



## Diplomarbeit

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

# **Analyse, Auswahl und Integration von alternativen Antriebstechniken in den Entwurf von Passagierflugzeugen**

Verfasser: Oliver Wischhusen

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Abgabedatum: 16.02.2009



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau  
Berliner Tor 9  
20099 Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

Airbus Deutschland GmbH  
Future Project Office, Overall Aircraft Design  
Kreetslag 10  
21129 Hamburg

Verfasser: Oliver Wischhusen

Abgabedatum: 16.02.2009

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

2. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Martin Wagner

Industrieller Betreuer: Dipl.-Ing. André Anger



**DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUBAU**

## **Geheimhaltungsvereinbarung zur Abschlussarbeit**

Diese Abschlussarbeit, die für den Abschluss eines Diplomstudiengangs nach der geltenden Prüfungs- und Studienordnung der Hochschule für Angewandte Wissenschaften erstellt wurde, ist gemäß den beigefügten Hinweisen zur Geheimhaltung für einen Zeitraum von drei Jahren ab dem Datum der Abgabe der Abschlussarbeit vertraulich zu behandeln.

Während dieses Zeitraums werden der Bericht und alle anderen Arbeitsergebnisse der Abschlussarbeit an der Hochschule nur den Prüfern zugänglich gemacht.

.....  
Student Datum

.....  
Unterschrift 1. und 2. Prüfer Datum

.....  
Unterschrift Firmenbetreuer Datum

Korrespondenzadresse des Firmenbetreuers:

Herr Dipl.-Ing. André Anger  
Airbus Deutschland GmbH  
Future Project Office (Overall Aircraft Design)  
Kreetslag 10

21129 Hamburg

# Erklärung

Ich versichere, dass ich diese Diplomarbeit ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

.....  
Datum      Oliver Wischhusen

## Kurzreferat

Diese Diplomarbeit gibt dem Leser einen Überblick über mögliche alternative Energieträger und Antriebskonzepte in der kommerziellen Luftfahrt. Durch die aktuelle Klimadiskussion, die gesetzten ACARE Ziele 2020, das IATA Ziel „Zero Emissions Future“ und den stark angestiegenen Ölpreis ist die Notwendigkeit gegeben, über die Verwendung von alternativen Energieträgern und Antriebskonzepten nachzudenken. Wenn nicht in Zukunft erweiterte ACARE Ziele oder andere Regularien mit weiter verschärften Emissionswerten die Flugzeugindustrie zu alternativen Antriebskonzepten drängen, wird dies früher oder später durch die Verknappung der Erdölressourcen erzwungen. Im Verlauf der Arbeit werden die Effizienzgrenzen konventioneller Strahltriebwerke dargestellt. Es wird gezeigt, dass ein Erreichen der ACARE Ziele 2020 mit herkömmlichen Antriebskonzepten schwierig ist. Alternative Energieträger werden analysiert und bewertet. Außer Wasserstoff ermöglichen diese keine Reduktion der Emissionen im Flug. Biokraftstoff (BTL) weist zwar eine bessere CO<sub>2</sub> Bilanz als auf Erdöl basierendes Kerosin, jedoch entsteht weiterhin CO<sub>2</sub> bei der Verbrennung. Um die Umweltziele zu erreichen, bedarf es eines neuen Antriebssystems. In diesem Zusammenhang stellt der Elektromotor eine Alternative zu den heutigen Strahltriebwerken da. Der Entwicklungsstand, sowie vorhandene Potenziale sind in dieser Arbeit beschrieben. Nach dem heutigen Technologiestand scheint es möglich, einen für die Luftfahrt geeigneten Elektromotor zu entwickeln. Die Bereitstellung der elektrischen Energie ist jedoch als kritisch anzusehen. Neben dem bekanntesten elektrischen Energiespeicher, dem Akkumulator, sind weitere Möglichkeiten zur Bereitstellung der elektrischen Energie erläutert. Im abschließenden Teil der Diplomarbeit wird die Integration eines elektrischen Antriebssystems anhand von drei Konzeptstudien untersucht, um konfigurationsverändernde Parameter zu ermitteln und offene Fragen darzulegen. Ergebnis dieser Untersuchungen ist, dass eine Hybridlösung die einzig machbare Variante darstellt, auch wenn sie nach heutigen Gesichtspunkten als nicht sehr attraktiv erscheint.



DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUBAU

# Analyse, Auswahl und Integration von alternativen Antriebstechniken in den Entwurf von Passagierflugzeugen

Aufgabenstellung für eine *Diplomarbeit* an der HAW Hamburg

## Hintergrund

Durch die aktuelle Klimadiskussion, die gesetzten ACARE Ziele 2020, das IATA Ziel „Zero Emissions Future“ und den stark angestiegenen Ölpreis ist die Notwendigkeit gegeben, über die Verwendung von alternativen Kraftstoffen und Antriebskonzepten nachzudenken. Es ist davon auszugehen, dass die nächste Generation von Flugzeugen der zwei führenden Hersteller, welche bis 2020 in Dienst gestellt werden, noch durch Kerosin und herkömmliche Triebwerke angetrieben werden. Auf Grund der im Vergleich zu anderen Industrien sehr langen Entwicklungszeiten im Flugzeugbau, ist es legitim über den Zeitraum 2020 hinweg nachzudenken. Wenn nicht in Zukunft neue ACARE Ziele oder andere Regulaarien mit weiter verschärften Emissionswerten die Flugzeugindustrie zu alternativen Antriebskonzepten drängen werden, dann wird irgendwann die Verknappung der Erdölressourcen dieses tun. Um die Flexibilität bei der Umstellung auf alternative Energieträger zu erhöhen, ist die Möglichkeit einer Hybridlösung (z.B. Stormerzeugung für den Elektromotor durch variable, verschiedene Energieträger) in Betracht zu ziehen.

## Aufgabe

Es soll der Stand der Technik dargestellt werden und die Möglichkeiten (und Grenzen) der weiteren Verbesserung der Kerosintriebwerke kurz erläutert werden. Weitergehend ist eine Recherche zu den möglichen alternativen Kraftstoffen und Antriebskonzepten durchzuführen. Hierbei sollen die wesentlichen Kenndaten (Wirkungsgrade, Effizienz, Infrastruktur, Ökobilanz, welche Entwicklungen sind zu erwarten?) genannt und offene Fragen aufgezeigt werden. Anschließend ist zu prüfen, welche Technologie für die Verwendung in der Luftfahrt in Frage kommt. Kriterien sind u.a. Ausgereiftheit von Grundlagen, Volumenbedarf, Gewicht, Geschwindigkeit. Abschließend ist ein Flugzeugentwurf basierend auf dem Referenzflugzeug A320 unter der Berücksichtigung eines alternativen Antriebkonzeptes im Zusammenhang mit einem alternativen Energieträger, eventuell Hybrid, durchzuführen. Eine Ableitung und eine

grobe Darstellung der konfigurationsverändernden Parameter, die aus der Integration des gewählten alternativen Konzepts entstehen, soll erfolgen. Der Entwurf ist nicht bis ins letzte Detail zu betrachten, sondern ist als Konzeptstudie anzusehen und soll zur Identifikation von weiteren Aspekten, welche in weiteren Arbeiten untersucht werden können, dienen. Ein Vergleich der Flugleistung des Konzeptentwurfes mit dem Referenzflugzeug A320 ist durchzuführen.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Es sind die DIN-Normen zur Erstellung technisch-wissenschaftlicher Berichte zu beachten.

Die Diplomarbeit wird bei Airbus Deutschland GmbH durchgeführt. Industrielle Betreuer der Arbeit ist Herr Dipl.-Ing. André Anger.

# Vorwort

Die vorliegende Arbeit ist als abschließende Diplomarbeit des Studienganges Flugzeugbau in Kooperation zwischen der Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW) und der AIRBUS Deutschland GmbH entstanden.

Während meines Studiums durfte ich viele interessante Menschen kennen lernen, die diese Zeit zu einer sehr lehrreichen und zugleich kurzweiligen machten, an welche ich mich immer gerne zurückerinnern werde. Ihnen allen möchte ich dafür danken.

Mein besonderer Dank in Hinblick dieser Arbeit gilt meinem industriellen Betreuer Dipl.-Ing. André Anger. Selbstverständlich gilt mein Dank auch Herrn Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, der seitens der HAW Hamburg diese Arbeit betreute. Ohne Sie wäre diese Arbeit nicht entstanden und ich hätte mich nicht einem so interessantem und wichtigem Thema wie den alternativen Antriebskonzepten in der Luftfahrt widmen können. Ich bin mir sicher, dass ich von dem während der Diplomarbeit gesammelten Wissen und den Erfahrungen noch lange zerren werde.

Außerdem möchte ich allen weiteren Mitarbeitern des Future Project Office in Hamburg danken, welche mich unterstützt haben. Die informativen und technischen Diskussionen, sowie ihre positive, motivierende Art werden mir stets in Erinnerung bleiben. Ein besonderer Dank gilt Herrn Volker Borchard und Herrn Eike Moeller, die mir durch ihre aufgeschlossene Art stets das Gefühl vermittelt haben, an ihrem Schreibtisch willkommen zu sein.

Ich möchte mich auch bei der Abteilung *Young People Development* bedanken, die mir das duale Studium Flugzeugbau ermöglicht hat. Mein Dank gilt vor allem Frau Rhein, Frau Matthies, Frau Krüger und Frau Mehler, auf deren Unterstützung ich stets zählen konnte. Abschließend kann ich das duale Studiensystem zwischen der HAW und AIRBUS nur weiterempfehlen und würde mich rückwirkend wieder dafür entscheiden. Besonders möchte ich mich bei meinem innerbetrieblichen Mentor Andreas Schulz bedanken, welcher mir gerade während der ersten Praxiseinsätze mit Rat und Tat zu Seite stand und mich während der Vorbereitungen des hervorragenden Auslandspraktikums in Toulouse unterstützt hat.

„Last but not least“, möchte ich mich bei meiner Familie bedanken, die mich auf meinem bisherigen Weg stets gefördert und unterstützt hat.

Hamburg, im Februar 2009

Oliver Wischhusen



# Inhaltsverzeichnis

	Seite
Verzeichnis der Bilder.....	12
Verzeichnis der Tabellen.....	15
Liste der Symbole.....	16
Liste der Abkürzungen .....	18
<b>1 Einleitung .....</b>	<b>20</b>
1.1 Motivation .....	20
1.2 Begriffsdefinitionen.....	21
1.3 Ziel der Arbeit .....	22
1.4 Aufbau der Arbeit.....	23
<b>2 Ausgangspunkt .....</b>	<b>25</b>
2.1 Entwicklung des Luftverkehrs vs. Umweltziele.....	25
2.2 Erdölressourcen vs. Ölpreis.....	27
<b>3 Stand der Antriebstechnik.....</b>	<b>30</b>
3.1 Grundlagen der Schuberzeugung bei Flugzeugen .....	30
3.2 Funktionsweise von Strahltriebwerken .....	32
3.3 heutige Strahltriebwerkstypen .....	34
3.3.1 Turbojet .....	34
3.3.2 Turboprop .....	35
3.3.3 Turbofan .....	35
3.4 Vortriebwirkungsgrad – entscheidender Parameter .....	36
3.5 Heutiges Schubniveau von Turbofantriebwerken .....	38
<b>4 Entwicklungstendenzen und Potenziale bei Strahltriebwerken .....</b>	<b>39</b>
4.1 Getriebeturbofan.....	39
4.2 Open Roter .....	41
4.3 IRA Triebwerkskreisprozess .....	43
4.4 Potenziale und -grenzen von Strahltriebwerken.....	45
4.4.1 Erreichbarkeit der Potenziale aus Sicht der Forschung.....	46
4.4.2 Erreichbarkeit der Potenziale aus der Sicht der Hersteller.....	48
4.4.3 Zusammenfassende Betrachtung.....	51
<b>5 Alternative Energieträger für Gasturbinen.....</b>	<b>55</b>
5.1 synthetische Kraftstoffe.....	55
5.2 Biokraftstoffe.....	57
5.3 Wasserstoff.....	59
5.3.1 Speichermöglichkeiten .....	60
5.3.2 Tankintegration .....	61
5.3.3 Anwendungen und Auswirkungen .....	63
5.4 Flüssiges Erdgas .....	65
5.5 Silane.....	65
5.6 Zusammenfassende Betrachtung.....	67

<b>6</b>	<b>Elektrischer Antrieb als Alternative.....</b>	<b>70</b>
6.1	Beispiele aus der allgemeinen Luftfahrt.....	70
6.2	Anforderungen auf dem Weg zur Anwendung in der Verkehrsluftfahrt.....	72
6.3	Anwendung in der Verkehrsluftfahrt.....	74
6.3.1	Gekühlte, konventionelle Elektromotoren .....	75
6.3.2	HTS Elektromotoren .....	76
6.4	Elektrisches Antriebssystem.....	78
<b>7</b>	<b>Energiequellen für elektrische Antriebssysteme .....</b>	<b>82</b>
7.1	Externe Energiequellen .....	82
7.1.1	Photovoltaik .....	82
7.1.2	Sonstige externe Quellen.....	83
7.2	On-board Stromerzeugung .....	83
7.2.1	Gasgeneratoren .....	83
7.2.2	Brennstoffzellen .....	84
7.3	Akkumulatoren und Batterien .....	85
7.3.1	Übersicht der verschiedenen Akkumulatortypen .....	86
7.3.2	Aktuelle Entwicklungen der Akkumulatortechnologie.....	87
7.3.3	Anwendbarkeit von Akkumulatoren .....	89
7.4	Superkondensatoren .....	93
<b>8</b>	<b>Hybridlösung .....</b>	<b>95</b>
<b>9</b>	<b>Das Referenzflugzeug der Konzeptstudien .....</b>	<b>98</b>
<b>10</b>	<b>Konzept - HTS Technologie.....</b>	<b>99</b>
10.1	Volumenbestimmung .....	99
10.2	Ermittlung der erzeugten Wassermasse.....	100
10.3	Ergebnis und Bewertung .....	101
<b>11</b>	<b>Konzept - Reinelektrische Lösung .....</b>	<b>102</b>
11.1	Auswirkungen des elektrischen Fluges .....	102
11.2	Abschätzung des Akkumulatorgewichtes und Volumens .....	104
11.3	Ergebnis und Bewertung .....	106
<b>12</b>	<b>Konzept – Hybridlösungen.....</b>	<b>108</b>
12.1	Paralleles Konzept.....	108
12.1.1	Gewichtsabschätzung .....	108
12.1.2	Flugleistungsabschätzung.....	110
12.1.3	Bewertung.....	111
12.2	Serielle Konzepte .....	112
12.2.1	Variante 1 .....	113
12.2.2	Variante 2 .....	115
12.2.3	Variante 3 .....	116
12.2.4	Variante 4 .....	117
12.3	Bewertung.....	117
<b>13</b>	<b>Zusammenfassung .....</b>	<b>118</b>

<b>14</b>	<b>Schlussbemerkung und Ausblick.....</b>	<b>122</b>
	<b>Literaturverzeichnis.....</b>	<b>123</b>
	<b>Anhang A</b> Zusätzliche Informationen zu alternativen Kraftstoffen.....	<b>131</b>
	<b>Anhang B</b> Abbildungen von Cryoplane Projekten .....	<b>132</b>
	<b>Anhang C</b> Akkumulortypen und ihre Eigenschaften .....	<b>133</b>
	<b>Anhang D</b> Berechnungen zu den Akkumulatoren und Elektromotoren .....	<b>134</b>
	<b>Anhang E</b> Zeichnungen .....	<b>140</b>

## Verzeichnis der Bilder

<b>Bild 2.1</b>	Kraftstoffverbrauch der weltweiten Passagierflugzeugflotte .....	26
<b>Bild 2.2</b>	aktuelle und vorhergesagte Ölproduktion nach Regionen.....	27
<b>Bild 2.3</b>	Verschiedene Berechnungen zur Peak-Oil-Theorie .....	28
<b>Bild 2.4</b>	Weltweite Erdölförderung .....	29
<b>Bild 3.1</b>	Grundsätzliche Möglichkeiten der Schubzeugung.....	31
<b>Bild 3.2</b>	Vergleich von Strahltriebwerk und Kolbenmotor .....	32
<b>Bild 3.3</b>	Vergleich Otto-Kreisprozess und Joule Kreisprozess .....	33
<b>Bild 3.4</b>	Schematische Darstellung eines Turbojettriebwerks.....	34
<b>Bild 3.5</b>	Schematische Darstellung eines Turboproptriebwerks .....	35
<b>Bild 3.6</b>	Schematische Darstellung eines Turbofantriebwerks.....	36
<b>Bild 3.7</b>	Vergleich der Vortriebwirkungsgrade von Strahltriebwerken .....	36
<b>Bild 4.1</b>	Der GTF als eine Möglichkeit das Nebenstromverhältnis anzuheben .....	40
<b>Bild 4.2</b>	Die konzeptionellen Vorteile des GTF.....	40
<b>Bild 4.3</b>	3D Darstellung des GTF Getriebes .....	41
<b>Bild 4.4</b>	GTF PW1000G an einer A340 Testmaschine .....	41
<b>Bild 4.5</b>	Gegenüberstellung von „Puscher“ und „Tractor“ Open Rotor.....	42
<b>Bild 4.6</b>	Darstellung eines Open Rotor Triebwerkes .....	43
<b>Bild 4.7</b>	3D Darstellung eines Triebwerkes mit IRA Kreisprozess.....	44
<b>Bild 4.8</b>	Vergleich von erreichbaren thermischen Wirkungsgraden .....	44
<b>Bild 4.9</b>	Kraftstoffverbrauchsreduzierung durch Entwicklung .....	45
<b>Bild 4.10</b>	Die erreichten Verbesserungen im Bezug auf die ACARE Ziele.....	46
<b>Bild 4.11</b>	Gegenüberstellung von realen Triebwerken und Kreisprozessen .....	47
<b>Bild 4.12</b>	SFC Reduktionspotenzial von UHB Triebwerken. ....	48
<b>Bild 4.13</b>	Roadmap des Forschungsprogramms CLAIRE.....	49
<b>Bild 4.14</b>	Darstellung des Forschungsprogramms CLAIRE .....	49
<b>Bild 4.15</b>	Darstellung der Technologieentwicklung und Ausblick .....	50
<b>Bild 4.16</b>	Mögliche Gesamtwirkungsgrade verschiedener Triebwerkskonzepte .....	50
<b>Bild 4.17</b>	Wirkungsgradgrenzen von Strahltriebwerken .....	51
<b>Bild 4.18</b>	Reduktionspotenziale verschiedener Triebwerkskonzepte.....	52
<b>Bild 4.19</b>	Verbrauchsreduktionspotenziale von Open Rotor und Turbofan.....	53
<b>Bild 4.20</b>	Lärmreduktionspotenziale von Open Rotor und Turbofan.....	53
<b>Bild 5.1</b>	Routes to produce Biofuels .....	57
<b>Bild 5.2</b>	Verfügbarkeit von Biokraftstoffen .....	58
<b>Bild 5.3</b>	Emissionen von Kerosin und Wasserstoff in verschiedenen Höhen .....	60
<b>Bild 5.4</b>	Integration von Wasserstofftanks in das Referenzflugzeug A320 .....	62
<b>Bild 5.5</b>	Performancevergleich von LH2 und Kerosin Konfiguration .....	64
<b>Bild 5.6</b>	Nutzlast Reichweiten Diagramm - LH2 vs. Kerosin Konfiguration .....	64
<b>Bild 5.7</b>	Darstellung des Silane Life Cycles.....	66

<b>Bild 5.8</b>	Reaktionsgleichung der Silanverbrennung.....	66
<b>Bild 5.9</b>	Vergleich von Energieträgern anhand der Energiedichten.....	67
<b>Bild 5.10</b>	CO2 Emissionen bei der Produktion.....	68
<b>Bild 6.1</b>	Verschiedene Elektromotoren der Firma L.M.C.....	70
<b>Bild 6.2</b>	Dreiseitenansicht Antares 20E.....	71
<b>Bild 6.3</b>	Der ElectraFlyer-C im Flug.....	72
<b>Bild 6.4</b>	Der Motor des ElectraFlyer-C im eingebauten Zustand.....	72
<b>Bild 6.5</b>	Drehmomentendichte verschiedener Motorentypen.....	75
<b>Bild 6.6</b>	1 MW Motor.....	76
<b>Bild 6.7</b>	Darstellung eines HTS Motors.....	77
<b>Bild 6.8</b>	Leistung gegenüber Gewicht und Volumen.....	77
<b>Bild 6.9</b>	schematische Darstellung eines elektrischen Turbofans.....	78
<b>Bild 6.10</b>	Gesamtwirkungsgrad eines elektrischen Antriebssystems.....	80
<b>Bild 6.11</b>	Schema eines elektrische Antriebssystems mit Redundanz.....	80
<b>Bild 7.1</b>	Theoretisch erreichbare Wirkungsgarde verschiedener Materialien.....	82
<b>Bild 7.2</b>	HTS 5 MW Generator.....	84
<b>Bild 7.3</b>	Funktionsweise einer Brennstoffzelle.....	85
<b>Bild 7.4</b>	Nano-Silizium-Drähte vor (links) und nach (rechts) der Aufnahme von Lithium.....	87
<b>Bild 7.5</b>	NanoSafe Batterie.....	88
<b>Bild 7.6</b>	Energiedichten verschiedener Akkumulatorentechnologien.....	89
<b>Bild 7.7</b>	Entwicklungspotenzial verschiedener Akkumulatorentypen.....	90
<b>Bild 7.8</b>	Potenzialabschätzung einer kommenden Akkumulatortechnologie.....	90
<b>Bild 7.9</b>	Akkumulatorengegewicht gegenüber erreichbaren Reichweiten.....	93
<b>Bild 7.10</b>	Spezifische Energie und Leistung verschiedener Elektrizitätsspeicher.....	94
<b>Bild 8.1</b>	Seriell Hybridssystem.....	95
<b>Bild 8.2</b>	Schematische Darstellung eines hybriden Turboprops.....	96
<b>Bild 8.3</b>	Schematische Darstellung eines hybriden Turbofans.....	97
<b>Bild 10.1</b>	Antriebskonzept des HTS Konzeptes.....	99
<b>Bild 11.1</b>	Antriebskonzept der rein elektrischen Lösung.....	102
<b>Bild 11.2</b>	Flugprofil einer A320.....	103
<b>Bild 11.3</b>	Nutzlast Reichweiten Diagramm eines rein elektrischen Flugzeuges.....	104
<b>Bild 11.4</b>	Kraftstoffverbrauch aufgetragen über die Streckenlänge.....	105
<b>Bild 11.5</b>	vorgeschriebene Kraftstoffreserven.....	107
<b>Bild 12.1</b>	Flugprofil der parallelen Hybridlösung.....	110
<b>Bild 12.2</b>	Zusammenfassung der Flugberechnung.....	111
<b>Bild 12.3</b>	Hybridlösung Variante 1.....	114
<b>Bild 12.4</b>	Hybridlösung Variante 2.....	115
<b>Bild 12.5</b>	Hybridlösung Variante 3.....	116
<b>Bild 12.6</b>	Hybridlösung Variante 4.....	117
<b>Bild A.1</b>	Technologie Readiness Level von alternativen Energieträgern.....	131

<b>Bild A.2</b>	Produktionsprozess synthetisch vs. Biokraftstoff.....	131
<b>Bild B.1</b>	Tupolew Tu-154 .....	132
<b>Bild B.2</b>	A310 Cryoplane Studie .....	132
<b>Bild B.3</b>	DO 328 Cryoplane Studie .....	132
<b>Bild C.1</b>	Batterie- und Akkumulatortypen und ihre Eigenschaften .....	133

## Verzeichnis der Tabellen

<b>Tabelle 2.1</b>	Zusammenfassung der ICAO Flugverkehrsvorhersage im Jahr 2025.....	25
<b>Tabelle 3.1</b>	Daten und Kennwerte von ZTL Triebwerken.....	38
<b>Tabelle 4.1</b>	Basisdaten der untersuchten Triebkonfigurationen .....	47
<b>Tabelle 4.2</b>	Basisdaten der untersuchten Triebkonfigurationen .....	47
<b>Tabelle 5.1</b>	Volumen und Gewicht alternativer Energieträger .....	68
<b>Tabelle 5.2</b>	Bewertungsmatrix der untersuchten alternativen Energieträger .....	69
<b>Tabelle 6.1</b>	Kenndaten des 1 MW Motor.....	76
<b>Tabelle 7.1</b>	Entwicklung der Energiedichten .....	89
<b>Tabelle 7.2</b>	Eigenschaften des NanoSafe's .....	92
<b>Tabelle 9.1</b>	Spezifikationen Referenzflugzeug A320 .....	98
<b>Tabelle 12.1</b>	Gewichtsabschätzung Hybridkonzept vs. Referenz.....	109
<b>Tabelle 12.2</b>	Vor- und Nachteile von Variante 1 .....	114
<b>Tabelle 12.3</b>	Vor- und Nachteile von Variante 2 .....	115
<b>Tabelle 12.4</b>	Vor- und Nachteile von Variante 3 .....	116
<b>Tabelle D.1</b>	Berechnung der benötigten Kapazität für den Start und Steigflug.....	136
<b>Tabelle D.2</b>	Berechnung von Kapitel 11 – 2600 nm .....	137
<b>Tabelle D.3</b>	Berechnung von Kapitel 11 – 400 nm .....	138
<b>Tabelle D.4</b>	Berechnung von Kapitel 12.....	139

## Liste der Symbole

$\dot{m}$	Luftmassenstrom
$\rho$	Luftdichte
$\eta_A$	Akkumulatorenwirkungsgrad
$\eta_E$	Elektromotorenwirkungsgrad
$\eta_{ges}$	Gesamtwirkungsgrad
$\eta_L$	Leistungselektronikwirkungsgrad
$\eta_P$	Propellerwirkungsgrad
$\eta_{Prop}$	Vortriebwirkungsgrad
$\eta_{S+K}$	Wirkungsgrad der Kabel + Stecker
$\eta_V$	Vortriebwirkungsgrad
$a$	Schallgeschwindigkeit
$A$	Auftrieb
$A$	Stromdichte
$A$	Stromstärke
$B$	Luftspaltinduktion
$c$	Düsenaustrittsgeschwindigkeit
$C$	spezifische Kapazität
$C_a$	Auftriebsbeiwert
$c-v$	Geschwindigkeitsänderung
$C_w$	Widerstandsbeiwert
$d$	Durchmesser
$F$	Schubkraft
$G$	Gewichtskraft
$L/D$	Lift over Drag
$M$	Drehmoment
$m$	Masse
$m_{H_2}$	Wasserstoffmasse
$m_{H_2O}$	Wassermasse
$m_O$	Sauerstoffmasse
$n$	Drehzahl
$n_{Bl}$	Propellerblattanzahl
$O$	benetzte Oberfläche
$P$	Leistung
$P_{blade}$	Kreisflächenbelastung pro Propellerblatt
$P_{Emax}$	maximale Triebwerksleistung
$P_{Prop}$	Antriebsleistung
$P_{Reiseflug}$	erforderliche Leistung im Reiseflug



<b>S</b>	Flügelfläche
<b>t</b>	Reiseflugzeit
<b>v</b>	Fluggeschwindigkeit
<b>V</b>	Volumen
$V_{\text{Kerosin}}$	Kerosinvolumen
$V_{\text{Wasserstoff}}$	Wasserstoffvolumen

## Liste der Abkürzungen

ACARE	Advisory Council for Aeronautic Research in Europe
AFC	Alkaline Fuel Cell
AMPLI	Airbus Mission and Performance Library
BGR	Bundesanstalt für Geowissenschaften und Rohstoffe
BPR	Nebenstromverhältnis
BTL	Biomass to Liquid
CO <sub>2</sub>	Kohlenstoffdioxid
CRISP	Contra Rotating Integrated Shrouded Fan
CRTF	Contra Rotating Turbo Fan
CTL	Coal to Liquid
dB(A)	Lautstärke in Dezibel
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
ETL	Einstromtriebwerk
FPR	Fandruckverhältnis
ft	Fuß (1 ft = 0,3048 m)
GTF	Geared TurboFan
GTL	Gas to Liquid
H <sub>2</sub> O	Wasser
HBR	High Bypass Ratio
HDV	Hochdruckverdichter
HEX	Wärmetauscher
HTS	Hochtemperatur-Supraleiter
IATA	International Air Transport Association
I-C	Zwischenkühler
ICAO	International Civil Aviation Organisation
IEA	Internationale Energie-Agentur
in	Inch (1 in = 2,54 cm)
IRA	Intercooled Recuperative Aero engine cycle
kW/kg	Leistungsgewicht
kW/m <sup>2</sup>	Kreisflächenbelastung
L/D	Lift over Drag
lbs	Pfund (1 lb = 500 kg)
LH <sub>2</sub>	Flüssigwasserstoff
LHV	Lower Heating Value
LiIo	Lithium Ionen
LiPo	Lithium Polymer
Li-S	Lithium Sulfur
LNG	Liquefied Natural Gas

MCFC	Molten Carbonate Fuel Cell
MJ/kg	Energiedichte
MLW	Maximum Landing Weight
MTOW	Maximum Take Off Weight
MW	Mega Watt
MWE	Manufacture Weight Empty
MWh	Mega Watt Stunden
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NDV	Niederdruckverdichter
NiCd	Nickel-Cadmium
NiMH	Nickel-MetallHybrid
Nm/kg	Drehmomentendichte
NOx	Stickoxyde
OPI	Operator Items
OPR	Gesamtdruckverhältnis
OWE	Operating Weight Empty
PAFC	Phosphoric Acid Fuel Cell
Pax	Passagier(e)
PEM	Proton Exchange Membrane Fuel Cell
Pkm	Passagierkilometer
PTL	Wellenleistungstriebwerk
SFC	Specific Fuel Consumption
SOFC	Solid Oxide Fuel Cell
TET	Turbineneintrittstemperatur
TL	Strahlleistungstriebwerk
UDF	UnDucted Fan (unummantelter Propfan)
UHB	Ultra High Bypass ratio
USAF	United States Air Force
W/kg	Leistungsdichte
W/m <sup>2</sup>	eingestrahlte Energie pro m <sup>2</sup>
Wh/kg	Energiedichte
Wh/l	Volumendichte
WWW	World Wide Web
ZTL	Turbofantriebwerk

# 1 Einleitung

## 1.1 Motivation

Die Menschheit lebt heute in einer globalen Welt, in der Passagiere und Fracht mit Hilfe von Flugzeugen schnell, effizient und sicher von einem Ort der Welt zum andern transportiert werden. Das Verkehrsmittel Flugzeug ist heutzutage ein elementarer Teil unserer Wirtschaft und unseres Lebens geworden. Aus den aktuellen Wachstumsraten des internationalen Passagiertransports und Luftfrachttransports lässt sich ableiten, dass diese Art des Transports kontinuierlich mit der globalen Wirtschaft wächst. Bis zum Jahr 2026 wird mit einer Verdoppelung der Passagierzahlen gerechnet.

Die Klimadiskussion belegt, dass die Verringerung des weltweiten CO<sub>2</sub> Ausstoßes in der Zukunft immer wichtiger wird. Die ARCARE Ziele 2020 fordern eine Reduktion der CO<sub>2</sub> Emissionen um 50 % in der Luftfahrt bis zum Jahr 2020. Bei einer Verdoppelung der Passagierzahlen bis 2026 und unter Beachtung der Tatsache, dass die technischen Möglichkeiten zur Verringerung des Kraftstoffverbrauchs für die heutigen Strahltriebwerke und konventionellen Flugzeugkonfigurationen bereits eine hohe Sättigung erreicht haben, ist dies kein einfaches Unterfangen. Mögliche erweiterte ACARE Ziele und das IATA Ziel „Zero Emissions Future“ können mit konventionellen Strahltriebwerken nicht erreicht werden. Es ist nur eine Frage der Zeit, wann neue Regularien mit weiter verschärften Emissionswerten oder die Verknappung der Erdölressourcen bzw. der daraus resultierende stark ansteigende Kerosinpreis die Flugzeugindustrie zu alternativen Antriebskonzepten drängen werden.

Somit besteht die Notwendigkeit eine alternative Antriebstechnologie zu entwickeln. Auch wenn Erdöl noch 30 Jahre verfügbar sein sollte. Auf Grund der langen Entwicklungszeiten im Flugzeugbau ist es mehr als legitim bereits jetzt die ersten Überlegungen und Abschätzungen in Richtung von Alternativen zu tätigen, um dem Transportbedarf in der Luftfahrt als auch den gesellschaftlichen Herausforderungen im Bereich der Umwelt im Jahr 2050 gerecht werden zu können.

## 1.2 Begriffsdefinitionen

### VISION 2020

Luftfahrtbeteiligte Ministerien, die Europäische Kommission, Flugzeug- und Triebwerkshersteller und Ausrüster, sowie Forschungseinrichtungen haben sich 2001 zu einer europäischen Initiative „Vision 2020“ zusammengeschlossen. Diese Initiative hat eine Vision für den europäischen Luftverkehr im Jahr 2020 entworfen und die zu erwartenden Anforderungen konkret formuliert. Das „Advisory Council for Aeronautic Research in Europe“ (ACARE) wurde auf europäischer Ebene eingesetzt, um aus den formulierten Anforderungen Forschungsprogramme abzuleiten. Die Hauptziele der „Vision 2020“ lauten:

- § Reduktion der Kohlendioxid-Emissionen um 50%
- § Reduktion der Stickoxid-Emissionen um 80%
- § Reduktion des wahrgenommenen Lärms um 50 %
- § Reduktion der Emissionen während der Produktion und Wartung
- § Ermittlung von Entsorgungs- und Recyclingverfahren
- § Reduzierung der Kosten des Luftverkehrs um 30%
- § Reduktion der Unfallrate um 80%

### IATA Ziel „Zero Emissions Future“

Das Ziel „Zero Emissions Future“ stellt eine Vision mit vielen Herausforderungen da, um den Luftverkehr der Zukunft wettbewerbsfähig zu gestalten. Auf der Grundlage, dass ein wachsender Schadstoffausstoß der Luftfahrt im Angesicht der aktuellen Klimadiskussionen inakzeptabel ist, hat die IATA (International Air Transport Association) vier Arbeitsfelder definiert, um den Luftverkehr in den nächsten 50 Jahren emissionsfrei zu bekommen. Die vier Arbeitsfelder lauten:

- § Air Traffic Management
- § Technology
- § A Global Approach
- § Green businesses

### 1.3 Ziel der Arbeit

Diese Diplomarbeit soll dem Leser eine gute Übersicht über den Umfang der alternativen Energieträger, Antriebstechnologien und deren Kombinationsmöglichkeiten und Integrationsmöglichkeiten geben.

Um dem Leser zu verdeutlichen, dass die Notwendigkeit der Entwicklung und der Integration von alternativen Energieträgern und Antriebstechnologien besteht, wird die Entwicklung der Luftfahrt im Zusammenhang mit den Umweltzielen und der Entwicklung der Erdölressourcen erläutert. Weitergehend wird auf die Entwicklungstendenzen und Potenziale von Strahltriebwerken eingegangen, um die Grenzen der konventionellen Technologie aufzuzeigen.

Durch die Auflistung und Bewertung von alternativen Energieträgern soll dem Leser verdeutlicht werden, welche Alternativen, Potenziale und Möglichkeiten bestehen, die durch die Luftfahrt verursachten Emissionen zu verringern. Es soll gezeigt werden, dass der Elektromotor, bzw. das elektrische Antriebssystem eine Alternative zum derzeitigen Antrieb darstellen kann. Am Ende soll anhand von Konzeptstudien auf Basis des Referenzflugzeuges untersucht werden, ob eine Integration eines elektrischen Antriebssystems möglich und sinnvoll ist. Angestrebt ist, mit dem Einsatz eines elektrischen Antriebssystems die gleiche Nutzlast befördern zu können, wobei die Reichweite des Flugzeuges an das neue System angepasst werden kann. Die Integration des Elektroantriebes dient neben der Untersuchung der Praxistauglichkeit zur Ermittlung von konfigurationsverändernden Parametern und zur Identifikation von weiteren Aspekten.

Zusammenfassend strebt diese Diplomarbeit ein möglichst umweltfreundliches Antriebssystem, bzw. Flugzeug an, um Passagiere und Fracht in der Zukunft unter stetig strenger werdenden Umweltgesichtspunkten und steigenden Kerosinpreisen befördern zu können.

## 1.4 Aufbau der Arbeit

In dieser Diplomarbeit wird zunächst der Ausgangspunkt der Aufgabenstellung dargestellt, bevor der heutige Stand der Antriebstechnik, der Elektromotor als Alternative und verschiedene alternative Energieträger und -quellen erläutert werden. Abschließend erfolgt die Integration des alternativen Antriebes in das Referenzflugzeug A320.

- Durch die Einbeziehung von internationalen Zielsetzungen, sowie von Ölpreisanalysen, sollen die Anforderungen an zukünftige Antriebstechnologien und Flugzeugentwürfe verdeutlicht werden.
- Der Hauptteil dieser Schrift enthält **die Ausführungen** zum Thema:

**Abschnitt 2** erläutert den Ausgangspunkt dieser Diplomarbeit, um den Leser die Problematik zu verdeutlichen.

**Abschnitt 3** behandelt die Grundlagen und aktuellen Stand der Antriebstechnik und erläutert die wichtigsten Einflussparameter.

**Abschnitt 4** beschreibt Entwicklungstendenzen konventioneller Strahltriebwerke und zeigt Effizienzgrenzen dieser auf.

**Abschnitt 5** widmet sich Elektromotoren als mögliche Alternative.

**Abschnitt 6** stellt alternative Energieträger für Strahltriebwerke vor.

**Abschnitt 7** beschreibt verschiedene Energiequellen für ein elektrisches Antriebssystem.

**Abschnitt 8** behandelt mögliche Hybridlösungen.

**Abschnitt 9** stellt die Grundlagen der Konzeptstudien vor.

**Abschnitt 10** untersucht die Integration der HTS Technologie

**Abschnitt 11** beschreibt eine rein elektrische Lösung.

**Abschnitt 12** behandelt eine Hybridlösung.

**Abschnitt 13** gibt eine Zusammenfassung dieser Diplomarbeit wieder.

- Abschnitt 14** gibt eine Schlussbemerkung und einen Ausblick zur Diplomarbeit wieder.
- Anhang A** zeigt zusätzliche Informationen zu alternativen Kraftstoffen
- Anhang B** zeigt Abbildungen von Cryoplane Projekten
- Anhang C** widmet sich Akkumulatortypen und ihren Eigenschaften
- Anhang D** zeigt die Berechnungen zu den Akkumulatoren und Elektromotoren
- Anhang E** beinhaltet die in dieser Arbeit benutzen und angefertigten Zeichnungen



## 2 Ausgangspunkt

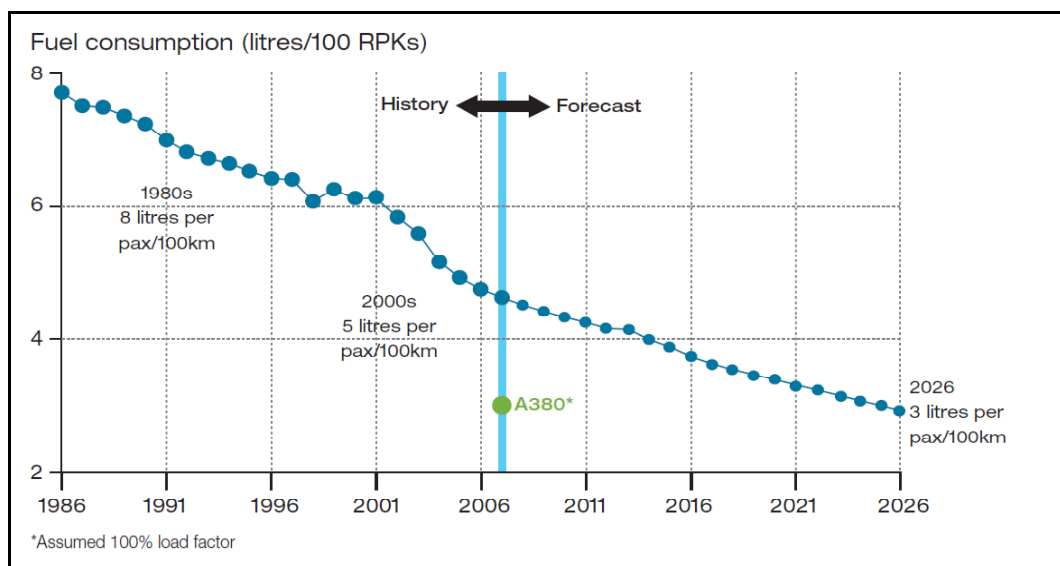
### 2.1 Entwicklung des Luftverkehrs vs. Umweltziele

In den letzten Jahrzehnten hat der Luftverkehr ein kontinuierliches Wachstum erfahren. Immer mehr Menschen nutzen das Transportmittel Flugzeug, um von „A“ nach „B“ zu kommen. Pro Jahr werden heute weltweit über 2,2 Milliarden Passagiere im Linienflugverkehr befördert (IATA 2007). Der weltweite Flugverkehr ist seit dem Jahr 2000 um nahezu 30 % gewachsen. Im Jahr 2004 lag die Wachstumsrate bei 14 % und beschreibt damit das größte Wachstum der letzten 25 Jahre. Das weltweite Passagieraufkommen im zivilen Luftverkehr wird laut einer Prognose bis zum Jahr 2026 um 4,9 % pro Jahr zunehmen. Darausfolgend verdoppelt sich die Zahl der eingesetzten Passagierflugzeuge mit einer Kapazität größer als 100 Sitzen von heute knapp 15.000 auf 33.000, sowie die Frequentierung der bestehenden Flugrouten bis 2026. Für den asiatisch-pazifischen Markt wird dabei das größte Wachstum prognostiziert, gefolgt von Nordamerika. Nach Schätzungen wird der Markt der Kurzstreckenflugzeuge in den nächsten 20 Jahren um 62 % wachsen (Airbus 2008). Für die Jahre 2006 bis 2026 rechnet Boeing mit einem durchschnittlichen jährlichen Wachstum des Passagieraufkommens von 4,5 % und mit einer Zunahme der verkauften Passagierkilometer von 5 % (Boeing 2007). Eine weitere Veröffentlichung über die erwartete Entwicklung der Passagierzahlen gibt es von der ICAO (International Civil Aviation Organisation), welche von einer durchschnittlichen Steigerung der Passagierzahlen von 4,1% pro Jahr bis zum Jahr 2025 ausgeht. Dies würde bedeuten, dass im Jahr 2025 4,5 Milliarden Passagiere befördert werden müssten, siehe auch Tabelle 2.1 (ICAO 2007).

**Tabelle 2.1** Zusammenfassung der ICAO Flugverkehrsvorhersage im Jahr 2025 (ICAO 2007)

Scheduled services	Actual	Actual	Forecast	Average annual growth rate (per cent)	
	1985	2005	2025	1985–2005	2005–2025
<b>TOTAL</b>					
Passenger-kilometres (billions)	1 366	3 720	9 180	5.1	4.6
Freight tonne-kilometres (millions)	39 813	142 579	510 000	6.6	6.6
Passengers carried (millions)	896	2 022	4 500	4.2	4.1
Freight tonnes carried (thousands)	13 742	37 660	110 000	5.2	5.5
Aircraft-kilometres (millions)	n.a.	30 845	69 040	n.a.	4.1
Aircraft departures (thousands)	n.a.	24 904	50 450	n.a.	3.6
<b>INTERNATIONAL</b>					
Passenger-kilometres (billions)	589	2 197	6 225	6.8	5.3
Freight tonne-kilometres (millions)	29 384	118 482	452 120	7.2	6.9
Passengers carried (millions)	194	704	1 950	6.7	5.2
Freight tonnes carried (thousands)	5 884	22 630	80 000	7.0	6.5

Tabelle 2.1 ist weitergehend zu entnehmen, dass die Anzahl der Frachtflüge und die Menge der beförderten Güter laut der Prognose sehr stark zunehmen werden. Die aktuelle Wachstumsrate bei den Frachtflügen ist größer als bei den Passagierflügen. Im Jahr 2006 wurden etwa 39 Millionen Tonnen Güter mit Transportmaschinen durch den Luftraum befördert (IATA 2007). Über die weitere mögliche Entwicklung des Luftfrachtverkehrs bis zum Jahr 2025 trifft die ICAO die Aussage, dass der Frachtverkehr, gemessen in beförderten Tonnen, mit einer durchschnittlichen Rate von 5,5% bis zum Jahr 2025 steigen wird (ICAO 2007). Sollte diese Vorhersage zutreffen, würden im Jahr 2025 110 Millionen Tonnen Fracht auf dem Luftweg transportiert werden.

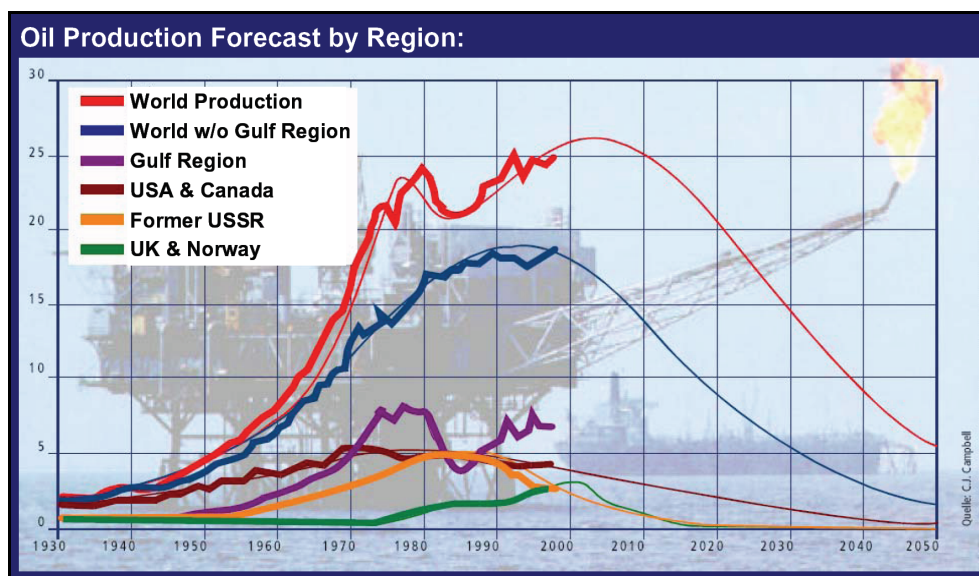


**Bild 2.1** Kraftstoffverbrauch der weltweiten Passagierflugzeugflotte (Airbus 2008a)

Abbildung 2.1 zeigt die vergangene und vorhergesagte weltweite Entwicklung des durchschnittlichen Kraftstoffverbrauchs von Passagierflugzeugen. In den letzten Jahren wurden im Durchschnitt 200 Millionen Tonnen Kerosin pro Jahr verbrannt (Lufthansa 2007). Die benötigte Kerosinmenge pro Jahr wird bis zum Jahr 2020 auf 320 bis 374 Millionen Tonnen anwachsen, sollte das Wachstum wie erwartet eintreten. Daraus folgend würden sich die CO<sub>2</sub> (Kohlenstoffdioxid) Emissionen bis zum Jahr 2020 verdoppeln. Die ACARE (Advisory Council for Aeronautic Research in Europe) Ziele 2020 hingegen fordern eine Reduktion der CO<sub>2</sub> Emissionen bis zum Jahr 2020 um 50%. Gelingt es den Schadstoffausstoß pro Flugzeug bis zum Jahr 2020 um 50% zu reduzieren, kann der, durch die Luftfahrt verursachte globale CO<sub>2</sub> Ausstoß auf Grund des starken Wachstum nicht reduziert, sondern nur auf dem jetzigen Level gehalten werden. Das IATA Ziel „Zero Emissions“ strebt sogar eine emissionsfreie Luftfahrt an. Die von der Luftfahrt ausgestoßenen Schadstoffe Kohlendioxid (CO<sub>2</sub>), Stickoxiden (NO und NO<sub>2</sub>, zusammengefasst als NO<sub>x</sub>), und Wasserdampf (H<sub>2</sub>O) haben in der Troposphäre und der unteren Stratosphäre eine zwei- bis vierfache stärkere Treibhauswirkung als die gleiche Menge abgegebener Schadstoffe am Boden (IPCC 1999). Eine Verlagerung des Schadstoffausstoßes vom System Flugzeug an den Boden ist somit sinnvoll, sofern ein emissionsloser Flug technisch möglich ist.

## 2.2 Erdölressourcen vs. Ölpreis

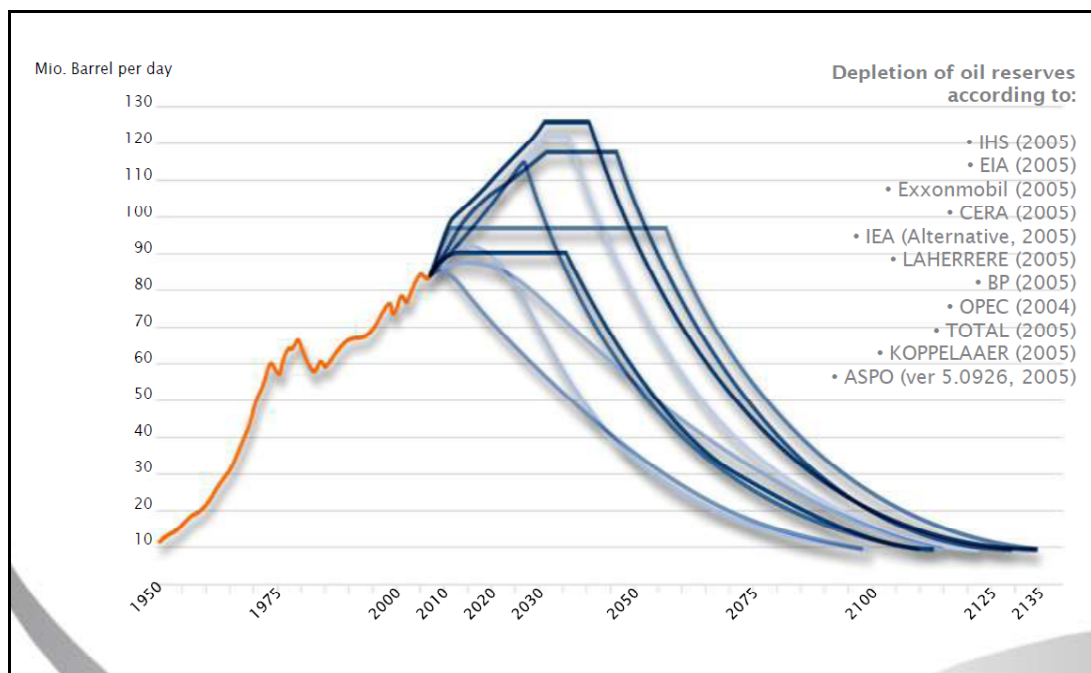
Eine nicht zu bestreitende Tatsache ist, dass Erdöl eine endliche Ressource ist. Gestritten wird nur über den Zeitraum, wie lange die weltweiten Vorräte noch reichen werden. Für den Luftverkehr bedeutet dies, dass Kerosin langfristig knapper und teurer wird. Bereits in den vergangenen Jahren ist der Rohölpreis stetig gestiegen. Auf Grund von Sicherheitsrisiken in den Öl produzierenden Regionen und durch den wachsenden Rohölbedarf in aufstrebenden Länder wie Indien und China, könnten die Preise für Rohöl in der Zukunft erneut stark steigen, sobald die Finanzkrise überwunden ist. Die psychologisch wichtige Grenze von 100 \$ pro Barrel wurde bereits im Januar 2008 überschritten und im Juli 2008 ein vorläufiges Rekordhoch von 145,10 \$ je Barrel erreicht. Da der Preis von Kerosin direkt an den Preis von Rohöl gekoppelt ist, sind auch die Preise für Kerosin kontinuierlich gestiegen. Beim Jahreswechsel 2007 zu 2008 lag der Kerosinpreis bei 850 \$/t und im Juli 2008 bei 1430 \$/t.



**Bild 2.2** aktuelle und vorhergesagte Ölproduktion nach Regionen (Szodruich 2006)

Die wichtigsten der heutzutage bekannten 42.000 Ölfelder sind bereits vor 50 Jahren entdeckt worden. Dabei bergen die größten seither gefundenen 400 Ölfelder mehr als 75 % des weltweiten Vorkommens (Waltner 2008). Seit den 1960 Jahren gehen die jährlichen Ölfunde kontinuierlich zurück. Seit 1981 verbraucht die Welt mehr Öl als die Geologen neu entdecken, das bedeutet das der heutige Bedarf überwiegend aus erschlossenen Quellen gedeckt wird (Aspo 2008). Spektakuläre Neufunde sind laut der Bundesanstalt für Geowissenschaften und Rohstoffe (BGR) nicht mehr zu erwarten. Weitergehend ist laut Aussagen der BGR die Fördermenge zum ersten Mal seit 2003 nicht gestiegen, siehe Abbildung 2.2. Die Hälfte der verfügbaren Erdölressourcen werden im Jahr 2020 aufgebraucht sein, so die BGR (BGR 2007). Nach Schätzungen der IEA (Internationalen Energie-Agentur) ist Rohöl noch bis zum Jahr 2030 sicher verfügbar (IAE 2008). Einige Energieunternehmen und Branchenverbände sehen diesen Sachverhalt optimistischer und gehen von einer Verfügbarkeit bis 2050 aus. Der Ener-

giekonzern TOTAL hingegen glaubt, dass die Abschätzungen der IEA zu optimistisch sind. Er geht von einer sicheren Verfügbarkeit bis zum Jahr 2020 aus (**Spiegel 2008**). Diese Aussage gleicht jener der BGR. Durch die Aussagen des Energiekonzerns TOTAL und des BGR werden pessimistische Stimmen bestärkt, welche von einer Reduzierung der Fördermengen in der ersten Hälfte des 21. Jahrhunderts ausgehen und auf die sogenannte Peak-Oil-Theorie des Geologen M. King Hubbert verweisen. Die Theorie besagt, dass bei dem bestehenden stetig ansteigenden Bedarf nach Erdöl die weltweite Erdölförderung ab einem bestimmten Zeitpunkt, dem Peak, nicht weiter gesteigert werden kann und somit das Gleichgewicht von Angebot und Nachfrage aus dem Gleichgewicht gerät. Die unausweichliche Konsequenz ist, dass der Ölpreis auf Grund einer Verknappung steigt. Abbildung 2.3 zeigt verschiedene Berechnungen basierend auf der Peak-Oil-Theorie, wie lange Öl noch verfügbar sein wird.



**Bild 2.3** Verschiedene Berechnungen zur Peak-Oil-Theorie (**BHL 2008**)

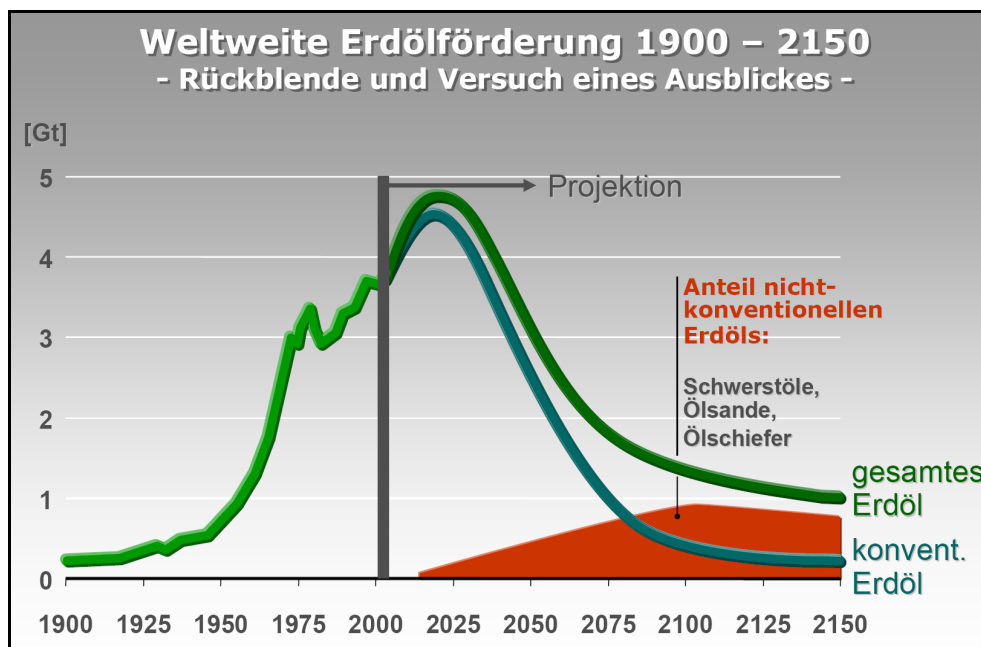
Die Nachfrage nach Erdöl zeigt langfristig gesehen eindeutig einen ansteigenden Trend. Der globale Rohölverbrauch hat sich seit 1970 nahezu verdoppelt und der Kerosinverbrauch verfünffacht. In Betracht des kontinuierlichen Wachstums des Luftverkehrs und dem sich stark entwickelnden asiatischen Markt ist ein Ende des steigenden Verbrauches nicht in Sicht. Die Entwicklung im asiatischen Raum ist dabei ein besonderes Phänomen. China war bis 1992 noch Netto-Exporteur von Rohöl. Mittlerweile ist China der zweitgrößte Erdöl-Konsument hinter den USA (**Lufthansa 2007**). Die stark wachsende Wirtschaft in Indien hat eine weitere unvorhergesehenen Ölnachfrage geschaffen. Der Trend, dass immer mehr Länder Öl benötigen, schlägt sich auch auf einen weltweit höheren Kerosinverbrauch nieder.

Für den momentanen steigenden, bzw. schwankenden Ölpreis ist nicht nur die erhöhte Nachfrage verantwortlich, sondern es sind weitere Faktoren wie Spekulationen an der Börse zu be-

achten. Die Angst vor einem möglichen Angebotsengpass lässt die Preise bereits ansteigen, bevor der Rohstoff tatsächlich knapper wird. Raffineriekapazitäten stellen einen weiteren wichtigen Faktor bei der Preisbildung am Ölmarkt dar. In vielen Bereichen der Erde, stehen zu wenig Raffinerien zu Verfügung, um den Bedarf des lokalen Marktes, z.B. in den USA, zu decken. Die Folge ist, dass es vermehrt zu Aufkäufen von fertig produzierten Ölprodukten kommt, wodurch die genannten Spekulationen vorangetrieben werden (**Lufthansa 2007**).

Konkret gibt es einen Engpass bei der Umwandlung schwerer Produkte in das leichtere Kerosin. Zu beachten ist dabei, dass sich diese Situation langfristig noch verschärfen könnte, da Erdöl nicht gleich Erdöl ist. Es gibt schweres Erdöl und leichtes Erdöl. Die großen Rohölvorkommen im Mittleren Osten bestehen fast ausschließlich aus schwereren Sorten, aus denen im Verhältnis weniger leichte Kraftstoffarten, wie Kerosin, gewonnen werden können. Sobald die leichten Ölsorten wie West Texas Intermediate oder Brent knapper werden, wird der Preis für Kerosin ansteigen, da das Angebot sinkt (**Lufthansa 2007**).

Die Kombination aus einem steigendem Ölpreis und einem technischen Fortschritt bei den Fördermethoden stellt eine Chance da, dass die Ausbeutung bisher unwirtschaftlicher Vorkommen, wie z.B. Ölsande und Ölschiefer, wirtschaftlich sinnvoller wird. Hierdurch könnte eine sinkende Förderung aus den konventionellen Reserven etwas abgemildert, jedoch nicht kompensiert werden, wie Abbildung 2.4 zeigt (**BGR 2007**).



**Bild 2.4** Weltweite Erdölförderung (Gerling 2005)

## 3 Stand der Antriebstechnik

### 3.1 Grundlagen der Schuberzeugung bei Flugzeugen

Durch die Impulswirkung, indem Luft entgegengesetzt zur Flugrichtung beschleunigt wird, wird Schub bei Luftfahrzeugen erzeugt. Die Impulswirkung basiert auf dem Rückstoß- oder Reaktionsprinzip, d.h. auf dem 3. Axiom von Newton „*actio = reactio*“.

*„Kräfte treten immer paarweise auf. Übt ein Körper A auf einen anderen Körper B eine Kraft aus (actio), so wirkt eine gleichgroße, aber entgegen gerichtete Kraft von Körper B auf Körper A (reactio).“ (Wikipedia 2008)*

Das Gesetz besagt, dass jede Kraft, welche auf einen Körper einwirkt, eine genauso große Kraft in die entgegengesetzte Richtung erzeugt. Als einfaches Beispiel kann ein aufgeblasener Luftballon herangezogen werden. Wird dieser losgelassen, strömt die Luft aus der Luftballonöffnung aus und erzeugt dabei eine Kraft. Diese Kraft, welche der Luftballon auf die Luft ausübt, führt zu einer entgegengesetzten Kraft auf den Luftballon, welche als Schubkraft wahrgenommen wird. Die Größe der Schubkraft wird durch die Masse  $m$  und die Geschwindigkeit  $c$  der ausströmenden Luft beeinflusst. Umso größer die Luftmasse  $m$  oder die Geschwindigkeit  $c$  ist, desto größer ist die Schubkraft.

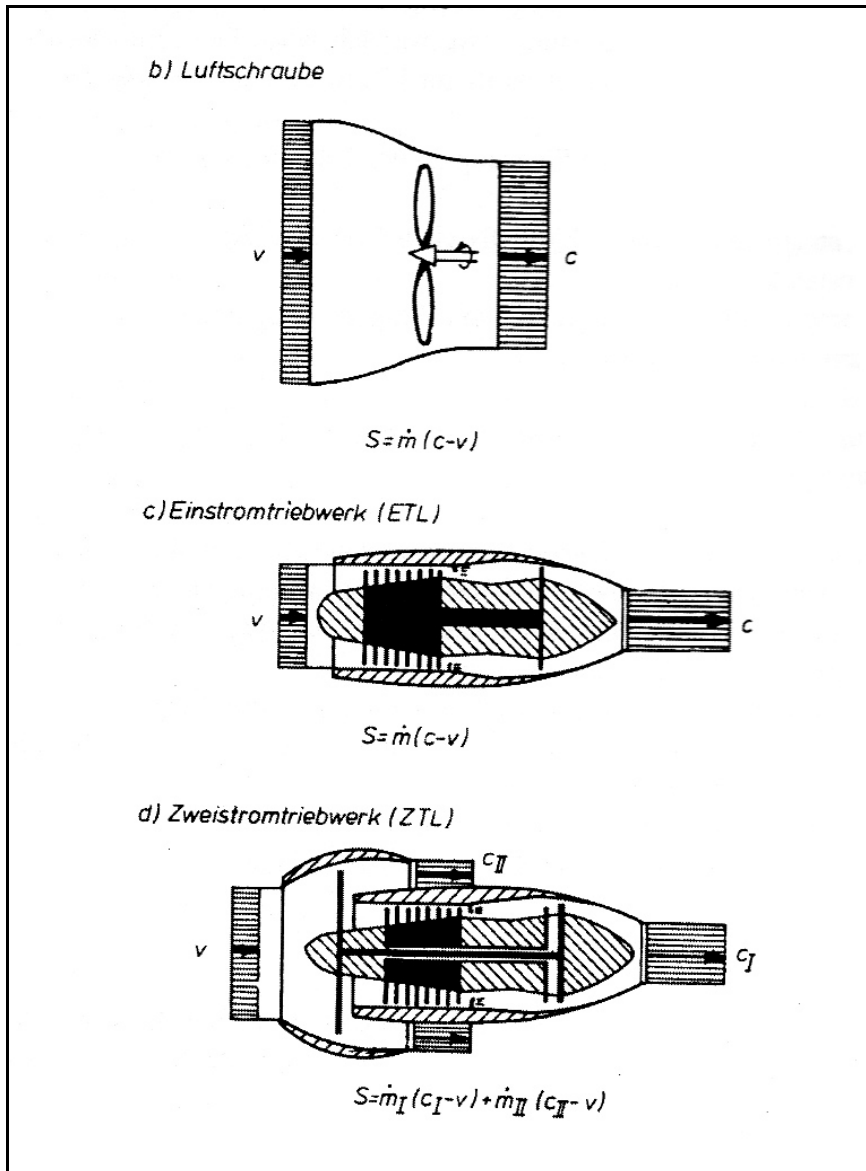
Die Schubkraft  $F$ , physikalisch der Impuls von Flugzeugen, kann bei Übertragung des Prinzips durch Formel 3.1 ermittelt werden.

$$F = \dot{m}(c - v) \quad (3.1)$$

Dabei steht  $(c-v)$  für den Geschwindigkeitszuwachs der Luft und stellt die Differenz zwischen der Austritts- und Eintrittsgeschwindigkeit der Luft dar. Damit Schub erzeugt wird, muss die Austrittsgeschwindigkeit größer sein als die Eintrittsgeschwindigkeit. Die Aufgabe eines Triebwerkes besteht also darin, Luft zu beschleunigen.

Die Beschleunigung der Luft kann auf unterschiedlicher Art geschehen. Abbildung 3.1 zeigt die grundsätzlichen Möglichkeiten der Schuberzeugung. Der Propeller (Luftschraube) beschleunigt die Luft rein mechanisch durch seine Propellerblätter. Die mechanische Energie wird durch eine Wärmekraftmaschine, wie Kolbenmotor oder Gasturbine, zur Verfügung gestellt (**Schesky 2003**). Beim Einstromtriebwerk, auch als ETL, TL oder Strahlleistungstriebwerk bezeichnet, erfolgt die Schuberzeugung mit Hilfe einer thermischen Beschleunigung. Diese Beschleunigung wird durch eine Gasturbine, welche auf der Basis eines thermodynamischen Kreisprozesses einen schnellen Gasstrahl produziert, erzeugt (**Schesky 2003**). Beim Zweistromtriebwerk, auch ZTL oder Turbofantriebwerk genannt, handelt es sich um ein Ein-

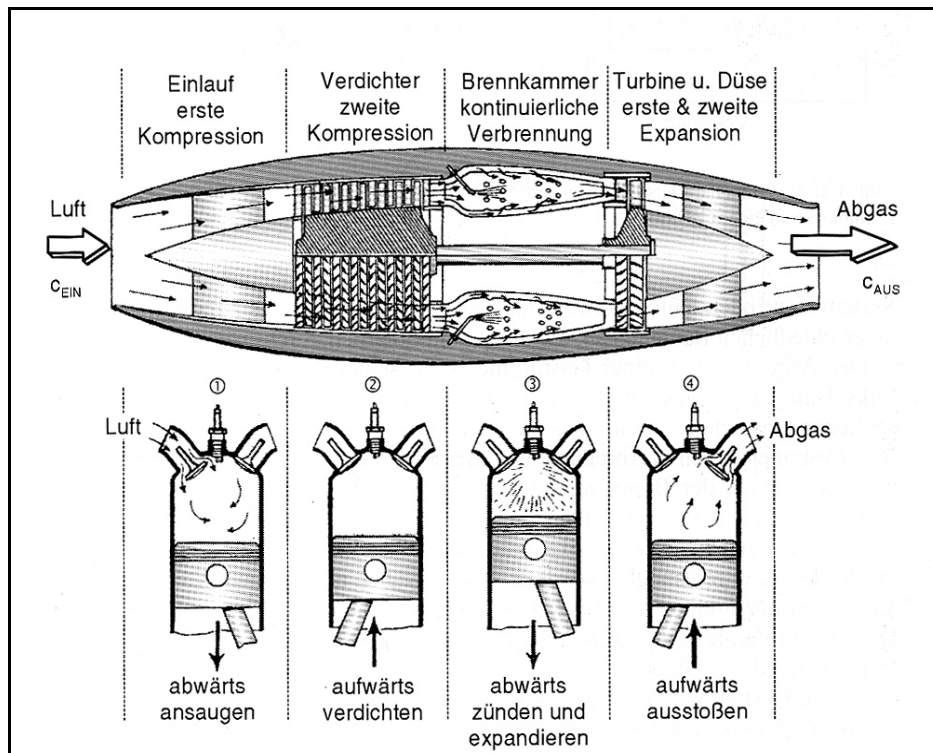
stromtriebwerk mit einem vorgeschalteten Fan (Propeller). Der Schub wird durch den Fan und den ausströmenden Gasstrahl erzeugt (Schesky 2003).



**Bild 3.1** Grundsätzliche Möglichkeiten der Schubzeugung (Schesky 2003)

Gastrubinen haben sich gegenüber dem Kolbenmotor durchgesetzt, siehe auch Kapitel 3.4. Auf Grund ihrer rotierenden Bauteile ermöglichen Gasturbinen gleichförmige kontinuierliche Strömungs- und Verbrennungsvorgänge, welche vibrationsarm sind. Kolbenmotoren hingegen arbeiten intermittierend und verursachen auf Grund der sich hin- und herbewegenden Bauteile Vibrationen (Bräunling 2007). Abbildung 3.2 zeigt einen schematischen Vergleich der Vorgänge im Kolbenmotor und in einer Gasturbine, bzw. in einem Strahltriebwerk. Beim Kolbenmotor trägt von den vier Takten, Ansaugen, Komprimieren, Verbrennen und Ausstoßen, nur das Verbrennen zur Arbeitsabgabe bei. Durch die kontinuierliche Verbrennung bei Gasturbinen ist es möglich, dass die vier Takte gleichzeitig zur Energiegewinnung beitragen. Es kann mehr Kraftstoff in einer kürzeren Zeit verbrannt werden. Die Leistungsabgabe ist somit

bei gleicher Maschinengröße höher, womit das Leistungsgewicht von Strahltriebwerken deutlich größer wird als von Kolbenmotoren (**Bräunling 2007**).



**Bild 3.2** Vergleich von Strahltriebwerk und Kolbenmotor (**Bräunling 2007**)

## 3.2 Funktionsweise von Strahltriebwerken

Die grundlegende Funktionsweise eines Strahltriebwerkes basiert auf der Realisierung eines Kreisprozesses mit den vier Arbeitsschritten: Komprimierung, Erwärmung, Expansion und Ausstoßen des Luftgasgemisches. Strahltriebwerke basieren auf dem Joule-Kreisprozess, auch Gleichdruckprozess genannt (**Bräunling 2007**). Über die Qualität des Kreisprozesses trifft der thermische Wirkungsgrad eine Aussage, welcher durch das Verhältnis von verfügbarer zu zugeführter Energie definiert ist. Genauer gesagt, wie viel der zugeführten Wärmeenergie in Schub umgewandelt wird. Abbildung 3.3 zeigt den Joule Kreisprozess im Vergleich zum Otto-Kreisprozess von Kolbenmotoren.

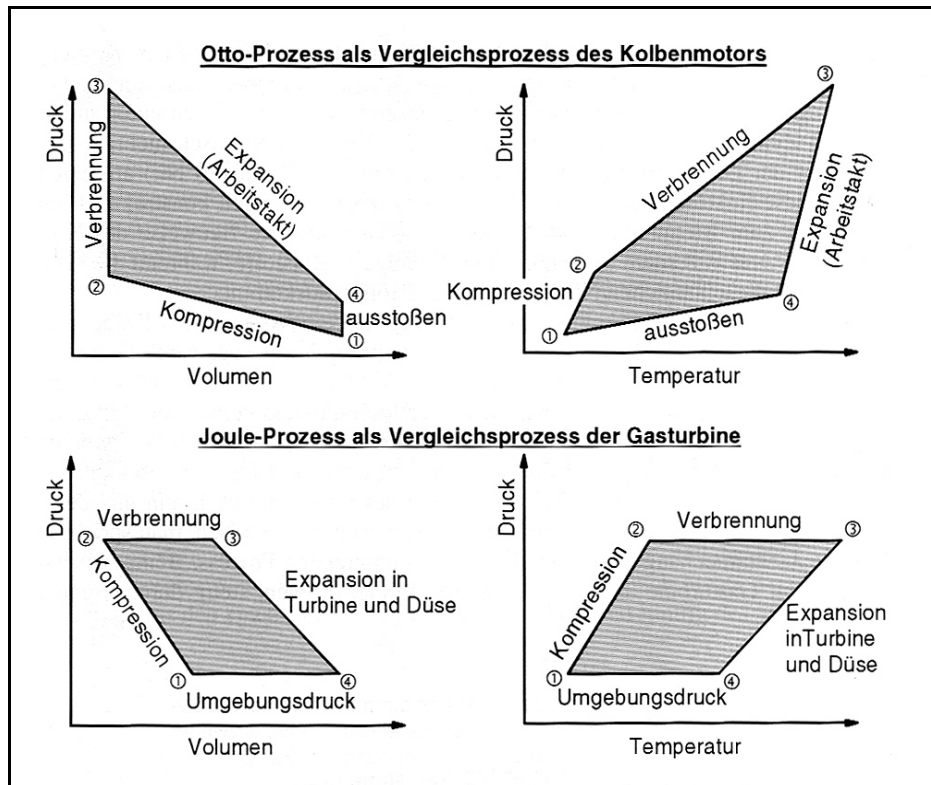
Der idealisierte Joule-Kreisprozess besteht aus zwei Isentropen und zwei Isobaren. Zur Realisierung tragen folgende Bauteile bei, welche das Kerntriebwerk bilden. Der Aufbau des Kerntriebwerkes ist bei allen Strahltriebwerkstypen gleich.

§ Lufteinlauf

§ Ein- oder mehrstufiger Verdichter



- § Brennkammersystem
- § Ein- oder mehrstufige Turbine
- § Schubdüse



**Bild 3.3** Vergleich Otto-Kreisprozess und Joule Kreisprozess (**Bräunling 2007**)

Über den Lufteinlauf, welcher aerodynamisch so gestaltet ist, dass beim Eintritt der Luft die Reibungsverluste möglichst gering gehalten werden, saugt der Verdichter aus der Umgebung Luft an. Der Luftdurchsatz ist abhängig von der Drehzahl des Triebwerks, der Dichte der Umgebungsluft und von der Fluggeschwindigkeit (**Bräunling 2007**). Im Verdichter wird die Luft durch Kompressor-Stufen, bestehend aus Rotor und Stator in axialer Richtung hintereinander angeordnet, komprimiert (Schritt 1 – 2). Durch die Rotorscheufeln wird Luft durch die Statorschaufeln gepresst, deren Profilierung ein Zurückströmen verhindert. Dadurch wird die Luft hinter jeder Stufe um ca. weitere 20% verdichtet (**Schesky 2003**). Die verdichtete Luft wird anschließend in die Brennkammer gedrückt. In der Brennkammer entsteht durch das Einspritzen von Kraftstoff ein Kraftstoff-Luftgemisch, welches kontinuierlich verbrannt wird (Schritt 2 – 3). Die Brennkammer besteht aus einem Flammrohr, welches von einem kühlenden Nebenstrom umgeben ist (**Schesky 2003**). Durch den Verbrennungsvorgang wird der Druck und die Temperatur des Luft-Gasgemisches angehoben und damit die Energie erhöht. Diese Energie gibt das heiße Luft-Gasgemisch in der anschließenden Turbine durch Expansion zur Gewinnung von mechanischer Energie an die Laufschaufeln ab (Schritt 3 – 4). Die Turbine wird durch den erzeugten Reaktionsdruck in Bewegung gesetzt. Da Verdichter und Turbine auf einer Welle sitzen, treibt die Turbine mit ca. 60 % der gewonnenen Energie den

Verdichter an. Die restlichen 40 % dienen zur Erzeugung von Schub (**Schesky 2003**). Nach der Turbine gelangt der Gasstrom in die Schubdüse.

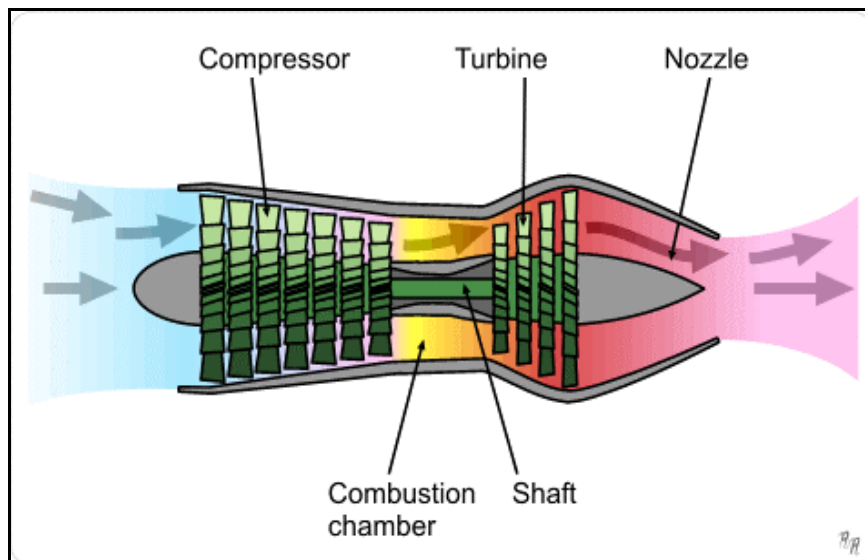
### 3.3 Heutige Strahltriebwerkstypen

Das Strahltriebwerk hat sich, wie bereits in Kapitel 3.1 erwähnt, aus verschiedenen Gründen als Antrieb für Verkehrsflugzeuge durchgesetzt. Bei den heutzutage eingesetzten Strahltriebwerken wird zwischen folgenden Varianten unterschieden:

- § TL - Strahlleistungstriebwerk - Turbojet
- § PTL - Wellenleistungstriebwerk – Turboprop
- § ZTL - Turbofantriebwerk – Turbofan

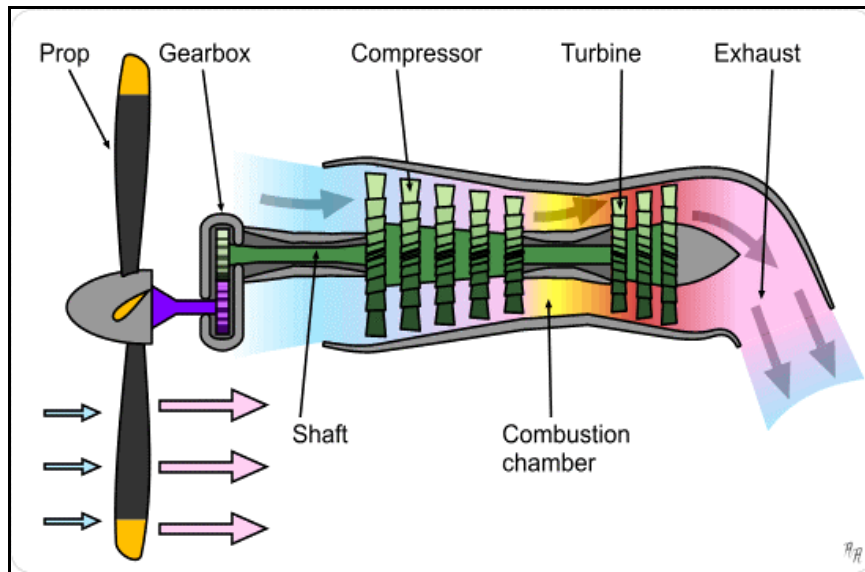
#### 3.3.1 Turbojet

Das Turbojettriebwerk ist die Basis für das PTL und ZTL Triebwerk und ist mit dem in Kapitel 3.3 beschriebenen Kerntriebwerk identisch (**Bräunling 2007**). Abbildung 3.4 zeigt eine schematische Darstellung eines Turbojets.



**Bild 3.4** Schematische Darstellung eines Turbojettriebwerks (**Wikipedia 2009**)

### 3.3.2 Turboprop

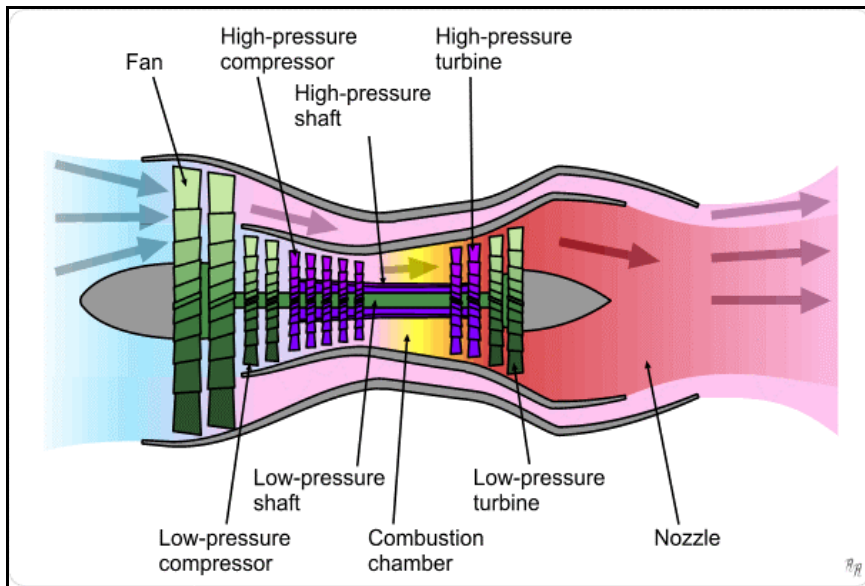


**Bild 3.5** Schematische Darstellung eines Turboproptriebwerks (Wikipedia 2009)

Abgesehen vom Propeller und dem Untersetzungsgetriebe, besteht ein Turboproptriebwerk aus den gleichen Bauteilen wie ein Turbojettriebwerk. Der Propeller liefert ca. 90 % des Schubes. Die restlichen ca. 10% des Schubes ergeben sich aus dem durch die Schubdüse austretenden Abgasstrahl (**Bräunling 2007**). Das Untersetzungsgetriebe sorgt dafür, dass die Drehzahl der Turbine auf die geringere Drehzahl der Luftschaube reduziert wird. Abbildung 3.5 zeigt eine schematische Darstellung eines Turboprops.

### 3.3.3 Turbofan

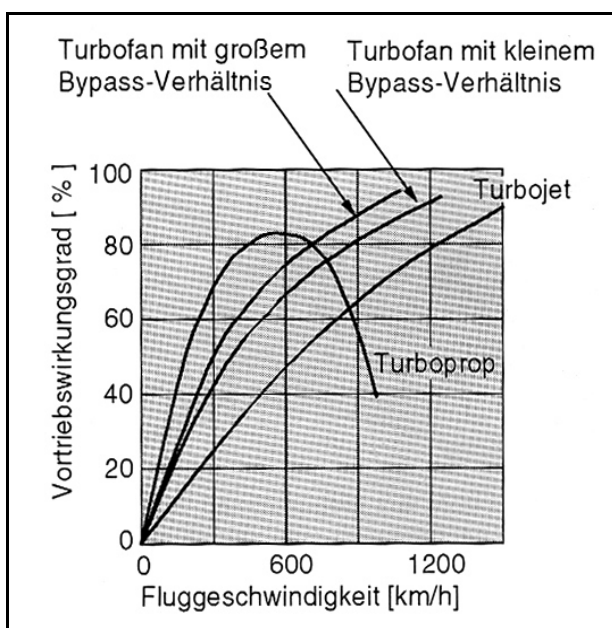
Das Turbofantriebwerk besteht aus zwei Kreisen, einem inneren und einem äußeren. Die Verteilung der Luftmassenströme auf die beiden Kreise wird als Nebenstromverhältnis (BPR) beschrieben. Aufgrund dieser Anordnung wird nur ein Teil der angesaugten Luft in den inneren Kreis gedrückt, der Rest fließt als Kaltluftstrom wie ein Mantel außen um das Kerntriebwerk herum. Aktuell liegt das optimale BPR von Turbofantriebwerken bei etwa 8 bis 9. Der Kaltluftstrom, welcher durch den Fan erzeugt wird, liefert beim Turbofan den größten Anteil, bis zu 80 % des Schubes (**Schesky 2003**). Bestandteile des inneren Kreises sind der Hochdruckverdichter, die Brennkammer und die Hochdruckturbinen. Ein sehr großer Teil der erzeugten thermischen Energie des inneren Kreises wird dabei von der Turbinen aufgenommen (**Bräunling 2007**). Der äußere Kreis besteht aus einer, dem Hochdruckverdichter vorgeordneten Gebläsestufe, welche sich aus dem Niederdruckverdichter und dem Fan zusammensetzt, sowie der Niederdruckturbinen. Abbildung 3.6 zeigt eine schematische Darstellung eines Turbofans.



**Bild 3.6** Schematische Darstellung eines Turbofantriebwerks (Wikipedia 2009)

### 3.4 Vortriebwirkungsgrad – entscheidender Parameter

Es kommen aktuell drei verschiedene Strahltriebwerksvarianten zur Anwendung, da jede Variante bei einer anderen Fluggeschwindigkeit einen optimalen Vortriebwirkungsgrad aufweist. Der Vortriebwirkungsgrad ist durch das Verhältnis von in Schub umgesetzter Energie zu verfügbaren Energie definiert. Abbildung 3.7 zeigt, dass Turbojets eine Effizienzgrenze bei 600 km/h aufweisen und Turbojet Triebwerke erst bei sehr hohen Geschwindigkeiten effizient werden. Folgende Darlegungen zeigen den Grund dafür.



**Bild 3.7** Vergleich der Vortriebwirkungsgrade von Strahltriebwerken (Bräunling 2007)

Der Vortriebwirkungsgrad  $\eta_v$  ist definiert durch die Formel 3.2.

$$\eta_v = \frac{2}{1 + \frac{c}{v}} \quad (3.2)$$

Die Formel sagt aus, dass durch eine kleine Geschwindigkeitsdifferenz ( $c-v$ ) eine Erhöhung des Vortriebwirkungsgrades erreicht werden kann. Wird die Düsenaustrittsgeschwindigkeit  $c$  reduziert, sinkt jedoch nach Formel 3.1 der produzierte Schub  $F$ . Um diesen Effekt auszugleichen kann die Eintrittsfläche erhöht werden, bzw. der Luftmassenstrom  $m$  gesteigert werden (**Bräunling 2007**).

Ein Propeller bewegt einen großen Luftstrom  $m$  bei einer sehr kleinen Veränderung der Geschwindigkeit ( $c-v$ ) des Luftstromes. Umso kleiner die Geschwindigkeitsveränderung, desto besser ist der Vortriebwirkungsgrad nach Formel 3.2 (**Anderson 1999**). Ein reiner Propellerantrieb, angetrieben von einem Kolbenmotor ist somit die effizienteste Antriebsform. Die benötigte Leistung  $P_{\text{Prop}}$  zum Antrieb eines Flugzeuges mittels Propeller lässt sich durch Formel 3.3 berechnen, wenn der Widerstand  $c_w$ , Propellerwirkungsgrad  $\eta_p$ , die Fluggeschwindigkeit  $v$  und die bespülte Oberfläche  $O$  bekannt sind (**Bräunling 2007**).

$$P_{\text{Prop}} = \frac{c_w}{\eta_p} \frac{\rho}{2} \cdot O \cdot v^3 \quad (3.3)$$

Der Propellerwirkungsgrad  $\eta_p$  nimmt mit steigender Fluggeschwindigkeit  $v$  ab, der Widerstand  $c_w$  erhöht sich. Somit nimmt die Antriebsleistung  $P_{\text{Prop}}$  für einen Propeller proportional zur dritten Potenz der Fluggeschwindigkeit zu, wie aus Formel 3.3 hervorgeht. Die benötigte Leistung für mittlere Geschwindigkeiten, wie z.B. 22100 kW bei einer ATR 72, könnte mit einem Kolbenmotor, sofern dies überhaupt möglich wäre, auf Grund des schlechten Leistungsgewichts von 1,5 kW/kg nicht sinnvoll erzeugt werden, da die Motoren zu groß und zu schwer wären (**Bräunling 2007**).

Der Turboprop ist eine direkte Kombination von Propeller und Strahltriebwerk. Durch das Strahltriebwerk konnte die Leistungsgrenze überwunden werden. Ab einer Fluggeschwindigkeit von 600 km/h nehmen die Verluste bei einem Turboprop auf Grund von hohen Blattspitzengeschwindigkeiten stark zu. Zu hohe Blattspitzengeschwindigkeiten lassen auf Grund von Ablösungen den Propellerwirkungsgrad dramatisch sinken. Turboprops werden daher nur im mittleren Geschwindigkeitsbereich eingesetzt (**Anderson 1999**).

Im Gegensatz zum Turboprop produziert ein Turbojet Schub durch eine große Beschleunigung der Luft ( $c-v$ ) bei einer kleinen Luftmasse  $m$ . Nach Formel 3.2 ist der Vortriebwirkungsgrad eines Turbojets im mittleren Geschwindigkeitsbereich somit kleiner als beim Turboprop.

Der Turbojet findet folglich fast ausschließlich bei Überschallflugzeugen eine Anwendung, da er den geringsten spezifischen Verbrauch bei hohen Geschwindigkeiten aufweist. Klare Nachteile sind die starken Geräuschemissionen und der sehr hohe spezifische Verbrauch im mittleren Geschwindigkeitsbereich (**Bräunling 2007**).

Der Turbofan ist eine Kombination aus Turbojet und Turboprop. Die Kombination macht es möglich, hohe Vortriebwirkungsgrade bei Fluggeschwindigkeiten von 0,85 Mach zu erreichen. Der Turbofan ist daher die ausgewählte Triebwerksvariante für Verkehrsflugzeuge, welche in einem Geschwindigkeitsbereich von 0,72 bis 0,85 Mach fliegen (**Bräunling 2007**). Umso größer das Nebenstromverhältnis ist, umso besser ist der Vortriebwirkungsgrad bei gleicher Geschwindigkeit. Damit die Geschwindigkeitsänderung ( $c-v$ ) möglichst gering bleibt und sich ein guter Vortriebwirkungsgrad ergibt, ist speziell bei Verkehrsflugzeugen die Schubdüse so konstruiert, dass die Gasaustrittsgeschwindigkeit  $c$  möglichst gleich der Reisegeschwindigkeit  $v$  ist (**Schesky 2003**).

### 3.5 Heutiges Schubniveau von Turbofantriebwerken

Aktuelle Turbofantriebwerke können Leistungen bis zu 35 MW für den Start und 20 bis 25 MW für den Reiseflug bei Gesamtwirkungsgraden von 35 bis 40 % generieren. Zusätzlich weisen heutige Triebwerke mit dem Technologiestand vom Jahr 2000 ein Leistungsgewicht von ca. 6 kW/kg auf. Tabelle 3.1 verdeutlicht die Entwicklung des Schubniveaus von ZTL Triebwerken (**Schesky 2003**).

**Tabelle 3.1** Daten und Kennwerte von ZTL Triebwerken (**Schesky 2003**)

	1960	1970	1980	2000	Einheit
spezifische äußere Leistung	2,0 - 2,5	3,5 - 4,0	4,0 - 4,5	5,0 - 5,9	kW/kg
äußere Leistung	5 000	12 000	16 000	35 000	kW
innerer Wirkungsgrad	30 - 35	40 - 45	43 - 47	47 - 49	%
Gesamtwirkungsgrad	20 - 25	25 - 30	30 - 35	36 - 37	%
äußerer Wirkungsgrad	60 - 65	70 - 75	72 - 77	75 - 78	%

Eine Boeing 747 benötigt bei voller Beladung und einem MTOW (Maximum Take Off Weight) von 400 t für den Start eine Leistung von 90 MW. Beim Erreichen des Reisefluges halbiert sich der Energiebedarf auf 45 MW (**b.-university 2008**). Das in dieser Diplomarbeit laut Aufgabenstellung benutzte Referenzflugzeug, eine A320, benötigt ca. 30 MW beim Start und 10 MW für den Reiseflug.

## 4 Entwicklungstendenzen und Potenziale bei Strahltriebwerken

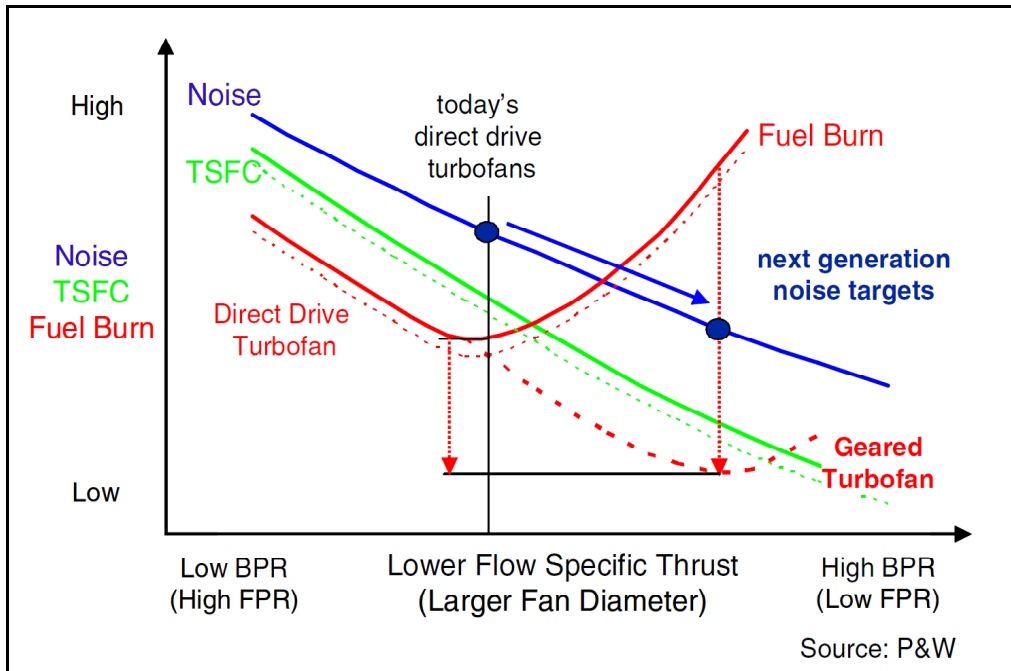
Durch Innovationen wird kontinuierlich versucht den spezifischen Kraftstoffverbrauch (SFC) von Strahltriebwerken zu senken. In den folgenden Unterkapiteln werden die verschiedenen technischen Ansätze zu weiteren Verbesserung und die Effizienzpotenziale erläutert.

### 4.1 Getriebeturbofan

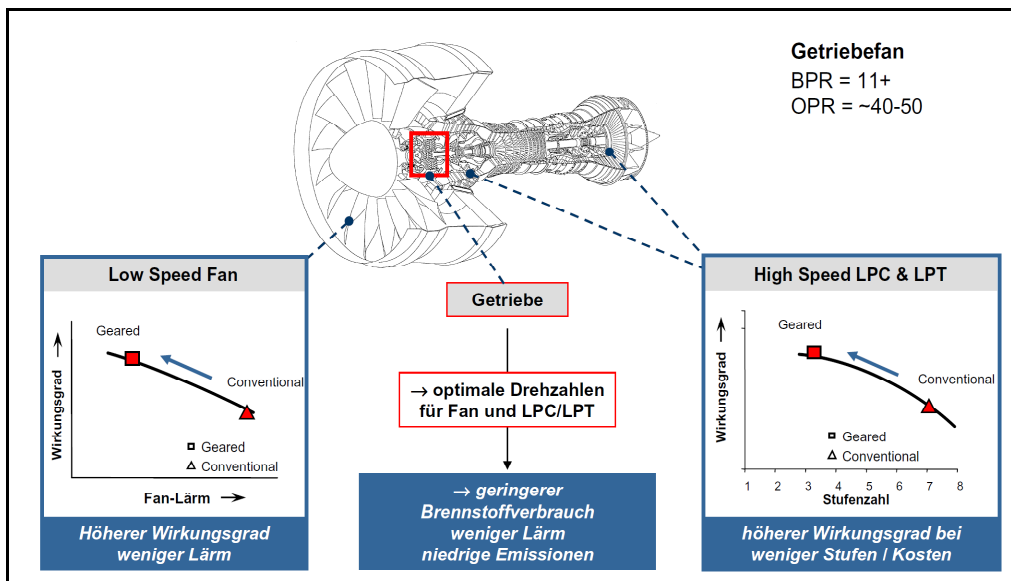
Eine Verbesserung des Vortriebwirkungsgrades und folgend des Gesamtwirkungsgrades kann durch eine Vergrößerung des BPR erreicht werden. Durch eine Erhöhung des Luftstromes  $m$  kann die Austrittsgeschwindigkeit  $c$  des Triebwerkes ohne Schubeinbußen herabgesetzt werden, wodurch nach Formel 3.2 der Vortriebwirkungsgrad ansteigt. Eine Vergrößerung des BPR hat zu Folge, dass der Fandurchmesser und die Blattspitzengeschwindigkeit sehr groß werden. Die Grenze der Blattspitzengeschwindigkeit beträgt ca. 1450 m/s (**Bräunling 2007**). Wird die Geschwindigkeit weiter erhöht, sind Strömungsablösungen und aeroakustische Effekte die Folge. Bei einer starken Erhöhung des BPR muss somit zwangsläufig die Drehzahl des Fans reduziert werden. Normalerweise befindet sich der Fan auf der gleichen Welle wie die Niederdruckturbine. Diese sollte mit einer möglichst hohen Drehzahl betrieben werden, um einen hohen Wirkungsgrad zu erhalten (**Riegler 2007**). Für diesen Zielkonflikt stellt das Konzept des Getriebeturbofans (GTF) laut MTU Aero Engines und Pratt & Whitney eine Lösung dar, da der Fan durch ein Getriebe von der Niederdruckwelle entkoppelt ist. Durch die Entkopplung können beide Komponenten mit ihrer optimalen Drehzahl betrieben werden, d.h. eine schnell drehende Turbine treibt einen langsam drehenden Fan an (**Rüd 2008**). Außerdem entstehen folgende Vorteile (**Riegler 2007, Plohr 2006**):

- § Gewichtsvorteile und reduzierte Produktionskosten durch die Reduzierung der Turbinenstufen auf Grund des erhöhten Wirkungsgrades der Niederdruckturbine
- § Eine weitere Optimierung des Vortriebwirkungsgrades ist möglich, da ein langsam drehender Fan ein geringes Fandruckverhältnis ermöglicht
- § Gewichtersparnis und bessere Integration der Hochdruckturbine durch Reduzierung des Durchmessers der Niederdruckwelle - ermöglicht durch hohe Umfangsgeschwindigkeiten und einen verringerten Drehmoment

Weitergehend wird der Fanlärm durch die niedrigere Fandrehzahl gesenkt, ohne mit der Wirkungsgradanforderung an die Niederdruckturbine in Konflikt zu treten. Abbildung 4.1 und Abbildung 4.2 verdeutlichen die Vorteile des GTF grafisch (**Rüd 2008**).



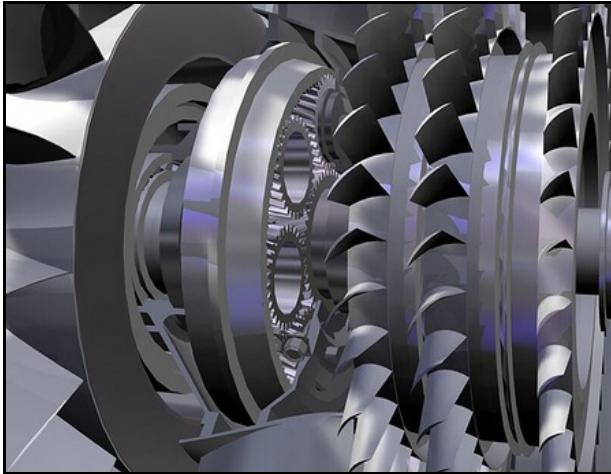
**Bild 4.1** Der GTF als eine Möglichkeit das Nebenstromverhältnis anzuheben (Riegler 2007)



**Bild 4.2** Die konzeptionellen Vorteile des GTF (Rüd 2008)

Durch das Getriebe, siehe Abbildung 4.3, tritt ein mechanischer Verlust auf, wodurch Wärme entsteht. Um das Getriebe zu kühlen, werden sehr große schwere Wärmetauscher benötigt, welche für große Schubklassen auf ihre Zuverlässigkeit erforscht werden müssen (Plohr 2006). Basierend auf dem PW6000 wurde von Pratt & Whitney ein Demonstrator mit der Bezeichnung PW1000G, siehe Abbildung 4.4, mit 28.000 lb Schub entwickelt. Dieser hat seinen ersten Testlauf am 13. November 2007 absolviert und ist inzwischen an einer Boeing 747 und einem Airbus 340-600 getestet worden. Der Demonstrator liegt in der Schubklasse der jetzigen A320 und B737 Triebwerke. Beide großen Hersteller haben bereits geäußert, in der Lage zu sein ein GTF Triebwerk an ihre bestehenden Kurzstreckenflugzeuge integrieren zu können, bzw. mögliche Nachfolgemodelle damit auszurüsten.





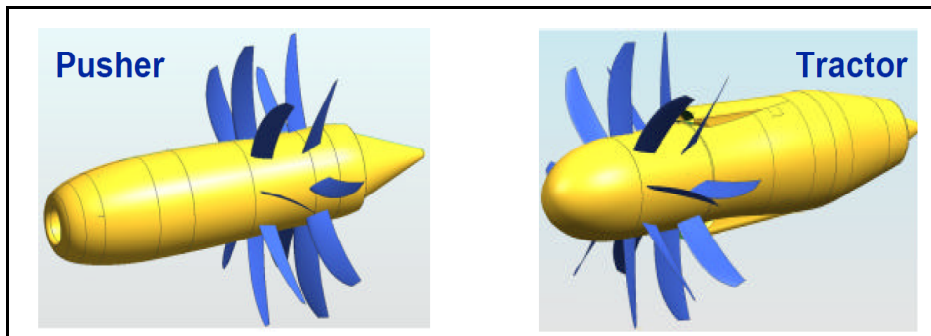
**Bild 4.3** 3D Darstellung des GTF Getriebes (Flightglobal 2008)



**Bild 4.4** GTF PW1000G an einer A340 Testmaschine (Flightglobal 2008)

## 4.2 Open Roter

Der Open Rotor, auch offener Propfan genannt, erlebt momentan eine Renaissance, nachdem er bereits in den achtziger Jahren, als UDF (Unducted Fan) betitelt, in verschiedenen Studien untersucht wurde. Open Rotor Triebwerke setzen im Vergleich zum Turboprop, Turbojettriebwerk und Turbofan insgesamt eine höhere Luftmasse um, wodurch theoretisch Vortriebwirkungsgrade von über 90 % bei Nebenstromverhältnissen größer als 40 erreicht werden können (**Bräunling 2007**). Eine Vergrößerung der Rotorblätter führt auf Grund der fehlenden Ummantelung nicht zu einer Widerstandserhöhung. Dies ist ein Vorteil gegenüber ummantelten Triebwerken (**Richter 2008**).



**Bild 4.5** Gegenüberstellung von „Pusher“ und „Tractor“ Open Rotor (**Richter 2008a**)

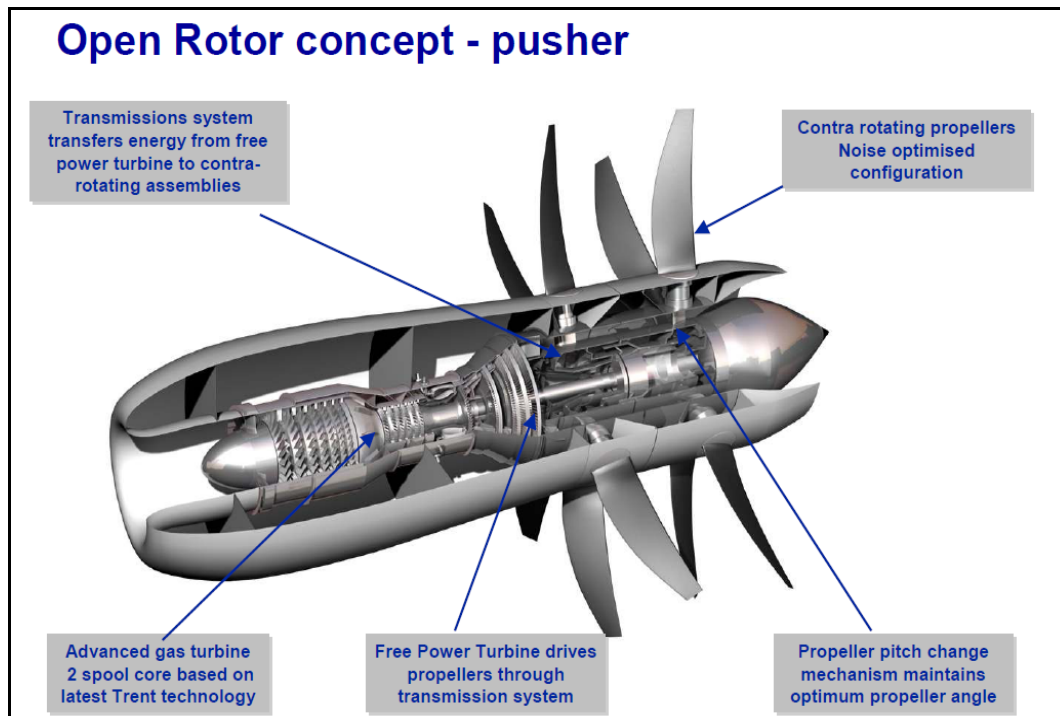
Moderne Auslegungen mit zwei gegenläufigen Fans ermöglichen Fluggeschwindigkeiten bis zu 0,75 Mach und haben einen bessern SFC von 10 bis 25 %, verglichen mit modernen Turbofans (**Richter 2008a**). Ein weiterer Vorteil ist, dass diese Antriebe sowohl als Zugpropeller (tractor), wie auch als Druckpropeller (puscher) konzipiert werden können, wodurch die Integration erleichtert wird, wie Abbildung 4.5 zeigt.

Ein entscheidender Nachteil von Open Rotor Antrieben sind die großen Schallemissionen, insbesondere bei gegenläufigen Propellern, bei denen die hinteren Blätter im Nachlauf des vorderen Propellerkreises operieren müssen. Dies führt neben erhöhten Außen- und Kabinenlärm unter Umständen auch zur Ermüdung benachbarter Strukturen. Dieses Phänomen wurde bei den Demonstrationsflügen mit Propfan-Prototypen Ende der achtziger Jahre entdeckt und war eines der Hauptgründe für die Einstellung der damaligen Entwicklungen auf diesem Gebiet. Die Renaissance dieser Technologie gründet sich vor allem auf der Hoffnung, dass durch die Verwendung der Faserverbundbauweise für Primärstrukturen das Fatigue Problem der damaligen Metallstrukturen elegant umgangen werden kann.

Weitere Herausforderungen des Open Rotors sind (**Richter 2008**):

- § Zuverlässigkeit, Wartungskosten
- § Gewicht (Antrieb und Zelle)
- § Flugzeugintegration, und Zulassung
- § Passagierwahrnehmung / Passagierakzeptanz
- § Hochgeschwindigkeitsakustik und Aerodynamik der Propeller
- § Getriebe inkl. der Wärmeabführung

Abbildung 4.6 zeigt ein von Rolls Royce im Rahmen des Technologieprogramms DREAM entwickeltes Open Rotor Triebwerk.



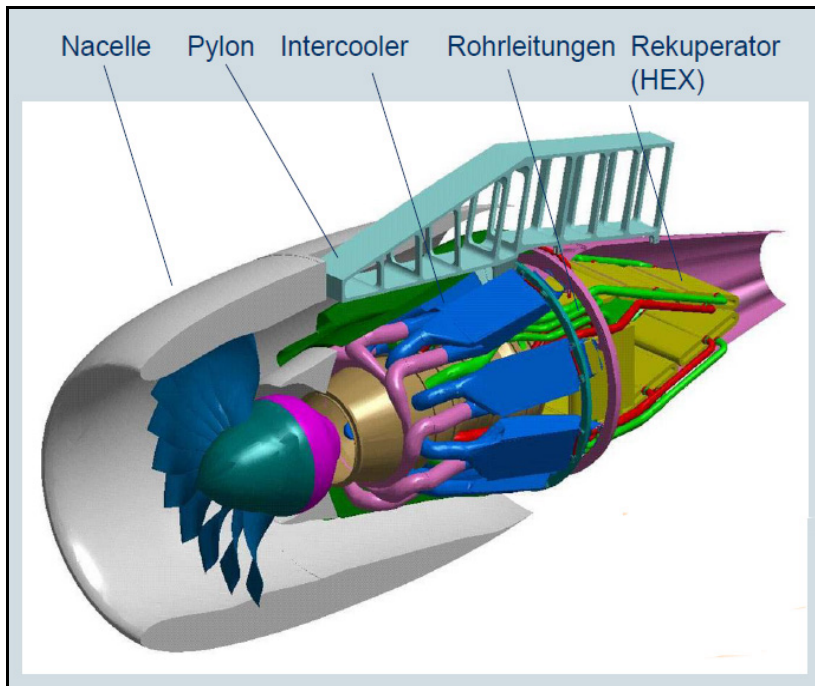
**Bild 4.6** Darstellung eines Open Rotor Triebwerkes (Richter 2008a)

### 4.3 IRA Triebwerkskreisprozess

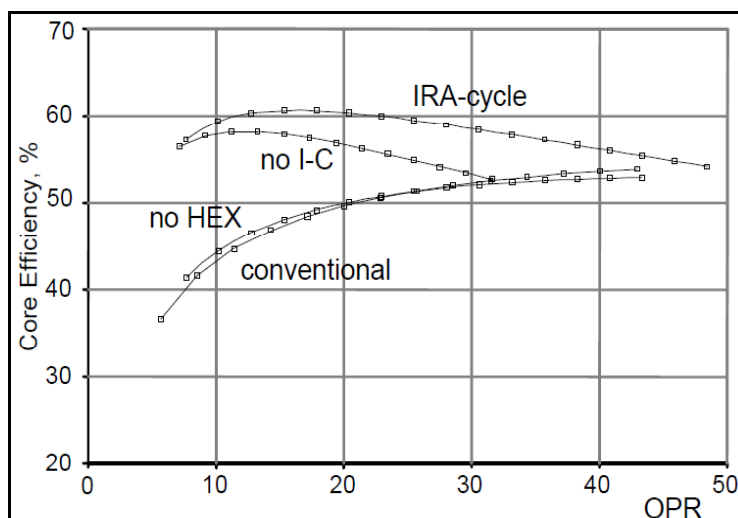
Herkömmliche Strahltriebwerke basieren auf dem Joule-Kreisprozess, wie in Kapitel 3.3 erläutert. Dieser Kreisprozess soll beeinflusst werden, um eine Steigerung des thermischen Wirkungsgrades zu erreichen. In der Vergangenheit konnte der thermische Wirkungsgrad auf Grund der Grenzen des Joule-Kreisprozesses und der verfügbaren Materialien nur sehr gering beeinflusst werden. Eine Möglichkeit den thermischen Wirkungsgrad zu verbessern, stellt der IRA Kreisprozess (Intercooled Recuperative Aero Engine Cycle) dar (Plohr 2006).

Bei Triebwerken mit einem IRA Kreisprozess, wie Abbildung 4.7 zeigt, ist ein Zwischenkühler (blau) und ein Wärmetauscher zur Wärmerückgewinnung (gelb) zwischen dem Niederdruckverdichter (NDV) und dem Hochdruckverdichter (HDV) verbaut. Der Zwischenkühler hat die Aufgabe dem Massenstrom vor dem Eintritt in den Hochdruckverdichter Wärme zu entziehen, indem diese an den kühlen Nebenstrom abgeführt wird. Konkret reduziert die Zwischenkühlung den spezifischen Leistungsbedarf des Hochdruckverdichters, da die benötigte Arbeit des Hochdruckverdichters sich proportional zur reduzierten Verdichtereintrittstemperatur verringert (Boggia 2004). Als positiver Nebeneffekt könnten die Wartungskosten des Hochdruckverdichters auf Grund der verringerten Temperaturen gesenkt werden. Weitergehend wird das Gewicht minimiert, da weniger Stufen benötigt werden und das Kerntriebwerk somit kleiner wird (Donnerhack 2004). Der Wärmetauscher hinter der Turbine entnimmt Wärmeenergie aus dem heißen Abgasstrahl und überführt sie in den Hochdruckbereich vor die

Brennkammer. Die Wärmerückgewinnung wird auf Grund der großen Temperaturdifferenz zwischen der Luft vor und hinter der Brennkammer, bzw. Turbine, ermöglicht (**Boggia 2004**). Durch die Rückgewinnung wird der Massenstrom vor dem Brennkammereintritt vorgeheizt, so dass eine Temperaturerhöhung durch zusätzlichen Kraftstoff nicht mehr erforderlich ist. Dank diese „Vorheizung“ kann das Äquivalent an Kraftstoff eingespart werden, welches sonst erforderlich wäre, um dem Luftstrom dieselbe Energie in der Brennkammer zuzuführen.



**Bild 4.7** 3D Darstellung eines Triebwerkes mit IRA Kreisprozess (**Donnerhack 2005**)



**Bild 4.8** Vergleich von erreichbaren thermischen Wirkungsgraden (**Boggia 2004**)

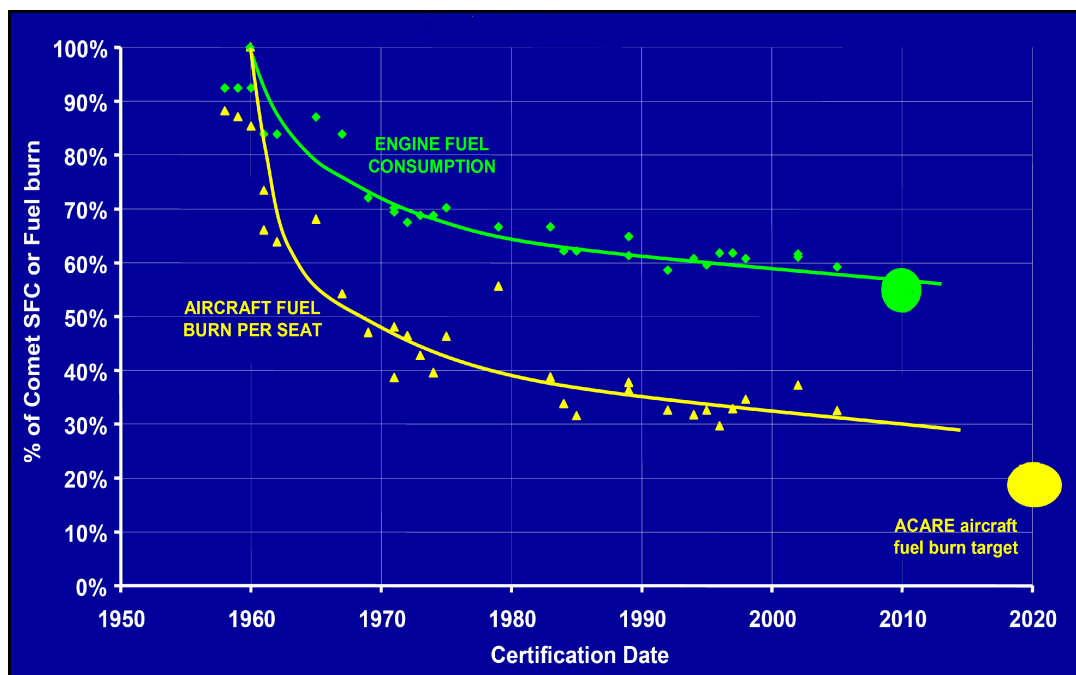
Beide Elemente, Wärmetauscher und Zwischenkühler, können getrennt von einander eingesetzt werden, um den thermischen Wirkungsgrad zu verbessern. Durch die Kombination von Zwischenkühlung und Wärmetauscher kann eine Verbesserung des SFC zwischen 15 bis 20 % erreicht werden (**Donnerhack 2004**). Durch hohe thermische Wirkungsgrade bei geringen

Gesamtdruckverhältnissen wird der Einsatz von High Advanced Low NOx Brennkammertechnologien ermöglicht, die in konventionellen Kreisprozessen mit hohen Gesamtdruckverhältnissen nicht anwendbar wären. Hierdurch ist eine Nox Reduktion von 80 % möglich (**Donnerhack 2004**). Abbildung 4.8 zeigt die bei niedrigen Gesamtdruckverhältnissen erreichbaren Wirkungsgrade des IRA Kreisprozesses und der Einzelanwendung von Zwischenkühlung (no HEX) und Wärmetauscher (no I-C) im Vergleich zum konventionellen Kreisprozess. Außerdem ist erkennbar, dass die Differenz des thermischen Wirkungsgrads zwischen dem konventionellen Joule-Kreisprozess und dem IRA-Kreisprozess mit zunehmendem Gesamtdruckverhältnis abnimmt.

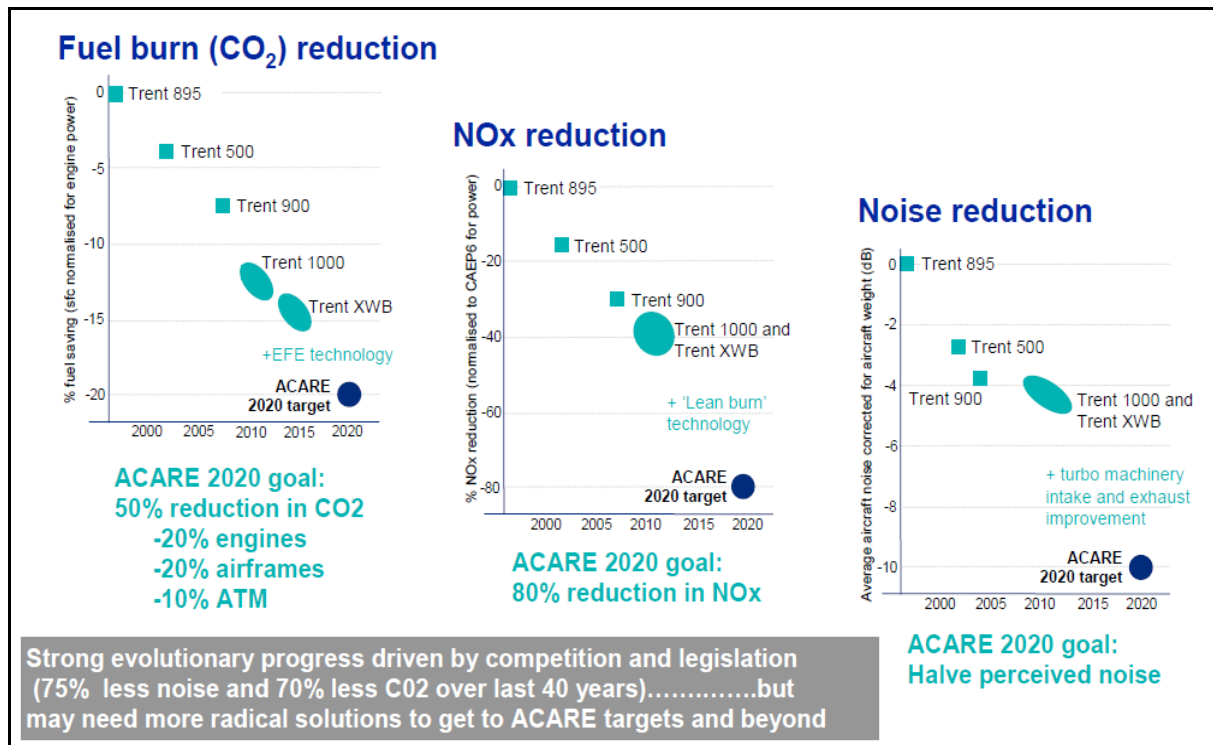
Allerdings sind die enorme Komplexität und das erhöhte Gewicht, welches sich durch die schweren Abgaswärmetauscher ergibt, klare Nachteile des IRA Konzeptes (**Donnerhack 2004**).

#### 4.4 Potenziale und -grenzen von Strahltriebwerken

Durch moderne Flugzeuge konnte die Luftfahrtindustrie den Kraftstoffverbrauch (SFC) von Flugzeugen pro 100 Pkm (Passagierkilometer) im Vergleich zu 1960 um 70% senken, wie Abbildung 4.9 zeigt. Ungefähr zwei Drittel der Verringerung des Kraftstoffverbrauchs gehen auf die Effizienzsteigerung der Triebwerke im Reiseflug zurück (**Richter 2008**). Trotz der erreichten Verbesserungen ist es zum Erreichen der ACARE Ziele immer noch ein anspruchsvoller Weg, für welchen Technologiesprünge nötig sind, wie Abbildung 4.10 zeigt.



**Bild 4.9** Kraftstoffverbrauchsreduzierung durch Entwicklung (**Jupp 2007**)



**Bild 4.10** Die erreichten Verbesserungen im Bezug auf die ACARE Ziele (Richter 2008a)

#### 4.4.1 Erreichbarkeit der Potenziale aus Sicht der Forschung

Die zentrale Frage lautet, inwieweit und durch welche Maßnahmen können die theoretischen minimalen Kraftstoffverbräuche idealisierter Kreisprozesse erreicht werden? Abbildung 4.11 zeigt die idealisierten Kreisprozesse inklusive der dabei theoretisch erzielbaren minimalen Kraftstoffverbräuche im Vergleich zu realen Kreisprozessen moderner Triebwerke. So ist der Kraftstoffverbrauch des GENx-Triebwerkes, welches einen Verbrauch von ungefähr 15 g/kN/s aufweist, bei einem Vortriebwirkungsgrad von 75 % bei  $M=0,82$  in Flughöhe 350 im Vergleich mit einem idealisierten Joule-Kreisprozess, welcher einen Verbrauch von 11 g/kN/s aufweist, um 27 % höher (Plohr 2006).

Das DLR (Institut für Antriebstechnik das Deutsche Institut für Luft- und Raumfahrt) hat sich mit den Potenzialen der Kraftstoff- und Schadstoffreduzierung verschiedener Triebwerkskonzepte befasst. Dargestellt sind die Ergebnisse u.a. in den beiden Berichten „*Influence of the Bypass Ratio on Low Altitude NOx Emission*“ (Hemmer 2007) und „*Aero-Engine Technology to cope with ACARE Goals*“ (Plohr 2006), welche folgend zusammenfassend dargelegt sind.

Für kurz- bis mittelfristige Triebwerkstechnologien wird von der Beibehaltung des bekannten Joule-Kreisprozesses ausgegangen. Zu diesen zählen der GTF, welcher in den Berichten mit

GF bezeichnet ist, und der Turbofan mit gegenläufig drehenden Fan, mit CR betitelt. Als langfristige Technologie wird der IRA Kreisprozess, im DLR Bericht mit IC/R bezeichnet, angesehen. Bei der Berechnung der untersuchten Triebwerkskonfigurationen wurden Technologietrends durch Annahme zukünftiger Triebwerksparameter und Komponentenwirkungsgrade berücksichtigt. Der Referenztechnologiestand ist dabei das Jahr 2000. Die Basisdaten der untersuchten Triebwerkskonfigurationen sind in Tabelle 4.1 und 4.2 dargestellt.

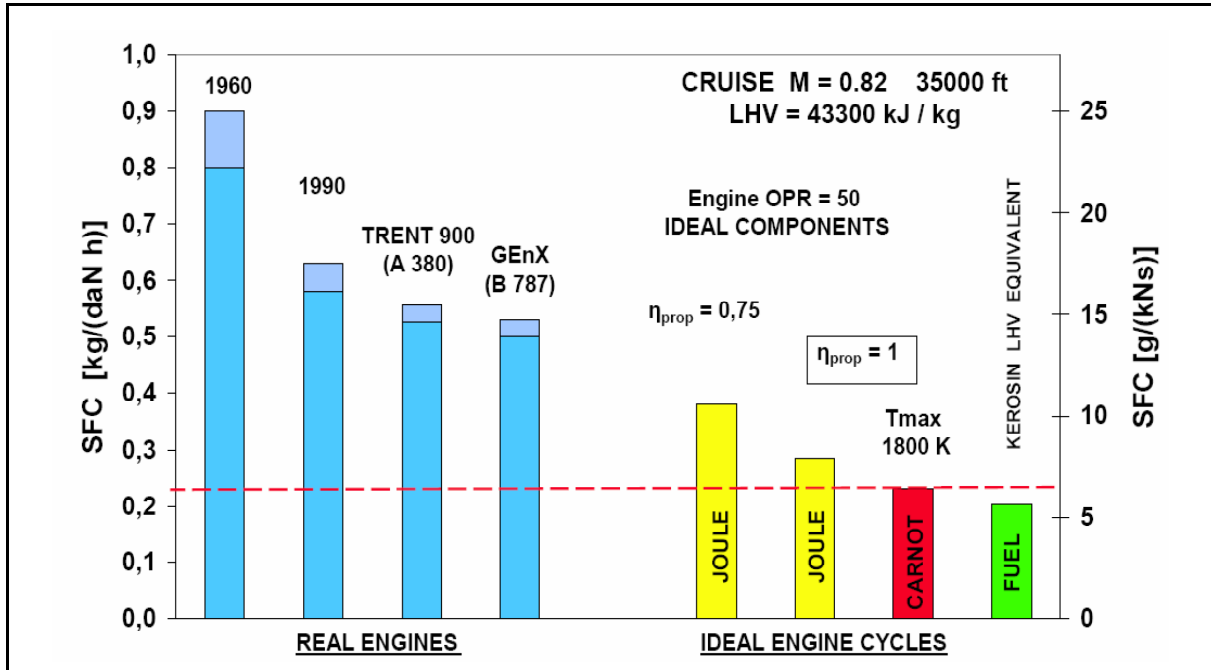


Bild 4.11 Gegenüberstellung von realen Triebwerken und Kreisprozessen (Plohr 2006)

Tabelle 4.1 Basisdaten der untersuchten Triebskonfigurationen nach (Hemmer 2007)

		Reference	GTF14	GTF13	GTF12	CRTF14	CRTF13	CRTF12
OPR	-	35,7	45	45	45	45	45	45
T4	K	1665	1880	1880	1880	1880	1880	1880
FPR	-	1,87	1,4	1,3	1,2	1,4	1,3	1,2
BPR	-	5,1	12,94	16,85	24,57	13,33	17,32	25,2

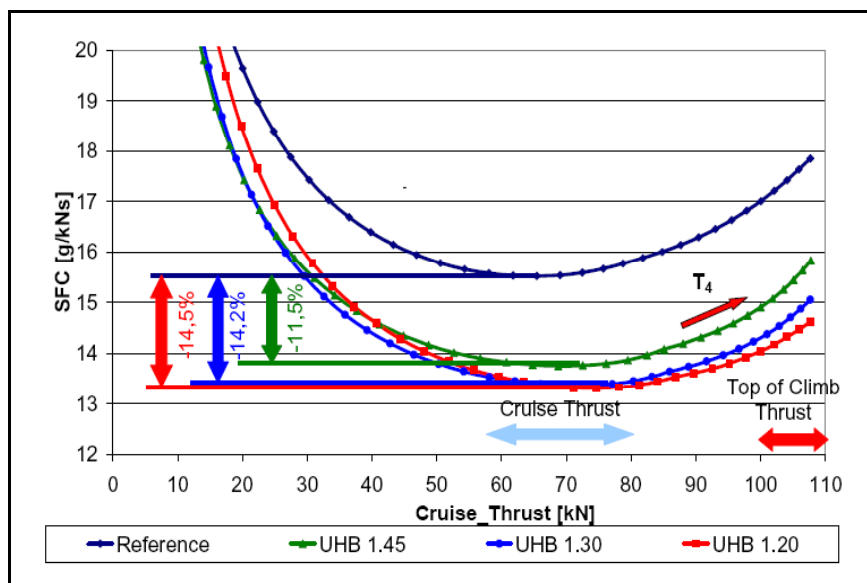
Tabelle 4.2 Basisdaten der untersuchten Triebskonfigurationen nach (Plohr 2006)

		Reference	UHB 1.45	UHB 1.30	UHB 1.20	ICR_53	ICR_65	ICR_75
OPR	-	41	45	45	45	24	24	24
T4	K	1783	1880	1880	1880	1880	1880	1880
FPR	-	1,87	1,45	1,3	1,2	1,3	1,3	1,3
BPR	-	6,1	12	17,3	25	21,2	21,4	22

Aus den Tabellen geht hervor, dass alle untersuchten Triebwerkskonfigurationen große Nebenstromverhältnisse (BPR) von 13 bis 25 variierend, und geringe Fandruckverhältnisse (FPR), von 1,2 bis 1,4 variierend, aufweisen. Wie in Kapitel 3 erläutert, lässt dies auf hohe Vortriebswirkungsgrade schließen. OPR steht für das Gesamtdruckverhältnis und T4 für die Temperatur nach der Brennkammer.

Im Laufe der Untersuchungen durchgeführte Gewichtsabschätzungen haben ergeben, dass Triebwerke mit einem sehr hohen Nebenstromverhältnis (UHB) ein erhöhtes Gewicht von 12 bis 32 % aufweisen, trotz eines kleineren Kerntriebwerkes. Durch die großen Fandurchmesser erhöht sich auch der Gesamtwiderstand des Flugzeuges, teilweise bis um 4 %. Um die Güte eines Triebwerkes zu beurteilen, ist eine Untersuchung der Integrationseffekte unbedingt erforderlich. Bei Triebwerken mit dem IRA Kreisprozess muss davon ausgegangen werden, dass sich das Gewicht fast verdoppeln wird (**Plohr 2006**).

Die Untersuchungen zeigen weitergehend, dass trotz der Gewichtszunahmen eine Reduzierung des spezifischen Kraftstoffverbrauches von 16,1 g/kN/s auf etwa 14 g/kN/s beim GTF und auf ca. 13,4 g/kN/s beim CRTF (Contra Rotating Turbo Fan) möglich ist (**Hemmer 2007**). Dies entspricht einer Reduzierung von 13 % und 17 %. Bei den Triebwerken mit sehr großen Nebenstromverhältnissen (UHB) beträgt die Reduzierung des Kraftstoffbedarfes im Reiseflug 11,5 % bis 14,5 % (**Plohr 2006**), siehe Abbildung 4.12. Während der Startphase liegt der Wert bei 25 % bis 45 %, was auf einen optimaleren Betriebspunkt zurückzuführen ist. Die auf den IRA Kreisprozess basierenden Triebwerke erreichen eine Verbesserung von 16,7 % auf ein SFC von weniger als 13 g/kN/s (**Plohr 2006**).



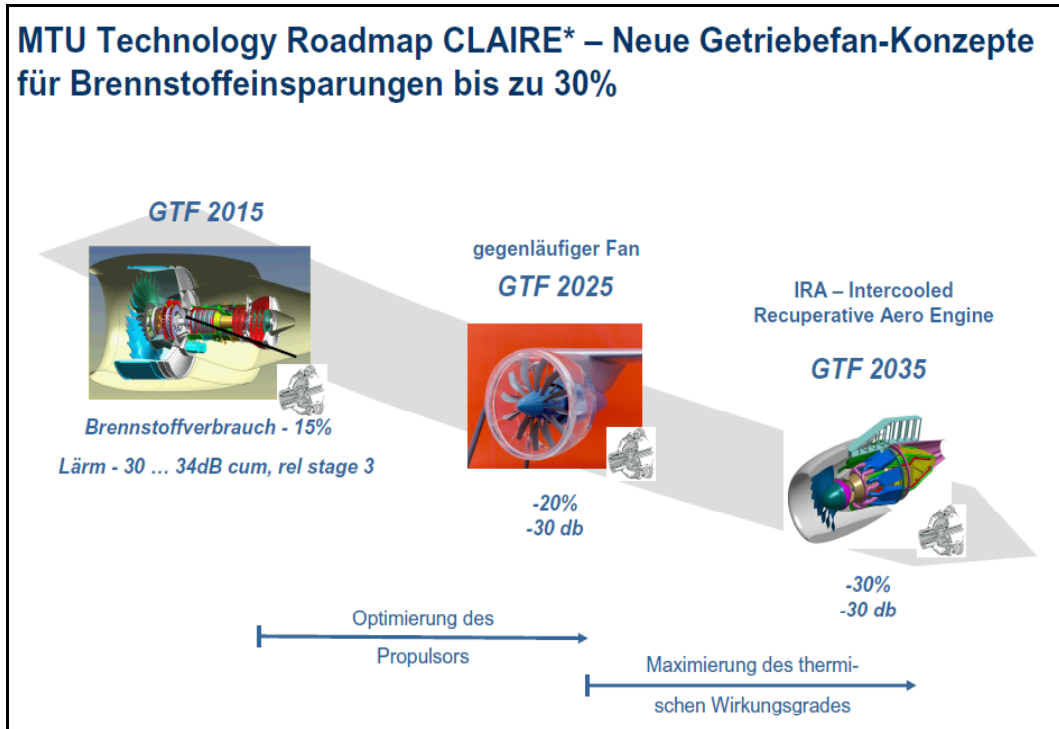
**Bild 4.12** SFC Reduktionspotenzial von UHB Triebwerken (**Plohr 2006**).

#### 4.4.2 Erreichbarkeit der Potenziale aus der Sicht der Hersteller

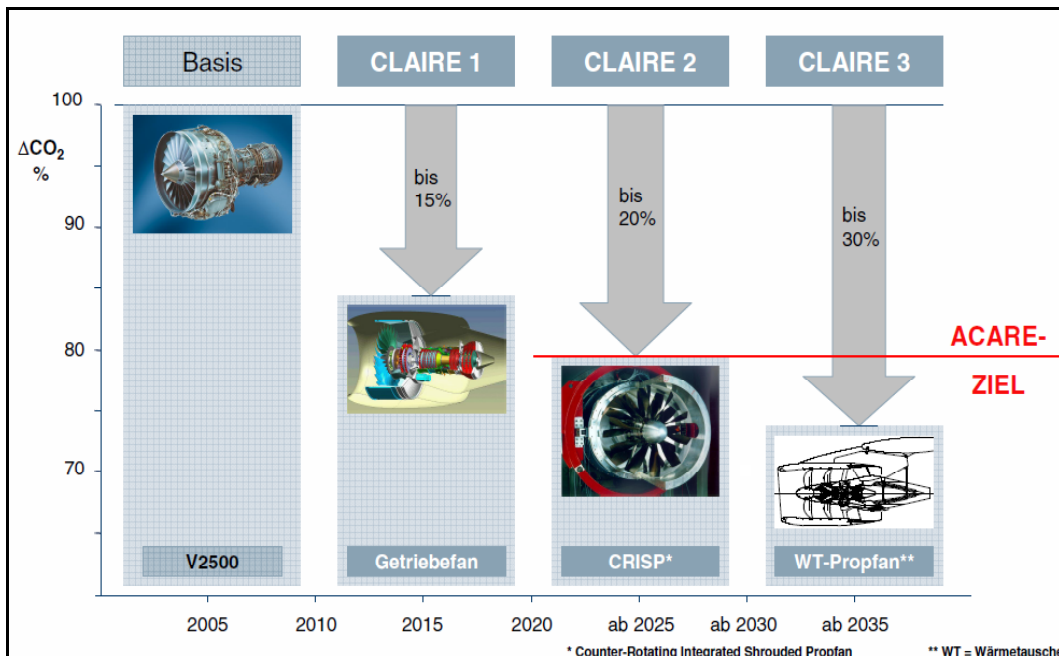
Die Meinung der Triebwerkshersteller über die zukünftige führende Triebwerkstechnologie ist nicht einstimmig. Rolls Royce bevorzugt das Open Rotor Konzept und MTU und Pratt & Whitney verfolgen zusammen mit ihren Partnern eher die ummantelten Konzepte, um das ACARE Verbrauchsreduktionsziel bis zum Jahr 2020 zu erreichen.



Die MTU und Pratt & Whitney haben das Ziel, durch die Weiterentwicklung des bereits getesteten GTF Konzeptes eine Verbrauchsreduzierung von 30 % zu erreichen, wie in Abbildung 4.13 und 4.14 dargestellt.



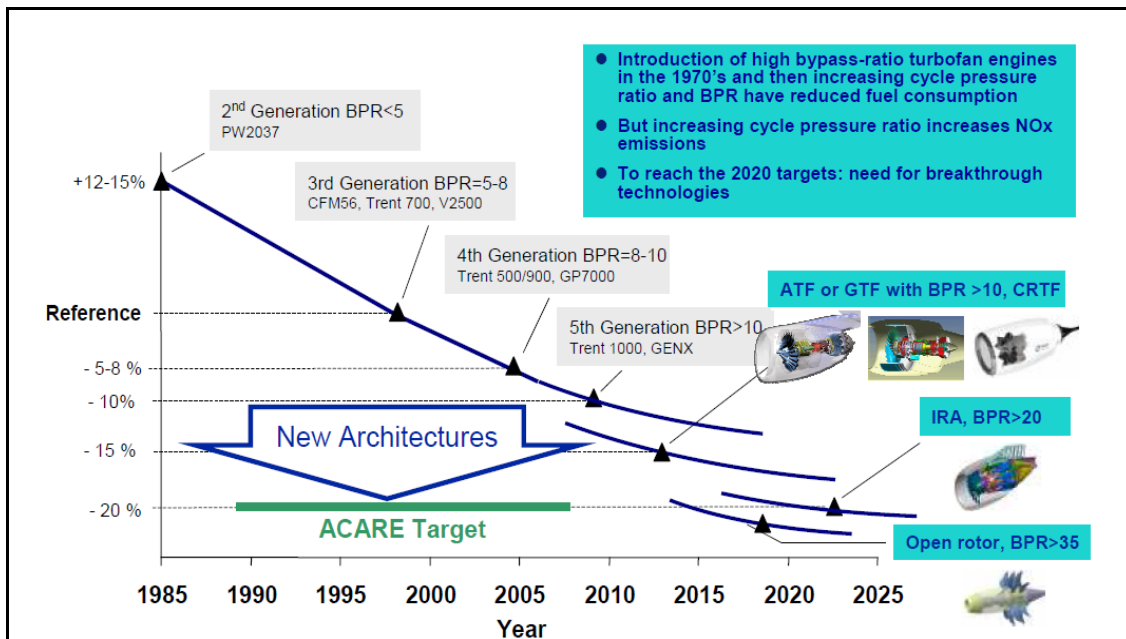
**Bild 4.13** Roadmap des Forschungsprogramms CLAIRE (Rüd 2008)



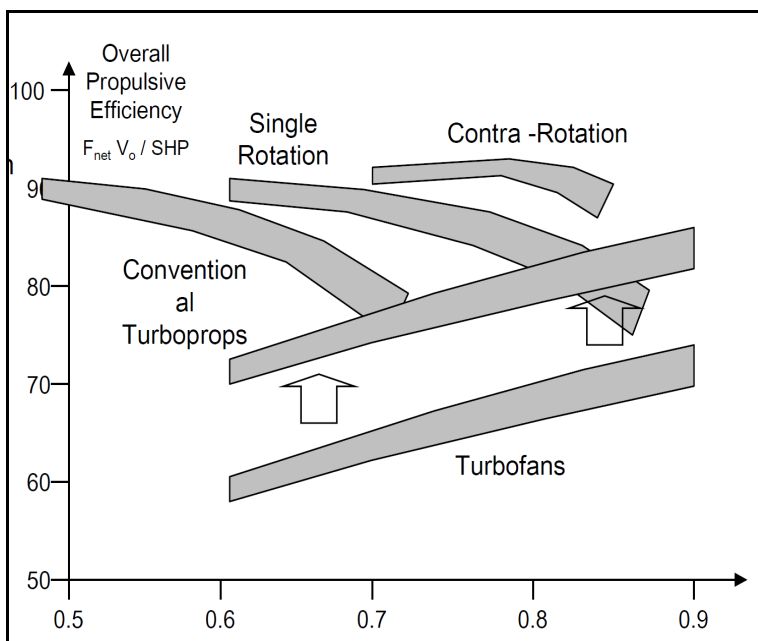
**Bild 4.14** Darstellung des Forschungsprogramms CLAIRE (Martens 2007)

Bis 2015 soll der Brennstoffverbrauch um 15 % und der Lärm um 30 dB reduziert werden. Durch die Integration eines gegenläufigen Fans entsteht ein sogenannter CRISP (Contra Rotating Integrated Shrouded Fan) Antrieb, welcher zur Basis 20 % weniger Kraftstoff in Kombi-

nation mit -30 dB verbrauchen soll. Durch die Integration des IRA Kreisprozesses und einer gleichzeitigen Kombination von GTF und CRISP sollen weitere 10 % Kraftstoff gespart werden, so die Vorstellungen von MTU und Pratt & Whitney (Rüd 2008). Der Vorteil von zwei ummantelten gegenläufigen Fans, wie beim CRISP Konzept, ist, dass ein großer Massenstrom mit hoher axialer Geschwindigkeit bei gleichbleibenden Fandurchmesser und geringer Fandrehzahl durch das Triebwerk gedrückt wird. Außerdem erhöhen zwei Fanstufen das Fandruckverhältnis, wodurch weniger Rotorblätter notwendig sind. Zusammenfassend erhöhen zwei gegenläufig drehende Fans den Vortriebwirkungsgrad.

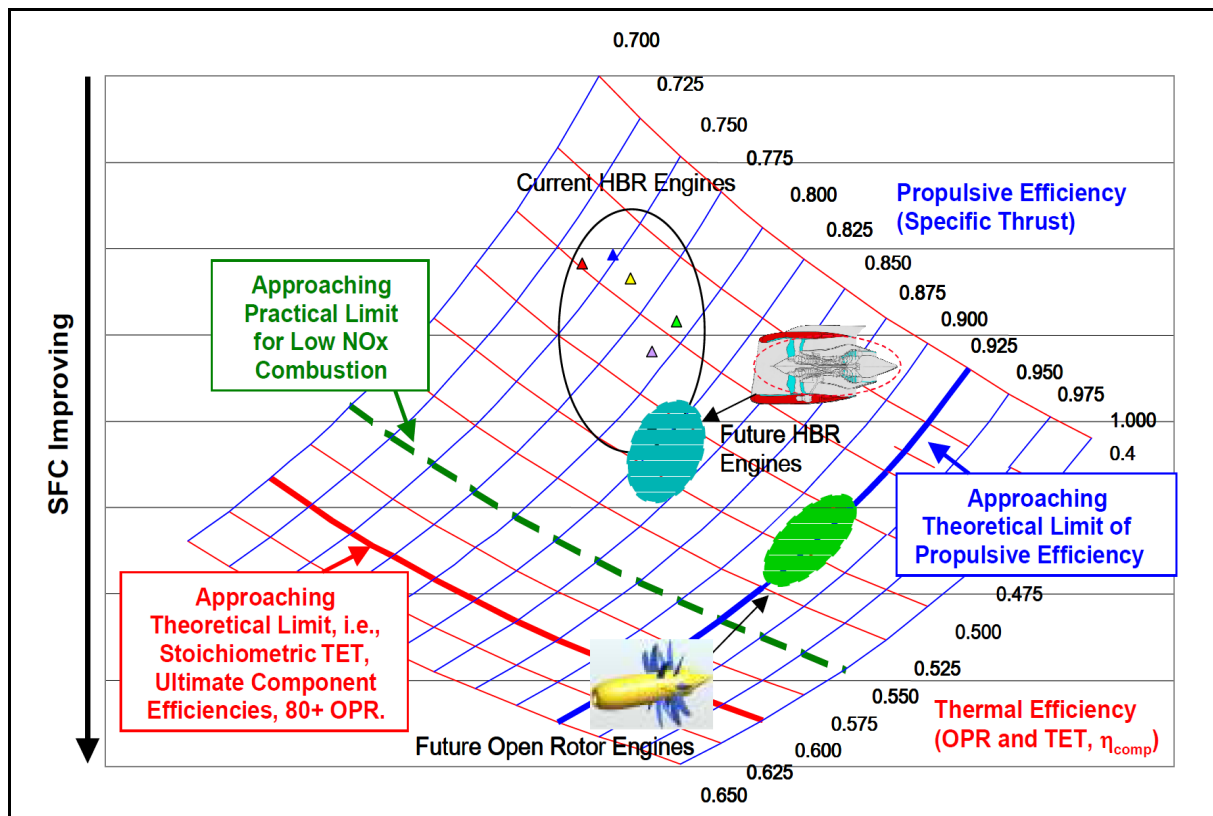


**Bild 4.15** Darstellung der Technologieentwicklung und Ausblick (Richter 2008a)



**Bild 4.16** Mögliche Gesamtwirkungsgrade verschiedener Triebwerkskonzepte (Richter 2008)

Rolls Royce hingegen geht davon aus, dass alle konventionellen Turbofan-Architekturen (2-Wellen, 3-Wellen und Geared Turbofan) eine SFC Reduzierung von 12 bis maximal 15 % gegenüber den heutigen Triebwerken, z.B. V2500, CFM5, bis Mitte des nächsten Jahrzehnts ermöglichen (**Richter 2008**). Um eine SFC Reduktion von größer als 25 %, eine signifikante NOx Reduktion und gleichzeitig die Erfüllung der ACARE Ziele zu erreichen, setzt Rolls Royce auf Open Rotor Konzepte, wie in Abbildung 4.15 dargestellt (**Richter 2008**). Dabei setzt Rolls Royce bei der Entwicklung eines modernen Open Rotors auf Contra-Rotation (zwei gegenläufige Propeller), da so hohe Fluggeschwindigkeiten bei einem hohen Gesamtwirkungsgrad möglich sind, wie Abbildung 4.16 zeigt. Das sehr große SFC Reduktionspotenzial von Open Rotor Antrieben ist auf den sehr guten erreichbaren Vortriebwirkungsgrad zurückzuführen. Im Vergleich zum Turbofan (hier HBR) kann ein sehr viel besserer Vortriebwirkungsgrad erreicht werden, siehe Abbildung 4.17.

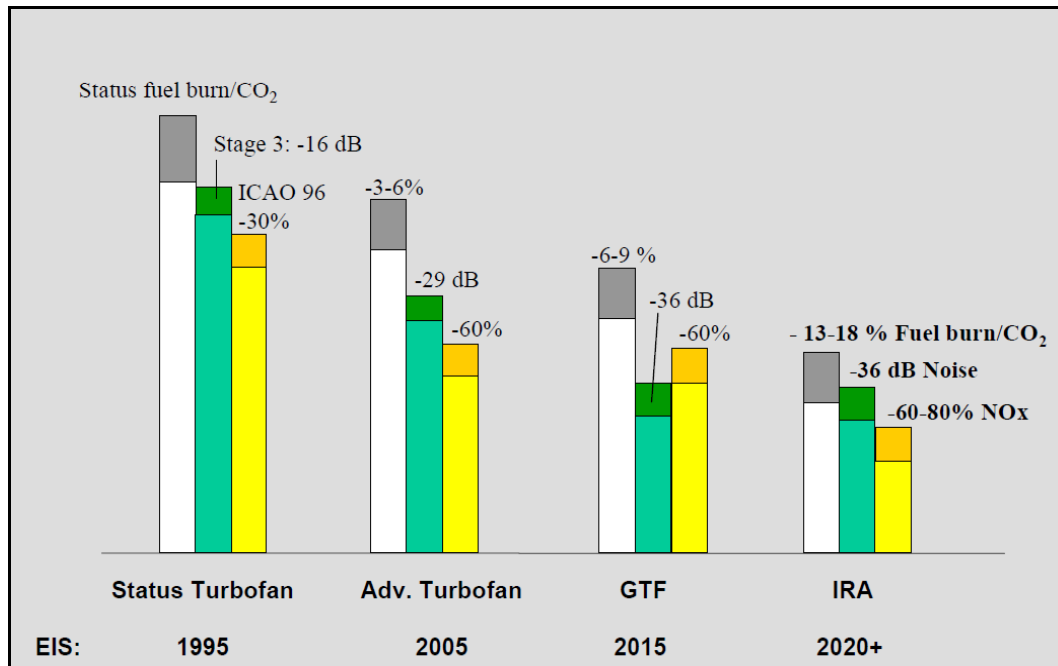


**Bild 4.17** Wirkungsgradgrenzen von Strahltriebwerken (**Richter 2008**)

#### 4.4.3 Zusammenfassende Betrachtung

Es ist festzuhalten, dass keine vom DLR betrachtete Triebwerkskonfiguration das ACARE Ziel einer triebwerksseitigen CO<sub>2</sub> Reduktion von 20 % erreicht. Die höchste simulierte Kraftstoffreduzierung lag bei ca. 17 %. Die Ergebnisse des DLR sind in etwa deckungsgleich mit den Aussagen der Hersteller und der folgenden Abbildung 4.18, welche die möglichen Kraftstoff-

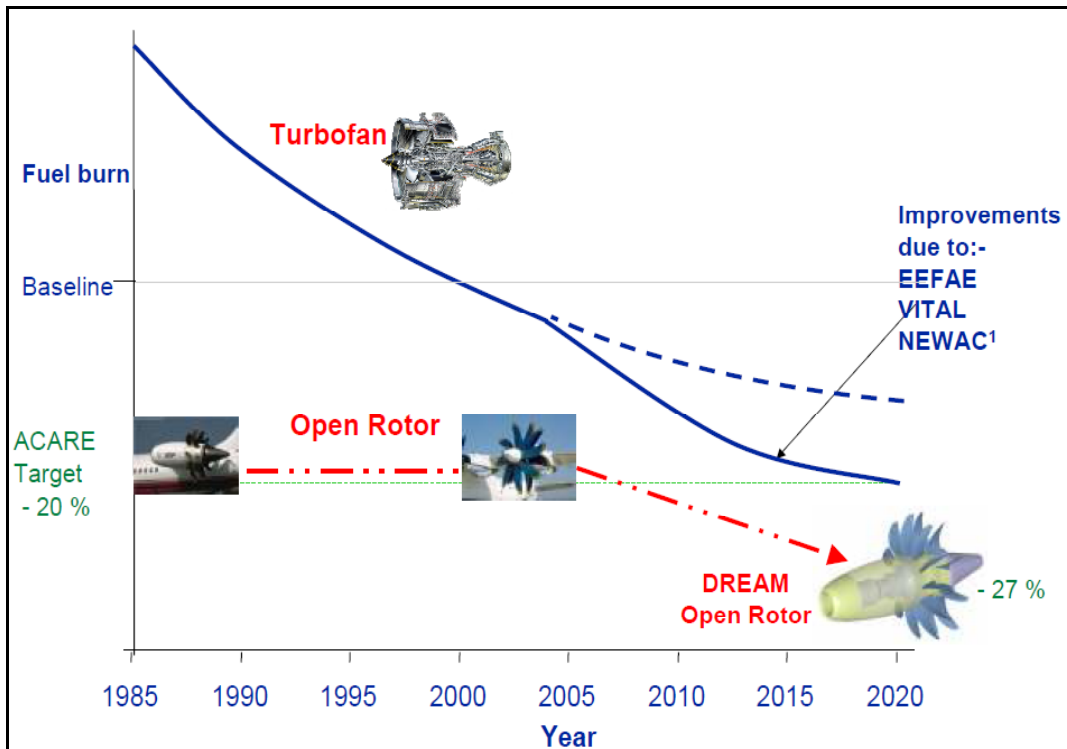
reduktionspotenziale und Lärmreduktionspotenziale verschiedener Triebwerkskonzepte widerspiegelt.



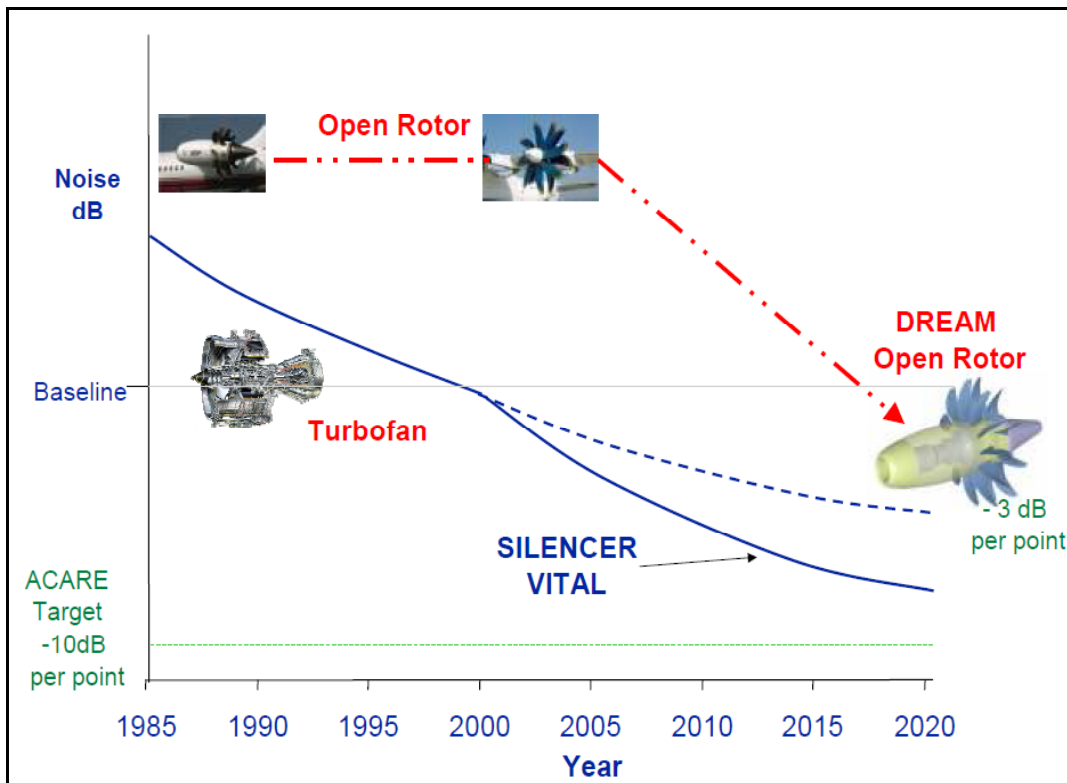
**Bild 4.18** Reduktionspotenziale verschiedener Triebwerkskonzepte (Boggia 2004)

In den beiden betrachteten Berichten trifft die DLR keine Aussagen zu möglichen Lärmreduktionspotenzialen. Vorhersagen über eventuelle Lärmemissionen sind generell sehr schwierig. Nach Rüd 2008 und Boggia 2004 kann durch den GTF, sowie den IRA Kreisprozess, das ACARE Lärmemissionsziel auf Grund der sich ergebenden kleineren Fandurchmesser erreicht werden. Die geforderte NO<sub>x</sub> Reduktion kann nur durch einen IRA Kreisprozess erfüllt werden (Boggia 2004).

Beim Open Rotor geht Rolls Royce von einer 25 % bis 27 % Reduzierung, siehe Abbildung 4.19, und MTU von einer 15 % Reduzierung des Kraftstoffverbrauches aus, jedoch stellt der durch einen offenen gegenläufigen Fan produzierte Lärm ein erhebliches Problem dar (Richter 2008, Martens 2007). Weitergehend verursacht ein Open Rotor nicht zu unterschätzende Vibrationen, so dass die Aufhängung dieser Triebwerke vorrausichtlich schwerer wird als angenommen. Dies könnte dazu führen, dass die erhofften Verbesserungen beim Kraftstoffverbrauch reduziert werden. Durch das Forschungsprogramm DREAM möchte Rolls Royce den Lärm ihres Open Rotor Konzeptes knapp unter das Niveau heutiger Turbofantriebwerke bringen, wie Abbildung 4.20 zeigt. Unwahrscheinlich ist, dass ein Open Rotor Konzept das ACARE Ziel jemals erreichen wird.



**Bild 4.19** Verbrauchsreduktionspotenziale von Open Rotor und Turbofan (Richter 2008)



**Bild 4.20** Lärmreduktionspotenziale von Open Rotor und Turbofan (Richter 2008)

Zusammenfassend betrachtet erscheinen nur GTF Lösungen geeignet zu sein, um die ACARE Ziele hinsichtlich der angestrebten CO<sub>2</sub>- und Lärmreduktion gleichzeitig zu erfüllen. Nach heutigem Wissenstand kann sogar davon ausgegangen werden, dass ein GTF Konzept mit

gleichzeitig integriertem IRA-Kreisprozess gegenüber Open Rotor Lösungen die überlegene Alternative darstellt.

Weitergehend ist anzunehmen, dass mögliche erweiterte ACARE Ziele durch eine Weiterentwicklung von konventionellen Strahltriebwerken nicht mehr erreicht werden können. Das Ziel einer „Zero Emissions Future“ der IATA fordert sogar ein emissionsloses Flugzeug. Die in diesem Kapitel dargestellten Entwicklungstendenzen und Triebwerkskonzepte basieren ausschließlich auf der Verbrennung von Energieträgern. Bei einer Verbrennung sind Emissionen jedoch nicht auszuschließen, so dass das IATA Ziel nur mit einer nicht auf Verbrennung basierenden Alternative erreicht werden kann. Eine Möglichkeit ist der elektrische Antrieb, welcher im Kapitel 6 beschrieben wird.

## 5 Alternative Energieträger für Gasturbinen

Der Status Quo ist, dass die Gasturbinen heutiger Strahltriebwerke mit Kerosin betrieben werden, welches fast zu 100 % auf Erdöl basiert. Steigende Öl- und Kerosinpreise stellen Chancen für alternative Energieträger dar, die nicht auf Erdöl basieren. Trotz des aktuellen Preisrückganges beim Erdöl sollten alternative Energieträger in den kommenden Jahren verstärkt eine Rolle in der Luftfahrt spielen, um zum einen die CO<sub>2</sub> Reduktionsforderungen zu erfüllen und zum anderen auf lange Sicht von diesem knappen und damit teurer werdenden Rohstoff unabhängig zu werden.

Kerosin hat eine massenbezogene Energiedichte von 43,1 MJ/kg und eine volumenbezogene von 34,2 MJ/kg (**IATA 2008a**). Diese Energiedichten kombiniert mit einem Gefrierpunkt von -47 °C und einer guten Temperaturstabilität machen Kerosin, abgesehen von den verursachten Emissionen und der Verfügbarkeit, zum perfekten Energieträger für Flugzeuge. Ein alternativer Energieträger für die Zukunft sollte idealerweise ähnliche Eigenschaften aufweisen. Darüber hinaus sollte der zukünftige Energieträger der Luftfahrt bei der Umwandlung in Energie weder CO<sub>2</sub>, noch Nox oder andere problematische Reaktionsprodukte emittieren. Eine langfristige Verfügbarkeit sollte sichergestellt sein, ohne z.B. mit der Nahrungsmittelproduktion zu konkurrieren. Könnte der zukünftige Energieträger, welcher weniger CO<sub>2</sub> Emissionen verursacht, nach dem „Drag and Drop“ Prinzip ohne aufwendige Modifikationen ins Flugzeug integriert und die vorhandene Infrastruktur weiterbenutzt werden, würde er den perfekten Ersatz darstellen.

Folgende Energieträger werden in diesem Kapitel angesprochen und auf eine Anwendbarkeit in der Luftfahrt untersucht:

- § Synthetische Kraftstoffe
- § Biokraftstoffe
- § Wasserstoff
- § Erdgas (Methan)
- § Silane

### 5.1 synthetische Kraftstoffe

Bei sonst weitgehend gleichen physikalisch-chemischen Eigenschaften unterscheidet sich synthetisches vom klassischen Kerosin durch den Ausgangsstoff und dem Herstellverfahren. Statt aus Erdöl werden synthetische Treibstoffe entweder aus Erdgas oder Kohle gewonnen. Bei der Herstellung wird zwischen dem indirekten Verfahren mit vorausgehender Kohlever-

gasung, dem sogenannten Fischer Tropsch Verfahren, und der direkten Kohlehydrierung, dem sogenannten Bergius Pier Verfahren, unterschieden. Kohle, alternativ auch Erdgas werden bei hohen Temperaturen in die Grundmoleküle ausgebrochen, chemisch gesäubert und dann zu synthetischen Kerosin weiterverarbeitet. Aus diesem Grund erfüllen synthetische Kraftstoffe automatisch alle Luftfahrtanforderungen und es sind keine Änderungen am Flugzeug, den Triebwerken und an der Infrastruktur nötig. Außerdem bestehen keine zusätzlichen Probleme bei der Handhabung und keine neuen Risiken beim Betrieb.

Ein großer Nachteil von synthetischen Kraftstoffen ist, dass sie auf fossilen Energiequellen, wie Erdgas und Kohle basieren. Beim Kriterium der Verfügbarkeit sieht es langfristig nicht besser aus als bei Kerosin, welches auf Erdöl basiert (**BGR 2007**). Ein weit wichtigerer Nachteil ist, dass bei der Verbrennung kein CO<sub>2</sub>, gegenüber herkömmlichen Kerosin eingespart wird, sondern die ausgestoßenen Werte sogar höher liegen. Bei der Produktion von CTL (Coal to Liquid) entstehen 1,8 mal höhere CO<sub>2</sub> Emissionen, als im Vergleich zu der Kerosinproduktion basierend auf Erdöl (**Dagget 2006**). Bei der GTL (Gas to Liquid) Produktion entsteht im Vergleich zur Produktion von Kerosin auf Erdölbasis bis zu 1,5 mal mehr CO<sub>2</sub> (**Dagget 2006**).

Weitere Vor-, bzw. Nachteile von synthetischen Kraftstoffen sind im Folgenden zusammengefasst (**IATA 2008, Airbus 2009**):

Vorteile:

- § Synthetischer Kraftstoff ist bereits für die Zumischung zertifiziert
- § 10 jährige Erfahrung mit synthetischen Kraftstoffen
- § Erfolgreiche Erprobung eines Mischungsgrades 50:50
- § Bei der Verbrennung entstehen weniger SO<sub>x</sub> und Partikel
- § Erfolgreiche Test von 100% CTL durch Triebwerkshersteller und Flugzeughersteller

Nachteile:

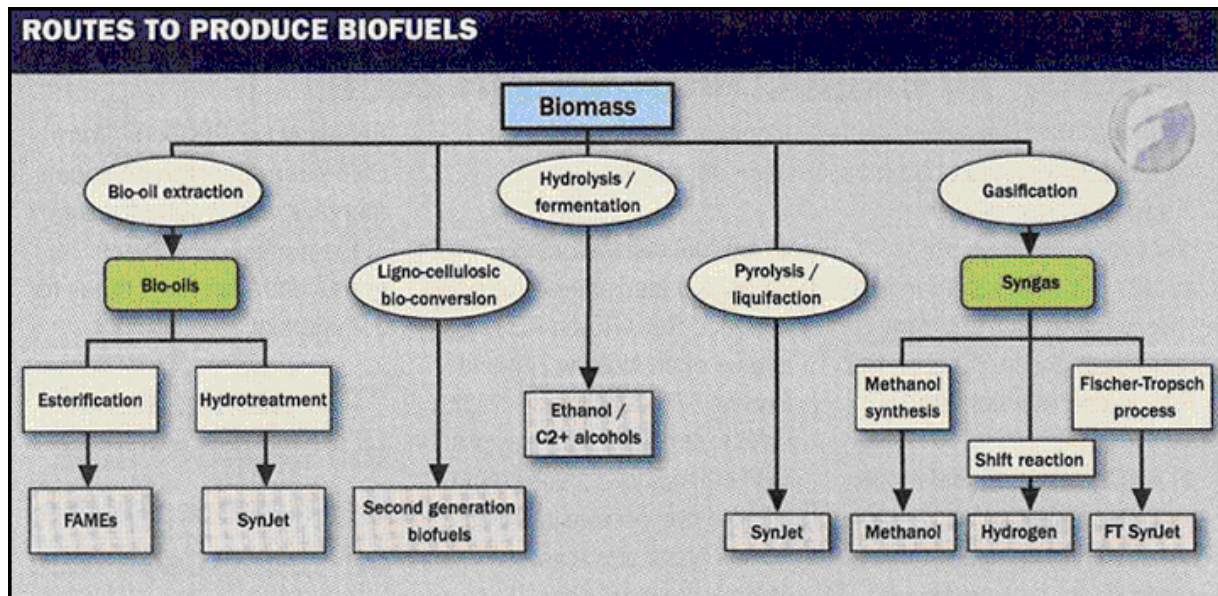
- § Im Vergleich zu herkömmlicher Raffinierung ist die Herstellung von synthetischen Kraftstoffen auf Grund der zahlreichen Schritte aufwendiger und damit teurer.
- § Es sind hohe Investitionen notwendig, um die Raffinierkapazitäten zu erhöhen

Zusammenfassend kann mit synthetischen Kraftstoffen das Problem einer möglichen Kerosinknappheit durch Zumischung übergangsweise gelöst werden. Jedoch entsteht bei der Verbrennung genauso viel CO<sub>2</sub> wie bei 100 % Kerosin, so dass eine Reduzierung der CO<sub>2</sub> Emissionen während des Fluges durch synthetische Kraftstoffe nicht erreicht werden kann. Schwer ins Gewicht fallen hinzukommend die bereits erwähnten höheren CO<sub>2</sub> Emissionen bei der Produktion.



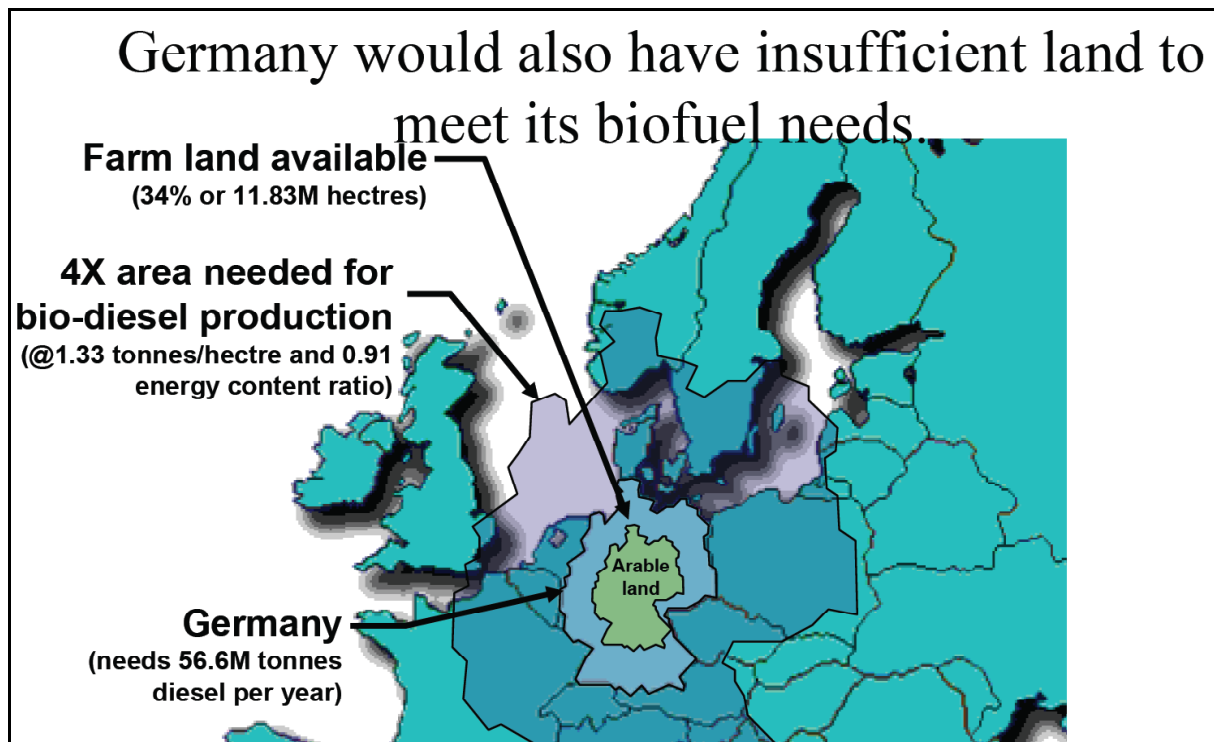
## 5.2 Biokraftstoffe

Unter dem Begriff Biokraftstoffe, BTL (Biomass to Liquid) werden die Kraftstoffe verstanden, welche aus nachhaltiger Biomasse gewonnen werden. Dabei wird zwischen der 1., 2., und 3. Generation der Herstellung und Art der verwendeten Biomasse unterschieden. Abbildung 5.1 zeigt die verschiedenen Herstellungsverfahren inklusive der jeweils erzeugten Produkte (Siehe auch Anhang A).



**Bild 5.1** Routes to produce Biofuels (Flight 2009)

Biokraftstoffe der ersten Generation werden aus Zucker, Stärke, Ölen oder Fetten von Agrarerzeugnissen produziert. Ein großes Problem von Biokraftstoffen der 1. Generation ist die Konkurrenzsituation zur Nahrungsmittelkette, da hauptsächlich Mais, Sojabohnen, Sonnenblumensamen, etc. verwendet werden. Dies führt zu erhöhten Lebensmittelpreisen. Um z.B. Deutschland mit der benötigten Menge zu versorgen, wird eine 4 mal so große Fläche wie Deutschland benötigt, wie Abbildung 5.2 verdeutlicht (Nielson 2007). Um die fliegende Flugzeugflotte in den USA mit einem zu 15 % aus Biokraftstoffen bestehenden Kerosin zu versorgen, wird eine Fläche so groß wie Florida benötigt (Nielson 2007). Außerdem wird die Abholzung von Wäldern und die Verschwendung von Süßwasser indirekt durch die Biokraftstoffe der 1. Generation gefördert. Ein Einsatz in der Luftfahrt ist sehr zweifelhaft, da der Automobilmarkt sehr stark auf Biodiesel und Ethanol setzt, bzw. gesetzt hat. Außerdem ist Biokraftstoff der 1. Generation nicht für den Luftverkehr zugelassen (IATA 2008a).



**Bild 5.2** Verfügbarkeit von Biokraftstoffen (Nielson 2007)

Die 2. Generation von Biokraftstoffen stützt sich auf nachhaltige Rohstoffe wie Waldrückstände, Industrierückstände, landwirtschaftliche Rückstände, städtischer Abfall und nachwachsende Biomasse. Es gibt keine bekannten Probleme bei der Produktion, aber es sind nicht genügend Rohstoffe vorhanden, um die gesamte Luftfahrt mit Biokraftstoff der 2. Generation zu versorgen (IATA 2008). Positiv ist, dass die Emissionen verursacht durch Biokraftstoffe der 2. Generation gemessen von der Herstellung bis zur Verbrennung bis zu 60 % niedriger sind als beim herkömmlichen Kraftstoff Kerosin. Es ist davon auszugehen, dass durch eine Verbesserung des Herstellungsprozesses dieser Prozentsatz noch weiter gesteigert werden kann (IATA 2008a). Außerdem ist zu erwähnen, dass die 2. Generation Additive aufnehmen kann, um für die Anforderungen des Luftverkehrs gerecht zu werden (IATA 2008)

Algen, Jatrohaphpflanzen, Halophytespflanzen und die Babassupalme stellen u.a. Rohstoffe für die Herstellung von Biokraftstoffen der 3. Generation dar. Algen sind sehr einfache, fotosynthetische Pflanzen, welche auch in verschmutzten Gewässern oder Salzwasser gedeihen. Aus Algen kann 250 mal soviel Kraftstoff gewonnen werden als aus Sojabohnen (Dagget 2007). Halophytespflanzen wachsen dort, wo keine anderen Pflanzen wachsen, nämlich auf versalzenden Böden. Jatrohaphpflanzen wachsen auf nährstoffarmen Boden. Die Babassupalme ist eine in Brasilien natürlich wachsende Pflanze, an welcher eine sehr ölhaltige Nuss wächst. Biokraftstoffe der dritten Generation sind sehr vielversprechend, da sie nicht mit der Nahrungsmittelkette in Kongruenz treten, stehen jedoch erst in den Anfängen der Erprobung. Ein Problem wird die benötigte Fläche sein, bzw. die Industrialisierung der Verfahren, um die benötigten Mengen der Luftfahrt produzieren zu können (IATA 2008a).

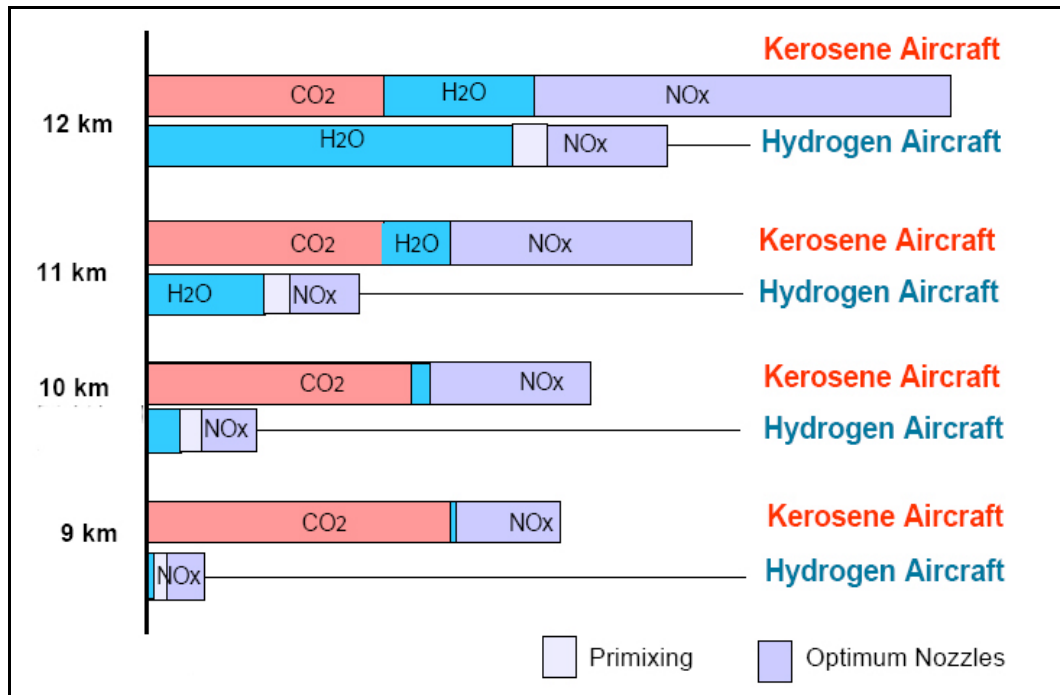
Zusammenfassend ist den Biokraftstoffen zu Gute zu halten, dass sie eine günstigere CO<sub>2</sub> Bilanz aufweisen als Kerosin aus Erdöl. Wie schon erwähnt, entsteht von der Herstellung bis zur Verbrennung bis zu 60 % weniger CO<sub>2</sub>. Diese Aussage basiert auf der Annahme, dass bei der Verbrennung nur die Menge an CO<sub>2</sub> freigesetzt wird, wie die Pflanze vorher absorbiert hat. Eine wirkliche Reduzierung des CO<sub>2</sub> Ausstoßes während des Fluges ist mit BTL jedoch nicht zu erzielen. Potenzielle technische Risiken bestehen nicht, da BTL die bisherige Infrastruktur am Flughafen wie auch im Flugzeug nutzen kann. Es sind keine bis leichte Modifikationen am Flugzeug notwendig, wenn im Vergleich zu Kerosin der gleiche Energiegehalt gespeichert werden soll. Im Anhang A befindet sich eine Grafik, welche Auskunft über die Technologiereife von synthetischen Kraftstoffen und Biokraftstoffen gibt.

### 5.3 Wasserstoff

Wasserstoff ist seit Jahrzehnten einer der traditionellen Kraftstoffe der Raumfahrt. Im Automobilbau und in der Schiffstechnik ist er, wie auch bereits in der Luftfahrt, diskutiert und erprobt worden. Durch die in der Zukunft zu erwartenden Engpässe bei der Versorgung mit fossilen Brennstoffen wird Wasserstoff als Energieträger u.a. auch für die Luftfahrt wieder interessant.

Ein Vorteil, welcher mit wasserstoffangetriebenen Flugzeugen einhergeht ist, dass bei der Verbrennung von Wasserstoff keine CO<sub>2</sub> Emissionen entstehen. Somit ist eine erhebliche Verringerung des Einflusses auf den Klimaeffekt zu erreichen. Abbildung 5.3 gibt einen Überblick über den Ausstoß von Schadstoffen der Kerosin-, bzw. Wasserstoffverbrennung in verschiedenen Höhen. Es ist deutlich zu erkennen, dass durch Wasserstoff allgemein weniger Schadstoffe emittiert werden als durch Kerosin. Aus der Grafik geht außerdem hervor, dass je höher die Flughöhe ist, umso mehr Wasser wird bei der Verbrennung des Wasserstoffs erzeugt. Für Flugzeuge, welche Wasserstoff in konventionellen Triebwerken verbrennen, ist es notwendig die Reise Flughöhe von aktuell 11 – 13 km auf etwa 8-11 km zu reduzieren, um die produzierte Wassermenge zu reduzieren. Weitergehend ist genau zu untersuchen, ob das Ausstoßen von Wasserdampf nicht zu einer erhöhten Kondensstreifen- und Zirruswolkenbildung führt. Über eine mögliche negative Wirkung von Kondensstreifen und Zirruswolken wird in der Fachwelt kontrovers diskutiert. Nach einigen Meinungen tragen Kondensstreifen und Zirruswolken zur Erwärmung der Atmosphäre bei. Weiterhin ist zu beachten, dass sich die in der Abbildung genannten Verringerungen nur auf die Emissionen im Flug selbst beziehen und keineswegs die Emissionen durch die Herstellung des flüssigen Wasserstoff berücksichtigen. Die Herstellung von Wasserstoff ist sehr Energieaufwendig, so dass eine klimafreundliche Nutzung von Wasserstoff erst dann gegeben ist, wenn die Herstellung unabhängig von fossilen Energieträgern erfolgen kann, z.B. mittels solarthermischer Kraftwerke und Photovoltaik-

anlagen. Neben dem Vorteil, dass bei der Verbrennung kein CO<sub>2</sub> entsteht, weist Wasserstoff theoretisch eine unendliche Verfügbarkeit auf.



**Bild 5.3** Emissionen von Kerosin und Wasserstoff in verschiedenen Höhen (Faaß 2001)

Ein weiterer Vorteil von Wasserstoff ist der sehr hohe spezifische Brennwert im Zusammenhang mit einer sehr geringen Masse. Ein Nachteil ist seine geringe Dichte im gasförmigen Zustand. Somit kann für den Bereich der Luftfahrt die Speicherung im gasförmigen Zustand ausgeschlossen werden, da das benötigte Speichervolumen nicht in einen Flugzeugentwurf ohne zu große Zunahme der bespülten Oberfläche integriert werden könnte, bzw. die benötigten Drucktanks sehr schwer wären. Weitere Speichermöglichkeiten sind folgend erläutert.

### 5.3.1 Speichermöglichkeiten

#### Speicherung im flüssigen Zustand

Wasserstoff gehört zu den kryogenen Stoffen. Kryogen bedeutet, dass Wasserstoff erst bei einer Temperatur von  $-253^{\circ}\text{C}$  in den flüssigen Aggregatzustand wechselt. Der Vorteil der Speicherung im flüssigen Zustand ist, dass Wasserstoff somit bei einer höheren Dichte als im gasförmigen Zustand gespeichert werden kann. Flüssiger Wasserstoff hat im Vergleich mit Kerosin ein 11,5-fach größeres Volumen bei einem 2,87-fach größeren massenspezifischen Heizwert. Die Speicherung des flüssigen Wasserstoffes benötigt daher etwa das 4-fache Volumen. Durch den höheren Heizwert wird der Nachteil etwas minimiert, jedoch nicht aufgehoben.

Um den flüssigen Aggregatzustand möglichst lange ohne Kühlprozess zu erhalten, ist eine spezielle Isolierung des Speicherbehälters notwendig. Zum Einsatz kommen doppelwandige vakuumisolierte Speicherbehälter, welche aus einem Innen- und einem Außentank bestehen. Zur Reduzierung des Wärmestroms ist der Zwischenraum evakuiert. Des Weiteren ist eine spezielle sehr teure Isolationsschicht auf den äußeren Tank aufgebracht. Während des Cryo-Plane Projektes ist die Dicke der Isolationsschicht mit 150 mm berechnet und das Tankgewicht von der Firma Lind unter der Verwendung der neusten Technologie auf  $100 \text{ kg/m}^3$  flüssigen Wasserstoff geschätzt worden. (**Airbus 2001**)

#### Speicherung in Metallhydrid

Durch die Bildung eines Hydrids sind einige Metalle in der Lage Wasserstoff zu speichern. Zu diesen Metallen gehört Magnesium, wie auch Legierungen mit zwei oder drei der folgenden Elemente: Magnesium, Eisen, Titan, Vanadium, Chrom, Kobalt, Zirkonium, Lanthan, Nickel, und Palladium. Bei niedrigen Temperaturen nehmen diese Metalle den Wasserstoff auf, bei höheren Temperaturen geben sie ihn wieder ab. Es kann Wasserstoff bis zu 1 % des Metallgewichts gespeichert werden. (**Energieportal 2008**)

#### Speicherung in Nano-Röhrchen

Nano-Röhrchen bestehen aus Kohlenstoffatomen und weisen einen Durchmesser von nur wenigen Nanometern auf. Die Speicherkapazität liegt bei 2 bis 5 % des Elementgewichtes. (**Energieportal 2008**)

#### Speicherung im Kunststoffspeicher

Die Kunststoffe Polyanilin und Polypropylen können auf Grund ihrer elektrischen Leitfähigkeit Wasserstoff bei Raumtemperatur speichern. Die Speicherkapazität liegt bei ca. 6 % des Kunststoffgewichtes. Wird der Kunststoff mit Salzsäure behandelt, steigt die Speicherkapazität auf 8% des Kunststoffgewichtes, da die durch die Salzsäure verursachte Porenbildung an der Oberfläche die Kapazität steigen lässt. (**Energieportal 2008**)

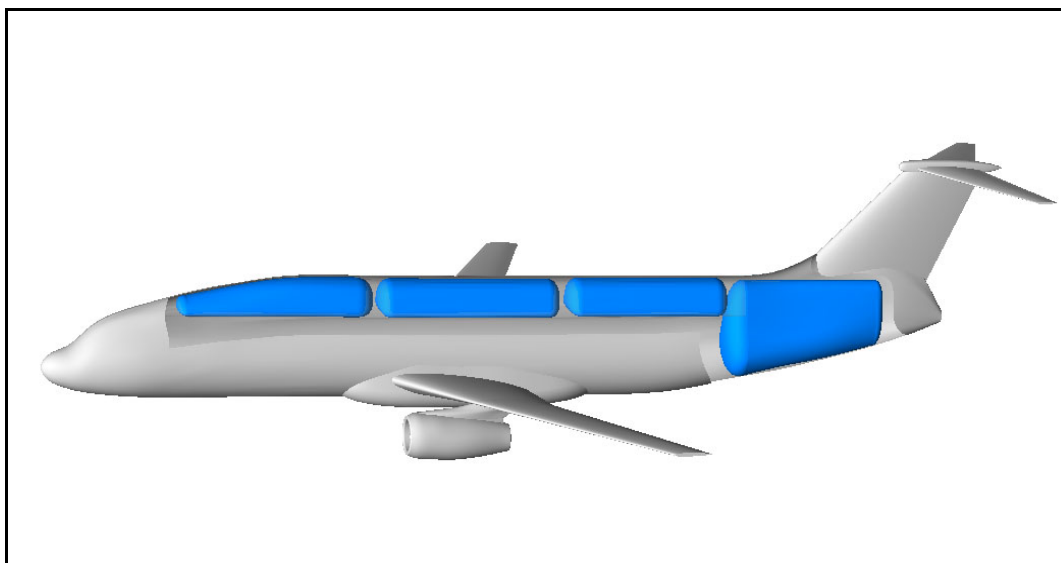
Nach der Betrachtung verschiedener Speichermöglichkeiten ist anzumerken, dass nur die flüssige Speicherung von Wasserstoff in Frage kommt, da die Mengen, welche z.B. in Metallhydrid gespeichert werden können, viel zu gering sind. Daher beziehen sich alle folgenden Aussagen auf die flüssige Speicherung von Wasserstoff.

### **5.3.2 Tankintegration**

Die Tankintegration stellt auf Grund des vierfachen Volumens das Hauptproblem eines mit Wasserstoff betriebenen Flugzeuges dar. Hierfür sind verschiedene Lösungen denkbar. Es wurden bereits verschiedene Lösungen behandelt, unter anderem in der Diplomarbeit **Jenc-**

**quell 2001** und während des Cryoplane Projektes bei AIRBUS. Bei der Integration der Tanks in den Flugzeugentwurf ist zu beachten, dass diese vakuumisoliert sind und auf Grund der Doppelwandigkeit und der Isolierung eine Wandstärke von 150 mm aufweisen.

Die Integration in den Flügel, analog zu heutigen Flugzeugen ist nicht praktikabel, da zum einen das vierfache Volumen und die genannte Isolierung zwangsläufig zu einer starken Aufdickung des Flügels führen würde. Eine weitere Möglichkeit wäre die Integration der Tanks unterhalb der Passagierkabine. Der Frachtraum bietet genügend Raum für das gesamte benötigte Tankvolumen und durch die Bodennähe würde der Tankvorgang erleichtert werden. Problematisch ist, dass das Raumangebot für Gepäck und Fracht sinken würde. Außerdem ist diese Variante aus Sicherheitsgründen als ungeeignet zu bewerten, da Wasserstoff leichter ist als Luft und im Falle einer Leckage direkt nach oben in die Passagierkabine entweichen würde. Die Tanksintegration hinter der Passagierkabine ist eine elegante Methode, um einen schlanken, langgestreckten Rumpf zu erhalten. Jedoch würde sich im Laufe des Reisefluges mit zunehmender Abnahme des Tankinhalts der Schwerpunkt des Flugzeuges deutlich verschieben, wodurch ein zusätzlicher Trimmwiderstand entstehen würde. Um der Schwerpunktwanderung entgegenzuwirken, ergibt sich eine weitere Möglichkeit, den Wasserstoff im Flugzeug zu platzieren. Ein Tank wird zwischen dem Cockpit und der Passagierkabine platziert, und ein weiterer im Heck des Flugzeuges. Die Schwerpunktwanderung ist somit kontrollierbar, jedoch ist die Trennung von Cockpit und Kabine aus operativen Gesichtspunkten nicht optimal. Die letzte Variante ist die Unterbringung der Tanks oberhalb der Kabine. Im Gegensatz zu den bereits genannten Anordnungen hat diese Unterbringung den Vorteil, dass die Schwerpunktwanderung durch den Kraftstoffverbrauch gering ist. Außerdem befindet sich der Tank im Fall einer Notlandung im sicheren Bereich. Ein weiterer Vorteil ist, dass bei Leckagen der Wasserstoff nicht mit den Passagieren in Verbindung kommen kann.



**Bild 5.4** Integration von Wasserstofftanks in das Referenzflugzeug A320 (**Airbus 2001a**)

Der Vergleich der unterschiedlichen Integrationsmöglichkeiten zeigt, dass die Unterbringung der Tanks oberhalb der Kabine am vorteilhaftesten ist. Die Tanks sollten möglichst flach gehalten werden, damit die bespülte Oberfläche nicht zu stark zunimmt. Durch die zusätzlich bespülte Oberfläche nimmt der Widerstand zu und die aerodynamische Güte des Flugzeuges nimmt ab. Um den Widerstandanstieg zu minimieren, kann ein Tank im Heck installiert werden. Durch relativ schwere Tanks,  $100 \text{ kg/m}^3$  flüssigen Wasserstoff, erhöht sich das Strukturgewicht, bzw. das Betriebsleergewicht, auf Grund nötiger Strukturverstärkungen. Abbildung 5.4 zeigt eine Integrationsmöglichkeit der Tanks oberhalb der Kabine und im Heck.

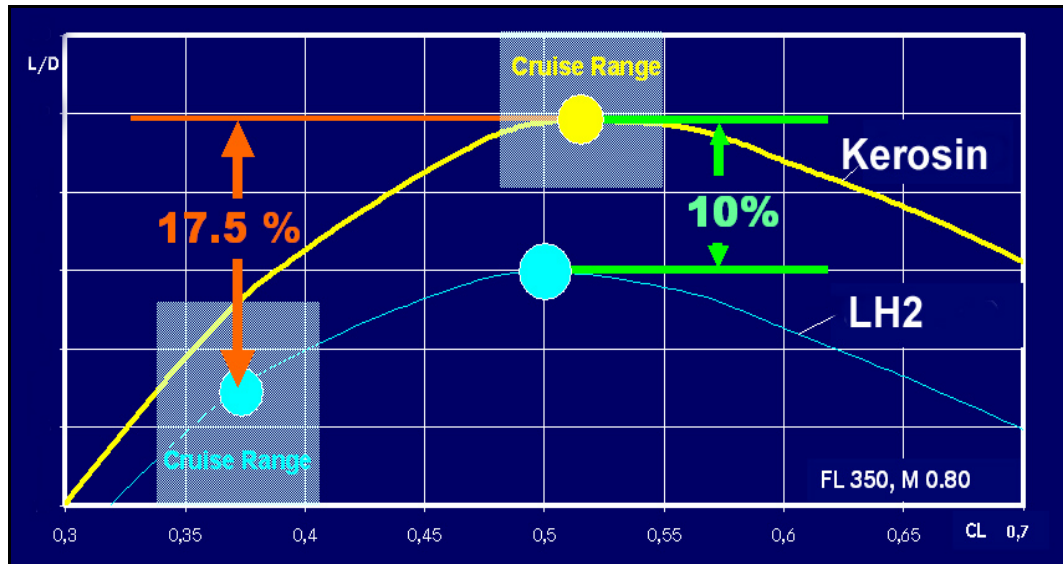
### 5.3.3 Anwendungen und Auswirkungen

Potenzielle technische Risiken beim Betrieb bestehen nicht, da bereits einige Flugzeuge zu Erprobungszwecken mit Wasserstoff betrieben worden sind, so dass Wasserstoff als Energieträger als erprobt angesehen werden kann. Eine weiterentwickelte Tupolew Tu-154 hat ihren ersten Flug mit Flüssigwasserstoff im Jahr 1988 absolviert (**Pohl 1995**). AIRBUS hat in den 90er Jahren an mehreren Cryoplane Projekten gearbeitet, unter anderen an einem umgerüsteten A310 und einer modifizierten Do 328 als Versuchsträger, siehe auch Anhang B für Abbildungen. Beide Typen wurden jedoch nicht realisiert.

Bei der Handhabung weist flüssiger Wasserstoff einige Nachteile auf, da er sehr kalt ist, und z.B. beim Betankungsprozess sehr genau auf die Dichtigkeit der Betankungsanlage geachtet werden muss. Des Weiteren sind große Investitionen nötig, um Änderungen an der Infrastruktur am Flughafen durchzuführen, unbeachtet ob der flüssige Wasserstoff am Flughafen produziert oder angeliefert wird. Ein weiterer Nachteil ist die schlechte Langzeitspeicherbarkeit von flüssigem Wasserstoff auf Grund der auftretenden Verdampfung. Durch die auf Grund des 4-fachen benötigten Tankvolumens notwendigen Modifikationen der Flugzeuggeometrie entstehen weitere Nachteile, welche nachfolgend erklärt werden.

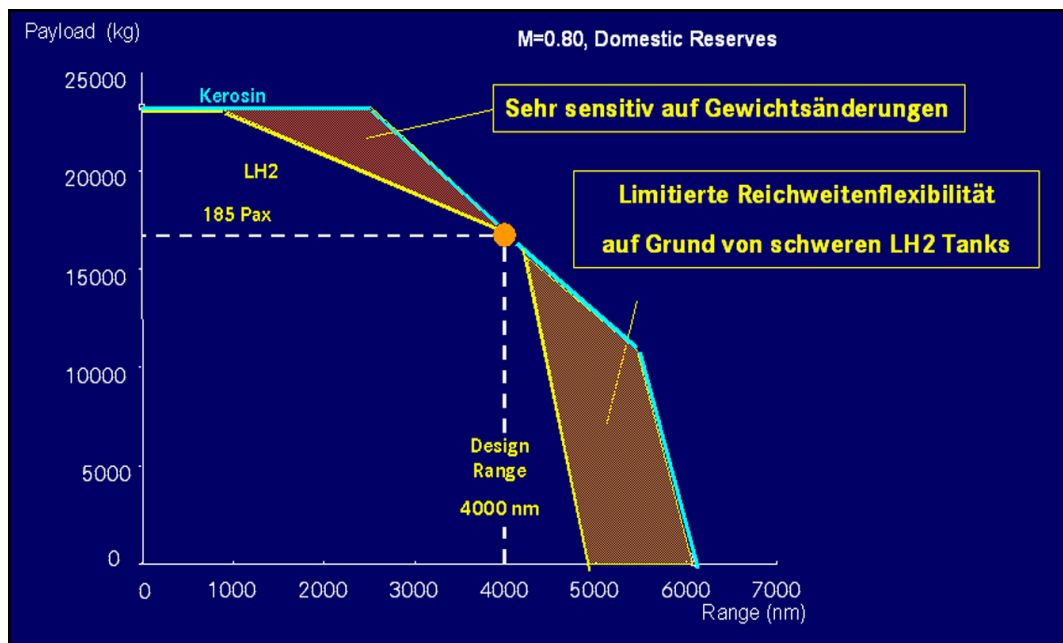
Es können einige tendenzielle Aussagen der zu erwartenden Flugleistungen und anderer Charakteristika einer LH2 (Flüssigwasserstoff) Version im Vergleich mit einer entsprechenden Kerosin Version getroffen werden. Das MTOW eines Kurz- bis Mittelstrecken LH2 Flugzeuges verringert sich im Vergleich zur entsprechenden Kerosin Version bei gleicher Nutzlast und Reichweite um bis zu 5 % (**Airbus 2001a**). Hierfür ist das geringere Kraftstoffgewicht ausschlaggebend. Mit steigender Auslegungsreichweite vergrößert sich der Gewichtsvorteil. Das OWE (Operating Weight Empty) eines LH2 Flugzeuges erhöht sich auf Grund der benötigten Spezialtanks um bis zu 23 % (**Airbus 2001a**). Durch die kleinere Gesamtmasse können kürzere Startstrecke erzielt oder kleinere Triebwerke verwendet werden. Durch die immensen zu integrierenden Tankvolumina erhöht sich die bespülte Oberfläche, wodurch der Widerstand zunimmt und die aerodynamische Güte abnimmt. Die Gewichtsabnahme während des Fluges

fällt auf Grund des geringeren Gewichtes von Wasserstoff kleiner aus. Daraus resultiert ein um 28 % erhöhter Energieaufwand bei Kurz- bis Mittelstreckenflugzeugen bei einer Reichweiten um die 500 nm und ein um 17,5 % erhöhter Aufwand bei einer Auslegungsreichweite von 4000 nm, wie Abbildung 5.5 zeigt. (Airbus 2001a).



**Bild 5.5** Performancevergleich von LH2 und Kerosin Konfiguration (Airbus 2001a)

Sind die geflogenen Strecken kürzer als die Auslegungsreichweite, wird unnötiges Tankgewicht und unnötiger Widerstand mitgeschleppt. Bei einer Überschreitung der Auslegungsreichweite muss die Nutzlast wegen der begrenzten Tankkapazität stark verringert werden. Schlussfolgernd ist Reichweitenflexibilität sehr sensitiv. Beide Aspekte verdeutlicht Abbildung 5.6 grafisch.



**Bild 5.6** Nutzlast Reichweiten Diagramm - LH2 vs. Kerosin Konfiguration (Airbus 2001a)



## 5.4 Flüssiges Erdgas

Der Hauptbestandteil von Erdgas ist Methan. Da Methan, wie Wasserstoff, eine geringe Dichte im gasförmigen Zustand aufweist, kommt eine Speicherung im gasförmigen Zustand nicht in Frage. Aus Erdgas, bzw. Methan, kann der Brennstoff LNG (Liquefied Natural Gas) gewonnen werden, welcher jedoch eine Speicherung im flüssigen Zustand bei einer Temperatur von kleiner als  $-162^{\circ}\text{C}$  erfordert. Aus diesem Grund sind speziell isolierte Tanks notwendig, wie auch beim flüssigen Wasserstoff. Ein Nachteil ist die um 45 % geringere volumetrische Energiedichte im Vergleich zum Kerosin (**Pohl 2006**). Da die massenbezogene Energiedichte auf dem Niveau von Kerosin liegt, müsste ein Tank um 1,4 mal größer sein als ein Kerosintank, um die gleiche Energiemenge zu speichern, siehe auch Tabelle 5.4. Das 1,4-fache größere Volumen führt zu aufwendigen Modifikationen an bisherigen Flugzeugkonfigurationen, da die kryogenen Tanks nicht im Flügel untergebracht werden können. Die Folge sind Widerstandszunahmen, eine Verschlechterung der aerodynamischen Qualität des Flugzeuges und somit auch ein erhöhter Energiebedarf.

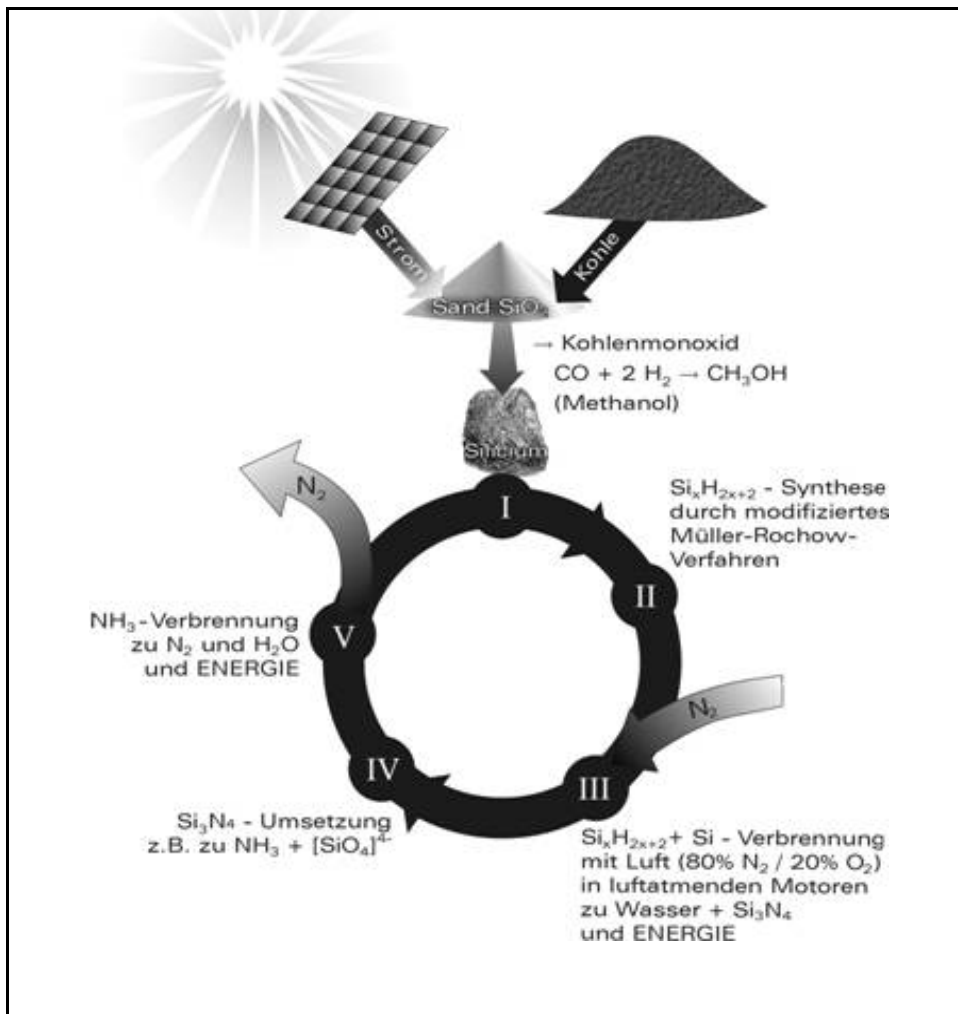
Zusammenfassend kommt LNG auf Grund der beschränkten Verfügbarkeit von geschätzten 70 Jahren nicht als Alternative in Frage (**IAE 2008**). Des Weiteren sind die verursachten  $\text{CO}_2$  Emissionen nur um 25 % geringer als bei Kerosin (**Pohl 2006**). Der Show-Stopper für LNG ist jedoch, dass Methan ein Klimagas ist und die 20-fache Wirkung von  $\text{CO}_2$  aufweist (**Pohl 2006**).

## 5.5 Silane

Ein exotischer Alternativtreibstoff sind Silizium-Wasserstoff-Verbindungen, sogenannte Silane. Als Energieträger dient das in Sand enthaltene Silizium. Sand ist chemisch betrachtet ein Siliziumdioxid, d.h. eine Verbindung aus Sauerstoff und Silizium. Werden beide Stoffe durch ein Elektrolyseverfahren voneinander getrennt, welches sehr viel Energie benötigt, entsteht reiner Sauerstoff und reines Silizium. Im reinen Silizium ist die bei der Elektrolyse aufgebrauchte Energie gespeichert. Aus dem reinen Silizium werden nach einem modifizierten Müller-Rochow Verfahren hochwertige Silane hergestellt. Höhere Silane sind stabil, d.h. anders als normale Silane nicht selbstentzündlich und damit in einfachen Tanks bei Zimmertemperatur als Silanöl lagerfähig (**Plichta 2008**).

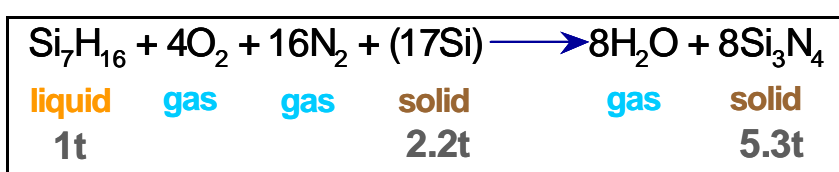
Der Aufbau von Silanen entspricht dem der Kohlenwasserstoffe, nur dass anstelle der C-Atome entsprechend Si-Atome in den Strukturen angeordnet sind. Sie reagieren nicht nur mit dem Sauerstoffanteil der Luft sondern auch mit dem Stickstoffanteil, dadurch kann man eine weitaus höhere energetische Ausbeute als bei der Verbrennung von Kohlenwasserstoffverbin-

dungen erwarten (Plichta 2008). Der entscheidende Nachteil ist aber, dass bei der Reaktion ein pulverförmiger reizender beigefarbener Feststoff entsteht, dessen Ausstoß in die Atmosphäre wohl kaum akzeptabel wäre. Abbildung 5.7 verdeutlicht den Kreislauf.



**Bild 5.7** Darstellung des Silane Life Cycles (Plichta 2008)

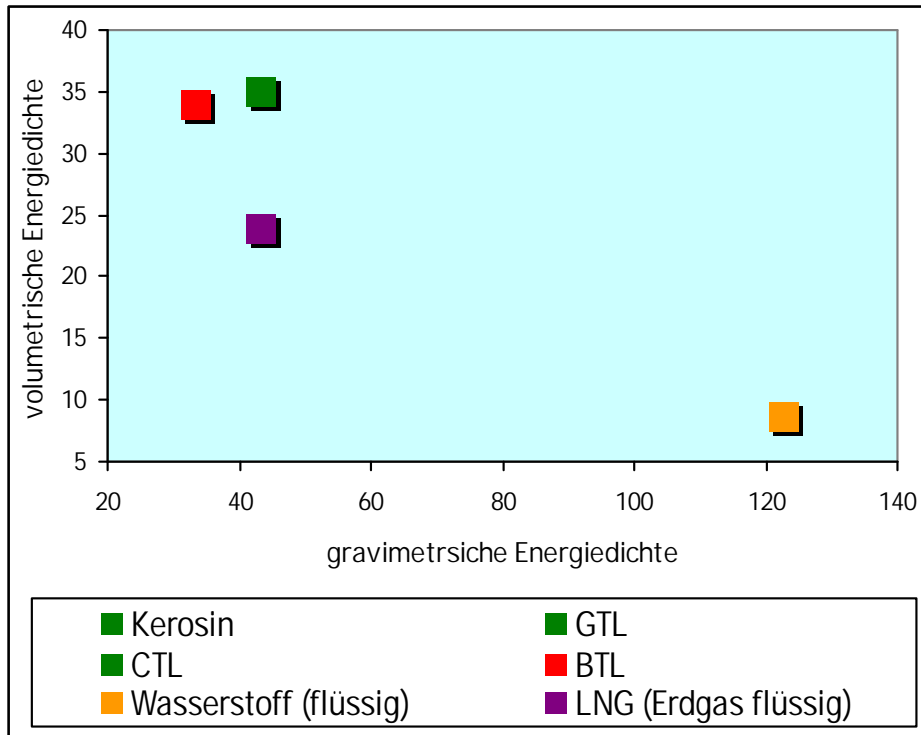
Der Energieträger Silane wird in dieser Arbeit nicht weiter betrachtet, trotz der CO<sub>2</sub> freien Verbrennung. Die Technologie weist zu viele technische Risiken und Ungeklärtheiten auf. Das Siliziumnitrid muss auf Grund der reizenden Wirkung aufgefangen werden, was bei einer Verbrennung im Luftstrahl und den durchgesetzten Luftmassen schwierig zu realisieren ist. Selbst wenn ein Auffangen gelingen würde, wären Silane nicht geeignet, da der entstehende Feststoff 5 mal so schwer ist als das zu Anfang mitgenommene Silanöl, wie Abbildung 5.8 zeigt. Daher sind Silane nach heutigem Kenntnisstand für die Luftfahrt ungeeignet.



**Bild 5.8** Reaktionsgleichung der Silanverbrennung (Airbus 2008b)

## 5.6 Zusammenfassende Betrachtung

Dieses Kapitel fasst die Ergebnisse der oben erläuterten alternativen Energieträger zusammen. Die Energiedichte ist in der Luftfahrt eine ausschlaggebende Größe, um konfigurationsverändernde Parameter abschätzen zu können. Abbildung 5.9 zeigt die volumetrische und gravimetrische Energiedichte der unterschiedlich betrachteten alternativen Energieträger, die für die Luftfahrt in Frage kommen.



**Bild 5.9** Vergleich von Energieträgern anhand der Energiedichten

Aus der Abbildung geht hervor, dass die flüssigen Kohlenwasserstoffe Kerosin und die synthetische Kraftstoffe CTL und GTL eine ähnliche Energiedichte aufweisen. Die höchste massenbezogene Energiedichte besitzt flüssiger Wasserstoff. Aus den Energiedichten lassen sich Änderungen für die Flugzeuggeometrie ableiten. Tabelle 5.1 zeigt die Gewichts- und Volumenänderungen die sich für das Referenzflugzeug A320 bei einer Design Range von 2600 nm ergeben, wenn flüssiger Wasserstoff, Biokraftstoff oder flüssiges Erdgas zur Anwendung kommen.

**Tabelle 5.1** Volumen und Gewicht alternativer Energieträger

Tankvolumen + Gewicht	Einheit	A320	A320 LH2	A320 BTL	A320 LNG
Dichte Kerosin	kg/m <sup>3</sup>	808			
Dichte Wasserstoff	kg/m <sup>3</sup>		70,80		
Dichte BTL (Biodiesel)	kg/m <sup>3</sup>			759,00	
Dichte LNG	kg/m <sup>3</sup>				465,00
Faktor			11,41	1,06	1,74
Spezifischer Brennwert Kerosin	MJ/m <sup>3</sup>	35395			
Spezifischer Brennwert Wasserstoff	MJ/m <sup>3</sup>		8695,00		
Spezifischer Brennwert BTL	MJ/m <sup>3</sup>			33500,00	
Spezifischer Brennwert LNG	MJ/m <sup>3</sup>				24000,00
Faktor			4,07	1,06	1,47
Tankvolumen (Basis 2600nm)	m <sup>3</sup>	<b>24</b>	97,70	25,36	35,40
Gewicht Kraftstoff	kg	19392	6916,98	19246,43	16458,68
Gewicht inkl. Tank	kg	19392	16686,74	19246,43	19998,18
Faktor für Tankgewicht	kg/m <sup>3</sup>		<b>100</b>		<b>100</b>
Vergleich von gefülltem Tank	kg		<b>-2705,26</b>	<b>-145,57</b>	<b>606,18</b>
	%		<b>-16,21</b>	<b>-0,76</b>	<b>3,03</b>

Abbildung 5.10 zeigt zusammenfassend die bei der Produktion entstehenden CO<sub>2</sub> Emissionen von verschiedenen alternativen Energieträgern im Vergleich zur Kerosinproduktion basierend auf Erdöl.

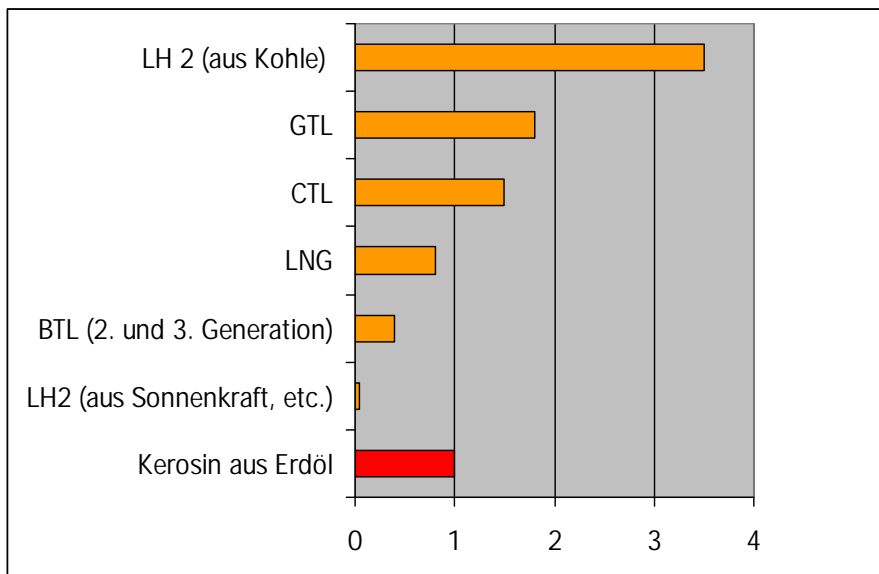
**Bild 5.10** CO<sub>2</sub> Emissionen bei der Produktion nach (Dagget 2006)

Tabelle 5.2 fasst die übrigen folgend genannten Bewertungskriterien übersichtlich zusammen. Die Verfügbarkeit und die Klimawirkung ist bei der Berechnung der Durchschnittsnote auf Grund der in dieser Arbeit gesetzten Prioritäten mit dem Faktor 2 bewertet worden.:

- § Verfügbarkeit (langfristig)
- § Klimawirkung
- § Handhabung

- § Energiedichte
- § Potenzielle technische Risiken
- § Nötige Modifikationen am Flugzeug - Ja/Nein

**Tabelle 5.2** Bewertungsmatrix der untersuchten alternativen Energieträger

Bewertungsmatrix	Verfügbarkeit	Klimawirkung	Energiedichte	Handhabung	Risiken	Modifikationen	Durchschnittsnote
GTL	3	4	1	1	2	1	1,89
CTL	2	4	1	1	2	1	1,67
BTL	3	2	1	1	2	2	1,56
Erdgas (flüssig)	3	4	1	3	3	3	2,33
Wasserstoff (flüssig)	1	2	2	3	3	3	1,56
1 = sehr gut		2 = gut		3 = akzeptabel		4 = unakzeptabel	

Aus der Bewertungsmatrix (Tabelle 5.2) geht hervor, dass die synthetischen Kraftstoffe GTL und CTL Kerosin übergangsweise, ohne aufwendige Änderungen am Flugzeug, ersetzen können und eine „Drag and Drop“ Lösung darstellen. Leider wird jedoch durch synthetische Kraftstoffe keine CO<sub>2</sub> Reduktion erreicht. BTL ist aus vielen Gesichtspunkten eine mögliche Alternative, jedoch ist die Verfügbarkeit von BTL unter der Vorgabe, dass BTL nicht mit der Nahrungsmittelproduktion konkurriert, bisher nicht gesichert. Die durch BTL erzeugten CO<sub>2</sub> Emissionen sind geringer als bei Kerosin, siehe auch Abbildung 5.8, jedoch kann auch mit BTL das Ziel einer CO<sub>2</sub> Reduktion während des Fluges nicht erreicht werden. Flüssiges Erdgas (Methan) ist auf Grund der begrenzten Verfügbarkeit und Klimawirkung nicht geeignet, den zukünftigen Energieträger zu stellen. Flüssiger Wasserstoff hat zwar den Nachteil, dass er in kryogenen Tanks gespeichert werden muss, welche die erläuterten Nachteile mit sich bringen, jedoch ermöglicht er bis auf die Wasserdampfemissionen eine emissionsfreie Luftfahrt, solange er klimaneutral hergestellt wird. Die Verfügbarkeit ist theoretisch unbegrenzt. Die Änderungen der Infrastruktur sind jedoch erheblich.

## 6 Elektrischer Antrieb als Alternative

Mit dem Hintergrund der zukünftig knapper werdenden Erdölressourcen, den bestehenden Herausforderungen beim Erreichen der aktuellen ACARE Ziele und dem Ziel einer „Zero Emissions Future“ in der Luftfahrt, besteht die Notwendigkeit langfristig ein alternatives Antriebskonzept zu finden. Elektromotoren stellen eine nicht auf einem Verbrennungsprozess beruhende Alternative dar und arbeiten gegenüber Verbrennungsmotoren unabhängig von der Luftdichte. Außerdem sind sie sehr zuverlässig und effizient. In den letzten Jahren finden sich immer wieder Hinweise auf mögliche ganz neue Antriebsformen wie etwa Ionen- oder Mikrowellenantriebe. Solche Exotenkonzepte sind jedoch meist sehr lückenhaft beschrieben und oft auch nur reine Spekulation. Daher werden sie im Rahmen dieser Arbeit nicht weiter betrachtet.

In der allgemeinen Luftfahrt, besonders im Bereich des Segelfluges, setzen sich Elektromotoren immer mehr durch. Elektromotoren galten für die kommerzielle Luftfahrt als zu schwer, bzw. technisch nicht machbar. Die Anwendung in der allgemeinen Luftfahrt und aktuelle Elektromotorenentwicklungen in der Automobilbranche, sowie Forschungsprogramme der NASA (National Aeronautics and Space Administration) zeigen jedoch, dass die Elektromotorentechnologie ein erhebliches Entwicklungspotenzial aufweist.

### 6.1 Beispiele aus der allgemeinen Luftfahrt

Die Firma L.M.C verkauft Elektromotoren, welche von engagierten Segelfliegern durch Eigenleistung in Segelflugzeuge integriert worden sind, um Außenlandungen zu vermeiden. Die Besonderheit ist, dass die luftgekühlten Motoren ein Leistungsgewicht von bis zu 3,12 kW/kg aufweisen, siehe Abbildung 6.1.



**Bild 6.1** Verschiedene Elektromotoren der Firma L.M.C. (L.M.C. 2008)

Weitergehend gibt dieses Kapitel einen kurzen Überblick über den bisherigen Einsatz von Elektromotoren in der allgemeinen bemannten Luftfahrt.

### **Icaré II**

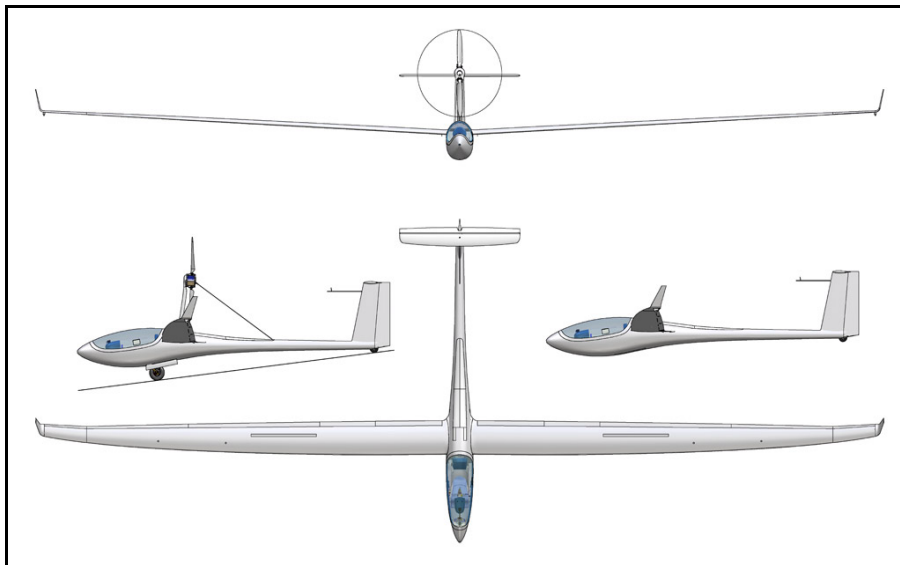
Der Icaré II ist von der Universität Stuttgart entwickelt worden. Der Icaré II wird durch einen speziell entwickelten elektrischen Motor mit einer Leistung von 12 kW bei einer Masse von 11.7 Kg angetrieben. Die Zellenmasse beträgt 264 kg bei einem maximalen Startgewicht von 344 kg (**Wikipedia 2009a**). Der Motor hat ein Leistungsgewicht von 1,03 kW/kg.

### **Solair II**

Solair II wurde von der Universität Hamburg für bildende Künste entwickelt. Als Antrieb kommen zwei kollektorlose Drehstrommotoren mit jeweils einer Leistung von 4,8 kW zum Einsatz. Das maximale Startgewicht beträgt 250 kg (**Solair 2009**)

### **Antares 20E**

Der Antares 20E wurde von der Firma Lange Aviation in Deutschland entwickelt. Dieser "Elektrische Motorglider" verwendet einen bürstenlosen 42 kW Gleichstrom Elektromotor, der mit dem Propeller direkt verbunden ist (**Lange 2009**), siehe Abbildung 6.2.



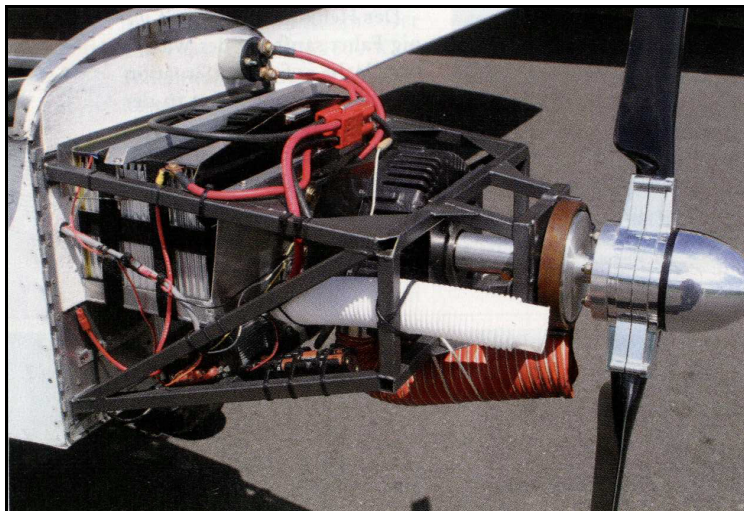
**Bild 6.2** Dreiseitenansicht Antares 20E (**Lange 2009**)

### **ElectraFlyer-C**

Der ElectraFlyer-C basiert auf einem experimental Aircraft, welches mit einem elektrischen Antrieb ausgestattet worden ist. Der Motor leistet 13,4 kW und die Stromversorgung wird durch aufladbare Batterien sichergestellt, mit denen ein Flug von 80 min möglich ist. Abbildung 6.3 zeigt den ElectraFlyer-C im Flug. Abbildung 6.4 den eingebauten Elektromotor (**Aerokurier 2008**).



**Bild 6.3** Der ElectraFlyer-C im Flug (Aerokurier 2008)



**Bild 6.4** Der Motor des ElectraFlyer-C im eingebauten Zustand (Aerokurier 2008)

## 6.2 Anforderungen auf dem Weg zur Anwendung in der Verkehrsluftfahrt

Die größten heutigen Strahltriebwerke haben ein Leistungsgewicht von 5,0 bis 6,0 kW/kg, wie in Tabelle 3.1 dargestellt. Die Triebwerke, welche heute an dem Referenzflugzeug A320 eingesetzt werden, weisen ein Leistungsgewicht zwischen 3 und 4 kW/kg auf. Die in Kapitel 6.1 beispielhaft aufgeführten Elektromotoren der Firma L.M.C weisen ein Leistungsgewicht von 3,12 kW/kg bei einer Leistung von 32 kW auf. Die Leistung ist im Vergleich zu den, in der kommerziellen Luftfahrt benötigten Leistungen sehr klein. Wäre ein einfaches lineares Hochskalieren von Elektromotoren mit dem genannten Leistungsgewicht von 3,12 kW/kg möglich,



würde ein Elektromotor mit einer Leistung von 10 MW ein Gewicht von 3205 kg aufweisen. Dies entspricht der Größenordnung heutiger Strahltriebwerke mit ähnlicher Leistung. Bei Betrachtung von bereits existierenden Elektromotoren mit einer Leistung von mehreren MW, wie sie heutzutage in Lokomotiven und Schiffen verbaut werden, ist jedoch festzustellen, dass keiner der recherchierten Elektromotoren ein Leistungsgewicht von über 1 kW/kg aufweist. Die Regel sind Gewichte im zweistelligen Tonnenbereich und die Bauvolumina sind unakzeptabel. Die Anforderungen, welche die kommerzielle Luftfahrt an Elektromotoren stellt, sind jedoch andere. Es wird eine sehr große Leistung bei einer möglichst kleinen Baugröße und geringem Gewicht gefordert. Die zu klärenden Fragen lauten damit: Warum sind heutige Elektromotoren so schwer? Kann das Prinzip „Leichtbau“ bei Elektromotoren angewandt werden?

Bei Elektromotoren ist nicht die Leistung  $P$  für die Baugröße, bzw. für das Bohrungsvolumen eines Elektromotors maßgebend, sondern das Drehmoment  $M$ . Umso größer das Drehmoment ist, desto mehr Material muss im Motor verbaut werden und umso schwerer wird der Motor. Die Leistung  $P$  eines Elektromotors ist über das Drehmoment  $M$  und die Drehzahl  $n$  definiert, siehe Formel 6.1, jedoch wird das Gewicht von der Größe des Drehmomentes getrieben (**Gießler 2008**).

$$P = M \cdot n \quad (6.1)$$

Als Beispiel sind zwei SIEMENS Motoren zu nennen. Ein Motor mit einer Leistung von 4 MW Gesamtleistung bei 3600 Umdrehungen/min und einem Drehmoment von ca. 10,6 kNm wiegt 7 t. Ein weiterer Motor wiederum mit 4 MW hat bei 120 Umdrehungen/min und einem Drehmoment von ca. 318 kNm ein Gewicht von 36 t (**Hartig 2008**). Die als Beispiel genannten Elektromotoren weisen ein Leistungsgewicht von 0,11 und 0,57 kW/kg auf und sind, wie bereits erwähnt, für den Einsatz in der Luftfahrt schlicht zu schwer und voluminös. Es ist aber eindeutig die Tendenz zu erkennen, dass das Motorengewicht von der Drehzahl abhängig ist. Weitergehend ist das Gewicht nicht unbedingt ein Designtreiber bei Schiff- und Lokomotivmotoren, da sie ein gewisses Gewicht aufweisen müssen. Viel Leistung ist nicht ausreichend, wenn z.B. eine Lokomotive nicht genügend Anpressdruck erzeugt. Daher wird in Lokomotiven teilweise sogar extra Gewicht installiert, um den Anpressdruck auf die Schiene zu erhöhen. Schiffsmotoren benötigen viel Drehmoment bei einer geringen Drehzahl zwischen 100 und 200 Umdrehungen/min, was auch zu sehr großen Massen führt. Im Luftfahrtbereich ist dies entgegengesetzt: Bei einem vergleichsweise geringem Drehmoment werden Drehzahlen um die 3000 bis 4000 Umdrehungen/min bei ummantelten und 1000 bis maximal 1500 Umdrehungen/min bei unummantelten Triebwerken benötigt, um den Fan, bzw. Propeller anzutreiben und Schub zu erzeugen. Sofern höhere Drehzahlen notwendig sind, um das Gewicht von Elektromotoren zu senken, müssten Getriebe zum Einsatz kommen, um die Umdrehungszahl auf den Propeller oder Fan anzupassen.

Eine weitere maßgebende Größe bei Elektromotoren ist die Esson'sche Ausnutzungsziffer  $C$ . Umso größer die Ausnutzungsziffer  $C$ , umso kleiner ist das Bauvolumen (Bohrungsvolumen), und resultierend das Gewicht. Für ein gegebenes Drehmoment lässt sich die Ausnutzungsziffer näherungsweise bestimmen, da sie durch  $C \sim \text{Drehmoment} / \text{Bohrungsvolumen}$  definiert ist. Es ist zu beachten, dass, umso größer die Ausnutzungsziffer ist, je schlechter wird der Wirkungsgrad. Elektrotechnisch ausgedrückt ist die Ausnutzungsziffer  $C$  im Wesentlichen abhängig von der Luftspaltinduktion  $B$  und der Stromdichte  $A$  in den Wicklungen, wodurch  $C \sim B \cdot A$  gilt.  $B$  wird begrenzt durch die Eisensättigung (maximale Induktion im Eisen), bzw. durch die Sättigung des verwendeten Materials, sowie von der Baugröße und dem Motorprinzip (Asynchron-, fremderregter Synchronmaschine, permanenterregte Synchronmaschine, Transversalflussmaschine, etc.).  $A$  wird begrenzt durch die Kühlungsart. Daraus folgt, dass die Ausnutzungsziffer hauptsächlich über die Kühlart, bzw. über das Kühlmedium, beeinflusst werden kann. Laut SIEMENS sind permanentmagneterregte Motoren im Bezug auf die Kühlmöglichkeiten vorteilhaft (**Gießler 2008**).

Eine weitere Möglichkeit zur Reduzierung des Gewichtes ist, jenes der einzelnen Bauteile zu verringern. Laut SIEMENS lässt sich das Prinzip Leichtbau bei konventionellen elektrischen Maschinen nicht auf die Aktivteile anwenden, da diese aus relativ schweren Materialien, nämlich Kupfer und hauptsächlich Stahl, eventuell noch Aluminium gefertigt werden müssen, einfach weil es die Physik so verlangt. Genannt seien die physikalischen und vom Material abhängigen Werte  $A$  (Stromdichte in den Wicklungen) und  $B$  (Induktionen im Eisen). Als Ansatzpunkt für eine Gewichtsminimierung bleiben daher nur Abschirmungen und Gehäuse.

Zusammenfassend ist festzuhalten, dass Elektromotoren eine hohe Drehmomentendichte  $\text{Nm/kg}$  aufweisen müssen, um möglichst leicht zu sein. Dies kann zum einen durch Kühlung erreicht werden, um die Stromdichte  $A$  in den Wicklungen zu erhöhen. Zum anderen durch die Verwendung von neuen magnetischen Materialien, welche einen höheren Induktionswert  $B$  bei einem niedrigeren Gewicht als Eisen zulassen. Die NASA hat im Auftrag der USAF (United States Air Force) Elektromotoren für die Anwendung in der Luftfahrt untersucht, konstruiert und getestet.

### **6.3 Anwendung in der Verkehrsluftfahrt**

Wie aus Abbildung 6.5 hervorgeht, sind Drehmomentendichten von ca.  $13 \text{ Nm/kg}$  ( $8 \text{ ft-lbs/lb}$ ) bei mit Flüssigkeit gekühlten permanentmagneterregten Motoren möglich. Durch die Kühlung mit flüssigem Wasserstoff oder Stickstoff auf  $-253 \text{ °C}$  kann der elektrische Widerstand so stark gesenkt werden, dass sich die Stromdichte  $A$  in den Wicklungen signifikant erhöht. Anders ausgedrückt, können durch die kryogene Kühlung bei gleichbleibenden Querschnitten

wesentlich größere Stromdichten umgesetzt werden. Durch die resultierende erhöhte Magnetfeldstärke steigt das Drehmoment und die Leistung ohne eine Gewichtszunahme des Motors. Durch den Einsatz von weiterentwickelten Permanentmagneten oder der HTS Technologie (Hochtemperatur Supraleiter) kann die Drehmomentendichte bis auf 26 Nm/kg (16 ft-lbs/lb) erhöht werden. Dies wird auf zwei verschiedenen Wegen erreicht. Die weiterentwickelten Permanentmagneten erreichen dies durch die weitere Anhebung des maximalen Induktionswertes  $B$ . Die HTS Technologie ermöglicht dies durch die Anhebung der Stromdichte  $A$  in den Wicklungen.

<i>Generation</i>	<i>Technology</i>	<i>Torque density (ft-lbs/lb)</i>
1 <sup>st</sup>	Air-cooled induction, Field-excited synchronous	3.5
2 <sup>nd</sup>	Liquid-cooled permanent magnet	8
3 <sup>rd</sup>	advanced PM, HTS	16
4 <sup>th</sup>	Advanced materials	>20

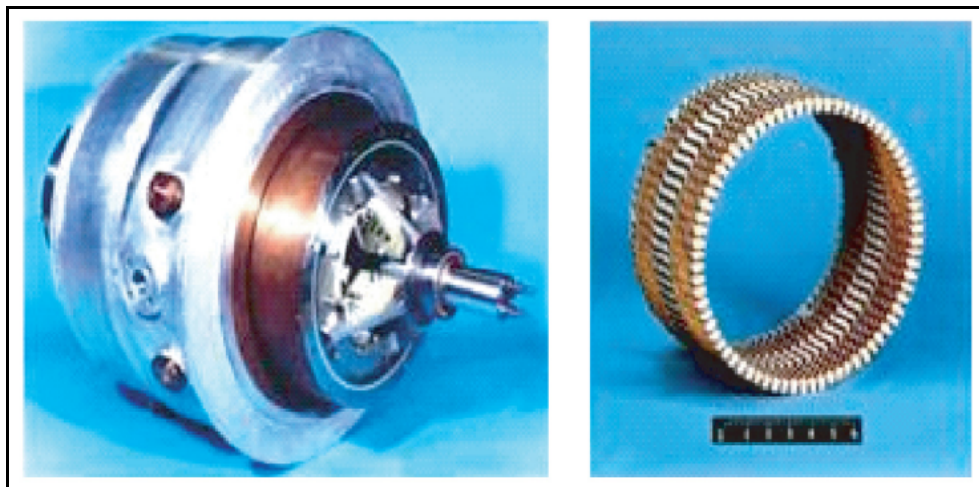
**Bild 6.5** Drehmomentendichte verschiedener Motorentypen (Mongeau 2005)

### 6.3.1 Gekühlte, konventionelle Elektromotoren

Durch Versuche der NASA ist nachgewiesen worden, dass hohe Drehmomentendichten und Leistungsdichten mit konventionellen, gekühlten Motoren erreicht werden können. Ein 1 MW Motor ist bereits 1991 gebaut und getestet worden, welcher durch Kühlung auf  $-254\text{ °C}$  und Verwendung von purem Aluminium als Spulenmaterial ein Leitungsgewicht von 10 kW/kg erreicht (Alexander 2003). Der elektrische Widerstand von Aluminium ist bei dieser Temperatur um das 500-fache kleiner als bei Raumtemperatur. Die Kühlungstemperatur kann auch auf z.B.  $-100\text{ °C}$  heraufgesetzt werden. Dies hätte jedoch bei gleichbleibender Leistung ein erhöhtes Gewicht und Bauvolumen zu Folge. Tabelle 6.1 zeigt die Daten des getesteten 1 MW Motors. In Abbildung 6.6 ist der Motor selbst dargestellt.

**Tabelle 6.1** Kenndaten des 1 MW Motor (Alexander 2003)

Parameter	Value
Power	1 MW (1,341hp)
Weight	220 lb
Diameter	18 in
Length	18 in
Coil material	High purity aluminum
Current density in aluminum wire	80,000 A per in <sup>2</sup>
Stator cooling	LH <sub>2</sub> at 2 atm pressure
Rotor cooling	LH <sub>2</sub> (boiling) at 1 atm pressure
Voltage	4,000 V
Rotational speed	6,000 rpm
Frequency	400 Hz
Measured efficiency	99.48%

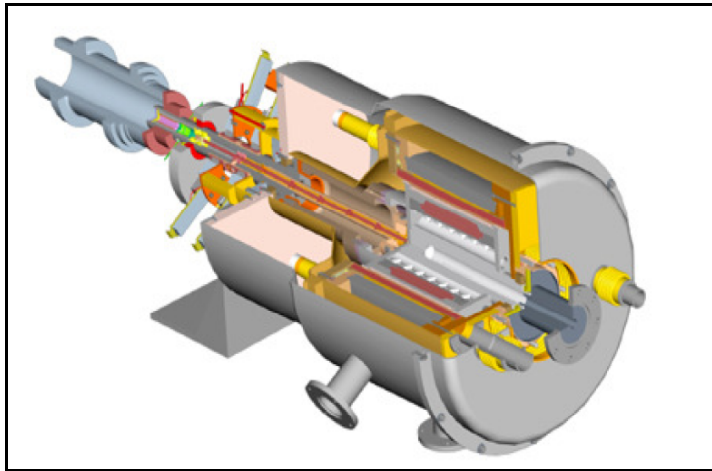
**Bild 6.6** 1 MW Motor (Brown 2005)

### 6.3.2 HTS Elektromotoren

Am Glenn Research Center der NASA wird an einem Flugzeugtriebwerk auf Basis von Hochtemperatursupraleitern gearbeitet. Im Stator rotiert ein durch Spulen erzeugtes Magnetfeld und induziert im Rotor Wirbelströme, die ihrerseits ein Magnetfeld aufbauen. Da sich die gleichgerichteten Magnetpole beider Magnetfelder voneinander abstoßen und sich die ungleichgerichteten anziehen, wird der Rotor in Bewegung versetzt. Die magnetischen Kräfte, welche den Rotor in Bewegung setzten, können durch den Einsatz von Hochtemperatur-Supraleitern (HTS) verstärkt werden, da zu Spulen aufgewickelte hochtemperatursupraleitende Drähte bis zu 100 Mal so viel Strom transportieren können, wie ein ebenso dickes Kupferkabel. Somit erzeugen sie ein höheres Magnetfeld als normale Spulen. Auf diese Weise ist eine kompakte und leichte Bauweise möglich (Masson 2007).

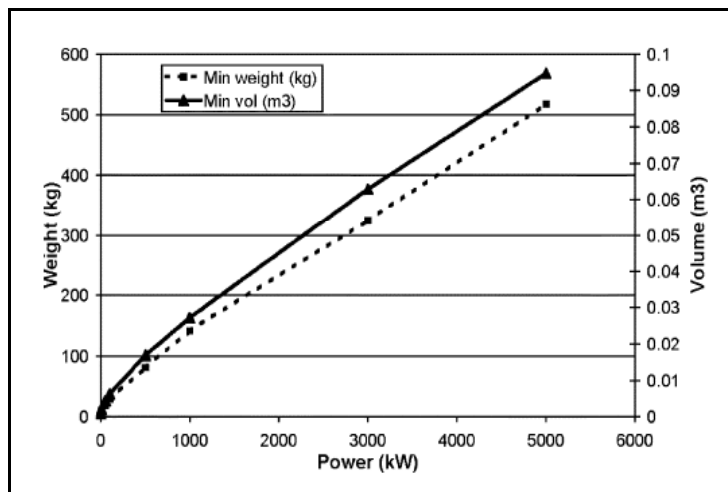
Bereits erprobte HTS-Motoren erreichen ein Leistungsgewicht zwischen 5 und 7 kW/kg bei Drehmomentdichten von bis zu 20 Nm/kg und einem Leistungsniveau bis 1,5 MW. Gleichzei-

tig weisen sie ein Wirkungsgrad von 99 % auf (Masson 2007). Abbildung 6.7 zeigt einen HTS Motor.



**Bild 6.7** Darstellung eines HTS Motors (Trudell 2007)

Damit die eingebauten Supraleiter stromleitend werden, bzw. der Motor überhaupt funktioniert muss er auf mindestens  $-196\text{ °C}$  gekühlt werden. Bis vor einigen Jahren war die Verarbeitung der spröden keramischen supraleitenden Materialien, wie Wismut-Strontium-Kalzium-Kupfer-Oxide (Bi2223), noch zu aufwendig und zu teuer. Durch neue Produktionsprozesse konnte dieses Problem in den letzten Jahren gelöst werden. In konventionellen Elektromotoren geht durch Reibungsverluste und Lagerverschleiß viel Energie verloren. In den Magnetlagern der HTS Motoren hingegen werden die beweglichen Teile (Rotor) berührungsfrei aufgenommen. Kommt flüssiger Wasserstoff als Energieträger zum Einsatz, welcher zum Zwecke der Unterbringung auf  $-253\text{ °C}$  gekühlt werden muss, kann ein Synergieeffekt genutzt werden, indem der kalte Wasserstoff zur Kühlung der Motoren benutzt wird (Masson 2007). Die Erwärmung des flüssigen Wasserstoffes ist nötig, sollte der benötigte Strom mit Gasturbinen und Generatoren erzeugt werden. Abbildung 6.8 zeigt einen Graphen, aus dem sich das Gewicht und Bauvolumina für verschiedene Leistungen ablesen lässt.

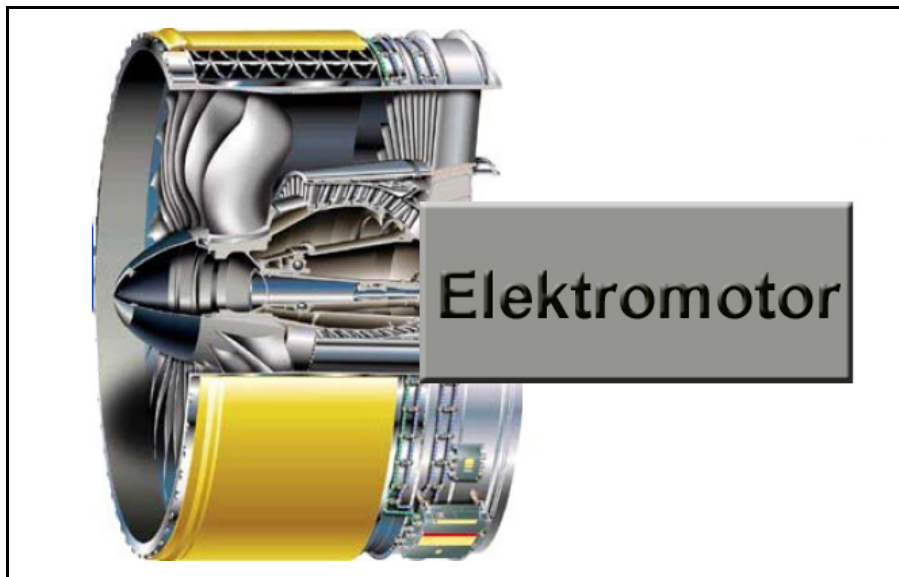


**Bild 6.8** Leistung gegenüber Gewicht und Volumen (Masson 2005)

Ein großer Nachteil der HTS Technologie ist, dass die Motoren nur funktionieren, wenn die Kühlung in Takt ist. Bei Ausfall der Kühlung ist der Motor nicht mehr funktionstüchtig. Daher sind gekühlte Elektromotor konventioneller Bauart gegenüber HTS Motoren zu bevorzugen, da sie ebenfalls Leistungsdichten von 10 kW/kg aufweisen können.

## 6.4 Elektrisches Antriebssystem

Hochmoderne Elektromotoren, wie sie z.B. von der NASA entwickelt wurden, können theoretisch in die in Kapitel 3.4 erläuterten existierenden Triebwerke integriert werden, indem die Gasturbine gegen einen Elektromotor ausgetauscht wird. Der Elektromotor produziert Wellenleistung die dann durch den Fan oder Propeller in Schub umgewandelt wird. Abbildung 6.9 zeigt dieses Konzept eines elektrischen Turbofans in grob schematischer Darstellung. Denkbar wäre auch ein elektrischer Turboprop, ein elektrischer Getriebefan und ein elektrischer, offener oder ummantelter Propfan. Es ist aber zu bedenken, dass der Schubanteil, welcher normalerweise durch den Abgasstrahl erzeugt wird, wegfällt.



**Bild 6.9** schematische Darstellung eines elektrischen Turbofans nach (Masson 2007a)

Bei einem Turbofantriebwerk ist der Schubanteil des Abgasstrahls vom BPR abhängig. Angenommen der Abgasstrahl trägt zu 20 % des Schubes bei, so würden beim Austausch der Gasturbine gegen einen Elektromotor nur 80 % des benötigten Schubes übrig bleiben. Dieser Verlust kann z.B. durch einen größeren Fandurchmesser aufgefangen werden. Die nötige Fanvergrößerung kann über die benötigte größere Eintrittsfläche abgeschätzt werden, welche um 20 % ansteigen muss, um den Luftmassenstrom zu erhöhen. Es ergibt sich folgende Formel 5.1 für den Fandurchmesser.

$$d_{neu} = \sqrt{d_{alt}^2 \cdot 1,2} \quad (5.1)$$

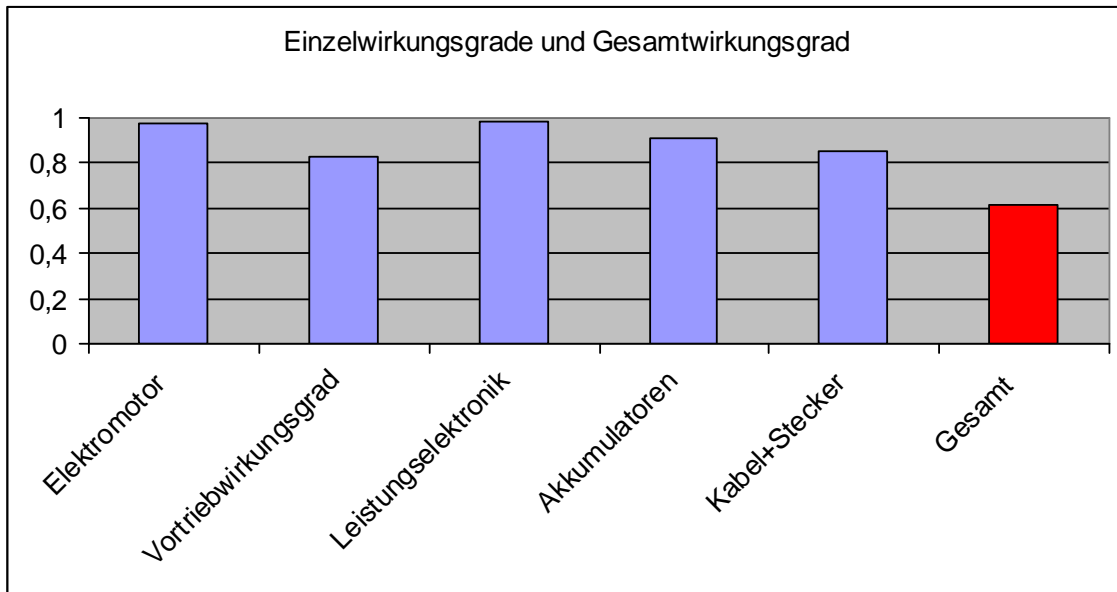
Der Propellerdurchmesser von elektrischen PTL oder offenen Propfans kann durch Formel 5.2 abgeschätzt werden, wenn die Leistung des Triebwerkes  $P_{E_{max}}$ , die Anzahl der Propellerblätter  $n_{Bl}$  und aus der Statistik gegebene Kreisflächenbelastung pro Propellerblatt  $P_{blade}$  gegeben sind. Für Regionalflugzeuge liegt die Kreisflächenbelastung zwischen 27.3 und 41.7 kW/m<sup>2</sup> (**Scholz 1998**).

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot P_{E_{max}}}{P_{Blade} \cdot n_{Bl} \cdot \pi}} \quad (5.2)$$

Der Vortriebwirkungsgrad eines elektrischen Turbofans wird sich dadurch verbessern, dass die Geschwindigkeitsänderung (c-v) durch den Wegfall des Abgasstrahls kleiner wird, siehe auch Formel 3.2. Generell gilt aber weiterhin dass ein elektrischer CRISP Antrieb oder ein elektrischer Turboprop auf Grund ihrer besseren Vortriebwirkungsgrade, zurückzuführen auf die Bauweise, weniger elektrische Energie benötigen als ein elektrischer Turbofan. Der Wirkungsgrad von Elektromotoren liegt zwischen 95 und 99 %. Der Vortriebwirkungsgrad von heutigen Strahltriebwerken liegt zwischen 73 und 90 %. Abbildung 4.18 ist zu entnehmen, dass ein CRISP Triebwerk einen erwarteten Vortriebwirkungsgrad von 83 % aufweist. Der Gesamtwirkungsgrad eines elektrischen ummantelten Propfans würde damit zwischen 79 und 82 % liegen. Im Vergleich zu den heutigen Strahltriebwerken, welche einen Gesamtwirkungsgrad von 40 % aufweisen, ist dies ein wirklicher Effizienzsprung.

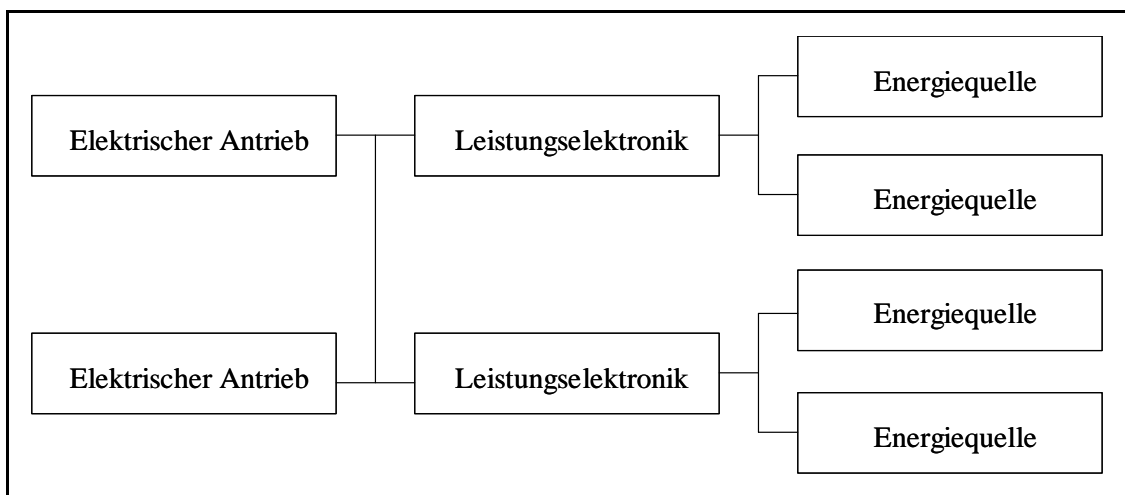
Um einen Elektromotormotor zu regeln und zu steuern, ist eine Leistungselektronik unumgänglich. Die spezifischen Massen und Wirkungsgrade einer modernen elektronischen Motoransteuerung sind prinzipiell nicht vom Motortyp, ausgenommen Gleichstrommotoren, abhängig, sondern von der Leistung (**Gießler 2008**). Wie auch der Motor selbst, ist die Leistungsfähigkeit der Leistungselektronik sehr stark von Kühlmöglichkeiten abhängig. Das Leistungsgewicht von modernen luftgekühlten Leistungselektroniken liegt bei 11 kW/kg bei einem Wirkungsgrad von 98 % (**Brown 2005**).

Um ein elektrisches Antriebssystem mit konventionellen Strahltriebwerken vergleichen zu können, muss der Gesamtwirkungsgrad beider Antriebssysteme miteinander verglichen werden. Der Wirkungsgrad des Elektromotors wird mit 97,5 % bei einem Vortriebwirkungsgrad von 83 % angenommen. Die Leistungselektronik weist einen Wirkungsgrad von 98 % auf und die Akkumulatoren und Kabel + Stecker 91 % und 85 %. Es ergibt sich ein Gesamtwirkungsgrad von 61 %. Gegenüber den Strahltriebwerken ist dies ein vielversprechender Wert. Abbildung 6.10 zeigt die einzelnen Wirkungsgrade.



**Bild 6.10** Gesamtwirkungsgrad eines elektrischen Antriebssystems

Der Wirkungsgradwert der Kabel + Stecker ist der Quelle **Retzbach 2005** entnommen. In einer weitergehenden Arbeit müsste untersucht werden, welche elektrischen Verluste bei sehr hohen Leistungen, wie sie in der kommerziellen Luftfahrt auftreten, in den Stromleitungen zu erwarten sind. Eine Möglichkeit, die Kabelquerschnitte und Verluste zu reduzieren, ist die Spannung möglichst hoch anzusetzen.



**Bild 6.11** Schema eines elektrischen Antriebssystems mit Redundanz nach (**Masson 2007a**)

Abbildung 6.11 zeigt eine mögliche Konfiguration eines elektrischen Antriebssystems. Auf mögliche Energiequellen, neben den Akkumulatoren, wird in Kapitel 7 eingegangen. Neben dem besseren Wirkungsgrad gibt es weitere Vorteile eines elektrischen Antriebssystems. Ein elektrisches Antriebssystem erhöht die Redundanz und somit die Sicherheit, wenn die Triebwerke und die Energiequellen wie in Abbildung 6.11 dargestellt, verschaltet werden. Wenn Teile der Stromversorgung ausfallen, ist trotzdem eine symmetrische Schubsteuerung mög-



lich. Des Weiteren ermöglicht ein elektrisches Antriebssystem das Abschalten einzelner Stromerzeuger während des Reisefluges, um die Effizienz des Systems zu erhöhen (**Masson 2007a**).

Durch ein elektrisches Antriebssystem wird ein „All Electric Aircraft“ sehr wahrscheinlich, so dass durch das Prinzip „Power by Wire“ die komplette schwere und wartungsanfällige Hydraulik ersetzt werden kann (**Masson 2007a**). Außerdem sind heutige Strahltriebwerke sehr kostenintensiv in der Wartung. Ein Elektromotor hingegen besteht im Vergleich aus sehr wenigen Teilen, so dass davon auszugehen ist, dass Elektromotoren in Anschaffungs- und Wartungskosten günstiger sind als Strahltriebwerke. Abschließend ist noch anzumerken, dass Elektromotoren, wie heutige Strahltriebwerke, kurzzeitig bei entsprechender Kühlung für wenige Sekunden mit einem Überlastbereich von bis zu 130 % betrieben werden können (**Gießler 2008**).

Ein Nachteil eines elektrischen Antriebssystems ist ein mögliches erhöhtes Gewicht. Die Leistungsgewichte liegen zwar mit 10 kW/kg über dem der heutigen Strahltriebwerke, jedoch bezieht sich diese Angabe auf den nackten Motor. Zusatzaggregate, Fan oder Propeller, sowie Getriebe sind nicht berücksichtigt. Außerdem wird neben dem Motor eine Leistungselektronik benötigt, welche weiteres Gewicht bedeutet und im Rumpf untergebracht werden muss. Hinzu kommt eine Kühlanlage, um die Elektromotoren und Leistungselektronik zu kühlen. In einer weitergehenden Arbeit sollte das elektrische Antriebssystem inkl. der Leistungselektronik und der benötigten Kühlung genau betrachtet, bzw. ausgelegt werden, um Gewichte und Bauvolumina genauer abschätzen zu können.

Um die ACARE Ziele 2020, erweitere ACARE Ziele oder das IATA Ziel „Zero Emission Future“ zu erreichen und unabhängiger vom Rohstoff Erdöl zu werden, stellt der Elektromotor eine Alternative da. Daher wird trotz der offenen Fragen, die Integration eines elektrischen Antriebssystems in Kapitel 9, 10 und 11 untersucht.

## 7 Energiequellen für elektrische Antriebssysteme

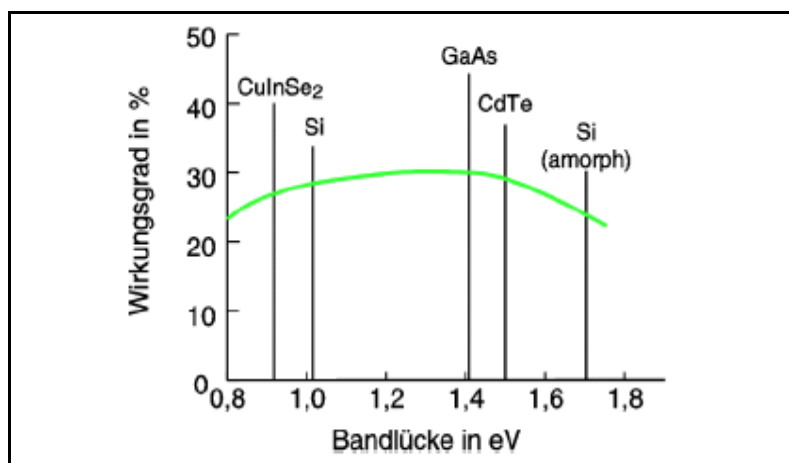
Es gibt verschiedene Möglichkeiten die benötigte elektrische Energie für die Elektromotoren im Betrieb bereitzustellen. Die benötigte elektrische Energie kann

- § von externen Quellen bezogen werden.
- § an Bord des Flugzuges erzeugt werden.
- § mittels elektrischer Energiespeicher zur Verfügung gestellt werden.

### 7.1 Externe Energiequellen

#### 7.1.1 Photovoltaik

Aus einer ganzen Reihe verschiedener Materialien können Solarzellen hergestellt werden. Jedes Material hat eine bestimmte spektrale Empfindlichkeit und kann einen bestimmten Teil des Strahlenspektrums in Energie umsetzen. Der beste heutzutage erreichte Wirkungsgrad der verfügbaren Solartechnik liegt trotz erfolgreicher Weiterentwicklungen unter Laborbedingungen bei höchstens 40,8 % (**Heise 2008**). Dieser Wirkungsgrad wurde mit Gallium Arsenid Solarzellen erzielt. Im Vergleich dazu wurde mit Silizium Solarzellen ein Wirkungsgrad von ca. 25 % unter Laborbedingungen erreicht. Abbildung 7.1 zeigt die theoretisch erreichbaren Wirkungsgrade der aus unterschiedlichen Materialien bestehenden Solarzellen (**solarserver 2008**).



**Bild 7.1** Theoretisch erreichbare Wirkungsgrade verschiedener Materialien (**solarserver 2008**)

Der bessere maximale theoretische Wirkungsgrad der Gallium Arsenid Solarzellen ist nicht der einzige Vorteil gegenüber anderen Solarzellentechnologien. Gallium Arsenid Solarzellen lassen sich im Gegensatz zu Silizium Zellen sehr gut auf gekrümmten Flächen, wie typi-

scherweise Flügeln und Leitwerken, installieren. Beispiel: Zusammengerechnet ergeben die oberen Flügelflächen, die oberen Höhenleitwerksflächen und die obere Rumpfoberfläche einer A320 eine potenzielle Anwendungsfläche für Solarzellen von 270 m<sup>2</sup>. Am Äquator steht eine mittlere eingestrahelte Energie von 1000 W/m<sup>2</sup> zur Verfügung (**solarserver 2008**). Angenommen es können in Zukunft Solarzellen mit einem Wirkungsgrad von 40 % in Serie produziert werden, dann könnten mit einer Fläche von 270 m<sup>2</sup> gerade einmal 108 kW erzeugt werden. Zu beachten ist, dass unter Beachtung der Witterung die für die Berechnungen angenommene eingestrahelte Energie stark abnimmt.

Auf Grund der zu geringen Leistungen, welche erzeugt werden können, werden Solarzellen in dieser Arbeit nicht weiter betrachtet. Selbst wenn der Wirkungsgrad stark ansteigen würde, sind stets die Witterung und Dunkelphasen zu beachten. Des weiteren würde höchst wahrscheinlich durch die Integration von Solarpaneels auf den Flügeln und dem Rumpf der Reibungswiderstand zunehmen, wodurch ein erhöhter Energiebedarf entsteht.

### **7.1.2 Sonstige externe Quellen**

Das kabellose Übertragen von elektrischer Energie oder die Energieübertragung per Laserstrahl zum Flugzeug stellen neben der Photovoltaiktechnologie weitere externe Energiequellen dar. Diese Technologien sind jedoch nach heutigem Technologiestand eher Fiktion und reine Spekulationen, auch wenn die Übertragung von geringen Kapazitäten in Laborversuchen gelungen ist. Daher werden diese Energiequellen in dieser Arbeit nicht weiter betrachtet.

## **7.2 On-board Stromerzeugung**

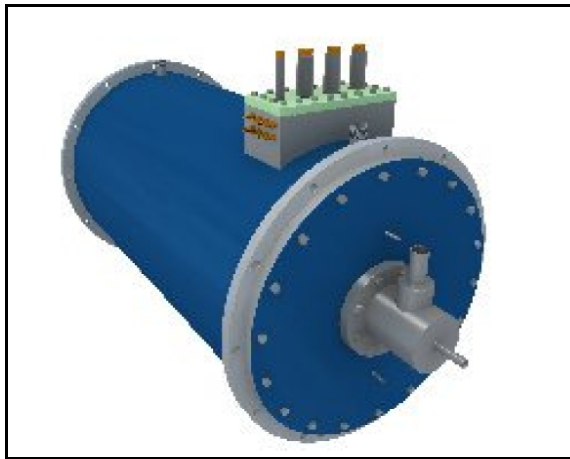
Die von den Elektromotoren benötigte elektrische Energie kann während des Fluges an Board mit Hilfe von Energiewandlern erzeugt werden. Als Energieträger können alle in Kapitel 6 erläuterten alternativen Energieträger und Kerosin dienen. Als Energiewandler kommen Gasturbinen und Brennstoffzellen in Frage.

### **7.2.1 Gasgeneratoren**

Gasturbinen treiben heutige Strahltriebwerke an und erreichen einen Wirkungsgrad von 50 %. Die Funktionsweise ist in Kapitel 3.3 beschrieben. Durch eine optimale Auslegung und sehr

hohen Drehzahlen bei sehr hohen Temperaturen ist bei stationären Kraftwerksgasturbinen ein maximaler Wirkungsgrad von 60 % möglich (**Energy20 2008**). Es ist davon auszugehen, dass Gasturbinen kleinerer Bauart den Wirkungsgrad steigern können, wenn neue Materialien gefunden werden. Die Abwärme der Gasturbine könnte in einer Dampfturbine zur Energieerzeugung genutzt werden oder zum Betrieb einer Hochtemperaturbrennstoffzelle dienen.

Durch die HTS Technologie ist es gelungen einen Generator inklusive einer Gasturbine und der benötigten Steuerungselektronik mit einer Leistung von 5 MW bei einem Gewicht von 1,5 t zu bauen, welcher in Abbildung 7.2 gezeigt ist (**HTS-110 2008**). Dieser moderne Generator weist einen Wirkungsgrad von 95 bis 99 % auf, unter der Voraussetzung, dass er gekühlt wird. Über den Wirkungsgrad der integrierten Gasturbine wird in der Quelle leider keine Angabe gemacht.



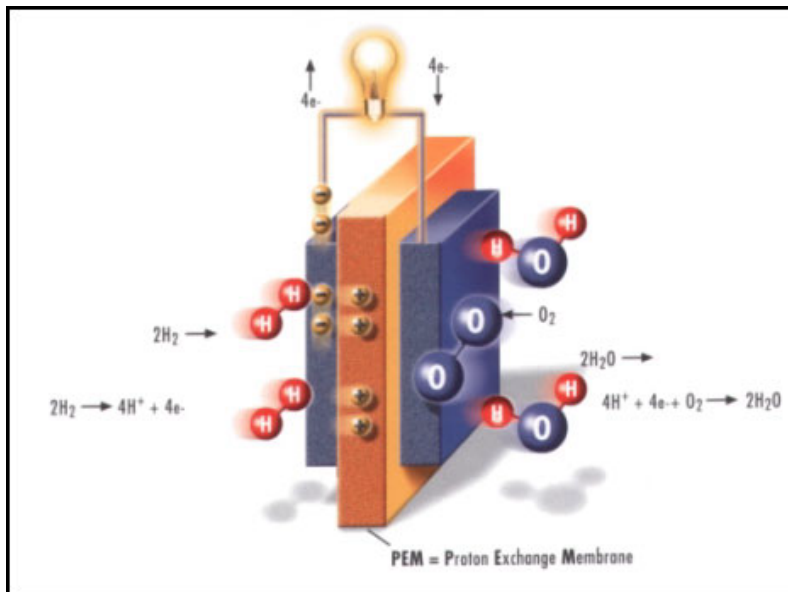
**Bild 7.2** HTS 5 MW Generator (**HTS-110 2008**)

### 7.2.2 Brennstoffzellen

Da die Brennstoffzelle seit mehreren Jahren in der Erprobung ist, könnte sie bei einem alternativen Antriebskonzept zum Einsatz kommen. Allgemein erzeugen Brennstoffzellen elektrischen Strom aus einem Energieträger und einem Oxidator, meistens Wasserstoff und Sauerstoff, indem eine umgekehrte Elektrolyse stattfindet. Die in der Brennstoffzelle verbauten Elektroden, die Anode und Kathode, sind durch einen Elektrolyten getrennt. Dieser Elektrolyt kann von Ionen überwunden, bzw. durchdrungen werden, jedoch nicht von Elektronen. Auf Grund dieser Tatsache entsteht eine Spannung zwischen den Elektroden. Werden die beiden Elektroden mit einem elektrischen Verbraucher verbunden, fließt ein Strom, siehe auch Abbildung 7.3.

Mittlerweile sind verschiedene Brennstoffzellentypen verfügbar. Die wichtigsten sind AFC (Alkaline Fuel Cell), PEM (Proton Exchange Membrane Fuel Cell), PAFC (Phosphoric Acid

Fuel Cell), SOFC (Solid Oxide Fuel Cell) und die MCFC-Zellen (Molten Carbonate Fuel Cell). Dabei wird zwischen Niedrigtemperaturbrennstoffzellen und Hochtemperaturbrennstoffzellen unterschieden. Der Vorteil der Niedrigtemperaturbrennstoffzellen ist, dass sie in wenigen Minuten einsatzbereit sind, hingegen die Hochtemperaturbrennstoffzellen auf Grund der hohen Reaktionstemperaturen bis zu mehreren Stunden vorgeheizt werden müssen, bis die Stromproduktion einsetzt. Das höchste Leistungsgewicht weist momentan die PEM-Brennstoffzelle auf, welches bei maximal 1 kW/kg liegt (**Masson 2007**). Die SOFC Brennstoffzelle weist den besten Wirkungsgrad auf, er liegt bei 65% (**Brennstoffzelle 2008**).



**Bild 7.3** Funktionsweise einer Brennstoffzelle (**Brennstoffzelle 2008**)

In der Brennstoffzellentechnologie muss ein Durchbruch gelingen, damit die Brennstoffzelle für die Erzeugung der sehr großen benötigten elektrischen Leistungen eines elektrischen Antriebes interessant wird. Das aktuell maximal erreichbare Leistungsgewicht von 1 kW/kg ist viel zu gering. Bei einer für den Reiseflug benötigten elektrischen Leistung von 10 MW würde das Gewicht schon bei 10 t liegen. Das genannte Leistungsgewicht von 1 kW/kg ist sehr optimistisch, unter Praxisbedingungen wird aktuell ein Verhältnis von 0,4 kW/kg erreicht, womit das Gewicht weiter steigen würde (**Airbus 2009**).

Nach heutigem Technologiestand sind Brennstoffzellen keine Option für die Erzeugung von Primärenergie an Bord von Flugzeugen.

### 7.3 Akkumulatoren und Batterien

Der Unterschied zwischen Batterien und Akkumulatoren besteht darin, dass Batterien, im Gegensatz zu Akkumulatoren, nicht wiederaufladbar sind. Batterien weisen jedoch höhere

Energiedichten auf als Akkumulatoren. Da es nicht sinnvoll ist, die Batterien nach jedem Flug zu wechseln, bzw. zu entsorgen, werden im weiteren Verlauf dieser Diplomarbeit nur Akkumulatoren betrachtet.

Die Weiterentwicklung des Speichermediums Akkumulator in Richtung höherer Leistungsdichten ist in den letzten Jahren sehr rasant verlaufen. Es gibt viele verschiedene Arten von Akkumulatoren, die derzeit verwendet oder speziell für die auf dem Markt präserter werden- den Hybridautomobile und Elektroautos weiterentwickelt werden.

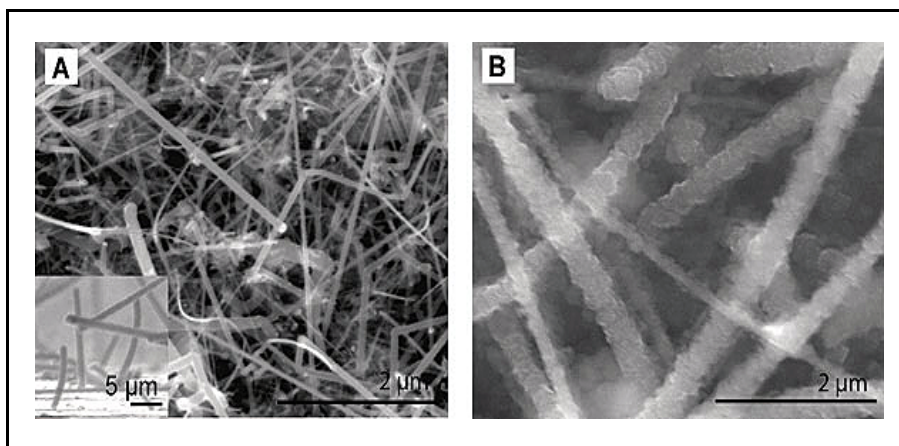
### 7.3.1 Übersicht der verschiedenen Akkumulatortypen

Der Unterschied zwischen den verschiedenen Akkumulatoren ist die chemische Zusammensetzung des Elektrolyts, der Elektroden und Anoden. Weitergehend kann die Bauform stark vom Typ des Akkumulators abhängen. Beim Entladen und Beladen der Akkumulatoren findet unabhängig vom Typ der gleiche elektrochemische Vorgang statt. Der Anwendungsbereich wird durch Eigenschaften wie die Betriebstemperatur, die Stromverträglichkeit und die Lade- und Entladeeigenschaften bestimmt.

Weit verbreitet sind Blei-Säure Akkumulatoren. Sie sind in jedem Auto vorhanden. Typische Merkmale sind das große Gewicht und die Unhandlichkeit. Nickel-Cadmium (NiCd) Akkumulatoren sind preiswert, robust und sofern sie richtig angewendet werden, weisen sie eine lange Lebensdauer auf. Cadmium ist jedoch ein Umweltgift, so dass der Einsatz heutzutage nur noch gerechtfertigt ist, wenn die hohe Lebensdauer eine Große Rolle bei der Verwendung spielt. Nickel-MetallHybrid (NiMH) Akkumulatoren können als direkter Ersatz für die NiCd angesehen werden. Sie weisen eine höhere Energiedichte auf, sind teurer, empfindlicher und haben eine etwas schnellere Selbstentladung. Für hohe Ströme ist dieser Akkumulatortyp nicht geeignet. Die Akkumulatorstoffe sind teilweise recyclebar. Die Lithium Technologie weist eine sehr lange Betriebsdauer auf. Diese kann bei über 10 Jahren liegen. Auf Grund der langen Betriebsdauer wird sie hauptsächlich in Uhren und Kameras eingesetzt. Die Lithium-Ionen Li-Ion Technologie weist eine hohe Energiedichte auf. Die Akkumulatoren sind leicht, haben eine höhere Zellenspannung von 3 – 4 V und befinden sich ausschließlich in speziellen Akkupacks für Hightech-Geräte. Lithium-Polymer Akkumulatoren sind Lithium-Ionen Li-Ion Akkumulatoren jedoch ohne flüssigen Elektrolyten. Durch diese Tatsache sind flexible Bauformen ohne ein starres Gehäuse möglich (**Guetif 2006**). Eine Übersicht der Eigenschaften der erläuterten Akkumulatortypen ist in Anhang C zu finden

### 7.3.2 Aktuelle Entwicklungen der Akkumulortechnologie

Am Institut für Technologie in Massachusetts ist es Wissenschaftlern gelungen, nanometergroße Drähte herzustellen. Die ultradünnen Lithium-Ion Akkus erreichen hierdurch die dreifache Kapazität. Auch französischen Forschern ist es gelungen mit Hilfe der Nanotechnologie Elektroden herzustellen, die eine höhere Energiedichte zulassen. Ein neues Kathodenmaterial ist in Kanada entwickelt worden. Die neue Kathode besteht anstatt aus Eisenphosphat aus Fluorid, wodurch sich ein Vorteil bei der Lebensdauer ergibt. Weitergehend kann das Lithium durch Natrium ersetzt werden, dies senkt die Kosten bei der Herstellung (**b.-university 2008**).

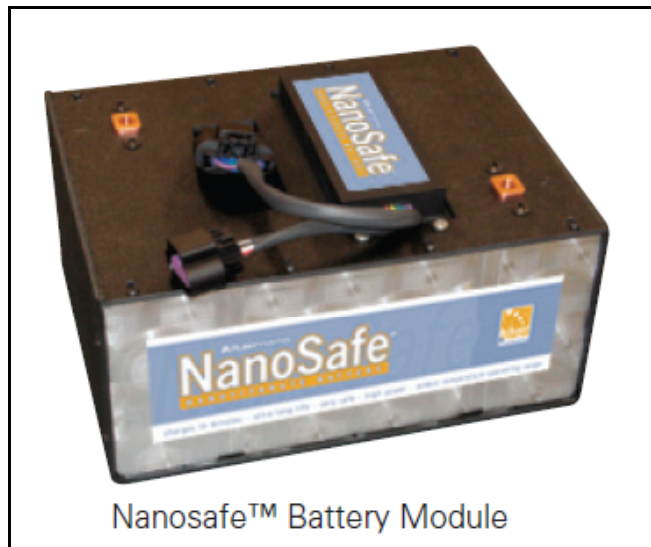


**Bild 7.4** Nano-Silizium-Drähte vor (links) und nach (rechts) der Aufnahme von Lithium (**tomshardware 2007**)

Eine Verzehnfachung der Kapazität von Li-Ionen Akkumulatoren versprechen sich Wissenschaftler der Stanford Universität von Siliziumdrähten in Nanometergröße siehe Abbildung 7.4. Bezogen auf den Technologiestand von 2006 würde dies einer Energiedichte von 1000 bis 1500 Wh/kg entsprechen. Die zum Einsatz kommenden Nanometer-Siliziumdrähte, ermöglichen erst den Einsatz von Silizium als Anode. Der Vorteil von Silizium ist, dass es große Mengen an Lithium halten kann. Da die Anode bei der Aufnahme und der späteren Abgabe von geladenen Li-Atome erst an- und folgend wieder abschwilt, war es bisher nicht möglich Silizium zu verwenden, da die Struktur des Silizium dabei zerstört wurde. Die Nanodrähte lösen dieses Problem. Eine Voraussetzung, um eine zehnfache Kapazität zu erreichen, ist, dass auch die Kathode verbessert wird. Die Forscher gehen davon aus, dass einer Massenproduktion dieser Technologie nichts im Wege steht und diese Akkumulatoren in spätestens 5 Jahren verfügbar sein werden (**tomshardware 2007**).

Die Firma Altair Nanotechnologies hat ein Produkt mit dem Namen „Nanosafe“ auf den Markt gebracht, siehe Abbildung 7.5. Der NanoSafe ist ein Lithium-Titanat Akkumulator, welcher eine Weiterentwicklung der Li-Ionen Akkumulator ist. Die konventionelle Graphitanode wird durch eine nanostrukturierte Lithium-Titanat-Anode ersetzt. Da die Li-Ionen exakt in die vorgesehenen Plätze im nanostrukturierten Titanat passen, erfolgt beim Ein- und Ausla-

gern keine Volumenänderung. Dies schont die Materialien und sorgt für eine verbesserte Lebensdauer und Ladekapazität. Zusätzlich wird der Akkumulator explosions sicher (**Altairnano 2007**).



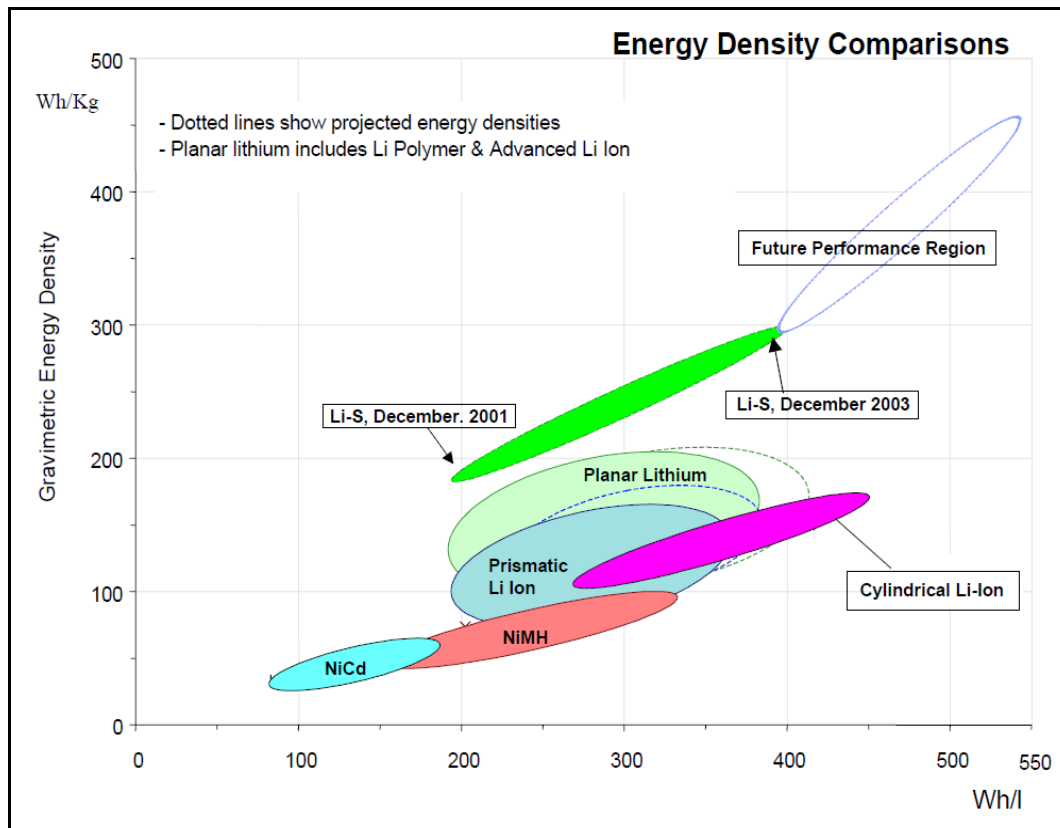
**Bild 7.5** NanoSafe Batterie (**Altairnano 2007a**)

Die Ladezeit des NanoSafe Akkumulators bewegt sich im Bereich von unter 10 Minuten bei Verwendung von Starkstrom gegenüber herkömmlichen Akkumulatoren, die für die Ladung mehrere Stunden benötigen. 80% der Ladung kann innerhalb von 1 Minute erlangt werden und dies bei einem sehr geringen bis keinem Memory Effekt. Die Lebensdauer erhöht sich erheblich, sie soll bei mehr als 20 Jahren und 15.000 Lade/Entladezyklen liegen. Dies ist gegenüber anderen Akkumulatoren mit drei bis fünf Jahren Lebensdauer und 1000 Zyklen ein Technologiedurchbruch. Die hohe Leistungsdichte von 4 kW/kg und 5 kW/l übersteigt die Werte von herkömmlichen Li-Ion Akkumulatoren um ein vielfaches. Ein weiterer großer Vorteil ist der Betriebstemperaturbereich, welcher zwischen -50 bis +75 °C liegt (**Altairnano 2007a**). Die Energiedichte liegt bei 70–90 Wh/kg. Dies stellt einen Nachteil dar, der jedoch durch die bereits genannten Vorzüge, großer Betriebstemperaturbereich, hohe Lebensdauer und hohe Leistungsdichte ausgeglichen wird. Ein weiterer Nachteil ist der hohe Preis auf Grund niedriger Fertigungskapazitäten gegenüber konventionellen Lithium-Ionen Akkumulatoren. Der Verkaufspreis der Akkumulatoren lag laut Altairnano zwischen 1.50 \$ bis 2.50 \$ pro Wh Mitte 2008 und er soll auf 0.50 \$ bis Ende 2010 sinken. Wird dieses Ziel erreicht, läge der Preis deutlich unter dem heute gängigen Preis von 1 \$ pro Wh für herkömmliche Lithium-Ionen Akkumulatoren (**Altairnano 2007a**).

Lithiumschwefel (Li-S) Akkumulatoren stellen laut Sion Technologies einen großen Fortschritt dar. Sie besitzen aktuell eine Energiedichte von 350 Wh/kg bei einem Volumenverhältnis von ca. 400 Wh/l. Dies ist eine Steigerung der Energiedichte von 50 % im Vergleich zu Li-Ionen Akkumulatoren. In naher Zukunft sind ca. 500 Wh/kg bei 550 Wh/l realistisch. Die Li-S Technologie hat eine erhöhte Lade und Entladekapazität von 3 C. Dies wird durch



Schwefel Elektroden erreicht. Abbildung 7.6 zeigt die Li-S Technologie im Vergleich zu anderen Akkumulortechnologien (**Robert 2001**).



**Bild 7.6** Energiedichten verschiedener Akkumulortechnologien (**Robert 2001**)

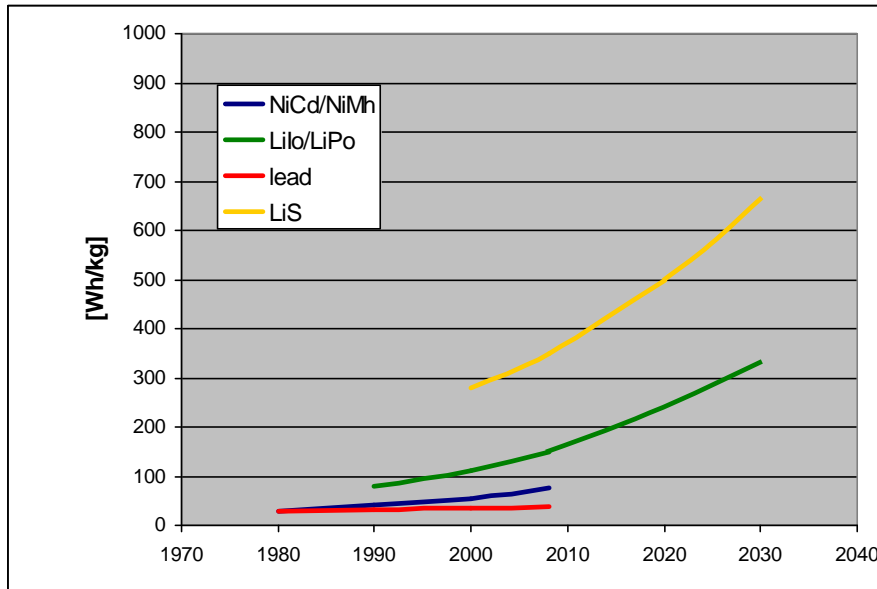
### 7.3.3 Anwendbarkeit von Akkumulatoren

Akkumulatoren galten bisher als zu schwer, um in der Luftfahrt für eine Anwendung in Frage zu kommen. Aber nicht nur das Gewicht ist zu beachten, sondern auch die Betriebstemperatur und die maximalen Ent- und Ladeströme. Bei der Energiedichte von Akkumulatoren ist ein Trend zu immer höheren Werten zu erkennen. Tabelle 7.1 verdeutlicht die Entwicklung in den letzten 30 Jahren und beachtet aktuelle Aussichten für die Zukunft.

**Tabelle 7.1** Entwicklung der Energiedichten

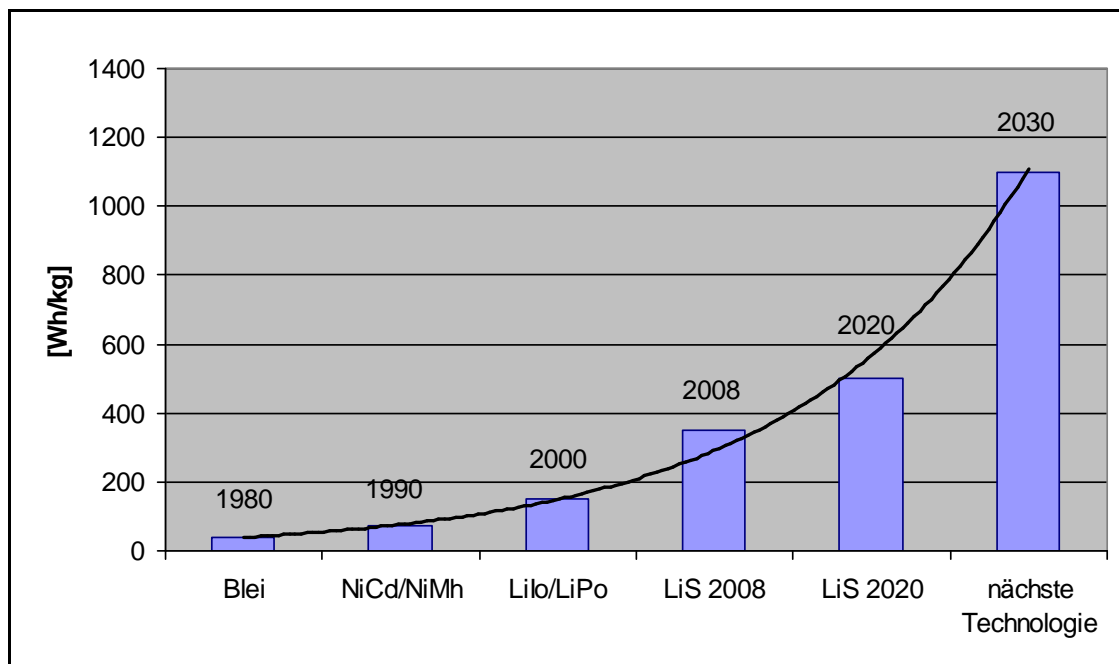
Jahr	Energiedichte [Wh/kg]					
	Blei	NiCd/NiMh	Lilo/LiPo	LiS 2008	LiS 2020	nächste Technologie
1980	30	30				
1990	32	40	80			
2000	35	55	110	280	280	
2008	38	75	150	350	350	
2020				350	500	
2030						???

Durch Auftragen dieser Daten in einem Diagramm, kann das Potenzial der verschiedenen Akkumulortechnologien abgeschätzt werden, indem die Linie mit der sich ergebenden Steigung weiter gezeichnet wird, siehe Abbildung 7.7. Die Li-S Technologie weist dabei das größte Potenzial auf.



**Bild 7.7** Entwicklungspotenzial verschiedener Akkumulorentypen

Wird die Entwicklung von verschiedenen Akkumulortechnologien verglichen, um das Potenzial einer neuen Technologie abzuschätzen, ergibt sich der Graph in Abbildung 7.8, wenn eine Trendlinie hinzugefügt wird. Aus der Abbildung 7.8 geht hervor, dass eine Energiedichte von 1100 Wh/kg durch eine mögliche fiktive Technologie im Jahr 2030 realistisch ist.



**Bild 7.8** Potenzialabschätzung einer kommenden Akkumulortechnologie

Die Lebensdauer der auf dem Markt verfügbaren Akkumulatoren ist nicht ausreichend, um eine Anwendung in der Luftfahrt kosteneffizient zu realisieren. Die Lebensdauer liegt durchschnittlich bei 1000 Zyklen, sofern die vorgegebenen Entlade- und Ladeströme beachtet werden. Ein Kurzstreckenflugzeug absolviert pro Jahr im Durchschnitt 1200 bis 1500 Flugzyklen. Die Lebensdauer der Akkumulatoren müsste somit auf mindestens 3000 Zyklen verbessert werden.

Die typische Zellenspannung beträgt zwischen 1 V und 4,2 V. Der Lade- und Entladestrom von aktuell verfügbaren Akkumulatoren liegt zwischen 0,2 C und 3 C. Dabei ist die Abkürzung C nicht mit der Einheit Coulomb zu verwechseln. Die Größe C beschreibt die Belastbarkeit von Akkumulatoren und muss unmittelbar im Zusammenhang mit der Nennkapazität gesehen werden. Der größenpezifische Stromwert, welcher von einer Akkuzelle aufgenommen (Ladung) oder abgegeben (Entladung) wird, ist mit 1 C definiert. Dies ist der Stromwert in Ampere, welcher der Nennkapazität des Akkumulators in Amperestunden entspricht. Bei einem Akkumulator mit der Nennkapazität 2 Ah spricht man bei einem (Ent-) Ladestrom von 2 A von 1 C (Ent-) Ladung. 8 A wären somit 4 C, 500 mA sind 0,25 C (**Retzbach 2005**). Wenn der empfohlene Ladestrom überschritten wird, kann die Ladezeit verkürzt werden, es ergeben sich jedoch Kapazitäts- und Lebensdauerverluste. Bei einer Entladung mit einer Nennkapazität von 0,2 C hat ein Li-Ionen Akkumulator nach 500 Zyklen noch 80 % seiner Anfangskapazität. Wird die Entladung mit einer Nennkapazität von 1 C durchgeführt, ist die Ursprungkapazität bereits nach 250 Zyklen um 20 % reduziert (**Retzbach 2005**). Die empfohlene Nennkapazität C eines Akkumulators hat zusammenfassend einen großen Einfluss auf die Be- und Entladezeiten, sowie auf die Lebensdauer, bzw. Alterung der Batterie. Weitergehend ist die Lebensdauer bei vielen Akkumulatortypen nicht ausschließlich von der Zyklenanzahl abhängig, sondern auch vom Alter. Je älter eine Akkumulator, desto geringer ist die Kapazität. Bei manchen Akkumulatortypen lässt sich dieser Effekt durch zyklisches Laden und Entladen verhindern, bei Li-Ionen Akkumulatoren z.B. geht dies nicht (**Retzbach 2005**).

Die Betriebstemperatur hat einen Einfluss auf die chemischen Prozesse im Akkumulator. Durch Kälteeinfluss erhöht sich in Akkumulatoren der Innenwiderstand, wodurch die maximal abgebbare Leistung sinkt. Die optimale Einsatztemperatur beträgt bei den meisten Akkumulatoren 18–25 °C. Sobald die Temperatur unter 10 °C absinkt, nimmt die Leistung bei den meisten Akkumulatoren sehr stark ab (**b.-university 2008**).

Zusammenfassend liegt die Energiedichte und folgend das Gewicht der wahrscheinlich in naher Zukunft verfügbaren Akkumulatoren durchaus in einem akzeptablen Bereich. Die bisherigen maximalen Lade- und Entladeströme im Bereich von 2 C sind für den Einsatz im Luftfahrtbereich nicht geeignet, da die benötigten Ladezeiten bei einer angenommenen Turn-Around Zeit von 30 bis 60 min nur unter großen Verlusten bei der Lebensdauer erreicht werden können. Weitergehend ist der Betriebstemperaturbereich nicht ausreichend, da, sofern die

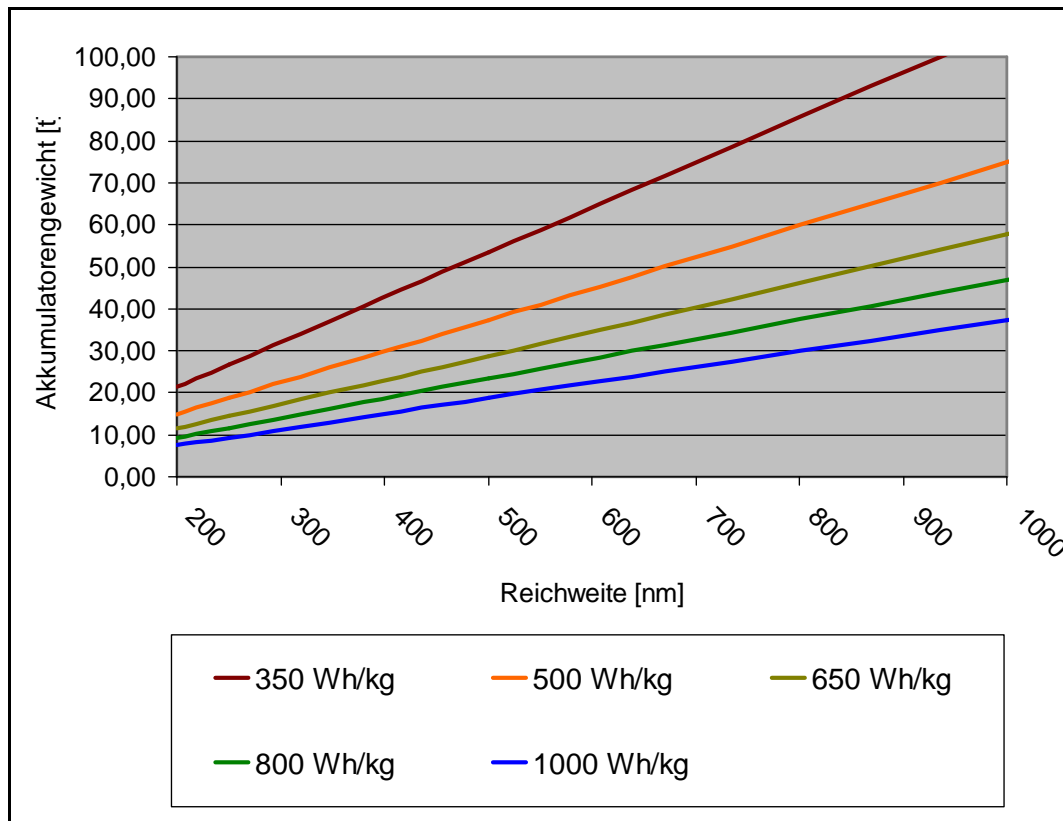
Akkumulatoren im Flügel untergebracht werden, Umgebungstemperaturen von unter 10 °C zu erwarten sind.

Damit Akkumulatoren als Energiespeicher eine Alternative für die Luftfahrt darstellen können, muss weitere Forschungsarbeit betrieben werden, um die Lebensdauer und die Betriebstemperatur zu verbessern. Neuste Entwicklungen, wie der Nanosafe Akkumulator, zeigen, dass die Akkumulatoren Technologie ein Entwicklungspotenzial hat, um in Zukunft mit anderen Energieträgern in Konkurrenz treten zu können. Der Nanosafe weist Ent- und Ladeströme von bis zu 100 C auf, womit die Ladezeit bei unter 10 Minuten liegt. Die Leistungsdichte liegt leider nur bei 70- 90 Wh/kg, was einen Nachteil gegenüber der Li-S Technologie darstellt. Wenn sich die Energiedichte der Li-S Technologie oder zukünftiger Akkumulatorentechnologien mit den Eigenschaften des Nanosafe Akkumulators, siehe Tabelle 7.2, in einer Akkumulatorentechnologie vereinigen ließe, wäre dies ein wichtiger Schritt.

**Tabelle 7.2** Eigenschaften des NanoSafe's (Altairnano 2007a)

Ladetemperatur:	-50°C bis +75°C (kurzzeitig bis 250°C)
Entladetemperatur	-60°C bis +75°C
max. Entladestrom	100C
max. Ladestrom	50C (bei -30°C 20C)
Lebensdauer	20 Jahre
Ladezeit für 80% Kapazität	ca. 1 min.
Zyklenzahl	15.000 (mit mindestens 85% Kapazität)
Leistungsdichte	4000 W/kg; 5000 W/L

Die Energiedichte von Kerosin mit 11200 Wh/kg wird nach heutigen Erkenntnissen niemals eine Akkumulatorentechnologie erreichen können. Abbildung 7.9 zeigt, wie viel Akkumulatortengewicht bei verschiedenen Energiedichten ins Flugzeug integriert werden müsste, um einen Reiseflug mit einem angenommenen Reiseschub von 50 kN bei einer Fluggeschwindigkeit von 0,78 Mach über eine bestimmte Flugdistanz durchzuführen. Aus der Abbildung ist zu entnehmen, dass Akkumulatoren in der Zukunft eine Möglichkeit darstellen könnten, die CO2 Emissionen auf Kurzstreckenflügen zu senken, wenn alle anderen Eigenschaften der Akkumulatoren, wie Lebensdauer, Lade- und Entladekapazität, sowie die Betriebstemperatur den Ansprüchen der Luftfahrt genügen. Daher ist der Akkumulator als Energiespeicher für weitere Untersuchungen in dieser Arbeit ausgewählt worden.

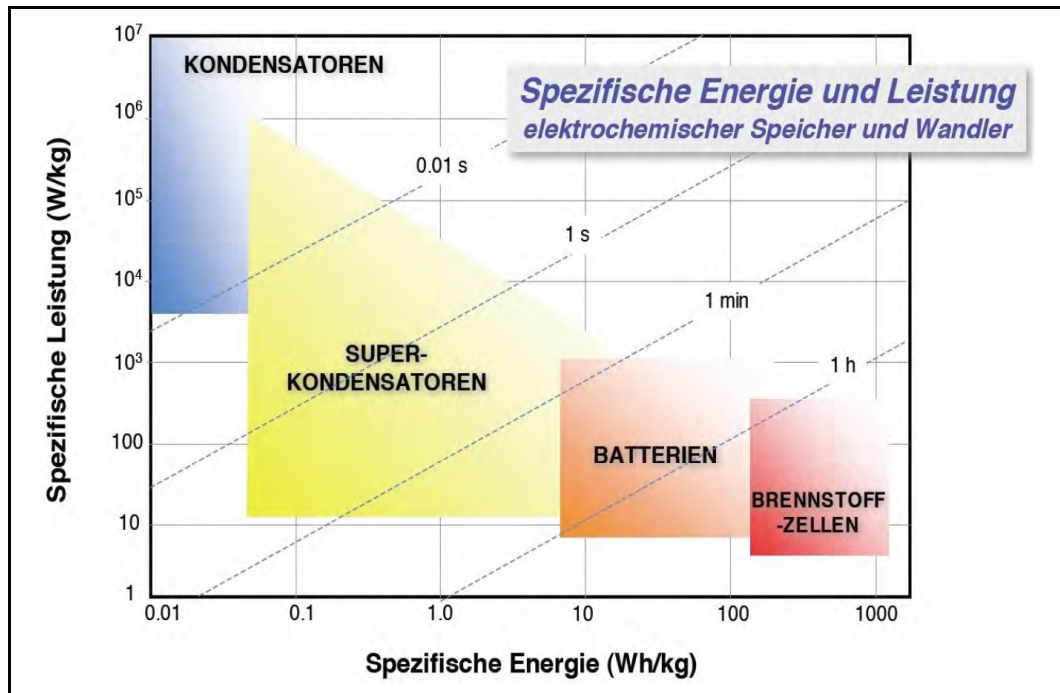


**Bild 7.9** Akkumulatoren­gewicht gegenüber erreichbaren Reichweiten

## 7.4 Superkondensatoren

Superkondensatoren, auch Supercaps, Ultracaps, Bootcaps oder Powercaps genannt, speichern Elektrizität, indem sie positiv und negative geladene Elektronen elektrochemisch trennen. Ein Vorteil von Superkondensatoren gegenüber Akkumulatoren ist die sehr hohe Lebensdauer, welche bei mehr als 500.000 Lade- und Entladezyklen bei voller Entladungstiefe liegt (**Guétif 2006**). Dies ist möglich, weil die Ladungsspeicherung durch die Umladung der Ionen in der Doppelschicht erfolgt und die Elektrodenmaterialien nicht durch chemische Prozesse wie Oxidation und Reduktion strapaziert werden. Ein weiterer Vorteil ist, dass Superkondensatoren eine größere Leistungsdichte W/kg als Akkumulatoren aufweisen. Für energieintensive Phasen sind sie daher eine interessante Alternative. Jedoch eignen sich Superkondensatoren eher für das kurzfristige Speichern von Energie. So werden zum Beispiel Kondensatoren eingesetzt, um die durch Bremskraft­rückgewinnung bei Automobilen erzeugte Energie zu speichern. Ein großer Nachteil ist die niedrige Energiedichte. Sie liegt momentan bei 5,6 Wh/kg mit einer maximalen spezifischen Leistung von größer als 10 kW/kg (**Guétif 2006**). Selbst bei einer Verdopplung der Energiedichte auf 20 Wh/kg oder sogar 40 Wh/kg, wie es durch die Anwendung von Graphene möglich erscheint, ist sie verglichen mit modernen Akkumulatoren sehr niedrig (**ultracapacitors 2008**). Abbildung 7.10 zeigt die typischen Energie- und Leis-

tungsbereiche verschiedener elektrochemischer Speicher und Wandler im Vergleich zu Superkondensatoren. Aus der Abbildung geht hervor, dass sich Superkondensatoren für Zugriffszeiten im Sekundenbereich eignen.



**Bild 7.10** Spezifische Energie und Leistung verschiedener Elektrizitätsspeicher (**Guétif 2006**).

Die geringe Energiedichte von maximal 10 Wh/kg schließt einen Einsatz von Superkondensatoren als Primärenenergiespeicher auf Grund der sehr hohen Energiemengen in der Luftfahrt aus. Eine Kombination von Superkondensatoren (hohe Leistungsdichte) und Akkumulatoren (hohe Energiedichte) könnte aus energetischer Sicht sinn machen, da sich beide Systeme gegenseitig ergänzen. So könnten z.B. kurzzeitige Überschüsse, oder elektrische Energie aus Energierückgewinnungssystemen in Superkondensatoren zwischengespeichert werden (**Guétif 2006**). Entladeströme und die Zellspannung müssten bei einer Kombination mittels einer Leistungselektronik angepasst werden. Die Zellspannung stellt jedoch bei Superkondensatoren ein Problem dar, da diese normalerweise sehr niedrig ist. Um eine Spannung von mehreren Volt zu erreichen, müssten mehrere Kondensatoren in Reihe geschaltet werden, wodurch der Aufwand und das Gewicht der Leistungselektronik sehr groß wird (**Guétif 2006**). Da das Gewicht in der Luftfahrt häufig entscheidend ist, ist die Kombination von Superkondensatoren und Akkumulatoren wahrscheinlich unrentabel

## 8 Hybridlösung

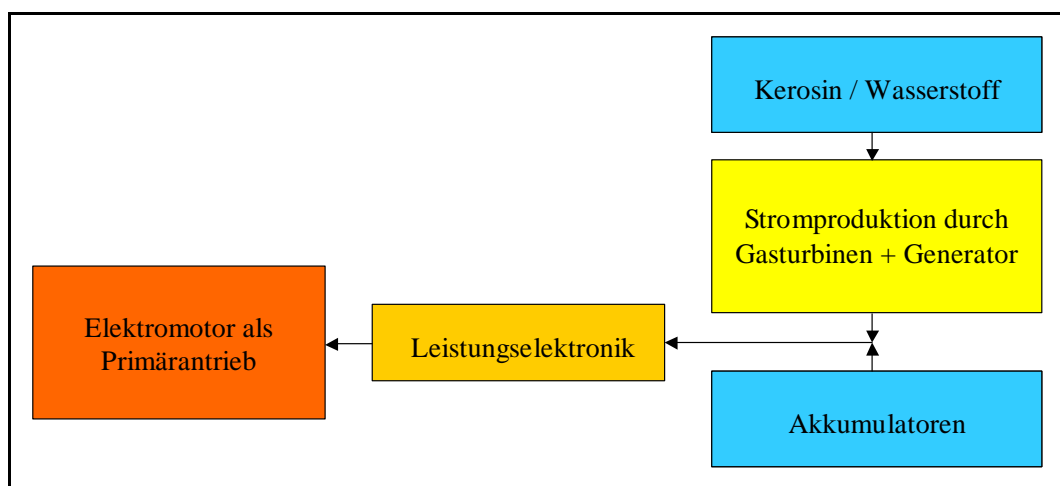
Aktuell kann eine starke Zunahme von Hybridmodellen in der Automobilbranche beobachtet werden. Hybridmodelle stellen für die Automobilhersteller eine perfekte Übergangslösung dar, um den Kraftstoffverbrauch und damit die CO<sub>2</sub> Emissionen zu reduzieren bis die Marktreife von reinen Elektroautos erreicht ist. Dies könnte auch eine Lösung für die Luftfahrt darstellen, da die Hybridlösung den Herstellern die Möglichkeit einräumt, die CO<sub>2</sub> Emissionen zum Teil, wenn auch nicht über die ganze Flugdistanz, zu reduzieren. Folgende zwei Kombinationen von Energieträgern, bzw. Energiequellen könnten kurz bis mittelfristig, d.h. in einem Zeitraum von 2020 bis 2030, eine Daseinsberechtigung für die nächste Flugzeuggeneration erlangen, um die ACARE Ziele 2020 erreichen zu können.

§ Kerosin / Akkumulatoren

§ Wasserstoff / Akkumulatoren

Im Automobilbau wird zwischen zwei verschiedenen Arten von Hybridsystemen unterschieden, dem seriellen und dem parallelen. Beim parallelen System sind der Verbrennungsmotor und der Elektromotor direkt mechanisch mit dem Antriebsstrang verbunden. Beim seriellen Hybridantrieb treibt der Elektromotor allein den Antriebsstrang an, dessen Energie von einem Verbrennungsmotor produziert wird.

Ein mögliches serielles Hybridantriebsystem in der Luftfahrt setzt sich aus einem schuberzeugenden Elektromotor, einem Energieumwandler inkl. Generator und Akkumulatoren zusammen. Abbildung 8.1 verdeutlicht ein serielles Hybridsystem.

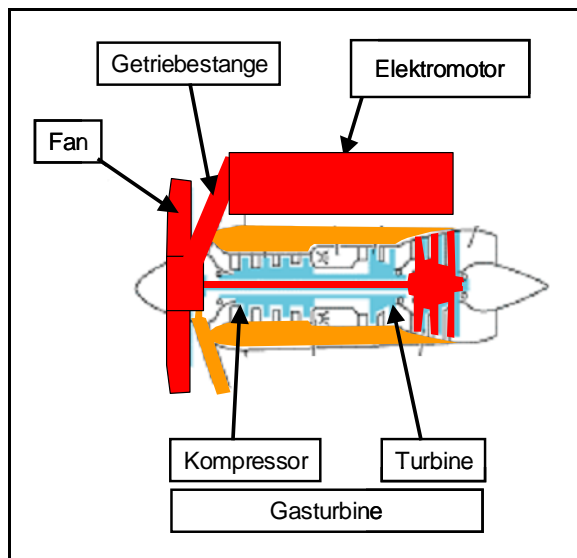


**Bild 8.1** Serielles Hybridsystem

Der Wirkungsgrad einer seriellen Hybridlösung ist stark von der verwendeten Energiequelle abhängig. Wie in Kapitel 6.4 erwähnt, weist ein rein elektrisches Antriebssystem ein Gesamtwirkungsgrad von 61 % auf. Sobald der benötigte Strom durch Gasturbinen oder Brennstoff-

zellen produziert wird, sinkt der Wirkungsgrad des Antriebssystems auf 33 % bis 40 % ab. Dies liegt an den niedrigen Wirkungsgraden von Gasturbinen und Brennstoffzellen im Vergleich zu elektrischen Komponenten. Elektromotoren und Generatoren weisen über eine große Spanne von Drehzahlen hohe Wirkungsgrade auf, Gasturbinen hingegen nicht. In einer weitergehenden Arbeit müsste untersucht werden, welchen Wirkungsgrad stationäre Gasturbinen erreichen können, wenn sie kontinuierlich im optimalen Betriebspunkt bei hohen Drehzahlen arbeiten.

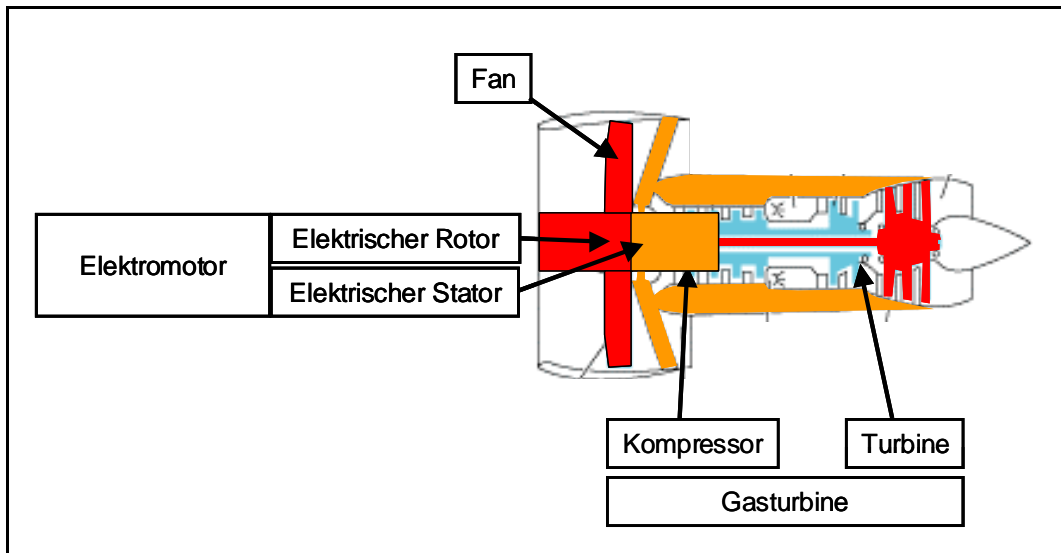
Bei einem parallelem Hybridsystem sind der Elektromotor und die Gasturbine direkt mechanisch mit dem Propeller oder Fan verbunden. Bei einem zu entwickelnden hybriden PTL Triebwerk wird jeweils die erzeugte Wellenleistung durch ein Getriebe an den Propeller übertragen, siehe Abbildung 8.2.



**Bild 8.2** Schematische Darstellung eines hybriden Turboprops

Bei einem zu entwickelnden hybriden Turbofan, bzw. ummantelten Propfan befinden sich der Elektromotor und die Gasturbine auf der gleichen Antriebswelle. Die Gasturbine lässt sich durch eine Kupplung vom Antriebsstrang entkoppeln, siehe Abbildung 8.3.





**Bild 8.3** Schematische Darstellung eines hybriden Turbofans

Eine weitere Möglichkeit ist, beide Triebwerkssysteme, das elektrische und konventionelle, getrennt von einander zu betreiben und am Flugzeug zu integrieren. Diese Option wird in dieser Arbeit jedoch nicht weiter betrachtet.

Ein Hybridkonzept ist auf Grund von Gewichtsaspekten stets nachteilig, da jeweils eine weitere Antriebskomponente als „Ballast“ mitgeschleppt wird. Doch bis zu einem Zeitpunkt, wo zukünftige Akkumulatoren oder eine andere Art der Speicherung von Elektrizität hoffentlich eine ausreichende Leistungsfähigkeit erreicht haben werden, kann das Hybridkonzept ein Wegbereiter für den allmählichen Übergang von herkömmlichen zum elektrischen Flugzeugantrieb sein. Die benötigte Kerosinmenge kann mit einer steigenden Effizienz von Akkumulatoren oder einer neuen effizienteren Möglichkeit zur Speicherung von Elektrizität, kontinuierlich kleiner werden.

## 9 Das Referenzflugzeug der Konzeptstudien

In den drei folgenden Kapiteln werden Aspekte der Integration eines elektrischen Antriebssystems in das Referenzflugzeug A320 betrachtet. Es werden jeweils konfigurationsverändernde Parameter und weitere Aspekte ermittelt und dargestellt.

Nach den Recherchen und ersten Abschätzungen werden folgende drei Konzepte weitergehend untersucht. Kapitel 9 befasst sich mit der Integration von HTS Elektromotoren und flüsigem Wasserstoff als Energieträger. Weitergehend werden in Kapitel 10 die Möglichkeiten und Auswirkungen eines rein elektrischen Fluges unter Technologieannahmen untersucht. Hybridlösungen, bestehend aus Elektromotoren, Akkumulatoren und Kerosin, werden in Kapitel 11 genauer betrachtet.

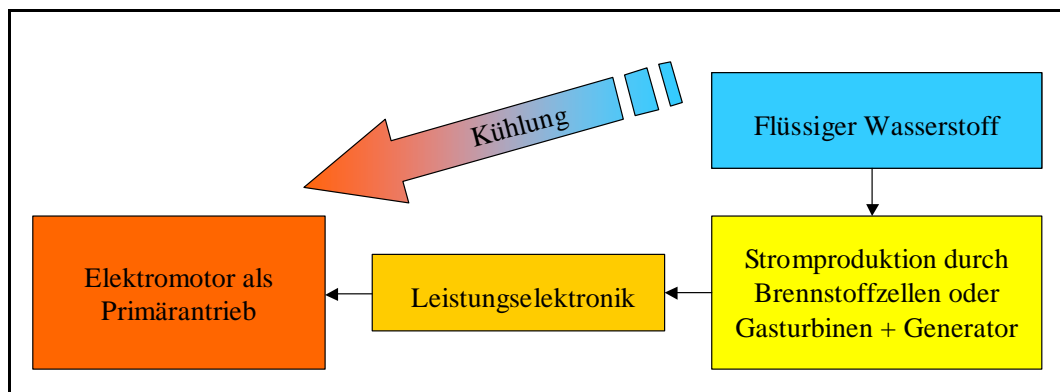
Tabelle 9.1 zeigt die wichtigsten Spezifikationen der A320. Die Nutzlast galt bei der Untersuchung der Konzeptstudien als nicht variable Größe.

**Tabelle 9.1** Spezifikationen Referenzflugzeug A320

		<b>Airbus A320</b>
<b>Länge</b>	[m]	37,57
<b>Rumpfdurchmesser</b>	[m]	3,95
<b>Spannweite</b>	[m]	34,1
<b>Triebwerke</b>	-	CFM56-5 o. V2500
<b>Schub</b>	[lbs]	23000 – 27000
<b>Reichweite</b>	[nm]	2600
<b>Reisefluggeschwindigkeit</b>	[Machzahl]	0,78
<b>Typisches Sitzlayout</b>	[Anzahl]	150
<b>Flughöhe</b>	[ft]	35000
<b>Startstrecke</b>	[m]	< 2330
<b>Vapp</b>	[kt]	< 139
<b>MTOW</b>	[t]	77,0
<b>MLW</b>	[t]	66,0
<b>MZFW</b>	[t]	62,5
<b>OWE</b>	[t]	42,4
<b>Spritkapazität</b>	[l]	23860
<b>Nutzlast</b>	[t]	16,6

## 10 Konzept - HTS Technologie

Das Ergebnis der Analyse alternativer Energieträger ist, dass Wasserstoff als Energieträger für die Zukunft interessant werden könnte. In Verbindung mit Wasserstoff bieten sich die in Kapitel 6.3.2 beschriebenen HTS Elektromotoren an, da sie kontinuierlich auf  $-196\text{ °C}$  gekühlt werden müssen. Der flüssige Wasserstoff dient daher als Energieträger und zur Kühlung der HTS Motoren. So kann ein Synergieeffekt genutzt werden. Die benötigte elektrische Energie wird an Bord mittels Brennstoffzellen oder Gasgeneratoren erzeugt, siehe Abbildung 10.1



**Bild 10.1** Antriebskonzept des HTS Konzeptes

Über die Wirkung des bei der Verbrennung entstehenden Wasserdampfes wird in der Fachwelt kontrovers diskutiert. Nach einigen Meinungen trägt Wasserdampf zur Wolkenbildung und folglich zur Erwärmung der Atmosphäre bei. Durch den Einsatz einer Kombination aus Elektromotoren und Gasturbinen kann das Auffangen der Abgase und das an Bordhalten des produzierten Wassers und des Wasserdampfes ermöglicht werden. Der heiße Wasserdampf könnte zur Energiegewinnung mittels einer Dampfturbine genutzt werden oder um eine Hochtemperaturbrennstoffzelle zu betreiben. Ziel dieser Studie ist es, zu verdeutlichen, dass es sehr abwegig ist, das produzierte Wasser an Bord zu behalten.

### 10.1 Volumenbestimmung

Eine A320 in Standardkonfiguration hat ein Tankvolumen von ca.  $24\text{ m}^3$ . Wird Kerosin durch flüssigen Wasserstoff als Energieträger ersetzt, muss zunächst das benötigte Volumen für die Speicherung des flüssigen Wasserstoffes abgeschätzt werden. Unter Berücksichtigung der geringeren spezifischen Dichte und des höheren spezifischen Brennwertes, besitzt flüssiger Wasserstoff das 4,07-fache Volumen. Das benötigte Speichervolumen lässt sich folgend berechnen.

$$V_{\text{Wasserstoff}} = V_{\text{Kerosin}} \cdot 4,07 = 24\text{ m}^3 \cdot 4,07 = 97,7\text{ m}^3 \quad (10.1)$$

Unter der Bedingung, dass die Auslegungsreichweite und das MTOW gleich bleibt, sowie keine höheren Verluste bei der Verbrennung des Wasserstoffs entstehen, muss ein Speichervolumen von  $97,7 \text{ m}^3$  zur Verfügung gestellt werden. Bei einer Volumendichte von  $70,8 \text{ kg/m}^3$  beträgt das Gewicht des flüssigen Wasserstoffes ca. 7 t.

## 10.2 Ermittlung der erzeugten Wassermasse

Da der Wasserdampf, bzw. das entstehende Wasser gespeichert werden soll, muss zunächst die erzeugte Wassermasse bestimmt werden. Die Reaktionsgleichung lautet:



Die Massengleichung lautet:

$$m_{H_2O} = m_{H_2} + m_o \quad (10.3)$$

Durch die Molmassen der verwendeten Elemente lässt sich das Gewicht ermitteln. Wasserstoff hat eine Molmasse von  $1,01 \text{ g/mol}$  und Sauerstoff eine Molmasse von  $15,99 \text{ g/mol}$ . Stellt man die Gleichung 10.3 unter Beachtung der Gleichung 10.2 um, erhält man:

$$m_{H_2O} = (1 + 0,5 \cdot \frac{15,99}{1,01}) \quad (10.4)$$

Wird das Ergebnis der Formel 10.4 mit der Masse des Wasserstoffes multipliziert, berechnet sich die erzeugte Wassermasse nach Formel 10.5.

$$m_{H_2O} = (1 + 0,5 \cdot \frac{15,99}{1,01}) \cdot m_{H_2} \quad (10.5)$$

Wird das Gewicht des flüssigen Wasserstoffes von ca. 7 t in Formel 10.5 eingesetzt, berechnet sich die bei der Verbrennung entstehende Wassermenge mit 62,4 t. Daraus ergibt sich ferner bei einer Wasserdichte von  $1 \text{ kg/m}^3$  ein Wasservolumen von  $62,4 \text{ m}^3$ .

### 10.3 Ergebnis und Bewertung

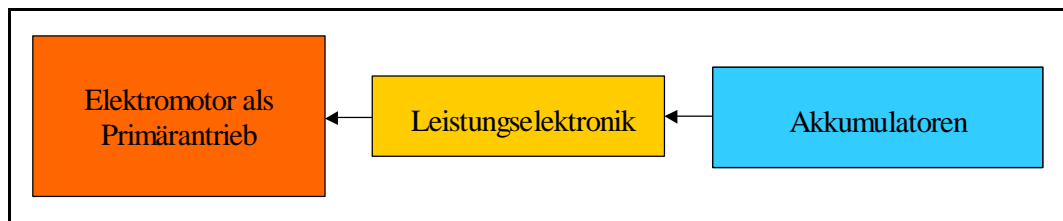
Nach der Berechnung aus Kapitel 10.2 müsste ein Wasservolumen von  $62,4 \text{ m}^3$  mit einem Gewicht von  $62,4 \text{ t}$  im Flugzeug gespeichert werden. An Bord des Flugzeuges wird eine gewisse Menge an Wasser benötigt, jedoch bei weitem nicht die ermittelte Menge. Außerdem müssten weitere Tanks im Flugzeug untergebracht werden, da die Wasserstofftanks nicht für die Speicherung des Wasser genutzt werden können. Zum einen, da es sich um kryogene Tanks handelt, zum anderen weil die Masse von  $62,4 \text{ Tonnen}$  strukturell aufgenommen werden müsste. Das Gewicht des Wasser von  $62,4 \text{ t}$  stellt neben dem benötigten Speichervolumen das Hauptproblem dar. Herkömmliche Konfigurationen verbrennen während des Fluges Treibstoff und werden kontinuierlich leichter. Bei Realisierung dieser Konzeptstudie würde durch das Auffangen des Wasserdampfes und das Speichern des Wasser während des Flugbetriebes das Flugzeug kontinuierlich an Gewicht zunehmen. Somit würde zum einen die benötigte Energie während des Fluges ansteigen und zum anderen das MLW (Maximum Landing Weight) weit über dem MTOW liegen, womit neue Lastanforderungen an die Fahrwerke generiert wären. Der sich ergebene negative Schneeballeffekt ist nicht zu beherrschen. Der Ansatz den Wasserdampf, bzw. das Wasser aufzufangen und nicht in die Atmosphäre zu entlassen ist schlicht unrealistisch.

Der Gesamtwirkungsgrad des elektrischen Antriebssystems liegt zwischen  $33 \%$  und  $40 \%$ , abhängig davon, ob der Strom durch Gasturbinen oder Brennstoffzellen erzeugt wird. Damit liegt der Wirkungsgrad bis zu  $4 \%$  unter dem Gesamtwirkungsgrad herkömmlicher Strahltriebwerke. Somit ist eine Kombination von Elektromotoren und Wasserstoff unrealistisch und unwirtschaftlich. Daraus ist zu folgern, dass sofern Wasserstoff als Energieträger eingesetzt wird, es sinnvoller ist, diesen in herkömmlichen angepassten Strahltriebwerken zu verbrennen. Die Verbrennung in konventionellen Strahltriebwerken ist bereits erprobt und in diversen Flugzeugentwürfen und Studien untersucht worden. Daher wird eine Anwendung von Wasserstoff in dieser Arbeit nicht weiterverfolgt.

# 11 Konzept - Reinelektrische Lösung

Dieses Konzept untersucht die Möglichkeiten eines reinelektrischen Fluges mit Hilfe von konventionellen flüssigkeitgekühlten Elektromotoren und Akkumulatoren als Energiespeicher unter Technologieannahmen.

Der benötigte Schub wird durch ein, wie in Kapitel 6.4 beschriebenes elektrisches Antriebssystem erzeugt. Die benötigte Energie für den gesamten Flug ist in Akkumulatoren gespeichert, siehe auch Abbildung 11.1. Das Ziel dieser Konzeptstudie ist, zu klären, wie realistisch ein reinelektrischer Flug unter Technologieannahmen ist und dessen Auswirkungen aufzuzeigen.



**Bild 11.1** Antriebskonzept der rein elektrischen Lösung

## 11.1 Auswirkungen des elektrischen Fluges

Normalerweise wird beim Betrieb von Flugzeugen der Energieträger verbrannt. Dadurch wird das Flugzeug während des Fluges kontinuierlich leichter. Dies ist bei einem rein elektrischen Flugzeug nicht der Fall und hat deshalb Auswirkungen auf die Flugleistungen des Flugzeuges.

Bei der Benutzung eines konventionellen Energieträgers ist das Flugzeuggewicht  $m$  während des Reisefluges nicht konstant. Im Reiseflug gilt die Formel 11.1.

$$A = m \cdot g \quad (11.1)$$

Dadurch ändert sich der Auftriebsbeiwert  $C_A$  kontinuierlich, wenn die Höhe und Flugeschwindigkeit konstant gehalten werden, siehe Formel 11.2.

$$C_A = \frac{A}{0,5 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S} \quad (11.2)$$

Die aerodynamische Güte eines Flugzeuges wird durch die Gleitzahl  $L/D$  beschrieben, welche im Reiseflug direkt vom Auftriebsbeiwert  $C_A$  und Widerstandsbeiwert  $C_W$  abhängig ist, siehe Formel 11.3.

$$\frac{L}{D} = \frac{C_A}{C_W} \quad (11.3)$$

Während des Fluges wird angestrebt das Flugzeug im  $L/D$  Optimum zu betreiben, um die Effizienz des Flugzeug zu erhöhen. Dieses Optimum kann aus der Auftriebspolare eines Flugzeuges abgelesen werden. Durch die Gewichtsabnahme ist ein kontinuierlicher Betrieb im  $L/D$  Optimum nicht möglich. Daher wird im Verlauf des Fluges die Höhe, bzw. die Geschwindigkeit variiert, um die Gewichtsabnahme auszugleichen und im optimalen  $L/D$  Optimum zu fliegen. Abbildung 11.2 zeigt das Flugprofil einer A320 bei einer Flugmission über 2000 nm. Es ist zu erkennen, dass das Flugzeug zweimal in höhere Höhen steigt, um nahe am  $L/D$  Optimum zu fliegen.

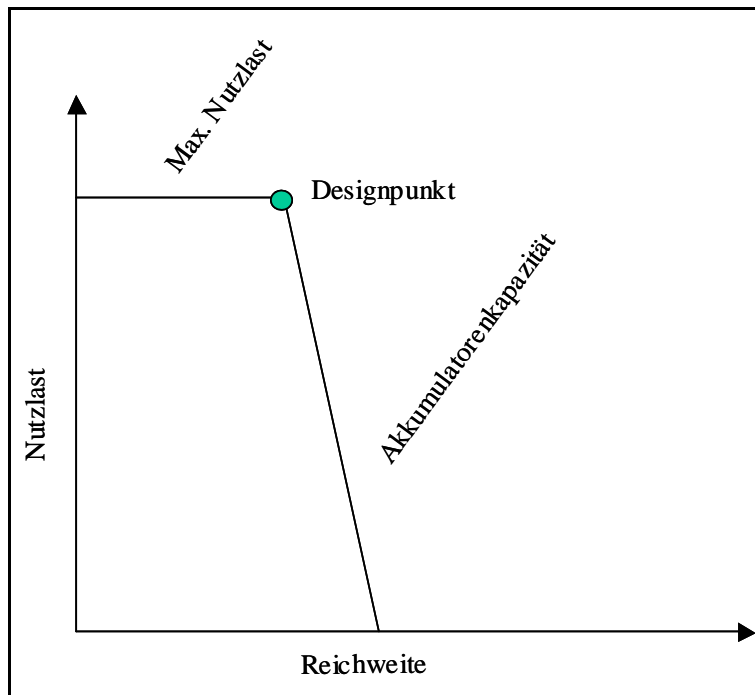


**Bild 11.2** Flugprofil einer A320

Bei einem rein elektrischem Flugzeug ist eine Veränderung der Flughöhe, sowie der Geschwindigkeit nicht von Nöten, da das Gewicht konstant bleibt. Es kann somit konstant bei einem optimalen  $C_A$  und somit mit einem optimalen  $L/D$  geflogen werden. Durch die Tatsache, dass Energieaufwendige Steigphasen im Reiseflug wegfallen und das Flugzeug konstant im Optimum geflogen wird, kann der Energieaufwand minimiert werden.

Durch das gleichbleibende Gewicht ergibt sich eine Veränderung im Nutzlast Reichweiten Diagramm. Bei herkömmlichen Flugzeugen kann Kraftstoffmasse gegen Nutzlast zu Kosten der Reichweite eingetauscht werden. Dies ist bei einem rein elektrischen Flugzeug nicht mög-

lich, da die „Kraftstoffmasse“ fix ist. Wenn weniger Nutzlast als die Auslegungsnutzlast mitgenommen wird, verlängert sich die Reichweite, da weniger Schub benötigt wird und schließlich die benötigte Akkumulatorenkapazität sinkt. Der Kapazitätsüberschuss kann für eine Verlängerung der Reichweite genutzt werden. Abbildung 11.3 zeigt ein Nutzlast Reichweiten Diagramm eines elektrischen Flugzeuges.



**Bild 11.3** Nutzlast Reichweiten Diagramm eines rein elektrischen Flugzeuges

## 11.2 Abschätzung des Akkumulatorgewichtes und Volumens

Das Akkumulatorgewicht lässt sich über die benötigte Energie für die drei Hauptflugphasen Start, Steigflug, und Reiseflug abschätzen. Der Sinkflug wird vernachlässigt. Um die benötigte Energie zu ermitteln, muss zunächst die benötigte elektrische Leistung  $P$  der Elektromotoren bekannt sein. Diese kann mit Hilfe des benötigten Schubes  $F$  und der Fluggeschwindigkeit  $v$  ermittelt werden, siehe Formel 11.4.

$$P = F \cdot v \quad (11.4)$$

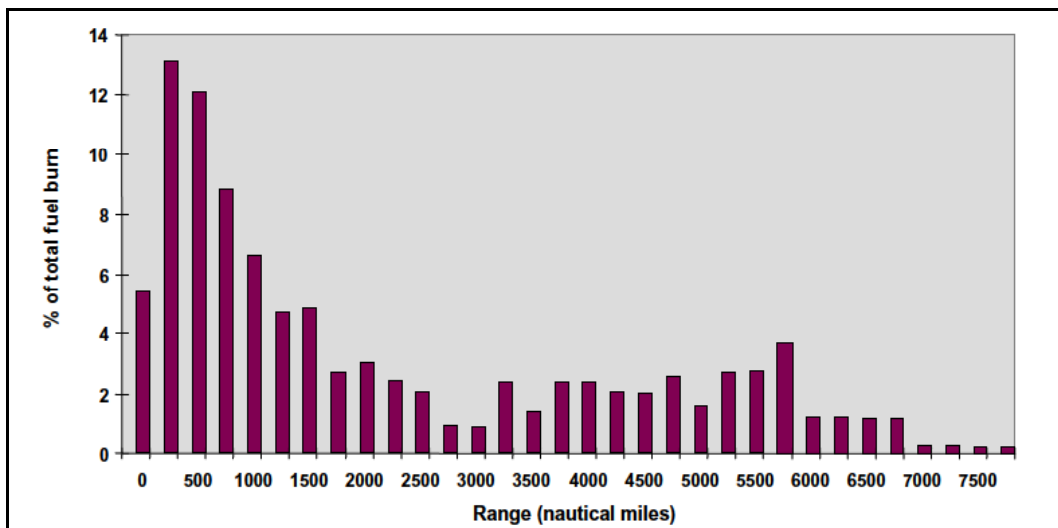
Aus der Fluggeschwindigkeit  $v$  und der zurückgelegten Strecke  $s$  ergibt sich die Flugzeit  $t$ , mit welcher unter Hilfenahme der errechneten Leistung  $P$  die benötigte Akkumulatorkapazität in Wh berechnet werden kann. Kapitel 7.2.3 ist zu entnehmen, dass die Entwicklung von Akkumulatorenergiedichten von 1100 Wh/kg in dem Zeitraum 2030 bis 2050 als realistisch einzuschätzen ist. Abbildung 7.4 ist zu entnehmen, dass die Volumendichte von Akkumulatoren



meistens größer ist als die Energiedichte. Es wird somit eine Volumendichte von 1200 Wh/l angenommen. Bei der Berechnung der benötigten Akkumulatorkapazität ist zu beachten, dass das Gewicht des Flugzeuges während des Fluges nicht abnimmt. Für die Start- und Steigphase ist mit den Schubwerten des Referenzflugzeuges bei einem Startgewicht von 77 t das Akkumulatorgewicht berechnet worden. Der Reiseflug wurde mit einem konstantbleibenden Flugzeuggewicht von 77 t und einer Gleitzahl von 17 berechnet.

Für die Referenzauslegungsreichweite von 2600 nm wird eine Akkumulatorkapazität von 107,6 MWh bei einem Gewicht von ca. 97,8 t benötigt, siehe auch Anhang D. Dieses Gewicht ist um einiges größer, als das MTOW des Referenzflugzeuges. Eine Verringerung der Reichweite ist somit unumgänglich, um die benötigte Akkumulatorkapazität zu reduzieren.

Aus Abbildung 11.4 geht hervor, dass heutzutage mehr als die Hälfte des gesamten Kraftstoffes auf Strecken von weniger als 1.500 nm verbraucht wird. Besonders hoch ist der Anteil bei den kürzeren Strecken zwischen 400 bis 800 nm. Daraus lässt sich ableiten, dass Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge häufig nicht mehr als 400 bis 800 nm pro Flug zurücklegen.



**Bild 11.4** Kraftstoffverbrauch aufgetragen über die Streckenlänge (SoBAC 2001)

Die Auslegungsreichweite für diese Konzeptstudie wird auf 400 nm reduziert, da durch diese Reichweite die am häufigsten geflogenen Reichweiten abgedeckt werden. Die Geschwindigkeit von 0,78 wird beibehalten. Das Akkumulatorgewicht für 400 nm ist mit ca. 23 t bei einer benötigten Akkumulatorkapazität von 25,3 MWh und einer Energiedichte von 1100 Wh/kg berechnet worden. Wobei alleine beim Start eine Kapazität von 14,8 MWh verbraucht wird. Bei einer angenommenen volumetrischen Energiedichte von 1200 Wh/l, ergibt sich ein benötigtes Volumen von 21,1 m<sup>3</sup>. Die Berechnung ist Anhang D zu entnehmen.

### 11.3 Ergebnis und Bewertung

Die für eine Reichweite von 400 nm ermittelten Werte stimmen zunächst optimistisch. Das maximale Kraftstoffgewicht einer A320 liegt bei 19,4 t, bei einem Volumen von 24 m<sup>3</sup>. Das Volumen der Akkumulatoren von 21,1 m<sup>3</sup> kann in den Flügel und im Centertank untergebracht werden. Ein elektrischer Flug mit einer Range von 400 nm und einer angenommenen Energiedichte von 1100 Wh/kg scheint somit auf den ersten Blick möglich zu sein, ohne bedeutende Veränderungen an der Geometrie des Referenzflugzeuges vornehmen zu müssen.

Zu beachten ist jedoch, dass die Berechnungen auf der Annahme basieren, dass ein elektrisches Antriebssystem bestehend aus Elektromotoren und Leistungselektronik nicht wesentlich schwerer ist, als moderne Strahltriebwerke. Des Weiteren muss beachtet werden, dass „Kraftstoff“ in Form von elektrischer Energie nicht ausgefliegen wird und somit das Startgewicht dem Landegewicht entspricht. Das Fahrwerk wird bei der Landung somit höher belastet. Durch eine Anpassung des Fahrwerkes an die neuen Gegebenheiten würde dessen Gewicht ansteigen. Weitergehend nimmt die Belastung der Krafteinleitung in den Flügel zu, wodurch die Flügelwurzel, bzw. der Innenflügel verstärkt werden muss. Dies führt zu einem erhöhtem MWE (Manufacture Weight Empty) Gewicht. Das erhöhte Landegewicht bringt weitere Nachteile mit sich. Zum einen müssen die Beschränkungen der Flughäfen bezüglich der maximalen Landebahnbelastung beachtet werden, zum anderen hat ein erhöhtes Landegewicht einen nachteiligen Einfluss auf das Landeverhalten. Entweder muss die Landegeschwindigkeit erhöht werden, was wiederum die Landestrecke verlängern würde oder es kann ein leitungsfähigeres und damit komplexeres und schwereres Hochauftriebssystem integriert werden. Weitergehend kann die Flügelfläche vergrößert werden. Die beiden zu letzt genannten Optionen führen zu einem erhöhten Gewicht, wodurch die mit der Akkumulatorenkapazität errechnete Reichweite sinkt, während eine zu große Landegeschwindigkeit u.U. zu Einschränkungen hinsichtlich der anfliegbaren Flugplätze führen kann.

Außerdem ist bei der Betrachtung die gesetzlich vorgeschriebene Kraftstoffreserve nicht beachtet worden. Laut den international geltenden Vorschriften muss eine gewisse Menge an Kraftstoff als Reserve an Bord mitgeführt werden. Bei einem Kurzstreckenflug über 400 nm benötigt eine A320 2842 kg Kraftstoff für den Flug und muss zusätzlich 2787 kg Kerosin als Reserven mitführen, siehe Abbildung 11.5. Diese Reserve entspricht fast 100 % der eigentlich benötigten Kraftstoffmenge.

<b>RANGE ( NM)</b>	400		
<b>PHASE</b>	<b>TIME</b>	<b>DIST.</b>	<b>FUEL</b>
	<b>(MN)</b>	<b>(NM)</b>	<b>(KG)</b>
<b>MISSION</b>			
TAXI OUT	9	0	127
TAKEOFF : 250. KT ALT. 0. FT	1,8	3,6	185
CLIMB FROM 1500. TO 31000. FT 250.00KT/280.00KT/ 0.76MN	14,8	91,1	1162
CRUISE AT 31000. FT	0,7	5,2	40
CLIMB FROM 31000. TO 37000. FT	7,3	55,6	382
CRUISE AT 37000. FT	16	119,6	614
CRUISE : 31000. TO 37000. FT M = 0.780	24	180,4	1036
DESCENT FROM 37000. TO 1500. FT 0.76MN/250.00KT	20,5	113	186
APPROACH-LANDING AT 0. FT	4,6	10,6	87
TAXI IN	5	0	58
TOTAL TRIP	65,9	400	2657
TOTAL TRIP + TAXI	79,9	400	2842
<b>RESERVES</b>			
DIVERSION: 200. NM AT 25000. FT			
- ALLOWANCES GO-AROUND			141
- DIVERSION RESERVE			1400
- ALLOWANCES APPROACH/LDG			88
			1629
- DIVERSION HOLDING			1078
ROUTE : 3.00 % OF TRIP FUEL			80
TOTAL RESERVES			2787
FUEL TO BOARD			5628

**Bild 11.5** vorgeschriebene Kraftstoffreserven

Werden alle Argumente und Aspekte gegeneinander abgewogen, so scheint ein rein elektrischer Flug selbst mit Annahme von Energiedichten von 1100 Wh/kg, der Reduzierung der Reichweite und der Voraussetzung, dass zukünftige Akkumulatoren alle weiteren Anforderungen, wie Lebensdauer, Lade- und Entladekapazität, sowie die Betriebstemperatur, erfüllen, nicht sehr realistisch. Eine Lösung könnten Hybridlösungen darstellen, welche im Kapitel 12 behandelt werden.

## 12 Konzept – Hybridlösungen

Der rein elektrische Flug wurde in Kapitel 11, selbst mit Technologieannahmen auf Grund verschiedener Gegebenheiten als nicht realistisch eingeschätzt. Daher beschreibt dieses Kapitel die Möglichkeit von Hybridlösungen, um die CO<sub>2</sub> Emissionen im Flug zu senken.

Wie in Kapitel 8 erwähnt, wird zwischen parallelen und seriellen Hybridsystemen unterschieden. Beide Möglichkeiten werden in diesem Kapitel betrachtet.

### 12.1 Paralleles Konzept

Die parallele Hybridlösung und die dazugehörigen hybriden Antriebe sind bereits in Kapitel 8 erläutert worden. Das in diesem Kapitel zu integrierende parallele Hybridsystem besteht aus einem fiktiven hybriden Turbofan, Kerosin und Akkumulatoren und wird an Anstelle des herkömmlichen Triebwerkes an dem Referenzflugzeug A320 installiert.

Während der Start- und Steigphase wird der Fan durch die Gasturbine angetrieben. Im Reiseflug übernimmt der Elektromotor den Antrieb des Fans. Es soll ein Flug über 500 nm zurückgelegt werden. Die Reservenforderungen werden durch Kerosin abgedeckt.

#### 12.1.1 Gewichtsabschätzung

Durch die Installation eines hybriden Antriebes entsteht ein Mehrgewicht. Dieses kann mit den Leistungsgewichten, welche während der Recherche ermittelt wurden, grob abgeschätzt werden. Zu dem bereits bestehenden Equipment kommen folgende Bauteile zum Antriebssystem hinzu:

- § Elektromotoren
- § Kühlanlage für Elektromotoren
- § Leistungselektronik
- § Kabel
- § Akkumulatoren

Für die Elektromotoren wird ein Leistungsgewicht von 10 kW/kg angenommen, für die Leistungselektronik 11 kW/kg. Das Gewicht der benötigten Kühlanlage, um die Elektromotoren zu kühlen und hohe Leistungsdichten erreichen zu können, kann nur grob abgeschätzt werden,

da die vorhandene Datenbasis sehr dünn ist. Durch Befragungen von Fachabteilungen, welche sich mit der Kühlung von Systemen beschäftigen, konnten keine verwertbaren Daten ermittelt werden, da für sinnvolle Abschätzungen Daten, wie die der Wärmebelastung bekannt sein müssten. Aus diesem Grund wurde für die Kühlanlage ein Gewicht von 1 t angenommen. Auch für die benötigten Kabel konnte mangels verlässlicher Referenzdaten mit 500 kg nur eine grobe Abschätzung vorgenommen werden.

**Tabelle 12.1** Gewichtsabschätzung Hybridkonzept vs. Referenz

		Referenz	Hybridkonzept
Weight Chapter		[kg]	[kg]
10,0	Wing	8722	11000
11,0	Fuselage	9263	9500
13,0	Horizontal Tail	636	636
14,0	Vertical Tail	463	463
15,0	Undercarriage	2347	3000
16,0	Pylons	937	1000
<b>STRUCTURE</b>		<b>22368</b>	<b>25599</b>
20,0	Equipped Engines	6968	6968
21,0	Bleed Air System	236	236
22,0	Engine Controls	29	29
25,0	Fuel System	287	287
Hybrid	Elektromotoren		2000
Hybrid	Kühlanlage		1000
Hybrid	Leistungselektronik		2545
Hybrid	Kabel		500
<b>POWER PLANT</b>		<b>7520</b>	<b>13565</b>
30,0	APU	231	231
31,0	Hydraulic Generation	548	548
32,0	Hydraulic Distribution	316	316
33,0	Air Conditioning	684	684
34,0	De-Icing	28	28
35,0	Fire Protection	82	82
36,0	Flight Controls	786	786
37,0	Instruments	61	61
38,0	Automatic Flight System	100	100
39,0	Navigation	415	415
40,0	Communication	195	195
41,0	Electric Generation	360	360
42,0	Electric Distribution	1041	1041
<b>SYSTEMS</b>		<b>4847</b>	<b>4847</b>
50,0	Furnishing	2421	2421
51,0	Fixed Emergency Oxygen	98	98
52,0	Lighting	228	228
53,0	Water System	151	151
<b>FURNISHINGS</b>		<b>2898</b>	<b>2898</b>
<b>MWE</b>		<b>37633</b>	<b>46909</b>
<b>OPI</b>		4767	4767
<b>OWE</b>		42400,00	51676,45
<b>Nutzlast</b>		16600,00	16600,00
<b>Akkumulatoren</b>			14000,00
<b>Kerosin</b>			6000,00
<b>MTOW</b>		<b>77000</b>	<b>88276</b>

Zunächst sind die zusätzlichen Gewichte auf das MWE Gewicht des Referenzflugzeuges addiert worden, wobei die Gewichte mit den genannten Verhältnissen berechnet worden sind. Nach einer ersten groben Abschätzung sind 14 t Akkumulatoren und 6 t Kerosin berücksichtigt worden. Auf Grundlage von Erfahrungen, Schneeballfaktoren und Referenzen wurden die

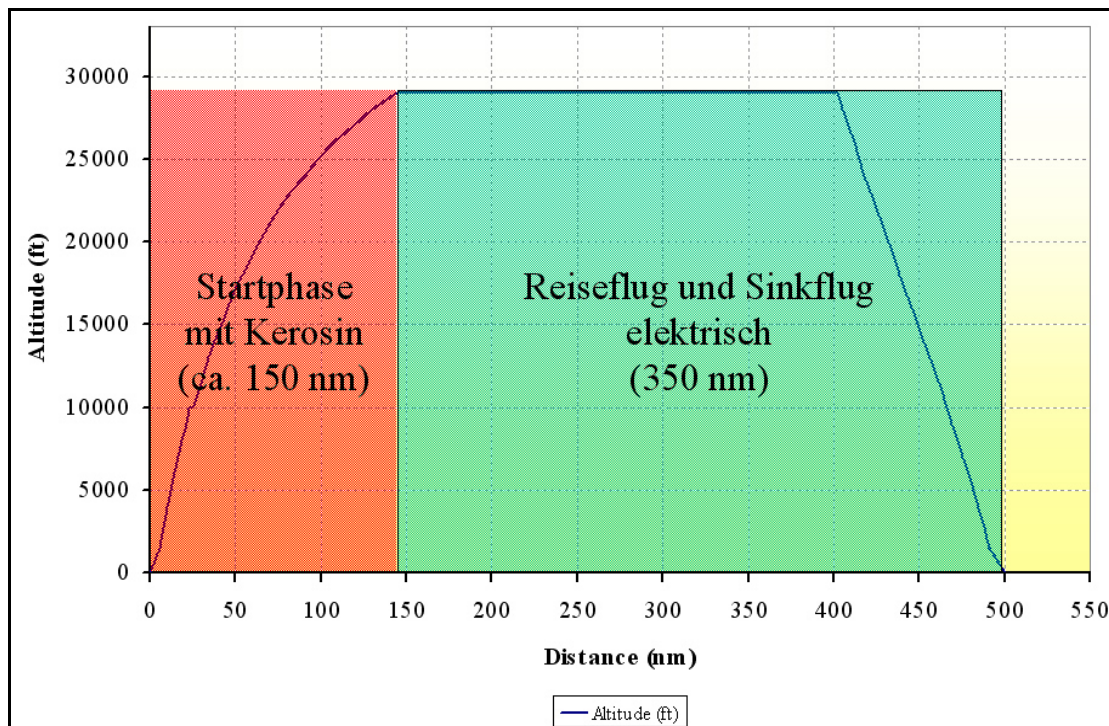
Einflüsse auf die Struktur ermittelt. Auch das erhöhte Landegewicht ist berücksichtigt worden. Die Leistung und das Gewicht der elektrischen Antriebskomponenten ist nachfolgend nachgezogen worden. Die veränderten Werte sind in Tabelle 12.1 grün hinterlegt.

Die in Tabelle 12.1 gezeigten Gewichte sind nur als sehr grobe Abschätzung anzusehen, da zum jetzigen Zeitpunkt nicht genauer verifizierbare Annahmen in die Berechnung eingeflossen sind.

### 12.1.2 Flugleistungsabschätzung

Mit dem in der Abschätzung, Kapitel 12.1.1, berücksichtigten Akkumulatorgewicht von 14 t können 350 nm im Reiseflug zurück gelegt werden, wenn eine Akkumulatorenenergiedichte von 1100 kW/kg zu Grunde gelegt wird. Die Volumendichte wird dafür mit 1200 Wh/l angenommen. Die 14 t Akkumulatoren benötigen ein Volumen von ca. 12,8 m<sup>3</sup>, siehe auch Anhang D.

Mit dem AIRBUS internen Flugleistungsprogramm AMPLI (Airbus Mission and Performance Library) ist die Steigphase im Kerosinbetrieb berechnet worden. Abbildung 12.1 stellt das Ergebnis der Berechnung grafisch dar. Es zeigt die, während der Steigphase zurückgelegte Flugstrecke. Die restliche Flugstrecke wird mit elektrischer Energie geflogen.



**Bild 12.1** Flugprofil der parallelen Hybridlösung

In Abbildung 12.2, welche das Berechnungsergebnis von AMPLI wiedergibt, kann die benötigte Kraftstoffmenge inkl. der Reserven abgelesen werden. Es ist eine Gesamtmenge an Kerosin von 5791 kg nötig. Diese ist konform mit der zunächst abgeschätzten Menge in Kapitel 12.1.1.

TAKE OFF WEIGHT (KG)	90000		
PAYLOAD ( KG )	16600		
RANGE ( NM)	500		
	<b>TIME</b>	<b>DIST.</b>	<b>FUEL</b>
<b>PHASE</b>	<b>(MN)</b>	<b>(NM)</b>	<b>(KG)</b>
<b>MISSION</b>			
TAXI OUT	9	0	127
TAKEOFF : 250. KT ALT. 0. FT	2,6	5,3	280
CLIMB FROM 1500. TO 29000. FT 250.00KT/280.00KT/ 0.76MN	22,8	138,9	1814
CRUISE AT 29000. FT M = 0.780	64,8	254,3	electric flight
DESCENT FROM 30000. TO 1500. FT 0.76MN/250.00KT	17,7	92,7	electric flight
APPROACH-LANDING AT 0. FT	3,4	8,8	73
TAXI IN	5	0	58
TOTAL TRIP	79,9	500	2167
TOTAL TRIP + TAXI	93,9	500	2352
<b>RESERVES</b>			
DIVERSION: 200. NM AT 25000. FT			
- ALLOWANCES GO-AROUND			210
- DIVERSION RESERVE			1650
- ALLOWANCES APPROACH/LDG			74
			1934
- DIVERSION HOLDING			1383
ROUTE : 3.00 % OF TRIP FUEL			122
TOTAL RESERVES			3439
FUEL TO BOARD			5791

**Bild 12.2** Zusammenfassung der Flugberechnung

### 12.1.3 Bewertung

Das Volumen der benötigten Akkumulatoren von 12,8 m<sup>3</sup> und des Kerosin von 7,5 m<sup>3</sup> kann in den herkömmlichen Flügeltanks und dem Centertank einer A320 untergebracht werden. Das Gewicht entspricht mit 20 t in etwa dem maximalen Tankgewicht einer A320.

Die grobe Gewichtsabschätzung und die Abschätzung der Flugleistungen zeigen, dass ein hybrider Flug möglich wäre, sofern alle Technologien wie angenommen vorhanden sind. Unsicherheiten resultieren daraus, dass zum einen in die Berechnungen und Abschätzungen teilweise sehr grobe Annahmen eingeflossen sind, und zum anderen von der Annahme, dass die Energiedichte der verwendeten Akkumulatoren bei 1100 Wh/kg läge, wobei alle anderen Anforderungen, wie Lebensdauer, Lade- und Entladekapazität, sowie die Betriebstemperatur als erfüllbar vorausgesetzt wurden. Ein weiterer angenommener Eingangsparameter ist der parallele hybride Antrieb, wie er in Kapitel 8 erläutert.

Abschließend kann konstatiert werden, dass mit Hilfe des Hybridkonzeptes der elektrische und damit emissionsfreie Antrieb zumindest für den Reiseflugteil einer angenommenen Kurzstreckenmission in den Bereich des technisch machbaren rückt. Auslegungsreichweiten von knapp 500 nm bewegen sich jedoch an der unteren Grenze des akzeptablen und es ist fraglich, ob ein so geringes Reichweitenpotenzial für potenzielle Betreiber wirklich wirtschaftlich attraktiv wäre. Die Auslegungsreichweite des Referenzflugzeuges beträgt mit derselben Nutzlast 2600 nm. Und die oben gezeigten Leistungsaussagen basierenden auf zum Teil recht optimistischen Annahmen und Vereinfachungen. Selbst wenn die prognostizierte Leistungsdichte der Akkumulatoren von 1100 Wh/kg tatsächlich erreicht werden könnte, bestünde immer noch die Gefahr, dass weitere, jetzt noch nicht erfasste Gewichtsnachteile auftreten könnten, wenn das vorgeschlagene elektrische Antriebssystem detailliert ausgelegt und als Prototyp gebaut werden würde. Zu Verifizierung bzw. eventuellen Korrektur der Annahmen wäre dies unbedingt zu empfehlen.

## 12.2 Serielle Konzepte

Das Antriebssystem besteht aus elektrischen Antrieben, welche den nötigen Schub erzeugen. Dieser entsteht aus Akkumulatoren als Energiequelle für den Reiseflug, sowie Gasgeneratoren für die on-board Erzeugung von elektrischem Strom und für die energiereichen Start- und Steigphasen. Abbildung 8.1 zeigt den Aufbau des Antriebssystems schematisch.

Es bestehen verschiedene Möglichkeiten ein serielles Hybridsystem in ein Flugzeug zu integrieren. Ein elektrischer Turbofan könnte anstelle der bisherigen Triebwerke unter dem Flügel installiert werden, ähnlich wie beim vorgestellten parallelen Konzept. Wie aus dem ersten Teil dieser Diplomarbeit zu entnehmen ist, weisen unummantelte Triebwerke einen besseren Vortriebwirkungsgrad auf. Ein Open Rotor Antrieb soll bei der angestrebten Fluggeschwindigkeit von Mach 0,78 effizienter sein als ein Turbofan, daher erscheint dieses Antriebskonzept als sinnvolle Alternative, um den benötigten Energiebedarf herabzusetzen. Hierdurch ergibt sich der erste konfigurationsverändernde Parameter, bezogen auf das Referenzflugzeug A320. Eine



Installation von Open Rotor Antrieben ist auf Grund der benötigten Freigängigkeit unter den Flügeln einer A320 und der nachteiligen Interaktion des Propellerstrahls mit den Tragflügel nicht sinnvoll.

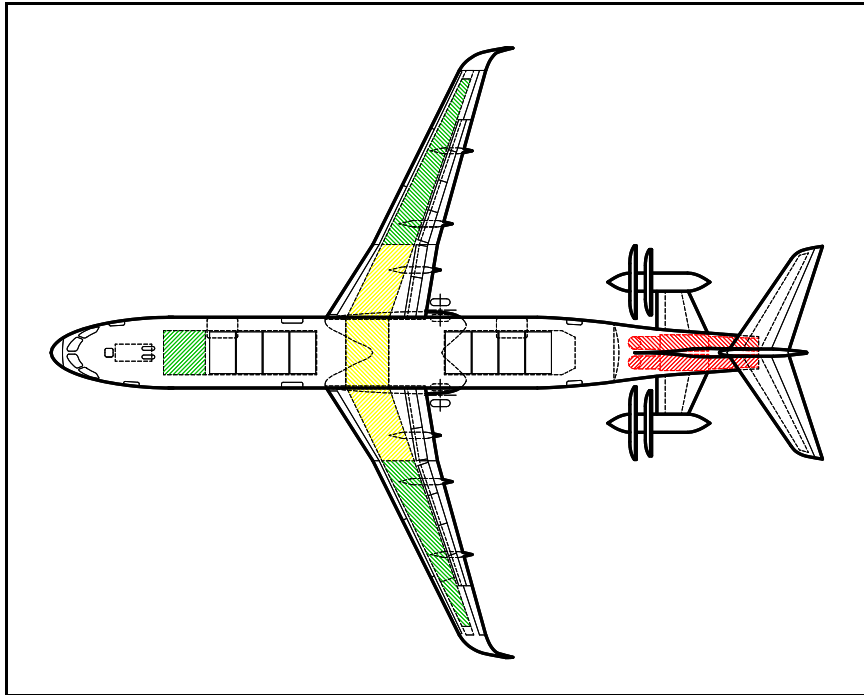
Durch die Integration der Triebwerke am Heck des Flugzeuges kann dieses Problem gelöst werden. Die A320 ist auf Grund ihrer Konfiguration jedoch nicht die optimale Referenz für eine Integration von Triebwerken am Heck. Zum einen muss auf Grund der Schwerpunktverlagerung und den daraus folgenden Stabilitätsanforderungen der Flügel inkl. dem Fahrwerk nach hinten versetzt werden. Zum anderen muss ein T-Leitwerk anstelle des herkömmlichen Leitwerkes installiert werden. Daher basieren alle weiteren Untersuchungen in diesem Kapitel auf einer von AIRBUS durchgeführten Studie, welche bereits die Integration von Hecktriebwerken vorsieht. Die Studie weist eine ähnliche Passagieranzahl und sehr ähnliche Gewichte wie die A320 auf. Neben den bereits genannten Gründen sprechen für die Hecktriebwerkkonfiguration außerdem:

- § Das Höhenleitwerk der A320 behindert die Integration von Gasgeneratoren im, bzw. am Heck. Die neue Referenz hat ein T-Leitwerk, so dass dieses Problem nicht besteht.
- § Soll ein elektrischer Open Rotor zum Einsatz kommen, sollte er auf Grund des entstehenden Lärms und der daraus folgenden Einflüsse auf die Kabine am Heck integriert werden.
- § Durch den ungestörten Flügel können bessere Auftriebsbeiwerte erzielt werden.
- § Durch den ungestörten Flügel wird eine mögliche Anwendung von Laminarisierung ermöglicht, um den Energiebedarf zu senken.

Die stromerzeugenden Gasgeneratoren können an verschiedenen Stellen im oder am Flugzeug installiert werden. Die Akkumulatoren können im Rumpf, oder auch im Flügel installiert werden. Folgend werden drei Möglichkeiten der Integration eines seriellen Hybridsystems vorgestellt. Es werden jeweils die Vor- und Nachteile der jeweiligen Integrationsmöglichkeit genannt. Vollständige Dreiseitenansichten der jeweiligen Varianten befinden sich im Anhang E.

### 12.2.1 Variante 1

Variante 1 ist mit elektrischen Open Rotor Antrieben ausgestattet, welche am Heck integriert sind, wie Abbildung 12.3 zeigt. Die beiden Gasgeneratoren sind im Heck des Flugzeuges untergebracht. Die Akkumulatoren werden im Flügel und im vorderen Rumpfbereich integriert (grünschraffierte Flächen) um die Schwerpunktwanderung durch die Installation der Gasgeneratoren im Heck (rot schraffierte Flächen) auszugleichen. Das mitgeführte Kerosin wird im Centertank, bzw. im Innenflügel untergebracht (gelb schraffierte Flächen).



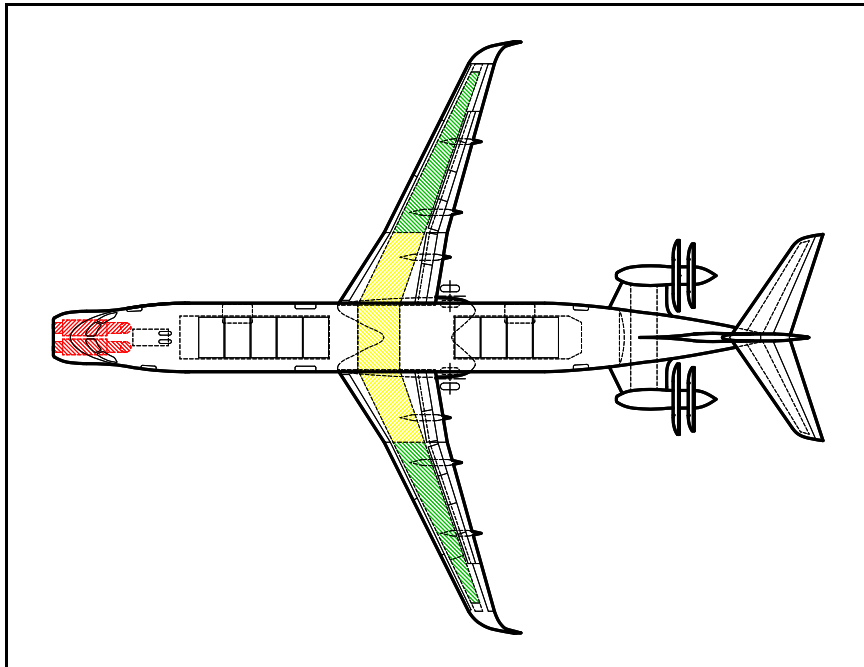
**Bild 12.3** Hybridlösung Variante 1

**Tabelle 12.2** Vor- und Nachteile von Variante 1

<b>Vorteile</b>	<b>Nachteile</b>
<ul style="list-style-type: none"> <li>§ Sehr kurze Leitungen zwischen Gasgeneratoren und elektrischen Antrieben</li> <li>§ „aerodynamisch sauberer“ Flügel</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>§ Sehr schweres Heck auf Grund der Konzentration der Antriebskomponenten -&gt; Hohe Belastung des Rumpfes</li> <li>§ Relativ lange elektrische Leitungen vom Flügel bis ins Heck -&gt; mögliche hohe Verluste und hohes Gewicht</li> <li>§ Mögliche Zertifizierungsprobleme, da Antriebsystem auf einem sehr kleinen Raum konzentriert ist (Gefahr des Totalausfalls bei Zerstörung einer der Antriebseinheiten, sowie Gefahr des Ausfalls der Leitwerkssteuerung bei Brand der Gasgeneratoren)</li> <li>§ Kapazität d. vorderen Frachtraumes durch Akkumulatoren eingeschränkt</li> </ul>

### 12.2.2 Variante 2

Bei Variante 2 sind die Gasgeneratoren im Bug unter dem Cockpit installiert. Die elektrischen Open Rotor Antriebe sind im Heck angebracht. Die Akkumulatoren werden im Flügel integriert (grünschraffierte Flächen). Das mitgeführte Kerosin wird im Centertank, bzw. im Innenflügel untergebracht (gelb schraffierte Flächen), siehe Abbildung 12.4.



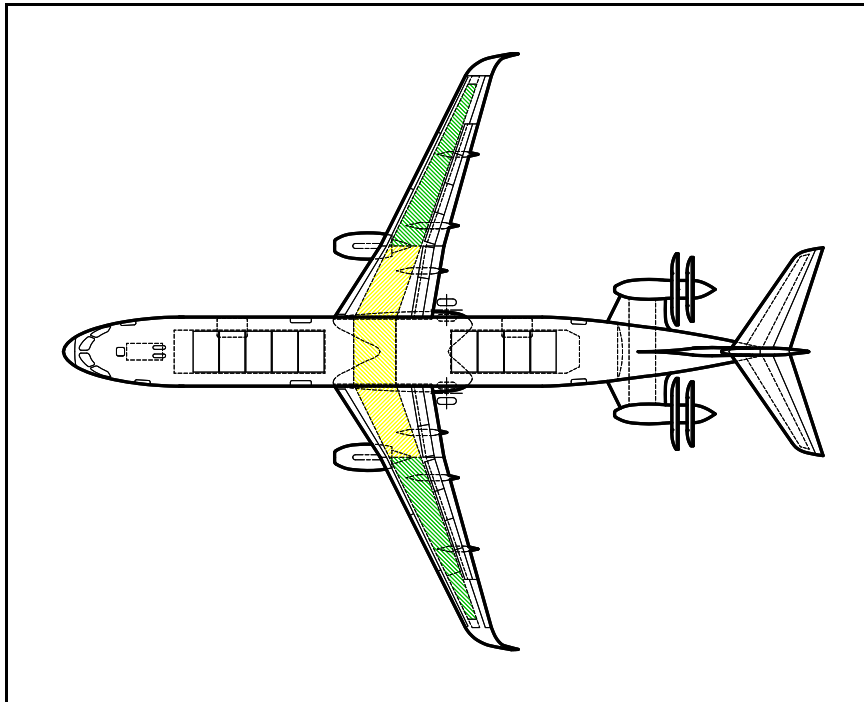
**Bild 12.4** Hybridlösung Variante 2

**Tabelle 12.3** Vor- und Nachteile von Variante 2

Vorteile	Nachteile
<ul style="list-style-type: none"> <li>§ Die Antriebskomponenten befinden sich nicht, wie bei Variante 1, dicht gedrängt im Heck -&gt; ausgewogene Schwerpunktverteilung und geringe Gefahr eines Totalausfalls aller Antriebseinheiten bei Zerstörung einer ihrer Einheiten</li> <li>§ „aerodynamisch sauberer“ Flügel</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>§ Sehr lange elektrische Leitungen vom Bug, bzw. Flügel bis ins Heck -&gt; Leistungsverluste und Mehrgewicht</li> <li>§ Die Gasgeneratoren stellen eine direkte Gefahrenquelle für die Piloten dar.</li> <li>§ Ungünstige Umströmung der Bugsektion (aerodynamische Zusatzwiderstände)</li> <li>§ Ableitung der heißen Abgase der Gasgeneratoren problematisch (Wärmeisolierung der unteren Rumpfpartie)</li> </ul>

### 12.2.3 Variante 3

Variante 3 ist ebenfalls mit elektrischen Open Rotor Antrieben ausgestattet, welche am Heck integriert sind, wie Abbildung 12.5 zeigt. Die Gasgeneratoren sind bei dieser Variante unter dem Flügel integriert. Sie dienen nicht zur Schub Erzeugung, sondern rein zur Stromproduktion. Die Akkumulatoren werden in den Flügeln untergebracht (grünschraffierte Flächen). Das mitgeführte Kerosin wird im Centertank, bzw. im Innenflügel integriert (gelb schraffierte Flächen).



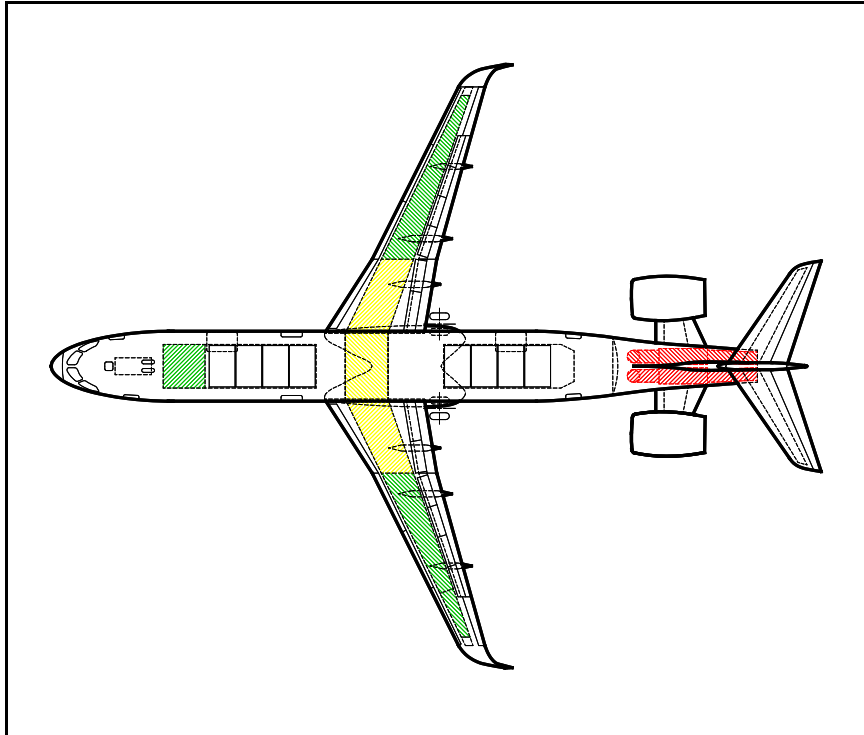
**Bild 12.5** Hybridlösung Variante 3

**Tabelle 12.4** Vor- und Nachteile von Variante 3

<b>Vorteile</b>	<b>Nachteile</b>
§ Gasgeneratoren sind nicht im Rumpf installiert, so dass der Lufteinlauf und eventuell die Kühlung kein Problem darstellt, sowie kein Rumpfvolumen benötigt wird	§ Lange elektrische Leitungen vom Flügel bis ins Heck -> mögliche hohe Verluste und hohes Gewicht § Zusätzlicher Widerstand durch die am Flügel installierten Gasgeneratoren

### 12.2.4 Variante 4

Die bereits erwähnten unterschiedlichen Varianten 1 bis 3 können auch mit einem ummantelten elektrischen Triebwerk kombiniert werden, wie Abbildung 12.6 exemplarisch zeigt, um die Lärmemissionen zu senken.



**Bild 12.6** Hybridlösung Variante 4

## 12.3 Bewertung

Die Gegenüberstellung von verschiedenen seriellen Konzepten zeigt, dass verschiedene Möglichkeiten zur Integration eines seriellen Antriebssystems in Frage kommen, wobei jedoch Probleme und Nachteile überwiegen. Zudem wird das Gewicht eines seriellen Hybridsystems größer sein als das eines Parallelen. Dies ist mit den einfachen Tatsachen zu begründen, dass zum einen eine Komponente, nämlich die Generatoren, zusätzlich integriert werden muss und zum anderen das Leistungsniveau der Elektromotoren höher ist, da sie auch die Leistung für den Start- und Steigflug liefern müssen. Das parallele System wäre also dem seriellen vorzuziehen, sofern eine direkte Kombination der konventionellen und elektrischen Antriebstechnik möglich ist.

## 13 Zusammenfassung

In der vorliegenden Diplomarbeit sind mögliche alternative Energieträger und Antriebskonzepte für Verkehrsflugzeuge dargestellt und bewertet, sowie Integrationsaspekte diskutiert worden.

Wie in den einleitenden Kapiteln dargestellt, wird die Luftfahrt in naher Zukunft im wesentlichen mit zwei grundsätzlichen Herausforderungen konfrontiert werden: Halbierung der CO<sub>2</sub> Emissionen bis 2020 (ACARE Ziele) und sogar Reduktion auf Null bis 2050 (IATA Ziel), bei einem prognostizierten Anwachsen des Luftverkehrsaufkommens von durchschnittlich 5 % jährlich. Zusätzlich führt eine baldig erwartete drastische Verknappung von Erdöl (Peak Oil Theorie) zu einer Verteuerung dieses fossilen Energieträgers, wodurch eine Abkopplung vom Erdöl notwendig wird.

In den Kapiteln 3 bis 5 werden zunächst die weiteren Verbesserungspotentiale sowie Entwicklungsgrenzen der heutigen Strahltriebwerkstechnologie aufgezeigt. Dabei wird deutlich, dass allein auf diesem Wege das angestrebte Ziel einer triebwerkseitigen CO<sub>2</sub> Emission von 20 % nicht erreicht werden kann. Weiterhin werden verschiedene chemische Energieträger vorgestellt, die als potentieller Kerosinersatz in Frage kommen könnten. Unter rein technischen Gesichtspunkten erscheinen die synthetischen Treibstoffe auf Kohlebasis als besonders attraktiv. Die entsprechenden Produktionsprozesse sind seit den dreißiger Jahren des zwanzigsten Jahrhunderts bekannt und sind in der Vergangenheit auch schon großtechnisch umgesetzt worden. In der operationellen Handhabung solcher Treibstoffe gibt es keine Unterschiede zu Kerosin und es liegen in so ausreichendem Maße praktische Erfahrungen vor, dass sie seit kurzem sogar für den zivilen Flugbetrieb zugelassen sind. Mit einem kurzfristigen Ersatz des Kerosins durch synthetische Treibstoffe dürfte aber dennoch nicht zu rechnen sein, da lediglich der fossile Energieträger Erdöl gegen den fossilen Energieträger Kohle als Grundstoff ausgetauscht und damit das Problem der begrenzten Verfügbarkeit nur in die Zukunft verschoben wird. Unter emissionstechnischen Gesichtspunkten sind die Gegenargumente noch viel gravierender. Bei der Verbrennung synthetischer Treibstoffe werden aufgrund identischer chemischer Beschaffenheiten dieselben Mengen CO<sub>2</sub> erzeugt wie mit Kerosin. Und durch die Herstellung belastet sogar fast doppelt soviel dieses Treibhausgases die Atmosphäre im Vergleich mit der Erdölverarbeitung. Ähnliches lässt sich zu einem weiteren Kandidaten sagen: verflüssigtes Erdgas (LNG). Die Verfügbarkeit des Rohstoffs ist zwar weniger kritisch als die von Erdöl, aber dennoch absehbar endlich. Neben der Entstehung von CO<sub>2</sub> bei der Verbrennung muss das im Erdgas enthaltene Methan beachtet werden, welches nach gegenwärtigem Stand der Klimaforschung gegenüber Kohlendioxid als ein 20-mal so schädliches Treibhausgas gilt. Mit den vielgelobten Biokraftstoffen (BTL) würde zwar der Schritt zu regenerativen, d.h. immer wieder verfügbaren Energieträgern gelangen, doch durch die Verbrennung der Kohlenwasserstoffe im Flug ließe sich das CO<sub>2</sub> Problem nicht aus der Welt schaffen. Allein

die Deckung des potentiellen Bedarfs des zivilen Weltluftverkehrs würde derart viel landwirtschaftliche Nutzfläche beanspruchen, dass ernsthafte gesellschaftspolitische und ökologische Beeinträchtigungen nicht auszuschließen wären. Ein Ausweichen auf Biokraftstoff basierend auf Algen würde diese Probleme nur auf andere Lebensbereiche verlagern und die CO<sub>2</sub> Emissionen ebenso so wenig reduzieren. Wasserstoff als eine weitere Möglichkeit für einen Kerosinersatz ist bereits seit den sechziger Jahren Gegenstand theoretischer Untersuchungen, aber auch praktischer Versuche in speziell umgebauten Demonstrationsflugzeugen. Als besonders attraktiv galt schon immer, dass bei der Verbrennung lediglich Wasser entsteht. Aufgrund seiner speziellen physikalischen Eigenschaften wäre die Verwendung von LH<sub>2</sub> aber nicht ohne erhebliche, nachteilige Auswirkungen auf die Flugzeugkonfiguration und nur mit einer speziell angepassten Infrastruktur möglich. Die Herstellung ist ein extrem energieintensiver Prozess, so dass eine wirklich umweltverträgliche Massenproduktion mittels Solarenergie oder Wasserkraft nur in bestimmten Weltregionen sinnvoll wäre. Neben diesen Problemen wird in der Fachwelt kontrovers über die Wirkung von Wasserdampf in der Atmosphäre diskutiert. Nach einigen Meinungen kann Wasser ähnliche umweltschädliche Folgen haben, wie das Treibhausgas CO<sub>2</sub>, wenn es infolge von Kondensation als Kondensstreifen in der Stratosphäre verbleibt.

Insgesamt bleibt zu konstatieren, dass keiner der betrachteten Alternativtreibstoffe in der Lage wäre, die beiden Ziele CO<sub>2</sub> Reduktion und Erdölersatz ohne einen anderen negativen Nebeneffekte zu erfüllen. Insbesondere das Fernziel völliger Emissionsfreiheit scheint bei einem Festhalten an Verbrennungskraftmaschinen und chemischen Energieträgern unerreichbar zu sein.

Die einzige derzeit in Frage kommende Alternative zu heutigen Strahltriebwerken wären entsprechend leistungsfähige Elektromotoren, allerdings gibt es widersprüchliche Meinungen hinsichtlich ihrer Leistungspotentiale. Während insbesondere NASA Quellen zur sog. HTS Technologie tendieren, finden sich in anderen Quellen Aussagen, denen zufolge hohe Leistungsdichten auch mit konventionellen Permanentmagnet- und Synchronmotoren erreicht werden können, sofern sie auf hinreichend niedrige Temperaturen gekühlt werden und zusätzlich die Wicklung aus reinem Aluminium besteht. Eigene Anfragen an diverse Hersteller von elektrischen Antrieben erbrachten nur wenig verwertbares Material und auch sonst konnten keine brauchbaren Basisdaten für einen luftfahrttauglichen Elektromotor zur Verfügung gestellt werden. Der Grund liegt darin, dass bislang keine Elektromotoren für den in der kommerziellen Luftfahrt typischen Leistungs- und Drehzahlbereich entwickelt worden sind. Die Rechercheergebnisse waren jedoch geeignet, Tendenzen für das Potential moderner Elektromotoren abzuschätzen.

Im Zuge der in Kapitel 6 angestellten Betrachtungen, konnte das Ergebnis herausgearbeitet werden, dass, entgegen den bisherigen gängigen Meinungen Elektromotoren als primärer Flugzeugantrieb durchaus eine Perspektive haben können. Unbedingte Voraussetzung ist je-

doch die Kühlung der Wicklungen auf Temperaturen im kryogenen Bereich, also unter  $-100\text{ °C}$ , um hinreichend große Leistungsdichten, d.h. große Stromstärken bei kompakten Abmessungen und damit moderaten Baugewichten erzielen zu können. Um diese Schlussfolgerung aber zu untermauern, wäre eine detailliertere Auslegung eines solchen Antriebssystems durch kompetente Experten dringend zu empfehlen.

Wie der zum Betrieb der Elektromotoren benötigte Strom an Bord eines Flugzeuges bereitgestellt werden kann, wird im Kapitel 7 ausführlich betrachtet. Hierbei wird ersichtlich, dass alle betrachteten Alternativen gegenüber Kerosin oder anderen chemische Kraftstoffarten im Energiespeichervermögen unterlegen sind. Die erforderlichen großen Leistungen sind weder mit der Solartechnik noch mit der Brennstoffzellentechnik bereitstellbar. Am erfolgversprechendsten sind Akkumulatoren, sofern sich heutige Trends für realisierbare Energiedichten bestätigen bzw. weitere Fortschritte in dieser Richtung gemacht werden können.

Aufbauend auf den bisherigen Erkenntnissen werden in den Kapiteln 9 bis 12 grundsätzliche Überlegungen zur Integration und zu erreichbaren Flugleistungen, ausgehend von einer A320 als Referenzflugzeug für drei Antriebskonzepte, durchgeführt. Dabei stellt sich heraus, dass ein ausschließlich auf Akkus basierendes Antriebssystem keinen sinnvollen Entwurf zulässt. Die energetischen Anforderungen beim Start und im Steigflug allein würden selbst bei optimistischen Annahmen hinsichtlich der erreichbaren Akkumulatorenleistungsdichte eine so große Zuladung an Akkus erfordern, dass keine sinnvollen Reichweiten mehr erzielbar wären. Der einzige Ausweg ist eine Aufteilung der Missionsabschnitte auf verschiedene Energieträger. Für die besonders energieintensiven Start- und Steigsegmente, sowie für die Reserven wird Kerosin als Antrieb für die Gasturbinen verwendet. Die weniger energieintensiven Reise- und Sinkflugabschnitte werden durch akkubetriebene Elektromotoren abgedeckt. Die durchgeführten Abschätzungen zeigen, dass mit solch einem (parallelen) Hybridsystem Reichweiten um die 500 nm erzielbar wären. Das ist zwar nur knapp ein fünftel der eigentlichen Auslegungsreichweite des konventionellen Referenzflugzeuges, doch könnte damit immerhin der untere Bereich typischer Kurzstreckendistanzen erreicht werden. Allerdings sei hier noch einmal betont, dass die Berechnungen zum einen auf einer sehr optimistisch angenommenen Akkumulatorenergiedichte von  $1100\text{ Wh/kg}$  beruhen und andererseits die systemseitigen Gewichtsannahmen sehr unsicher und möglicherweise zu optimistisch angesetzt sind. Um diese Unsicherheiten auszuräumen, sollte bei Weiterverfolgung dieser Untersuchungen zunächst eine detailliertere Auslegung der Elektromotoren inklusive des erforderlichen Kühlsystems, als auch des gesamten Akkusystems inklusive der Leitungen und Isolationen erfolgen. Dazu gehört natürlich auch eine Betrachtung der strukturellen und damit gewichtabhängigen Auswirkungen auf das Flugzeug.

Insgesamt ist festzuhalten, dass ein elektrisches Antriebssystem prinzipiell als machbar erscheint, die Schwachstelle aber weiterhin die Bereitstellung der zum Betrieb erforderlichen elektrischen Energie darstellt. Trotz rasanter Fortschritte in der jüngsten Zeit und optimisti-



scher Trends ist die mit Akkumulatoren erzielbare Speicherdichte nach heutigem Kenntnisstand immer noch zu gering, so dass selbst Kurzstreckenflugzeuge im Hybridbetrieb die Nutzlast-Reichweiten-Flexibilität heutiger kerosinbetriebener Flugzeuge nicht erreichen könnten. Anders betrachtet: Wäre die Luftfahrt aufgrund von Verordnungen o.ä. schon heute gezwungen auf ein Hybridkonzept umzustellen, wäre dies mit ganz erheblichen Verlusten im Nutzlast-Reichweiten-Potential verbunden. Bei Ersetzen des Kerosinanteils durch Wasserstoff in Bodennähe und in Höhen unterhalb der typischen Reiseflughöhen, wäre der ausgestoßene Wasserdampf weitgehend unbedenklich. Es kämen jedoch weitere Gewichtsnachteile, sowie aerodynamische Nachteile durch die benötigten großen Tanks hinzu.

Ein wichtiger Erkenntnispunkt nach der Ausarbeitung ist, dass nicht alle Aspekte dieses sehr großen Themenbereichs beachtet werden konnten. Jeden Aspekt im Detail zu ergründen hätte den Rahmen dieser Arbeit gesprengt. Wie bereits erwähnt, sollte in einer weitergehenden Arbeit zunächst ein elektrisches Antriebssystem ausgelegt werden, um eine genauere Idee über Gewichte, den entstehenden Kühlaufwand und zusätzlichen Aspekten, wie z.B. den benötigten Kabelquerschnitten, zu bekommen. Anschließend sollten exotische Energiespeicher und Energiequellen, welche in dieser Arbeit nicht untersucht wurden, genauer auf die Realisierbarkeit untersucht werden.

## 14 Schlussbemerkung und Ausblick

Mehrere Trendvorhersagen gehen davon aus, dass der Luftverkehr in der Zukunft weiter wachsen wird. Die Herausforderungen der Vergangenheit nach effizienteren Transportmöglichkeiten konnten stets durch Erfindungen und Verbesserungen erfüllt werden. Entscheidenden Anteil daran hatten zweifelsfrei die Fortschritte auf dem Gebiet der Antriebstechnik, insbesondere seit der Ablösung des Kolbenmotors durch Gasturbinen in den vierziger und fünfziger Jahren. Und auch im 21. Jahrhundert wird der Antriebstechnik wieder eine Schlüsselrolle bei der Meisterung neuer Herausforderungen zuteil werden. Einerseits haben durch gewachsenes öffentliches Umweltbewusstsein Forderungen nach Verminderung bzw. völliger Vermeidung umweltschädlicher Emissionen durch die Luftfahrt einen Stellenwert wie nie zuvor bekommen. Zum anderen reift gerade das öffentliche Bewusstsein dafür, dass man sich angesichts der Neige gehender Erdölvorräte nach einem alternativen Energieträger auch für Flugzeuge umsehen sollte.

Der gegenwärtig radikalste Ansatz wäre der Wechsel von den heutigen Strahltriebwerken zu Elektromotoren. Wie die vorliegende Arbeit zeigt, erscheint es durchaus möglich, mit den heute in der Entwicklung befindlichen Technologien in absehbarer Zukunft Elektromotoren mit ausreichenden Leistungsdichten zu entwickeln. Das eigentliche Problem ist und bleibt aber die Energiespeicherung selbst. Aus heutiger Sicht kämen allenfalls sehr fortschrittliche Akkumulatoren mit einem etwa dreimal so hohem Energiespeichervermögen wie heute verfügbar in Frage, allerdings auch nur in Kombination mit herkömmlichen Strahltriebwerken und zum Preis sehr stark eingeschränkter Nutzlast-Reichweite-Werte. Eine echte „elektrische Revolution“ wird es bei Flugzeugantrieben also erst geben können, wenn es gelänge elektrische Energiespeicher mit einer ähnlich hohen Energiedichte wie bei heutigen chemischen Brennstoffen oder umweltverträgliche Verfahren zur on-board Stromerzeugung zu entwickeln. Was letzteres betrifft, gibt es exotische Ansätze, sofern es sich dabei nicht um haltlose Spekulationen handelt. Die Diskussionen bewegen sich bisher jedoch ausschließlich auf dem Niveau der physikalischen Grundlagenforschung. Auch wenn der Weg zu einsatzreifen Lösungen noch sehr lang sein sollte, so könnte es sich aus Sicht der Luftfahrtindustrie lohnen, entsprechende Entwicklungen aufmerksam zu verfolgen.

Abschließend hoffe ich, dass es mir gelungen ist, einen guten Überblick über das Thema „Analyse, Auswahl und Integration von alternativen Antriebstechniken in den Entwurf von Passagierflugzeugen“ zu geben und erste richtungsweisende Aussagen zu treffen, trotzdem nicht alle sich ergebenden Fragen rund um ein elektrisches Antriebssystem beantwortet werden konnten. Aus diesem Grund schien ein detaillierterer Entwurf nicht zweckgemäß und sinnvoll. Nach meiner persönlichen Meinung, sollte der Elektromotor als Antriebskonzept weiterverfolgt und tiefgreifende Forschungsarbeit in diese Alternative investiert werden. Eine gute Investition in die Zukunft wäre es allemal.

## Literaturverzeichnis

- Aerokurier 2009** AEROKURIER: Tanken an der Steckdose. *In: Aerokurier- Das Magazin für Piloten*, Dezember 2008, S. 28 – 29
- Airbus 2001** AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH: Report on Cryoplane Project - Firmenschrift
- Airbus 2001a** AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH: Presentation Medium Range Aircraft 200 Seater Segment - Firmenschrift
- Airbus 2008** AIRBUS S.A.S: *Global Market Forecast 2007 bis 2026, 2007* – URL: [http://www.airbus.com/fileadmin/documents/gmf/PDF\\_dl/00-all-gmf\\_2007.pdf](http://www.airbus.com/fileadmin/documents/gmf/PDF_dl/00-all-gmf_2007.pdf) (2008-12-12)
- Airbus 2008a** URL: <http://www.air-bus.com/en/corporate/gmf/demand-for-passenger-aircraft/demand-summary/> (2008-12-12)
- Airbus 2008b** AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH: Silicon-based Fuels as a Way to Replace Crude Oil and to Completely Get Rid of CO<sub>2</sub>-Emissions - Firmenschrift
- Airbus 2009** AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH: Alternative Fuels overview - Firmenschrift
- Altairnano 2007** ALTAIR NANOTECHNOLOGIES, Inc.: *NanoSafe Battery Technology, 2008* – URL: <http://www.altairnano.com/documents/NanoSafeBackgrounder-060920.pdf> (2008-12-08)
- Altairnano 2007a** ALTAIR NANOTECHNOLOGIES: *NanoSafe Battery Datasheet, 2007* – URL: [http://www.altairnano.com/documents/NanoSafe\\_Datasheet.pdf](http://www.altairnano.com/documents/NanoSafe_Datasheet.pdf) (2008-12-08)
- Alexander 2003** ALEXANDER, David S.: *Advanced Energetics for Aeronautical Applications MSE Technology Applications, 2003* – URL: [http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20030033916\\_2003038530.pdf](http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20030033916_2003038530.pdf) (2008-12-23)
- Anderson 1999** ANDERSON, John D.: *aircraft performance and design*. Singapore: McGraw-Hill, 1999

- Arndt 2007** ARNDT, Norbert; Rolls-Royce Deutschland: *Environmentally friendly aero-engines for the 21st century*, CEAS Berlin, 12th September 2007 – URL: [http://www.dlr.de/pa/Portaldata/33/Resources/dokumente/ceas/CEAS\\_WS\\_Arndt.pdf](http://www.dlr.de/pa/Portaldata/33/Resources/dokumente/ceas/CEAS_WS_Arndt.pdf) (2008-12-12)
- Aspo 2008** ASSOCIATION FOR THE STUDY OF PEAK OIL AND GAS: *Newsletter No. 91*, 2008 – URL: [http://www.energiekrise.de/e/aspo\\_news/aspo/Newsletter091.pdf](http://www.energiekrise.de/e/aspo_news/aspo/Newsletter091.pdf) (2008-11-28)
- b.-university 2008** URL: <http://www.batteryuniversity.com/partone-german.htm> (2008-12-12)
- BGR 2007** BUNDESANSTALT FÜR GEOWISSENSCHAFTEN UND ROHSTOFFE: *Kurzstudie - Reserven, Ressourcen und Verfügbarkeit von Energierohstoffen 2007*, 2007 – URL: [http://www.bgr.bund.de/cln\\_101/nn\\_331182-DE/Themen/Energie/Downloads/Energiestudie\\_\\_Kurzf\\_\\_2007,templaeId=raw,property=publicationFile.pdf/Energiestudie\\_Kurzf\\_2007.pdf](http://www.bgr.bund.de/cln_101/nn_331182-DE/Themen/Energie/Downloads/Energiestudie__Kurzf__2007,templaeId=raw,property=publicationFile.pdf/Energiestudie_Kurzf_2007.pdf) (2008-11-28)
- BHL 2008** BAUHAUS LUFTFAHRT: *Projektpräsentation Aircraft Fuels 2030+*. München: Bauhaus Luftfahrt, 2008
- Boeing 2007** THE BOEING COMPANY: *Current Market Outlook 2007*, Boeing Commercial Airplanes, 2007
- Bräunling 2007** BRÄUNLING, Willy J.G.: *Flugzeugtriebwerke*. Berlin: Springer, 2004
- Brennstoffzelle 2008** URL: <http://www.diebrennstoffzelle.de/zelltypen/index.shtml> (2008-12-27)
- Brown 2005** BROWN, Gerald V.; KASCAK, Albert F.; EBIHARA, Ben: *High Power Density Motors for Aeropropulsion*, 2005 – URL: <http://gltrs.grc.nasa.gov/reports/2005/TM-2005-213800.pdf> (2008-11-30)
- Boggia 2004** BOGGIA S.; RÜD, K.; MTU Aero Engines München: *Intercooled Recuperated Aero Engine*, 2004 - URL: [http://www.mtu.de/en/technologies/engineering\\_news/intercooled\\_recuperated.pdf](http://www.mtu.de/en/technologies/engineering_news/intercooled_recuperated.pdf) (2008-11-25)
- Dagget 2006** DAGGET, D.; HADALLER, O.; WALTHER, R.: *Alternative Fuels and their Potential Impact on Aviation*, ICAS 2006

- Dagget 2007** DAGGET, D.; HADALLER, O.; WALTHER, R.: *Alternate Fuels for use in Commercial Aircraft*, 2007 - URL: [www.boeing.fr/website\\_16/pages-page\\_35686/uploads/alt\\_fuels.pdf](http://www.boeing.fr/website_16/pages-page_35686/uploads/alt_fuels.pdf) (2008-11-30)
- Donnerhack 2005** DONNERHACK, Stefan; MTU Aero Engines: *Beiträge der Flugtriebwerke zur Schadstoffreduktion im Luftverkehr*, 2005 – URL: <http://www.umweltbundesamt.de/verkehr/verkehrstraeg/flugverkehr/workshop.../MTU-Flugtriebwerke-Schadstoffreduktion2005.pdf> (2008-11-25)
- Energieportal 2008** URL: [http://www.energieportal24.de/wasserstoff\\_speicherung\\_metalhydride.php](http://www.energieportal24.de/wasserstoff_speicherung_metalhydride.php) (2008-12-13)
- URL: [http://www.energieportal24.de/wasserstoff\\_speicherung\\_nano-roehrchen.php](http://www.energieportal24.de/wasserstoff_speicherung_nano-roehrchen.php) (2008-12-13)
- URL:[http://www.energieportal24.de/wasserstoff\\_speicherung\\_kunststoffe.php](http://www.energieportal24.de/wasserstoff_speicherung_kunststoffe.php) (2008-12-13)
- Energy20 2008** URL: <http://www.energy20.net/pi/index.php?StoryID=317&articleID=124240>
- Faaß 2001** FAAß, Reinhard: *Cryoplane - Flugzeuge mit Wasserstoffantrieb*, 2001 – URL: [http://www.mp.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text\\_20-01\\_12\\_06\\_Cryoplane.pdf](http://www.mp.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_20-01_12_06_Cryoplane.pdf) (2008-12-13)
- Flightglobal 2008** URL: <http://www.flightglobal.com/articles/2007/11/30/219989/civil-engines-pratt-whitney-gears-up-for-the-future-with.html> (2009-01-10)
- URL: <http://www.flightglobal.com/articles/2008/09/26/316574/pictures-airbus-prepares-a340-600-testbed-for-gtf-ground-runs.html> (2009-01-10)
- Flight 2009** FLIGHT INTERNATIONAL: Oiling Change, In: *Flight International*, 27. Januar- 2 Februar 2009, S. 28
- Gerling 2005** GERLING, Peter; Bundesanstalt für Geowissenschaften und Rohstoffe: *Erdöl - Reserven, Ressourcen und Reichweiten - eine Situationsbeschreibung aus Sicht der BGR*, 2005, – URL: [http://www.bgr.bund.de/cln\\_092/nn\\_331182/DE/Themen/Energie/Produkte/Vortraege/erdoel\\_situationsbeschreibung\\_\\_2005\\_\\_vortragspraesentation.templateId-](http://www.bgr.bund.de/cln_092/nn_331182/DE/Themen/Energie/Produkte/Vortraege/erdoel_situationsbeschreibung__2005__vortragspraesentation.templateId-)

=raw,property=publicationFile.pdf/erdoel\_situationsbeschreibung\_2005\_vortragspraesentation.pdf (2008-11-20)

- Gießler 2008** GIEBLER, Folke; Siemens AG: Elektromotoren: Telefongespräch / E-mail. 2008-12-10
- Guetif 2006** GUETIF, B.: *Klassifizierung von Batterien und Superkondensatoren als Energiespeicher*, 2006 – URL: [http://www.imab.tu-bs.de/paper/2006/9guet\\_06.pdf](http://www.imab.tu-bs.de/paper/2006/9guet_06.pdf) (2008-12-13)
- Hartig 2008** HARTIG, Rainer; Siemens AG: HTS Elektromotoren: Telefongespräch / Email. 2008-12-15
- Heise 2008** URL: <http://www.heise.de/newsticker/Die-effizienteste-Solarzelle-der-Welt--/meldung/114319> (2008-12-13)
- Hemmer 2007** HEMMER, H., OTTEN, T., PLOHR, M., LECHT, M.: *Influence of the Bypass Ratio on Low Altitude NOx Emissions*. German Aerospace Center (DLR), Institute of Propulsion Technology, 2007
- HTS-110 2008** URL: <http://www.hts-110.com/news/coverage/lightweight-generator.html> (2008-11-19)
- IAE 2008** INTERNATIONAL ENERGY AGENCY: *World Energy Outlook 2008*, 2008 - URL: [http://www.worldenergyoutlook.org/docs/weo2008/WEO-2008\\_es\\_german.pdf](http://www.worldenergyoutlook.org/docs/weo2008/WEO-2008_es_german.pdf) (2008-11-19)
- IATA 2007** INTERNATIONAL AIR TRANSPORT ASSOCIATION: *New financial forecast*, 2007 – URL: [http://www.iata.org/NR/rdonlyres/DA8ACB38-676F-4DB1-A2AC-F5BCEF74CB2C/0/Industry\\_Outlook\\_Sep07.pdf](http://www.iata.org/NR/rdonlyres/DA8ACB38-676F-4DB1-A2AC-F5BCEF74CB2C/0/Industry_Outlook_Sep07.pdf) (2007-09-05)
- IATA 2008** INTERNATIONAL AIR TRANSPORT ASSOCIATION: *Fact Sheet: Alternative Fuels*, August 2008 – URL: [Fact Sheet: http://www.iata.org/pressroom/facts\\_figures/fact\\_sheets/alt\\_fuels.htm](http://www.iata.org/pressroom/facts_figures/fact_sheets/alt_fuels.htm) (2008-11-19)
- ICAO 2007** INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION NEWS: *Growth in air traffic projected to continue to 2025*, 2007 – URL: [http://www.icao.int/icao/en/nr/2007/pio200708\\_e.pdf](http://www.icao.int/icao/en/nr/2007/pio200708_e.pdf) (2008-11-23)

- IPCC 1999** INTERGOVERNMENTAL PANEL ON CLIMATE CHANGE: *Aviation and the Global Atmosphere. A Special Report of IPCC Working Groups I and III*. Cambridge: Cambridge University Press, 1999
- Jencquel 2001** JENCQUEL, Constantin: Konzeptuntersuchungen zu Transportflugzeugen mit Antrieben auf Wasserstoffbasis. Hamburg, Flugzeugbau, Diplomarbeit, 2001
- Jupp 2007** JUPP, Jeff: *The Impact of Aviation on the Environment: How will the future for Air Transport be Affected?*, 2007 – URL: [www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text\\_2007\\_01\\_25\\_RAeS\\_Environment.pdf](http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text_2007_01_25_RAeS_Environment.pdf) (2008-12-13)
- Lange 2009** URL: [http://lange-aviation.com/htm/deutsch/produkte/antares\\_20e-/antares\\_20E.html](http://lange-aviation.com/htm/deutsch/produkte/antares_20e-/antares_20E.html) (2009-01-10)
- L.M.C. 2008** URL: <http://www.lmcltd.net/index.php?page=motors-and-generators-2> (2009-01-10)
- Lufthansa 2007** LUFTHANSA: *Balance 2007 (Nachhaltigkeitsbericht)*, 2007 – URL: [http://konzern.lufthansa.com/de/downloads/presse/downloads/publikationen/lh\\_nachhaltigkeitsbericht\\_2007.pdf](http://konzern.lufthansa.com/de/downloads/presse/downloads/publikationen/lh_nachhaltigkeitsbericht_2007.pdf) (2008-11-17)
- Masson 2005** MASSON, Philippe J.; SOBAN, Danielle S.; UPTON, Eric: *HTS Motors in Aircraft Propulsion: Design Considerations*, 2005, URL: <http://smartech.gatech.edu/handle/1853/25354> (2008-12-02)
- Masson 2007** MASSON, Philippe J.; SOBAN; BROWN, G.V.: *HTS machines as enabling technology for all-electric airborne vehicles*, 2007 – URL: [http://www.iop.org/EJ/article/0953-2048/20/8/005/sust7\\_8\\_005.pdf](http://www.iop.org/EJ/article/0953-2048/20/8/005/sust7_8_005.pdf) (2008-12-02)
- Masson 2007a** MASSON, Philippe J.; PIENKOS, Jules: *High Power Density Superconducting Electric Motors*, 2007 – URL: <http://www.asdl.gatech.edu/teams/ureti/AnnualReview2003/25Task2.5.3Masson.pdf> (2008-12-14)
- Martens 2007** MARTENS, Rainer: *Das Technologieprogramm CLAIRE der MTU Aero Engines*, 2007 – URL: [http://www.mtu.de/de/technologies/claire-/claire\\_mtu\\_praesentation.pdf](http://www.mtu.de/de/technologies/claire-/claire_mtu_praesentation.pdf) (2008-11-25)

- Mongeau 2005** MONGEAU, Peter: *High Torque Density Propulsion Motors*, 2005 – URL: <http://www.epower-llc.com/pdf/HighTorqueDensityPropulsionMotors.pdf> (2008-12-01)
- Nielson 2007** NIELSON, DAVE: *Presentation to: Transportation Research Board, 2007* - URL: [http://www.trbav030.org/pdf2007-/TRB07\\_alt\\_fuel.pdf](http://www.trbav030.org/pdf2007-/TRB07_alt_fuel.pdf) (2008-11-30)
- Retzbach 2005** RETZBACH, L.: Ratgeber Elektroflug; 2005, Villingen-Schwenningen, Neckar-Verlag
- Richter 2008** RICHTER, Helmut: *Effizienzpotentiale bei Verkehrsflugzeugen Triebwerke – die Rolls-Royce Sicht*, 2008, per Email (2008-11-20)
- Richter 2008a** RICHTER, Helmut: *Der Beitrag der Triebwerksindustrie zur zukünftigen Entwicklung des Luftverkehrs* Dr. Helmut Richter Concepts & Technology Director – RRD, 2008, per Email (2008-11-20)
- Riegler 2007** RIEGLER, C; BICHLMAIER, C.: *The Geared Turbofan Technology – Opportunities, challenges and readiness status*, 2007 – URL: [http://www.mtu.de/en/technologies/engineering\\_news/Riegler.pdf](http://www.mtu.de/en/technologies/engineering_news/Riegler.pdf) (2008-11-25)
- Robert 2001** ROBERT, James: *Lithium Sulfur Rechargeable Battery Safety*, 2001 – URL: <http://www.sionpower.com/pdf/articles/CellandBatterySafety-0602.pdf> (2008-11-25)
- Rüd 2008** RÜD, Klaus: *Green Aircraft - Der Beitrag der Triebwerksindustrie zur Verbesserung der Umweltbilanz*, 2008 – URL: [www.bdfaero.de/080526\\_Vortrag\\_MTU.pdf](http://www.bdfaero.de/080526_Vortrag_MTU.pdf) (2008-12-16)
- Schesky 2003** SCHESKY, Egon; KRAL, Milosch: *Flugzeugtriebwerke – Kolben- und Gasturbinentriebwerke – Aufbau, Wirkungsweise und Betriebsverhalten*, 2003, Berlin Rhombos Verlag
- Solair 2009** URL : <http://www.solair.de/> (2009-01-10)
- Spiegel 2008** URL: <http://www.spiegel.de/wirtschaft/0,1518-,557435,00.html>
- Tomshardware 2007** URL: <http://www.tomshardware.com/de/Akku-Li-Ionen-Stanford-Silizium,news-240291.html> (2008-12-02)



- Scholz 1998** SCHOLZ, Dieter: *Vorlesungsskript Flugzeugentwurf*: Fachhochschule Hamburg, 1998
- solarserver 2008** URL: <http://www.solarserver.de/wissen/photovoltaik.html#nat> (2008-12-02)
- SoBAC 2001** SOCIETY OF BRITISH AEROSPACE COMPANIES: *Air Travel – Greener by Design The Technology Challenge*, 2001 – URL: [http://www.greenerbydesign.org.uk/\\_INCLUDESPHP/redirect.php?p=16](http://www.greenerbydesign.org.uk/_INCLUDESPHP/redirect.php?p=16) (2008-05-12)
- Szodruch 2006** SZODRUCH, Joachim: *Die Zukunft der Luftfahrt - Die europäische Vision 2020, 2006* – URL: [http://www.dglr.de/literatur/publikationen-/DGLR\\_Szodruch\\_Vision2020.pdf](http://www.dglr.de/literatur/publikationen-/DGLR_Szodruch_Vision2020.pdf) (2008-11-29)
- Trudell 2007** TRUDELL, Jeffrey J.; KASCAK, Albert F.: *Liquid-Hydrogen-Cooled Electric Motors Test Facility Completed for Aircraft Propulsion*, 2007 – URL: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/RT/2006/RX/RX55S-trudell2.html> (2009-01-3)
- Plichta 2008** URL: [http://www.plichta.de/pp24/index.php?option=com\\_content&task=view&id=14&Itemid=17](http://www.plichta.de/pp24/index.php?option=com_content&task=view&id=14&Itemid=17) (2008-11-25)
- Plohr 2006** PLOHR, M.; LECHT, M.; OTTEN, T. DOPELHEUER, A.; HEMMER, H.: *Aero-Engine Technology to cope with ACARE goals*, 25<sup>th</sup> international Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2006
- Pohl 1995** POHL H.W: *Hydrogen an other Alternative Fuels for Air and Ground Transportation*. Berlin: Joohn Wiley & Sons, 1995
- Ultracapacitors 2008** URL: <http://grapheneultracapacitors.com/> (2009-01-10)
- Waltner 2008** WALTNER, Helmut: *Öl, das man fördern will, muss man vorher gefunden haben*, 2008 – URL: [http://www.waltner.co.at/erdoel/erdoel\\_8.html](http://www.waltner.co.at/erdoel/erdoel_8.html) (2008-11-10)
- Wikipedia 2008** URL: [http://de.wikipedia.org/wiki/Actio\\_und\\_reactio](http://de.wikipedia.org/wiki/Actio_und_reactio) (2008-11-21)
- Wikipedia 2009** URL: [http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Turbofan\\_operation.png](http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Turbofan_operation.png) (2009-01-11)

URL: [http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Turboprop\\_operation.png](http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Turboprop_operation.png)  
(2009-01-11)

URL: [http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Turbojet\\_operation.png](http://en.wikipedia.org/wiki/Image:Turbojet_operation.png)  
(2009-01-11)


**Wikipedia 2009a** URL: [http://de.wikipedia.org/wiki/ICARE\\_II](http://de.wikipedia.org/wiki/ICARE_II)

# Anhang A

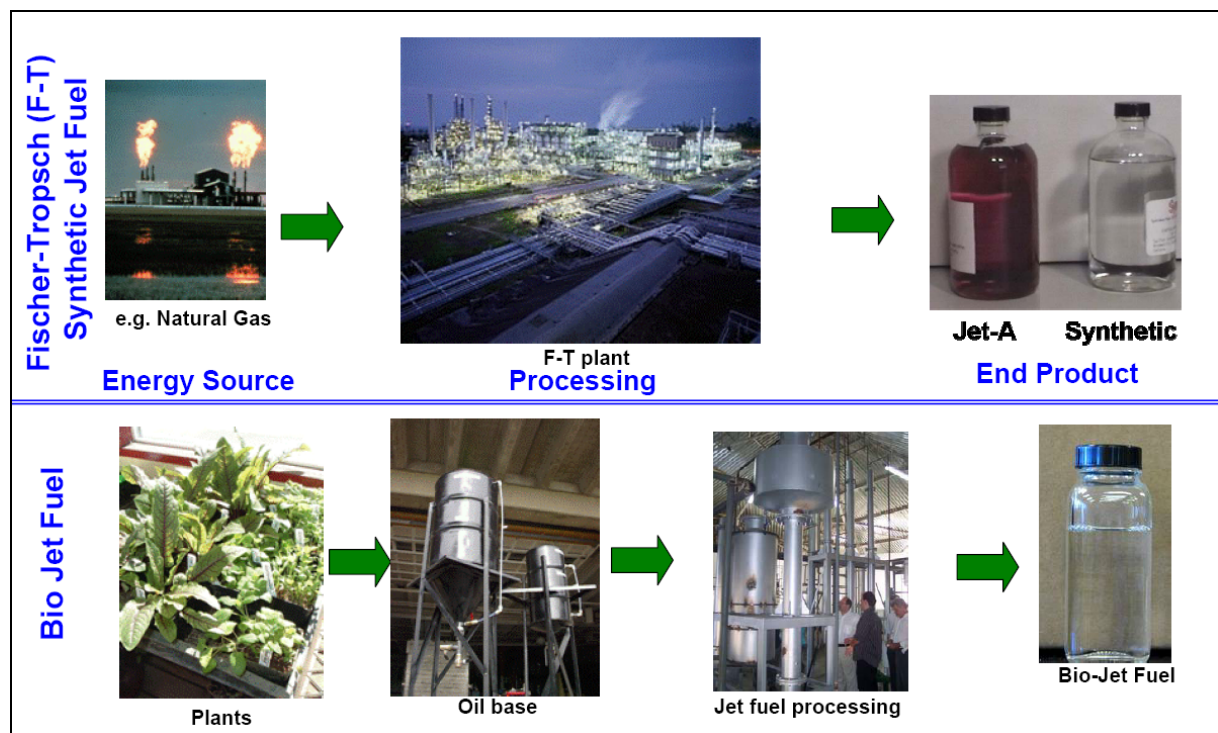
## Alternative Fuels Technology Readiness Level

TRL	Description	
9	Actual fuel flight proven through successful mission operation	<b>Sasol 50% CTL</b> (in service since 1999)
8	Full scale plant operational	
7	Fuel listed in international Standards, e.g. US ASTM & UK Def Stan	<b>Sasol 100% CTL</b>
6	ASTM technical evaluation passed & Engine and Airframe manufacturers approval	
5	Alternative fuel for approval defined & Small scale plant operational	
4	Industrial roadmap validated & Gated review point	50% GTL 50% BTL (Choren)
3	Small fuel sample available from laboratory & Cradle to Grave life cycle analysis	1 <sup>st</sup> Generation HVO
2	Feedstock and complete Process concept identified	50% BTL (Algae) HVO (Algae)
1	Feedstock and Process basic principles identified	

AIRBUS S.A.S. All rights reserved. Confidential and proprietary document. Alternative Fuels for Commercial Aviation: Comparing and Contrasting the different fuel options - EDEI - Ref. PR0805003 - Issue 1 London, 15 April 2009 Page 7



**Bild A.1** Technologie Readiness Level von alternativen Energieträgern (Airbus 2009)



**Bild A.2** Produktionsprozess synthetisch vs. Biokraftstoff (Nielson 2007)

## Anhang B



**Bild B.1** Tupolew Tu-154 (Airbus 2001)



**Bild B.2** A310 Cryoplane Studie (Airbus 2001)



**Bild B.3** DO 328 Cryoplane Studie (Airbus 2001)

# Anhang C

## Batterie- und Akkumulatortypen und ihre Eigenschaften

Typ	Energiedichte [Wh/kg]	Leistungsdichte [W/kg]	Lebensdauer (Lade-Entladezyklen)	Temperatur [°C]	Selbstentladung [%/ Monat]	Reife	Gegenwärtige Kosten [\$/kWh]	Zukünftige Kosten [\$/kWh]	Haupthersteller	Einsatzprodukt	Entwicklungsziel
<b>Blei-Säure</b>	25 bis 35	75 bis 130	200 bis 400	-18 bis +70	2 bis 3	Produktion	100 bis 125	75	Trojan, Hawker, Exide, Interstate	CARTA bus, Solectria E10 (sealed)	
<b>Blei-Gel</b>	35 bis 42	240 bis 412	500 bis 800			Produktion			Delphi, Horizon, Electro-source	Audi Duo, GM EV1 (VLRA), Solectria Force	55 Wh/kg, 450 W/kg, 2000 Ld*
<b>NiMH</b>	50 bis 80	150 bis 250	600 bis 1500			Prototyp	525 bis 540	115 bis 300	Panasonic, Ovonic, SAFT	Toyota RAV4-EV, Toyota Prius, Chrysler, Epic minivan, Honda EV, Chevy S-10	120 Wh/kg, 2200 Ld*
<b>NiCd</b>	35 bis 57	50 bis 200	1000 bis 2000	-40 bis +60	10 bis 20	reif	300 bis 600	110	SAFT	WWU Viking 23	2200 Ld*
<b>Li-Ion</b>	100 bis 150	300	400 bis 1200			Labor			SONY, SAFT	Nissan Altra EV	1000 Wh/kg
<b>Zink-Bromid</b>	56 bis 70	100	500				300				
<b>Li-Polymer</b>	56 bis 70	100 bis 315	400 bis 600	+60 bis +100		Labor		100			
<b>NaNiCl</b>	90	100		+270 bis +350	400	Prototyp			AEG Anglo		
<b>Zink-Luft</b>	110 bis 200	100	240 bis 450			Prototyp	300	100	Liquid Fuel Ltd		

\* Ld = Lade-Entladezyklen

**Bild C.1** Batterie- und Akkumulatortypen und ihre Eigenschaften (Guetif 2006)

## Anhang D

### Berechnungen zu Akkumulatoren und Elektromotoren

Die in dieser Diplomarbeit durchgeführten Rechnungen zu Akkumulatorgewichten und Elektromotoren im Reiseflug beruhen immer auf dem gleichen Prinzip. Die verwendeten Formeln sind folgend erläutert und dargestellt.

Der benötigte Reiseschub  $F$  [kN] lässt sich über folgendes Kräftegleichgewicht abschätzen, siehe Formel D.1.

$$\begin{aligned} \text{Auftrieb} &= \text{Gewicht} \\ \text{Reiseschub} &= \text{Widerstand} \\ \text{Gleitzahl} &= \frac{\text{Auftrieb}}{\text{Widerstand}} = \frac{\text{Gewicht}}{\text{Reiseschub}} \end{aligned}$$

$$\text{Reiseschub} = \frac{\text{Gewicht [kg]} \cdot g}{\text{Gleitzahl} \cdot 1000} \quad (\text{D.1})$$

Um die benötigte Leistung im Flug  $P_{\text{Reiseflug}}$  [MW] zu berechnen, muss die Fluggeschwindigkeit  $v$  [m/s] bekannt sein, welche typischerweise in Mach  $M$  angegeben wird. Diese kann mit Formel D.2 unter Hilfenahme der höhenabhängigen Schallgeschwindigkeit  $a$  [m/s] umgerechnet werden (hier  $a = 295$ ), um mit Formel D.3 die benötigte Leistung  $P_{\text{Reiseflug}}$  [MW] zu ermitteln.

$$v = M \cdot a \quad (\text{D.2})$$

$$P_{\text{Reiseflug}} = \frac{F \cdot v}{1000} \quad (\text{D.3})$$

Die erforderliche Leistung der Elektromotoren  $P_{\text{Motoren}}$  [MW] kann über Formel D.4 berechnet werden, wenn der Vortriebwirkungsgrad  $\eta_V$  und Elektromotorenwirkungsgrad  $\eta_E$  bekannt ist.

$$P_{\text{Motoren}} = P_{\text{Reiseflug}} \cdot \eta_V \cdot \eta_E \quad (\text{D.4})$$

Der Gesamtwirkungsgrad des elektrischen Antriebssystems kann ermittelt werden, wenn die Komponentenwirkungsgrade  $\eta_L$ ,  $\eta_A$  und  $\eta_{S+K}$  bekannt sind. In dieser Arbeit sind die Kompo-

nentenwirkungsgrade der Leistungselektronik, der Akkumulatoren, sowie der Kabel + Stecker beachtet worden. Der Gesamtwirkungsgrad  $\eta_{ges}$  berechnet sich nach Formel D.5.

$$\eta_{ges} = \eta_v \cdot \eta_E \cdot \eta_L \cdot \eta_A \cdot \eta_{s+k} \quad (D.5)$$

Ist die Gesamtflugstrecke [nm], sowie die Start- und Steigflugstrecke [nm] bekannt, lässt sich die Reiseflugstrecke  $s$  [nm] berechnen, wobei der Sinkflug in dieser Arbeit zum Reiseflug gezählt wird. Über die Reiseflugstrecke  $s$  [nm] und die Reisegeschwindigkeit  $v$  [m/s] kann die Dauer  $t$  [h] berechnet werden, siehe Formel D.6.

$$t = \frac{s \cdot 1,85}{v \cdot 3,6} \quad (D.6)$$

Wenn die Dauer  $t$  [h], der Gesamtwirkungsgrad  $\eta_{ges}$  und die benötigte Leistung  $P_{Reiseflug}$  [MW] vorhanden sind, kann die benötigte Akkumulatorenkapazität [MWh] berechnet werden, siehe Formel D.7.

$$\text{Akkumulatorenkapazität} = \frac{P_{Reiseflug} \cdot t}{\eta_{ges}} \quad (D.7)$$

Wenn die Akkumulatorenkapazität [MWh] bekannt ist, kann über die Energiedichte [Wh/kg] das Gewicht und über die Volumendichte [Wh/l] das Volumen berechnet werden, siehe Formel D.8 und D.9.

$$\text{Gewicht} = \frac{\text{Akkumulatorenkapazität}}{\text{Energiedichte}} \quad (D.8)$$

$$\text{Volumen} = \frac{\text{Akkumulatorenkapazität}}{\text{Volumendichte}} \quad (D.9)$$

Folgend sind die einzelnen Rechnungen der Kapitel 11 und 12 aufgeführt.

## Berechnungen Kapitel 11

Kapitel 11 behandelt den rein elektrischen Flug. Die benötigte Akkumulatorenkapazität, bzw. das Gewicht ist mit Hilfe der Schubniveaus einer A320 beim Start und im Steigflug ermittelt worden. Tabelle D.1 zeigt die Schubniveaus und die dazu gehörigen Kapazitäten. Wie der Abbildung zu entnehmen ist, werden 13,56 t Akkumulatoren benötigt, wenn eine Energiedichte von 1100 Wh/kg bei einem Gesamtwirkungsgrad des elektrischen Antriebssystems von 61% zu Grunde gelegt wird. Die Start und Steigflugstrecke beträgt 120 nm. Tabelle D.2 zeigt

die Berechnungen für eine Reichweite von 2600 nm und Tabelle D.3 für 400 nm. In beiden Fällen sind die Werte aus Tabelle D.1 für die Startphase verwendet worden.

**Tabelle D.1** Berechnung der benötigten Kapazität für den Start und Steigflug

Range nm	Thrust daN	Thrust kN	Speed kt	Speed m/s	P MW	Time min	Time h	Time	capacity Wh/kg	capacity MWh	Battery Weight t
0	0	0	255,3	131,336532	0	8	0,133333333	0	1100	0	0
2	13536,5	135,365	255,3	131,336532	17,7783697	9	0,15	0,01666667	1100	0,296306161	0,269369237
3	13536,5	135,365	255,3	131,336532	17,7783697	10	0,16666667	0,01666667	1100	0,296306161	0,269369237
4,2	13536,5	135,365	255,3	131,336532	17,7783697	11	0,183333333	0,01666667	1100	0,296306161	0,269369237
4,9	13388,9	133,889	257,1	132,262524	17,7084971	12	0,2	0,01666667	1100	0,295141618	0,268310562
6,3	13088,3	130,883	260,8	134,165952	17,5600423	13	0,21666667	0,01666667	1100	0,292667372	0,266061247
7,8	12790,6	127,906	264,6	136,120824	17,4106701	14	0,233333333	0,01666667	1100	0,290177835	0,263798032
9,3	12489,4	124,894	268,4	138,075696	17,244826	15	0,25	0,01666667	1100	0,287413766	0,261285242
10,9	12202,5	122,025	272,3	140,082012	17,0935075	16	0,26666667	0,01666667	1100	0,284891792	0,258992538
12,5	11907,4	119,074	276,3	142,139772	16,9251512	17	0,283333333	0,01666667	1100	0,282085854	0,256441685
14,2	11606,3	116,063	280,3	144,197532	16,7359982	18	0,3	0,01666667	1100	0,278933303	0,25357573
16	11299,2	112,992	284,5	146,35818	16,5373035	19	0,31666667	0,01666667	1100	0,275621725	0,250565204
17,9	10987,5	109,875	288,7	148,518828	16,3185062	20	0,333333333	0,01666667	1100	0,271975104	0,247250094
19,6	10639,8	106,398	322,8	166,061232	17,668583	21	0,35	0,01666667	1100	0,294476383	0,267705802
21,7	10349,2	103,492	327,5	168,4791	17,436239	22	0,36666667	0,01666667	1100	0,290603984	0,26418544
24	10070,2	100,702	332,3	170,948412	17,214847	23	0,383333333	0,01666667	1100	0,286914116	0,260831015
26,4	9793	97,93	337,3	173,520612	16,9928735	24	0,4	0,01666667	1100	0,283214559	0,257467781
29	9513,7	95,137	342,3	176,092812	16,7529419	25	0,41666667	0,01666667	1100	0,279215698	0,253832452
31,7	9233	92,33	347,4	178,716456	16,5008904	26	0,433333333	0,01666667	1100	0,27501484	0,250013491
34,6	8951,6	89,516	352,7	181,442988	16,2420505	27	0,45	0,01666667	1100	0,270700942	0,246091674
37,6	8707,9	87,079	358	184,16952	16,0372976	28	0,46666667	0,01666667	1100	0,267288294	0,242989358
40,9	8461,1	84,611	363,4	186,947496	15,8178146	29	0,483333333	0,01666667	1100	0,263630243	0,239663857
44,4	8222,5	82,225	368,9	189,776916	15,6044089	30	0,5	0,01666667	1100	0,260073449	0,236430408
48,1	7967	79,67	374,6	192,709224	15,3531439	31	0,51666667	0,01666667	1100	0,255885731	0,232623392
52,1	7728,8	77,288	380,3	195,641532	15,1207427	32	0,533333333	0,01666667	1100	0,252012379	0,229102163
56,4	7485,4	74,854	386,2	198,676728	14,8717478	33	0,55	0,01666667	1100	0,247862463	0,225329512
61,1	7238,2	72,382	392,2	201,763368	14,6040361	34	0,56666667	0,01666667	1100	0,243400602	0,221273274
66,1	7007,8	70,078	398,3	204,901452	14,359084	35	0,583333333	0,01666667	1100	0,239318066	0,217561878
71,7	6784,6	67,846	404,5	208,09098	14,1181406	36	0,6	0,01666667	1100	0,235302344	0,213911222
77,7	6593,1	65,931	410,8	211,331952	13,9333289	37	0,61666667	0,01666667	1100	0,232222115	0,21111014
84,3	6398,6	63,986	417,3	214,675812	13,7362465	38	0,633333333	0,01666667	1100	0,228937442	0,208124947
91,6	6204,3	62,043	423,9	218,071116	13,5297862	39	0,65	0,01666667	1100	0,225496437	0,204996761
99,6	6010,8	60,108	430,5	221,46642	13,3119036	40	0,66666667	0,01666667	1100	0,22186506	0,201695509
108,7	5817,4	58,174	437,4	225,016056	13,090084	41	0,683333333	0,01666667	1100	0,218168067	0,198334607
<b>119,1</b>	<b>5626,4</b>	<b>56,264</b>	<b>444,3</b>	<b>228,565692</b>	<b>12,8600201</b>	<b>42</b>	<b>0,7</b>	<b>0,01666667</b>	<b>1100</b>	<b>0,2143333668</b>	<b>0,194848789</b>
Summe:											8,21
Gesamtwirkungsgrad des elektrischen Antriebssystems:											61%
Summe inkl. Wirkungsgrad:											<b>13,46313507</b>



**Tabelle D.2** Berechnung von Kapitel 11 – 2600 nm

	Wert	Formel
Gewicht [kg]	<b>77000,00</b>	
Gleitzahl	<b>17,00</b>	
erforderlicher Reiseschub [kN]	44,43	D.1
Reisegeschwindigkeit [Mach]	<b>0,78</b>	
Reisegeschwindigkeit [m/s]	230,10	D.2
erforderliche Leistung für Reiseflug [MW]	10,22	D.3
Wirkungsgrad der Elektromotoren	<b>0,98</b>	
Vortriebwirkungsgrad	<b>0,83</b>	
erforderliche Reiseleistung [MW]	12,63	D.4
Wirkungsgrad der Leistungselektronik	<b>0,98</b>	
Wirkungsgrad der Akkumulatoren	<b>0,91</b>	
Wirkungsgrad der Kabel + Stecker	<b>0,85</b>	
Gesamtwirkungsgrad	0,61	D.5
Reisestrecke [nm]	<b>2600,00</b>	
Start- und Steigflugstrecke [nm]	<b>120,00</b>	
Reiseflugstrecke [nm]	2480,00	
Reiseflugzeit [h]	5,54	D.6
benötigte Energiekapazität Reiseflug [MWh]	92,79	D.7
Energiedichte [Wh/kg]	<b>1100,00</b>	
Volumendichte [Wh/l]	<b>1200,00</b>	
Akkumulatorgewicht für Reiseflug [t]	<b>84,35</b>	D.8
Akkumulatorenvolumen für Reiseflug [m <sup>3</sup> ]	<b>77,32</b>	D.9
Akkumulatorgewicht für Start- und Steigflug [t]	<b>13,46</b>	aus Tabelle D.1
Akkumulatorenvolumen für Start- und Steigflug [m <sup>3</sup> ]	<b>11,22</b>	aus Tabelle D.1
Akkumulatorgewicht Gesamt [t]	<b>97,8</b>	
Akkumulatorenvolumen Gesamt [m <sup>3</sup> ]	<b>88,5</b>	

**Tabelle D.3** Berechnung von Kapitel 11 – 400 nm

	Wert	Formel
Gewicht [kg]	<b>77000,00</b>	
Gleitzahl	<b>17,00</b>	
erforderlicher Reiseschub [kN]	44,43	D.1
Reisegeschwindigkeit [Mach]	<b>0,78</b>	
Reisegeschwindigkeit [m/s]	230,10	D.2
erforderliche Leistung für Reiseflug [MW]	10,22	D.3
Wirkungsgrad der Elektromotoren	<b>0,98</b>	
Vortriebwirkungsgrad	<b>0,83</b>	
erforderliche Reiseleistung [MW]	12,63	D.4
Wirkungsgrad der Leistungselektronik	<b>0,98</b>	
Wirkungsgrad der Akkumulatoren	<b>0,91</b>	
Wirkungsgrad der Kabel + Stecker	<b>0,85</b>	
Gesamtwirkungsgrad	0,61	D.5
Reisestrecke [nm]	<b>400,00</b>	
Start- und Steigflugstrecke [nm]	<b>120,00</b>	
Reiseflugstrecke [nm]	280,00	
Reiseflugzeit [h]	0,63	D.6
benötigte Energiekapazität Reiseflug [MWh]	10,48	D.7
Energiedichte [Wh/kg]	<b>1100,00</b>	
Volumendichte [Wh/l]	<b>1200,00</b>	
Akkumulatorgewicht für Reiseflug [t]	<b>9,52</b>	D.8
Akkumulatorenvolumen für Reiseflug [m3]	<b>8,73</b>	D.9
Akkumulatorgewicht für Start- und Steigflug [t]	<b>13,46</b>	aus Tabelle D.1
Akkumulatorenvolumen für Start- und Steigflug [m3]	<b>11,22</b>	aus Tabelle D.1
Akkumulatorgewicht Gesamt [t]	<b>23,0</b>	
Akkumulatorenvolumen Gesamt [m3]	<b>19,9</b>	

## Berechnungen Kapitel 12

In der in Kapitel 12 durchgeführten Gewichtsabschätzung sind 14 t Akkumulatoren berücksichtigt worden. Bei einem MTOW von 90 t ergibt sich ein Akkumulatoren­gewicht für 350 nm von 13,9 t, wie Tabelle D.4 zeigt.

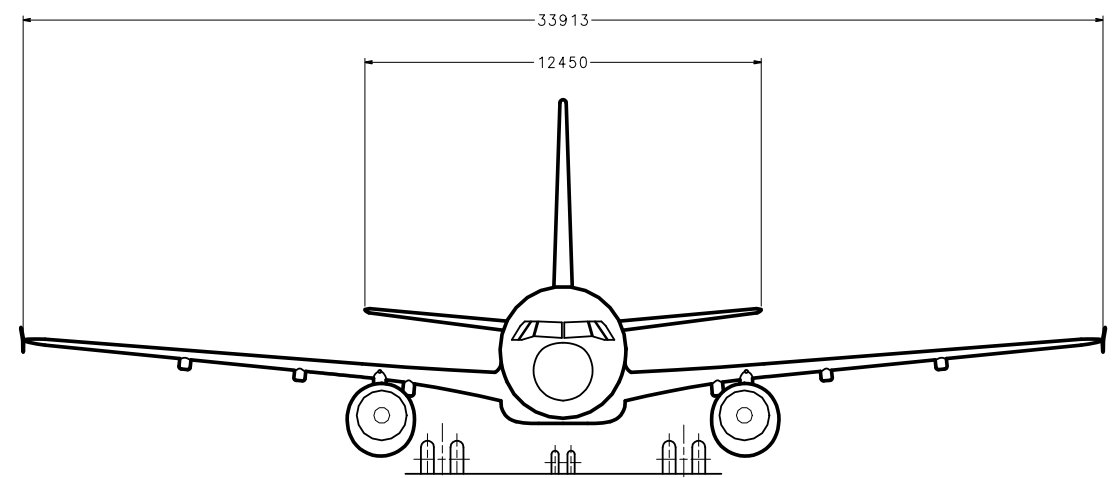
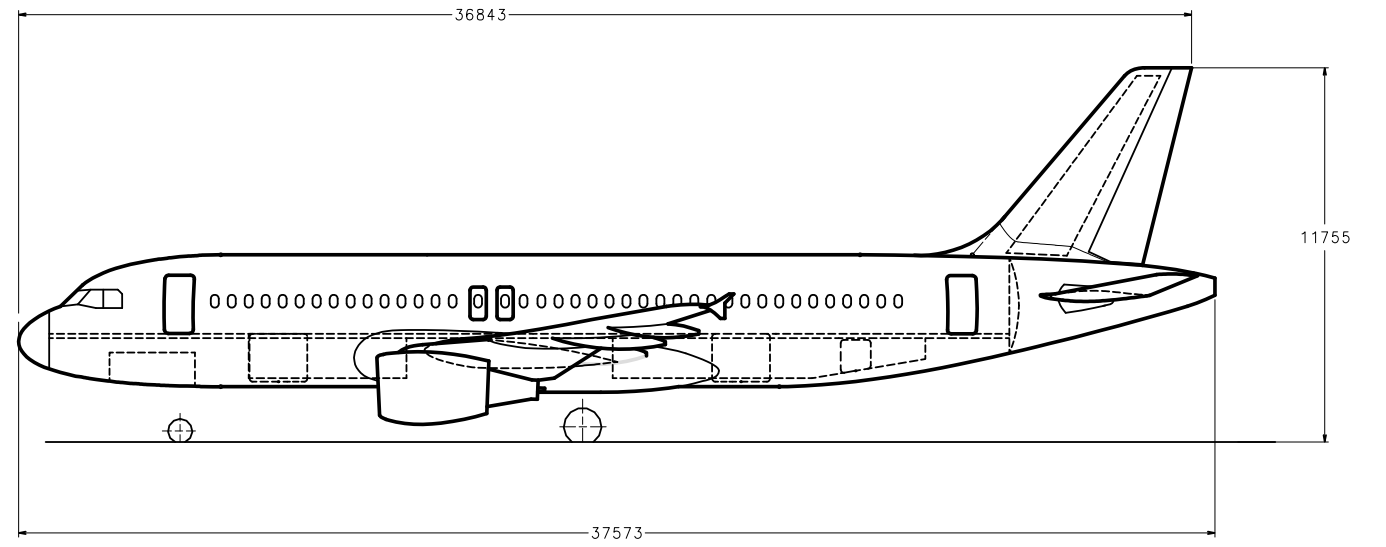
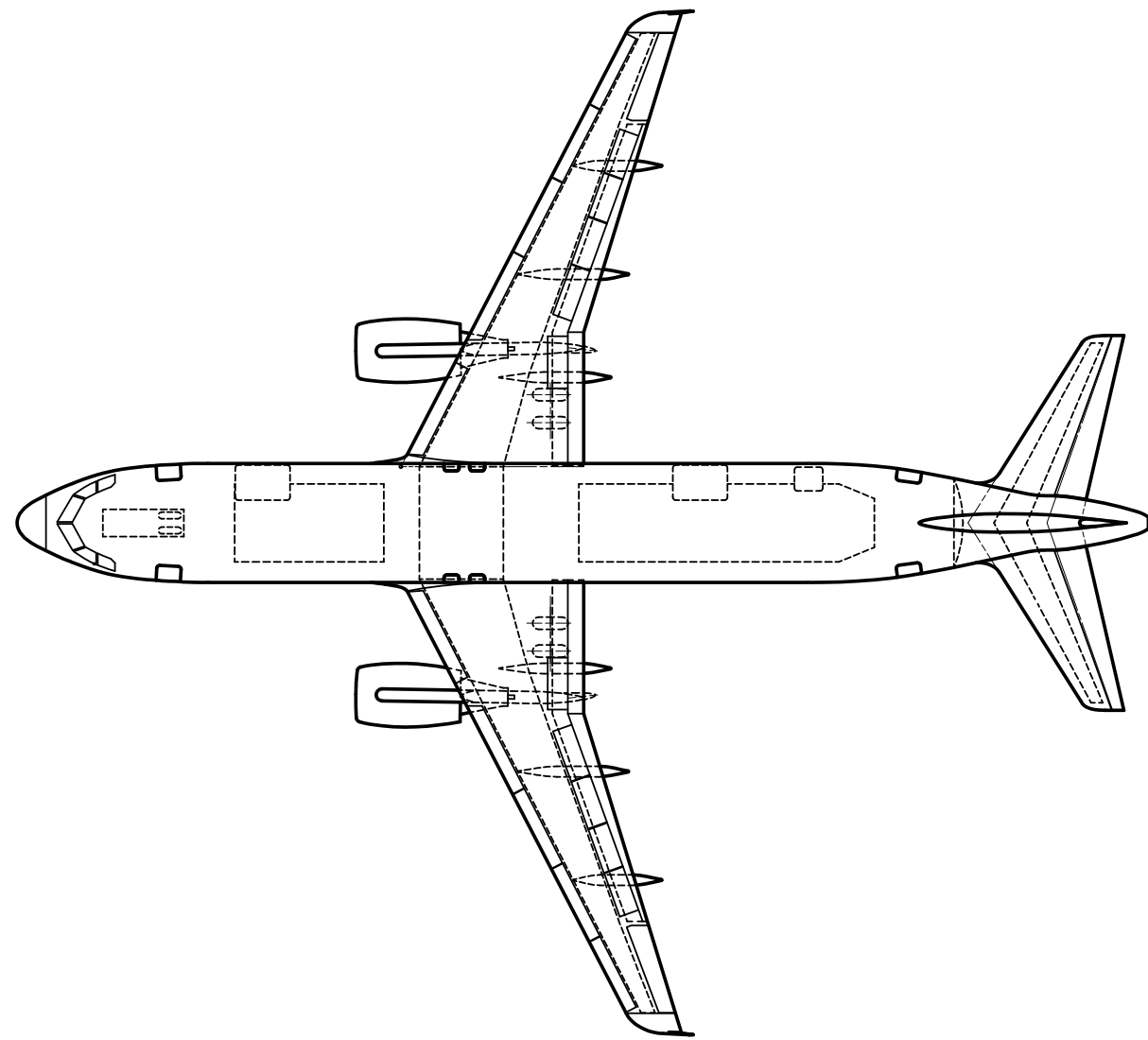
**Tabelle D.4** Berechnung von Kapitel 12

	Wert	Formel
Gewicht [kg]	<b>90000,00</b>	
Gleitzahl	<b>17,00</b>	
erforderlicher Reiseschub [kN]	51,94	D.1
Reise­geschwindigkeit [Mach]	<b>0,78</b>	
Reise­geschwindigkeit [m/s]	230,10	D.2
erforderliche Leistung für Reise­flug [MW]	11,95	D.3
Wirkungsgrad der Elektromotoren	<b>0,98</b>	
Vortrieb­wirkungsgrad	<b>0,83</b>	
erforderliche Reise­leistung [MW]	14,77	D.4
Wirkungsgrad der Leistungselektronik	<b>0,98</b>	
Wirkungsgrad der Akkumulatoren	<b>0,91</b>	
Wirkungsgrad der Kabel + Stecker	<b>0,85</b>	
Gesamtwirkungsgrad	0,61	D.5
Reisestrecke [nm]	<b>350,00</b>	
Start- und Steigflugstrecke [nm]	<b>0,00</b>	
Reise­flugstrecke [nm]	350,00	
Reise­flugzeit [h]	0,78	D.6
benötigte Energiekapazität Reise­flug [MWh]	15,31	D.7
Energiedichte [Wh/kg]	<b>1100,00</b>	
Volumendichte [Wh/l]	<b>1200,00</b>	
<b>Akkumulatoren­gewicht für Reise­flug [t]</b>	<b>13,91</b>	D.8
<b>Akkumulatoren­volumen für Reise­flug [m3]</b>	<b>12,75</b>	D.9
<b>Akkumulatoren­gewicht für Start- und Steigflug [t]</b>	<b>0,00</b>	aus Tabelle D.1
<b>Akkumulatoren­volumen für Start- und Steigflug [m3]</b>	<b>0,00</b>	aus Tabelle D.1
<b>Akkumulatoren­gewicht Gesamt [t]</b>	<b>13,9</b>	
<b>Akkumulatoren­volumen Gesamt [m3]</b>	<b>12,8</b>	

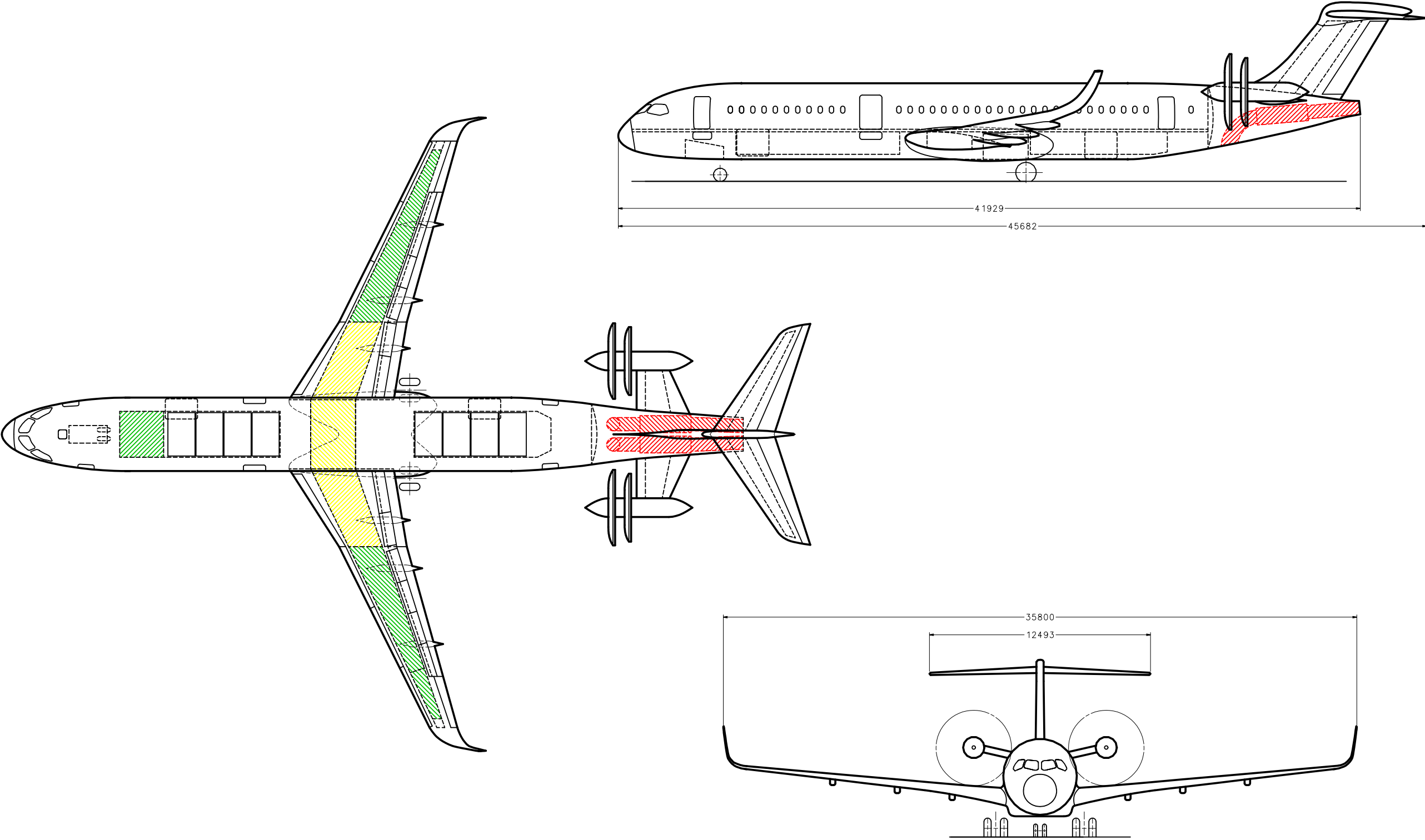
# **Anhang E**

## **Zeichnungen**

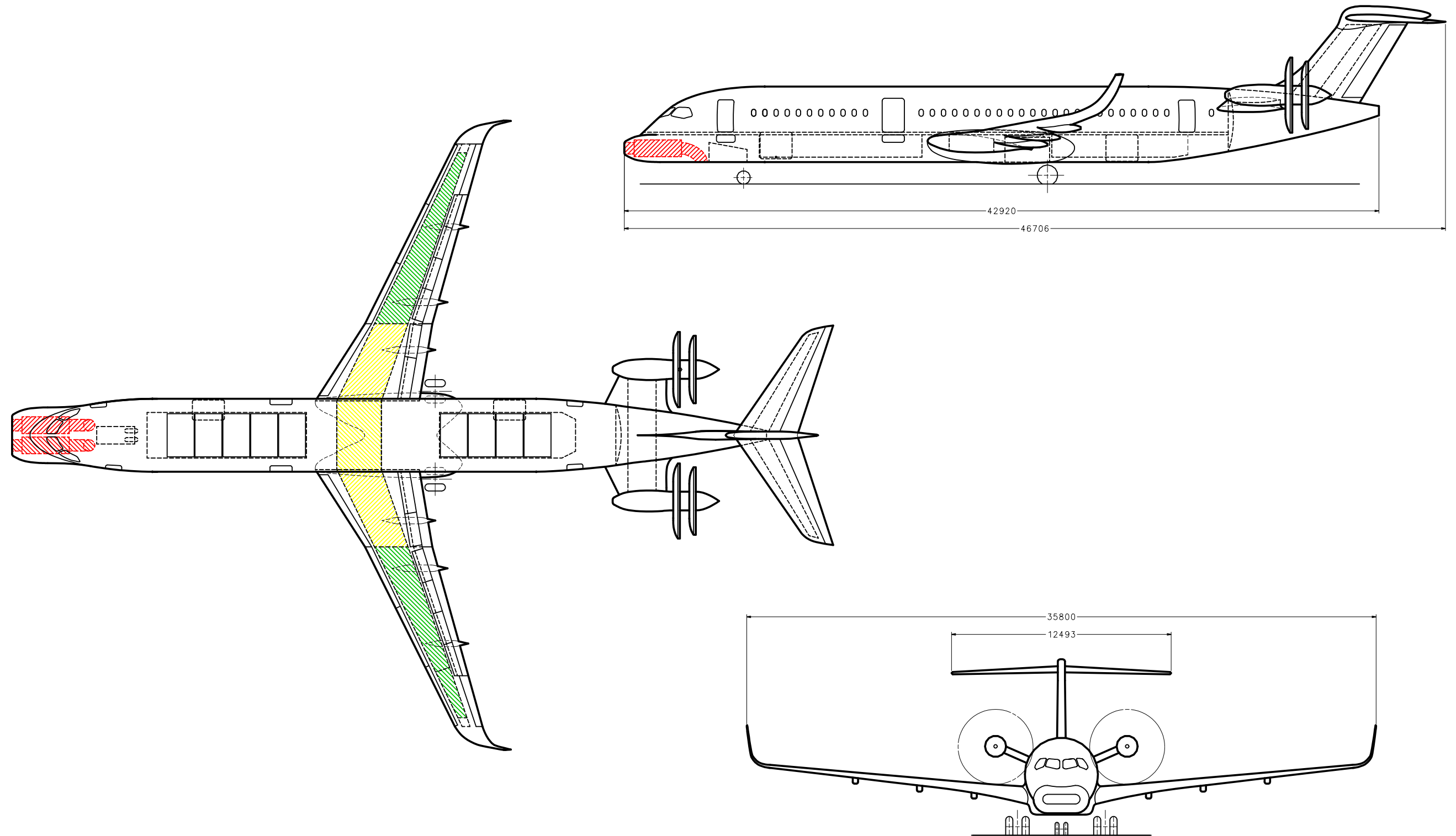
# Referenzflugzeug – A320



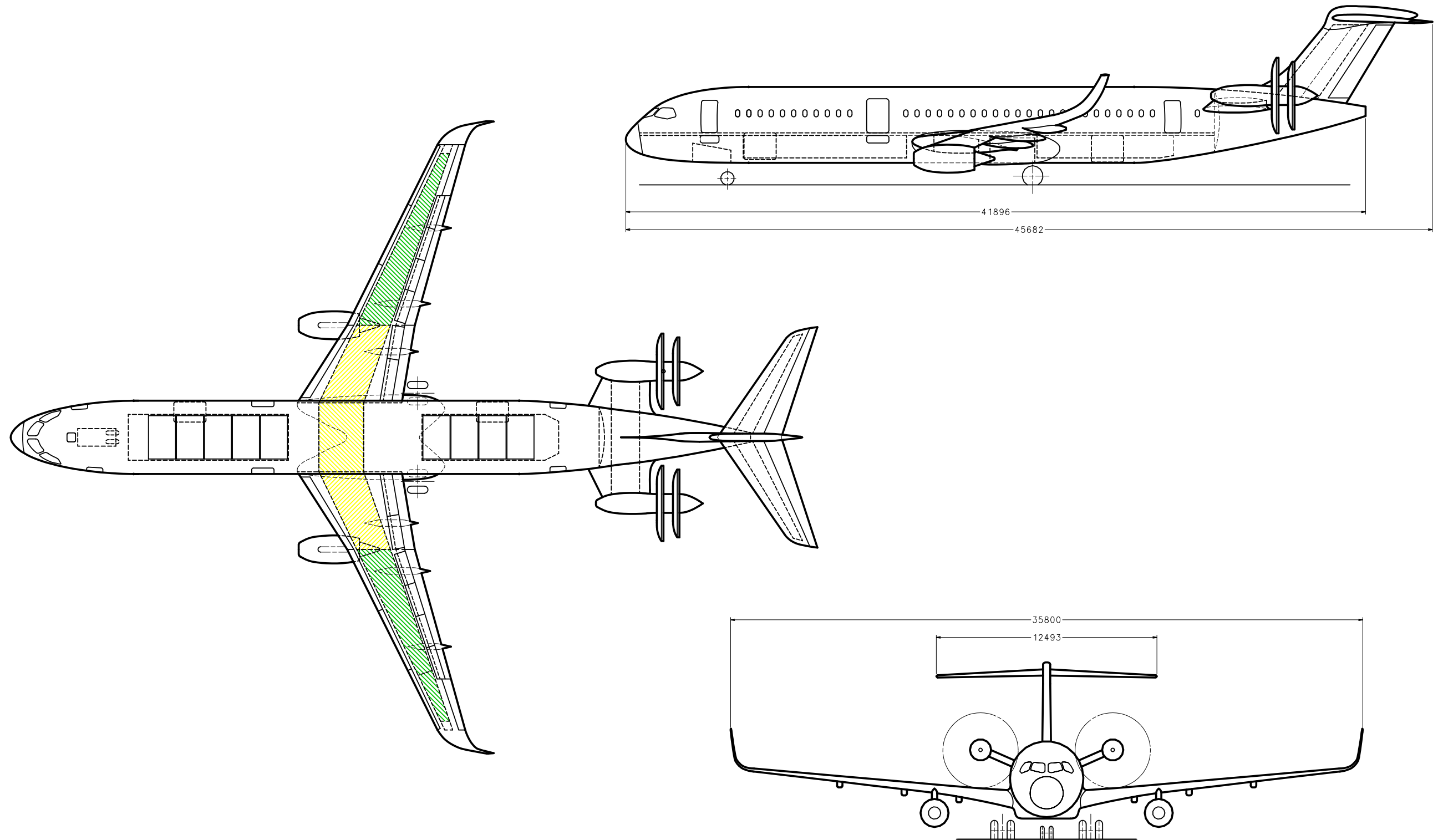
# Serielles Hybridsystem - Variante 1



# Serielles Hybridsystem - Variante 2



# Serielles Hybridsystem - Variante 3





# Serielles Hybridsystem - Variante 4

