: Durch das Verbrennen wird man Masse los und die Reichweite steigt an – bei Langstreckenflügen bzw. Flügen mit hohem Brennstoff/Batterieanteil am Flugzeuggewicht ist der Effekt schon sehr deutlich merkbar.

Reichweite von Flugzeugen mit Batteriespeicher

- Reichweite mit Nutzlast

$$R = E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{L}{D} \cdot \frac{m_{\text{battery}}}{m}$$

$$R = E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{L}{D} \cdot \left(1 - \frac{m_{\text{empty}}}{m} - \frac{m_{\text{payload}}}{m} \right)$$

- Wie groß ist die maximal technologisch erreichbare Reichweite?

- Nutzlast → Null

$$R_{\text{ult}} = E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{L}{D} \cdot \left(1 - \frac{m_{\text{empty}}}{m} \right)$$



- Dieser Grenzwert kann nie überschritten werden.
- Grenzfall, erlaubt aber schnelle Beurteilung von Konzepten, realistische Reichweiten liegen deutlich (+50%) darunter!

Die Reichweitenformel nochmals umgeschrieben wobei die Batteriemasse durch Leermasse und Nutzlastmasse ersetzt wurde.

(Leermasse ist hier mit Elektromotor, aber ohne Batterie und ohne Nutzlast)

Ein Grenzfall ergibt sich, wenn man keine Nutzlast mehr transportiert, sondern das Flugzeug nur sich selbst trägt. Hier ist diese Reichweite als „ultimate“ bezeichnet. Das Flugzeug ist dann Selbstzweck, schleppt nur sich selbst.

Weiter geht es mit einer gegebenen Technologie in Batterie, Aerodynamik, Struktur und Systemen nicht.

Bestimmung der erforderlichen Flugzeugmasse

- Umstellung der Reichweitengleichung liefert die Flugzeugmasse für eine gegebene Reichweite

$$m = \frac{PAX \cdot m_{\text{pax}}}{1 - \frac{m_{\text{empty}}}{m} - \frac{g}{E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot L/D} \cdot R}$$

- es sind nur wenige Parameter erforderlich:
 - Passagierzahl PAX und Passagiermasse m_{pax} ,
 - Leermassenanteil m_{empty}/m ,
 - gewünschte Reichweite R,
 - spezifische Energiedichte E^* der Batterie,
 - Gesamtwirkungsgrad des Systems von Batterie bis Schub,
 - Gleitzahl L/D.
 - kein direkter Einfluss der Flughöhe!
 - für $R=0$ ergibt sich die Mindestmasse des Flugzeugs.

Auflösung nach der Flugmasse erlaubt es die Größe (d.h. das Gewicht) eines Flugzeugs für eine gewünschte Reichweite bei gegebener Technologie zu berechnen.

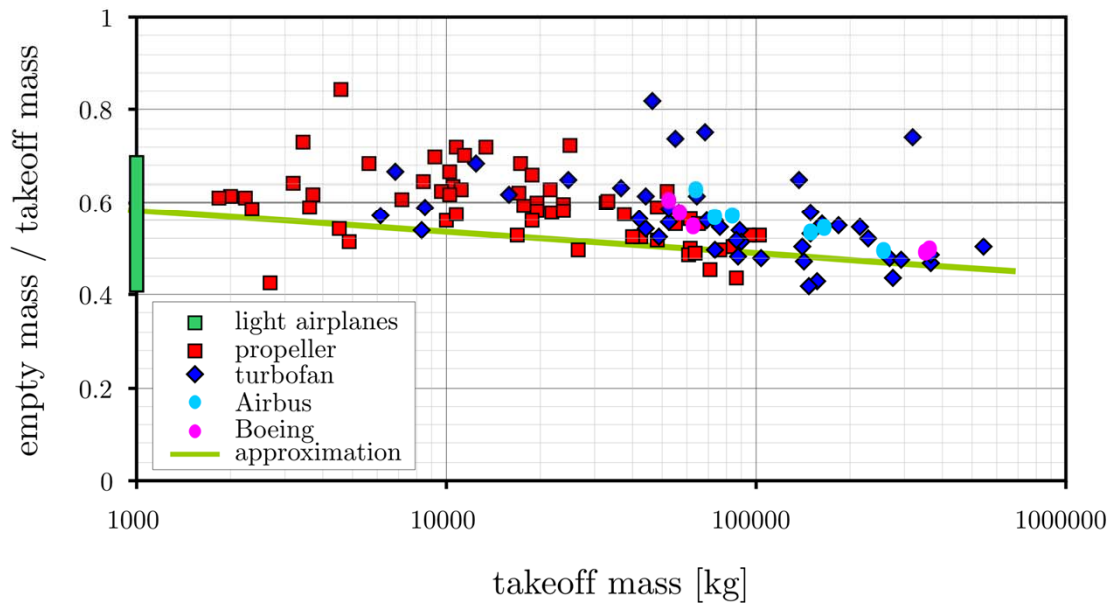
Man kann nun für eine schrittweise Vergrößerung der Auslegungsreichweite ausrechnen, wie schwer das Flugzeug wird (und mit ein paar Randbedingungen wie Maximalauftrieb und Start/Langegeschwindigkeit, CL_{max} wie groß es wird)

Außerdem kann man sehen, dass der Nenner Null oder gar negativ werden kann

...

... $1/\text{Null}$ mögen die Mathematiker und Computer nicht so recht, negative Masse liegt dem Ingenieur auch nicht (es sei denn er ist Luftschiffbauer).

Leermassenanteile von Flugzeugen



Nach den schon gezeigten Daten zu Batterien, Elektromotoren und Verbrennungsantrieben hier noch ein kleiner Überblick über realistische Annahmen zur Leermasse von Flugzeugen im Verhältnis zur Abflugmasse.

Große Flugzeuge für lange Strecken sind sehr leicht, sie können bis zu 60% an Passagieren und Kraftstoff zuladen. Auch bei kleinen Flugzeugen gibt es eine große Bandbreite, auch hier erreichen sehr leicht gebaute Flugzeuge $m_{\text{leer}}/m = 0.4$.

Bestimmung der erforderlichen Flugzeugmasse

➔ Flugzeugmasse für eine gegebene Reichweite

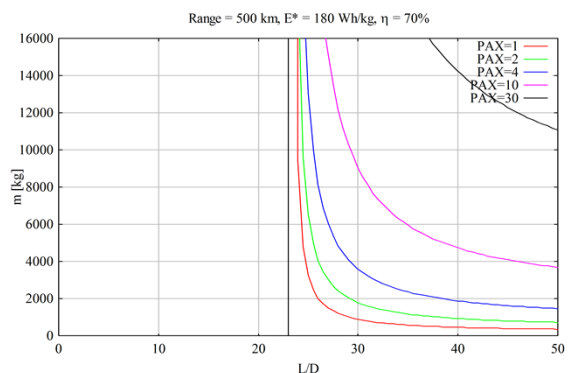
$$m = \frac{\text{PAX} \cdot m_{\text{pax}}}{1 - \frac{m_{\text{empty}}}{m} - \frac{g}{E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot L/D} \cdot R}$$

➔ Bedingungen für sinnvolle Lösung

$$\frac{L}{D} > \frac{R \cdot g}{(1 - m_{\text{empty}}/m) \cdot E^* \cdot \eta_{\text{total}}}$$

$$E^* > \frac{R \cdot g}{(1 - m_{\text{empty}}/m) \cdot \eta_{\text{total}} \cdot L/D}$$

$$\frac{m_{\text{empty}}}{m} < 1 - \frac{R \cdot g}{E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot L/D}$$



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft

Folie 22

Segelflugsymposium 2011 > Martin Hepperle

Beispiel für L/D Grenze (Mindestgleitzahl für gewünschte Reichweite von 500 km und gegebene Batterietechnologie von 180 Wh/kg)

Kurven für unterschiedliche Passagierzahlen zeigen, dass kleinere Flugzeuge weniger empfindlich auf Änderungen der Gleitzahl reagieren.

Die größeren Flugzeuge sind schon nahe an der „Gewichtsgrenze“.

Ist eine harte Grenze mit senkrechter Assymptote.

Bestimmung der erforderlichen Flugzeugmasse

➔ Flugzeugmasse für eine gegebene Reichweite

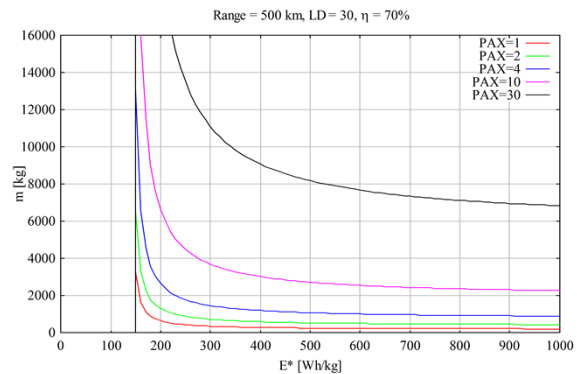
$$m = \frac{\text{PAX} \cdot m_{\text{pax}}}{1 - \frac{m_{\text{empty}}}{m} - \frac{g}{E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot L/D} \cdot R}$$

➔ Bedingungen für sinnvolle Lösung

$$\frac{L}{D} > \frac{R \cdot g}{(1 - m_{\text{empty}}/m) \cdot E^* \cdot \eta_{\text{total}}}$$

$$E^* > \frac{R \cdot g}{(1 - m_{\text{empty}}/m) \cdot \eta_{\text{total}} \cdot L/D}$$

$$\frac{m_{\text{empty}}}{m} < 1 - \frac{R \cdot g}{E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot L/D}$$



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft

Folie 23

Segelflugsymposium 2011 > Martin Hepperle

Beispiel für E* Grenze (Mindestenergiedichte für gewünschte Reichweite von 500 km)

Kurven für unterschiedliche Passagierzahlen zeigen, dass kleinere Flugzeuge weniger empfindlich auf Änderungen der Gleitzahl reagieren.

Ist eine harte Grenze mit senkrechter Assymptote.

Bestimmung der erforderlichen Flugzeugmasse

➤ Flugzeugmasse

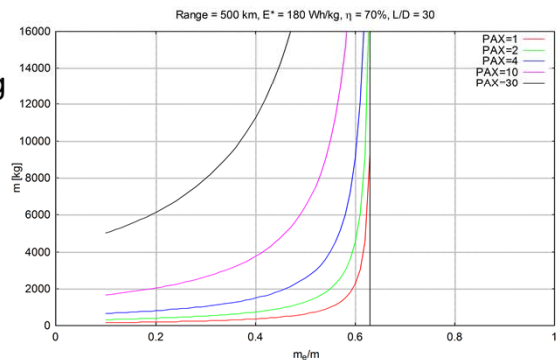
$$m = \frac{\text{PAX} \cdot m_{\text{pax}}}{1 - \frac{m_{\text{empty}}}{m} - \frac{g}{E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot L/D} \cdot R}$$

➤ Bedingungen für sinnvolle Lösung

$$\frac{L}{D} > \frac{R \cdot g}{(1 - m_{\text{empty}}/m) \cdot E^* \cdot \eta_{\text{total}}}$$

$$E^* > \frac{R \cdot g}{(1 - m_{\text{empty}}/m) \cdot \eta_{\text{total}} \cdot L/D}$$

$$\frac{m_{\text{empty}}}{m} < 1 - \frac{R \cdot g}{E^* \cdot \eta_{\text{total}} \cdot L/D}$$



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft

Folie 24

Segelflugsymposium 2011 > Martin Hepperle

Beispiel für Leichtbau Grenze (Leermasse/Abflugmasse)

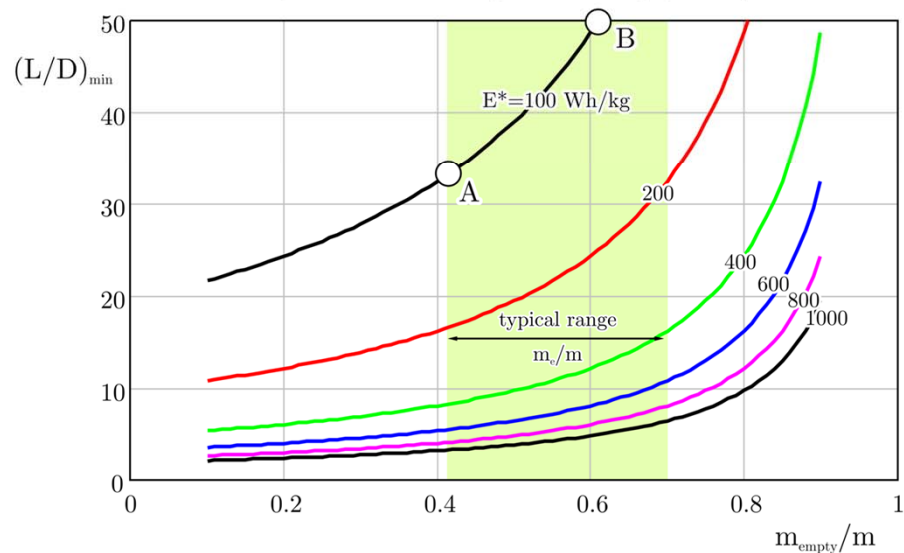
Kurven steigen rechts stark an und zeigen die maximal erlaubter Leermassenanteil bei gegebener Gleitzahl (hier: 30)

Ist eine harte Grenze mit senkrechter Assymptote, in der Realität m_e/m typischerweise 0.4 ... 0.7

Anforderungen an Aerodynamik und Struktur

$$\frac{L}{D} > \frac{R \cdot g}{(1 - m_{\text{empty}}/m) \cdot E^* \cdot \eta_{\text{total}}}$$

Technology requirements for range = 500 km, $\eta = 70\%$
(no reserves, independent of payload!)



Andere Auftragsung: Beispiel für Leichtbau / Aerodynamik Kompromiss

Verschiedene Energiedichten, Reichweite = 500 km

Ergibt die mindestens erforderliche Gleitzahl für gegebenen Leermassenanteil bei gegebener Batterietechnologie

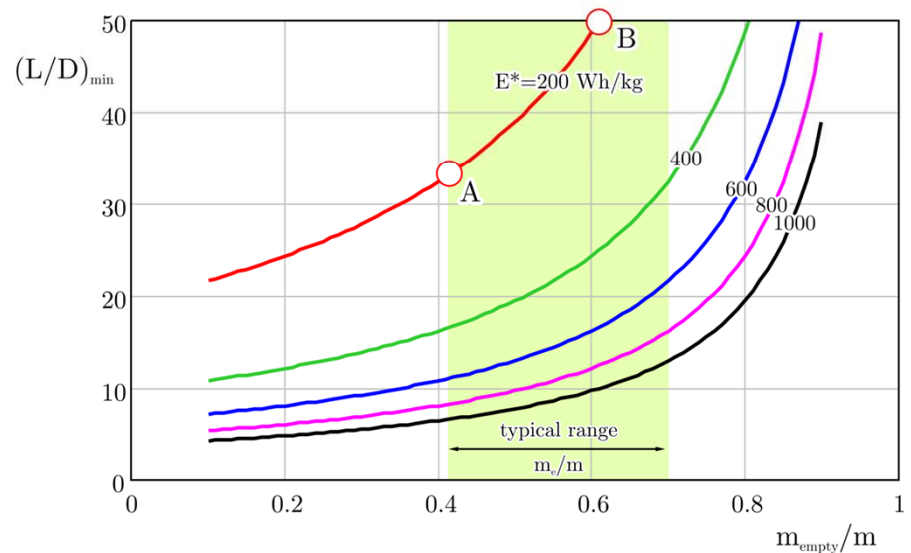
Man kann die gleiche Reichweite mit einem leichten Entwurf und niedrigerer Gleitzahl in „A“ oder mit einem schwereren Entwurf mit besserer Aerodynamik in „B“ erreichen.

Heute (2011) verfügbar: ca. 200 Wh/kg Batterien

Anforderungen an Aerodynamik und Struktur

$$\frac{L}{D} > \frac{R \cdot g}{(1 - m_{\text{empty}}/m) \cdot E^* \cdot \eta_{\text{total}}}$$

Technology requirements for range = 1000 km, $\eta = 70\%$
(no reserves, independent of payload!)

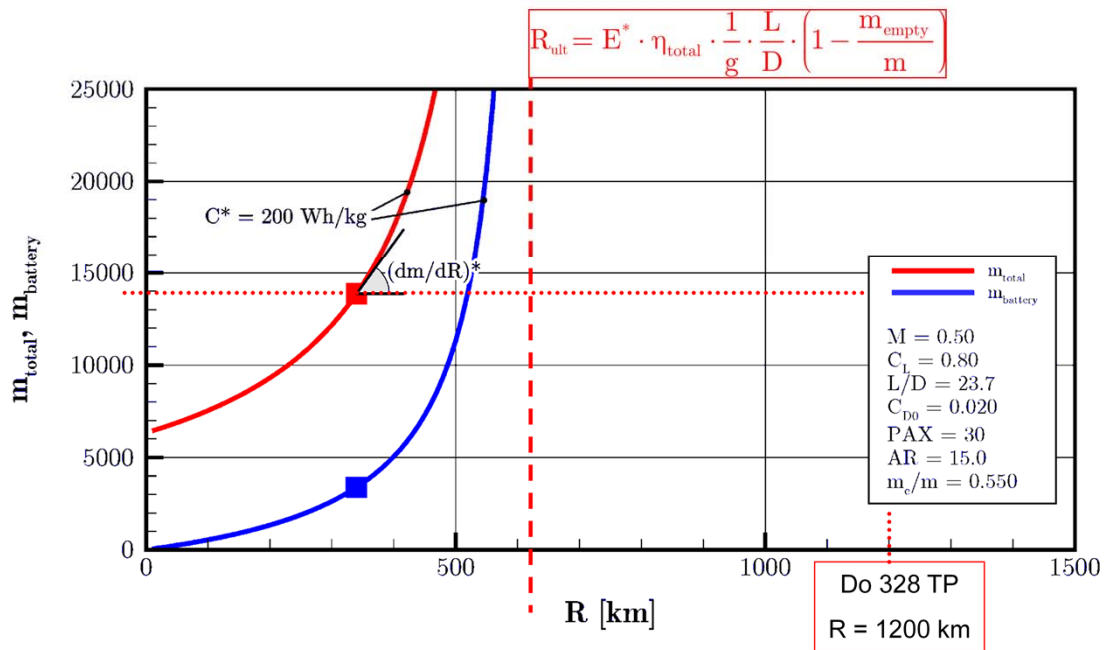


Die Reichweite wurde auf 1000 km erhöht

Verdoppelung erfordert doppelte Batterieleistung oder eine Verdoppelung der Gleitzahl.

Anstieg der Massen mit der Auslegungsreichweite

$$E^* = 200 \text{ Wh/kg}$$



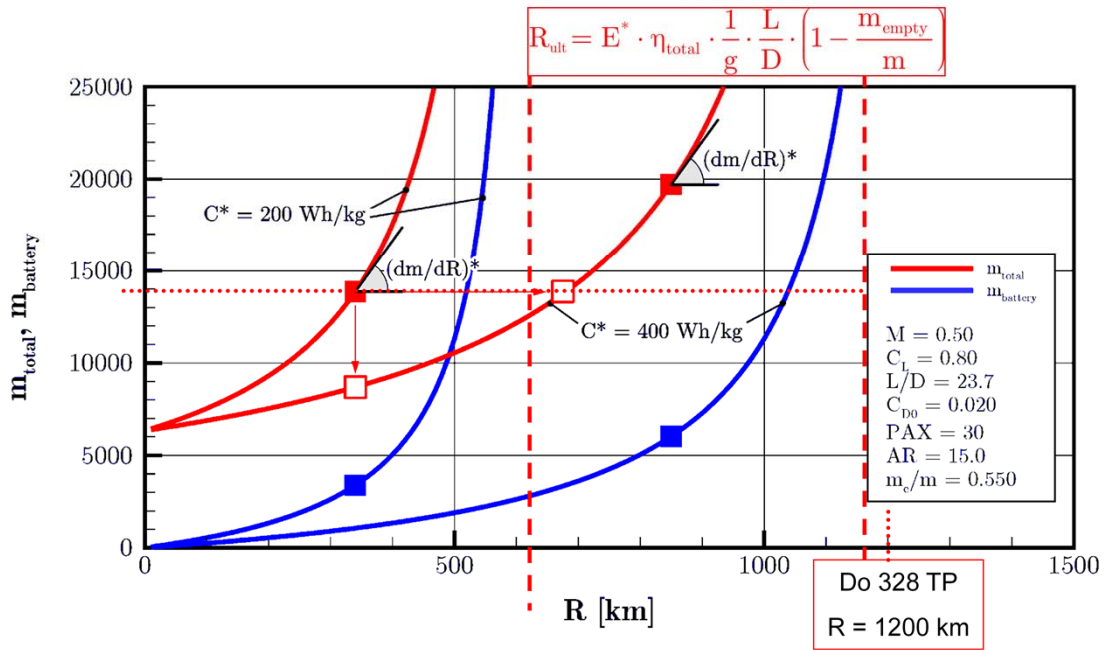
Wie im Flugzeugbau üblich steigt die Flugmasse aufgrund der Skalierungsgesetze (Fläche mit s^2 , Volumen mit s^3) mit höherer Auslegungsreichweite immer steiler an.

Der Gradient dm/dR stellt die Massenzunahme pro km Reichweite dar, d.h. mit wie viel Masse muss man jeden zusätzlichen Kilometer bezahlen. Eine sinnvolle Grenze muss so gewählt werden, dass das Flugzeug nicht „zu schwer“ wird. Daher wird die „ultimative“ Reichweite R_{ult} nie erreicht \rightarrow das Flugzeug würde unendlich schwer.

Daten für eine optimierte Do 328 (LD Original um die 15, hier: $L/D=23.7$)

Anstieg der Massen mit der Reichweite

$E^* = 200 \text{ Wh/kg} \rightarrow 400 \text{ Wh/kg}$



Hier ist die Auswirkung einer Batterietechnologie von 200 auf 400 Wh/kg gezeigt. Bei gleicher Abflugmasse verdoppelt sich die Reichweite (offenes Quadrat nach rechts), oder bei gleicher Reichweite reduziert sich die Abflugmasse (offenes Quadrat nach unten)

Daten für eine optimierte Do 328 (LD Original um die 15, hier: $L/D=23.7$)

Sinnvolle Reichweitengrenze

- Ableitung der Flugzeugmasse nach der Reichweite liefert die Massenzunahme bei Vergrößerung der Reichweite [kg/km]

$$\frac{\partial m}{\partial R} = \frac{PAX \cdot m_{pax} \cdot g}{\left(1 - \frac{m_{empty}}{m} - \frac{g \cdot R}{E^* \cdot \eta_{total} \cdot L/D}\right)^2 \cdot E^* \cdot \eta_{total} \cdot L/D}$$

- Auflösung nach der Reichweite liefert eine maximale Reichweite R_{max} die durch den akzeptablen Massenanstieg begrenzt ist.

$$R_{max} = \underbrace{E^* \cdot \eta_{total} \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{L}{D} \cdot \left(1 - \frac{m_{empty}}{m}\right)}_{R_{ultimate}} - \sqrt{\frac{PAX \cdot m_{pax} \cdot \frac{1}{g} \cdot E^* \cdot \eta_{total} \cdot \frac{L}{D}}{\left(\frac{\partial m}{\partial R}\right)^*}}$$

- Der Wert für die akzeptablen Massenzunahme hängt von der Flugzeuggröße ab.

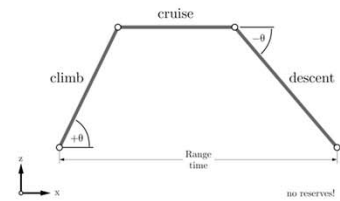
$$\left(\frac{\partial m}{\partial R}\right)^* = \frac{1}{4200} \cdot m^{1.27} \left[\frac{kg}{km}\right]$$

Wenn man eine Grenze dm/dR wählt, kann die realistische Reichweite R_{max} bestimmt werden. Wie man sieht, ist es die schon bekannte $R_{ultimate}$ minus ein Term der vom begrenzenden Gradienten dm/dR bestimmt wird.

Die „akzeptable Massenzunahme“ kann z.B. als Funktion der Flugzeugmasse gewählt werden. Bei kleinen Flugzeugen kann man z.B. 1-2 kg/km ansetzen, bei großen Flugzeugen wächst der akzeptable Wert an.

Ein empirisch für Flugzeuge zwischen 1-30 PAX abgeleiteter Zusammenhang ist unten angegeben.

Verfeinerte Modellierung



- Flugzeug
 - Spannweite, Flügelfläche, Leermassenverhältnis
- Aerodynamik
 - „quadratische“ Polare, Nullwiderstandsbeiwert, k-Faktor
- System
 - Batterie: E^* , $U(t)$; Motor: $P(U)$, Wirkungsgrade
- Propeller
 - Durchmesser, Drehzahl, Anzahl → Wirkungsgrad = $f(T, v, H)$
- Energieoptimale Mission
 - Steigflug mit optimaler Geschwindigkeit (inkl. Propeller)
 - Reiseflug mit optimaler Geschwindigkeit (inkl. Propeller)
 - Sinkflug mit bestem Gleiten (nur Sekundärenergieverbrauch)
 - keine Reserven berücksichtigt.

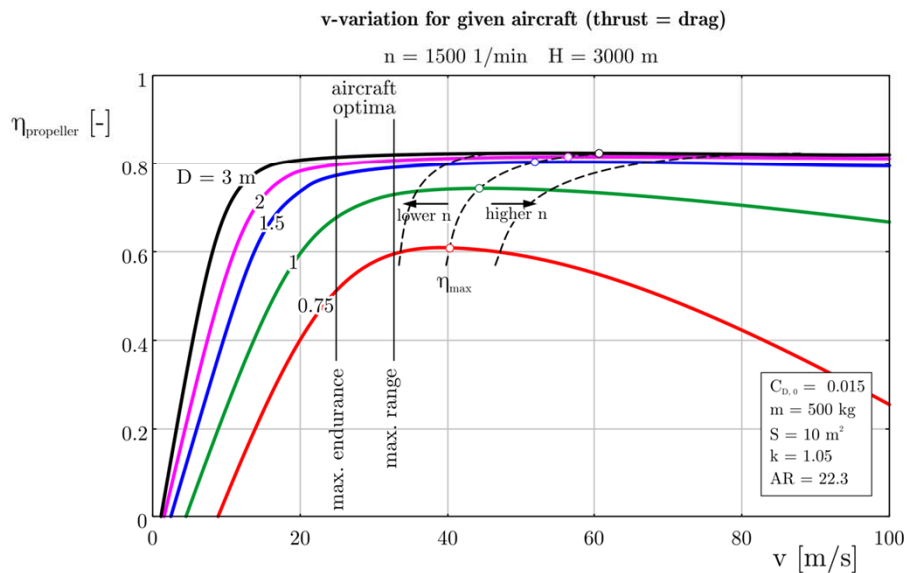
Mit der einfachen Reichweitenformel kann man einiges abschätzen.

Wenn man Details wissen will, muss man eine genauere Missionssimulation aufsetzen.

Hier spielen z.B. Energieverbrauch in Steigflug und Sinkflug eine Rolle, außerdem der Propellerwirkungsgrad als Funktion von Schubbelastung und Geschwindigkeit.

Verfeinerte Modellierung – Propellermodell

- Der Propellerwirkungsgrad sinkt mit abnehmender Fluggeschwindigkeit.
- Große Propeller sind unempfindlicher gegen „Fehlanpassung“



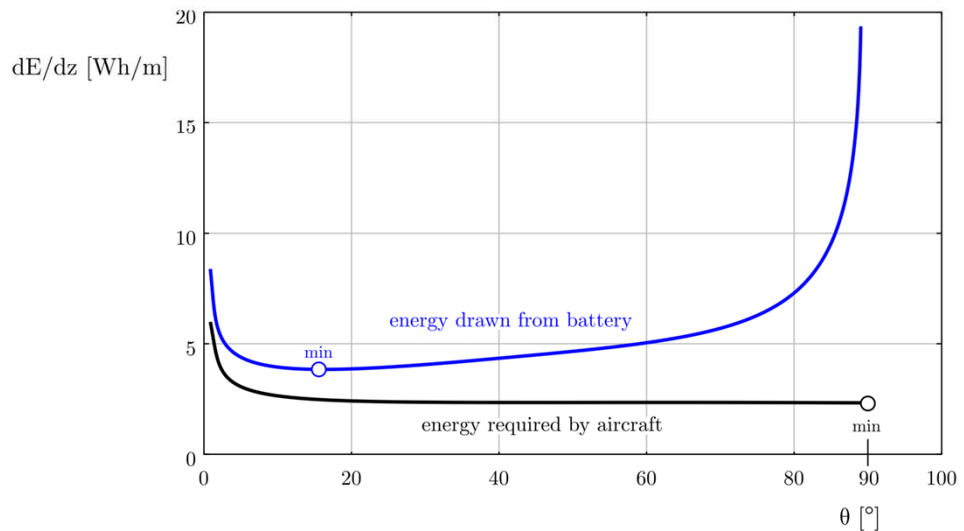
Beispiel für ein kleines Flugzeug. Idealer Wirkungsgrad nach Strahltheorie mit Drallverlusten und Korrekturfaktor für Reibungsverluste.

Daten für einen Propeller gekoppelt an ein Flugzeug, d.h. bei Vergrößerung der Geschwindigkeit steigt auch der Schubbedarf an.

Kleiner Propeller hat nicht nur einen schlechten Wirkungsgrad, sondern auch höhere Empfindlichkeit auf Geschwindigkeitsvariation.

Verfeinerte Modellierung – Energie im Steigflug

- Ohne genauere Modellierung der Wirkungsgrade erhält man „unsinnige“ Optima.



Wenn man den Steigflug des Flugzeugs alleine, ohne Antriebs- und Propellerwirkungsgrad betrachtet, erhält man ein “unsinniges” Optimum: der senkrechte Steigflug mit minimaler Geschwindigkeit.

- induzierter Widerstand == Null,
- Reibungswiderstand → Null

Mit Propeller ergibt sich ein realistischer Steigwinkel, der von der Flughöhe abhängt.

Type	Symbol	Units	Performance Aircraft	Cruiser Aircraft	Cruiser Aircraft	Cruiser Aircraft	Cruiser Aircraft	Regional Aircraft	Regional Aircraft
Example			<i>Lange Antares 20E</i>	<i>Pipistrel Taurus</i>	<i>IFB E-Genius</i>	<i>IFB E-Genius</i>	<i>Pipistrel Panthera</i>	<i>Fairchild Do 328</i>	<i>Focke-Wulf Condor</i>
Geometry	b	m	20	15.0	16.7	16.7	10.9	21.0	32.8
	S	m ²	12.6	12.3	14.3	14.3	10.9	40	118
	AR	-	31.8	18.2	19.9	19.9	10.8	11	9.1
Payload	PAX	-	1	2	1	2	2	32	30
Aero	L/D	-	42	32	38	38	29	16	16
	m/S	kg/m ²	42.1	44.2	59.2	59.7	110.1	397	131.8
	m/b ²	kg/m ²	1.3	2.4	3.0	3.0	10.2	36.1	14.5
	C _{D,0}	-	0.0118 ⁽²⁾	0.0142 ⁽²⁾	0.0103	0.0103	0.0100	0.0306	0.0250
Masses	m	kg	530	545	850	850	1200	15880	15400
	m _{empty}	kg	360	264	450	450	500	8500	9700
	m _{battery}	kg	80	101	310	220	520	4500	3000
	m _{empty} /m	-	0.68	0.48	0.53	0.53	0.42	0.54	0.63
	m _{battery} /m	-	0.15	0.19	0.37	0.26	0.43	0.28	0.19
	m _{payload} /m	-	0.17	0.33	0.10	0.21	0.15	0.18	0.18
Battery power	P _{climb}	kW	47	46	67	67	139	3799	2605
	P _{cruise}	kW	5	8	11	11	33	1102	690
Range	R _{powered}	km	126	141	495	316	462	157	88
	R	km	282	259	613	435	548	206	131
	R _{ultimate} ⁽³⁾	km	622	774	835	835	776	351	280
	1 - f _e - f _p	-	0.15	0.19	0.37	0.26	0.43	0.28	0.20
	E ⁺ ηL/D/g	km	1960	1436	1800	1800	1330	765	758
Time	t _{powered}	h	1.29	1.3	3.9	2.5	2.3	0.5	0.5
	t	h	2.4	2.2	4.8	3.4	2.6	0.7	0.6
Verbrauch	E _{spec}	Wh/PAX/km	49	34	89	45	84	120	134
Kerosin	E _{equiv}	l/PAX/100km	1.05	0.73	2.04	1.02	1.92	2.79	3.02
Altitude	H	m	3000	3000	3000	3000	3000	3000	3000

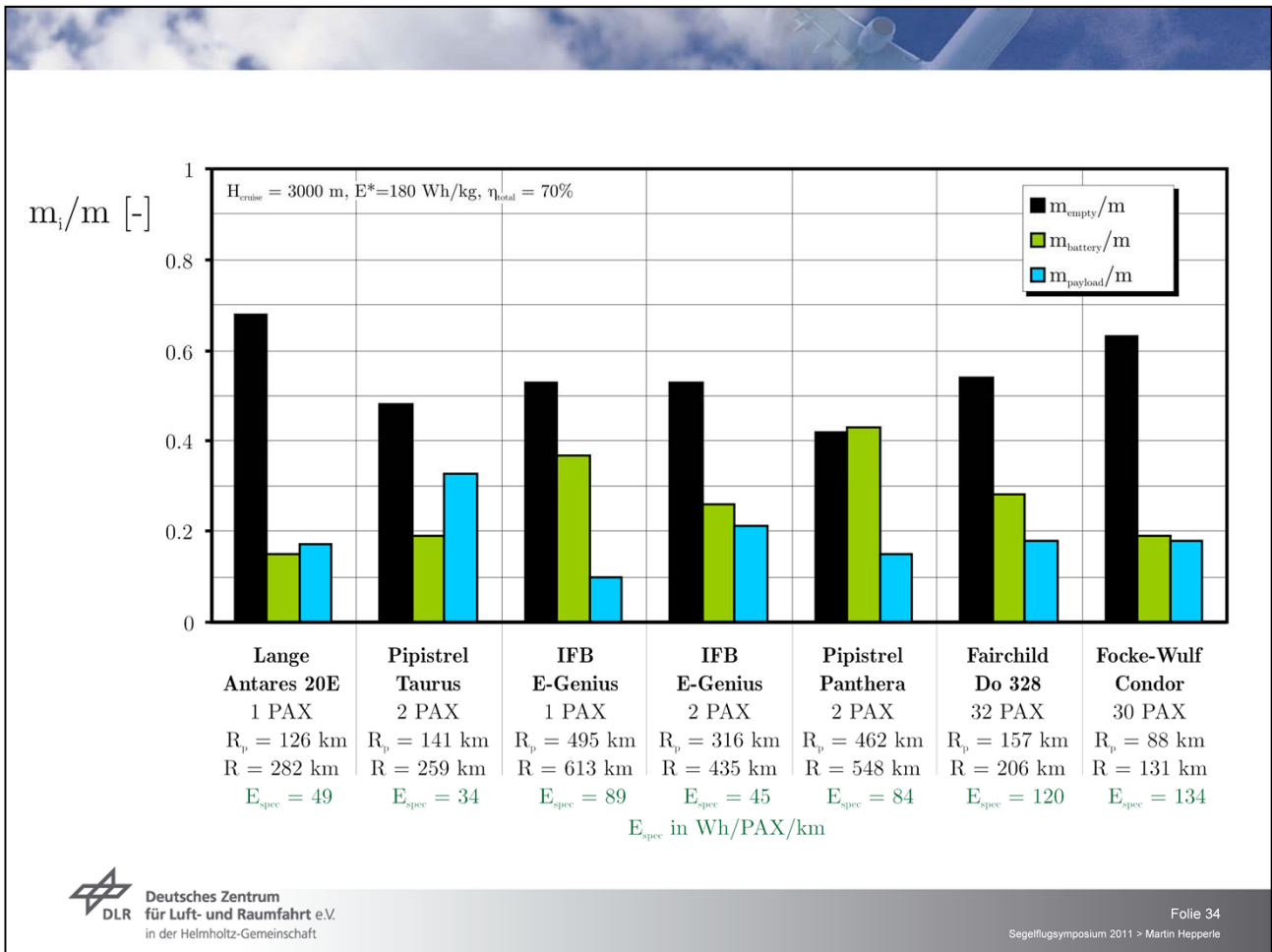
Hier ein paar numerische Ergebnisse.

ACHTUNG: auch wenn hier Produktnamen verwendet sind, beruhen alle Daten auf Schätzungen und offenen Quellen, können also beliebig falsch sein. leiten Sie daher bitte keine Aussagen über die Qualität der einzelnen Flugzeuge daraus ab, zumal sie oft deutlich unterschiedliche Auslegungsziele haben.

Bei Do 320 und Fw 200 sind Tanks und Kerosin durch Batterien ersetzt, die Turbinen bzw. Verbrennungsmotoren durch gleich schwere Elektromotoren.

Bei Antares und Taurus sind die Gleitzahlen durch ausgeklappten Antrieb verringert, als Segler mit eingeklapptem Antrieb sind sie natürlich deutlich besser als z.B. der e-Genius.

Antares punktet durch gute Aero- und System-Effizienz, Panthera und e-Genius durch hohe Struktureffizienz (Panthera ist noch ein Papiervogel ... mal sehen ob er wirklich so leicht wird).



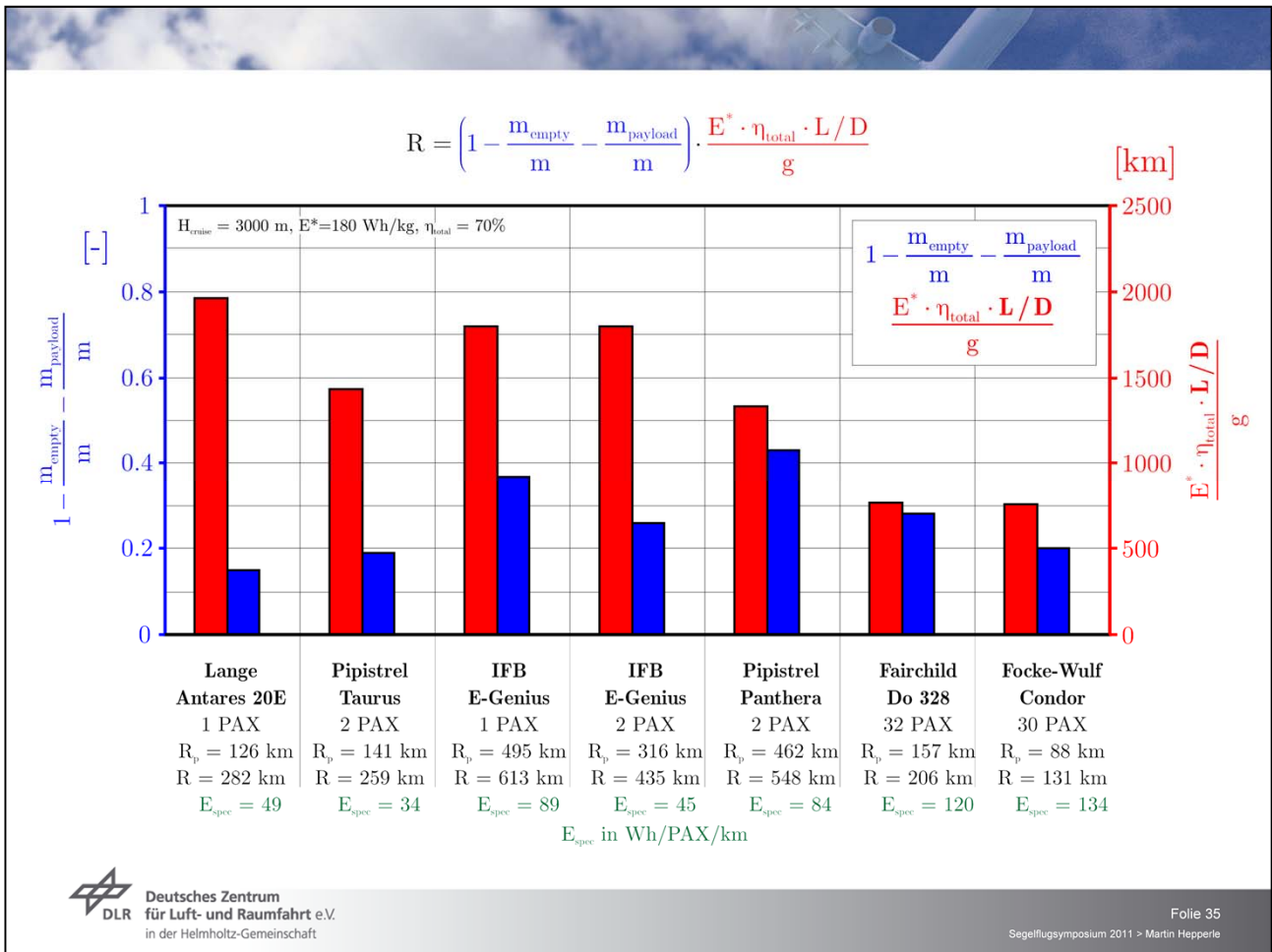
Hier die Gewichtsanteile für die verschiedenen Flugzeuge. Man sieht, dass z.B. der projektierte Panthera (nach Internet-Angaben) einen sehr niedrigen Leermassenanteil und einen sehr großen Batterieanteil aufweist.

Antares ist als Segelflugzeug mit hoher Streckung ausgelegt und daher relativ „schwer“ und trägt relativ wenig Batteriemasse (per Design)

R_p = Reichweite mit Antrieb

R = Reichweite mit Abstieg im Gleitflug

$H = 3000 \text{ m}$ für alle Fälle



Hier nochmal die beiden Anteile an der Reichweite:

-BLAU: „Masseneffizienz“ == Batteriemassenanteil $m_{\text{battery}}/m_{\text{total}}$

-ROT: „Systemeffizienz“

Antares als Segelflugzeug mit hoher Streckung zeigt die höchste Gleitzahl und damit hohe Systemeffizienz, ist aber nicht so leicht und trägt keine so hohe Batterielast tragen (ca. 15% der Gesamtmasse – das Flugzeug ist eben nicht für mehr Batterien ausgelegt).

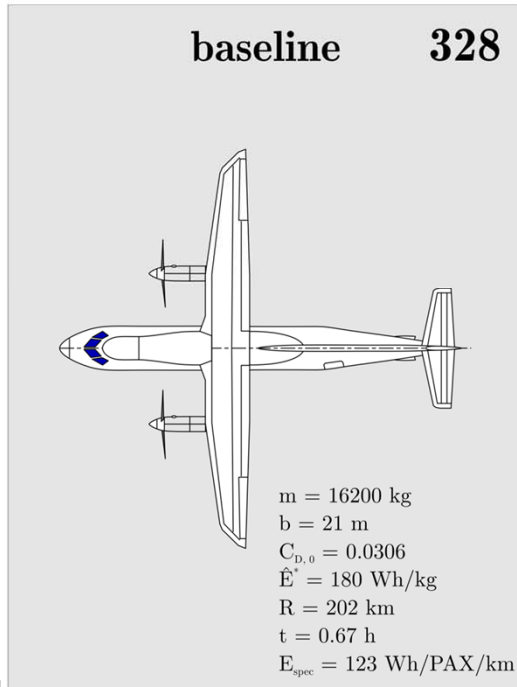
e-Genius ist leichter und kann viel Batteriemasse tragen (ca. 25-35% der Gesamtmasse)

R_p = Reichweite mit Antrieb

R = Reichweite mit Abstieg im Gleitflug

$H = 3000 \text{ m}$ für alle Fälle

Beispiel Regionalverkehrsflugzeug (30 Passagiere)

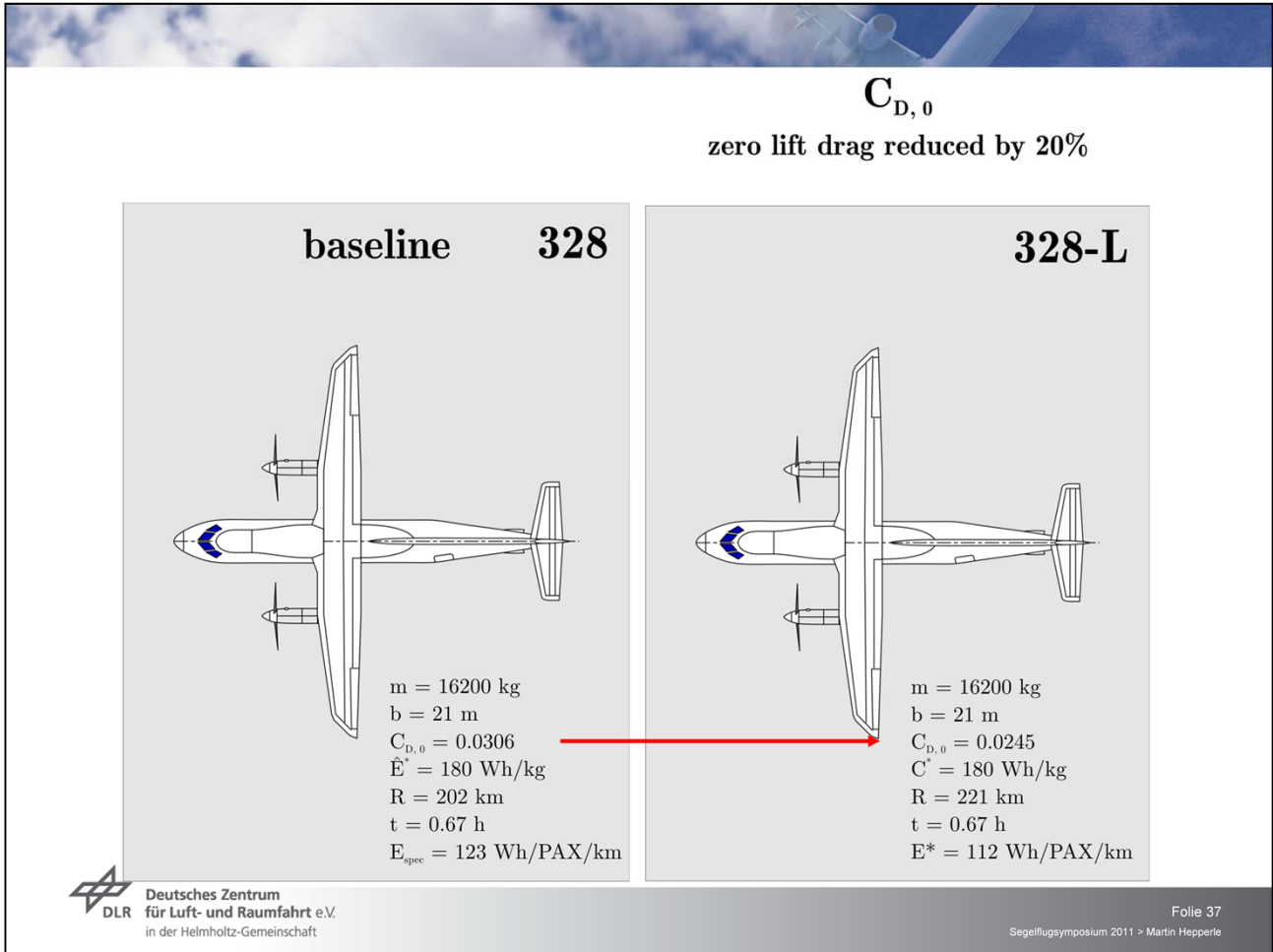


- Reichweite des Originalflugzeugs mit 32 Passagieren voll besetzt ist ca. 1200 km.
- Mit vollen Tanks und 28 Passagieren ca. 2200 km.
- Die Gleitzahl beträgt ca. 16.

- Umrüstung:
Austausch von Kraftstoffsystem und Triebwerken durch elektrisches System.
- Elektrifiziert mit heutiger Technologie erreicht das Flugzeug etwa 200 km.

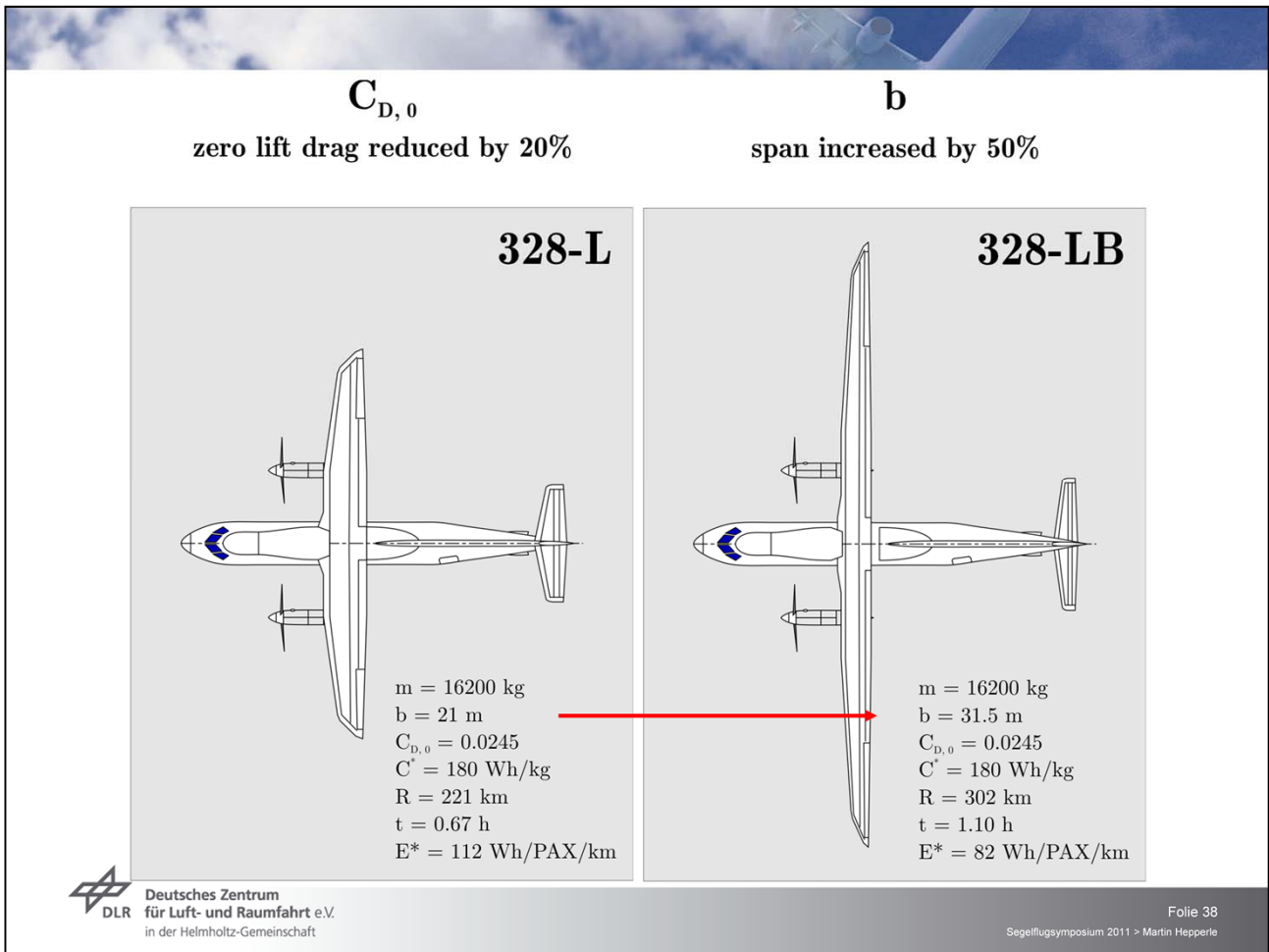
Letztes Beispiel:

Frage: was könnte man an einer Do 328 tun um als Elektroflugzeug an ähnliche Leistungen wie die Originalmaschine heranzukommen?



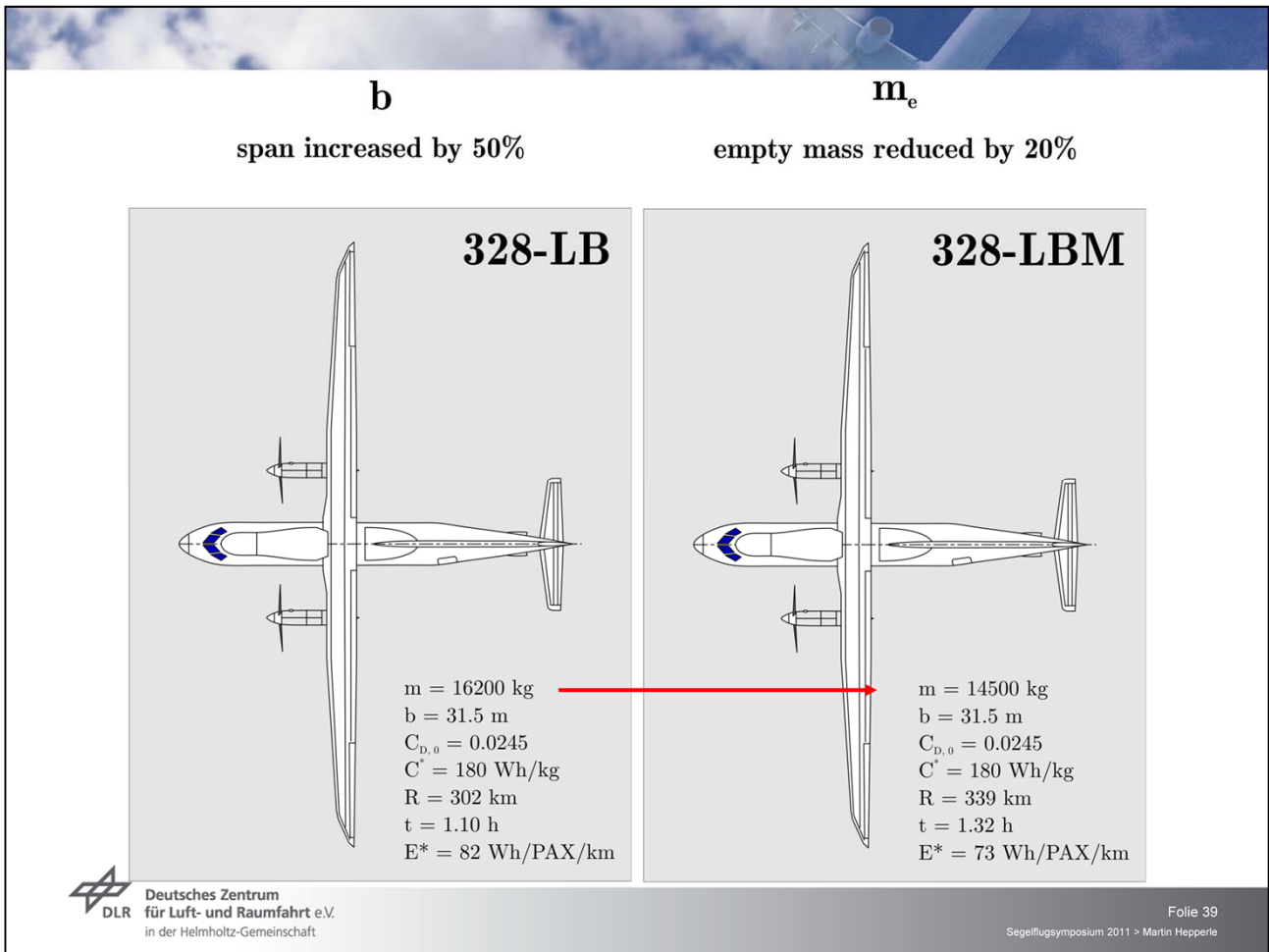
Das Flugzeug hat, wie die meisten Regional-Turboprops, einen relative hohen Widerstandsbeiwert C_{D0} .

Durch Verbesserung der Integration von Antrieben, Flügeln, Fahrwerken lässt sich da eine Optimierung durchführen (aka "drag cleanup program").



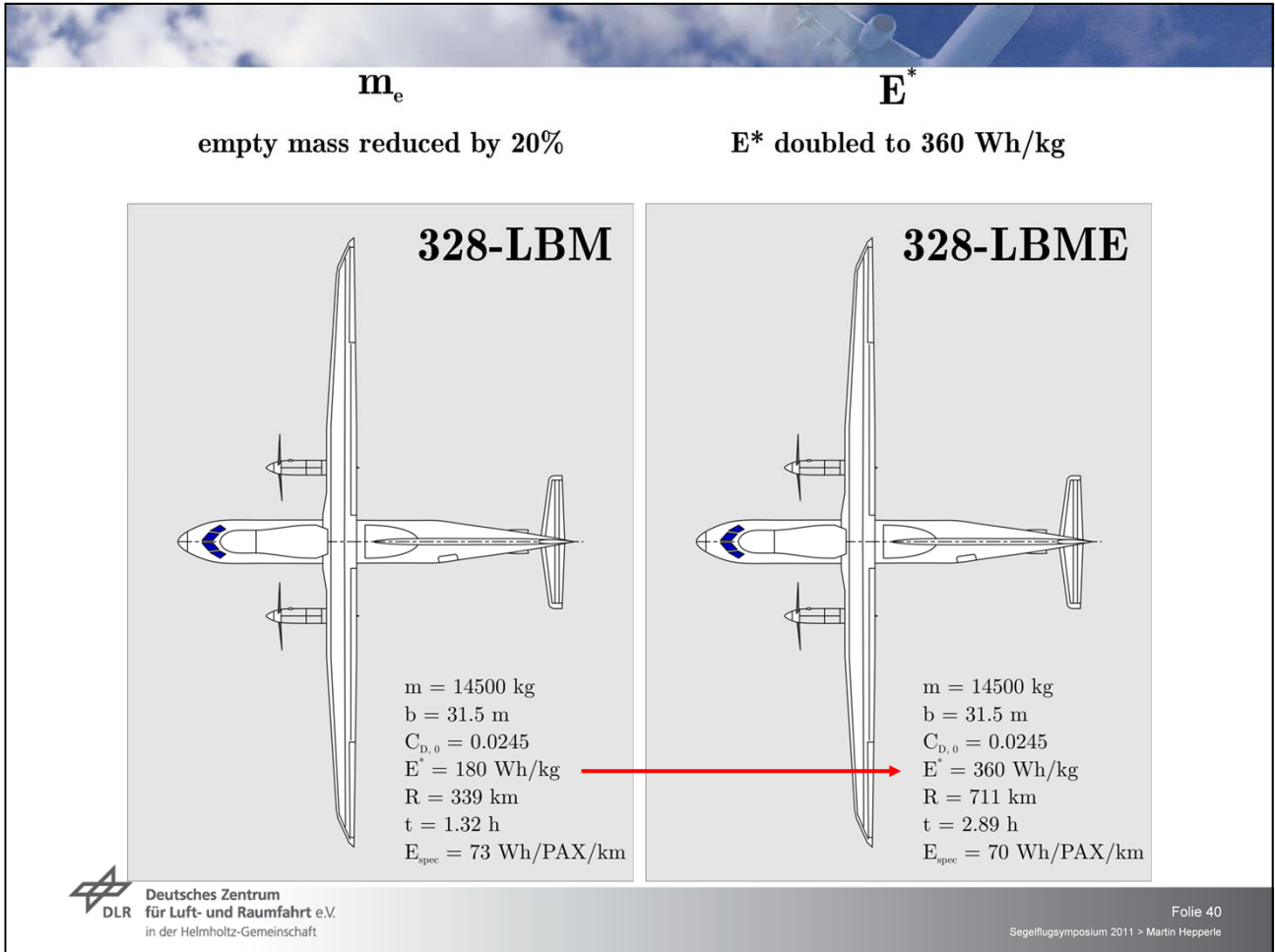
Eine weitere Maßnahme um die aerodynamische Effizienz zu erhöhen ist eine Verringerung des induzierten Widerstands durch Vergrößerung der Spannweite. Die Flügelfläche wird gleich gehalten.

Achtung: es wird von einer Vergrößerung ohne Gewichtszunahme ausgegangen, erfordert eventuell neue Flügelstrukturtopologie, z.B. widerstandsarm abgestrebte Flügel.

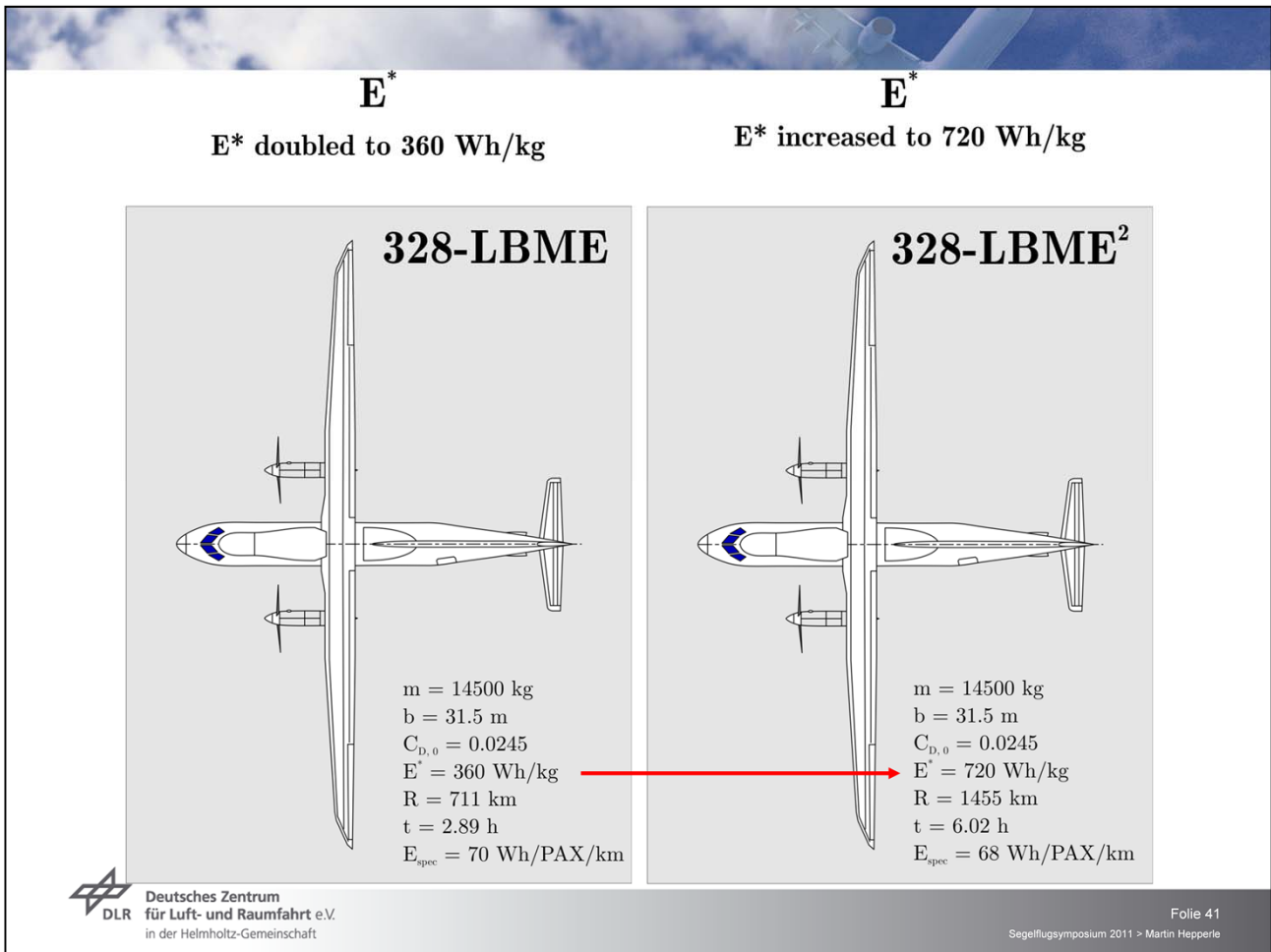


Annahme einer Verringerung der Leermasse um 20%, z.B. durch extensiven Einsatz von Faserverbund.

Ergebnis: immer noch bescheiden, jetzt von ursprünglich 200 auf 340 km Reichweite.



Energiedichte geht direkt in die Reichweitenformel ein, Erhöhung um den Faktor 2 schlägt direkt durch.



Nochmalige Verdoppelung führt schließlich zu “vernünftigen” Reichweiten.

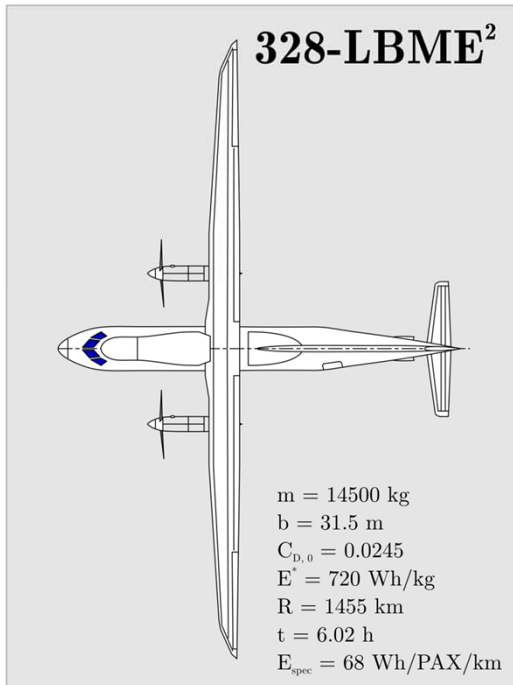
Da die anderen Modifikationen nicht unbedingt zu erreichen sind, bleibt als Fazit dass man Batterien braucht, die etwa um den Faktor 5 gegenüber heutige verfügbarer Technologie verbessert sind.

Das könnte in 10-20 Jahren der Fall sein, sofern neue Technologien wie Li-Luft sich ale in größerem Maßstab herstellbar erweisen. Die heute verfügbaren Batterien in Li-Polymer-Technologie werden sich noch weiter verbessern lassen, werden aber vermutlich diese Grenze nicht erreichen.

Als Übergangslösung bieten sich Brennstoffzellen mit (Bio-)Alkohol oder notfalls auch Kerosin an. Direkt “grünen” Alkohol in den herkömmlichen Triebwerken zu verbrennen wäre eine gute Übergangslösung, vorausgesetzt man kann genügend Treibstoff ohne Nebenwirkungen herstellen.

Die Modellflieger fliegen mit Methanol → H₂O und CO₂.

Große Fortschritte in der Technologie erforderlich.



- Bei energieoptimalem Flug:
 - Die Reisegeschwindigkeit fällt aufgrund der geänderten Aerodynamik unter 300 km/h (Die Turboprop Version fliegt bei ca. 480 km/h.)
 - Gleitzahl $L/D = 16 \rightarrow 27.5$
 - Die hohe Streckung erfordert sehr hohe Auftriebsbeiwerte (Steigflug: 0.9, Reise 1.2).

- Verbrauch bei Ausrüstung mit einem Turboprop wäre etwa 1.5 Liter/PAX/100km



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft

Folie 42

Segelflugsymposium 2011 > Martin Hepperle

Batterie-Elektrische Antriebe in Flugzeugen?

- Fazit:
 - Elektrische Antriebe mit Batteriespeicher sind heute für kleine Flugzeuge machbar,
 - Die Reichweiten sind stark limitiert, aber für die allgemeine Luftfahrt brauchbar,
 - Für größere Flugzeuge müsste die Batterietechnologien noch deutliche Verbesserungen bringen → 1000 Wh/kg (Faktor 5), In den nächsten 10-20 Jahren ist eher unwahrscheinlich.
 - Batteriepreise werden sinken, u.A. getrieben durch Automobilindustrie.

- Offene Fragen:
 - Wie ist die Gesamtbilanz inklusive Herstellung und Recycling?
 - Sind Rohstoffe für Automobilindustrie und Luftfahrtanwendungen in ausreichender Menge langfristig verfügbar?
 - Wie entwickelt sich die Wasserstofftechnologie (leichte Speicher)?
 - Wie entwickelt sich die Brennstoffzellentechnologie (Preis, Wirkungsgrad)?
 - Ist es günstiger Biokraftstoffe, Alkohole , synthetische Kraftstoffe inklusive Wasserstoff in herkömmlichen Motoren zu verwenden?
 - Wie steht es mit der Sicherheit elektrischer Antriebe?
 - Brand bei Beschädigung, harter Landung, Absturz.,
 - Problem der Hochspannung (z.B. bei Wasserlandung),.
 - Problem EMV (Hochspannung, Hochstrom).

Mit Vollmilch in die Zukunft?



Danke für's Zuhören!

Die Schweizer sind schon einen Schritt weiter: motorisiertes R/C Flugmodell