

STRENG VERTRAULICH



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Fahrzeugtechnik

Diplomarbeit

**Analyse und Bewertung von Integrations-
varianten einer mit Wasserstoffbetriebenen
Brennstoffzelle in Passagierflugzeugen**

in Zusammenarbeit mit:

Airbus Deutschland GmbH, Hamburg

Verfasser: Hilal Kilic
Abgabedatum: 31. Oktober 2003

Geheimhaltungsvermerke:

Geheimhaltung bis zum 31. Oktober 2006
Diplomarbeit nur den Prüfern der
Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
zugänglich

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

in Zusammenarbeit mit:

Airbus Deutschland GmbH
Abteilung ECYS
Kreetslag 10
21129 Hamburg

Verfasser: Hilal Kilic
Abgabedatum: 31. Oktober 2003

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
2. Prüfer: Dipl.-Ing. Claus Hoffjann, Airbus

Industrieller Betreuer: Dipl.-Ing. Claus Hoffjann
Dipl.-Ing. Andreas Westenberger
Dipl.-Ing. Harald Gründel

Danksagung

An dieser Stelle möchte ich die Gelegenheit ergreifen, denen zu danken, die mich bei dieser Arbeit unterstützt haben.

Meinen besonderen Dank möchte ich Herrn Prof. Dr.-Ing. D. Scholz aussprechen, der mich hochschulseitig betreut hat, und mich durch sein Fachwissen unterstützt hat.

Vielen Dank an meine Betreuer Herrn Dipl.-Ing. C. Hoffjann und Herrn Dipl.-Ing. A. Westenberger für die zahlreichen Gespräche und Diskussionsrunden.

Ein besonderer Dank geht an Herrn Dipl.-Ing. H. Gründel, der mich jederzeit mit seinen Ratschlägen und Ideen unterstützt hat und zur Durchsicht dieser Diplomarbeit.

Bei Herrn L. Frahm möchte ich mich für seine Beiträge im Teil der wirtschaftlichen Informationen bedanken.

Zur Durchsicht dieser Arbeit bedanke ich mich bei Herrn Dr.-Ing. J. Höhne.

In der Airbus-Abteilung ETV bedanke ich mich zur Kontrolle der DOC-Berechnungen.

Bei meiner Familie möchte ich mich ebenfalls bedanken, die immer für mich und meinen Sohn während meines Studiums Zeit hatten.

Kurzreferat

In der Diplomarbeit werden Integrationsvarianten für mit Wasserstoffbetriebene Brennstoffzellen in Passagierflugzeugen analysiert.

Mit Brennstoffzellen verbinden sich Perspektiven sparsamer und emissionsärmerer Antriebe im Verkehr sowie auch effizienterer und ökologisch vorteilhafter Anlagen zur Wärme- und Stromerzeugung. Die Brennstoffzellentechnologie befindet sich derzeit in vielen Anwendungsbereichen am Beginn der Markteinführung.

Die Integration eines Brennstoffzellensystems in Passagierflugzeugen wird mit den Komponenten Elektrolyseur, OBOGS, Wärmepumpe und Luftkompressor vorgestellt.

Um den wirtschaftlichen Einsatz dieser Technologie zu bewerten, wird das herkömmliche Wassersystem an Bord von Flugzeugen und das On Board Water Generation System gegenübergestellt. Das OBOWAGS[®] verspricht Gewichts- und Kosteneinsparungen.

Mit Hilfe der DOCsys-Methode, werden die Betriebskosten der beiden Systeme berechnet und miteinander verglichen.

Die Investitionskosten von Brennstoffzellen sind zum aktuellen Zeitpunkt der Arbeit sehr hoch. Aufgestellte Szenarien verdeutlichen wohin der Trend geht.





FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Analyse und Bewertung von Integrationsvarianten einer mit Wasserstoff betriebenen Brennstoffzelle in Passagierflugzeugen

Aufgabenstellung zur *Diplomarbeit* nach § 21 der Prüfungsordnung

Hintergrund

Eine Brennstoffzelle ist ein chemischer Wandler, in dem die chemische Energie eines Energieträgers (hier Wasserstoff) unter Zufuhr von Sauerstoff aus der Luft direkt in Strom und Wärme umgewandelt wird. Durch die Integration einer Brennstoffzelle in ein Passagierflugzeug könnte auf einzelne Systeme, Subsysteme oder Komponenten verzichtet werden, die sich herkömmlich an Bord von Passagierflugzeugen befinden. Beispiele dazu sind das Hilfstriebwerk (Auxiliary Power Unit, APU) oder Wassertanks. Der gewonnene Strom könnte in das Bordnetz eingespeist werden oder auch Sauerstoff auf dem Weg der Elektrolyse erzeugen. Der erzeugte Sauerstoff stünde dann dem Sauerstoffsystem an Bord zur Verfügung.

Aufgabe

Als Energielieferant wird im Rahmen dieser Arbeit flüssiger Wasserstoff (LH₂) betrachtet. Zu berücksichtigen ist die Erzeugung von Sauerstoff an Bord (On Board Oxygen Generation System, OBOGS) und die Erzeugung von Wasser an Bord (On Board Water Generation System, OBOWAGS[®]). Im Rahmen dieser Überlegungen sollen in einem Szenario für das Jahr 2010 bis 2020:

1. verschiedene Systemkonzepte dargestellt werden;
2. grobe Analysen ausgewählter Systemkonzepte stattfinden hinsichtlich
 - operationeller Implikationen,
 - qualitativer Betrachtungen der Zuverlässigkeit des Systemkonzeptes im Rahmen der Einbindung in das Gesamtflugzeug,
 - Änderungen der Gesamtmasse des Flugzeugs;
3. Bewertungen der ausgewählten Systemkonzepte mit Hilfe der Nutzwertanalyse aufbauend auf Punkt 2 durchgeführt werden;

4. Betriebskostenberechnungen durchgeführt werden für ein ausgewähltes Wasserstoffsystem im Vergleich zu einem konventionellen System am Beispiel verschiedener Airbus Flugzeuge.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Die Diplomarbeit wird bei Airbus Deutschland durchgeführt. Industrieller Betreuer der Arbeit ist Dipl.-Ing. Claus Hoffjann.

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 Unterschrift

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder	12
Verzeichnis der Tabellen	14
Liste der Symbole	16
Liste der Abkürzungen	18
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen.....	20
1 Einleitung	23
1.1 Motivation	23
1.2 Begriffsdefinitionen	24
1.3 Ziel der Arbeit.....	25
1.4 Literaturübersicht.....	25
1.5 Aufbau der Arbeit	26
2 Entwicklung des Flugverkehrs bis 2020	27
2.1 Wachstum der Erdbevölkerung	27
2.2 Ölvorkommen und Ölverbrauch	28
2.3 Umwelt und Luftverkehr.....	29
2.4 CO ₂ -Ausstoß des Luftverkehrs.....	30
2.5 Schadstoffemissionen	31
2.5.1 Stickoxide.....	32
2.5.2 Wasserdampf.....	32
2.5.3 Schwefeldioxid	33
2.5.4 Kohlenmonoxid	33
2.5.5 Kohlenwasserstoffe.....	33
2.5.6 Sekundäre Folgen des Klimawandels.....	34
2.6 Entwicklung der Luftfahrt.....	34
2.6.1 Treibstoffpreise.....	35
2.6.2 Lokale Umweltauswirkungen.....	37
2.6.3 Richtlinien der Flughäfen.....	39
2.7 Chancen für die Luftfahrtindustrie.....	40
3 Einführung in die Brennstoffzelle	42
3.1 Geschichte	42
3.2 Aufbau und Funktionsprinzip	43
3.3 Wirkungsgrad	44
3.4 Brennstoffzellentypen.....	47

3.4.1	Die alkalische Brennstoffzelle (AFC).....	47
3.4.2	Die phosphorsaure Brennstoffzelle (PAFC).....	48
3.4.3	Die Schmelzkarbonat-Brennstoffzelle (MCFC).....	49
3.4.4	Die oxidkeramische Brennstoffzelle (SOFC)	49
3.4.5	Die Protonenelektrolytmembran-Brennstoffzelle (PEMFC)	50
3.5	Einsatz.....	53
3.5.1	Vor- und Nachteile	53
3.5.2	Anwendungsfelder	53
4	Praxis der Nutzung von Wasserstoff	55
4.1	Eigenschaften.....	55
4.2	Herstellung	56
4.2.1	Reformierung.....	56
4.2.2	Biochemische Herstellung	58
4.2.3	Kværner-Verfahren	59
4.2.4	Hochleistungs-Elektrolyseur	59
4.2.5	Entschwefelung.....	60
4.2.6	Nachreinigung des Brenngases	60
4.3	Herstellungskosten.....	61
4.4	Sicherheit.....	61
4.4.1	Wasserdampf.....	62
4.5	Speicherung	63
4.5.1	Flüssigspeicher	63
4.5.2	Gasförmige Speicherung	64
4.5.3	Speicherung im chemisch gebundenen Zustand.....	65
4.6	Kraftstoffversorgungssystem.....	67
4.6.1	Betankungsprozess	69
4.7	Einsatz in der Luftfahrt	70
5	Beschreibung der Systemkonzepte	73
5.1	Konventionelles Wassersystem.....	73
5.2	On Board Water Generation System	74
5.2.1	Patente.....	76
5.3	On Board Oxygen Generating System.....	77
5.4	Wärmepumpe	81
5.5	Elektrolyseur	82
5.6	Luftkompressor	84
5.7	Bewertung der Systemkonzepte	86
5.8	Systemgrenzen des konventionellen Wassersystems und des OBOWAGS®	87

6	DOCsys Betriebskostenberechnung von Flugzeugsystemen	89
6.1	Einführung in die Berechnungsmethode mit DOCsys.....	89
6.2	Flugmechanische Daten.....	92
6.3	Systempreis und Systemmasse.....	92
6.3.1	Systempreis und Systemmasse des konventionellen Systems.....	92
6.3.2	Systempreis und Systemmasse des OBOWAGS®	95
6.4	Wartungskosten.....	97
6.5	Ergebnisse der DOC des konventionellen Systems und des OBOWAGS®	100
6.6	Szenarien.....	103
6.6.1	Szenario: Kraftstoffpreis	103
6.6.2	Szenario: Flugzeit	106
6.6.3	Szenario: Brennstoffzelle.....	107
6.6.4	Gewichts- und Kosteneinsparung des OBOWAGS®	110
6.7	DOC des A380 mit den Optionen der Luftbefeuchtung und des Duschens	113
6.8	DOC des Reformersystems am Beispiel des A320	115
7	Ausblick	118
8	Zusammenfassung	120
	Literaturverzeichnis	124
	Anhang A Informationen über Wasserstoff und Brennstoffzellen	
A.1	Wasserstoffdaten.....	128
A.2	Übersicht der aktuellen Projekte der Brennstoffzellen.....	129
A.3	Zusammenfassung der Zukunftsszenarien des IPCC.....	130
	Anhang B Doc_{sys}-Eingabeparameter	131
B.1	Konventionelles Wassersystem bei maximaler Flugzeit	131
B.2	Konventionelles Wassersystem bei durchschnittlicher Flugzeit	134
B.3	OBOWAGS bei maximaler Flugzeit im Jahr 2003	137
B.4	OBOWAGS bei maximaler Flugzeit im Jahr 2010	140
B.5	OBOWAGS bei maximaler Flugzeit im Jahr 2020	143
B.6	OBOWAGS bei durchschnittlicher Flugzeit im Jahr 2003	146
B.7	OBOWAGS bei durchschnittlicher Flugzeit im Jahr 2010	149
B.8	OBOWAGS bei durchschnittlicher Flugzeit im Jahr 2020	152
	Anhang C Doc_{sys}-Ergebnisse	155
C.1	Doc _{sys} -Ergebnisse: A320 des konventionellen Wassersystems	155
C.2	Doc _{sys} -Ergebnisse: A320 des OBOWAGS®	155
C.3	Doc _{sys} -Ergebnisse: A330 des konventionellen Wassersystems	156

C.4	Doc _{sys} -Ergebnisse: A330 des OBOWAGS®	156
C.5	Doc _{sys} -Ergebnisse: A340 des konventionellen Wassersystems	157
C.6	Doc _{sys} -Ergebnisse: A340 des OBOWAGS®	157
C.7	Doc _{sys} -Ergebnisse: A380 des konventionellen Wassersystems	158
C.8	Doc _{sys} -Ergebnisse: A380 des OBOWAGS®	158
C.9	Doc _{sys} -Ergebnisse: A380 des konventionellen Wassersystems mit Optionen	159
C.10	Doc _{sys} -Ergebnisse: A380 des OBOWAGS® mit Optionen	159
Anhang D Wasserverteilung		160
D.1	Wasserverteilung A320 des konventionellen Systems	161
D.2	Wasserverteilung A330 des konventionellen Systems	161
D.3	Wasserverteilung A340 des konventionellen Systems	162
D.4	Wasserverteilung A380 des konventionelles Systems ohne Optionen	162
D.5	Wasserverteilung A380 des konventionellen Systems mit Optionen	163
D.6	Wasserverteilung A320 des OBOWAGS®	164
D.7	Wasserverteilung A330 des OBOWAGS®	165
D.8	Wasserverteilung A340 des OBOWAGS®	166
D.9	Wasserverteilung A380 des OBOWAGS® ohne Optionen	167
D.10	Wasserverteilung A380 des OBOWAGS® mit Optionen.....	168

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.2.1	Ölvorkommen.....	28
Bild 2.4.1	Szenarien des IPCC.....	30
Bild 2.5.1	Aufbau der Erdatmosphäre.....	31
Bild 2.6.1	Luftverkehrsaufkommen	35
Bild 2.6.2.1	Airbus Flugzeuge und die Grenzwerte.....	37
Bild 2.6.2.2	Quellen der Lärmbelastung	38
Bild 2.6.2.3	Noise Footprint	38
Bild 3.1.1	Brennstoffzelle von Grove.....	42
Bild 3.2.1	Aufbau und Funktionsprinzip einer Brennstoffzelle.....	43
Bild 3.3.1	Die indirekte Energieumwandlung.....	44
Bild 3.3.2	Wirkungsgrad der Brennstoffzellen	46
Bild 3.3.3	Teillastwirkungsgrade von Brennstoffzellen.....	46
Bild 3.4.5.1	Aufbau eines Pem-Brennstoffzellenstacks	51
Bild 3.4.5.2	Typische U-i-Kennlinie einer Brennstoffzelle.....	52
Bild 4.5.3.1	Schematischer Aufbau eines Metallhydrids.....	66
Bild 4.6.1	Beispiel eines Kraftstoffsystems für ein LH ₂ -betriebenes Verkehrsflugzeugs.....	68
Bild 4.6.1.1	Betankung eines LH ₂ -Flugzeuges.....	69
Bild 5.1.1	Das konventionelle Wassersystem	74
Bild 5.2.1	Prinzip des OBOWAGS [®]	75
Bild 5.3.1	Funktionsprinzip des OBOGS	78
Bild 5.3.2	U/i-Kennlinie einer PEM-Brennstoffzelle bei unterschiedlichen Sauerstoff- partialdrücken	78
Bild 5.3.3	OBOWAGS [®] -OBOGS.....	79
Bild 5.3.4	OBOWAGS [®] -OBOGS mit Reformierung.....	80
Bild 5.4.1	Prinzip der Wärmepumpe.....	81
Bild 5.4.2	OBOWAGS [®] -Wärmepumpe	82
Bild 5.5.1	Schema des PEM-Elektrolyseurs.....	83
Bild 5.5.2	OBOWAGS [®] -OBOGS, Elektrolyseur	83
Bild 5.6.1	OBOWAGS [®] -Luftkompressor	84
Bild 5.6.2	OBOWAGS [®] -OBOGS-Elektrolyseur-Luftkompressor	85
Bild 5.7.1	Systemgrenzen des konventionellen Wassersystems.....	87
Bild 5.7.2	Systemgrenzen des OBOWAGS [®]	88
Bild 6.1.1	DOCsys-Programm.....	90
Bild 6.5.1	DOC-Ergebnisse des konventionellen Wassersystems im Jahr 2003	100
Bild 6.5.2	DOC-Ergebnisse des OBOWAGS [®] im Jahr 2003.....	101

Bild 6.5.3	DOC-Ergebnisse des konventionellen Wassersystems und des OBOWAGS®	102
Bild 6.6.1.1	Kerosinpreisentwicklung 1986 bis 1996	103
Bild 6.6.1.2	DOC bei steigenden Kerosinpreisen	104
Bild 6.6.1.3	DOC des OBOWAGS® für die Jahre 2003, 2010 und 2020.....	105
Bild 6.6.2.1	Szenario: Flugzeit (konventionelles Wassersystem)	107
Bild 6.6.3.1	Szenario: Brennstoffzelle am Beispiel des A320	109
Bild 6.6.3.2	Szenario: Brennstoffzelle am Beispiel des A380	109
Bild 6.7.1	DOC-Ergebnisse des A380 mit Optionen	114
Bild 6.8.1	DOC des konventionellen Systems, des OBOWAGS® und des Reformersystems.....	116
Bild 8.1	DOC des A320	121
Bild 8.2	DOC des A330	122
Bild 8.3	DOC des A340	122
Bild 8.4	DOC des A380	123

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 2.2.1	World Transportation Fuel Demand	29
Tabelle 3.4.1	Überblick über die Brennstoffzellentypen	47
Tabelle 3.5.1.1	Vor- und Nachteile von Brennstoffzellen.....	53
Tabelle 4.3.1	Wasserstoffherstellkosten.....	61
Tabelle 4.5.2.1	Hochdruck-Tanks der Firma Messer Griesheim.....	65
Tabelle 4.6.1	Gegenüberstellung der einzelnen Komponenten von konventionellem und LH ₂ -betriebenem Kraftstoffsystem.....	67
Tabelle 5.1.1	Frischwassertanks in konventionellen Passagierflugzeugen.....	74
Tabelle 6.2.1	Flugmechanische Daten.....	92
Tabelle 6.3.1.1	Gesamtmasse und Gesamtpreis des konventionellen Wassersystems	93
Tabelle 6.3.1.2	variable Massen des konventionellen Wassersystems	94
Tabelle 6.3.1.3	Das Systemgewicht und der Systempreis.....	94
Tabelle 6.3.2.1	Systemgewicht und Systempreis des OBOWAGS®	95
Tabelle 6.3.2.2	variable Massen des OBOWAGS®	96
Tabelle 6.3.2.3	gespeicherte Wassermengen im OBOWAGS®	97
Tabelle 6.3.2.4	Das Systemgewicht und der Systempreis des OBOWAGS®	97
Tabelle 6.4.1	Wartungskosten des konventionellen Wassersystems.....	98
Tabelle 6.4.2	Gesamtwartungskosten des konventionellen Systems	99
Tabelle 6.4.3	Wartungskosten des OBOWAGS®	99
Tabelle 6.4.4	Gesamtwartungskosten des OBOWAGS®	99
Tabelle 6.5.1	DOC-Ergebnisse des konventionellen Wassersystems.....	100
Tabelle 6.5.2	DOC-Ergebnisse des OBOWAGS®	101
Tabelle 6.6.1.1	Die Kerosinpreisentwicklung von 2003 bis 2020	103
Tabelle 6.6.1.2	Der Wasserstoffpreis.....	104
Tabelle 6.6.1.3	Wasserstoffkosten bei maximaler Flugzeit	104
Tabelle 6.6.1.4	Wasserstoffkosten bei durchschnittlicher Flugzeit	105
Tabelle 6.6.2.1	Parameter zur Berechnung der jährlichen Flugzeugnutzung	106
Tabelle 6.6.2.2	Flugzeiten und Anzahl der Flüge pro Jahr.....	106
Tabelle 6.6.3.1	Gewicht und Kosten der Brennstoffzellensysteme.....	107
Tabelle 6.6.3.2	Gewicht und Kosten des Brennstoffzellensystems.....	108
Tabelle 6.6.3.3	Wartungskosten des Brennstoffzellensystems (BZS).....	108
Tabelle 6.6.4.1	Gewichtsverteilung des A320 bei maximaler Flugzeit	110
Tabelle 6.6.4.2	Gewichtsverteilung des A330 bei maximaler Flugzeit	110
Tabelle 6.6.4.3	Gewichtsverteilung des A340 bei maximaler Flugzeit	111
Tabelle 6.6.4.4	Gewichtsverteilung des A380 bei maximaler Flugzeit	111
Tabelle 6.6.4.5	Kosteneinsparung des OBOWAGS®	112
Tabelle 6.6.4.6	Gewichtseinsparung des OBOWAGS®	112

Tabelle 6.7.1	DOC-Ergebnisse des A380 mit Optionen (Duschen und Luftbefeuchtung) bei maximaler Flugzeit.....	114
Tabelle 6.8.1	DOC-Ergebnisse des A320 mit Reformersystem für die Jahre 2003, 2010 und 2020.....	116
Tabelle 8.1	Einsparungen des OBOWAGS [®] bei maximaler Flugzeit	123
Tabelle A.1	Wasserstoffdaten.....	128
Tabelle A.2	Übersicht der aktuellen Projekte der Brennstoffzellen.....	129
Tabelle A.3	Zusammenfassung der Zukunftsszenarien des IPCC	130
Tabelle B.1	Konventionelles Wassersystem bei maximaler Flugzeit	131
Tabelle B.2	Konventionelles Wassersystem bei maximaler Flugzeit	134
Tabelle B.3	OBOWAGS [®] bei maximaler Flugzeit im Jahr 2003.....	137
Tabelle B.4	OBOWAGS [®] bei maximaler Flugzeit im Jahr 2010.....	140
Tabelle B.5	OBOWAGS [®] bei maximaler Flugzeit im Jahr 2020.....	143
Tabelle B.6	OBOWAGS [®] bei durchschnittlicher Flugzeit im Jahr 2003	146
Tabelle B.7	OBOWAGS [®] bei durchschnittlicher Flugzeit im Jahr 2010	149
Tabelle B.8	OBOWAGS [®] bei durchschnittlicher Flugzeit im Jahr 2020	152
Tabelle C.1	Doc _{sys} -Ergebnisse: A320 des konventionellen Wassersystems	155
Tabelle C.2	Doc _{sys} -Ergebnisse: A320 des OBOWAGS [®]	155
Tabelle C.3	Doc _{sys} -Ergebnisse: A330 des konventionellen Wassersystems	155
Tabelle C.4	Doc _{sys} -Ergebnisse: A330 des OBOWAGS [®]	156
Tabelle C.5	Doc _{sys} -Ergebnisse: A340 des konventionellen Wassersystems	156
Tabelle C.6	Doc _{sys} -Ergebnisse: A340 des OBOWAGS [®]	156
Tabelle C.7	Doc _{sys} -Ergebnisse: A380 des konventionellen Wassersystems	157
Tabelle C.8	Doc _{sys} -Ergebnisse: A380 des OBOWAGS [®]	157
Tabelle C.9	Doc _{sys} -Ergebnisse: A380 des konventionellen Wassersystems mit Optionen.....	158
Tabelle C.10	Doc _{sys} -Ergebnisse: A380 des OBOWAGS [®] mit Optionen	158
Tabelle D.1	Wasserverteilung A320 des konventionellen Systems	161
Tabelle D.2	Wasserverteilung A330 des konventionellen Systems	162
Tabelle D.3	Wasserverteilung A340 des konventionellen Systems	162
Tabelle D.4	Wasserverteilung A380 des konventionelles Systems ohne Optionen	163
Tabelle D.5	Wasserverteilung A380 des konventionellen Systems mit Optionen	164
Tabelle D.6	Wasserverteilung A320 des OBOWAGS [®]	165
Tabelle D.7	Wasserverteilung A330 des OBOWAGS [®]	166
Tabelle D.8	Wasserverteilung A340 des OBOWAGS [®]	166
Tabelle D.9	Wasserverteilung A380 des OBOWAGS [®] ohne Optionen	167
Tabelle D.10	Wasserverteilung A380 des OBOWAGS [®] mit Optionen.....	168

Liste der Symbole

A	Ampere (Einheit für Strom)
E	Gleichspannung
€	Euro (Europäische Währungseinheit)
G	Reaktionsenthalpie
°C	Grad Celsius (Temperatureinheit)
H	Enthalpie
L/D	Lift to Drag (Auftrieb/Widerstand)
\dot{m}	Massenstrom
m	Masse
n	Anzahl
P	Leistung
S	Entropie
t	Zeit
T	Temperatur
u	Umsetzungsgrad
US\$	amerikanische Währungseinheit
V	Volt (Spannungseinheit)

Griechische Symbole

Δ	Änderung, Differenz
η	Wirkungsgrad
η_{\max}^c	Carnot-Wirkungsgrad
μ	Mikro (10^{-6})

Indizes

1	Eingang (bezogen auf die Temperatur)
2	Ausgang (bezogen auf die Temperatur)
AFM	Airframe Maintenance (Wartung an der Zelle)
APU	Hilfstriebwerk
ba	konventionelles Wassersystem

BZ	Brennstoffzelle
C	Crew (Besatzung)
c	energetische Umsetzungsgrad
CAC	Cabin Crew (Besatzung in der Kabine)
COC	Cockpit Crew (Besatzung im Cockpit)
dep	Depreciation (Abschreibung)
F	Fuel (Kraftstoff)
f	Flug
FEE	Fees (Gebühren)
GND FEE	Ground Handling Charges (Abfertigungsgebühren)
ins	Insurance (Versicherung)
int	Interest (Zinsen)
LD FEE	Landing Fees (Landegebühren)
M	Maintenance (Wartung)
max	maximal
NAVFEE	ATC or Navigation Charges (Gebühren der Flugsicherung)
O	oberer (bezogen auf den Heizwert)
obo	OBOWAGS®
PPM	Powerplant Maintenance (Wartung an den Triebwerken)
RAT	Stauluftturbine
rev	theoretisch
sys	System
U	unterer (bezogen auf den Heizwert)
var	variabel (Die Wassermasse, die während des Fluges über Bord gelassen wird)
Z	Zelle

Liste der Abkürzungen

A320	Airbus-Flugzeug A320
A330	Airbus-Flugzeug A330
A340	Airbus-Flugzeug A340
A380	Airbus-Flugzeug A380
A380 (1)	Airbus-Flugzeug A380; Variante 1 ohne die Möglichkeit zu Duschen
A380 (2)	Airbus-Flugzeug A380; Variante 2 mit der Möglichkeit zu Duschen und zur Luftbefeuchtung
AC	Gleichstrom
ACARE	Advisory Council for Aeronautics Research in Europe
APU	Auxiliary Power Unit (Hilfstriebwerk)
ba	Basis - Konventionelles Wassersystem
ca.	zirka
BZ	Brennstoffzelle (bzw. Brennstoffzellen)
BZS	Brennstoffzellensystem
dB(A)	Dezibel
DC	Wechselstrom
DLR	Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt
DOC	direkten Betriebskosten (direct operating costs)
EME	oder MEA Elektrode-Membran-Einheit
FT	Flugzeit (Flight Time)
FuelPrice	Kraftstoffpreis
GuD	Gas und Dampf
ICAO	International Civil Aviation Organisation
IOC	indirekten Betriebskosten (indirect operating costs)
IPCC	Intergovernmental panel on climate change
kg	Kilogramm
km	Kilometer (Einheit für eine Entfernung)
kW	Kilowatt
LR	Stundensatz
Mio.	Millionen
Mill.	Milliarden
MTOW	Maximale Abflugmasse
MTU	MTU Friedrichshafen -Motoren und Systemtechnik
MW	Megawatt
MZFW	Maximale Masse ohne Kraftstoff
n	Anzahl der Triebwerke
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OBOGS	On Board Oxygen Generating System

obo	OBOWAGS® (On Board Water Generation System)
PEM	Polymer-Elektrolyt-Brennstoffzelle
Price	Preis [US\$]; Price _{sys} - Systempreis
PSA	Pressure Swing Adsorption
PW	Pratt & Whitney
RAT	Ram Air Turbine (Stauluftturbine)
RR	Rolls-Royce
TOC	Gesamtbetriebskosten (total operating costs)
UBA	Umweltbundesamt
UN	Vereinte Nationen (united nations)
URL	Universal Resource Locator
z.B.	zum Beispiel

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

AFC

Die Alkalische Brennstoffzelle gehört zu den Niedertemperaturbrennstoffzellen und arbeitet in einem Temperaturbereich von 20 °C bis 90 °C.

Brennstoffzelle

Energiewandler zur Umkehrung der Elektrolyse. In einer Brennstoffzelle findet die Reaktion von Wasserstoff mit Sauerstoff statt. Das Produkt dieser Reaktion ist Wasser, Strom und Wärme.

Carnot-Prozess

Der Carnot-Prozess besteht aus einer zyklischen Folge von zwei isothermen und zwei adiabatischen Arbeitsprozessen.

dB(Dezibel)

Das menschliche Ohr ist nicht über das ganze Frequenzspektrum gleich empfindlich. Tiefe und hohe Töne klingen bei gleicher Schallintensität unterschiedlich laut. Dies wird messtechnisch ausgeglichen und macht es entsprechend kenntlich. Am bekanntesten ist das dB(A). Für die Messung von Fluglärm wird international die Einheit EPNdB (Effective Perceived Noise Decibel) benutzt.

Elektrolyseur

Unter Zuführung von elektrischem Strom spaltet der Elektrolyseur Wasser in Wasserstoff und Sauerstoff; Umkehrprozess der Brennstoffzelle. Es ist eine Vorrichtung zum Aufspalten von Wasser (Elektrolyse).

Emission

"Absonderungen, die von Maschinen, Kraftwerken oder Autos in Form von Gas, Staub, Geräuschen, Strahlen, Wärme und Erschütterungen an die Umgebung abgegeben werden."
(Geitmann 2003)

Kryogen

In Bezug auf technische Gase ist der tiefkalte Bereich gemeint, in dem die Gase flüssig sind. Bei Erdgas beginnt die Verflüssigung (Siedetemperatur) bei -161,5 °C (111,5 K) und bei Wasserstoff bei -253 °C (20 K).

Kyoto-Protokoll

Da die Länder unterschiedlich zu den weltweiten CO₂-Emissionen beitragen, legt das Kyoto-Protokoll für die Länder unterschiedliche Reduktionszahlen fest.

Vorgabe für Deutschland: 21% bis zum Jahr 2010.

Lernfaktor

"Die Wartungsmannstunden werden beeinflusst durch die Wartungszuverlässigkeit als Frequenzfaktor und durch die Wartbarkeit als Zeitdauerfaktor. Es wird angenommen, dass beide die gleiche Wertigkeit haben. Der Faktor ist dann das Produkt aus Entwurf, Zuverlässigkeit und Wartbarkeit." (**Scholz 2002**)

LH₂

LH₂ ist die Bezeichnung für flüssigen Wasserstoff (= liquid hydrogen).

MCFC

"Bei ca. 600 °C bis 650 °C wird die Molten Carbonate Fuel Cell betrieben. Der Elektrolyt besteht aus einer Alkalikarbonatschmelze." (**Rebhan 2002**)

OBOGS

Das OBOGS ist ein Sauerstoffgenerierungssystem, das die Passagiere im Falle eines Kabinenschadens ausreichend mit Sauerstoff versorgt.

OBOWAGS

Das OBOWAGS ist eine Wassergenerierungsanlage (Brennstoffzellensystem), das zukünftig in Passagierflugzeugen eingesetzt werden soll, um den Wasserbedarf zu decken und die elektrische Energie an Bord zu liefern.

PAFC

"In der Phosphoric Acid Fuel Cell wird konzentrierte Phosphorsäure als Elektrolyt eingesetzt. Die Phosphorsäureschmelze arbeitet bei einer Temperatur von 160 °C bis 220 °C."

(**Rebhan 2002**)

Partielle Oxidation

"Bei der partiellen Oxidation wird Kohlenstoff in Gegenwart eines Katalysators durch Sauerstoff zu Kohlenmonoxid oxidiert und gleichzeitig Wasserstoff erzeugt." (**Winkler 2002**)

PEMFC

In der Polymerelektrolyt-Brennstoffzelle wird eine Ionenaustauschermembran als Elektrolyt eingesetzt. Der ionische Transport erfolgt in diesen wasserhaltigen Polymeren über deren gute Protonenleitung bei Temperaturen von ca. 60 °C bis 120 °C.

Stack

"Für technische Brennstoffzellen werden mehrere Einzelzellen in Reihen oder Parallel geschaltet, um höhere Spannungen und Leistungen erzielen zu können." **(Oertel 2001)**

SOFC

Auf höchstem Temperaturniveau (900 °C) arbeitet die Solid Oxid Fuel Cell. Der Elektrolyt besteht aus einem keramischen, sauerstoffionenleitenden Material.

Szenario

"Unter einem Szenario wird ein „plausibler Zukunftsentwurf“ betrachtet, der unter bestimmten Voraussetzungen und Annahmen, auch subjektiver Art, entwickelt wird. Datensätze und Schlussfolgerungen sind nur im Zusammenhang mit diesen zu interpretieren. Andere Vorgaben und Gewichtungen können zu anderen „Ergebnissen“ führen. " **(Geitmann 2003)**

Wirkungsgrad

"Der Wirkungsgrad einer technischen Anlage ist ein Maß für das Verhältnis des erreichten Nutzens gegenüber dem eingesetzten Aufwand oder auch das Verhältnis aus nutzbarer Energie zu eingesetzter Energie. Er bezeichnet somit die Güte eines Prozesses." **(Geitmann 2003)**

Zirruswolken

In 10 bis 12 km Höhe wird der Wasserdampf als Kondensstreifen sichtbar. Bei einer Temperatur von minus 40 bis 50 °C gefriert das Wasser zu Eiskristallen, die als Zirruswolken bezeichnet werden.

1 Einleitung

1.1 Motivation

Die Umweltprobleme, die aus der Verbrennung fossiler Brennstoffe entstanden sind und weiterhin entstehen, haben erheblichen Handlungsbedarf auf Seiten der Politik wie auf Seiten der Technik geweckt.

Werden die großen Zeiträume – viele Jahrtausende – der im Gleichgewicht mit der Umwelt erfolgten Entstehung fossiler Energieträger aus Sonnenenergie, atmosphärischem Kohlendioxid und Wasser der extrem kurzen Periode ihrer „Erschöpfung“ gegenüber gestellt, so wird die durch den Menschen verursachte Störung des Umweltgleichgewichtes mit den daraus schwer abzuschätzenden Konsequenzen ersichtlich.

Die Tatsache, dass in naher Zukunft zudem die Erdölvorräte zu Neige gehen, setzt im Automobil- und Flugverkehr zusätzliche Akzente.

Gerade die Luftfahrt muss als eine technologieführende, internationale Branche mit in die Verantwortung genommen werden. Der zivile Luftverkehr hat zwar einen relativ kleinen Anteil (9 %) (**DBT 2003**) an den schädlichen Gesamtemissionen, jedoch sind die Wachstumszahlen (Anstieg des Luftverkehrs bis 2020 um 4,88 % jährlich laut **Airbus 2000**) enorm gestiegen.

Die technischen Möglichkeiten zur Verringerung des Kraftstoffverbrauchs und der schädlichen Emissionen sind für die heutigen kerosinbetriebenen Hochbypass-Triebwerke nahezu erschöpft. Daher bedarf es der Frage nach erneuerbaren Energiequellen.

Wasserstoff ist mit seinem hohen massenspezifischen Heizwert und seiner großen Wärmekapazität den anderen alternativen Energieträgern überlegen. Wird er langfristig elektrolytisch mittels regenerativ erzeugter Primärenergie produziert, ist diese aus heutiger Sicht einer der umweltschonendsten Antriebsquellen für Flugzeuge.

Für automobiler Antriebe, Hausheizungen etc. werden aus wirtschaftlichen Gründen und aufgrund der fehlenden Infrastruktur zunächst andere Kraftstoffe wie z. B. Erdgas eine Übergangsphase bilden. Es kann erwartet werden, dass es für alternative Antriebe in der Luftfahrt keine Übergangslösung, wie es Erdgas sein könnte, gibt. Die Entwicklungszeit für einen neuen Flugzeugtyp liegt bei ca. 10 Jahren, die Produktionsdauer eines Musters ca. 20 Jahren und die Lebensdauer bei etwa 20 Jahren. Das ergibt in der Summe eine Zeitspanne, von Entwicklungsbeginn bis zu Stilllegung des letzten Stücks, von 50 Jahren. Dieser lange Generationenwechsel ist ungünstig für die Schaffung von technischen Zwischenlösungen. Daher wäre es wünschenswert frühzeitige und zuverlässige Vorhersagen bzw. abgeschätzte Trends zu den zukünftigen energiewirtschaftlichen, politischen Rahmenbedingungen und der Entwicklung des Verkehrsaufkommens zur Verfügung zu haben. Allerdings ist die Komplexität der die Marktsituation beeinflussenden Faktoren so groß, dass sich eine ausreichend genaue Trendanalyse, nur schwer aufstellen lässt.

Wenn schließlich von politischer Seite nur unzureichend Gelder fließen und kein Druck ausgeübt wird, wovon in dieser Arbeit ausgegangen wird, bleibt als treibende Kraft nur die Verteuerung der Ölpreise.

Mittlerweile gibt es eine Vielzahl industrieller Studien und Projekte über wasserstoffbetriebene Brennstoffzellen wie z. B. das deutsch-russische Gemeinschaftsprojekt Cryoplane, das 1990 ins Leben gerufen, das zum Abschluss eine Studie im Rahmen eines im 5. Rahmenprogramm geförderten EU-Projektes hatte. Als Ergebnis wurde veröffentlicht, dass heute ein Betrieb eines Flugzeuges mit einem Primärtrieb durch Wasserstoff für den Markt nicht interessant ist. Das liegt zum einen an den höheren zu erwartenden Betriebskosten und zum anderen an der fehlenden Wasserstoffinfrastruktur an Flughäfen. Trotzdem könnten Teile dieser Ergebnisse in die Entwicklung von bordeigener Systeme auf Basis wasserstoffbetriebener Brennstoffzellen näher betrachtet werden. Diese Systeme könnten in konventionellen Flugzeugen angewendet werden und somit bezüglich eines Aufbaus einer Infrastruktur eine Vorreiterrolle spielen.

Ein solches Produkt muss allerdings den am Markt herrschenden Kräften standhalten, d. h. bezüglich Kosten und Leistung für den Flugzeugbetreiber interessant sein.

Die vorliegende Arbeit greift genau diesen Gedanken auf, indem sie auf die Umrüstung eines konventionellen Wassersystems bei möglichst geringen Veränderungen baut. Die Auslegung erfolgt auf der Basis von wasserstoffbetriebener Brennstoffzellensystemen. Der Wasserstoff soll hierbei in flüssiger Form an Bord mitgeführt werden.

Im Vergleich mit Kerosin hat flüssiger Wasserstoff ein 11,5-fach größeres Volumen bei 2,8-fachem massenspezifischen Heizwert. Die Speicherung des flüssigen Wasserstoffs benötigt daher etwa das 4-fache Volumen, das in Druckbehältern bereitgestellt und isoliert werden muss.

1.2 Begriffsdefinitionen

Brennstoffzelle

Der Begriff der Brennstoffzelle wird in **Winkler 2002** folgendermaßen definiert:

In der Brennstoffzelle wird ein großer Teil der im Brennstoff (z.B. Wasserstoff) chemisch gebundenen Energie direkt in elektrischen Strom umgewandelt.

In Brennstoffzellen werden aus Wasserstoff und Sauerstoff elektrischer Strom, Wärme und Wasser erzeugt.

Die Bezeichnung "Brennstoffzelle" ist darauf zurückzuführen, dass diese Systeme prinzipiell geeignet sind, den Verbrennungsprozess traditioneller Brennstoffe unter Zufuhr von Luftsauerstoff zur unmittelbaren Erzeugung von elektrischer Energie zu nutzen.

Direct Operating Costs (DOC)

DOC für Flugzeuge werden in **Scholz 1999** wie folgt definiert:

Direct Operating Costs (DOC) sind die gesamten Betriebskosten des Flugzeugs.

Die direkten Betriebskosten müssen von den indirekten Betriebskosten (IOC) abgegrenzt werden. DOC sind flugzeugabhängige Kosten, wobei es sich bei den IOC um passagierabhängige Kosten handelt. Die Summe der DOC und IOC bilden die Total Operating Costs (TOC).

1.3 Ziel der Arbeit

Ziel dieser Arbeit ist die Klärung der Sinnfälligkeit des Einsatzes von PEM-Brennstoffzellen, die mit Wasserstoff betrieben werden.

Des Weiteren wird die Wirtschaftlichkeit des Einsatzes der Brennstoffzelle in einer DOC-Berechnung durchgeführt und mit der des konventionellen Wassersystems verglichen.

1.4 Literaturübersicht

Viele Informationen, die in dieser Arbeit erfasst sind, sind aus dem Intranet von Airbus oder aus dem Internet entnommen.

Das Buch "Brennstoffzellen-Technologie: Hoffnungsträger für den Klimaschutz" von **Dr. Dagmar Oertel (2001)** und **Dipl.-Phys. Thomas Fleischer (2001)** ist eine Grundlage für die vorliegende Arbeit. Ausführlich wird auf die erforderlichen Beschreibungen von – technischen, ökonomischen und ökologischen Aspekten des Einsatzes von Brennstoffzellen in Verkehr und Energiewirtschaft eingegangen.

In dem Buch über Brennstoffzellenanlagen von **Prof. Winkler (2002)** wird die Problematik der thermodynamischen und verfahrenstechnischen Abläufe beschrieben.

Um die Betriebskosten der zu vergleichenden Wassersysteme zu berechnen, ist das Programm DOCsys von **Prof. Scholz (1999)** angewendet worden.

1.5 Aufbau der Arbeit

Diese Diplomarbeit ist weiterhin in folgende Abschnitte aufgeteilt.

- Abschnitt 2** beschäftigt sich mit der Entwicklung des Flugverkehrs und geht auf die Umweltbelastungen ein.
- Abschnitt 3** erläutert den Aufbau und die Funktionsweise von Brennstoffzellen. Weiterhin werden die verschiedenen Brennstoffzellentypen und deren Einsatz vorgestellt.
- Abschnitt 4** behandelt das Thema Wasserstoff. Herstellungsverfahren und Speichermöglichkeiten von Wasserstoff werden in diesem Abschnitt näher behandelt.
- Abschnitt 5** stellt die Integrationsvarianten von wasserstoffbetriebenen Brennstoffzellen dar. Die Systemkonzepte werden anhand einer Nutzwertanalyse ausgewertet.
- Abschnitt 6** ist das Kapitel, in dem die Betriebskosten behandelt und die Eingangsparameter für die Betriebskosten festgelegt werden.
- Abschnitt 7** beschreibt Szenarien im Hinblick auf die Entwicklung der Brennstoffzellentechnologie und im Hinblick auf die Entwicklung der Treibstoffpreise
- Abschnitt 8** ist eine Zusammenfassung der Ergebnisse der DOC-Berechnungen.
- Abschnitt 9** ist ein Überblick über die gesamte vorliegende Arbeit.
- Anhang A** enthält Stoffdaten und eine Übersicht über aktuelle Forschungsprojekte über wasserstoffbetriebene Brennstoffzellensysteme.
- Anhang B** enthält Eingangsparameter für die Betriebskosten-Berechnung.
- Anhang C** umfasst die DOC-Ergebnisse der durchgeführten Rechnungen.
- Anhang D** beinhaltet die Tabellen der Wasserverteilungen der untersuchten Flugzeugtypen.

2 Entwicklung des Flugverkehrs bis 2020

Für den Flugzeughersteller ist es natürlich wichtig heute marktfähige Produkte anbieten zu können. Dies bedeutet, dass das auf jeden Fall das Verhältnis von Kosten zu Leistung für den Flugzeugbetreiber attraktiv sein muss. Trotzdem sind langfristige Ausblicke auf die Marktsituation bei der Entwicklung von neuen technischen Lösungen zu berücksichtigen. Dabei sollte die Verwendung von Wasserstoff für den Primärtrieb als mögliches Potential in Betracht gezogen werden, auch wenn diese heute nicht als wirtschaftlich sinnvolle Lösung dargestellt werden kann.

2.1 Wachstum der Erdbevölkerung

Seit 1960 hat sich die Weltbevölkerung mehr als verdoppelt – von drei Milliarden auf über sechs Milliarden Menschen. Diese Zahlen spiegeln viele positive Entwicklungen wider: die Kindersterblichkeit ist weltweit drastisch gesunken, die Lebenserwartung gestiegen und die Menschen ist im Durchschnitt gesünder und besser ernährt als je zuvor.

Gleichzeitig haben sich jedoch die natürlichen Lebensgrundlagen dramatisch verändert: Verschmutzungen von Wasser und Luft nehmen zu, natürliche Ressourcen werden knapp und das Weltklima erwärmt sich.

Seit Beginn des 21. Jahrhunderts kommen laut UN – Bevölkerungsprojektion weltweit jedes Jahr etwa 78 Millionen Menschen hinzu – fast so viele Menschen wie insgesamt in Deutschland leben. Das macht im Jahr 2020 ca. 7,5 Milliarden Menschen.

Eines der bedrohlichsten Umweltprobleme der Zukunft ist die Erwärmung des Weltklimas. Die Klimaentwicklung ist eng mit der demographischen und industriellen Entwicklung der Welt verknüpft. Seit Beginn der Klimamessungen 1860, waren die letzten 10 Jahren die wärmsten, die gemessen wurden sind. Dieser Trend wird auf den Ausstoß von Treibhausgasen zurückgeführt. Aller Wahrscheinlichkeit nach sind diese Veränderungen der Erdatmosphäre durch menschliche Aktivitäten verursacht worden. Die CO₂-Konzentration in den letzten 450.000 Jahren wurde aus dem Vostock – Eisbohrkern in der Antarktis ermittelt (es verdeutlicht den Einfluss der Zivilisation auf die CO₂-Konzentration).

Schätzungen zur Folge wird das Wachstum der Weltbevölkerung zwischen 1985 und 2100 für 35 % des weltweiten CO₂-Ausstoßes verantwortlich sein. Eine menschenwürdige Verlangsamung des Weltbevölkerungswachstums ist daher ebenso relevant wie die Entwicklung nachhaltiger Produktions- und Verbrauchsmuster, um eine weitere Erwärmung der Erdatmosphäre aufzuhalten.

Es besteht kaum ein Zweifel daran, dass Verkehr und Globalisierung einander bedingen und verstärken. Dieses gilt insbesondere für den Flugverkehr, dessen positiven Aspekte zahlreich

sind: es trägt dazu bei, verschiedene Menschen und Kulturen zusammen zu bringen, die wirtschaftliche Zusammenarbeit zu intensivieren oder internationale Konferenzen abzuhalten. Die Globalisierung hätte ohne den Flugverkehr heute ein anderes Gesicht.

Die Schattenseiten der Globalisierung betreffen den Zusammenhang zwischen dem Flugverkehr und der globalen Umweltkrise.

2.2 Ölvorkommen und Ölverbrauch

Seit der Nutzung des Erdöls als Energieträger nimmt der weltweite Ölverbrauch rapide zu. Allerdings liegen Schätzungen, wie lange die Vorkommen noch ausreichen, weit auseinander. Die Erschließung neuer, noch unbekannter Quellen, die zu gewohnt niedrigen Produktionskosten erschöpft werden und das Ende des Ölzeitalters noch um ein paar Jahre hinauszögern könnten, wird immer unwahrscheinlicher.

Vorraussagen unabhängiger Analysten zufolge wird das Fördermaximum für die Jahre um 2010 erwartet. Ölpreiserhöhung durch das verringerte Angebot wird die Folge sein. Ein Beibehalten des Status Quo auf der Verbraucherseite, steigender oder gleichbleibender Verbrauch, würde diesen Trend noch verstärken.

Ein sorgfältiger Umgang und eine drastische Reduzierung des Verbrauchs ist die Aufgabe der Industrie für die kommenden Jahrzehnte.



Bild 2.2.1 Ölvorkommen (**Campbell 1995**)

In dem Bild 2.2.1 ist die Weltölproduktion nach **Campbell 1995** dargestellt. Alle wichtigen Förderregionen außerhalb des Nahen Ostens haben das Produktionsmaximum bereits überschritten. Aber auch dort kann die andernorts rückläufige Ölproduktion nicht vollständig ausgeglichen werden, so dass schon bald die weltweite Erdölproduktion zurückgehen wird. Die Ergebnisse basieren auf der Auswertung von Daten von mehr als zehntausend Ölfeldern.

Weltweit sind heute etwa 42000 Ölfelder bekannt, doch bereits in einem Prozent der Felder sind 75 % des Erdöls enthalten.

Der Anteil der Luftfahrtindustrie am Ölverbrauch im Transportsektor liegt derzeit bei ca. 3 % in den Industriestaaten. Wie in Tabelle 2.2.1 zu sehen, ist der Kerosinmarkt das am stärksten wachsende Segment.

Tabelle 2.2.1 World Transportation Fuel Demand (million barrels per day)

Kraftstoff	Industrielländer				andere Länder			
	1990	1990	2020	Wachstum	1990	1990	2020	Wachstum
Benzin	11,2	13,1	17,3	1,3 %	3,8	4,9	12,5	4,7 %
Diesel	5,2	6,6	9,5	1,7 %	3,0	4,5	12,0	4,8 %
Kerosin	2,5	3,0	5,6	2,9 %	1,1	1,2	4,3	6,1 %
Kohle	1,2	1,2	1,3	0,5 %	1,0	1,2	1,6	1,6 %

¹ Industrieländer: Nordamerika, Westeuropa, Japan und Australien

² Wachstum pro Jahr von 1999 bis 2020

2.3 Umwelt und Luftverkehr

Flugverkehr führt zu Emissionen von gas- und partikelförmigen Stoffen vor allem in die obere Troposphäre (0 km bis ca. 11-19 km) und untere Stratosphäre (oberhalb der Troposphäre bis ca. 23 km) und ändert dort die Zusammensetzung der natürlichen Atmosphäre. Es kommt dadurch zu einer Erhöhung der Konzentrationen von Treibhausgasen, darunter Kohlendioxid, Ozon, Wasserdampf und Methan, die Bildung von Kondensstreifen wird ausgelöst und die Bedeckung durch Zirruswolken dürfte erhöht werden - auch diese Wirkungen tragen zum Klimawandel bei.

Im Folgenden wird auf die globalen Klimaauswirkungen des Luftverkehrs eingegangen. Die lokalen Belastungen, wie Lärmentwicklungen oder Nahverkehrsanbindungen werden später genauer erläutert.

2.4 CO₂-Ausstoß des Luftverkehrs

Kohlendioxid ist ein natürlicher Bestandteil der Atmosphäre und somit für sich gesehen kein Schadstoff. CO₂ absorbiert und reflektiert Teile der Wärmeabstrahlung von der Erde und reguliert so den Wärmehaushalt. Durch die Verbrennung fossiler Energieträger wird zusätzliches Kohlendioxid freigesetzt. Daraus folgt, dass mehr Wärme in Erdoberflächennähe zurückgehalten wird, was zu einem Aufheizen der Atmosphäre führt. CO₂ ist einer der Hauptverursacher des so genannten "anthropogenen Treibhauseffektes".

Vergleiche mit unterschiedlichen Verkehrsmitteln zeigen, dass das Flugzeug in aller Regel das Verkehrsmittel mit dem höchsten Primärenergiebedarf und den höchsten CO₂-Emissionen ist. Auch wenn in den letzten 40 Jahren der Treibstoffverbrauch der Triebwerke um ca. 50 % zurückgegangen ist, werden die technischen Errungenschaften in Zukunft nicht mit dem steigenden Flugaufkommen Schritt halten können.

Verschiedene Szenarien des IPCC verdeutlichen, dass die Emissionen bis 2020 kontinuierlich steigen werden (Beschreibung der Szenarien in Tabelle A.3)

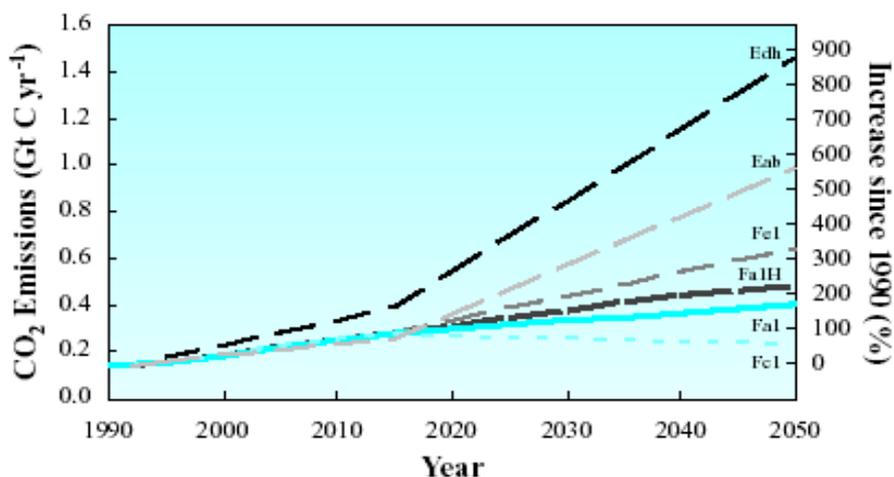


Bild 2.4.1 Szenarien des IPCC (IPCC 1999)

Im Gegensatz zu den lokalen Auswirkungen des Flugverkehrs, ist der Einfluss auf das Klima nicht direkt erkennbar und wird deshalb von der Bevölkerung kaum wahrgenommen.

Die Emissionen des Flugverkehrs beeinflussen das Klima dreifach (**IPCC 1998**):

- 1) Direkt durch strahlungsaktive Substanzen wie CO₂ und H₂O
- 2) Indirekt durch Substanzen, die strahlungsaktive Verbindungen produzieren oder zerstören
- 3) Durch Emissionen wie H₂O und Russpartikel, welche die Entstehung zusätzlicher Wolken (Kondensstreifen) induzieren.

Zudem ist wissenschaftlich anerkannt, dass die Strahlungswirkung von Flugverkehrsemissionen, die direkt in die obere Troposphäre und untere Stratosphäre emittiert werden, für die gleiche Menge an verbranntem Treibstoff größer ist als diejenige von Emissionen an der Erdoberfläche.

Um den gesamten Einfluss des Flugverkehrs auf das Klima zu erfassen ist es aus diesem Grund notwendig, den CO_2 -Ausstoß mit einem Wirkungsfaktor zu versehen. Je nach Autor wird dieser Faktor in einer Bandbreite von 1.5 bis 5 angesetzt. Die genaue Festsetzung dieses Faktors ist nach wie vor mit beträchtlichen Unsicherheiten verbunden, die jüngsten Forschungsergebnisse weisen aber alle auf einen Faktor von mindestens 2 hin (**IPCC 1998**). Gemäß (**DLR 1998**) ist der Faktor sogar größer als 3. Die IPCC (**IPCC 1999**) schätzt, dass die Klimawirkung aller durch den Luftverkehr emittierten Gase 2 bis 4 Mal so hoch ist wie die Klimawirkung des emittierten CO_2 .

2.5 Schadstoffemissionen

Die Schadstoffemissionen setzen sich – abhängig von der Flughöhe – aus Stickoxiden (NO_x), Wasserdampf (H_2O), Schwefeldioxid (SO_2), Kohlenmonoxid (CO) und Kohlenwasserstoffen (C_xH_y), insbesondere Methan (CH_4), zusammen.

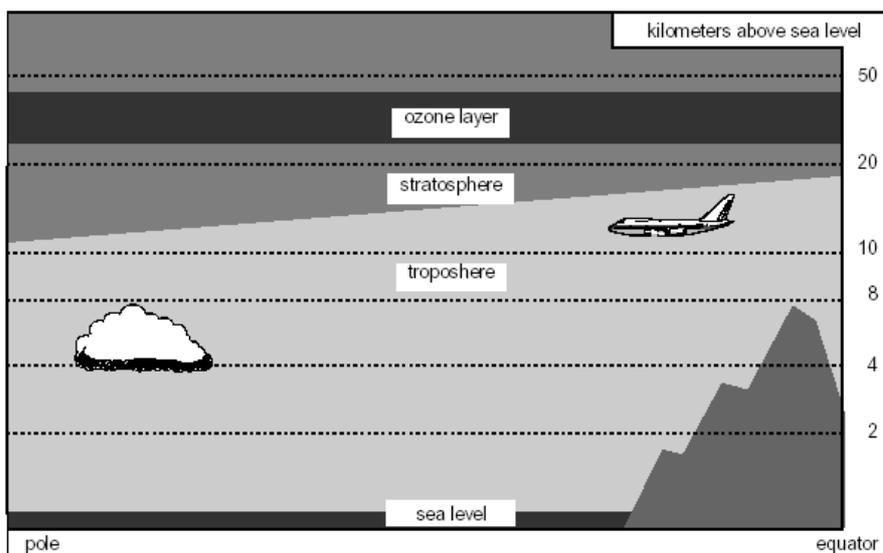


Bild 2.5.1 Aufbau der Erdatmosphäre (Hautau 2003)

2.5.1 Stickoxide

Aus der Verbrennung fossiler Brennstoffe entstehen weltweit zwei Drittel der Stickoxide. Jährlich werden 2,8 Mio. Tonnen Stickoxide von der internationalen Luftfahrt in die Atmosphäre ausgestoßen. Durch starke Sonneneinstrahlung bilden Stickoxide (NO_x) und flüchtige Kohlenwasserstoffe (C_xH_y) bodennahes Ozon (O_3), das mit 7 % am Treibhauseffekt beteiligt ist und besonders bei Anreicherung in der Region der Tropopause (in 6 bis 18 km Höhe) einen Klimaeinfluss ausübt, dessen quantitatives Ausmaß noch nicht geklärt ist. Wegen ihrer Langlebigkeit können sich Substanzen im Tropopausenbereich durch atmosphärische Transportvorgänge über weite Strecken, darunter auch in höhere Schichten der Atmosphäre, verteilen (Bild 2.5.1). Gelangen die durch Flugzeuge emittierten Stickoxide über vertikale Transporte in die höher gelegene stratosphärische Ozonschicht, können sie dort Ozon zerstören. Diese Möglichkeit besteht insbesondere bei Flügen oberhalb der Tropopause. Das Problem der Zerstörung stratosphärischen Ozons durch Flugzeugabgase ist wissenschaftlich nicht hinreichend geklärt, da vertikale atmosphärische Transportprozesse in den Reiseflughöhen des Unterschallverkehrs nicht ausreichend bekannt sind. Es muss ein möglicher Beitrag der Flugzeugabgase zum Abbau der Ozonschicht in Betracht gezogen werden. Das gilt insbesondere im Hinblick auf einen zukünftigen Überschallverkehr, dessen Reiseflughöhen um 20 km liegen sollen.

Die im Sommer vermehrt auftretenden stark erhöhten Ozonkonzentrationen wirken sich direkt auf menschliche Aktivitäten aus (Belastung der Atemwege und des Kreislaufs).

2.5.2 Wasserdampf

Der durch Flugverkehr in der Stratosphäre emittierte Wasserdampf führt zu einer Verstärkung des Treibhauseffekts und beeinflusst dadurch das Klima. Der Flugtreibstoff besteht überwiegend aus Kohlenwasserstoffen, die mit dem Sauerstoff der Luft in den Triebwerken zu Kohlendioxid und Wasser verbrennen. Die Emission des Wasserdampfes trägt neben der durch Oxidation von Methan produzierten Wasserdampfmenge stark zum Anstieg der ansonsten geringen Wasserdampfkonzentration in der Stratosphäre bei. Im Bereich der Tropopause kommt es durch Verkehrsflugzeuge zur Bildung von Kondensstreifen (Zirruswolken), die aus Eisteilchen bestehen, welche bei ausreichender Umgebungsfeuchtigkeit zu einer Erhöhung des Wolkenbedeckungsgrades beitragen. Das Sonnenlicht erreicht die Erdoberfläche auch bei dünnen Eisteilchenwolken, jedoch wird die terrestrische Wärmeabstrahlung bereits bei dünnen Wolken stark gemindert. Dies führt zu einer Temperaturzunahme an der Erdoberfläche und zu einem erhöhten Treibhauseffekt. Allerdings ist die mittlere Verweildauer von Wasserdampf in der Atmosphäre nur ca. 10 Tage, was im Vergleich zu CO_2 mit einer Verweildauer von einem Jahrhundert, nicht sehr gravierend erscheint. Dennoch sind die klimatischen Auswirkungen nicht zu unterschätzen (**Hautau 2003**).

2.5.3 Schwefeldioxid

Der Flugtreibstoff Kerosin enthält Schwefel, der durch die Verbrennung in Form von Schwefeldioxid freigesetzt wird. Für die Wirkung der emittierten Stoffe ist neben der Menge auch die Höhe entscheidend, in der die Emission erfolgt. In der Reiseflughöhe ist die Wirkung wegen der auf langsamem Abbau der Emissionen beruhenden großen Verweilzeit und starker Strahlungswirksamkeit deutlich höher als in Bodennähe. In den besonders sensiblen Polarbereichen liegt die Flughöhe im Bereich des Ozonabbaugebietes. Die emittierten SO_2 -Mengen sind groß genug, um eine deutliche Erhöhung der Sulfat-Aerosol-Konzentration in der unteren Stratosphäre zu bewirken und damit zum Ozonabbau beizutragen. Während winterlicher Smogphasen kann Schwefeldioxid in Bodennähe außerdem zu Belastungen der Atemwege führen (**Hautau 2003**).

2.5.4 Kohlenmonoxid

Durch unvollständige Verbrennung fossiler Brennstoffe entsteht Kohlenmonoxid, welches in der Atmosphäre zu klimarelevantem CO_2 oxidiert. Dies führt zu einem Anstieg der CO_2 -Konzentration und zu einem erhöhten Treibhauseffekt.

2.5.5 Kohlenwasserstoffe

Methan ist ein Naturprodukt und somit, wie CO_2 , kein Schadstoff. Bezogen auf den Verkehrsbereich entstehen CH_4 -Emissionen durch eine unvollständige Verbrennung des Kraftstoffes im Motor. Zur Beurteilung der Klimawirksamkeit werden die CH_4 -Emissionen mittels eines Bewertungsfaktors in äquivalente Kohlendioxidemissionen umgerechnet. Für Methan wird in dem 1995er Bericht des „intergovernmental panel on climate change“, bezogen auf den in der Regel gewählten Betrachtungszeitraum von 100 Jahren, der Faktor 21 angegeben.

2.5.6 Sekundäre Folgen des Klimawandels

Das sich die Erdatmosphäre erwärmt stellt heute kaum noch einer in Frage – im Gegenteil: Die meisten sind sogar der Überzeugung, dass sich der Erwärmungsprozess beschleunigt und zunehmend dramatische Folgen nach sich ziehen wird.

Die Weltmeere werden sich erwärmen und die Gletscher schmelzen. Daraufhin wird der Meeresspiegel steigen und Salzwasser die besiedelten Gebiete entlang der flachen Küsten überfluten. Die landwirtschaftlichen Zonen werden sich verschieben und das Wetter wird wechselhafter und die Stürme stärker.

Weniger bekannt, aber nicht minder schädlich sind die Sekundärfolgen. Durch die Klimaveränderungen werden zahlreiche schwere Krankheiten häufiger auftreten und sich schneller ausbreiten. Auch die Erwärmung alleine wird den Menschen durch häufigere, längere und intensivere Hitzewellen zu schaffen machen.

2.6 Entwicklung der Luftfahrt

Von allen Verkehrsträgern wies der Luftverkehr in den letzten 20 Jahren die größten Zuwachsraten auf. Als Gründe sind folgende Faktoren zu nennen:

- Anstieg des BSP in verschiedenen Regionen der Welt,
- das Bevölkerungswachstum,
- Anstieg des Ferntourismus
- sowie eine generell steigende Mobilität.

Auch in Zukunft wird von einem weiteren Anstieg des Luftverkehrsaufkommens ausgegangen. Es wird mit einem durchschnittlichen Anstieg von jährlich 4,88 % bis 2020 erwartet (**Airbus 2000**).



Bild 2.6.1 Luftverkehrsaufkommen (Airbus 2000)

Die formellen Aspekte, die ein solches Wachstum voraussetzen sind zahlreich. Um nur einige Punkte zu nennen: Vergrößerung bzw. Neubau von Flughäfen, Verbesserung bzw. Vereinheitlichung der Flugüberwachung sowie Verringerung der Umweltauswirkung des Flugverkehrs. Die Quantität der Fluggesellschaften wird durch die vermehrte Kostensituation sinken und Zusammenschlüsse, wie z.B. die Star Alliance, werden das Bild der Flughäfen noch stärker prägen. Als Folge für die Passagiere ist mit einem verringerten Wettbewerb unter den Fluggesellschaften und mit einem steigenden Ticketpreis zu rechnen.

2.6.1 Treibstoffpreise

Bisher ist der Kerosinpreis in den letzten 20 Jahren nicht sehr stark angestiegen. Im Jahre 1986 hat ein Liter Kerosin 0,135 US\$ gekostet. Der aktuelle Preis des Kerosins liegt bei 0,21 US\$/Liter (**Plötner 2003**).

Eine realistische Schätzung von zukünftigen Preisen für Kerosin ist nur schwer möglich. Es lassen sich jedoch verschiedene Trends aufzeigen, die verdeutlichen, in welche Richtung der Weg geht.

Nach ökonomischen Gesichtspunkten liegt eine Verteuerung des Rohöls in den nächsten 20 Jahren durch einen Blick auf die Angebots- und Nachfrageszenarien vor. Das preiswert zu fördernde Öl wird weniger, aber der Verbrauch steigt.

Um den steigenden Kerosinverbrauch und damit auch den steigenden CO₂-Ausstoß in den Griff zu bekommen, wird der Ruf nach einer Steuer immer lauter. In der Europäischen Union zeichnet sich eine Entwicklung ab, die eine Kerosinsteuer erlaubt.

Ab dem 01. Januar 2004 soll die Besteuerung von Inlandsflügen, sowie von Flügen zwischen zwei Mitgliedsstaaten möglich sein. Der Europäische Rat hat hierfür eine Empfehlung des Mindeststeuersatzes von 302 Euro je 1000 l Kerosin ausgesprochen. Eine Neuverhandlung ist für 2012 geplant (**UBA 2002**).

Eine Einführung der Steuer hängt nun von Neuverhandlungen der bilateralen Luftverkehrsabkommen innerhalb der EU ab.

Mit der Verabschiedung dieser Energiesteuerrichtlinie wächst nicht nur der Druck auf die Luftfahrtindustrie, technologische Entwicklungen voranzutreiben, die der Umwelt gerecht werden, sondern längerfristig ebenfalls der Druck auf die ICAO, das Chicagoer Abkommen von 1944 zu überdenken.

Laut Umweltbundesamt (**UBA 2002**) entstehen Folgekosten durch mehr Lärm, Luftschadstoffe und Treibhausgase. Diese so genannten externen Kosten betragen nach Schätzungen von niederländischen Forschern im Auftrag des UBA, bei einem Flug von Berlin nach München in einem durchschnittlichen 100-sitzigen Flugzeug bei voller Auslastung rund 10 Euro pro Passagier.

Der Trend hin zu einer reinen CO₂-Steuer scheint sich nicht zu verwirklichen, da das Klimaproblem nicht nur ein CO₂-Problem ist. Laut IPCC ist der Gesamtbeitrag zum Treibhauseffekt durch Flugzeuge (einschließlich NO_x, Kondensstreifen etc.) zwei- bis viermal größer als durch CO₂-Emissionen allein.

Als eine Alternative oder als Ergänzung zur Besteuerung von Kerosin wird die Einbeziehung der Luftfahrtindustrie in den Handel mit CO₂-Optionsscheinen gesehen. Im Kyoto-Protokoll noch nicht berücksichtigt hat jetzt die Association of European Airlines ein freiwilliges System zum Emissionshandel vorgeschlagen.

Airlines sind demnach in der Lage Optionsscheine auf Treibhausgasemissionen zu kaufen oder zu verkaufen. Diejenigen, die in effiziente Flugzeuge investiert haben, werden belohnt, indem Sie ihre Optionen gewinnbringend verkaufen können. Operator mit älteren, emissionsstarken Flugzeugen jedoch, müssen für die überschrittenen Grenzwerte bezahlen. Ein verkürzter wirtschaftlicher Lebenszyklus von derzeit im Einsatz befindlichen Flugzeugen, wird die Folge sein. Einige wichtige Punkte sollten bei der Einführung eines solchen Systems berücksichtigt werden.

Eine Verringerung der Luftfahrt Emissionen ist nur machbar, wenn der Handel mit Optionsscheinen nicht mit anderen Industriezweigen erlaubt ist. Dies bedeutet, dass jede Industrie nur mit ihresgleichen handeln kann, damit eine Emissionsverringerung durch alle Sparten erfolgt und sich nicht ein gesamter Industriezweig, wie z.B. die Luftfahrt frei kaufen kann.

Weitere Aspekte für den Vorteil des industriebezogenen Handels sind die Erhöhung des Wettbewerbes und die Schwierigkeit der Vergleiche mit anderen Industriezweigen. Der Luftverkehr verursacht die um den Faktor drei höhere klimatische Auswirkung von CO₂ Emissionen in 10 km Höhe als vergleichbare am Boden. Die Flugzeugindustrie benötigt dann drei Optionsscheine für die eigentlich ausgestoßene Menge.

Außerdem ist zu überlegen, ob der reine CO₂-Handel der Sache gerecht wird, da die Klimawirkungen anderer Treibhausgase gravierender sind.

2.6.2 Lokale Umweltauswirkungen

Es besteht kein Zweifel, dass die lokalen Umweltbelastungen, die von Flugzeugen und Flughäfen ausgehen, ernstzunehmende Themen sind. In Europa sind allein 100 Mill. Menschen gesundheitsgefährdendem Lärm ausgesetzt, mit steigender Tendenz (DLR 1999).

In den letzten 30 Jahren wurden schon enorme Erfolge, was die Reduzierung der Lärmbelastigung angeht, gefeiert. Beispielsweise hat sich der Noise-Footprint (area of disturbance) eines A320 auf ein zehntel der Größe eines vergleichbaren Jets von 1970, verringert (Airbus 2000). Doch angesichts des wachsenden Flugverkehrs und der zum Ausbau gezwungenen Flughäfen, ist die Lärmbelastigung das wichtigste Thema der lokalen Umweltauswirkungen.

Die derzeitige ICAO Zulassungsrichtlinie für Lärm ist bekannt als Kapitel 3 des Chicagoer Abkommens Volume 1-Annex 16. Alle seit 1977 zugelassenen Flugzeuge müssen dieser Richtlinie entsprechen. Im Oktober 2001 wurde vom ICAO das Kapitel 4 verabschiedet, welches ab dem 01. Januar 2006 für alle Zulassungen in Kraft tritt. Kapitel 4 ist eine Verschärfung der seit fast 30 Jahren geltenden Kapitel 3 Richtlinie um 10dB(A). Die Abbildung 2.6.2.1 zeigt, dass Airbus bereits heute mit fast seiner gesamten Flotte die neuen Zulassungsbestimmungen einhält.

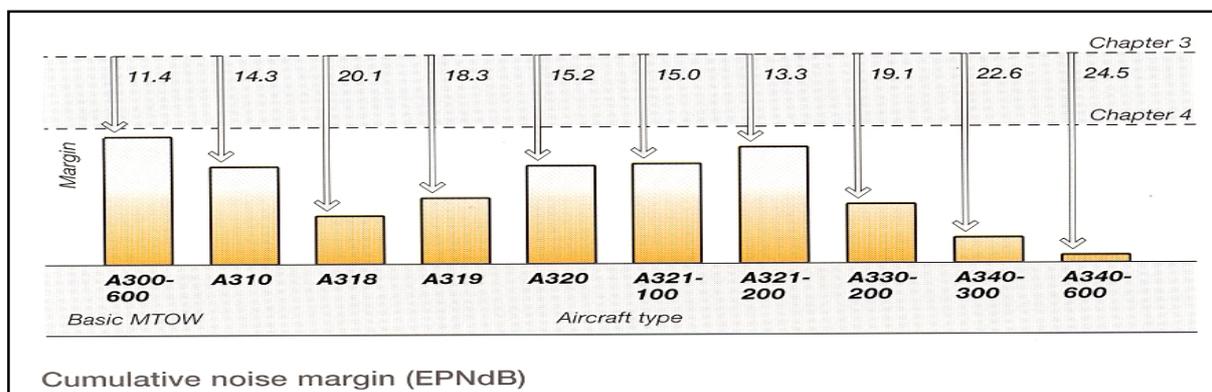


Bild 2.6.2.1 Airbus Flugzeuge und die Grenzwerte (Airbus 2000)

Das es in den nächsten 20 Jahren zu einer weiteren Verschärfung der Zulassungsrichtlinien kommt, ist wahrscheinlich, da die Zahl der von Fluglärm betroffenen Menschen stetig wächst und der Druck auf Politik, Industrie und Flughäfen, Maßnahmen gegen den Lärm zu ergreifen, größer wird.

Im Jahr 2001 hat der Europäische Kommissar für Forschung und Entwicklung, Philippe Busquin eine Vision für die Luftfahrtindustrie im Jahr 2020 veröffentlicht. Eines der ehrgeizigen Ziele ist die Reduktion der Lautstärke um 50 % im Vergleich zu Durchschnittswerten von 2001. Außerdem soll die Lärmbelastung um die Flughäfen herum verringert werden. Dies ist mit einem verbesserten Start- und Landemanagement und mit der Reduzierung oder Eliminierung von permanenten Lärmquellen z.B. APU (Auxiliary Power Unit) an Flughäfen möglich. Zur Überwachung und Realisierung dieser Vision wurde 2001 eine neue Instanz gegründet: ACARE (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe).



Bild 2.6.2.2 Quellen der Lärmbelastung (Hautau 2003)

Ein häufig in der Literatur erwähnter Ansatz zur Lärmreduzierung ist das Verkleinern des Noise-Footprint durch „Continuous Decreasing“ (Bild 2.6.2.3).

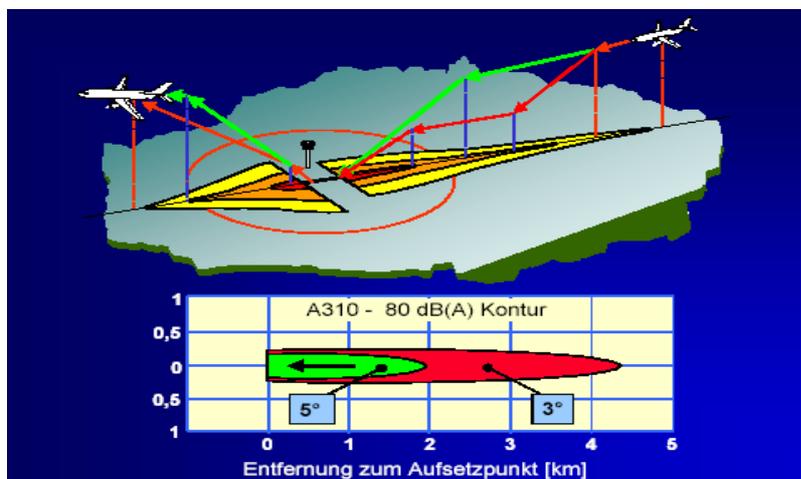


Bild 2.6.2.3 Noise Footprint (Airbus 2000)

Eine Verringerung des ständigen Flughafenlärms wäre durch den Einsatz einer Alternativlösung für die APU (Auxiliary Power Unit) gegeben. Die APU versorgt die Turbinen mit Druckluft zum Starten und treibt Generatoren an, um die Stromversorgung, für z.B. Klimasysteme, am Boden zu sichern. Eine laufende APU erzeugt im Durchschnitt 80 bis 90 dB(A) im Umkreis von 20 Metern (Airbus 2000). Als Ersatz käme ein Brennstoffzellensystem in Frage, welches keine Lärmemissionen verursacht.

2.6.3 Richtlinien der Flughäfen

Die Flaschenhalse der Entwicklung des Luftverkehrs sind bereits heute die Flughäfen und die Luftraumüberwachung. Soll in 20 Jahren die doppelte Zahl von Flugzeugen und Passagieren abgefertigt werden, dann wächst der Druck auf diese Bereiche dramatisch. Und selbst größere Flugzeuge für 500 und mehr Passagiere, wie der A380, werden die Lage nur unwesentlich entspannen können.

Bestehende Flughäfen zu erweitern, ist heute ein politisch schwieriges Geschäft, wie Düsseldorf, Frankfurt aber auch Amsterdam oder Heathrow zeigen wo Erweiterungen am Widerspruch von Umweltgruppen und Anliegern zu scheitern drohte.

Auch das Auslagern von Flughäfen auf die grüne Wiese ist kein Erfolgsgarant. Der neue Mailänder Flughafen Malpensa hat mit vielen Verspätungen und mit unzufriedenen Passagieren zu kämpfen.

Der Trend geht zu Großflughäfen, die als Drehkreuze den interkontinentalen Flugverkehr bewältigen sollen. Die Überlastung konzentriert sich auf die großen Verkehrsknotenpunkte mit entsprechenden Auswirkungen in Bezug auf Lärmbelästigung und Flugverkehrsmanagement. Mehr als die Hälfte der 50 größten europäischen Flughäfen hat die Kapazitätsgrenze am Boden bereits erreicht oder steht kurz davor.

Eine Möglichkeit, dem wachsenden Verkehr zu bewerkstelligen, ist die Flugzeuge in der Luft enger zu staffeln und die Anzahl der Starts und Landungen pro Stunde zu erhöhen.

Für eine engere Staffelung der Flugzeuge in der Luft ist die Voraussetzung, dass diese sicher wissen, wo sie sich befinden und wer in ihrer Nähe fliegt. Diese Information vom Boden aus zu liefern, ist aber nur begrenzt möglich.

Eine einheitliche europäische Luftüberwachung und auch das kommende Navigationssystem Galileo könnten dabei eine entscheidende Rolle spielen.

Ein Worst-Case Szenario von Boeing sieht im Jahr 2015, falls weltweit in der Luftüberwachung nichts getan wird, ein großes Verkehrsflugzeug pro Woche abstürzen.

Durch die steigenden lokalen Umweltbelastungen geraten Flughäfen zunehmend unter Druck der Anwohner. Es ist in Zukunft mit einer großen Anzahl von flughafenspezifischen Richtlinien zu rechnen. Die Erhebung von lärmabhängigen und schadstoffbezogenen Landengebühren werden von den Flughäfen stärker in Betracht gezogen. Schweden und die Schweiz haben bereits heute Gebühren erhoben, die sich nach den Emissionen von NO_x und Kohlenwasserstoffen richten. Ebenso durch höhere Gebühren für Starts und Landungen in den Nachtstunden können marktwirtschaftliche Anreize zur Verlagerung nächtlicher Transporte auf andere Zeiten geschaffen werden. Eine Kontingentierung von emissionsstarken Flugzeugen, wie es die QC-Richtlinien am Airport Heathrow und Madrid vorsehen, bedeutet, dass ältere, lautere Flugzeuge nur in einer bestimmten Anzahl pro Tag bzw. Nacht landen dürfen. Diese Art von Richtlinien ist in Zukunft nicht nur von den Flughäfen, sondern auch von den lokalen Behörden zu erwarten. Eine Konsequenz dieser Richtlinien ist eine Steigerung der DOC (Direct Operating Costs), insbesondere für konventionelle ältere Flieger.

2.7 Chancen für die Luftfahrtindustrie

Die Luftfahrtindustrie hat in der Vergangenheit viele Vorteile für die Gesellschaft auf sozialer und ökonomischer Basis gebracht. Die relative Bezahlbarkeit und die Geschwindigkeit der heutigen Luftfahrt hat den internationalen Reiseverkehr für viele Menschen ermöglicht, denen es vor einigen Jahrzehnten noch aus finanziellen und zeitlichen Aspekten verschlossen blieb.

Obwohl der Anteil der globalen Bevölkerung, welche das Flugzeug als Transportmittel nutzen, immer noch gering ist, sind die Auswirkungen weltweit zu tragen. Klimaveränderungen betreffen jeden und die daraus resultierenden Konsequenzen richten großen Schaden an.

Das Bewusstsein innerhalb der Gesellschaft an einem verantwortlichen Umgang mit der Umwelt gewinnt an zunehmender Bedeutung. Alternative Stromerzeugung durch Erneuerbare Energien ist ein stark wachsender Markt, der von der Politik gefördert wird.

Für die Luftfahrtindustrie bietet sich nun die Möglichkeit in umweltfreundliche Systeme, wie z. B. Brennstoffzellensysteme, zu investieren.

Trotz aller guten Absichten kann sich die Industrie nicht darauf verlassen, dass ihre Kunden „nur“ für umweltfreundliche Produkte einen höheren Preis zahlen. In der Regel ist das Preis/Leistungsverhältnis entscheidend für den Erfolg eines Produktes.

An dieser Stelle gilt es mehrere Aspekte zugleich mit unterschiedlichen Prioritäten zu betrachten und abzuwägen.

1. Preis/Leistungsverhältnis - Kurzfristig
2. Wettbewerbsvorteil - Mittelfristig
3. Von Trends oder Erwartungen gesteuert – Langfristig

Selbstverständlich haben es Produkte die alle drei Kriterien erfüllen am leichtesten. „Pionier-Produkte“, die einen Markt „auskundschaften“ oder Marktentwicklung beeinflussen, werden das Kriterium 1 nicht erfüllen können.

In der Raumfahrt ist der Einsatz von Wasserstoff alltäglich und von den Automobilbauern ist Wasserstoff bereits heute als Kraftstoff der Zukunft ausgewählt worden. Der Zeithorizont liegt bei 2010 bis 2015 für die ersten am Markt frei verfügbaren Automobile. Hilfen hierfür sind politische Initiativen, die den zur Zeit herrschenden Preisnachteil gegenüber herkömmlichen Antrieben aufheben sollen. Laut BMW 2002 kostet der Liter Flüssiger Wasserstoff, hergestellt aus Windenergie, 1,60 €.

Bis zur vollständigen Umstellung auf H₂ als Automobilkraftstoff sollen Bio-Diesel, Sun-Fuel, Synfuel und Erdgas die Rolle der Zwischenlösung übernehmen.

Durch Wasserstoff versorgte Powersysteme für den mobilen Bereich, wie Mobiltelefone, Laptops etc., werden in ca. zwei Jahren erwartet. Die Motivation geht von der unübertroffenen Energiedichte dieser Systeme gegenüber Batterien aus. Dieser Aspekt ist für die Anwendung dieser Technologie in der Raumfahrt identisch.

Für die Luftfahrt könnte sich eine mögliche Chance dieser Technologie öffnen, die mehrere Kriterien unter sich vereint.

1. Preis/Leistungsverhältnis – als Zielvorgabe um die Marktakzeptanz zu gewinnen,
2. Mögliche Perspektive für Airbus durch Beobachtung der Reaktion am Markt,
3. Vorteil gegenüber der Konkurrenz durch Absicherung entsprechender Patente.

Die Ergebnisse dieser Diplomarbeit ist eine Alternative zu konventionellen Systemen, die durch Wasserstoffsysteme ersetzt werden können. Der langfristige Aspekt eines Wasserstoff Power-systems könnte einen Beitrag zur Vorbereitung einer Wasserstoff Infrastruktur liefern.

3 Einführung in die Brennstoffzelle

3.1 Geschichte

Die Brennstoffzelle ist ein Energieumwandler, der chemische Energie direkt in elektrische Energie und Wärme umwandelt, ohne dass eine Verbrennung stattfindet.

Bereits 1839 wurde das Prinzip der Brennstoffzelle von dem Juristen und Physiker Sir William Robert Grove (1811-1896) entdeckt. Er wandelte chemische Energie in elektrische Energie um, indem er zwei Platin-Elektroden, die jeweils von einem Glaszylinder umschlossen waren, in verdünnte Schwefelsäure eintauchte. In einem Glaszylinder befand sich Wasserstoff, in dem anderen Sauerstoff. Somit stellte er eine elektrische Verbindung her.

Da die Spannung, die er an den Elektroden abgreifen konnte sehr gering war ($<1\text{ V}$), schaltete er mehrere Zellen in Reihe zusammen (Bild 3.1.1).

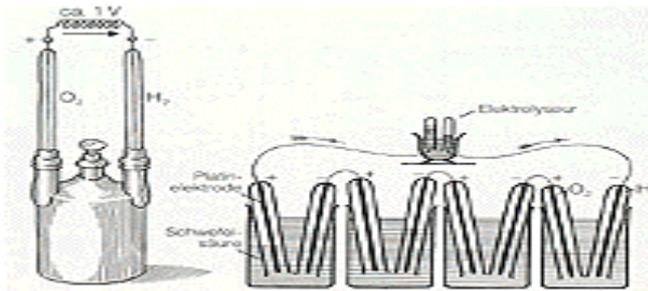


Bild 3.1.1 Brennstoffzelle von Grove (Hea 2003)

1866 entwickelte Werner von Siemens das elektrodynamische Prinzip.

Die Markteinführung der Verbrennungsmotoren und der Gasturbine führten dazu, dass das Interesse der Wirtschaft an der kostenintensiven elektrochemischen Energiewandlung - trotz der bereits damals erkannten potenziellen Vorteile - gering war.

Die Nutzung der Brennstoffzelle wurde jedoch erst ab Mitte des 20. Jahrhunderts wieder interessant, da immer leistungsfähigere Energiequellen benötigt wurden.

Auf Grund des hohen elektrischen Wirkungsgrades und der hohen Energiedichte wurde diese Technologie insbesondere für Bereiche interessant, in denen hohe Investitionskosten von nebensächlicher Bedeutung waren. Der erste praktische Einsatz einer alkalischen Brennstoffzelle erfolgte in der Raumfahrt 1963 im Apollo-Programm.

3.2 Aufbau und Funktionsprinzip

Aufbau und Funktion einer Brennstoffzelle sollen zunächst anhand einer PEM-Brennstoffzelle erklärt werden.

Die Brennstoffzelle besteht aus drei Teilen:

- Anode,
- Kathode,
- Elektrolyt.

Im Betrieb wird der Wasserstoff an der Anode vorbeigeführt, an der das Wasserstoffmolekül unter Abgabe von Elektronen in zwei positiv geladene Wasserstoffionen gespalten wird. Dadurch entstehen Wasserstoffionen, die durch den Elektrolyten zur Kathode wandern und dort mit dem Sauerstoff zu Wasser oxidieren.

Da der Elektrolyt aber elektrisch nichtleitend ist, müssen die Elektronen einen anderen Weg gehen. Wird die Anode mit der Kathode elektrisch leitend verbunden, so fließen die Elektronen durch diesen Leiter und erzeugen elektrischen Gleichstrom.

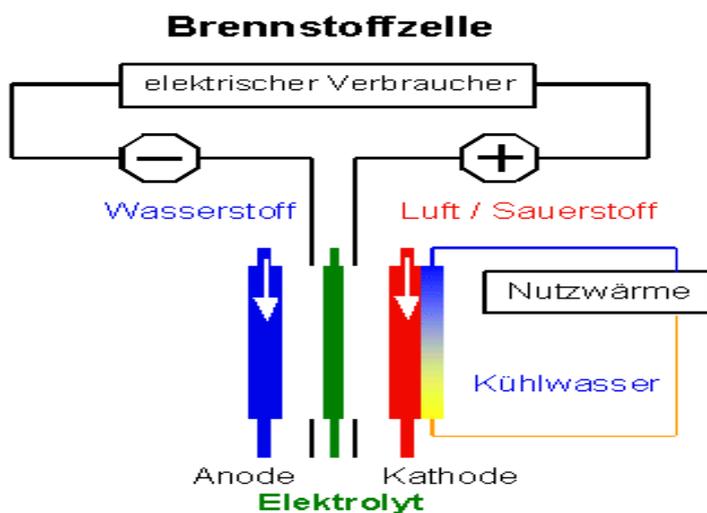


Bild 3.2.1 Aufbau und Funktionsprinzip einer Brennstoffzelle (energytech 2003)

An die Anode wird Wasserstoff transportiert, von dem ein Teil wie folgt reagiert:



Die Elektronen (e^-) fließen über den geschlossenen Stromkreis zur Kathode und verrichten dabei elektrische Arbeit. Die Protonen (H^+) wandern durch den Elektrolyten zur Kathode.

An der Kathode wird der Sauerstoff nach folgender Gleichung umgesetzt:



In einer dritten Teilreaktion verbinden sich die Sauerstoff-Ionen mit den Protonen zum Reaktionsprodukt Wasser:



Als Bruttoreaktion ergibt sich folgende Reaktion:



Von der Kathode wird der nicht umgesetzte Sauerstoff und der Wasserdampf abgeleitet. Der an der Anode nicht umgesetzte Wasserstoff kann in die Brennstoffzelle zurückgeführt werden.

3.3 Wirkungsgrad

Die konventionelle Umwandlung der chemischen Energie eines Brennstoffs in Elektrizität basiert derzeit auf dem Prinzip der indirekten Energieumwandlung. Es muss zunächst Wärme produziert werden, die dann in mechanische und schließlich in elektrische Energie umgesetzt wird (Bild 3.3.1).

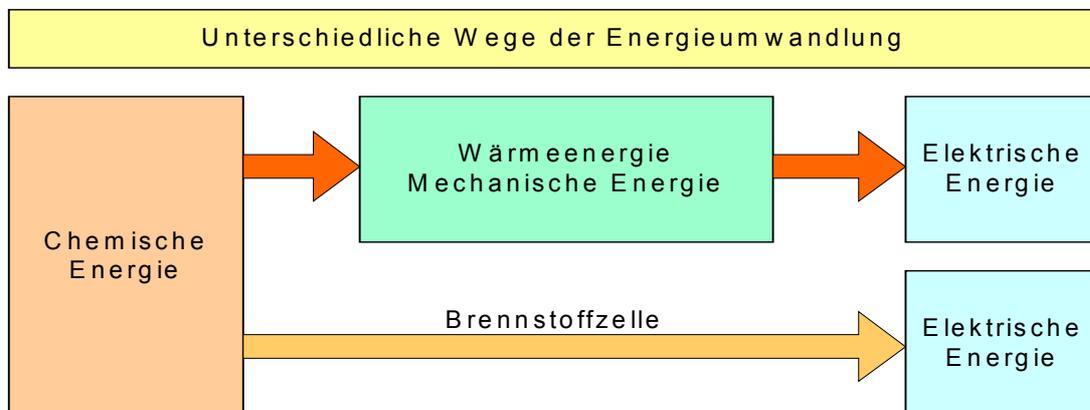


Bild 3.3.1 Die indirekte Energieumwandlung

Dabei wird der theoretische energetische Wirkungsgrad durch einen Gesamtprozess bestimmt, der durch den Carnot-Faktor gekennzeichnet wird:

$$\eta_{\max}^c = \frac{\text{abgegebene Arbeit}}{\text{eingebrachte Wärmenergie}} = \frac{T_1 - T_2}{T_1} \cdot 100\% \quad (3.3.1)$$

Die Eintrittstemperatur T_1 des Arbeitsmediums ist höher als die Austrittstemperatur T_2 , wobei deren Differenz der Abweichung des Wertes von der Maximalgröße 1 (100 %) entspricht. Der

Carnot-Wirkungsgrad ist für alle Energiekonvertoren charakteristisch, die wie Dampfturbine und Verbrennungsmotor arbeiten. Die Energieausbeute in einem realen System ist immer niedriger als der entsprechende Carnot-Faktor angibt, dieser liegt in den meisten Fällen zwischen 30 und 40 %. Bei den hochentwickelten GuD-Anlagen liegt der Wert zwischen 55 % bis 60 %, diese sind allerdings nur in einem sehr großen Leistungsbereich zugänglich und kommen beispielsweise für kleinere oder mobile Anlagen nicht in Frage. Die Ursache für die Herabsetzung des energetischen Wirkungsgrades sind hier die Energieverluste bei den unterschiedlichen Schritten des Konversionsprozesses. In Konkurrenz zu der bisher üblichen thermomechanischen Energieumwandlung steht die Brennstoffzelle.

Ähnlich wie Batterien produzieren Brennstoffzellen Gleichstrom. Eine Batterie beziehungsweise ein Akkumulator verbraucht zur Elektrizitätsherstellung einen chemischen Stoff, der in dem Zellenblock selbst enthalten ist. Bei den Brennstoffzellen dagegen werden die Brennstoffe dem Zellenblock kontinuierlich zugeführt, ähnlich wie einem Verbrennungsmotor. Der energetische Umsetzungsgrad in einer Brennstoffzelle ist durch die Beziehung

$$\eta^c = \frac{\text{abgegebene Arbeit}}{\Delta H} \cdot 100\% \quad (3.3.2)$$

gegeben. Der Wert ΔH stellt die entsprechende Enthalpieänderung der Verbrennungsreaktion dar. Allerdings im Unterschied zur normalen thermischen Verbrennung, bei der die gesamte Reaktionsenthalpie ΔH in Wärme umgesetzt wird, erfolgt in der Brennstoffzelle die direkte Umsetzung des energetischen Anteils ΔG (freie Reaktionsenthalpie) in Elektrizität, d.h. der maximale theoretische Wirkungsgrad η_{\max}^{BZ} ist durch die Formel

$$\eta_{\max}^{BZ} = \frac{\Delta G_T}{\Delta H^0} \cdot 100(\%) \quad (3.3.3)$$

definiert, wobei ΔG_T der Wert der freien Reaktionsenthalpie bei der Zellarbeitstemperatur T_Z und H^0 der Standardwert der Reaktionsenthalpie ist. Zwischen ΔG und ΔH gilt die bekannte Beziehung:

$$\Delta G = \Delta H - T\Delta S \quad (3.3.4)$$

Hieraus ergibt sich der Wirkungsgrad der Brennstoffzelle als

$$\eta_{\max}^{BZ} = \frac{\Delta H - T\Delta S}{\Delta H} \cdot 100(\%) \quad (3.3.5)$$

$$\eta_{\max}^{BZ} = 1 - \frac{T\Delta S}{\Delta H} \cdot 100(\%) \quad (3.3.6)$$

Der Wirkungsgrad kann je nach Vorzeichen der Reaktionsentropie ΔS von 100 % abweichen. Ist ΔS größer 100 % wird der Umgebung Wärme entzogen. Die Brennstoffzelle liefert unmittelbar elektrischen Strom mit der theoretischen Gleichspannung (E_{rev}).

$$E_{rev} = \frac{-\Delta G}{nF} \quad (3.3.7)$$

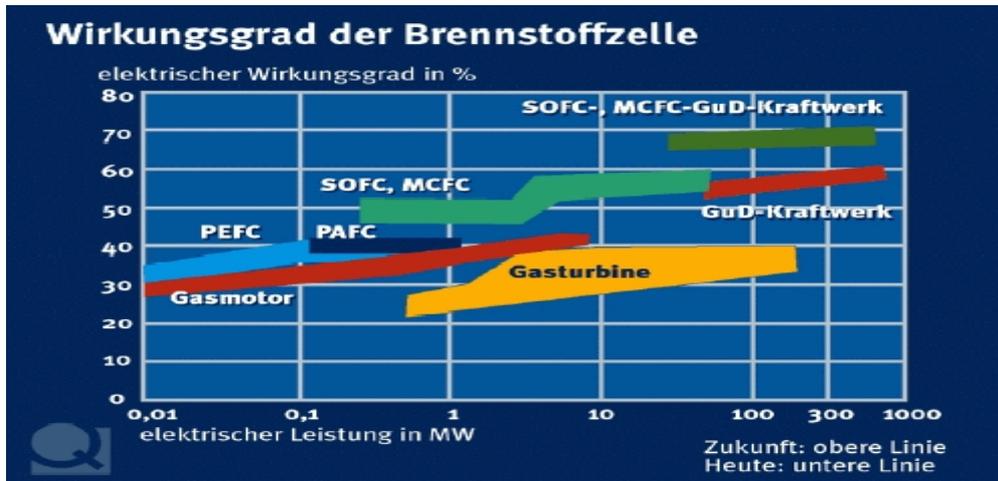


Bild 3.3.2 Wirkungsgrad der Brennstoffzellen

Brennstoffzellen weisen auch bei Teillast ein positives Verhalten auf. Anders als bei konventionellen Anlagen bleibt der Wirkungsgrad konstant. Hieraus resultieren Vorteile für Anlagen, die häufig im Teillastbereich eingesetzt werden (z.B. Kraftfahrzeuge im Stadtgebiet).

Die Teillastwirkungsgrade sind in Bild 3.3.4 dargestellt.

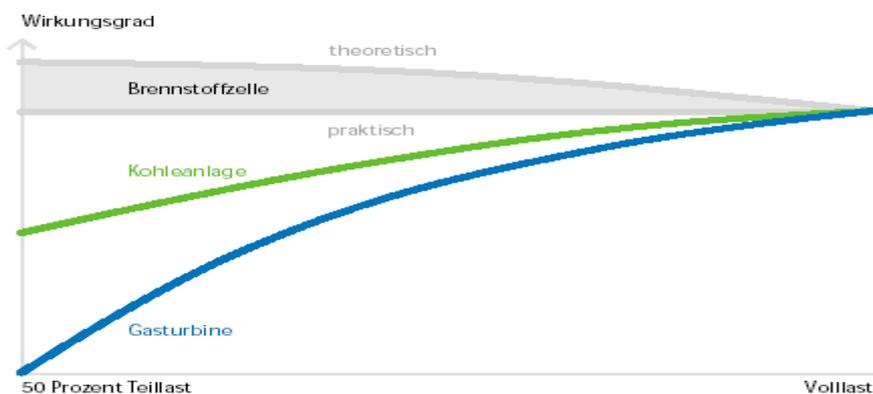


Bild 3.3.3 Teillastwirkungsgrade von Brennstoffzellen

Ein wichtiges Kriterium ist das Teillastverhalten der Brennstoffzelle. Vergleicht man den elektrischen Wirkungsgrad von Gasturbinen und Brennstoffzellen als Funktion der Last ergibt sich für die Brennstoffzelle ein Vorteil. In dem anwendungstechnisch relevanten Bereich zwischen 50 und 100% Vollast weisen Brennstoffzellen ein exzellentes Teillastverhalten auf. Der elektrische Wirkungsgrad ist in diesem Bereich praktisch konstant. Auch das dynamische Verhalten ist in diesem Bereich sehr gut so sind Lastwechsel binnen weniger Sekunden realisierbar.

3.4 Brennstoffzellentypen

Brennstoffzellen lassen sich auf mehrere Arten einteilen. Eine gängige Klassifizierung hängt von der Höhe der Prozesstemperatur ab, wobei in Nieder- und Hochtemperatur-Brennstoffzellen unterschieden wird. Die Tabelle 3.4.1 zeigt in übersichtlicher Form die verschiedenen Eigenschaften der verschiedenen Brennstoffzellentypen.

Nach dem heutigem Entwicklungsstand werden fünf Brennstoffzellentypen unterschieden.

Tabelle 3.4.1 Überblick über die Brennstoffzellentypen (Gerl 2003)

	Niedertemperatur Brennstoffzelle			Hochtemperatur Brennstoffzelle	
	AFC	PEMFC	PAFC	MCFC	SOFC
Elektrolyt	Wässrige KOH- Lösung	Polymer- membran	Phosphor- säure in einer Matrix	Karbonat- schmelze In Matrix	Keramischer Festkörper
Arbeitstemperatur	70 - 80 °C	60 – 80 °C	180 – 220 °C	600 – 650 °C	850 – 1000 °C
Wirkungsgrad	55 – 60 %	30 – 60 %	35 - 40 %	50 - 60 %	50 – 65 %
Reaktionsgase	H ₂ + O ₂	H ₂ + Luftsau- erstoff	H ₂ (reformiert aus Erdgas) + Luftsauerstoff	H ₂ (interne Re- formierung v. Erdgas) + Luftsauerstoff	H ₂ (interne Reformierung v. Erdgas) + Luftsauerstoff
Einsatzgebiete	Raumfahrt	Verkehr Kleinkraft- werke	Heizk- kraftwerke	Kraftwerke, Heizkraft- werke	Kraftwerke, Heizkraft- werke

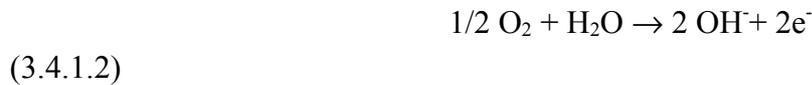
3.4.1 Die alkalische Brennstoffzelle (AFC)

Die alkalische Brennstoffzelle ist eine Niedertemperaturbrennstoffzelle mit Betriebstemperaturen von 20 bis 90 °C. Als Elektrolyt wird eine wässrige Kalilauge (KOH; 3 % bis 50 % Gewichtsanteil) durch die Zelle gepumpt. Die AFC erzielt Wirkungsgrade von 60 % bis 70 %. Die Reduktion des Sauerstoffs in alkalischen Elektrolyten läuft schneller ab als in sauren Elektrolyten. Die Kalilauge reagiert empfindlich auf CO₂-haltige Luft, so dass als Oxidant reiner Sauerstoff und als Brenngas reiner Wasserstoff verwendet werden muss. Andernfalls würde der Elektrolyt zersetzt werden ($2 \text{ KOH} + \text{CO}_2 \rightarrow \text{K}_2\text{CO}_3 + \text{H}_2\text{O}$), und das entstehende Kaliumkarbonat würde die Poren der Gasdiffusionselektroden verstopfen. Die beiden Teilreaktionen der AFC lauten:

Anode



Kathode



Als Reaktionsprodukt entsteht Wasser, das aus der Zelle entfernt wird. An der Anode werden Nickel oder Platin-Palladium und an der Kathode werden Silber oder Platin-Gold-Legierungen als Katalysatoren verwendet. Zur Stromableitung wird reines Nickel verwendet, der Zellrahmen besteht aus einfachem Kunststoff. Die alkalische Brennstoffzelle wurde in den 50er und 60er Jahren zur technischen Reife entwickelt und z.B. im Apollo Raumfahrtprogramm der NASA eingesetzt.

3.4.2 Die phosphorsaure Brennstoffzelle (PAFC)

Diese Brennstoffzelle arbeitet bei ca. 200 °C und hat einen Wirkungsgrad von 55 %, in einem kompletten Erdgassystem liegt der Wirkungsgrad bei 40 %. Die Phosphorsäure-Brennstoffzelle verwendet als Elektrolyt konzentrierte, nahezu wasserfreie Phosphorsäure (H₃PO₄). Da diese nicht mit CO₂ reagiert, lassen sich auch Kohlenwasserstoffe als Brenngas und Luft auf der Kathodenseite verwenden, jedoch muss in diesem Fall auch eine Entschwefelungsstufe vorgeschaltet werden. Ein Wärmetauscher ist zur Wärmerückgewinnung und ein Reformier zur CO-Reinigung nötig. Die Toleranz gegenüber Kohlenmonoxid ist größer als bei der PEM-Brennstoffzelle. Auf den Elektroden, einem Gewebe aus Kunststofffasern, werden die Katalysatoren aus Platin oder Gold aufgetragen. Die Phosphorsäure wird nicht durch die Zelle gepumpt, sie ist in einem porösen Kunststoffvlies aufgesaugt, das die beiden Elektroden verbindet. Die ablaufenden Reaktionen sind identisch mit denen der PEMFC:

Anode



Kathode



Die PAFC ist von allen Brennstoffzellen am weitesten entwickelt, auch wenn an der Wirtschaftlichkeit noch gearbeitet werden muss.

3.4.3 Die Schmelzkarbonat-Brennstoffzelle (MCFC)

In der MCFC fungieren schmelzflüssige Karbonate (meist Alkalikarbonate wie z.B. Li_2CO_3 oder K_2CO_3) als Elektrolyt. Dieser wird in einer keramischen Matrix aus LiAlO_2 fixiert. Bei der Schmelzkarbonat-Brennstoffzelle liegt die Betriebstemperatur bei ca. $650\text{ }^\circ\text{C}$. Die Auswahl an Brennstoffen ist gegenüber der PAFC nochmals erweitert: Neben reinem Wasserstoff können auch reformierte kohlestämmige Gase verwendet werden. Das besondere an der MCFC ist die Integration von CO_2 in die Reaktion:

Anode



Kathode



Um den Kreislauf von Karbonationen, die hier als Ladungsträger fungieren, zu erhalten, muss CO_2 -haltiges Anodenabgas ins Kathodeneintrittsgas beigemischt werden. Wegen der Temperatur ist der Wirkungsgrad mit 60-65 % höher als bei der PAFC und es sind auch keine teuren Platinkatalysatoren nötig. Bei Erdgasbetrieb liegt der Wirkungsgrad des Gesamtsystems bei 55 % bis 60 %, in Kombination mit einer Dampfturbine bei 60 % bis 65 %. Die Elektroden bestehen aus Nickel, das bei dem Betrieb der Zelle zu Nickeloxid wird. An der Kathode werden Ni^{2+} -Ionen abgegeben, die sich im Elektrolyten lösen und im Bereich der Anode zu metallischem Nickel reduziert werden. Ein anderes Problem stellt die hochkorrosive Karbonatschmelze dar, die viele Werkstoffe angreift. Die MCFC wird hauptsächlich zur stationären Stromerzeugung entwickelt. Das Leistungsspektrum reicht von Blockheizkraftwerken mit einigen hundert kW bis hin zum Großkraftwerk im MW-Bereich.

3.4.4 Die oxidkeramische Brennstoffzelle (SOFC)

In der SOFC wird eine gasdichte keramische Festelektrolyten, z.B. yttriumstabilisiertes Zirkonoxid ($\text{ZrO}_2/\text{Y}_2\text{O}_3$), verwendet. Eine Betriebstemperatur von 800 bis $1000\text{ }^\circ\text{C}$ ist für die ausreichende Leitfähigkeit von Sauerstoffionen (O_2^-) durch den Elektrolyten erforderlich. Ähnlich der MCFC reduziert sich der thermodynamisch theoretisch erreichbare Wirkungsgrad durch die hohen Temperaturen. Dieser Effekt wird jedoch durch erhöhte Reaktionsgeschwindigkeiten kompensiert, die im Endeffekt zu einem höheren Netto-Wirkungsgrad führen. Durch die hohe Betriebstemperatur können auch CO -haltige Gasgemische aus interner Reformierung eingesetzt werden (Erd-, Kohle- und Biogas). Als Elektrodenmaterial fungieren auch hier Nickel und leitende Oxide in Form poröser Gasdiffusionselektroden. Es werden zwei Typen von SOFC unterschieden, das Planarkonzept, von u.a. der Firma Sulzer erforscht, und das Röhrenkonzept, welches z.B. von Siemens/Westinghouse erforscht wird. Die Leistungen liegen im

MW-Bereich bei Kraftwerken und im kW-Bereich bei Kleinanlagen. Der Vorteil der SOFC ist ein hoher Wirkungsgrad, insbesondere in Kombination mit GuD-Turbinen.

Als Nachteile sind folgende Kriterien zu nennen:

- hohe Betriebstemperaturen (daher keine großen Elektrodenflächen bzw. Rohrdurchmesser realisierbar),
- Materialien und Korrosionsprobleme,
- thermische Ausdehnung,
- lange Aufheizvorgänge
- geringe Zyklenfestigkeit.

Auch stellen die keramischen Elektrodenmaterialien einen hohen Anspruch hinsichtlich der Verarbeitungstechnologie dar. Insgesamt ist der konstruktive Aufwand hoch.

Das Forschungsfeld der SOFC ist noch sehr jung. Forschungsaktivitäten finden jedoch bei diversen Firmen statt. Insbesondere die sog. Pressurized SOFC/GT-Systeme der Fa. Westinghouse ist ein aktuelles Entwicklungsthema. Dabei wird eine Gasturbine mit den Hochtemperatur-Abgasen einer druckaufgeladenen Brennstoffzelle beaufschlagt, was in elektrischen Wirkungsgraden von bis zu 75 % bei Erdgasbetrieb resultieren kann.

Hinsichtlich der Kostenreduzierung wird an einer Verringerung der Betriebstemperatur gearbeitet. Weitere Entwicklungsziele sind kürzere Startzeiten, eine höhere Energiedichte, Standzeiten von über 8.000 Stunden/Jahr und ein elektrischer Wirkungsgrad von bis zu 75 % in Kombination der SOFC mit nachgeschalteten Wärmekraftmaschinen.

3.4.5 Die Protonenelektrolytmembran-Brennstoffzelle (PEMFC)

Das Bild 3.4.5.1 zeigt den schematischen Aufbau einer einzelnen PEM-Brennstoffzelle. Die Membran ist eine dünne Folie (30 bis 170 μm), auf der auf beiden Seiten Elektroden mit einem Katalysator aufgebracht sind. Als Katalysator dienen fein verteilte Edelmetalle auf einer Graphitschicht, meist Platin auf der Kathodenseite und Platin/Rubidium auf der Anodenseite. Die Katalysatorbelegung ist kleiner als $0,5 \text{ mg/cm}^2$. Die Membran mit den Elektroden wird als Elektrode-Membran-Einheit (EME) oder MEA (membrane electrode assembly) bezeichnet.

Auf beiden Seiten der MEA wird eine Gasdiffusionslage angepresst. Deren Aufgabe ist die möglichst optimale Verteilung und Heranführung der beiden Reaktionsgase auf die gesamte aktive Elektrodenfläche. Die Gasdiffusionsschicht muss dazu gasdurchlässig sein und den elektrischen Strom von den Elektroden ableiten können.

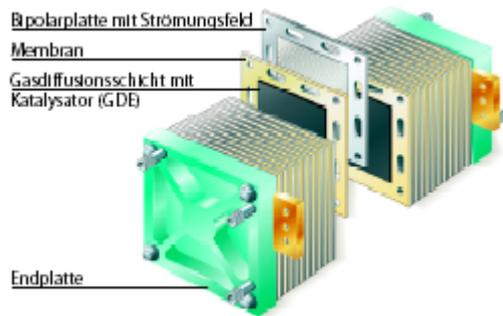


Bild 3.4.5.1 Aufbau eines Pem-Brennstoffzellenstacks

Mehr oder weniger komplizierte Kanalstrukturen in den so genannten Bipolarplatten realisieren die flächige Gaszuführung an die Gasdiffusionsschicht. Die Bezeichnung Bipolarplatte macht deutlich, dass auf den gegenüberliegenden Flächen eine umgekehrte Spannung anliegt. In der Anordnung mehrerer Einzelzellen wird dies deutlicher. Die aus den Bipolarplatten herausgearbeiteten Kanalstrukturen werden als "Flowfield" bezeichnet.

Die von einer Zelle erzeugte Spannung beträgt je nach angeschlossener Last zwischen 0,3 und 0,9 V. Durch die Serienschaltung mehrerer Einzelzellen zu einem so genannten Stack (Stapel) kann diese Spannung auf einen vernünftigen Wert erhöht werden. Für eine nutzbare Spannung von 12 V wird beispielsweise mit einem Nennarbeitspunkt bei $U_{EZ} = 0,5 \text{ V}$ einen Stack mit 24 Zellen gearbeitet.

Da die Spannung einer Einzelzelle gering ist, werden viele Einzelzellen zu einem Brennstoffzellen-Stapel oder zu einem Stack zusammengebaut. Durch die elektrische Serienschaltung vervielfacht sich die Stackspannung entsprechend der Anzahl der Einzelzellen.

Die Einzelzellen stehen jeweils durch eine gemeinsame Bipolarplatte miteinander in elektrischem Kontakt. Die Bipolarplatte führt auf der einen Seite das Brenngas und auf der anderen Seite Luft oder Sauerstoff zu den jeweiligen Elektroden. Der Name Bipolarplatte kommt durch die an beiden Seiten anliegende Spannung mit unterschiedlichem Vorzeichen: Minuspol an der Anodenseite (Wasserstoff) und Pluspol an der Kathodenseite (Sauerstoff). Die Summe der einzelnen Zellspannungen wird als Stackspannung bezeichnet. Diese wird durch Stromabnehmer von den beiden Endplatten abgeführt.

Eine Brennstoffzelle wird durch Kennlinien charakterisiert. Diese geben die Spannung U , den elektrischen Wirkungsgrad und die Leistung P einer Zelle in Abhängigkeit der Stromdichte i an. Mit zunehmender Stromdichte nimmt die Zellspannung und der Wirkungsgrad ab. Die Leistung erreicht irgendwo ein Maximum. Das Ziel ist eine möglichst flach verlaufende U - i -Kennlinie, damit auch bei großer Last (hohe Stromdichte) noch eine hohe Spannung, ein guter Wirkungsgrad und brauchbare Leistungen möglich sind.



Bild 3.4.5.2 Typische U-I-Kennlinie einer Brennstoffzelle

Es gibt viele Parameter, die die Kennlinien und damit die Charakteristik einer Brennstoffzelle verändern.

Es gibt inzwischen mehrere Firmen, die Membranen für PEM-Brennstoffzellen herstellen. Allerdings ist die Entwicklung noch nicht abgeschlossen und es gibt sehr große Unterschiede in Bezug auf Haltbarkeit, mechanische Stabilität, Stromdichte etc. bei den einzelnen Membranen. Die Katalysatorbelegung ist in den letzten Jahren stark gesunken und liegt zur Zeit im Bereich von weniger als $0,5 \text{ mg Edelmetall pro cm}^2$. Dennoch ist auch die Entwicklung der Katalysatormaterialien noch nicht am Ende angelangt.

Das Flowfield in den Bipolarplatten hat einen erheblichen Einfluss auf die Leistung der Brennstoffzelle. Die Reaktionsgase sollen möglichst an jeder Stelle und gleichmäßig an der Membran in ausreichendem Maß zur Verfügung stehen.

Das Wassermanagement spielt bei aktuellen Membranen eine entscheidende Rolle. Die Protonenleitfähigkeit der Membran und damit die Leistung des Stacks steigt proportional zum Wassergehalt der Membran. Deshalb muss die Membran feucht gehalten werden, (sie darf nicht austrocknen). Der Wassergehalt der Membran kann zum Beispiel über die Befeuchtung der Reaktionsgase erhöht werden. Andererseits darf die Zelle nicht zu feucht werden. Es besteht die Gefahr, dass sich die Kanäle in der Gasdiffusionsanlage mit Wasser zusetzen und damit der Gastransport nicht gewährleistet ist.

Die Art und Reinheit der Reaktionsgase spielen eine große Rolle. Die PEMFC ist sehr empfindlich gegenüber Verunreinigungen des Wasserstoffs, vor allem im Bezug auf gasförmige Schwefelverbindungen und Kohlenmonoxid (CO). Auch wenn eine Brennstoffzelle mit Luft anstatt reinem Sauerstoff betrieben wird, führt dies zu Leistungseinbußen (geringer Sauerstoff-Partialdruck). Ebenso hat ein erhöhter Druck der Reaktionsgase einen großen Einfluss auf die Leistung.

3.5 Einsatz

3.5.1 Vor-und Nachteile

Zusammenfassend werden noch einmal die Vor-und Nachteile von Brennstoffzellen aufgelistet:

Tabelle 3.5.1.1 Vor-und Nachteile von Brennstoffzellen

Vorteile	Nachteile
<ul style="list-style-type: none"> • Hoher elektrischer und thermischer Wirkungsgrad • gutes Teillastverhalten • äußerst geringe Schadstoffemissionen • lange Betriebsperioden zwischen auftretenden Störfällen • keine rotierenden Teile in den Hauptaggregaten und geringe Schallemission (Lüfter und Pumpen) 	<ul style="list-style-type: none"> • Zum Teil noch zu niedrige bzw. unsichere tatsächliche Lebensdauer • mit der Lebensdauer abnehmender Wirkungsgrad (Degradation) • hohe spezifische Investitionskosten • geringer Entwicklungsstand • noch zu geringe demonstrierte Verfügbarkeit und wenige Herstellerfirmen

3.5.2 Anwendungsfelder

Die Brennstoffzellentechnologie weist eine attraktive Kombination von hoher Effizienz in der Brennstoffausnutzung und umweltfreundlicher Betriebsweise auf. Einige Brennstoffzellensysteme können in naher Zukunft eine greifbare und attraktive Alternative zur konventionellen Erzeugung elektrischer Energie und bei Fahrzeugantrieben darstellen.

Die Entwicklung von Brennstoffzellen wird international mit großem finanziellen Aufwand vorangetrieben, wobei derzeit der Einsatz der PEM-Brennstoffzelle für mobile Anwendungen im Mittelpunkt steht. Parallel hierzu werden weltweit von einer Vielzahl von Firmen Komponenten und Anlagen für den stationären Einsatz entwickelt. Neben der Brennstoffzelle selbst, die mit Wasserstoff betrieben wird, ist eine vorgeschaltete Brenngasaufbereitung notwendig, um den Wasserstoff aus den heute verfügbaren Brennstoffen zu erzeugen. Für den stationären Einsatz steht Erdgas im Mittelpunkt, da es von allen fossilen Brennstoffen den höchsten Wasserstoff- und den geringsten Kohlenstoffanteil besitzt.

Die Einsatzgebiete für Brennstoffzellen reichen vom Akkuersatz im Laptop oder Handy über die dezentrale Strom- und Wärmeerzeugung für Einfamilienhäuser, größere Gebäudekomplexe oder Industriebetriebe bis hin zum Einsatz in PKW und Bussen oder sogar in U-Booten und in der Raumfahrt. Je nach Anwendungsgebiet kommen dabei unterschiedliche Brennstoffzellenty-

pen zum Einsatz. Beginnend bei Arbeitstemperaturen von ca. 80 °C für die Membranbrennstoffzelle (PEMFC) wird ein weites Temperaturspektrum über 650 °C für die Schmelzkarbonat-Brennstoffzelle (MCFC) bis hin zu ca. 900 °C für die Oxidkeramische Brennstoffzelle (SOFC) abgedeckt.

Die Brennstoffzelle kann als eine klimaschonende Technik die Brücke zu einer regenerativen Energieversorgung der Zukunft bilden.

Zur Zeit laufen einige Projekte im stationären und im mobilen Bereich.

Einige dieser Projekte sind:

- **Kleinanlagen zur Hausenergieversorgung:** 18 Projekte, ca. 21 Mio Euro. Schwerpunkte liegen hier in der Entwicklung von PEM-Anlagen (Polymer Electrolyte Fuel Cells) und deren Fertigung für die Hausenergieversorgung, der Erprobung von Kleinanlagen in Feldtestversuchen und ihre Netzintegration ("virtuelles Kraftwerk") sowie der Erarbeitung von Grundlagen für die Normung.
- **Blockheizkraftwerke:** 9 Projekte, ca. 19 Mio Euro. Felduntersuchungen von BZ-Anlagen der Typen SOFC (Solid Oxide Fuel Cells) und MCFC (Melted Carbonate Fuel Cells) in den verschiedenen Einsatzbereichen.
- **Mobile Anwendung:** 10 Projekte, ca. 8 Mio. Euro. Schwerpunkte liegen hier bei Entwicklung und Einsatz von BZ-Stadtbussen sowie eines BZ-getriebenen Gabelstaplers.

Im Anhang A in der Tabelle A.2 werden diese Projekte näher beschrieben.

4 Praxis der Nutzung von Wasserstoff

4.1 Eigenschaften

Wasserstoff ist das häufigste Element im Weltall, er stellt über 90 % aller Atome und rund 3/4 der gesamten Erdmasse. Auf der Erde ist der größte Teil des Wasserstoffs in Wasser gebunden (H_2O), daher das chemische Symbol H für Hydrogenium ("Wasserbildner"). Atomarer Wasserstoff verbindet sich mit den meisten Elementen zu Hydriden. Ungebunden bildet er zweiatomige Moleküle (H_2) und ist ein farb- und geruchloses Gas.

Weitere physikalische und chemische Eigenschaften von Wasserstoff sind (Geitmann2003):

- ungiftig
- geruchlos
- geschmacksneutral
- unsichtbar
- flüssiger Wasserstoff = LH_2 (liquid hydrogen) siedet bei $T_S = -252,77 \text{ °C}$.
- Wasserstoff ist 15mal leichter als Luft
- Verdampfungswärme = $445,4 \text{ kJ/kg}$
- in Deutschland werden jährlich über 20 Milliarden m^3 Wasserstoffgas für chemische Prozesse verarbeitet

Kommt Wasserstoff mit Luftsauerstoff in Kontakt und wird die erforderliche Zündenergie zugeführt, so "verbrennt" er zu Wasser und gibt bis zu 90 % der Energie wieder ab, die vorher zur Spaltung des Wassers aufgebracht werden muss. Bei seiner Verbrennung entsteht, abgesehen von Wasser in Form von Wasserdampf, nur noch eine sehr kleine Menge Stickoxid durch die Reaktion mit Luftstickstoff. Es entstehen keine Kohlenwasserstoffe, keine Schwefeloxide, kein Kohlenmonoxid, nicht einmal Kohlendioxid (CO_2), welches bei jeder Verbrennung von fossilen Brennstoffen entsteht und im wesentlichen für den Treibhauseffekt verantwortlich ist. Aus einem Tank austretender flüssiger Wasserstoff erwärmt sich und verdampft durch seine hohe Wärmeleitfähigkeit.

Die Gefahr einer großflächigen Lachenbildung wie bei Benzin entsteht somit nicht. Aus den physikalischen und chemischen Eigenschaften des Wasserstoffs lässt sich für den Fahrzeugbetreiber bei sorgfältiger Handhabung und entsprechenden fahrzeugseitigen Maßnahmen kein höheres Gefahrenpotential als bei der Speicherung herkömmlicher Energieträger ableiten.

4.2 Herstellung

Insgesamt werden jährlich in Deutschland ungefähr 20 Mrd. m³ Wasserstoff erzeugt, weltweit sind es etwa 500 Mrd. m³. Dies entspricht sowohl bundesweit als auch weltweit einem Anteil von jeweils 1,5 % des Energiebedarfs. Rund 40 % des momentanen Bedarfs könnte gedeckt werden, indem der Wasserstoff verwendet wird, der in der Industrie als Nebenprodukt anfällt. Zum Teil bleibt dieser Anteil jedoch völlig ungenutzt.

Die Herstellung sowie die Aufbereitung von Wasserstoff benötigen relativ viel Energie. Momentan wird diese Energie noch hauptsächlich aus fossilen Energiequellen bezogen. Dies bedeutet jedoch, dass die natürlichen Ressourcen weiter dezimiert werden und zudem die Schadstoffbelastungen der Umwelt weiter steigen. Die eigentlichen Vorteile von Wasserstoff kommen somit nicht voll zum Tragen, weswegen möglichst zügig die erneuerbaren Energietechniken ausgebaut werden müssten.

4.2.1 Reformierung

Autotherme Reformer

Der autotherme Reformer ist aus einer Kombination der Dampfreformierung und der partiellen Oxidation hervorgegangen, wobei er seine benötigte Wärme selbst erzeugt. Durch eine präzise Dosierung der Luftmenge gelingt es bei diesem Verfahren, die ablaufenden Reaktionen so zu steuern, dass die bei der Verbrennung erzeugte Wärme genau der bei der Reformierung benötigten Wärme entspricht. Auf diese Weise kann die energetische Ausbeute wesentlich gesteigert werden. Gegenüber der Dampfreformierung und der partiellen Oxidation ermöglicht dieses Verfahren einen schnelleren Start und weist eine bessere Dynamik auf. Für großtechnische Anwendungen ist dies jedoch gar nicht notwendig. Die Arbeitstemperatur des autothermen Reformers liegt oberhalb der des Dampfreformers, so dass wesentlich mehr Stickstoffoxide. Wegen der damit verbundenen aufwendigen und notwendigen Nachreinigung hat sich dieses Verfahren noch nicht weit verbreitet.

Dampfreformer

Den größten Anteil unter den verschiedenen Herstellungsverfahren trägt zur Zeit die Dampfreformierung mit einem Anteil von etwa 50 % bei. Grundsätzlich eignen sich als Ausgangsprodukte für dieses Verfahren alle fossilen Kraftstoffe, die einen relativ hohen Prozentsatz Wasserstoffmoleküle aufweisen (z. B. Erdgas, Methanol, Biogas).

Die erste Verfahrensstufe (Gleichung 4.2.3.1) eines Reformers (der Reformierreaktor) erzeugt mit Wasserdampf unter Wärmezufuhr ein wasserstoffreiches Gasgemisch. Bei der Einleitung der Reaktion helfen Nickel-Katalysatoren. Das entstehende Gemisch enthält zu diesem Zeitpunkt noch einen hohen Anteil an Kohlenstoffmonoxid, das zusammen mit Wasserdampf in

zwei nachgeschalteten katalytischen Konvertern (Shift-Reaktoren) in Kohlenstoffdioxid überführt wird (Gleichung 4.2.3.2). Eine anschließende Gasreinigungsstufe entfernt das in diesem Vorgang nicht umgesetzte CO bis auf einen geringen Restanteil (Gleichung 4.2.3.3). Anschließend kann der Wasserstoff in einer Druckwechsel-Adsorption von weiteren störenden Bestandteilen nachgereinigt werden.

Für die Herstellung von 1 Nm³ Wasserstoff sind je nach Größe der Anlagen in etwa 0,45 Nm³ Erdgas notwendig. Damit liegt der Wirkungsgrad heutiger Dampfreformer bei über 80 % (**Geitmann 1998**).

Die Temperaturen, die für einen Reformierungsprozess notwendig sind, hängen von den verwendeten Kraftstoffen und deren chemischer Struktur ab. Methanol verfügt beispielsweise über eine Dreifachbindung zwischen den Kohlenstoffatomen und den OH-Molekülen. Diese Struktur ist bereits leicht polarisiert, so dass ein Aufbrechen dieser Bindung lediglich Temperaturen von 300 °C benötigt. Da bei Erdgas kein Sauerstoffatom vorhanden ist, ist der Wasserstoff dreifach an den Kohlenstoff gebunden, so dass diese Struktur nicht so stark polarisiert ist und höhere Temperaturen notwendig sind (800 °C). Bei Benzin handelt es sich um mehrere Kohlenstoffionen (C⁻), deren Verbindung bei 900 °C getrennt werden muss.

Dampfreformer-Reaktion unter Zufuhr von Kerosin und Wasser

Dampfreformer:



Shift-Reaktion



Gesamtreaktion



Partielle Oxidation

Bei der partiellen Oxidation werden der Reformier-Einheit lediglich Erdgas und Sauerstoff zugeführt. Das Erdgas reagiert unter Wärmefreisetzung im Reformier mit dem Sauerstoff zu Wasser und Kohlenstoffdioxid bei Temperaturen von ungefähr 1.300 bis 1.400 °C. Die hierbei produzierte Wärme steht direkt der Reformierungsreaktion des restlichen Erdgases zur Verfügung. Der Wirkungsgrad liegt in etwa bei 70 %. Ähnlich wie bei der Dampfreformierung wird

auch bei der partiellen Oxidation ein wesentlicher Anteil des Wasserstoffs aus Wasser (Prozessdampf) hergestellt.

Die partielle Oxidation von Kohlenwasserstoffen wie z. B. Methan verläuft folgendermaßen:



Dieses Verfahren wird häufig in Raffinerien angewandt, weil dort kostengünstig Reste aus der Mineralöl-Aufbereitung (Schweröl) als Ausgangsmaterial verwendet werden können. Es können durchaus Mengen von über 50.000 Nm³ pro Stunde produziert werden.

An der gesamten produzierten Wasserstoffmenge hat diese Herstellungsmethode ungefähr einen Anteil von einem Viertel. Im Vergleich zur etwas trägen Dampfreformierung weist die partielle Oxidation ein besseres Lastwechselverhalten auf.

4.2.2 Biochemische Herstellung

Wie in so vielen Gebieten des täglichen Lebens hat die Natur ebenfalls einen Weg zur Wasserstoffherstellung gefunden. Bei der biochemischen Herstellung dienen Bakterien (z. B. Cyanobakterien) oder auch Grünalgen zur Wasserstoffproduktion. Dafür sind Enzyme notwendig, die einen so genannten Wasserstoffmetabolismus aufweisen. Der Vorgang der Wasserstoffherzeugung wird Hydrogenase genannt.



Ein Kubikmeter Algenkultur (Grünalgen) kann etwa 15.000 Liter Wasserstoff pro Jahr erzeugen.

Purpurbakterien der Art *Rhodospirillum Rubrum* können pro Kilogramm Biomasse täglich bis zu 3 m³ Wasserstoff erzeugen. Was in manchen Waldseen an die Oberfläche steigt, sind dementsprechend nicht nur Methan-, sondern auch Wasserstoffblasen.

Der wesentliche Vorteil bei der Nutzung dieses Phänomens gegenüber der elektrochemischen Wasserstoffherzeugung ist, dass keinerlei komplizierte und teure Elektrolyse-Apparaturen notwendig sind. Allerdings sind große H₂-Mengen so kaum produzierbar.

Es gibt noch einen weiteren Weg, Wasserstoff von Bakterien erzeugen zu lassen. Er kann biochemisch kostengünstig aus Traubenzucker gewonnen werden. Dabei werden nicht mehr die Mikroorganismen selber, sondern nur noch deren Enzyme verwendet. Die Enzyme stammen aus Archaeobakterien, die beispielsweise in glimmenden Kohlehalden oder Tiefsee-Vulkanen vorkommen.

Diese Verfahren sind zwar realisierbar, haben jedoch in der letzten Jahre noch nicht den Weg aus dem Labor gefunden. Bis nennenswerte Mengen auf diese Weise produziert werden können, werden voraussichtlich noch einige Jahre vergehen.

4.2.3 Kvaerner-Verfahren

Dies ist die CO₂-freie Erzeugung von Wasserstoff und Aktivkohle aus Erdgas oder Schweröl und Strom. Seit Anfang der achtziger Jahre entwickelt die KVAERNER ENGINEERING S.A. aus Norwegen einen so genannten Plasmabogenprozess, der Kohlenwasserstoffe bei ca. 1600°C in Reinstkohle und Wasserstoff trennt. Zu diesem Prozess, bei dem selbst keine nennenswerten Emissionen auftreten, sind neben dem Primärenergieträger (Erdgas, Öl) Kühlwasser und Elektrizität notwendig. Eine seit April 1992 arbeitende Pilotanlage stellt aus 1000 Nm³/h Erdgas und 2100 kW Leistung etwa 500 kg/h Reinstkohle (Aktivkohle) und 2000 Nm³/h Wasserstoff her. Als weiteres Nebenprodukt wird Heißdampf mit einer Leistung von etwa 1000 kW erzeugt. Unter Berücksichtigung aller potentiell verwertbaren Produkte arbeitet die Anlage mit fast 100 % Wirkungsgrad, wovon etwa 48 % im Wasserstoff, etwa 10 % im Heißdampf und die restlichen 40 % in der Aktivkohle enthalten sind (**Geitmann 1998**).

4.2.4 Hochleistungs-Elektrolyseur

Eine Elektrolyse ist nichts anderes, als die Aufspaltung von Wasser in Wasserstoff und Sauerstoff. Demnach ist ein Elektrolyseur ein Aggregat, in dem diese Reaktion stattfindet. Die GHW (Gesellschaft für Hochleistungs-Elektrolyseure zur Wasserstoffherzeugung mbH), die 1988 von der Motoren- und Turbinen-Union Friedrichshafen (MTU-Friedrichshafen) mit einem Anteil von 40 %, von Linde (40 %) und den Hamburgische Elektrizitätswerken HEW (20 %) gegründet wurde, verfolgt folgende Idee:

Elektrische Energie aus Wind und Sonne, Wasserkraft oder konventionellen Systemen

⇒ Umwandlung im Elektrolyseur

⇒ Erzeugung von Wasserstoff für Brennstoffzellen, industrielle Prozesse,
Verkehrsanwendungen

Damit Wasserstoff in der mobilen Anwendung überall benutzt werden kann, ist eine flächendeckende Wasserstoffversorgung notwendig, z.B. durch Tankstellenelektrolyseure. Bis heute muss Wasserstoff - egal ob in gasförmiger oder flüssiger Form - häufig über lange Strecken transportiert werden. Die Verflüssigung bzw. die Hochdruckverdichtung ist teilweise aufwendiger, als der Aufwand zur Herstellung der Gase selbst.

Vorteile:

- hohe Versorgungssicherheit
- niedrige Kosten
- Entlastung des Straßenverkehrs
- Kein Transportrisiko
- schnell regelbar
- hohe Gasreinheit

Der Hochleistungs-Elektrolyseur arbeitet zum Einen als Speicher und zum Anderen als Wandler. Elektrolytisch wird Wasser in Wasserstoff und Sauerstoff umgewandelt und in beiden Gasen bis zur Rückverstromung gespeichert. Wasserstoff ist selbst für große Mengen elektrischer Energie ein idealer Speicher. Die Rückverstromung kann mit sehr hohem Wirkungsgrad in Brennstoffzellen oder wasserstoffbetriebenen Fahrzeugen geschehen. Der Betriebsdruck in diesem Aggregat liegt bei 30 bar. Bei Nennlast ist ein Wirkungsgrad von 80 %, bei 20 % Last ein Wirkungsgrad von 90 % möglich.

Der MTU-Elektrolyseur wird bereits an der Tankstelle am Flughafen München seit dem Sommer 1998 eingesetzt.

4.2.5 Entschwefelung

Ein Entschwefelungsprozess ist notwendig, weil edelmetallhaltige Katalysatoren ohne eine derartige Reinigung sofort durch Schwefel vergiftet werden würden. Deswegen muss der Schwefel-Gehalt soweit reduziert werden, dass der nachgeschaltete Energiewandler (z.B. die Brennstoffzelle) ohne Probleme arbeiten kann. Für Brennstoffzellen gilt beispielsweise ein Schwefel-Gehalt $< 0,1$ ppm.

4.2.6 Nachreinigung des Brenngases

An die Reinheit von Wasserstoff werden zum Teil höchste Anforderungen gestellt, denn geringe Spuren von Kohlenstoff-Monoxid können die Aktivität der Katalysatoren einiger Brennstoffzellen beeinträchtigen. Bei PEM-Brennstoffzellen (Polymer Elektrolyt Membran) wird beispielsweise ein CO-Volumenanteil von 10 ppm als obere Grenze angesehen. Derartig niedrige Konzentrationen können nur mit einer Reinigungseinheit erreicht werden, die dem Herstellungsprozess nachgeschaltet werden muss.

Das am weitesten verbreitete Verfahren ist das so genannte PSA-Verfahren (Pressure Swing Adsorption = Druckwechsel-Adsorption). In PSA-Anlagen können bis zu 100.000 Nm³/h gereinigt werden.

4.3 Herstellungskosten

Die Bestimmung des aktuellen Preises von Wasserstoff ist ein sehr schwieriges Unterfangen, weil er sehr stark variiert. Dabei spielt sowohl die Produktionsmethode als auch der Weg der Energieerzeugung eine wesentliche Rolle. Momentan liegt der Liter-Preis für flüssigen Wasserstoff bei etwa einem Euro auf dem Münchener Flughafen. Der genannte Preis ist jedoch nur ein momentaner Mittelwert. Es gibt relativ billigen Wasserstoff, der mit Dampfreformierung beispielsweise aus Erdgas hergestellt wird oder als Nebenprodukt in der chemischen Industrie anfällt. Es gibt teuren Wasserstoff, der mit Hilfe von Solarstrom aus Photovoltaik-Anlagen erzeugt wurde. Der Vergleich mit Benzin (10 Cent/kWh, inkl. Steuer) zeigt, wohin die Entwicklung gehen muss.

Tabelle 4.3.1 Wasserstoffherstellkosten (Lehmann 2001)

Herstellung	Kosten in Cent/kWh
Erdgas Dampfreformierung	4
Wasserkraft, Elektrolyse	9
Biomasse Vergasung	10
Wind, Elektrolyse	23
Photovoltaik, Elektrolyse	75

4.4 Sicherheit

Die sichere Handhabung von flüssigem Wasserstoff ist im industriellen Bereich, insbesondere in der Raumfahrt, schon seit langem Stand der Technik und wird auch im zivilen Flugzeugverkehr keine unlösbaren Probleme aufwerfen. Die Notwendigkeit der Speicherung in isolierten Tankbehältern bei ca. 22 K führt zu einem erhöhten Wartungsaufwand und zu einer neuartigen, besonders aufwendigen Bodeninfrastruktur. Bei defekter oder ungenügender Isolation besteht bei den niedrigen Speichertemperaturen die Gefahr der Verflüssigung von Sauerstoff bzw. Luft, womit sich eventuelle Brandherde ergeben. Zudem müssen Vorkehrungen getroffen werden, die in jedem Falle verhindern, dass Luft bzw. Sauerstoff in die Tanks gelangt. Weitere

Verunreinigungen des Kraftstoffversorgungssystems durch Stoffe, insbesondere auch Gase, die sich bei 22 K sogar verfestigen, müssen auf ein Minimum reduziert werden. Damit gestaltet sich z. B. der Betankungsprozess als sehr aufwendige Prozedur. Mit dem Nachteil des aufwendigeren Kraftstoffversorgungssystems ergibt sich ein weiterer Vorteil im Hinblick auf die Sicherheit. Ein konventioneller Kraftstofftank wird zwecks Druckausgleich von außen belüftet, womit sich ein zündfähiges Gemisch innerhalb der Tanks bilden kann. Kryogene Tanks stehen infolge Verdampfung unter geringem Überdruck. Es ist folglich kein Sauerstoff vorhanden.

Wasserstoff hat aus Sicht der Sicherheit einige Vorteile gegenüber seinem Konkurrenten Kerosin. Luft ist 14,4 mal so schwer wie gasförmiger Wasserstoff. Er steigt daher nach Freisetzung sehr schnell auf und vermischt sich mit der Luft, viel schneller als z. B. Kerosindämpfe. Die Gefahrenzone bei einem Brand reduziert sich. Bei einem Aufschlagbrand kann sich kein Feuer Teppich bilden, da der Wasserstoff nach oben wegbrennt. Die Verbrennung läuft sehr schnell ab und dazu bei geringer Strahlungshitze.

4.4.1 Wasserdampf

Häufig wird die Frage gestellt, ob denn nicht der viele Wasserdampf, der in einer zukünftigen Wasserstoffwirtschaft freigesetzt würde, zu Problemen führe.

Wasserdampf ist ein ganz natürlicher Bestandteil der Erdatmosphäre. Die Wasserdampfemissionen aus der heutigen Energiewirtschaft liegen lediglich bei 0,005 % dieser natürlichen Vorkommen. Selbst unter ungünstigen Verhältnissen in regionalen Ballungsräumen würde ein auf Wasserstoff umgestellter Fahrzeugverkehr Wasserdampfemissionen nur im Promillebereich der natürlichen Vorkommen freisetzen. Wasserdampf ist zwar das am häufigsten in der Atmosphäre vorkommende klimarelevante Gas, aber wesentlich weniger klimaaktiv als beispielsweise CO₂.

Ähnliches gilt für auftretende H₂-Emissionen. Werden Szenarien der Wasserstoffnutzung und daraus realistische Wasserstoffgasemissionen abgeleitet, dann würden die H₂-Emissionen um maximal bis zu 5 % ansteigen. Sollten im Jahr 2050 etwa 1 Mrd. Straßenfahrzeuge unterwegs sein, wovon 10 bis 20 % mit LH₂ betrieben würden, so entstünden hieraus zusätzliche H₂-Emissionen von 0,2 bis 0,8 Mio. t/Jahr. In den letzten Jahren lag die jährlich H₂-Zunahme aufgrund anthropogener Verbrennungsprozesse (Industrie, Autoabgase) bei etwa 1 Mio. Tonnen H₂/Jahr als deutlich oberhalb davon.

4.5 Speicherung

Eine Speicherung ist notwendig, weil Wasserstoff nicht immer an Ort und Stelle erzeugt werden kann, wo er gebraucht wird. Zwar stellt ein mobiler Reformer, der Methanol usw. umwandelt, eine Alternative dar, aber solche Geräte weisen heute ein sehr hohen apparativen Aufwand auf und befinden sich noch im Entwicklungszustand.

Die Speicherung von Wasserstoff lässt sich gasförmig, flüssig oder in chemisch gebundener Form realisieren. Die einzelnen Speicherkonzepte werden im folgenden detailliert beschrieben.

4.5.1 Flüssigspeicher

Kryogen-Behälter

Es gibt eine Vielzahl von so genannten kryogenen Stoffen, die erst bei sehr niedrigen Temperaturen flüssig werden, wie beispielsweise Wasserstoff, Sauerstoff, Stickstoff, Erdgas und auch Luft. Werden diese Medien weit genug abgekühlt, wechseln sie ihren Aggregatzustand von gasförmig in flüssig und können dann mit einer höheren Dichte flüssig gespeichert werden.

Damit der flüssige Aggregatzustand möglichst lange erhalten bleibt, bedarf es einer speziellen Behälterisolierung. Vakuumisolierte Speicherbehälter bestehen aus einem Innen- und einem Außentank und funktionieren wie eine Thermosflasche. Der für diese Tanks meist verwendete Edelstahl behält auch bei sehr niedrigen Temperaturen sein gutes Verformungsvermögen und wird nicht spröde, wie viele andere Werkstoffe. Der Raum zwischen den beiden ineinander gefügten Behältern ist zur Reduzierung des Wärmestroms evakuiert. Außerdem ist eine wenige Zentimeter dicke Isolationsschicht eingelegt mit bis zu 70 Lagen Aluminiumfolie im Wechsel mit Glasfiber-Matten (entspricht dem Isolationsgrad eines 9 m dicken Styropor-Isolationsmantels) (**Energieportal24**). Je größer die Tanks sind, desto geringer ist der prozentuale Verlust.

Die Isolationsschicht soll den Wärmeeintrag von außen reduzieren und gleichzeitig vor Kontakt mit der Umgebung schützen. Die Berührung der tiefkalten Apparaturen muss aus Verletzungsgründen verhindert werden. Ebenso unerwünscht ist der Luftkontakt mit tiefkalten Materialien, weil der Wassergehalt in der Luft kondensieren (Nebelbildung) und an den Armaturen gefrieren würde.

Durch den Wärmeeintrag ins Tankinnere steigt mit der Zeit der Innendruck, so dass ein Sicherheitsventil für eine Entlastung sorgen muss, sobald der maximale Betriebsdruck (ca. 4,5 bar) erreicht ist. Eine sinnvolle Nutzung dieser Abdampfverluste wäre, das Gas beispielsweise während des Stillstands in eine Brennstoffzelle zu leiten und auf diese Weise Strom zur Ladung der Bordbatterie zu erzeugen.

Ein neues Tankkonzept verfügt über einen zusätzlichen Kühlmantel, der den Innentank umschließt. Dieser wird von tiefkalter, verflüssigter Luft (-191 °C) durchströmt. Bei der Luft handelt es sich um Umgebungsluft, der die Feuchtigkeit entzogen wird.

Die Verdunstungskälte von verdampfendem Wasserstoff wird genutzt, um die Luft so weit abzukühlen, dass sie eine zusätzliche flüssige Isolationsschicht bilden kann.

In der Regel beträgt der Betriebsdruck in vakuumisolierten Tanks zwischen 1,2 und 3,5 bar. Der absolute Druck im Tankinneren kann schwanken von 0,05 bar bis 5 bar. Die Betriebstemperatur schwankt in der Regel zwischen 21 K und 25 K.

4.5.2 Gasförmige Speicherung

Druckbehälter

Wasserstoff liegt bei Umgebungstemperatur gasförmig vor, weswegen es nahe liegend ist, diesen Stoff auch gasförmig zu speichern. Gemäß den thermodynamischen Grundsätzen lässt sich das Volumen von Gasen erheblich verringern, wenn der Druck erhöht wird.

Als Tankform von derartigen Druckbehältern kommen wegen der günstigeren Lastverteilung hauptsächlich Zylinder oder Kugeln in Frage. Die Kugelform weist von allen geometrischen Formen die kleinste notwendige Wandfläche pro Volumeneinheit auf. Zudem ist, dass der mögliche Wärmeeintrag von außen am geringsten und außerdem die thermische Last gleichmäßig verteilt ist. Nachteilig bei Kugeltanks ist jedoch die aufwendige Herstellung. Außerdem ist die freie Oberfläche der Flüssigkeit im Inneren bei teilweise leerem Kugeltank größer als bei einem stehenden Zylinder, weswegen in der Praxis meist Zylindertanks gewählt werden. Sicherheitstechnisch bestehen zwischen diesen beiden Alternativen jedoch keine großen Unterschiede.

Hochdruck-Tank

Behälter für gasförmigen Wasserstoff werden bei Drücken zwischen 200 und 350 bar befüllt (700 bar sind in Entwicklung) (**Geitmann 2003**). Diese Tanks sind ausschließlich zylindrisch oder kugelförmig, um die Kräfte im Wandinnenraum gleichmäßig zu verteilen und Spannungsspitzen zu vermeiden.

Tabelle 4.5.2.1 Hochdruck-Tanks der Firma Messer Griesheim (Energieportal24)

Inhalt [l]	2	10	20	33	40	50
Fülldruck [bar]	200	150/200/300	200/300	300	150	200/300
Prüfdruck [bar]	300	225/300/450	300/450	450	225	300/450
Gas-Inhalt [m ³ bei 15°C, 1bar]	0,4	0,5/2/3	4/6	10	6	10/15
Außendurchmesser [mm]	100	145/140/140	204	229	204	229
Länge [mm]	350	840/820/840	840/835	1065	1615	1515/1535
Gewicht [kg]	2,5	22/12/18	36,5/40	55	73	65/77

Handelsübliche Stahlflaschen sind mit einem Volumen von 2 bis 50 l bei einem Druck von 100 bis 300 bar erhältlich. Sie bestehen meist aus Chrom-Molybdän-Stahl. Der gespeicherte, gasförmige Wasserstoff wiegt lediglich 0,75 kg und würde unter Normalbedingungen ein Volumen von 8,9 m³ einnehmen (**Geitmann 2003**).

Composite-Tank

Aufgrund der Gewichtsvorteile speziell im mobilen Bereich wurde in den letzten Jahren die Stahlflasche durch Composite-Tanks ergänzt. Diese sind leichter, aber auch teurer als Stahlflaschen. Sie verfügen im Inneren über einen so genannten Liner. Dies ist ein Innen-Behälter aus Stahl oder Kunststoff, der für die Dichtigkeit verantwortlich ist. Dieser ist von einem Netz aus beispielsweise Kohlenstofffasern umgeben, das für die notwendige Festigkeit sorgt (**Geitmann 2003**).

4.5.3 Speicherung im chemisch gebunden Zustand

Metallhydrid

Einige Metalle und Metalllegierungen können durch Bildung eines Hydrids größere Mengen Wasserstoff aufnehmen. Diese Metalle absorbieren Wasserstoff bei niedrigen Temperaturen und geben ihn wieder ab, wenn die Metalle aufgeheizt werden.

Als Materialien für Metallhydridspeicher werden meist Magnesium oder ausgewählte Legierungen aus zwei oder drei der folgenden Elemente verwendet: Titan, Vanadium, Chrom, Magnesium, Eisen, Kobalt, Nickel, Zirkonium, Lanthan und Palladium. Diese Hydridbildner eignen sich sehr gut als Wasserstoffspeicher. Diese Metallhydridspeicher können einige tausendmal verwendet werden, falls sie nicht durch Fremdatome inaktiviert werden. Schon geringe Kon-

zentrationen von Stickstoff, Sauerstoff, Kohlenmonoxid, Kohlendioxid und Ammoniak beeinträchtigen allerdings die Speicherkapazität und damit die Lebensdauer erheblich.

Beim Aufladen des Hydridspeichers diffundieren die Wasserstoffmoleküle sehr schnell in die Zwischenräume der 5 bis 100 μm großen Metallpartikel, dabei steigt der Gasdruck. Der eindiffundierte Wasserstoff lagert sich in das Metallgitter ein. So bildet sich die hohe Speicherdichte des Wasserstoffs im Metallhydrid. Je nach Hybridbildner kann Wasserstoff im Umfang von ca. einem Prozent des Metallgewichts aufgenommen werden. Die Reaktion des Wasserstoffs mit dem Metall läuft exotherm ab, daher muss Wärme abgeführt werden. Wird dem beladenen Hydridspeicher Wärme zugeführt wird, so wird der gespeicherte Wasserstoff wieder freigesetzt. Je nach Hydridmaterial gibt es sowohl Tieftemperatur- als auch Hochtemperaturmetallhydride (Gerl 2002).



Bild 4.5.3.1 Schematischer Aufbau eines Metallhydrids (Maybach 2003)

Nano-Röhrchen

Kohlenstoff kann verschiedene Strukturen mit unterschiedlichen Eigenschaften annehmen. Erst vor wenigen Jahren wurden die so genannten Fullerene entdeckt, die ebenfalls aus Kohlenstoffatomen bestehen. Diese Stoffe verfügen über eine sechseckige Gitterstruktur, ähnlich wie Bienenwaben. Diese Gitter können Schichten bilden, die aufgerollt zu zylinderförmigen Nano-Röhrchen (engl. nanotubes) werden. Die Bezeichnung "Nano" deutet an, dass diese Röhrchen einen Durchmesser von nur wenigen Nanometern aufweisen.

Im Jahr 1991 entdeckte S. Iijima die "single wall nanotubes". Als Speichermedium für Wasserstoff wurden sie erstmals 1997 erwähnt. Die im Jahr 1998 publizierten Ergebnisse mit Kapazitäten von bis zu 68 Massen-% waren jedoch nicht reproduzierbar. Inzwischen gehen verschiedene Forschergruppen von Speicherkapazitäten von ca. 2 Massen-% aus

(Energieportal24). Eine im Jahr 2001 veröffentlichte Arbeit ergab, dass "single wall nanotubes" etwa 5 Massen-% Wasserstoff absorbieren können.

Kunststoff-Speicher

Es handelt sich bei den neuen Speichermaterialien um zwei herkömmliche Kunststoffe: Polyanilin und Polypropylen. Beide Stoffe können bei Raumtemperatur bis zu 6 Gew.-% Wasserstoff speichern. Eine Behandlung der Kunststoffe mit Salzsäure soll die Speicherkapazität sogar noch auf 8 Gew.-% erhöht haben. Die hohe Speicherkapazität für Wasserstoff liegt in der elektrischen Leitfähigkeit der Kunststoffe. Dies erleichtert die Anlagerung von Wasserstoffmolekülen an deren Oberfläche. Durch die Säurebehandlung wird die Oberfläche der Kunststoffe darüber hinaus durch Porenbildung vergrößert und die Speicherkapazität somit weiter erhöht.

4.6 Kraftstoffversorgungssystem

In nachfolgender Tabelle sind die einzelnen Komponenten des konventionellen Kraftstoffsystems den eines LH₂-betriebenen Verkehrsflugzeuges gegenübergestellt.

Tabelle 4.6.1 Gegenüberstellung der einzelnen Komponenten von konventionellem und LH₂-betriebenen Kraftstoffsystem. (Steiner 2001)

Kerosinbetrieb	LH₂-Betrieb
Tanks und Abdichtungen	Fuel Containment System <ul style="list-style-type: none"> • Tankstruktur und Tankaufhängung • Tankisolation, ggf. Vakuumpumpen und Isolationskontrollsystem
Förderpumpen (zwei pro Tank) und Hochdruckpumpen	Förderpumpen (drei pro Tank) und Hochdruckpumpen
Rohrleitungen und Ventile für <ul style="list-style-type: none"> • Triebwerks-Versorgung • Betankung • Verteilung • Tankbelüftung 	isolierte Rohrleitungen und Ventile für <ul style="list-style-type: none"> • Triebwerks-Versorgung • Betankung und H₂-Dampfdruckführung • Verteilung
Fuel Management Control System	Fuel Management Control System
Treibstoff-Schnellablass-System	„Treibstoff-Schnellablass-System“
	„Treibstoff-Schnellablass-System“

Das in Tabelle aufgeführte Treibstoffschnellablass-System lässt sich für ein LH₂-Flugzeug kaum realisieren, da sich die großen Mengen Wasserstoff bei Abgabe an die Umgebung zu

leicht entzünden. Ein kontrolliertes Ablassen würde zu viel Zeit benötigen. Da der Gewichtsanteil des Kraftstoffes bei einem LH₂-Flugzeug gering ist, verliert der Treibstoff-Schnellablass an Bedeutung.

Die Eigenschaften des flüssigen Wasserstoffes bedingen erhebliche Neuerungen des Kraftstoffsystemkonzepts und nehmen in diesem Rahmen einen enormen Einfluss auf das Innendesign des Flugzeuges.

Anhand des Bildes 4.6.1 wird nachfolgend das Wesentliche eines typischen Kraftstoffsystems eines LH₂-betriebenen Verkehrsflugzeuges beschrieben.

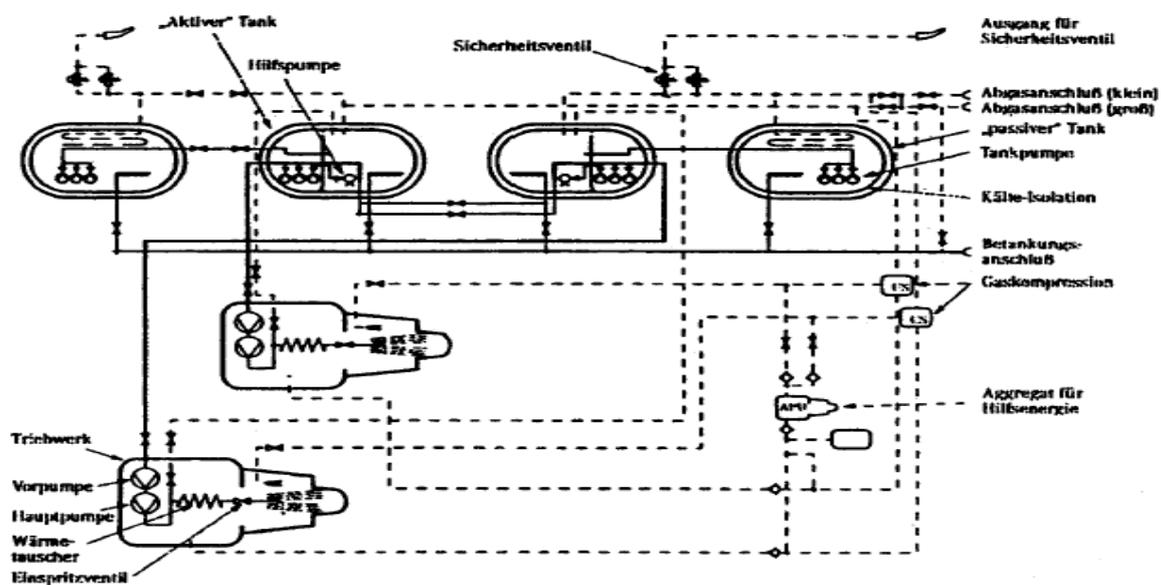


Bild 4.6.1 Beispiel eines Kraftstoffsystems für ein LH₂-betriebenes Verkehrsflugzeug (Steiner 2001).

Die vier isolierten Tanks werden gleichzeitig betankt. Von den vier Tanks sind zwei als passive Tanks ausgeführt, d. h. das Leitungssystem verbindet sie im Normalbetrieb nicht direkt mit den Triebwerken. Die Hilfspumpen in den beiden aktiven Tanks sind für die Verteilung des Kraftstoffes zwischen den Tanks zuständig. Jeder Tank ist mit drei Förderpumpen und einer eigenen Abdampfleitung ausgestattet. Die Abdampfleitung von jeweils einem aktiven und einem passiven Tank sind mit zwei Sicherheitsventilen verbunden. Diese öffnen bei etwa 1,5 bar, wobei das zweite Ventil als Ersatzventil erst bei minimal höherem Druck anspricht. Das System gewährleistet, dass jedes Triebwerk von einem eigenständigen System versorgt werden kann.

Das Verteilungssystem ist so angelegt, dass Kraftstoff aus beschädigten Tanks abgepumpt werden kann. Zudem lässt sich die Schwerpunktlage beeinflussen. Auf der Triebwerksseite befinden sich die Hochdruckpumpen, denen ein Wärmetauscher und das Einspritzventil folgen. Die Förderpumpe im Tank liefert bei maximal nötigem Druckanstieg zur Förderung den Kraftstoff an die Hochdruckpumpe, wodurch die Verbindungsleitungen von den Tanks zur Hochdruckpumpe erheblich leichter werden.

Im Gegensatz zu konventionell betriebenen Flugzeugen sind zwei Förderpumpen auf der Tankseite notwendig, damit bei Ausfall einer Pumpe die Sicherheit nicht gefährdet ist. Konventionelle Flugzeuge kommen notfalls ohne Förderpumpe aus. Die Triebwerke von LH₂-Flugzeugen hingegen würden durch Kraftstoffmangel ausgehen. Die Druckabsenkung in den Leitungen führt zu übermäßig starker Verdampfung und somit zur Mangelversorgung. Ein LH₂-Flugzeug wird die Starterlaubnis nur mit mindestens zwei intakten Förderpumpen erhalten. Aus Sicht der betreibenden Airline ist daher eine dritte Förderpumpe sinnvoll.

4.6.1 Betankungsprozess

Der Betankungsprozess muss unter strengen Sicherheitsanforderungen aus operationeller Sicht möglichst schnell ablaufen. Eine zu schnelle Befüllung führt allerdings zu Temperaturspannungen.

Geringste Verunreinigungen durch Umgebungsgase können fatale Folgen haben. Neben der Feuer- bzw. Explosionsgefahr bei einer Verunreinigung mit Sauerstoff bzw. Luft können auch andere Gase, Dämpfe und Flüssigkeiten durch Gefrieren die Sicherheit gefährden. Möglich wäre z. B. ein Festfrieren der Sicherheitsventile oder das Verstopfen von Leitungen. Der Betankungsprozess wird anhand des folgenden Bildes kurz beschrieben.

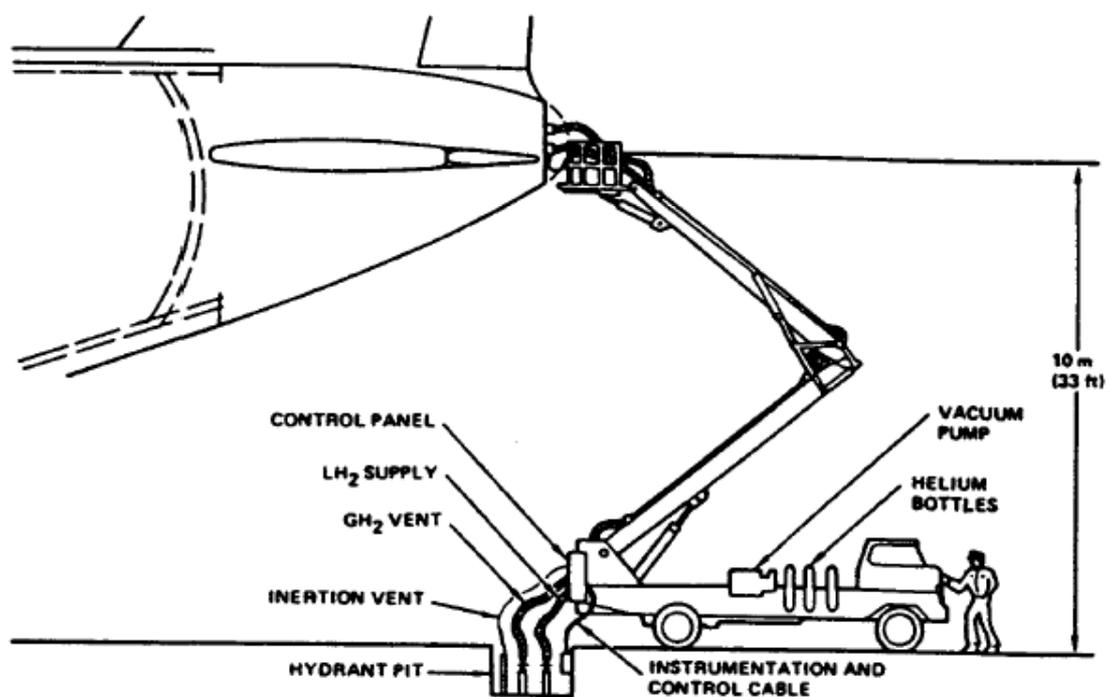


Bild 4.6.1.1 Betankung eines LH₂-Flugzeuges (Steiner 2001).

Ein Betankungsfahrzeug verbindet die Zapfstellen der im Boden verlegten Versorgungsleitungen über zwei flexible vakuumisolierte Schläuche mit dem Betankungs- und Abgasanschluss des Flugzeuges. Eine Leitung führt den flüssigen Wasserstoff, die andere dient der Rückspeisung des bei der Betankung verdampfenden Wasserstoffes, der einer Verflüssigungsanlage zugeführt wird. Die tankseitigen Abdampfventile werden geöffnet, um nicht gegen den Innendruck von maximal 1,5 bar arbeiten zu müssen. Bevor die beiden Vakuumschläuche in Betrieb genommen werden, erfolgt eine Reinigungsprozedur derselben. Die Schläuche werden mehrfach zunächst auf etwa 0,07 bar evakuiert und anschließend bei ca. 3,5 bar mit Helium gespült. Neben der eben beschriebenen ventilierten Befüllung wäre auch eine nicht ventilierte Befüllung denkbar. Das Prinzip dieser Befüllungsart beruht auf der Rekondensation des „warmen Gases“ durch Befüllung mit unterkühltem LH₂. Auf die Gasrückführleitung kann aus Sicherheitsgründen dennoch nicht verzichtet werden.

4.7 Einsatz in der Luftfahrt

Die Luftfahrt ist mit rund eineinhalb Prozent des Weltenergiebedarfs nur ein kleiner Verbraucher. Aber Flugzeuge sind die einzigen Verschmutzer in einem empfindlichen Bereich der Atmosphäre. Sie müssen daher noch umweltfreundlicher werden. Das fängt bei Maßnahmen zur Treibstoffeinsparung an und hört bei alternativen Treibstoffen auf. Die begrenzte Verfügbarkeit von Erdöl ist ein weiterer Grund für die Arbeiten an Flugzeugen mit neuen Treibstoffen. Nach schätzungsweise vier Jahrzehnten erhöhen sich voraussichtlich die Kosten für das Erdöl und seine Produkte erheblich, weil die Förderung aufwendiger wird. Der Einsatz von Flüssigwasserstoff für die Flugzeuge einer neuen Generation ist deshalb eine Antwort auf diese Herausforderung. Da die Entwicklung eines konventionellen Flugzeugs ungefähr zehn Jahre in Anspruch nimmt, ist der Zeitpunkt für die Arbeitsaufnahme an einem vollkommen neuen Treibstoffkonzept nicht zu früh.

Die neue CRYOPLANE-Technologie (von »cryo«, im Deutschen »kryogene Treibstoffe« = tiefkalte, flüssige Gase) zur Nutzung alternativer Energieträger wird eine vom Erdöl unabhängige Energieversorgung schaffen und so die Zukunft des Luftverkehrs sichern. An dieser attraktiven Möglichkeit für einen umweltfreundlichen Luftverkehr im nächsten Jahrhundert arbeiten - unter Leitung der Airbus Deutschland GmbH - gemeinsam deutsche und russische Partner.

Wasserstoff ist der einzig heute bekannte Energieträger, der es erlaubt, jede regenerative Basisenergie für den Antrieb von Flugzeugen zu nutzen. Diese Energie ist nach heutigen Erkenntnissen aus Wasserkraft, Windkraft oder auch durch solarthermische Kraftwerke zu gewinnen, denn Wasserstoff kann durch Elektrolyse von Wasser mit Strom aus jeder beliebigen regenerativen Energiequelle hergestellt werden. Langfristig wird auch Photovoltaik hinzukommen. Ebenso ist die Vergasung von Biomasse eine wirtschaftlich günstige Möglichkeit zur Gewinnung von Wasserstoff. Bei der Verbrennung von Wasserstoff entsteht als primäres Verbrennungs-

produkt lediglich Wasser, dazu kommen geringe Mengen von Stickoxiden. Gegenüber dem konventionellen Kerosin entfallen völlig das Treibhausgas Kohlendioxid sowie Kohlenmonoxid, unverbrannte Kohlenwasserstoffe, Ruß und Schwefeldioxid.

Ein bedeutsamer Fortschritt auf dem Gebiet der stickoxidarmen Verbrennung von Wasserstoff wurde 1996 an der Fachhochschule Aachen erreicht. Dort wurde ein Hilfstriebwerk vom Typ AlliedSignal GTCP 36-300, wie es beim Airbus A320 eingesetzt wird, für den Wasserstoffbetrieb umgerüstet und im gesamten Regel- und Leistungsbereich erfolgreich erprobt. Dank der an der Fachhochschule Aachen entwickelten Mikro-Misch-Brennkammer wurde die Stickoxidemission auf ein Drittel des Wertes im Kerosinbetrieb reduziert. Damit wurde zum ersten mal ein komplettes Luftfahrttriebwerk im stickoxidarmen Betrieb demonstriert.

Ein weiterer wichtiger Punkt sind die Tanks. Ein Kilogramm Wasserstoff enthält rund dreimal (der genaue Wert liegt bei 2,8) mehr Energie wie ein Kilogramm Kerosin. Aber selbst auf -253 °C abgekühlt und verflüssigt, braucht Wasserstoff für die gleiche Energiemenge viermal soviel Volumen wie Kerosin. Hinzu kommt, dass wegen der Temperatur und der notwendigen Isolierung die herkömmlichen Integrtanks in den Tragflächen nicht zu nutzen sind.

Ein weiterer Vorteil ist, dass bei einem Unfall oder Leck Wasserstoff nach oben entweicht. Schon vor Jahren haben Untersuchungen der NASA ergeben, dass Wasserstoff im Falle einer Havarie nur geringe Gefahren für die Passagiere in sich birgt.

Neben den Tanks erfordern auch Leitungen, Ventile und Pumpen neuartige Lösungen. Über die Erprobung der einzelnen Komponenten hinaus ist es notwendig, das komplette Zusammenspiel in einem kompletten Treibstoffsystem zu erproben und die Fähigkeit zum zuverlässigen Routinebetrieb nachzuweisen. Realistisch kann dies nur in einem Prototypen geschehen.

Daimler-Benz Aerospace Airbus arbeitet zur Zeit zusammen mit deutschen und russischen Partnern an der Realisierung eines solchen CRYOPLANE-Flugzeuges auf Basis des zweimotorigen Regionalflugzeuges Fairchild-Dornier Do 328 Jet, das in Oberpfaffenhofen endmontiert wird. Der Wasserstoff soll in Zusatztanks unter dem Flügel gespeichert werden.

Das CRYOPLANE-Flugzeug soll zeigen, dass ein derartiges Wasserstoffflugzeug sicher, zuverlässig, umweltfreundlich und den Anforderungen eines täglichen Passagiereinsatzes gewachsen ist. Die aus den Tests gewonnenen Erkenntnisse sind eine notwendige Voraussetzung für die Entwicklung von Serienflugzeugen.

Ziel ist es, die Erkenntnisse, die bei diesem Erprobungsträger gewonnen werden, später für die Anwendung bei Airbus-Flugzeugen zu nutzen. Die technische Definition des CRYOPLANE-Flugzeug und die allgemeine Programm Vorbereitung sind nahezu abgeschlossen. Der endgültige Programmstart wird für Ende des Jahres 1998 angestrebt.

Auf der russischen Seite sind bei der Entwicklung der CRYOPLANE-Technologien durch die Daimler-Benz Aerospace Airbus der Flugzeughersteller Tupolev und der Triebwerkshersteller Kuznetsov federführend. Sie verfügen dank der Umrüstung einer dreistrahligen Tu154 zum Laborflugzeug Tu155 über bedeutendes Know-how auf diesem Gebiet. Die Tu155 wurde von 1988 an mit Flüssigwasserstoff und Flüssigerdgas erprobt. Die Erdgastechnik (-156 °C) ist der Wasserstofftechnik (-253 °C) sehr eng verwandt, dies begründet unter anderem die enge Kooperation der Firmen. Zur Zeit stellt Tupolev die Tu156 fertig, ein Frachtflugzeug auf der Ba-

sis der Tu154, das mit Erdgasantrieb routinemäßigen Frachtverkehr auf einem russischen Streckennetz demonstrieren soll.

Das geringe Gewicht des Wasserstoffs ermöglicht im Vergleich zum Kerosin eine Erhöhung der Nutzlast. Dennoch ist bei den heutigen Wasserstoffpreisen auf dem Weltmarkt ein wirtschaftlicher Einsatz noch nicht gegeben. Nach erfolgreicher Demonstratorerprobung wird ein erster Einsatz von CRYOPLANE-Serienflugzeugen in Ländern mit besonders hohem Umweltbewusstsein und niedrigen Wasserstoffpreisen etwa von 2005 an erwartet. Aufgrund der physikalischen und chemischen Eigenschaften des Wasserstoffs, der Auslegungsmerkmale von Wasserstoffflugzeugen und Triebwerken, von analytischen und experimentellen Nachweisen und von jahrzehntelanger Erfahrung mit Wasserstoff lässt sich feststellen:

- Wasserstoffflugzeuge sind ein geeigneter Weg, die Emission des extrem langlebigen Treibhausgases Kohlendioxid nicht nur zu reduzieren, sondern ganz zu vermeiden.
- Trotz erhöhter Wasserdampfemission um Größenordnungen werden Wasserstoffflugzeuge weniger zum Treibhauseffekt beitragen als Kerosinflugzeuge.
- Kerosinbetriebene Flugzeuge werden deutlich mehr Stickoxide emittieren als wasserstoffbetriebene Flugzeuge.
- Wasserstoffflugzeuge werden darüber hinaus die lokale Luftbelastung dadurch verringern, dass sie kein Kohlenmonoxid, keine unverbrannten Kohlenwasserstoffe, keinen Ruß, keine Schwefelsäure emittieren.
- Hinsichtlich des Lärms bieten Wasserstoffflugzeuge nur einen kleinen Vorteil.
- Flugzeuge mit wasserstoffbetrieb sind mindestens genauso sicher wie konventionelle Flugzeuge. Die Chancen, einen Aufschlagbrand zu überleben, sind sogar sehr viel besser.
- Es bedarf konsequenter und langfristiger Bemühungen, Wasserstoffflugzeuge zur allgemeinen Einsatzreife zu bringen und damit der Luftfahrt die Chance zu eröffnen, über weitere Jahrzehnte das stetig steigende weltweite Mobilitätsbedürfnis der Menschen zu befriedigen.

5 Beschreibung der Systemkonzepte

In diesem Kapitel der Arbeit wird zunächst das konventionelle Wassersystem vorgestellt. Weiterhin werden einige Integrationsvarianten wasserstoffbetriebener Brennstoffzellen in Passagierflugzeugen dargestellt, wobei die unterschiedlich eingesetzten Komponenten näher erläutert werden.

5.1 Konventionelles Wassersystem

Das konventionelle Wassersystem wird in Passagierflugzeugen eingesetzt, um den Wasserbedarf in Waschräumen, Küchen und Toiletten zu decken. Das Frischwasser und die Frischwasseranlagen werden ständig bakteriologischen Tests unterzogen, um die Trinkwasserqualität zu prüfen.

Für die Wasserversorgung in den Waschräumen und in den Küchen ist ein Druckwassersystem installiert.

Das Frischwasser wird in Wassertanks mitgeführt, wobei das Wassertankvolumen nach Größe des Flugzeugs variiert. Eine Abwasserlange hat die Aufgabe das verbrauchte Wasser aus den WC's (Schwarzwasser) abzuführen. Das Schwarzwasser wird bis zur Landung in einem Abwassertank gelagert und am Boden entsorgt (Bild 5.1.1).

In Passagierflugzeugen wird das verbrauchte Wasser aus den Küchen und aus den Waschräumen (Grauwasser) über ein beheiztes Drainagesystem, während des Fluges über Bord abgelassen. Zukünftig soll im A380 die Option des Duschens und der Luftbefeuchtung eingesetzt werden.

Auch dieses Grauwasser von den Duschen wird während des Fluges über Bord gelassen. Airbus führt derzeit Untersuchungen durch, das Grauwasser der Duschen aufzubereiten und den Duschen zurückzuführen. Die DOC-Berechnung für das Wassersystem wird mit und ohne der Duschwassererzeugung betrachtet.

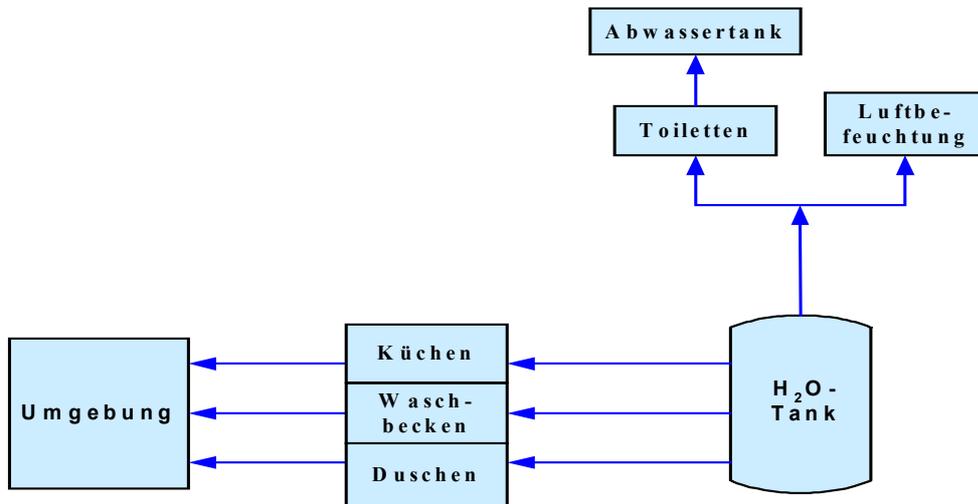


Bild 5.1.1 Das konventionelle Wassersystem

Das Volumen der Frischwassertanks ist abhängig von dem Wasserbedarf der Passagiere während des gesamten Fluges.

Tabelle 5.1.1 Frischwassertanks in konventionellen Passagierflugzeugen

	Einheit	A320	A330	A340	A380
Frischwassermenge	Liter	200	700	1070	1800
Anzahl der Wassertanks	-	1	2	2/1	6
Wassertankvolumen	Liter	200	350	350/370	295
Gewicht eines Wassertanks	kg	19	22	22/22	13
Gewicht des Wassertanksystems	kg	219	722	1136	1878

Der Wasserbedarf ändert sich nicht durch ein neues System, jedoch die Wassertankvolumina verändern sich in den unterschiedlichen Flugzeugen.

5.2 On Board Water Generation System

Das **On Board Water Generation System (OBOWAGS®)** ist eine Wassererzeugungsanlage (Brennstoffzellensystem) im Flugzeug, das in zukünftigen Flugzeugen eingesetzt werden soll. Das Wasser wird durch chemische Reaktion innerhalb der Brennstoffzellen produziert, indem Wasserstoff und Luft/Sauerstoff dem System zugeführt wird. Ein Hauptaspekt, warum das OBOWAGS® eingesetzt werden soll, ist dass der Wirkungsgradgewinn gegenüber konventionellen Energiesystemen in Flugzeugen höher ist. Durch den Verzicht auf die APU und der Triebwerksgeneratoren, so wie auf Wassertanks werden Gewicht und die damit verbundene Kosten gespart.

Das OBOWAGS[®] ist in der Lage den gesamten Wasserbedarf sowie die gesamte elektrische Energie, die im Flugzeug benötigt wird, zu produzieren. Die Triebwerksgeneratoren und die APU sowie die Stauluftturbine werden dann nicht mehr benötigt. Daher ist es wichtig, das Brennstoffzellensystem redundant auszulegen, damit bei Ausfall einer Brennstoffzelleneinheit, die Notversorgung durch ein weiteres System gewährleistet werden kann.

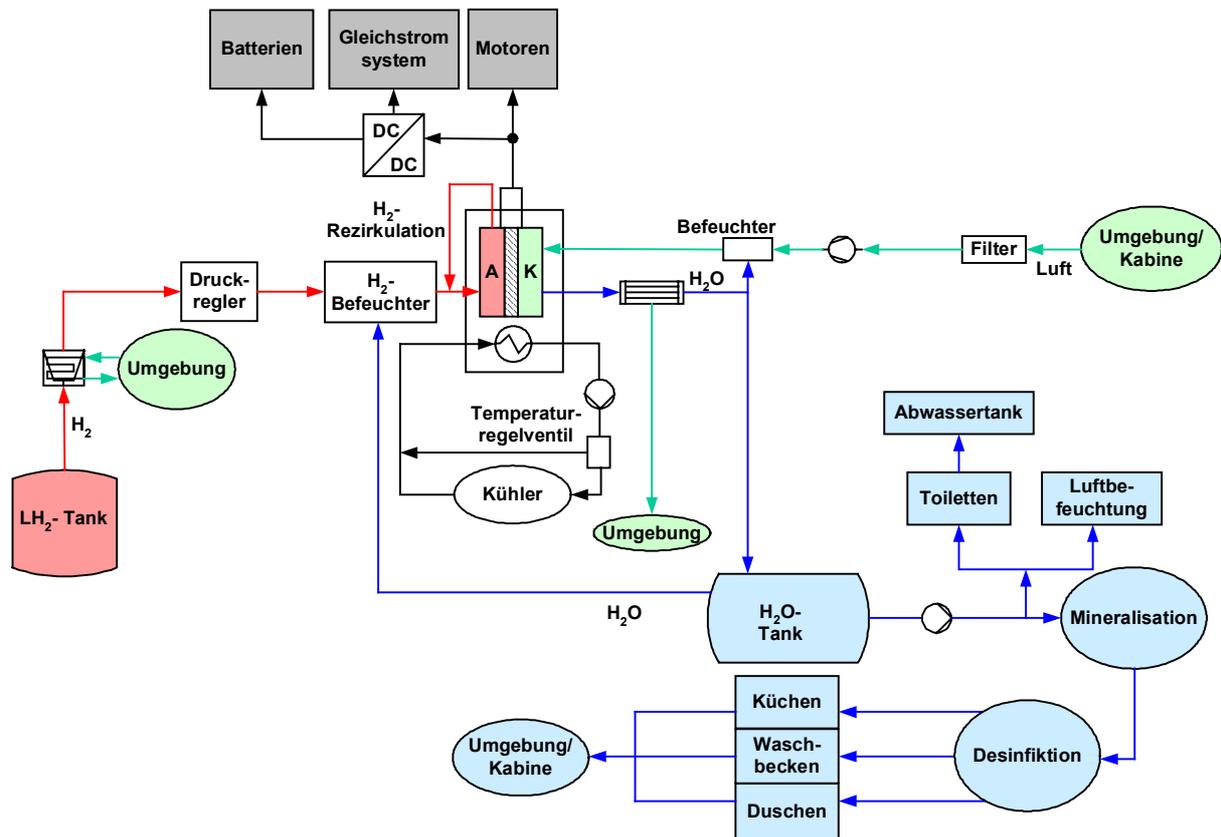


Bild 5.2.1 Prinzip des OBOWAGS[®]

Der Wasserstoff wird im flüssigen Zustand in einem kryogenen Tank gespeichert. Über einen Verdampfer, Druckregler und Wasserstoffbefeuchter wird der Wasserstoff in einen betriebsfähigen Zustand gebracht und der Anode des Brennstoffzellensystems zugeführt. Nicht umgesetzter Wasserstoff wird rezirkuliert und der Brennstoffzelle wieder zugeführt.

Die Luft wird aus der Kabine oder aus der Umgebung angesaugt und über einen Filter gereinigt, befeuchtet und der Kathode der Brennstoffzelle zugeführt.

Der Kühlkreislauf, der die Stacks mit einem Kühlmedium versorgt und die Überschusswärme der Brennstoffzelle abführt, besteht aus einem Wärmetauscher, einem Temperaturregelventil und einem Kühler.

Durch die Zufuhr von Wasserstoff und Sauerstoff ist das PEM-Brennstoffzellensystem in der Lage neben chemisch reinem Wasser Gleichstrom (DC) zu erzeugen.

Das Wasser kann in der reinen Form nur für die Benutzung in den Toiletten und zusätzlich zur Luftbefeuchtung genutzt werden.

Da das Wasser in der reinen Form nicht für den menschlichen Gebrauch geeignet ist, da es keine Trinkwasserqualität hat, ist eine Wasseraufbereitungsanlage notwendig. Das Wasser wird nach der Mineralisation und Desinfektion in die Küchen, Handwaschbecken (und den Duschen) zugeführt.

Herkömmliche Wassertanks werden im OBOWAGS[®] nicht mehr benötigt. Ein Wasserspeicher, der die Passagiere versorgt, wenn nicht ausreichend Wasser in der Flugphase zur Verfügung steht, muss im Flugzeug mitgeführt werden.

Das Wasser, dass von den Brennstoffzellen produziert und nicht verbraucht wird, wird über die Abflusstutzen über Bord gelassen. Das Abwasser wird in einem Abwassertank gelagert und am Boden entleert.

Um eine Leistungssteigerung der Brennstoffzelle zu erzielen wird im folgenden Kapitel der Einsatz der OBOGS beschrieben.

5.2.1 Patente

Airbus Deutschland hat bis jetzt mehrere Patente bezüglich Brennstoffzellen entwickelt. In diesen Patenten handelt es sich um ein Verfahren zur Wasseraufbereitung und Verteilung von produziertem Wasser im Flugzeug. Die Wasserqualität muss entsprechend geprüft werden und bestimmte Anforderungen erfüllen.

Diese Anforderungen beinhalten:

- Das produzierte Trinkwasser muss für den menschlichen Gebrauch geeignet sein und der internationalen Trinkwasserverordnung entsprechen.
- Das Dusch- und Waschwasser muss Trinkwasserqualität haben, da es in den menschlichen Körper gelangen kann.
- Das Wasser zur Luftbefeuchtung in Klimaanlage muss frei von Keimen und Ablagerungen sein.
- Das Wasser zur WC-Spülung sollte entsalzen sein, damit keine Ablagerungen verursacht werden.

In diesem Verfahren handelt es sich um einen Reformerprozess, der direkt durch die Prozesswärme der Hochtemperaturbrennstoffzelle betrieben wird.

Die Wasserherstellung wird über mehrere Stufen produziert und für den menschlichen Gebrauch aufbereitet. Die Wasserpurifikation ist ein Prozess, bei dem unerwünschte Stoffe aus

dem Wasser getrennt werden, und es somit gereinigt wird. Es wird ein Verdampfungsprozess und ein nachgeschalteter Aktivkohlefiltrationsprozess verwendet. Die Energie, die für die Purifikation benötigt wird, wird von der Brennstoffzelle geliefert.

Nach der Purifikation wird das Wasser zu den WC-Anlagen und zur Luftbefeuchtung verteilt. Das Wasser, was in den Küchen, Wasch- und Duschräumen verwendet wird, wird zunächst aufgesalzen. Es wird zu jedem Zeitpunkt durch ein Messverfahren geprüft, ob das Wasser Trinkwasserqualität hat. Die Salzdosierung wird solange erhöht bis die geforderte Trinkwasserqualität erreicht worden ist.

5.3 On Board Oxygen Generating System

Eine Sauerstofferzeugungsanlage ist im Flugzeug für den Notfall notwendig. Ein Flugzeug fliegt in einer Höhe von etwa 35.000 ft (10.67 km), je nach Flugzeugtyp. Der Druck beträgt in dieser Höhe 240 mbar. Ohne Wasserdampfanteil wäre der Sauerstoffpartialdruck nur 20 %. Dies entspricht 48 mbar. Für den Passagier sind 112 mbar (von der Aufsichtsbehörde) gefordert. In der Kabine ist der Druck für eine Höhe von 8.000 ft (Kabinendruck) eingestellt. Um bei einem Kabinenschaden diesen Kabinendruck zu gewährleisten sind Sauerstoffgeräte oder Sauerstofferzeugungsanlagen an Bord mitzuführen.

Das OBOGS ist eine mechanische Variante der Sauerstoffgenerierungsanlagen und soll zukünftig im Airbus-Flugzeug A340 und A380 eingesetzt werden. Dieses Gerät kann während des gesamten Fluges in Betrieb genommen werden. Es basiert nicht auf dem Prinzip der chemischen Sauerstofferzeugung.

Der Sauerstoff wird der Luft aus der Umgebung oder aus der Kabine entnommen. Die Eintrittstemperatur beträgt maximal 120 °C (**ECYS1 2003**).

Der in der Luft enthaltene Sauerstoff wird in dem ersten Molekularsieb 1 gefiltert. Gleichzeitig wird das zweite Molekularsieb 2 mit Sauerstoff befüllt, das im ersten Molekularsieb gefiltert worden ist. Der entzogene Stickstoff wird an die Umgebung abgegeben.

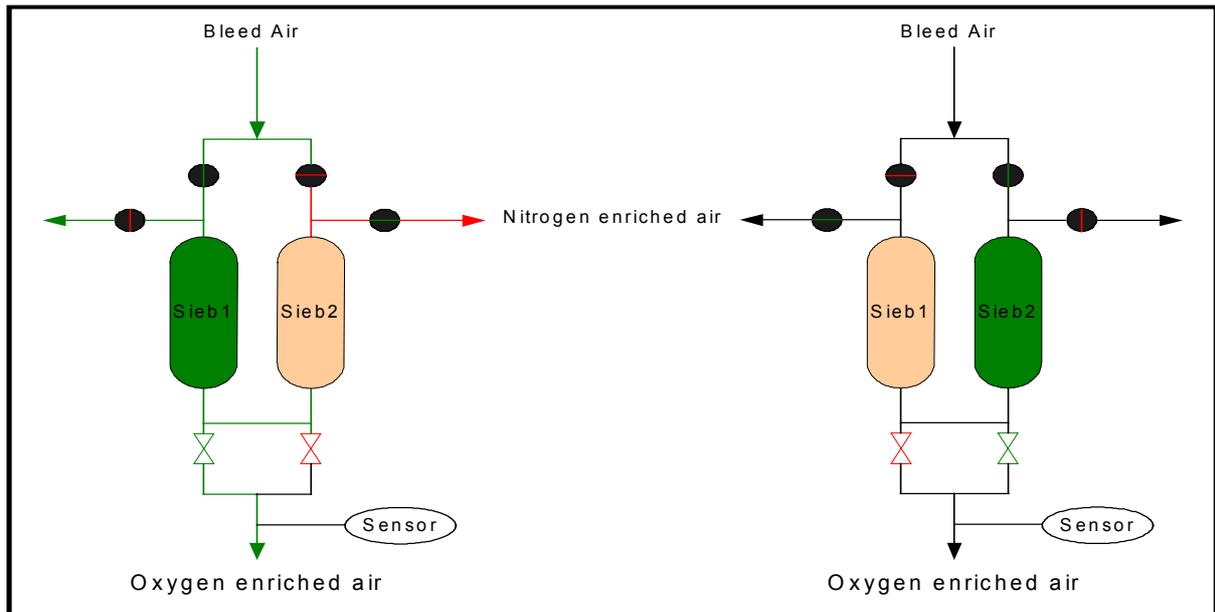


Bild 5.3.1 Funktionsprinzip des OBOGS (Gründel 2003)

Ein Sensor erfasst am Ausgang den Sauerstoffpartialdruck, der an die Kabine abgegeben wird. Wird der gewünschte eingestellte Sauerstoffpartialdruck unterschritten, wird die Luft mit dem Sauerstoff aus dem Sieb 2 beaufschlagt. So wird der Sauerstoffpartialdruck wieder eingestellt. Auswertungen haben ergeben, dass Brennstoffzellen, die mit einem höheren Sauerstoffanteil betrieben werden, eine Leistungssteigerung von ca. 3 % vorweisen.

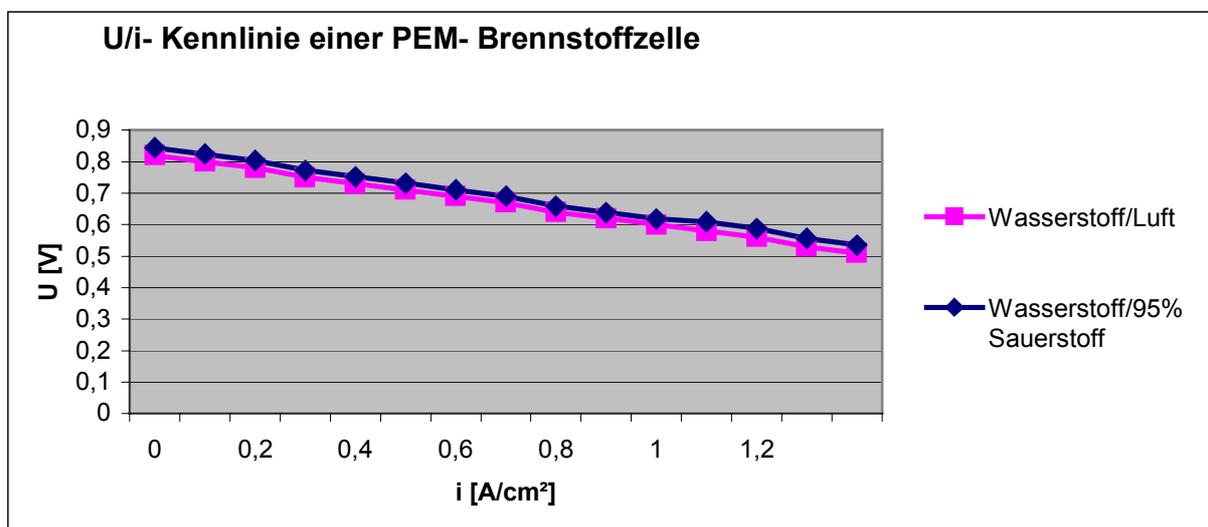


Bild 5.3.2 U/i-Kennlinie einer PEM-Brennstoffzelle bei unterschiedlichen Sauerstoffpartialdrücken

Eine mögliche Integration besteht darin, dass die Luft, die durch das OBOGS mit Sauerstoff angereicht wird, der Brennstoffzelle zugeführt wird (Bild 5.3.2), um eine Leistungssteigerung zu erreichen (ECYS1 2003). In der Mischkammer wird die gefilterte Luft aus der Kabine und der Sauerstoff aus dem OBOGS gemischt

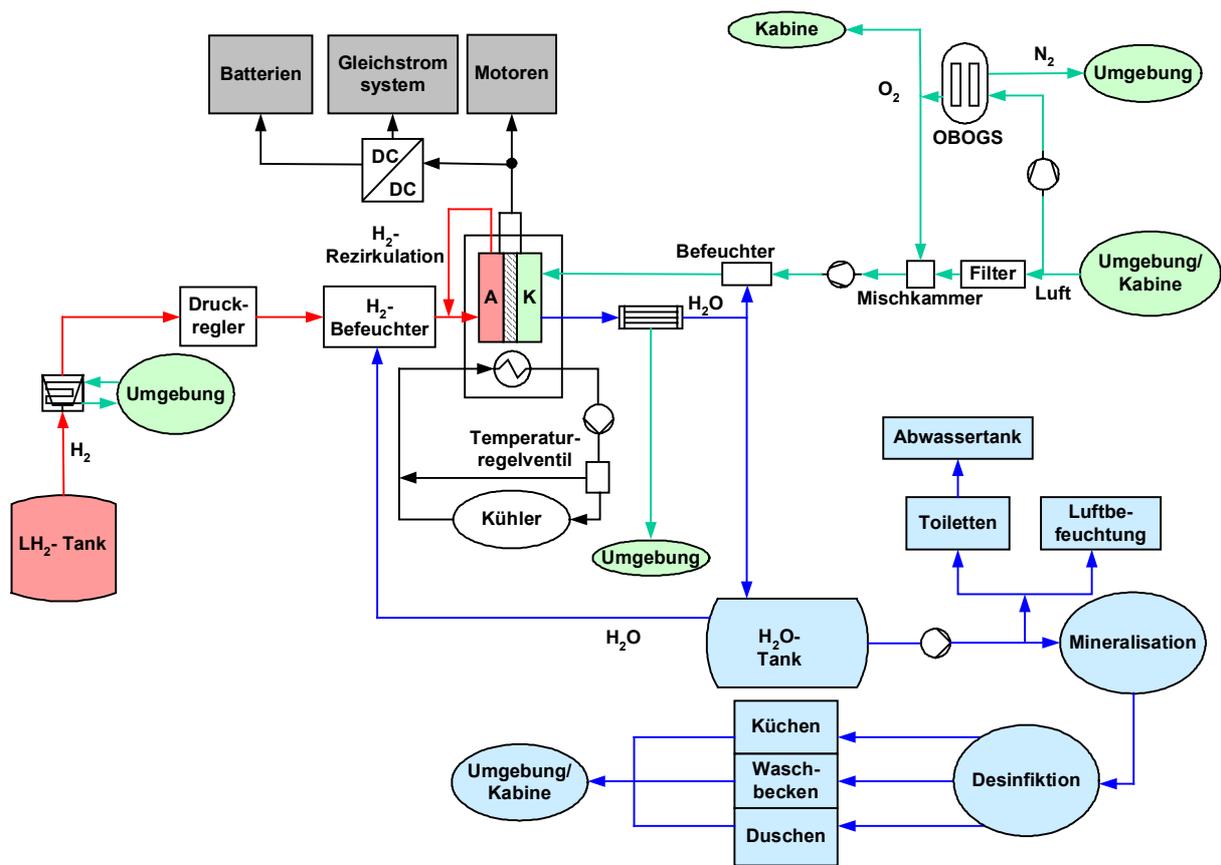


Bild 5.3.3 OBOGAS[®]-OBOGS

Im Zusammenhang mit Brennstoffzellen wird zunehmend die Frage nach dem geeigneten Treibstoff gestellt. Kerosin ist kein Brennstoff, der die Brennstoffzelle antreiben kann. Mit Hilfe eines Reformierungsprozesses kann Wasserstoff aus Kerosin hergestellt werden. In Bild 5.3.4 ist ein solches System dargestellt.

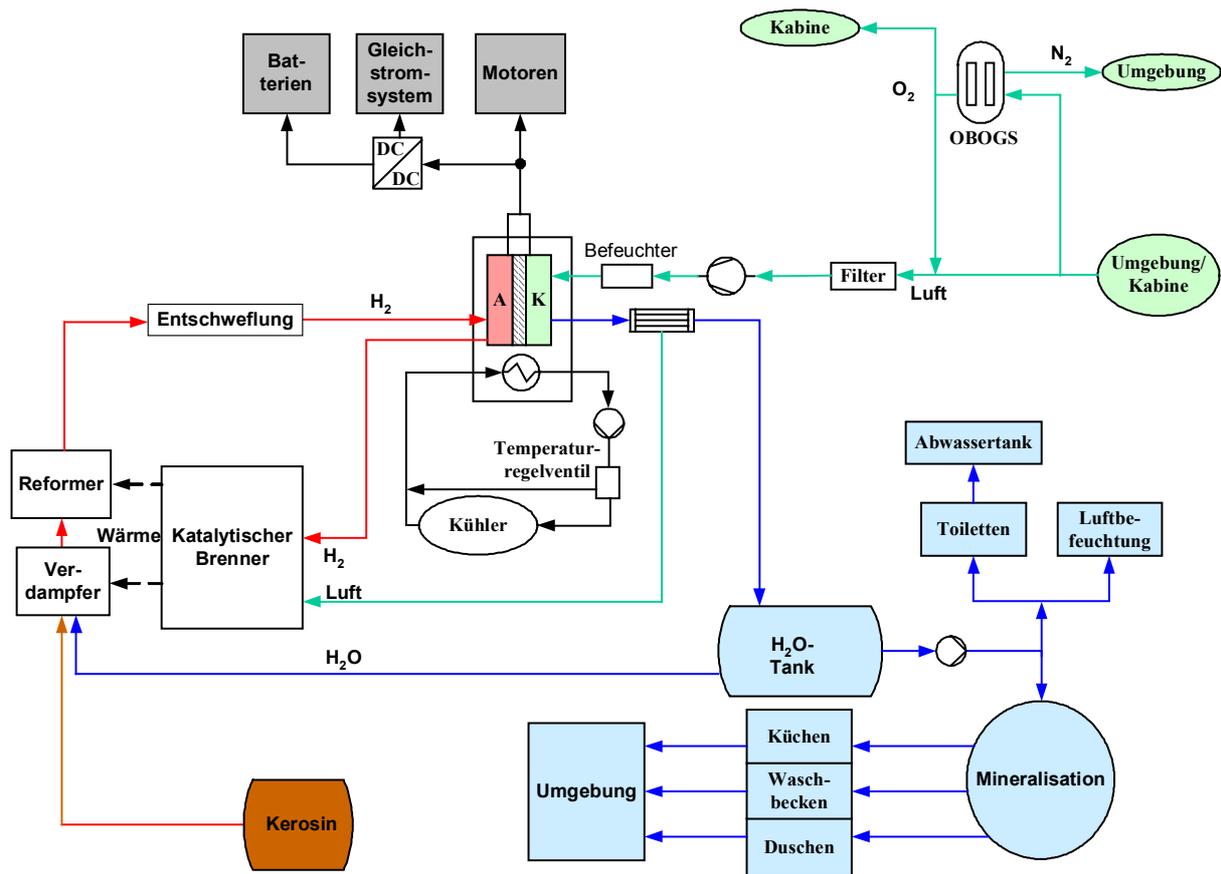


Bild 5.3.4 OBOWAGS®-OBOGS mit Reformierung

Bei der Verwendung von Kohlenwasserstoffen (z.B. Kerosin) muss wasserstoffreiches Gas hergestellt werden. Die Umwandlung erfolgt über einen Reformierungsprozess, bei dem der Kraftstoff zusammen mit Wasser, das als Produkt beim Brennstoffzellenbetrieb anfällt, einem Reformierungskatalysator zugeführt wird. In einem endothermen Prozess, der je nach Treibstoff bei etwa 300 °C bis 900 °C abläuft, entsteht das so genannte Reformat, das sich größtenteils aus Wasserstoff und Kohlendioxid zusammensetzt. Die PEM-Brennstoffzelle ist sehr empfindlich im Hinblick des Kohlenmonoxidgehaltes und wird daher vor Eintritt in die Brennstoffzelle entfernt. Die Reformierung führt zu Wirkungsgradeinbußen gegenüber des Wasserstoff-Brennstoffzellensystems.

5.4 Wärmepumpe

Das Prinzip der Wärmepumpe (Bild 5.4.1) beruht darauf, dass dem Brennstoffzellensystem Wärme entzogen wird und dem Verbraucher aufgewertete Wärme zugeführt wird.

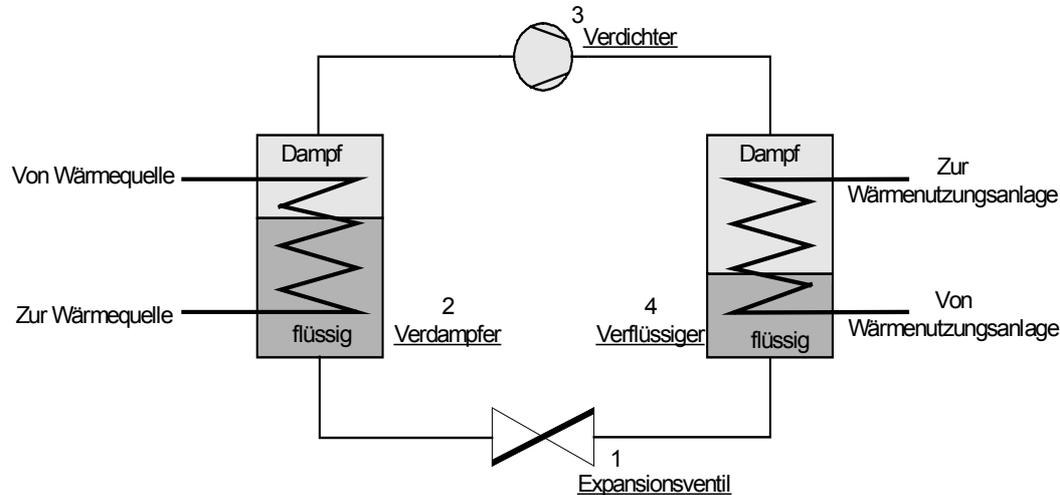


Bild 5.4.1 Prinzip der Wärmepumpe (Rebhan 2002)

Das Flüssige Kältemittel, das sich unter niedrigem Druck befindet, wird in dem Verdampfer zum Sieden gebracht und anschließend verdampft. Die zu diesem Druck gehörende Siedetemperatur ist niedriger als die Umgebungstemperatur des Verdampfers. Das dampfförmige Kältemittel wird vom Verdichter angesaugt und unter Zufuhr mechanischer Antriebsenergie komprimiert. Dabei steigen Druck und Temperatur des Kältemitteldampfs.

Nach der Verdichtung gelangt das Kältemittel zum dem Verbraucher (Wärmenutzungsanlage), in der das Kältemittel verflüssigt wird. Das Kältemittel wird kondensiert und die Wärmenutzungsanlage nimmt die, dabei freiwerdende, Wärme auf.

In einem Expansionsventil wird das anfallende flüssige Kältemittel auf den Druck bzw. die Temperatur entspannt und so der Kreislauf geschlossen (Rebhan 2002).

Der Kreislauf ist gegen die Umwelt abgedichtet. Es werden die Energieströme ausgetauscht.

Mit einer Wärmepumpe kann somit die Wärme energetisch aufgewertet und auf ein höheres, nutzbares Niveau für Verbraucher gebracht werden.

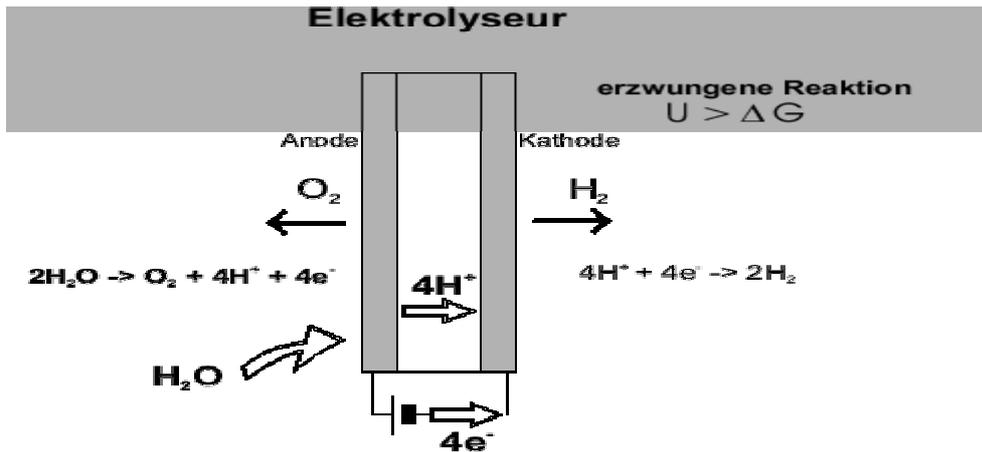


Bild 5.5.1 Schema des PEM-Elektrolyseurs (Moore 2000)

Um in Zukunft den wachsenden Bedarf an Wasserstoff decken zu können, werden die Forschungsaktivitäten verstärkt, um die Herstellungsverfahren effizienter und wirkungsvoller zu machen.

Die Integration des Elektrolyseurs ist im Bild 5.5.2 dargestellt.

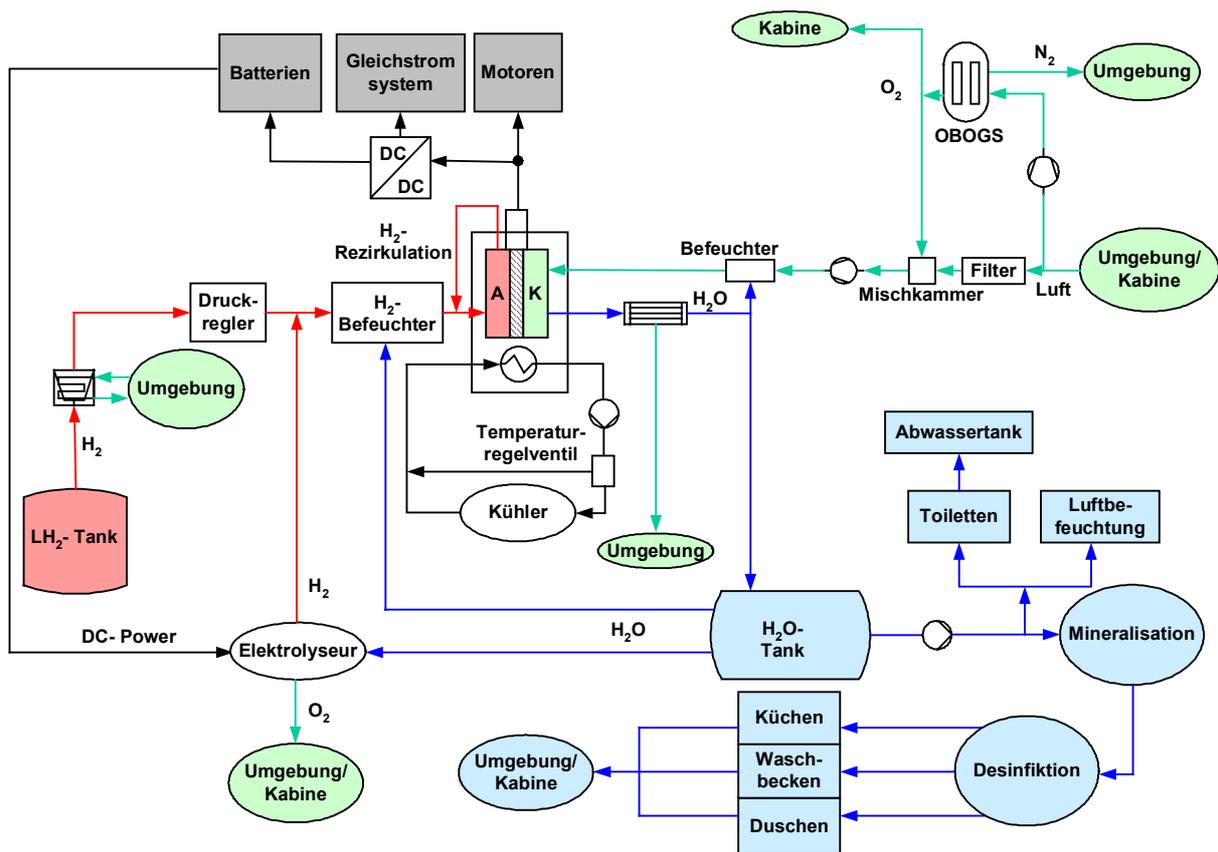


Bild 5.5.2 OBOWAGS®-OBOGS, Elektrolyseur

Der Elektrolyseur kann in Passagierflugzeugen eingesetzt werden, um Wasserstoff an Bord zu erzeugen. Das Wasser, das für die Elektrolyse notwendig ist, wird aus dem Wassertank entnommen. Der Strom kann aus den Batterien entnommen werden. Der produzierte Sauerstoff

Die vorgestellten Brennstoffzellensysteme sind nur einige der möglichen Varianten. Die Möglichkeiten das produzierte Wasser und die thermische sowie die elektrische Leistung auch anders zu nutzen bestehen weiterhin. Die Ausnutzung der Luft ist ebenfalls möglich. Eine weitere komplexe Variante beinhaltet den Einsatz des Elektrolyseurs, des Luftkompressors und des OBOGS wie in Bild 5.6.2 dargestellt wird.

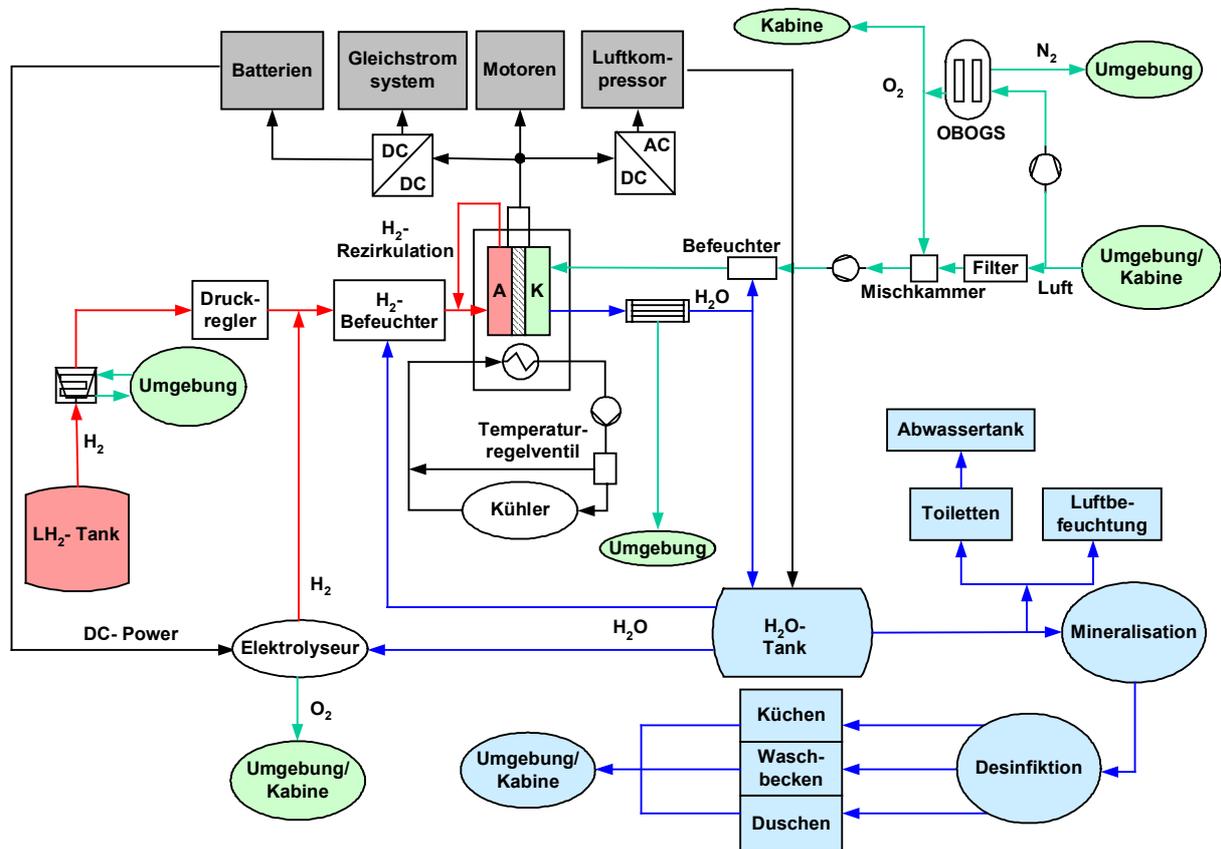


Bild 5.6.2 OBOWAGS®-OBOGS-Elektrolyseur-Luftkompressor

Die Funktionen der Komponenten ändern sich in Bild 5.6.2 nicht. Es wird eine weitere Möglichkeit des Einsatzes der Komponenten dargestellt.

5.7 Bewertung der Systemkonzepte

Damit die Betriebskosten des OBOWAGS[®] ermittelt werden können, wird eines der im Kapitel 5.2 bis 5.6 aufgezeichneten Systeme ausgewählt.

Wichtige Kriterien für die Auswahl eines Systems sind hauptsächlich das Systemgewicht und die Anschaffungskosten. Das Systemgewicht steigt, je mehr Komponente im System eingesetzt werden. Nicht anders ist es mit den Anschaffungskosten, die ebenfalls mit mehr eingesetzten Komponenten steigen.

Die Dynamik des Brennstoffzellensystems ändert sich nicht in den unterschiedlichen Systemkonzepten, da in allen Systemen ein PEM-Brennstoffzellensystem eingesetzt wird.

Aufgrund fehlender technischer Gewichts- und Kostendefinitionen des Elektrolyseurs und des Luftkompressors, ist es nicht möglich eine Nutzwertanalyse durchzuführen. Daher wird für die DOC-Berechnung das wasserstoffbetriebene OBOWAGS[®]-OBOGS ausgewählt.

Im folgenden Kapitel werden die Systemgrenzen des konventionellen Wassersystems und des OBOWAGS[®]-OBOGS für die DOC-Berechnung definiert.

Damit ein Vergleich der Betriebskosten zwischen einem konventionellen Wassersystem, eines wasserstoffbetriebenen OBOWAGS[®]-OBOGS und eines (kerosinbetriebenen) Reformersystems betrachtet werden kann, werden die DOC des Reformersystems am Beispiel des A320 berechnet.

5.8 Systemgrenzen des konventionellen Wassersystems und des OBOWAGS

Das konventionelle Wassersystem ist in Kapitel 5.1 vorgestellt worden. Weiterhin wird innerhalb der Systemgrenzen die Bordstromversorgung betrachtet.

Die Triebwerksgeneratoren (IDG- Integrated Drive Generator) stellen die elektrische Leistung an Bord zur Verfügung. Bei Ausfall aller Generatoren wird die Ram Air Turbine (RAT) ausgefahren oder beim Ausfall von einem Generator das Hilfstriebwerk (APU-Auxiliary Power Unit) gestartet.

Die APU kann folgende Systeme versorgen:

- Elektrische und hydraulische Anlagen
- Klimaanlage und Druckluftanlage
- Anlassenanlage der Haupttriebwerke

Die APU wird mit Kerosin betrieben, aber auch andere Brennstoffe wie z.B. Öl, Diesel und gasförmige Brennstoffe wie z.B. Wasserstoff, Methan und Erdgas können zum Einsatz kommen. Die Funktionsweise der APU basiert auf dem Carnot-Prozess. Es handelt sich hierbei um ein Gasturbinen-Triebwerk.

Die APU ist robust gebaut und besteht aus den folgenden Hauptkomponenten:

Verdichter, Brennkammer, Turbine und Getriebe (**Scholz 2000**). Dieses Hilfstriebwerk befindet sich im Rumpfheck des Flugzeugs.

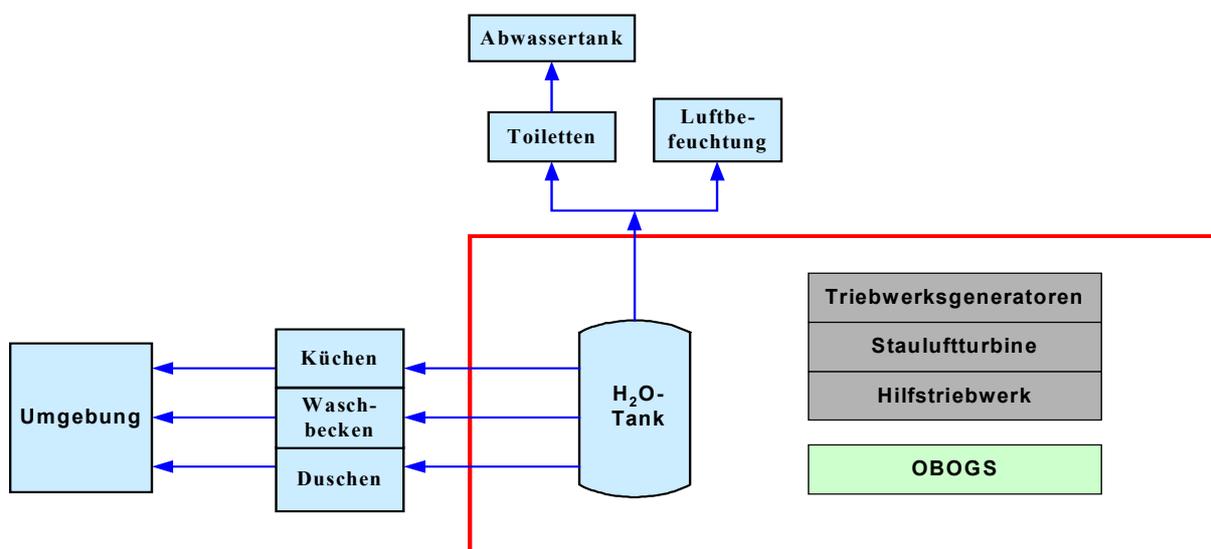


Bild 5.8.1 Systemgrenzen des konventionellen Wassersystems

Der Einsatz des OBOGS ist unabhängig vom System. Im konventionellen System ist das OBOGS nicht für einen durchgehenden Einsatz vorgesehen. Der Vorteil verspricht sich im OBOWAGS[®] dadurch, dass eine Leistungssteigerung der Brennstoffzelle erzielt wird.

Die Brennstoffzelle kann die gesamte benötigte elektrische Energie im Flugzeug bereit stellen, daher wird auf die Wellenleistung der Triebwerksgeneratoren verzichtet. Durch die Mehrfachauslegung des Brennstoffzellensystems ist eine Versorgung im Notfall gewährleistet. Das Hilfstriebwerk und die Stauluftturbine werden in dieser Betrachtung überflüssig, da die Brennstoffzelle eine Anlaufzeit von wenigen Minuten hat, ist die Stromversorgung am Boden sogar gewährleistet.

Der größte Teil an mitgenommener Wassermenge, der bei konventionellen Flugzeugen transportiert wird entfällt, da die Brennstoffzelle den Wasserbedarf während der gesamten Flugzeit abdeckt. Es muss jedoch ein Vorratsbehälter für den Fall vorhanden sein, dass mehr Wasser verbraucht wird als produziert wird.

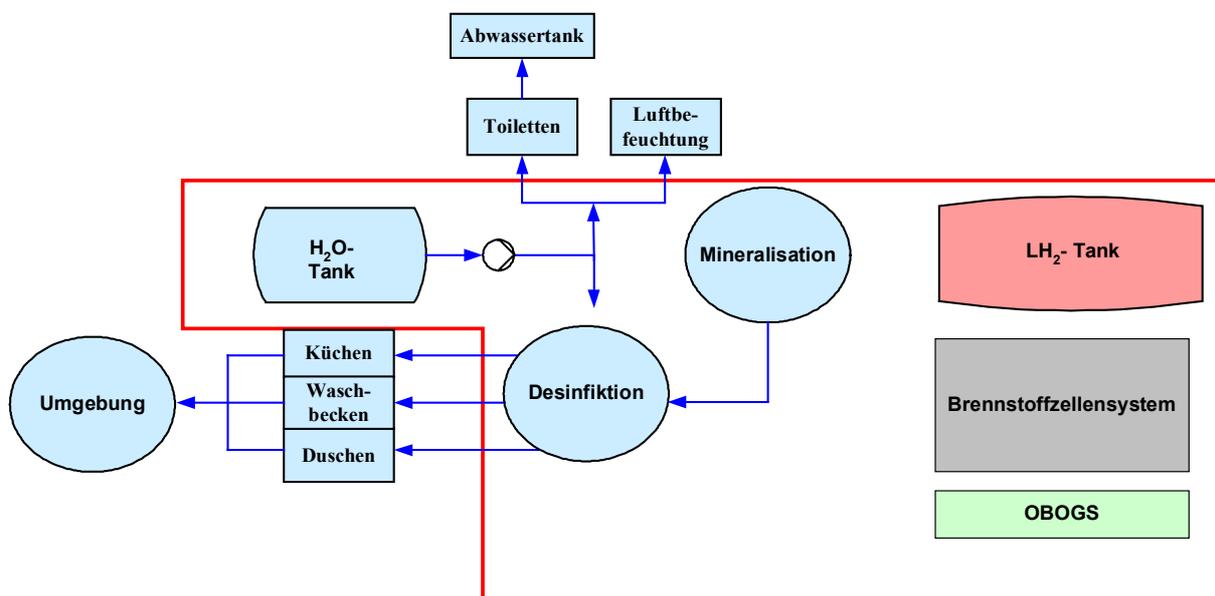


Bild 5.8.2 Systemgrenzen des OBOWAGS®

6 DOC_{sys} Betriebskostenberechnung von Flugzeugsystemen

6.1 Einführung in die Berechnungsmethode mit DOC_{sys}

Flugzeugsysteme haben in Transportflugzeugen einen hohen technischen und wirtschaftlichen Stellenwert erreicht. Ziel ist daher, den Entwurf neuer Flugzeugsysteme hinsichtlich ihrer Wirtschaftlichkeit für die Fluggesellschaften zu optimieren.

Es werden unterschiedliche Methoden angewendet, um die direkten Betriebskosten (DOC) von Flugzeugsystemen zu berechnen. Im folgenden werden die einzelnen Methoden zeitlich überblickt:

- Eine erste komplexe Rechnung der direkten Betriebskosten basiert auf die ATA 1967 (Air Transport Association of America). In dieser Methode werden die Zinsen, Kosten, Besatzung, Kabine und Gebühren nicht berücksichtigt.
- Im Jahre 1980 veröffentlichte die American Airlines eine Methode, die auf Studien der NASA basiert, in der Abschreibung auf Ersatzteile und Zinsen nicht berücksichtigt wurden.
- 1982 hat auch Lufthansa seine eigene Variante herausgebracht, die jedoch nur im Rahmen des eigenen Unternehmens verwendbar ist.
- Im Jahre 1989 wird zwischen Kurz-, Mittel- und Langstreckenflugzeugen unterschieden, welcher ausführlich in der AEA 1989 (Association of European Airlines) beschrieben werden.
- 1993 erstellt die Firma Fokker eine Methode, um neue Flugzeugentwürfe zu bewerten.
- 1989 berechnet der Flugzeughersteller Airbus die direkten Betriebskosten mit Berücksichtigung der Inflationsrate für Ersatzteile, Löhne und Gebühren.

Bisher wurden Flugzeugsysteme nach einzelnen Kriterien beurteilt wie: Gewicht, Wartbarkeit, Zuverlässigkeit und Systempreis. Aufgabe der DOC_{sys} (Scholz 2002) ist, diese und andere isolierte Bewertungsparameter zu einer Größe der Betriebskosten, zusammenzufassen. Die Anwendung stellt damit eine auf Flugzeugsysteme zugeschnittene DOC-Methode dar.

Die DOC berechnen die direkten Betriebskosten eines Flugzeugs in der Regel aus den Kosten (costs) C , die durch folgende Bestandteile verursacht werden:

- Abschreibung (depreciation) C_{DEP}
- Zinsen (interest) C_{INT}
- Versicherung (insurance) C_{INS}
- Kraftstoff (fuel) C_F

- Wartung (maintenance) C_M bestehend aus der Summe von
 - Wartung an der Zelle (airframe maintenance) C_{AFM} ,
 - Wartung an den Triebwerken (powerplant maintenance) C_{PPM}
- Besatzung (crew) C_C bestehend aus der Summe von
 - Besatzung im Cockpit (cockpit crew) $C_{CO C}$
 - Besatzung in der Kabine (cabin crew) $C_{CA C}$
- Gebühren (fees and charges) C_{FEE} bestehend aus der Summe von
 - Landegebühren (landing fees) $C_{LD FEE}$,
 - Gebühren der Flugsicherung (ATC or navigation charges) $C_{NAV FEE}$
 - Abfertigungsgebühren (ground handling charges) $C_{GND FEE}$

Um das konventionelle Wassersystem und das OBOWAGS[®] im Hinblick auf die DOC zu vergleichen, werden die gleichen Parameter in den jeweiligen Systemgrenzen berücksichtigt. Diese Eingangsparameter werden unterteilt in (Bild 6.1.1):

- Flugzeugdaten
- Allgemeine Systemdaten
- Ökonomische Daten
- Flugmissionsdaten.

The screenshot shows the DOCsys software interface with the following sections:

- Flugzeugdaten:**
 - Max. Abflugmasse, MTOW [kg]
 - Max. Masse ohne Kraftstoff, MZFW [kg]
 - Anzahl der Triebwerke, n [-]
 - L/D im Steigflug, L/D_CLB [-]
 - L/D im Reiseflug, L/D_CR [-]
 - L/D im Sinkflug, L/D_DES [-]
 - Triebwerkstyp
- Flugmissionsdaten:**
 - Flugzeit (airborne time), FT [s]
 - Reiseflughöhe, h_CR [m]
 - Fluggeschwindigkeit - Steigflug, v_CLB_TAS [m/s]
 - Fluggeschwindigkeit - Reiseflug, v_CR_TAS [m/s]
 - Fluggeschwindigkeit - Sinkflug, v_DES_TAS [m/s]
 - Steigrate, ROC [m/s]
 - Sinkrate, ROD [m/s]
 - Anzahl der Flüge pro Jahr, NFY [-]
- allgemeine Systemdaten:**
 - ATA-Kapitel: ATA 38 Wasseranlage
 - Systempreis, PriceSys [US\$]
- ökonomische Daten:**
 - Stundensatz, LR [US\$]
 - Kraftstoffpreis, FuelPrice [US\$/kg]
- weitere Systemdaten zu DOC-Bestandteilen:**
 - Abschreibung ...
 - Wartung ...
 - Verspätung ...
 - Ersatzteilbevorratung ...
 - Kraftstoff für variable Massen ...
 - Kraftstoff für Wellenleistung ...
 - Kraftstoff für Zapfluft ...
 - Kraftstoff für Stauluft ...
 - Kraftstoff für fixe Massen ...
 - Kraftstoff für Widerstand ...

At the bottom left, there is a status bar showing "0 < L/D_DES".

Bild 6.1.1 DOCsys-Programm (Scholz 2002)

In dieser Arbeit werden vier Flugzeugtypen A320, A330, A340 und A380 untersucht:

- A320** Die A320 ist ein Kurz-/Mittelstreckenflugzeug mit ca. 150 Sitzen das "Mutterflugzeug" der Single-Aisle-Familie von Airbus Industrie und wird seit April 1988 im Liniendienst. Die A320 verbraucht weit weniger Treibstoff und bietet erheblich niedrigere Betriebskosten als die meisten anderen Flugzeuge in dieser Kategorie.
- A330** Die A330 ist das modernste im Liniendienst befindliche zwei-strahlige Großraumflugzeug für den Mittel-bis Langstreckenbetrieb. Sie wurde nahezu zeitgleich mit der vier-strahligen Langstreckenversion A340 entwickelt.
- A340** Die A340 ist das vier-strahlige Langstreckenflugzeug der Airbus-Familie. Die A340 bietet den geringsten Treibstoffverbrauch und die niedrigsten Betriebskosten aller Langstreckenflugzeuge.
- A380** Die A380 ist ein Großraumflugzeug für Langstreckenflüge. Das Flugzeug ist mit vier Triebwerken der Firma Rolls Royce ausgestattet. Der Prototyp befindet sich zur Zeit in der Entwicklung.

6.2 Flugmechanische Daten

Die Flugmechanischen Daten stammen aus der Airbus-Abteilung **ETXG1 2003** und ändern sich bei der Betrachtung der Systeme nicht.

Tabelle 6.2.1 Flugmechanische Daten (ETXG1 2003)

	Einheit	A320	A330	A340	A380
Max. Abflugmasse	kg	77.000	233.000	368.000	560.000
Max. Masse ohne Kraftstoff	kg	62.500	168.000	240.000	361.000
Anzahl der Triebwerke	-	2	2	4	4
L/D im Steigflug	-	16,21	16,75	15,35	16
L/D im Reiseflug	-	19,56	21	19,6	20,25
L/D im Sinkflug	-	12,34	12,75	11,35	12
Triebwerkstyp	-	IAE V2500	RR Trent 772	CFM56-5C	RR Trent 900
Flugzeit	s	21.600	39.600	57.600	57.600
Reiseflughöhe	m	11.887	11.887	11.887	11.887
Fluggeschwindigkeit Steigflug	m/s	215	212	204	207
Fluggeschwindigkeit Reiseflug	m/s	246	242	245	250
Fluggeschwindigkeit Sinkflug	m/s	191	189,8	193	181
Steigrate	-	5,21	4,86	6,28	4,46
Sinkrate	-	9,2	9,45	9,98	7,9
Anzahl der Flüge pro Jahr	-	596	429	323	323
Anzahl der Passagiere	-	150	293	321	555

6.3 Systempreis und Systemmasse

6.3.1 Systempreis und Systemmasse des konventionellen Systems

Um den Systempreis ($Price_{sys}$) und die Systemmasse (m_{sys}) zu bestimmen, müssen die Komponenten innerhalb der Systemgrenzen berücksichtigt werden. Die Systemmasse (m_{sys}) setzt sich aus der Gesamtmasse (m_{Gesamt}) abzüglich der variablen Massen ($m_{variabel}$) zusammen.

Die Massen und Preise der Triebwerksgeneratoren stammen aus der Airbus-Abteilung **ECYS2 2003**, der Staulufturbine sind der Airbus-Abteilung **PCD2 2002** entnommen und des Hilfstriebwerkes (APU) stammen aus der Airbus-Abteilung **EEV 2003**.

Der Einsatz des On Board Oxygen Generating Systeme wird in den Airbus-Flugzeugen A340 und A380 eingesetzt.

Die Masse des OBOGS ändert sich im konventionellem System und im OBOWAGS nicht und ist von der Airbus-Abteilung **ECYS1 2003** vorgegeben. In den Gleichungen 6.3.1.1 und 6.3.1.2 werden die Gesamtmasse und der Gesamtpreis definiert.

$$\text{Price}_{\text{Gesamt}} = \text{Price}_{\text{Wassersystem}} + \text{Price}_{\text{Triebwerksgeneratoren}} + \text{Price}_{\text{APU}} + \text{Price}_{\text{RAT}} + \text{Price}_{\text{OBOGS}} \quad (6.3.1.1)$$

$$m_{\text{Gesamt}} = m_{\text{Wassersystem}} + m_{\text{Triebwerksgeneratoren}} + m_{\text{APU}} + m_{\text{RAT}} + m_{\text{OBOGS}} \quad (6.3.1.2)$$

Der Systempreis des konventionellen Systems ist in der folgenden Tabelle zusammengefasst dargestellt:

Tabelle 6.3.1.1 Gesamtmasse und Gesamtpreise des konventionellen Wassersystems

	Einheit	A320	A330	A340	A380
$m_{\text{Wassersystem}}$	kg	150	210	370	560
$\text{Price}_{\text{Wassersystem}}$	US\$	47.000	108.000	188.000	309.000
$m_{\text{Triebwerksgeneratoren}}$	kg	180	230	360	600
$\text{Price}_{\text{Triebwerksgeneratoren}}$	US\$	180.000	230.000	360.000	600.000
m_{APU}	kg	350	500	500	750
$\text{Price}_{\text{APU}}$	US\$	180.000	280.000	420.000	600.000
m_{RAT}	kg	50	79	79	146
$\text{Price}_{\text{RAT}}$	US\$	47.500	80.000	105.000	178.000
m_{OBOGS}	kg	0	0	124	162
$\text{Price}_{\text{OBOGS}}$	US\$	0	0	57.213	65.417
m_{Gesamt}	kg	730	1.019	1.433	2.218
$\text{Price}_{\text{Gesamt}}$	US\$	454.500	698.000	1.130.213	1.752.417

Im konventionellen Wassersystem wird das Frischwasser vor Flugbeginn im Flugzeug gelagert und ca. 33,3 % (**Scholz 2002**) der Wassermenge wird bis zur Landung mitgeführt. Für die DOC ist es von großer Bedeutung die variierende Wassermenge zu berücksichtigen.

Die variablen Massen sind abhängig von der Passagieranzahl (pax), der Flugphasendauer (t_f) und des Wasserverbrauches in den Waschbecken und Küchen (sowie Duschen).

$$\dot{m}_{\text{variabel}} = \dot{m}_{\text{climb}} \cdot t_{\text{climb}} + \dot{m}_{\text{cruise}} \cdot t_{\text{cruise}} + \dot{m}_{\text{descent}} \cdot t_{\text{descent}} \quad (6.3.1.4)$$

Tabelle 6.3.1.2 variable Massen des konventionellen Wassersystems

	Einheit	A320	A330	A340	A380
Steigflug	s	2.282	2.446	1.893	2.665
Massenstrom im Steigflug	m/s	0,0017	0,0044	0,0093	0,0220
Reiseflug	s	21.626	39.496	58.116	57.030
Massenstrom im Reiseflug	m/s	0,0058	0,0102	0,0117	0,0260
Sinkflug	s	1.292	1.258	1.191	1.505
Massenstrom im Sinkflug	m/s	0,0048	0,0099	0,0156	0,0126
$m_{\text{max.Frischwassermenge}}$	kg	210	700	1.050	1.800
m_{variabel}	kg	135	427	718	1.260

Die gespeicherten Wassermengen $m_{\text{max.Frischwassermenge}}$ für die Flugzeugtypen A320, A330, A340 und A380 sind aus der Tabelle 6.3.1.2 zu entnehmen.

Die Systemmasse des konventionellen Systems, die sich während des Fluges nicht ändert, wird mit der folgenden Formel berechnet:

$$m_{\text{sys}} = m_{\text{Gesamt}} + m_{\text{Max.Frischwassermenge}} - m_{\text{variabel}} \quad (6.3.1.5)$$

Der Systempreis ist mit dem Gesamtpreis der Komponenten ($\text{Price}_{\text{Gesamt}}$) gleichzusetzen, da keine weiteren Kosten des Frischwassers berücksichtigt werden müssen.

Tabelle 6.3.1.3 Das Systemgewicht und der Systempreis

	Einheit	A320	A330	A340	A380
m_{Gesamt}	kg	730	1.019	1.433	2.218
$m_{\text{max.Frischwassermenge}}$	kg	210	700	1.050	1.800
m_{variabel}	kg	135	427	718	1.260
m_{sys}	kg	804	1.292	1.765	2.458
$\text{Price}_{\text{sys}}$	US\$	454.500	698.000	1.130.213	1.752.417

6.3.2 Systempreis und Systemmasse des OBOWAGS®

Für die Ermittlung des Systempreises des OBOWAGS® sind zusätzliche Kosten für das Wasserstofftanksystem, der Wasseraufbereitung und Mineralisierung zu berücksichtigen. Es wird ein Wert von 30 % auf das konventionelle Wassersystem beaufschlagt (**Plötner 2003**).

Das Gewicht der Brennstoffzellen beträgt 3 kg/kW für den Brennstoffzellenstack (**ETDX1 2003**). Das ist nur ein Drittel des Gesamtgewichts des Brennstoffzellensystems (Struktur und Lüftung). Die Anschaffungskosten der Brennstoffzellen werden mit 1000 US\$/kW (**ETDX1 2003**) berechnet, das wie das Brennstoffzellengewicht auch nur ein Drittel der gesamten Anschaffungskosten beträgt.

Der Treibstoff für das Brennstoffzellensystem ist Wasserstoff, der im flüssigen Zustand gespeichert wird. Das Wasserstofftankgewicht wird in Abhängigkeit der benötigten Wasserstoffmenge ausgelegt. Das Gewicht des Wasserstofftanks beträgt 100 kg/m³ LH₂ (**ETDX1 2003**). Der Preis für den Wasserstofftank beläuft sich auf 1000 US\$/kg LH₂ (**Dynetek 2003**).

Die Wasserstoffkosten, die für die Brennstoffzelle pro Jahr anfallen werden der DOC aufsummiert. Flüssiger Wasserstoff wird auf dem Münchener Flughafen für 1 US\$/Liter angeboten.

Es entfallen die Preise und das Gewicht der Stauluftturbine und der Triebwerksgeneratoren sowie des Hilfstriebwerks.

$$\text{Price}_{\text{Gesamt}} = \text{Price}_{\text{Wassersystem}} + \text{Price}_{\text{Wasserstoffsystem}} + \text{Price}_{\text{Brennstoffzellensystem}} + \text{Price}_{\text{OBOGS}} \quad (6.3.2.1)$$

$$m_{\text{Gesamt}} = m_{\text{Wassersystem}} + m_{\text{Wasserstoffsystem}} + m_{\text{Brennstoffzellensystem}} + m_{\text{OBOGS}} \quad (6.3.2.2)$$

Tabelle 6.3.2.1 Systemgewicht und Systempreis des OBOWAGS®

	Einheit	A320	A330	A340	A380
$m_{\text{Wassersystem}}$	kg	148	297	362	526
$\text{Price}_{\text{Wassersystem}}$	US\$	45.868	151.190	182.465	290.878
$m_{\text{Brennstoffzellensystem}}$	kg	540	690	1080	2050
$\text{Price}_{\text{Brennstoffzellensystem}}$	US\$	179.993	229.991	359.986	683.306
$m_{\text{Wasserstoffsystem}}$	kg	61	135	300	572
$\text{Price}_{\text{Wasserstoffsystem}}$	US\$	43.385	95526	212658	405.984
m_{OBOGS}	kg	0	0	124	162
$\text{Price}_{\text{OBOGS}}$	US\$	0	0	57.213	65.417
m_{Gesamt}	kg	814	1307	2185	3849
$\text{Price}_{\text{Gesamt}}$	US\$	269.246	476.707	812.322	1.445.585

Das in dieser Arbeit eingesetzte DOC-Programm ist für Berechnungen des wirtschaftlichen Betriebes konventionell aufgebauter Flugzeuge ausgelegt. Eine Berücksichtigung einer eingesparten Kerosinmasse durch einen vom konventionellen System nicht vorgesehenen Brennstoffzel-

leneinsatz ist derzeit im Programm nicht möglich. Sie darf jedoch vom Leser nicht unberücksichtigt bleiben, da z.B. mehr Fracht mitgenommen werden kann.

Um das Systemgewicht festzulegen, muss bei dieser Variante die variable Masse ähnlich wie beim konventionellen System berechnet werden. Das überschüssige Wasser, was nicht verbraucht wird und nicht im Vorratsbehälter gespeichert werden muss, wird über Bord gelassen. Die Flugphasendauer und der Wasserbedarf ändert sich in beiden Systemen nicht.

$$\dot{m}_{\text{variabel}} = \dot{m}_{\text{climb}} \cdot t_{\text{climb}} + \dot{m}_{\text{cruise}} \cdot t_{\text{cruise}} + \dot{m}_{\text{descent}} \cdot t_{\text{descent}} + \dot{m}_{\text{H}_2\text{O-Überschuß}} \quad (6.3.2.3)$$

Tabelle 6.3.2.2 variable Massen des OBOWAGS®

	Einheit	A320	A330	A340	A380
Steigflug	s	2.282	2.446	1.893	2.665
Massenstrom im Steigflug	m/s	0,0075	0,0088	0,0130	0,0220
Reiseflug	s	21.626	39.496	58.116	57.030
Massenstrom im Reiseflug	m/s	0,0790	0,0103	0,0163	0,0260
Sinkflug	s	1.292	1.258	1.191	1.505
Massenstrom im Sinkflug	m/s	0,0047	0,0099	0,0059	0,0126
$m_{\text{max.Frischassermenge}}$	kg	259	625	1.298	2.099
m_{variabel}	kg	194	440	979	1.560

Anders als im konventionellen System wird das Wasser im OBOWAGS® während des Fluges produziert. Die gespeicherten Wassermassen im OBOWAGS® benötigt werden, um die Passagiere in allen Flugphasen mit Wasser zu versorgen, sind in der Tabelle 6.3.2.3 aufgeführt. Das Gewicht der Wassertanks sind in allen Flugzeugen gleich schwer. Der Wasserbedarf wird in dem Flugzeug A320 in allen Flugphasen bei maximaler und bei durchschnittlicher Flugzeit abgedeckt, daher ist ein Wassertank nicht notwendig. Der Wasserbedarf wird in dem ca. 300-sitzigen Airbus-Flugzeug A330 nur bei maximaler Flugzeit abgedeckt. Um den Wasserbedarf auch bei durchschnittlicher Flugzeit abdecken zu können, wird ein Wassertank mit 6 kg (für max. 50 Liter Wasservolumen) eingesetzt. Umgekehrt gilt dies für den A340. Es wird ein Wassertank eingesetzt, obwohl der Wasserbedarf bei durchschnittlicher Flugzeit gedeckt wird. Bei maximaler Flugzeit ist ein Wassertank für die Speicherung von 18 Litern Wasser nötig. Die Wasserbereitstellung des Flugzeugtyps A380 kann nur gewährleistet werden, wenn bei maximaler und durchschnittlicher Flugzeit ein Wassertank von max. 50 Litern eingesetzt wird.

Tabelle 6.3.2.3 gespeicherte Wassermengen im OBOWAGS®

	Einheit	A320	A330	A340	A380
maximale Flugzeit	s	21.600	39.600	57.600	57.600
m _{gespeicherte Wassermasse}	kg	0	0	18	38
Wassertankgewicht	kg	0	6	6	6
durchschnittliche Flugzeit	s	15.120	25.920	36.720	36.720
m _{gespeicherte Wassermasse}	kg	0	13	0	1,5
Wassertankgewicht	kg	0	6	6	6

Das Systemgewicht des OBOWAGS® und der Systempreis setzen sich wie folgt zusammen:

$$m_{\text{Gesamt}} = \sum m_{\text{Komponenten}} + m_{\text{produzierte Frischwassermenge}} \quad (6.3.2.4)$$

$$m_{\text{sys}} = m_{\text{Gesamt}} - m_{\text{variabel}} \quad (6.3.2.5)$$

Tabelle 6.3.2.4 Das Systemgewicht und der Systempreis OBOWAGS®

	Einheit	A320	A330	A340	A380
m _{Gesamt}	kg	1.008	1.747	3.164	5.409
m _{produzierte Frischwassermenge}	kg	259	625	1.298	2.099
m _{variabel}	kg	194	440	987	1.547
m _{sys}	kg	814	1.307	2.185	3.849
Price _{sys}	US\$	269.246	476.707	812.322	1.445.585

6.4 Wartungskosten

Die Wartungskosten eines Systems unterscheiden sich, wie die Betriebskosten, zwischen den indirekten Wartungskosten (IMC-Indirect Maintenance Costs) und den direkten Wartungskosten (DMC-Direct Maintenance Costs). Die zu den DOC zugehörigen Wartungskosten sind die DMC und für die Berechnung der DOC relevant.

DMC unterscheiden sich zwischen den Wartungsstunden am Flugzeug (MMH_{on}; 27 % der Wartungskosten) und den Wartungsstunden außerhalb des Flugzeugs (MMH_{off}; 73 % der Wartungskosten). L_F ist der Lernfaktor der MMH_{on} bzw. L_W ist der Lernfaktor der MMH_{off} (Scholz 2002).

Die DMC_{sys} sind durch die folgende Gleichung definiert.

$$DMC_{\text{sys}} = (MMH_{\text{on}} \cdot L_F + MMH_{\text{off}} \cdot L_W) \cdot L_R + MC \cdot C_E \quad (6.4.1)$$

L_R (Labor Rate) ist der Stundensatz und wird mit 69 US\$/MMH veranschlagt (**Scholz 2000**). Der Vergleichsfaktor zu den Materialkosten (MC-Material Costs) ist mit C_E bezeichnet.

Die Wartungskosten für das Wassersystem ($DMC_{\text{Wassersystem}}$), die Triebwerksgeneratoren ($DMC_{\text{Triebwerksgeneratoren}}$), des Hilfstriebwerkes (DMC_{APU}) und der Stauluftturbine (DMC_{RAT}), die in der Literatur **Plötner 2003** aufgeführt sind, werden übernommen.

Wartungskosten für die OBOGS stammen aus der Airbus Abteilung **ECYS1 2003**. Der Einsatz der OBOGS soll zukünftig in den Airbus-Flugzeugen A340 und A380 erfolgen. Die Wartungskosten der OBOGS liegen bei 0,45 US\$/FH für den A340 und 0,5 US\$/FH für den A380.

Tabelle 6.4.1 Wartungskosten des konventionellen Wassersystems

	Einheit	A320	A330	A340	A380
Wartungskosten Wassersystem					
MMH _{on}	MMH/FH	0,011	0,019	0,023	0,065
MMH _{off}	MMH/FH	0,32	0,046	0,052	0,076
MC	US\$/FH	0,689	0,846	1,032	2,26
Wartungskosten Triebwerksgeneratoren					
MMH _{on}	MMH/FH	0,00053	0,00092	0,00092	0,00315
MMH _{off}	MMH/FH	0,0013	0,00197	0,00222	0,00325
MC	US\$/FH	0,0973	0,11972	0,14617	0,3305
Wartungskosten APU					
MMH _{on}	MMH/FH	0,0022	0,0024	0,0026	0,017
MMH _{off}	MMH/FH	0,015	0,017	0,019	0,034
MC	US\$/FH	1,202	1,33	1,524	4,79
Wartungskosten RAT					
MMH _{on}	MMH/FH	0,002	0,0023	0,0025	0,0056
MMH _{off}	MMH/FH	0,009	0,0011	0,0014	0,0026
MC	US\$/FH	0,13	0,137	0,154	0,345
Wartungskosten OBOGS					
MMH _{on}	MMH/FH	0	0	0,1096	0,1201
MMH _{off}	MMH/FH	0	0	0,2964	0,3248
MC	US\$/FH	0	0	1,499	2,81

Für das konventionelle System gilt:

$$DMC_{\text{sys}} = DMC_{\text{Wassersystem}} + DMC_{\text{Triebwerksgeneratoren}} + DMC_{\text{APU}} + DMC_{\text{RAT}} + DMC_{\text{OBOGS}} \quad (6.4.2)$$

Tabelle 6.4.2 Gesamtwartungskosten des konventionellen Systems

	Einheit	A320	A330	A340	A380
MMH _{on}	MMH/FH	0,0157	0,0246	0,1386	0,2109
MMH _{off}	MMH/FH	0,0574	0,0661	0,3710	0,4408
MC	US\$/FH	2,1183	2,4327	4,3552	10,5355

Die Wartungskosten des Brennstoffzellensystems werden nach **ECYS2 2003** für das Jahr 2020 entsprechend so hoch angenommen wie die der Triebwerksgeneratoren. Für die Jahre 2003 und 2010 werden die Wartungskosten des Brennstoffzellensystems so wie die Anschaffungskosten auf 5mal bzw. 2,5mal so hoch angenommen (**ETDX1 2003**).

Wartungskosten für das Wasserstoffsystem entfallen, da der Wasserstofftank im Schadenfall ausgetauscht werden muss und im Betrieb keine laufenden Kosten verursacht.

Tabelle 6.4.3 Wartungskosten der OBOWAGS®

	Einheit	A320	A330	A340	A380
Wartungskosten Wassersystem					
MMH _{on}	MMH/FH	0,0140	0,0250	0,0300	0,0850
MMH _{off}	MMH/FH	0,0420	0,0600	0,0680	0,0980
MC	US\$/FH	0,8950	1,100	1,3520	2,9380
Wartungskosten Brennstoffzellensystem					
MMH _{on}	MMH/FH	0,0053	0,0092	0,0092	0,0315
MMH _{off}	MMH/FH	0,0137	0,0197	0,0222	0,0325
MC	US\$/FH	0,9733	1,1972	1,4617	3,305
Wartungskosten OBOGS					
MMH _{on}	MMH/FH	0	0	0,1096	0,1201
MMH _{off}	MMH/FH	0	0	0,2964	0,3248
MC	US\$/FH	0	0	1,499	2,81

Die Gesamtwartungskosten des OBOWAGS® sind in der Gleichung 6.4.3 definiert und in Tabelle 6.4.4 aufgelistet.

$$DMC_{sys} = DMC_{Wassersystem} + DMC_{Brennstoffzellensystem} + DMC_{OBOGS} \quad (6.4.3)$$

Tabelle 6.4.4 Gesamtwartungskosten des OBOWAGS®

	Einheit	A320	A330	A340	A380
MMH _{on}	MMH/FH	0,0193	0,0342	0,1488	0,2367
MMH _{off}	MMH/FH	0,0557	0,0797	0,3866	0,4554
MC	US\$/FH	1,8683	2,2972	4,3127	9,0530

Im Anhang B sind die Eingangsparameter für die DOC-Berechnung detailliert aufgeführt.

6.5 Ergebnisse der DOC des konventionellen Systems und des OBOWAGS®

Werden die Eingabeparameter in das DOC_{sys}-Programm eingegeben werden folgende (Tabelle 6.5.1 und Tabelle 6.5.2) Ergebnisse für das konventionelle Wassersystem und das OBO-WAGS® berechnet.

Tabelle 6.5.1 DOC-Ergebnisse des konventionellen Wassersystems im Jahr 2003

	A320	A330	A340	A380
Einheit	US\$/(Flugzeug·Jahr)			
Abschreibungskosten	27.270,00	41.880,00	67.812,60	105.145,20
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	29.880,70	44.741,27	21.6991,14	304.765,87
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	25.736,53	45.750,62	85.428,60	114.945,41
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	2.344,43	7.440,65	16.445,15	33.548,43
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	9.606,20	16.680,33	59.771,81	72.449,82
Summe DOC	94.837,85	156.492,88	446.449,31	630.854,73

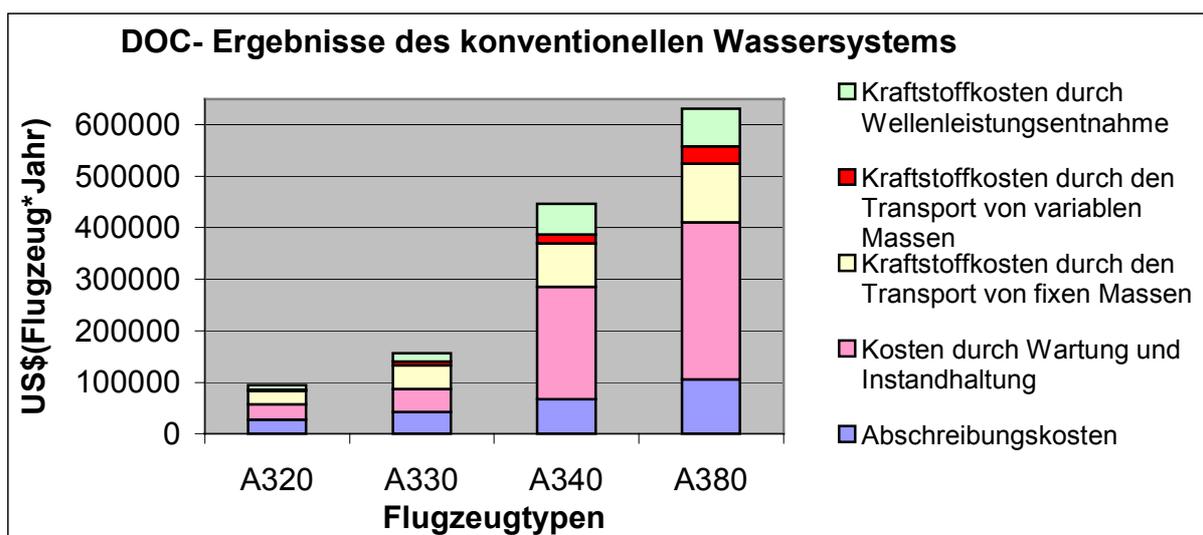
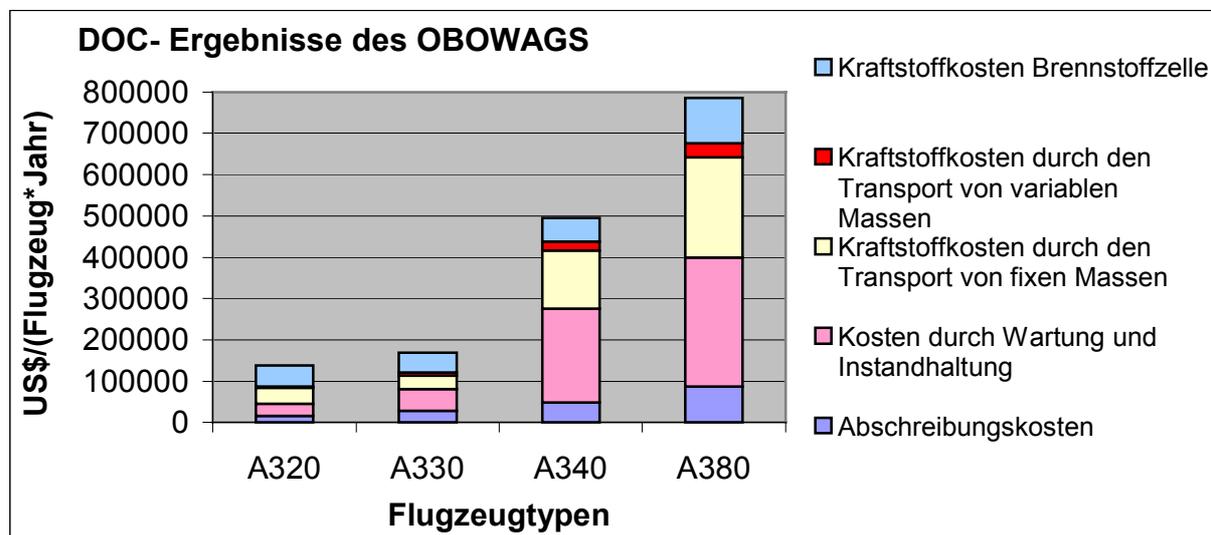


Bild 6.5.1

DOC-Ergebnisse des konventionellen Wassersystems im Jahr 2003

Tabelle 6.5.2 DOC-Ergebnisse des OBOWAGS® im Jahr 2003

	A320	A330	A340	A380
Einheit	US\$/(Flugzeug-Jahr)			
Abschreibungskosten	16.154,70	28.602,36	48.739,32	86.735,40
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	29.384,65	52.284,63	226.532,85	311.932,18
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	37.580,45	62.570,70	140.606,28	243.919,97
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	3.145,30	7.523,11	22.014,69	33.548,43
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	0	0	0	0
Kraftstoffkosten der Brennstoffzelle	52.048	48.117	56.990	108.799
Summe DOC	138.313,10	169.097,80	494.883,14	784.934,98

**Bild 6.5.2** DOC Ergebnisse des OBOWAGS® im Jahr 2003

Die DOC-Ergebnisse der beiden System sind in Bild 6.5.3 dargestellt.

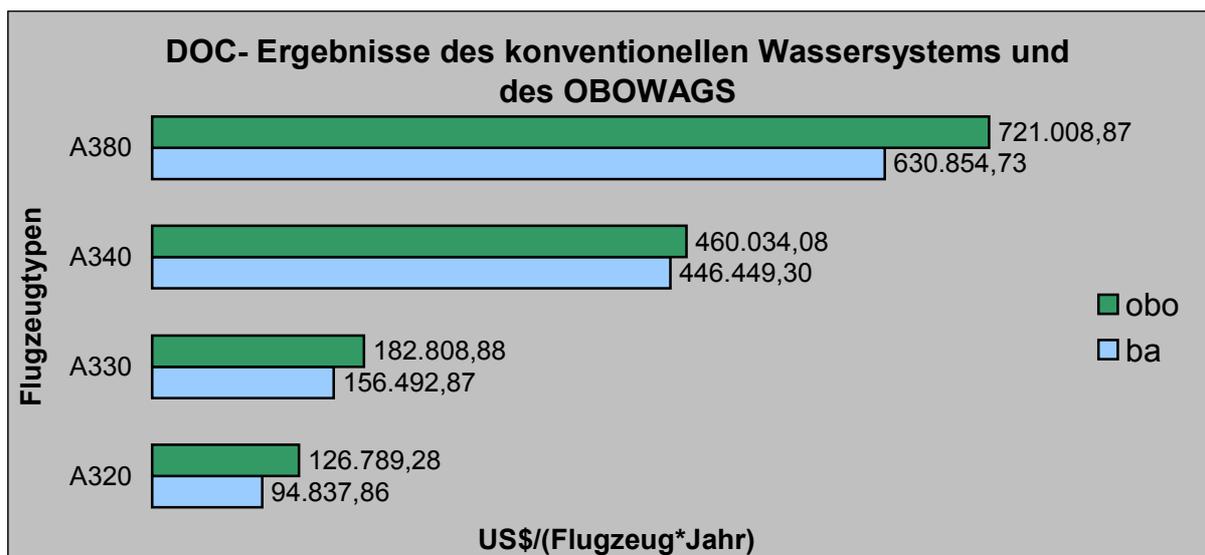


Bild 6.5.3 DOC-Ergebnisse des konventionellen Wassersystems und des OBOWAGS[®] im Jahr 2003

Der Einsatz des OBOWAGS[®] in Passagierflugzeugen, die hier untersucht werden, ist durch die hohen Wasserstoffkosten und das hohe Gewicht des Brennstoffzellensystems noch nicht wirtschaftlich im Vorteil zum konventionellen System. Im Jahr fallen auf das OBOWAGS[®] 14,29 % mehr Betriebskosten pro Flugzeug an.

6.6 Szenarien

Um den Einfluss von bestimmten Parametern auf die DOC-Berechnung zu verdeutlichen werden einige Szenarien aufgestellt, um zu verdeutlichen welchen Einfluss der Kraftstoffpreis, die Flugzeit, das Gewicht und die Kosten des Brennstoffzellensystems bewirken, werden diese Parameter für das Jahr 2003, 2010 und 2020 betrachtet.

6.6.1 Szenario: Kraftstoffpreis

Da der Kerosinpreis erheblichen Schwankungen unterliegt, ist es kaum möglich einen einheitlichen Preis für Kerosin zu nennen. In Bild 6.6.1.1 ist ersichtlich wie hoch diese Schwankungen in den vergangenen Jahren waren.

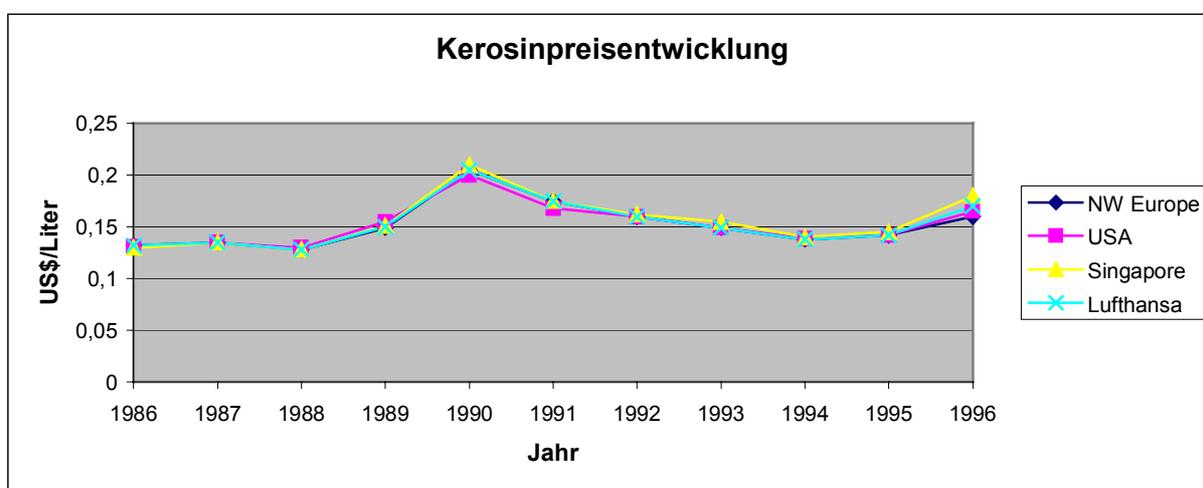


Bild 6.6.1.1 Kerosinpreisentwicklung 1986 bis 1996 (Scholz 2002)

Ein Liter Kerosin kostet im Jahr 2003 0,21 US\$. Im Jahr 2020 liegt der geschätzte Preis für einen Liter Kerosin bei 0,315 US\$ (Plötner 2003). Der Kraftstoffpreis für das Jahr 2010 ist der Mittelwert aus den Preisen des Jahres 2003 und 2020.

Tabelle 6.6.1.1 Die Kerosinpreisentwicklung in dem Zeitraum von 2003 bis 2020

	Einheit	2003	2010	2020
Kerosinpreis	US\$/Liter	0,21	0,263	0,315

In Bild 6.6.1.1 ist zu sehen, wie sich der Kerosinpreis auf die DOC-Ergebnisse auswirkt. Die Betriebskosten des konventionellen Wassersystems in den Flugzeugtypen A320, A330, A340 und A380 steigen mit zunehmenden Kerosinpreisen.

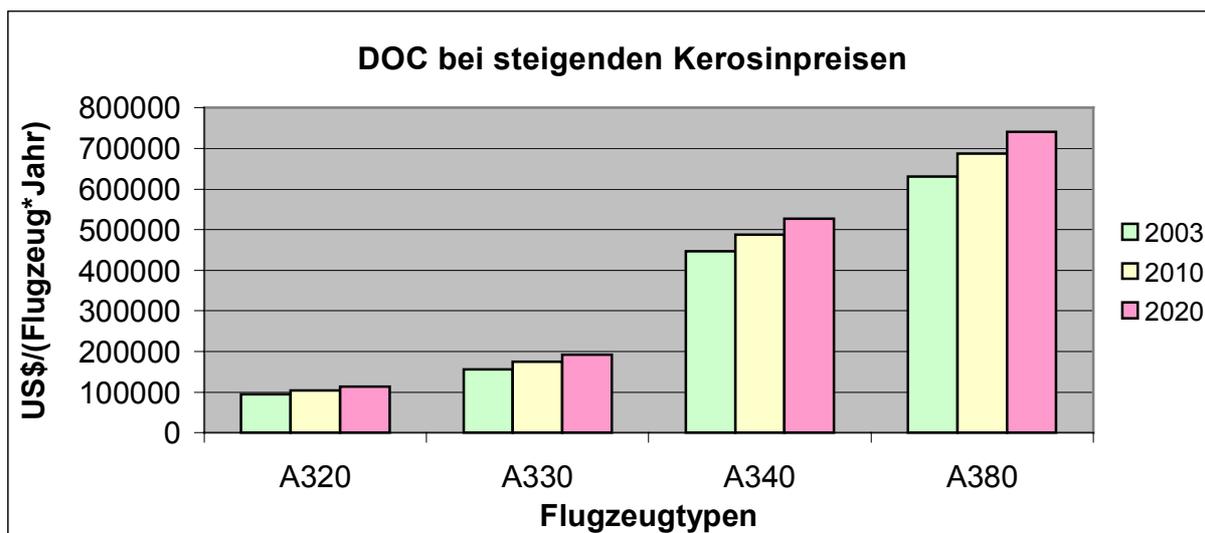


Bild 6.6.1.2 DOC bei steigenden Kerosinpreisen

Die Wasserstoffkosten, die für die Brennstoffzelle pro Jahr entstehen, müssen den DOC aufsummiert werden, da diese Kosten nicht durch das DOC_{sys}-Programm berechnet werden können.

$$\text{Price}_{\text{LH}_2} = \dot{m}_{\text{H}_2} \cdot \text{NFY} \cdot \text{Price}_{\text{H}_2} \quad (6.6.1.1)$$

Der aktuelle Wasserstoffpreis (Price_{H₂}) liegt zum Zeitpunkt dieser Arbeit bei 1 US\$/Liter. Aber auch die Wasserstoffkosten unterliegen hohen Schwankungen.

Damit die Wasserstoffkosten sinken, muss erst eine Wasserstoffinfrastruktur und ein gewisser Absatz vorhanden sein.

Es wird die Annahme (**ECYS2 2003**) getroffen, dass ein Liter flüssiger Wasserstoff im Jahre 2010 nur noch die Hälfte (0,5 US\$) kosten wird. Um für das Jahr 2020 eine Annahme zu treffen, wird der Wasserstoffpreis für das Jahr 2020 auf 0,20 US\$/Liter festgesetzt (**ECYS2 2003**).

Tabelle 6.6.1.2 Der Wasserstoffpreis

	Einheit	2003	2010	2020
Flüssiger Wasserstoff	US\$/Liter	1,0	0,50	0,20

Für die hier untersuchten Flugzeugtypen fallen im Jahr zusätzliche Wasserstoffkosten an, die in der Tabelle 6.6.1.3 und 6.6.1.4 aufgeführt sind.

Tabelle 6.6.1.3 Wasserstoffkosten bei maximaler Flugzeit

	Einheit	A320	A330	A340	A380
Wasserstoffkosten 2003	US\$/Jahr	52.048	48.117	56.990	108.799
Wasserstoffkosten 2010	US\$/Jahr	26.024	24.058	28.495	54.399
Wasserstoffkosten 2020	US\$/Jahr	10.410	9.623	11.398	21.760

Die Wasserstoffkosten bei durchschnittlicher (60%) Flugzeit betragen:

Tabelle 6.6.1.4 Wasserstoffkosten bei durchschnittlicher Flugzeit

	Einheit	A320	A330	A340	A380
Wasserstoffkosten 2003	US\$/Jahr	76.951	70.108	85.692	163.593
Wasserstoffkosten 2010	US\$/Jahr	38.476	35.054	42.846	81.797
Wasserstoffkosten 2020	US\$/Jahr	15.390	14.022	17.138	32.719

Durch die abnehmenden Wasserstoffkosten und trotz des steigenden Kerosinpreises nehmen die Betriebskosten des OBOWAGS[®] ab. Der Einsatz des OBOWAGS[®] wird in den nächsten Jahren wirtschaftliche Vorteile aufzeigen als zum jetzigen Zeitpunkt (Bild 6.6.1.3).

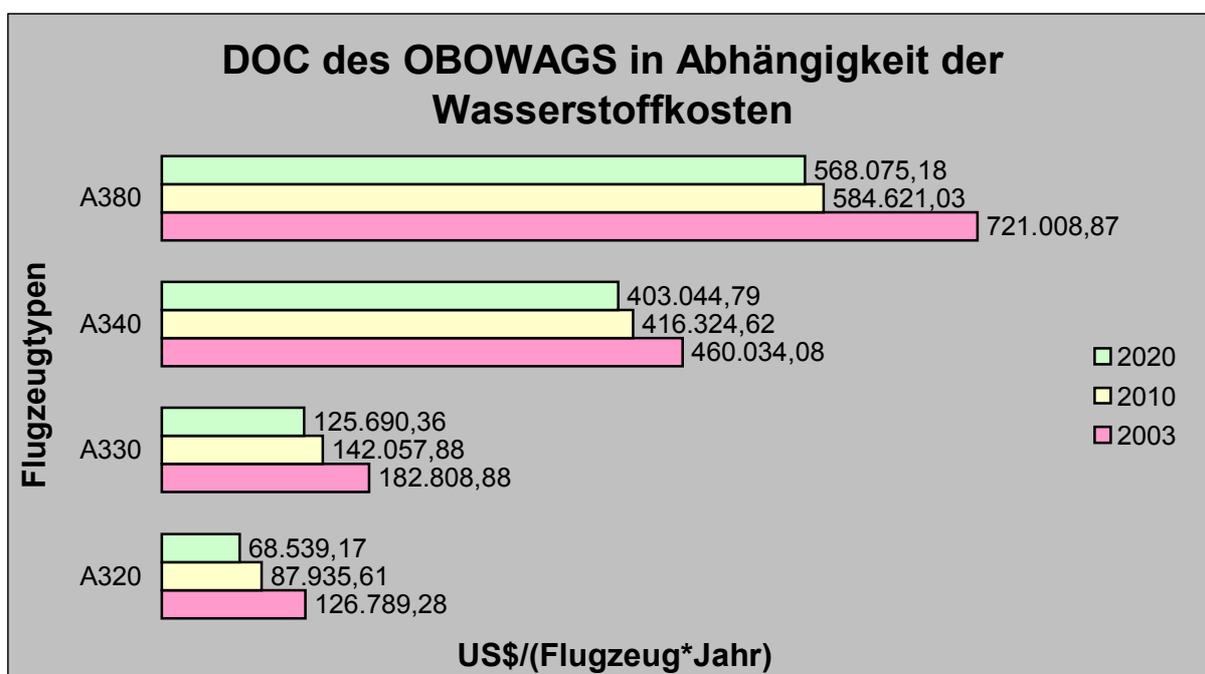


Bild 6.6.1.3 DOC des OBOWAGS[®] für die Jahre 2003, 2010 und 2020

Der Einsatz des OBOWAGS[®] wird in allen Flugzeugtypen kostengünstiger.

6.6.2 Szenario: Flugzeit

Der Parameter Flugzeit (t_f) ist eine große Einflussgröße. Unabhängig von der Treibstoffart, ist ein Flugzeug, das öfter im Jahr eingesetzt wird wirtschaftlicher, da sich die fixen Kraftstoffkosten (Abschreibung, Zinsen, Versicherung) über mehrere Flüge aufteilen und somit weniger Kosten auf ein Flugzeug pro Flug anfallen. Wenn die Flugzeit eines Flugzeugs gesenkt wird und die jährliche Nutzungsdauer (U = Utilization) dadurch steigen, werden geringere Kosten erzielt.

Die jährliche Nutzungsdauer (U) lässt sich mit der Formel 6.6.2.1 berechnen:

$$U = \frac{k_{U1}}{t_f + k_{U2}} \quad (6.6.2.1)$$

Die Berechnungsgleichungen unterscheiden sich in den Parametern k_{u1} und k_{u2} , welche aus **Scholz 1999** entnommen sind.

Tabelle 6.6.2.1 Parameter zur Berechnung der jährlichen Flugzeugnutzung (**Scholz 1999**)

Quelle	k_{U1}	k_{U2}
NASA 1977	3.205	0,327
AEA 1989	3.750	0,750
AEA 1989b	4.800	0,420
Airbus 1988		
R < 1000 nm	3.994	0,754
1000 nm ≤ R ≤ 2000 nm	5.158	1,650
2000 nm < R	6.566	3,302

In einem weiteren Szenario wird die Flugzeit auf 60 % der maximalen Flugzeit gesenkt (Tabelle 6.6.2.2).

Tabelle 6.6.2.2 Flugzeiten und Anzahl der Flüge pro Jahr

	Einheit	A320	A330	A340	A380
maximale Flugzeit (100FT)	s	25.200	43.200	61.200	61.200
Anzahl der Flüge pro Jahr	-	496	429	323	323
durchschnittliche Flugzeit (60FT)	s	15.120	25.920	36.720	36.720
Anzahl der Flüge pro Jahr	-	881	625	486	486

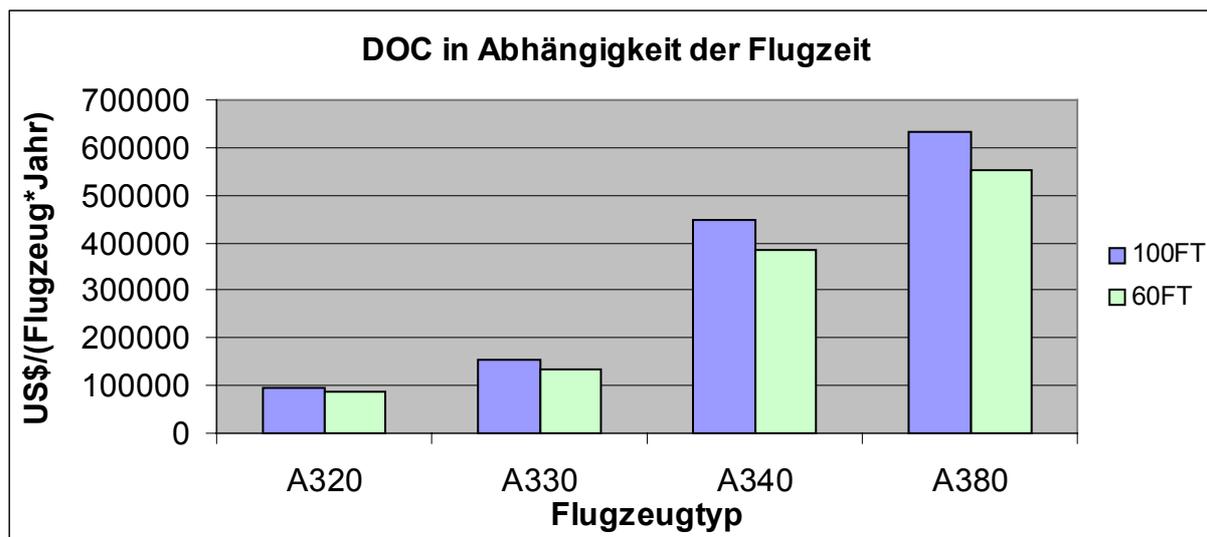


Bild 6.6.2.1 Szenario: Flugzeit (konventionelles Wassersystem)

In Bild 6.6.2.1 werden die DOC der vier untersuchten Flugzeugtypen bei maximaler und bei durchschnittlicher Flugzeit dargestellt. An dieser Stelle wird deutlich, dass die Betriebskosten bei maximaler Flugzeit verhältnismäßig günstiger sind als bei durchschnittlicher Flugzeit.

6.6.3 Szenario: Brennstoffzelle

Die Brennstoffzellentechnologie hat noch einen weiten Weg bis zur vollständigen Markteinführung. Neben der technischen Realisierung stellt die Erreichung niedriger Kosten für ein solches System die größte Herausforderung dar. Massenproduktion ist eine entscheidende Voraussetzung für niedrige Herstellkosten bei hoher Qualität.

Das Gewicht der Brennstoffzellen beträgt 3kg/kW (**ETDX1 2003**). Dieses bildet die Basis für die Berechnung des Systemgewichts für die Brennstoffzelle in dieser Arbeit. Das Gewicht der Brennstoffzelle für das Jahr 2010 und 2020 ist eine Annahme der Airbus-Abteilung **ETDX1 2003**.

Tabelle 6.6.3.1 Gewicht und Kosten der Brennstoffzellensysteme

	Einheit	2003	2010	2020
Systemgewicht	kg/kW	3	2	1,5
Systempreis	US\$/kW	1.000	500	100

Das Systemgewicht der Brennstoffzelleneinheit trägt 60 % bei. Das Systemgewicht und der Systempreis des Brennstoffzellensystems setzt sich nach Gleichung 6.6.3.1 und 6.6.3.2 zusammen.

$$m_{\text{Brennstoffzellensystem}} = m_{\text{Brennstoffzellen}} \cdot \frac{5}{3} \quad (6.6.3.1)$$

$$\text{Price}_{\text{Brennstoffzellensystem}} = \text{Price}_{\text{Brennstoffzellen}} \cdot \frac{5}{3} \quad (6.6.3.2)$$

Für die unterschiedlichen Flugzeugtypen ergeben sich folgende Gewichte und Kosten des Brennstoffzellensystems.

Tabelle 6.6.3.2 Gewicht und Kosten des Brennstoffzellensystems (BZS)

	Einheit	A320	A330	A340	A380
durchschnittliche Leistung	kW	108	138	216	410
Gewicht (BZS) 2003	kg	540	690	1080	2050
Gewicht (BZS) 2010	kg	360	460	720	1367
Gewicht (BZS) 2020	kg	270	345	540	1025
Kosten (BZS) 2003	US\$	179.993	229.991	359.986	683.306
Kosten (BZS) 2010	US\$	89.996	114.995	179.993	341.653
Kosten (BZS) 2020	US\$	17.999	22.999	35.999	68.331

Das Gewicht und die Kosten des Brennstoffzellensystems ändern sich nicht durch die Flugzeit, da das Gewicht und die Kosten abhängig von der Leistung der Brennstoffzellen sind, die während unterschiedlicher Flugzeiten jedoch gleich bleiben.

Des Weiteren werden die Wartungskosten des Brennstoffzellensystems sinken und somit die DOC beeinflussen. Damit der Einsatz von Brennstoffzellen realisiert werden kann, dürfen die Wartungskosten des Brennstoffzellensystems nicht die Wartungskosten der Triebwerksgeneratoren übersteigen (**ECYS2 2003**). Wartungskosten für das Jahr 2003 und 2010 werden im Vergleich zu 2020 2,5 bzw. 5 mal so hohe Kosten erreichen.

Tabelle 6.6.3.3 Wartungskosten des Brennstoffzellensystems (BZS)

	Einheit	A320	A330	A340	A380
MMH _{on} 2003	MMH/FH	0,0053	0,0092	0,0092	0,0315
MMH _{off} 2010	MMH/FH	0,0173	0,0197	0,0222	0,0325
Materialkosten 2020	US\$/FH	0,9733	1,1972	1,4617	3,3050
MMH _{on} 2003	MMH/FH	0,0011	0,0018	0,0018	0,0063
MMH _{off} 2010	MMH/FH	0,0027	0,0039	0,0044	0,0065
Materialkosten 2020	US\$/FH	0,1947	0,2394	0,2923	0,6610
MMH _{on} 2003	MMH/FH	0,0005	0,0009	0,0009	0,0032
MMH _{off} 2010	MMH/FH	0,0014	0,0020	0,0022	0,0033
Materialkosten 2020	US\$/FH	0,0973	0,1197	0,1462	0,3305

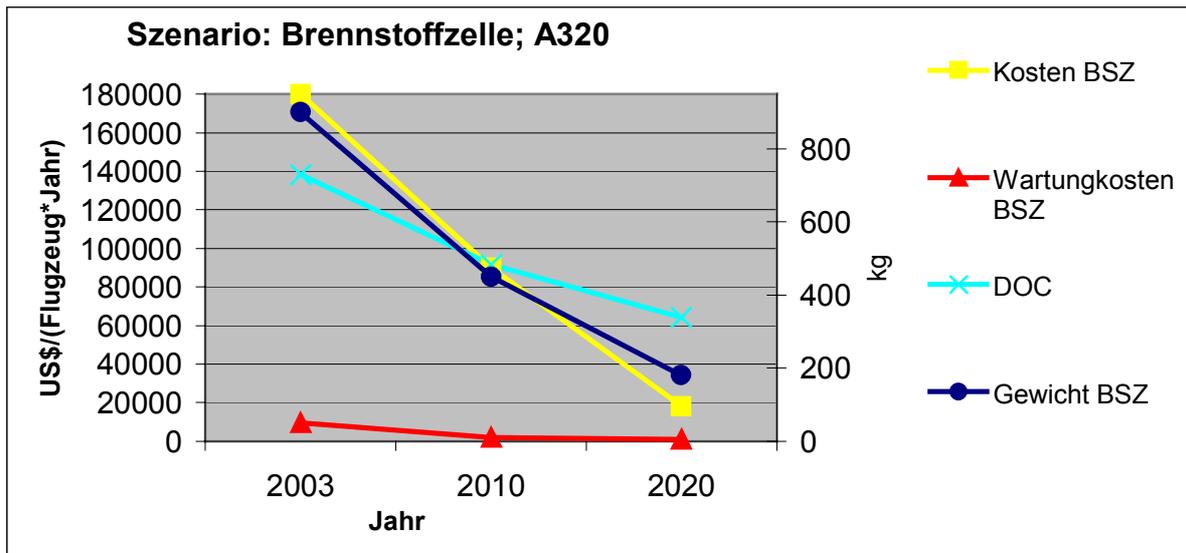


Bild 6.6.3.1 Szenario: Brennstoffzelle am Beispiel des A320

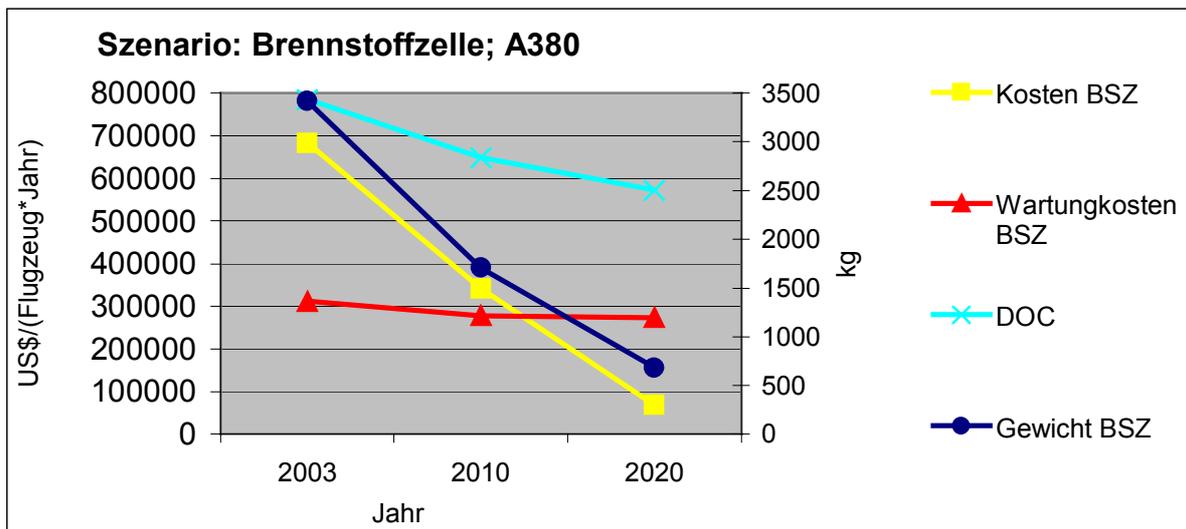


Bild 6.6.3.2 Szenario: Brennstoffzelle am Beispiel des A380

An beiden Beispielen ist zu erkennen, dass der Verlauf der Wartungskosten sich annähernd parallel zu den DOC verhalten. Die Wartungskosten des A380 liegen, relativ gesehen zu dem A320 höher, da der Einsatz der OBOGS und die dazugehörigen hohen Wartungskosten die DOC stark beeinflussen.

6.6.4 Gewichts-und Kosteneinsparung des OBOWAGS®

Die Differenz Δ_m und Δ_{Price} des konventionellen Wassersystems und des OBOWAGS® werden sich in den kommenden Jahren stärker auswirken.

Die folgenden Tabellen (Tabelle 6.6.4.1 bis Tabelle 6.6.4.5) geben einen Überblick über die Differenzen des konventionellen Wassersystems und des OBOWAGS® zum aktuellen Zeitpunkt bei maximaler Flugzeit.

Tabelle 6.6.4.1 Gewichtsverteilung des A320 bei maximaler Flugzeit

	Konventionelles Wassersystem			OBOWAGS®		
	Gewicht [kg]			Gewicht [kg]		
Jahr	2003	2010	2020	2003	2010	2020
Triebwerksgeneratoren	180	180	180	0	0	0
APU	350	350	350	0	0	0
RAT	50	50	50	0	0	0
Wassersystem	150	150	150	148	148	148
Max. Wassermasse	210	210	210	259	259	259
Brennstoffzellensystem	0	0	0	900	450	180
Wasserstoffsystem	0	0	0	104	104	104
Gesamtmasse	940	940	940	1.008	829	739
variable Masse	136	136	136	194	194	194
Fixe Masse	804	804	804	814	635	545

Für das Jahr	2003	2010	2020
Δm ($m_{\text{ba}} - m_{\text{obo}}$)	-10	215	259

Das Systemgewicht des OBOWAGS im Flugzeugtyp A320 zeigt im Jahr 2020 eine deutliche Gewichtseinsparung von 259 kg gegenüber des konventionellen Wassersystems.

Tabelle 6.6.4.2 Gewichtsverteilung des A330 bei maximaler Flugzeit

	Konventionelles Wassersystem			OBOWAGS®		
	Gewicht [kg]			Gewicht [kg]		
Jahr	2003	2010	2020	2003	2010	2020
Triebwerksgeneratoren	230	230	230	0	0	0
APU	500	500	500	0	0	0
RAT	79	79	79	0	0	0
Wassersystem	210	210	210	297	297	297
Max. Wassermasse	700	700	700	625	625	625
Brennstoffzellensystem	0	0	0	1.150	575	230
Wasserstoffsystem	0	0	0	231	231	231
Gesamtmasse	1.719	1.719	1.719	1.747	1.517	1.402
variable Masse	427	427	427	440	440	440
Fixe Masse	1.292	1.292	1.292	1.307	1.077	962

Für das Jahr	2003	2010	2020
Δm ($m_{\text{ba}} - m_{\text{obo}}$)	-15	215	330

Tabelle 6.6.4.3 Gewichtsverteilung des A340 bei maximaler Flugzeit

	Konventionelles Wassersystem			OBOWAGS®		
	Gewicht [kg]			Gewicht [kg]		
Jahr	2003	2010	2020	2003	2010	2020
Triebwerksgeneratoren	360	360	360	0	0	0
APU	500	500	500	0	0	0
RAT	79	79	79	0	0	0
Wassersystem	370	370	370	380	380	380
Max. Wassermasse	1.050	1.050	1.050	1.298	1.298	1.298
Brennstoffzellensystem	0	0	0	1.800	900	360
Wasserstoffsystem	0	0	0	513	513	513
Gesamtmasse	2.483	2.483	2.483	3.164	2.821	2.641
variable Masse	718	718	718	979	979	979
Fixe Masse	1.765	1.765	1.765	2.185	1.843	1.663
<hr/>						
Für das Jahr	2003	2010	2020			
Δm ($m_{ba}-m_{obo}$)	-420	78	102			

Tabelle 6.6.4.4 Gewichtsverteilung des A380 bei maximaler Flugzeit

	Konventionelles Wassersystem			OBOWAGS®		
	Gewicht [kg]			Gewicht [kg]		
Jahr	2003	2010	2020	2003	2010	2020
Triebwerksgeneratoren	600	600	600	0	0	0
APU	750	750	750	0	0	0
RAT	146	146	146	0	0	0
Wassersystem	560	560	560	564	564	564
Max. Wassermasse	1.800	1.800	1.800	2.099	2.099	2.099
Brennstoffzellensystem	0	0	0	3.417	1.708	683
Wasserstoffsystem	0	0	0	976	976	976
Gesamtmasse	3.856	3.856	3.856	5.409	4.764	4.422
variable Masse	1.200	1.200	1.200	1.560	1.560	1.560
Fixe Masse	2.656	2.656	2.656	3.849	3.204	2.862
<hr/>						
Für das Jahr	2003	2010	2020			
Δm ($m_{ba}-m_{obo}$)	-1.391	-746	-404			

Im Airbus-Flugzeug A380 ist das Systemgewicht des OBOWAGS® bis 2020 schwerer als im konventionellen Wassersystem, dennoch sind die Betriebskosten geringer. Dies hängt damit zusammen, dass die maximale Wassermasse nicht während des gesamten Fluges an Bord gelagert wird.

Der Systempreis des OBOWAGS® ist zwar geringer als der Systempreis des konventionellen Systems, beeinflusst die DOC-Rechnung jedoch nicht erheblich.

Tabelle 6.6.4.5 Kosteneinsparung des OBOWAGS®

	Konventionelles Wassersystem			OBOWAGS®		
	Kosten [US\$]			Kosten [US\$]		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
A320	454.500	454.500	454.500	269.245	179.249	107.252
Einsparung des A320				185.255	275.251	347.248
A330	698.000	698.000	698.000	476.706	361.711	269.715
Einsparung des A330				221.294	336.289	428.285
A340	1.130.213	1.130.213	1.130.213	812.322	632.329	488.335
Einsparung des A340				317.891	497.884	641.878
A380	1.752.417	1.752.417	1.752.417	1.445.585	1.103.932	830.609
Einsparung des A380				306.832	648.485	921.808

Beim A340 wird im Jahr 2020 der Systempreis auf 488.335 US\$ gesenkt. Die Einsparung beträgt somit 641.878 US\$ (56,79 %).

Die Kosteneinsparung des A380 liegt bei 52,60 %.

Um die Gewichtseinsparungen des OBOWAGS® in den vier Flugzeugtypen zu verdeutlichen, werden die Massen in einer Tabelle (Tabelle 6.6.4.6) zusammengefasst dargestellt.

Tabelle 6.6.4.6 Gewichtseinsparung des OBOWAGS®

	Konventionelles Wassersystem			OBOWAGS®		
	Gewicht [kg]			Gewicht [kg]		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
A320	804	804	804	814	635	545
Δm				10	169	259
A330	1.292	1.292	1.292	1.307	1.077	962
Δm				15	215	330
A340	1.765	1.765	1.765	2.185	1.843	1.663
Δm				420	78	102
A380	2.458	2.458	2.458	3.849	3.204	2.862
Δm				1391	746	404

6.7 DOC des A380 mit den Optionen der Luftbefeuchtung und des Duschens

Für den Komfort der Passagiere in Flugzeugen wäre es wünschenswert, wenn die Luftfeuchtigkeit der Klimaanlage in großen Höhen bei einer längeren Flugzeit erhöht wird. Es gibt unterschiedliche Systeme, um das Wasser über eine Befeuchtungsanlage der Luft zuzusetzen. Es wird über Düsen als feiner Nebel der Kabinenluft zugesetzt (**Scholz 2003**).

Die Luftbefeuchtung ist in den Passagierflugzeugen für den Flugzeugtyp A340 und A380 vorgesehen. Es wird angestrebt eine Luftfeuchte von 20 % im Cockpit zu erhalten. Die Airbus Deutschland GmbH geht von einem Wasserverbrauch der Klimaanlage von ca. 5,92 kg/h aus (**Plötner 2003**). Das Wasser wird nach der Luftbefeuchtung über die Verkleidung an der Außenhaut auskondensiert. Daher hat die Option der Luftbefeuchtung keinen Einfluss auf die fixen Massen, da das auskondensierte Wasser über den Drain Mast an die Umgebung abgegeben wird.

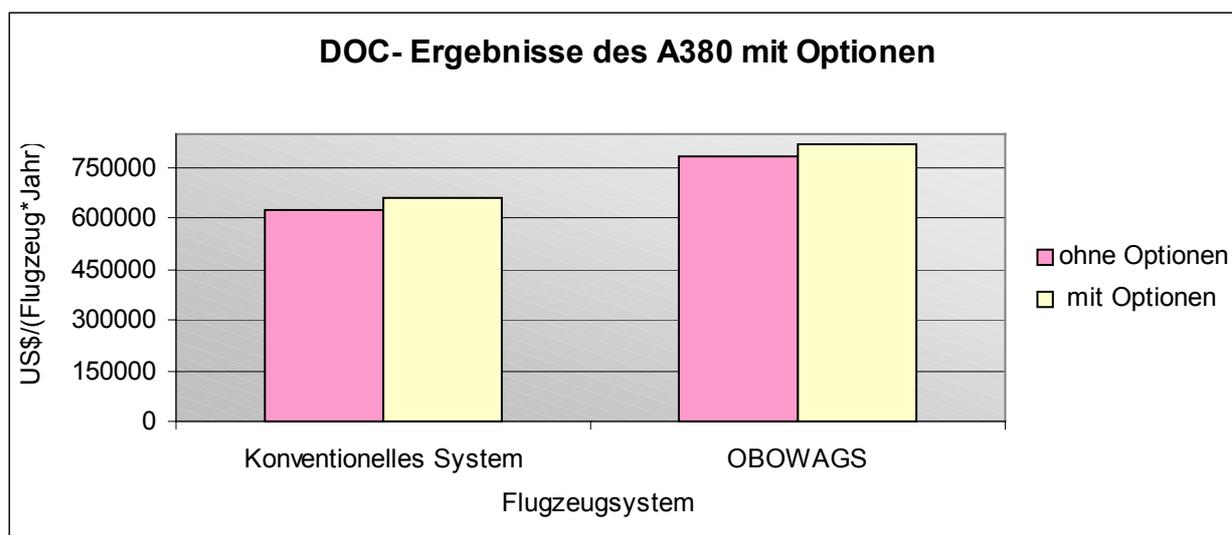
Die Möglichkeit des Duschens wird zukünftig erst im A380 angeboten werden. Um im Flugzeug während des Reisefluges die Gelegenheit des Duschens zu bieten, sind im konventionellen Wassersystem zwei zusätzliche Tanks vorgesehen. Das Wasser wird nach dem Duschen über ein Drainagesystem über Bord gelassen. Die Airbus Deutschland GmbH untersucht das Verfahren, das Duschwasser wieder aufzubereiten und den Duschen erneut zur Verfügung zu stellen. Die Möglichkeit das Duschwasser wieder aufzubereiten wird in den Untersuchungen nicht weiter berücksichtigt.

Es wird angenommen, dass in einem 17 Stunden Flug des A380 ca. 24 Duschgänge stattfinden werden. 35 Liter Wasser (7 Liter in der Minute bei einer Duschzeit von 5 Minuten) werden pro Duschgang verbraucht (**ECYS2 2003**).

Das konventionelle Wassersystem und das OBOWAGS[®] werden mit den Optionen der Luftbefeuchtung und des Duschens neu ausgelegt. Der Wasserverbrauch liegt bei einem 17 Stunden Flug und bei 555 Passagieren bei 0,29 Liter/(h·pax).

Tabelle 6.7.1 DOC-Ergebnisse des A380 mit Optionen (Duschen und Luftbefeuchtung) bei maximaler Flugzeit

System	A380 konventionel		A380 OBOWAGS®	
	Ohne Optionen	Mit Optionen	Ohne Optionen	Mit Optionen
Einheit	US\$/(Flugzeug·Jahr)			
Abschreibungskosten	105.145,20	106.372,20	86.735,40	95.838,00
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	304.765,87	304.765,87	311.932,18	311.932,18
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	114.945,41	130.798,34	243.919,97	193.087,72
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	33.548,43	48.565,18	33.548,43	48.565,18
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	72.449,82	724.489,82	0	0
Kraftstoffkosten der Brennstoffzelle	0,00	0,00	108.799	108.799
Summe DOC	630.854,73	662.951,41	784.934,98	758.222,08

**Bild 6.7.1** DOC-Ergebnisse des A380 mit Optionen

6.8 DOC des Reformersystems am Beispiel des A320

Wird Kerosin als Kraftstoff für das OBOWAGS[®] eingesetzt, so ist ein Reformersystem und eine Entschwefelungsanlage notwendig. Die Eingabeparameter für dieses System werden neu berechnet. Folgende Parameter werden für die DOC-Berechnung neu ausgelegt:

- fixe Masse
- Systempreis
- Wartungskosten

Um eine Aussage über die DOC in Zukunft machen zu können, werden auch diese Parameter für die Jahre 2010 und 2020 berechnet.

Der geschätzte Preis eines Reformers für eine 5kW-SOFC-Anlage liegt bei 12.100 US\$ (**Anell 2003**). Die Anschaffungskosten für das OBOWAGS[®] im A320 beträgt mit Entschwefelung 618.408 US\$, was eine Annahme aus der Airbus Abteilung ECYS2 (**ECYS2 2003**) ist.

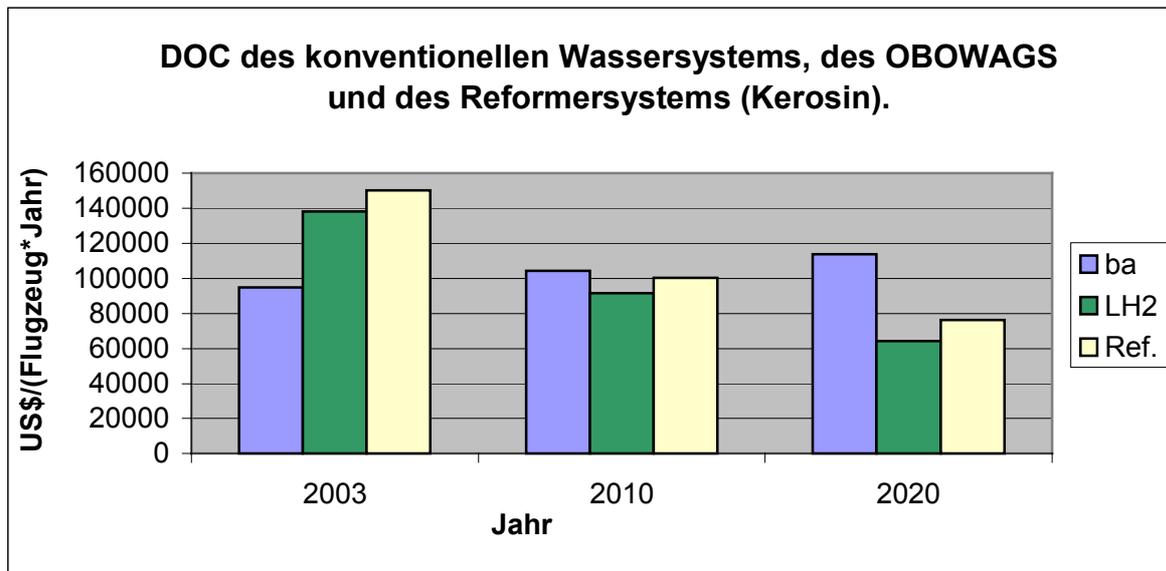
Das Gewicht des Reformers ist ebenfalls eine Annahme der Airbus-Abteilung ECYS2 (**ECYS2 2003**) und beträgt das doppelte des Brennstoffzellensystems. Zusätzlich wird Kerosin benötigt, um das System bei maximaler Flugzeit zu betreiben. Der Kerosinverbrauch beträgt 14 kg/h. Bei 7 Stunden Flugzeit werden 98 kg Kerosin benötigt. Es wird ein Reservefaktor von 5 % beaufschlagt, falls das Flugzeug nicht landen kann und ca. 0,5 Stunden länger fliegen muss. Insgesamt werden dann 105 kg Kerosin benötigt.

Die Wartungskosten des Reformersystems betragen 25 % mehr als die Wartungskosten des Brennstoffzellensystems und stammen aus der Airbus-Abteilung ECYS2 (**ECYS2 2003**).

Tabelle 6.8.1 DOC-Ergebnisse des A320 mit Reformersystem für die Jahre 2003, 2010 und 2020

	A320 (2003)	A320 (2010)	A320 (2020)
Einheit	US\$/(Flugzeug·Jahr)		
Abschreibungskosten	50.656,14	35.808,84	23.609,64
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	50.379,40	25.965,28	22.909,70
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	46.831,52	35.759,81	26.408,75
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	2.344,43	2.936,12	3.516,65
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	0	0	0
Kraftstoffkosten der Brennstoffzelle	0	0	0
Summe DOC	150.211,49	100.470,05	76.444,74

Im folgenden Bild werden die DOC-Ergebnisse des konventionellen Wasslersystems, des OBOWAGS[®] und des Reformersystems für die Jahre 2003, 2010 und 2020 gegenüber gestellt.

**Bild 6.8.1** DOC des konventionellen Wasslersystems, des LH₂-OBOWAGS[®] und des Reformersystems (Kerosin).

Die Betriebskosten des konventionellen Wassersystems nehmen in den kommenden Jahren zu, da der Kerosinpreis durch die Mineralölsteuer steigen wird. Anders verhält sich das Reformer-System, obwohl der Kerosinpreis steigt, sinken die Betriebskosten, da die Wartungskosten durch eine Massenproduktion geringer werden und die Systemmasse abnimmt.

Das mit Wasserstoff betriebene OBOWAGS[®] ist unter den hier betrachteten Systemen das wirtschaftlich sinnvollere System. Es wird 8,89 % gegenüber dem Kerosin betriebenen OBOWAGS[®] im Jahr 2010 eingespart und im Jahr 2020 können ca. 16 % eingespart werden.

Die Einsparung des Kerosin betriebenen OBOWAGS[®] gegenüber dem konventionellen System beträgt im Jahr 2010 3,72 % und im Jahr 2020 liegt die Einsparung bei 32,76 %.

7 Fazit und Ausblick

Eine mögliche Wende in der Energieversorgung von Verkehrsflugzeugen basiert auf einem Wasserstoffantrieb. Deutliche Kostenerhöhungen des konventionellen Kraftstoffes legen den Grundstein für den Einstieg in den wasserstoffgestützten Luftverkehr. Die schwere Vorhersagbarkeit der Energiepreisentwicklung und die langen Entwicklungszeiten für ein wasserstoffbetriebenes Flugzeugsystem machen es notwendig, frühzeitige Erfahrungen zu sammeln.

Die derzeit noch hohen Anschaffungskosten von Brennstoffzellen, machen den Einsatz eines On Board Water Generation Systems (OBOWAGS[®]) im Vergleich gegenüber des konventionellen Wassersystems zum aktuellen Zeitpunkt kaum möglich. Erst eine Reduzierung der Herstellungskosten und die Reduzierung des Gewichts der Brennstoffzellen weist als Basis einer wirtschaftlichen Umsetzung von Brennstoffzellensystemen in Flugzeugen aus.

Die Wasserstoffkosten, die den Einsatz des OBOWAGS[®] ebenfalls zur Zeit noch nicht wirtschaftlich ermöglichen, liegen zur Zeit bei 1 US\$/Liter und werden in den nächsten Jahren sinken.

In verschiedenen Szenarien werden die Betriebskosten des konventionellen Wassersystems und des OBOWAGS[®] unter Einfluss verschiedener Parametern neu berechnet. Diese Szenarien sind:

- Szenario: Flugzeit,
- Szenario: Kraftstoffpreis und Wasserstoffkosten,
- Szenario: Brennstoffzelle.

Durch das Szenario Flugzeit, werden die DOC bei maximaler und durchschnittlicher Flugzeit berechnet, obwohl die realistische Flugzeit bei ca. 60 % der maximalen Flugzeit liegt.

Der ansteigende Kerosinpreis in den Jahren 2003, 2010 und 2020 verursacht in allen Systemen erhöhte Betriebskosten. Die Betriebskosten des wasserstoffbetriebenen OBOWAGS[®] sinken jedoch durch:

1. eine immer weiter ausgebaute Wasserstoffinfrastruktur und einem ansteigenden Absatz, die sinkende Wasserstoffkosten verursachen.
2. sinkendes Systemgewicht des OBOWAGS[®], bedingt durch den Ersatz der Wassertanks durch einen Pufferspeicher und sinkendes Brennstoffzellengewicht pro Kilowatt.

3. sinkende Systemkosten des OBOWAGS®
4. sinkende Wartungskosten des Brennstoffzellensystems sind zu erwarten, da der Einsatz des OBOWAGS® nur dann realisiert werden kann, wenn die Wartungskosten billiger oder genau so hoch wie die Wartungskosten der Triebwerksgeneratoren sind.

Die DOC-Ergebnisse zeigen, dass der Einsatz des Brennstoffzellensystems im Jahre 2010 in den vier betrachteten Flugzeugtypen schon wirtschaftlicher als das konventionelle Wassersystem ist und Kosteneinsparungen bis zu 56 % im Jahr 2020 ermöglichen.

8 Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit ist die Integration einer wasserstoffbetriebenen Brennstoffzelle in Passagierflugzeugen analysiert und bewertet worden. Das ausgewählte System wird weiterhin wirtschaftlich betrachtet.

Durch den wachsenden Flugverkehr, bedingt durch das Weltbevölkerungswachstum, ist eine Bedrohung der Umwelt zu kennzeichnen. Die am wichtigsten zu erwähnenden Folgen sind:

- Klimaerwärmung
- Ressourcenverknappung

Um den weiteren Folgen entgegenzutreten, werden ab 2004 erstmals für Inlandsflüge und für Flüge zwischen zwei EU-Staaten Mineralölsteuern eingeführt. Weitere Maßnahmen werden ergriffen, indem zur Zeit an Brennstoffzellen geforscht wird.

Die Brennstoffzellentechnologie befindet sich in der Phase der Markteinführung, die eine Basisinnovation darstellt; eine Schlüsseltechnologie für Energiewirtschaft und Mobilität der Zukunft. Brennstoffzellen sind hocheffiziente elektrochemische Stromerzeuger, die ohne den Umweg über Wärme direkt die im Brennstoff gespeicherte chemische Energie in Elektrizität umwandeln. Die Technologie basiert auf der Umkehrung der Wasserelektrolyse, d.h. aus den Gasen Wasserstoff und Sauerstoff entsteht, unter Abgabe elektrischer Energie, Wasser.

Durch den Einsatz der Brennstoffzellen in Passagierflugzeugen, ist es möglich die gesamte elektrische Energie bereit zustellen und den nahezu gesamten Wasserbedarf im Flugzeug zu decken.

Flüssiger Wasserstoff ist der einzige bekannte Kraftstoff, der auch für Flugzeuge geeignet ist, aus erneuerbaren Energiequellen erzeugt werden kann und extrem niedrige Emissionen aufweist. Herkömmlicher Flugzeugtreibstoff verursacht bei der Verbrennung ähnlich wie alle anderen Kohlenwasserstoffverbindungen große Emissionsmengen. Beim Einsatz von LH_2 als Kraftstoff muss berücksichtigt werden, dass der gewichtsspezifische Energieinhalt von Wasserstoff 2,8 mal höher ist als bei Kerosin. Sicherheitstechnische Probleme sind gering, weil das Kraftstoffsystem selbst im Falle einer Notlandung gut geschützt ist und die Eigenschaften von Wasserstoff sogar Sicherheitsvorteile gegenüber Kerosin bieten.

Um in einigen Jahren einen geregelten Zivilluftverkehr abwickeln zu können, müssen nicht nur die technischen Probleme gelöst werden. Eine komplette Infrastruktur muss aufgebaut werden der Umbau der Flughäfen sowie Produktion und Bereitstellung von Wasserstoff muss in einem weit größerem Umfang als heute gesteigert werden.

Der Einsatz von PEM-Brennstoffzellen wird anhand der DOCsys-Methode untersucht und dem konventionellen Wassersystem in den Passagierflugzeugen A320, A330, A340 und A380 gegenübergestellt.

Die Triebwerksgeneratoren, die Stauluftturbine und das Hilfstriebwerk, die innerhalb der Systemgrenzen des konventionellen Wassersystems enthalten sind, sind im OBOWAGS[®] ersetzt oder sogar gestrichen worden.

Der Systempreis des Brennstoffzellensystems liegt gegenwärtig bei 1000 US\$/kW. Die hohen Materialkosten der Brennstoffzellen werden in den nächsten 10 bis 20 Jahren sinken und damit den wirtschaftlichen Einsatz des OBOWAGS[®] ermöglichen.

Um den Einfluss unterschiedlicher Parameter, wie Kraftstoffpreis, Flugzeit und Gewichtsreduzierung der Brennstoffzellen zu verdeutlichen, werden in dieser Arbeit Szenarien in Abhängigkeit dieser Parameter vorgestellt (Tabellen 8.1 bis 8.4).

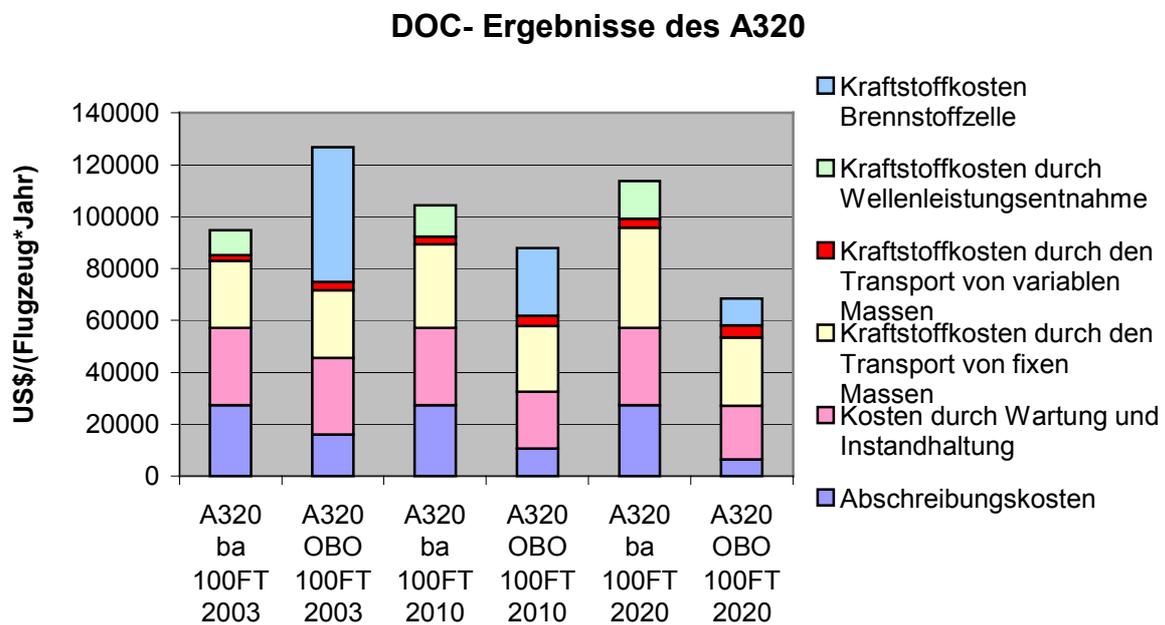


Bild 8.1 DOC des A320

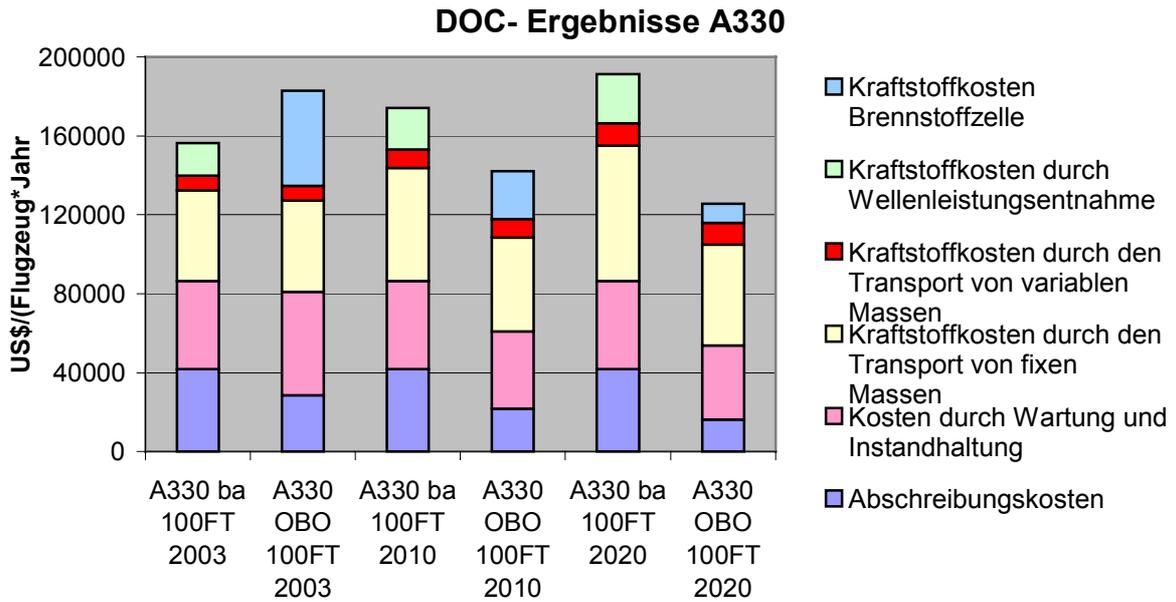


Bild 8.2 DOC des A330

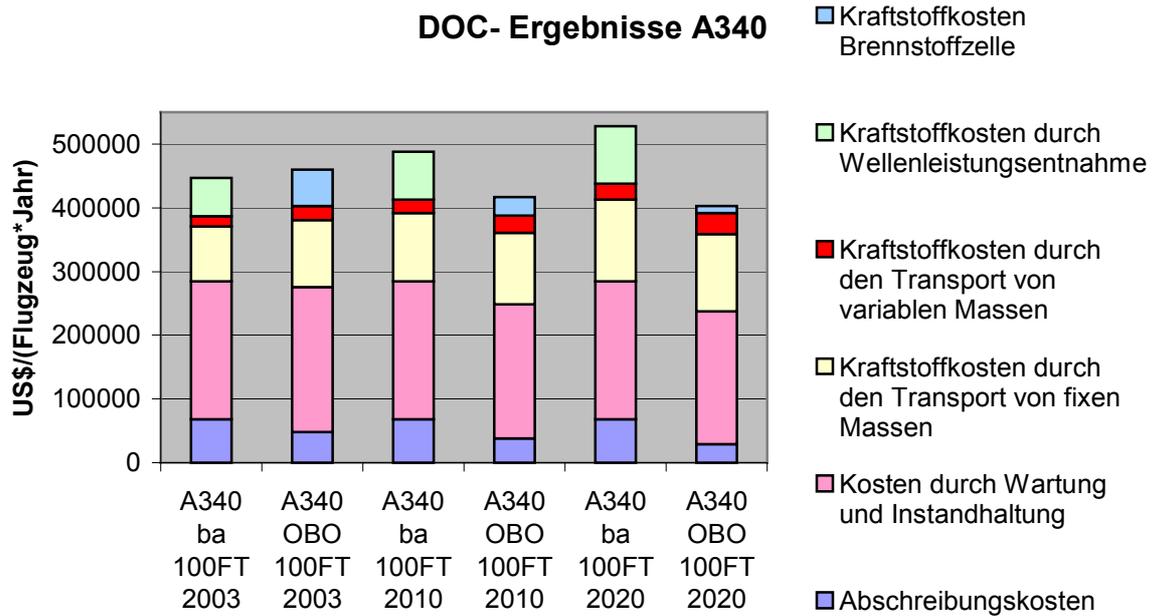


Bild 8.3 DOC des A340

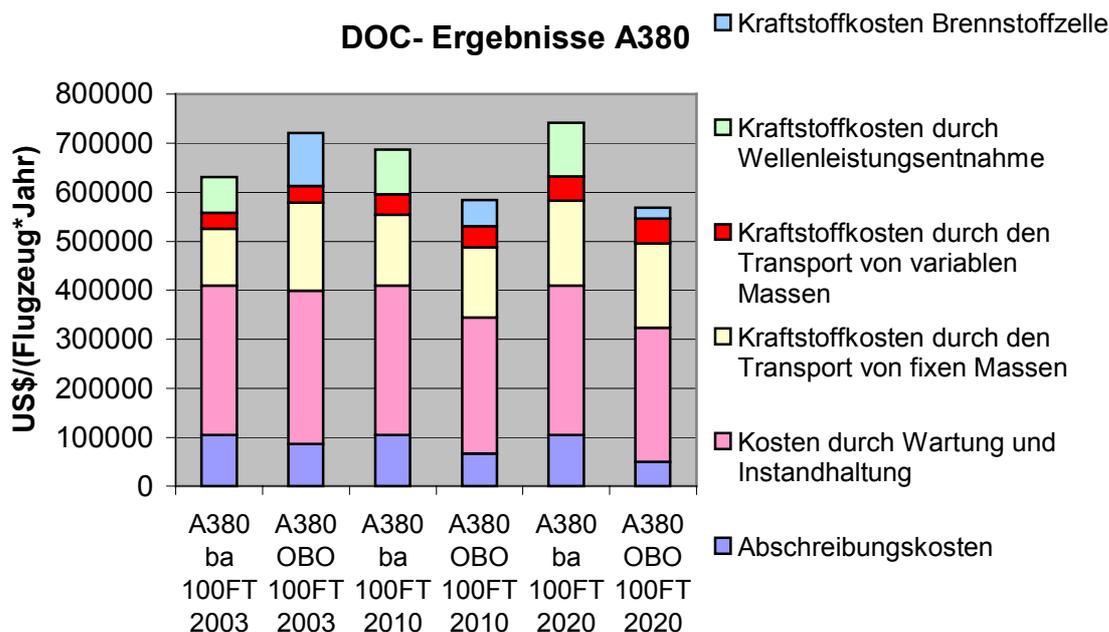


Bild 8.4 DOC des A380

Tabelle 8.1 Einsparungen des OBOWAGS® bei maximaler Flugzeit

Flugzeugtyp	konventionelles System (ba)			OBOWAGS® (obo)		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
	Basis	(2010ba/ Basis)	(2020ba/ Basis)	(2003obo/ Basis)	(2010obo/ 2010ba)	(2020obo/ 2020ba)
A320	100 %	110,00 %	119,87 %	133,69 %	84,27 %	60,29 %
A330	100 %	111,27 %	122,32 %	116,81 %	81,58 %	65,66 %
A340	100 %	109,14 %	118,10 %	103,04 %	85,44 %	76,44 %
A380	100 %	108,84 %	117,51 %	114,29 %	85,45 %	76,63 %

Diese Tabelle gibt eine Übersicht, dass schon im Jahr 2010 25,73 % und im Jahr 2020 60,29 % im A320 jährlich durch den Einsatz eines wasserstoffbetriebenen OBOWAGS® eingespart werden können. Die Einsparungen des A340 betragen 23,70 % im Jahr 2010 und 41,66 % im Jahr 2020.

Literaturverzeichnis

- Acosta 2001** Costa, Maria: Konstruktive Aspekte von Brennstoffzellen-Stacks, Institut für chemische Verfahrenstechnik; Stuttgart: 2001
- Airbus 2000** Airbus; *Global market forecast*. Frankreich: 2002
- Anell 2003** Anell, Silke, Airbus-Abteilung EEVR: Telefongespräch, Hamburg 2003
- Campbell 1995** Campbell, C., J. und Laherre, J. H.: *Einführung-Energieträger Erdöl*. Genf: 1995
- Cerbe 1999** Cerbe, Günther: *Grundlagen der Gastechnik*. München, Wien: 1999
- DBT 2003** Flach, Ulrike; Fischer, Axel E.; Burchardt, Ulla; Fell, Hans-Josef: *Monitoring – „Maßnahmen für eine nachhaltige Energieversorgung im Bereich Mobilität“*. Berlin: 2003
- DIW-Bericht 37/00** DIW-Wochenbericht 37/00: *Stürmisches Wachstum des Luftverkehrs setzt sich fort -Maßnahmen zur Stabilisierung der Schadstoffemissionen erforderlich und möglich*. Berlin: 2003
- DLR 1999** Wurzel, Dr.-Ing. Dietmar: *Leiser Verkehr*. Köln 1999
- Dynetek 2002** Rau, Steffen; Dynetek Europe GmbH: *Wasserstoffspeicherungstechnologien, Sicherheit, Kosten und Anwendung*. Ratingen: 2002
- ECYS1 2003** Airbus-Abteilung Oxygen Systems: *OBOGS Final Selection Report*. Hamburg: 2003
- ECYS2 2003** Hoffjann, Claus, Airbus-Abteilung Water & Waste Systems. Persönliches Gespräch, Hamburg: 2003
- EEV 2003** Rothhammer, Werner; Airbus-Abteilung Powerplant, Deutschland. Persönliches Gespräch, Telefongespräch Hamburg: Mai 2003

- Energieportal24** Energieportal24: Wasserstoff: Speicherung. URL: http://www.energieportal24.de/wasserstoff_speicherung_druckbehaeltes.php. 2003
- energytech 2003** energytech.at - die Plattform für innovative Technologien in den Bereichen Erneuerbare Energie und Energieeffizienz: *Innovative Prozesse*. URL: http://www.energytech.at/kwk/portrait_kapitel-2_6.html. 2003
- ETDX1 2003** Westenberger, Andreas; Airbus-Abteilung Research and Future Projects, Deutschland. Persönliches Gespräch, Hamburg: August/September 2003
- ETXG1 2003** Schulz, Hans-Georg; Airbus-Abteilung Research and Future Projects, Deutschland. Persönliches Gespräch, Hamburg: April 2003
- Fischer 1999** Fischer, Karl-Friedrich: *Taschenbuch der Technischen Formeln*. München, Wien: 1999
- Geitmann 2003** Geitmann, Sven: *Hydrogeit-Der Wasserstoff-Guide*. URL: <http://www.hydrogeit.de>. Berlin: 2003
- Geitmann 1998** Geitmann, Sven: *Wasserstoff-und Brennstoffzellen-Technologie*. Berlin: 1998
- Gerl 2002** Gerl, Bernhard: *Innovative Automobilantriebe*. Landsberg/Lerch: 2002
- Gründel 2003** Gründel, Harald: *Ermittlung der Energie-Stoffstrombilanz eines Wassergenerierungssystems auf Brennstoffzellenbasis bei variierender Last und Methoden zum Ausgleich*. Braunschweig/Wolfenbüttel, Fachhochschule Braunschweig/Wolfenbüttel, Diplomarbeit: 2003
- Hautau 2003** Hautau, Heiner: *Umweltwirkungen des Luftverkehrs*. Hamburg, Universität Hamburg, 2003
- Hea 2003** Fachverband für Energie-Marketing und –Anwendung e.V. beim VDEW: *Brennstoffzellen - Energiewandler mit Zukunft*. URL: http://www.hea.de/20000_fachinfos/21700_content.htm: 2003

- IPCC 1998** Brasseur, G.P., Sausen, R., Schumann, U.: *European scientific assessment of the atmospheric effects of aircraft emissions. Atmospheric Environment*. Genf 1998
- IPCC 1999** IPCC Special Report: *Aviation and the global atmosphere*. Genf 1999
- Ledjeff-Hey 2001** Ledjeff-Hey, Konstantin; Mahlendorf, Falko; Roes, Jürgen: *Brennstoffzellen: Entwicklung, Technologie, Anwendung*. Heidelberg: Müller, 2001
- Lehmann 2001** Lehmann: *Wasserstoff: Herstellung*. URL: http://www.energieportal24.de/wasserstoff_herstellung_herstellungskosten.php. 2001
- Maybach 2003** Maybach, Markus: *Aufbau Aufbau und Inbetriebnahme eines Metallhydridspeicher-Brennstoffzellen-Systems*. Hamburg, Technische Universität Hamburg-Harburg, Diplomarbeit 2003
- Moore 2000** Moore, Ross: *Energieumwandlung in Solar- und Brennstoffzellen*. Augsburg: 2000
- Oertel 2001** Oertel, Dagmar; Fleischer Torsten: *Brennstoffzellen-Technologie Hoffnungsträger für den Klimaschutz*. Berlin: Erich Schmidt: 2001
- PCD2 2002** Ogurek, Hans-Jürgen; Airbus-Abteilung Purchase: *Preise von Stauluftturbinen*. Hamburg: 2002
- Plötner 2003** Plötner, Holger: *Betriebskostenberechnung einer Wassergenerierungssysteme mit Brennstoffzellen in Passagierflugzeugen*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Diplomarbeit: 2003
- Rebhan 2002** Rebhan, Eckhard: *Energiehandbuch Gewinnung, Wandlung und Nutzung von Energie*. Berlin, Heidelberg: 2002
- Scholz 1999** Scholz, Dieter: *Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften: 1999
- Scholz 2002** Scholz, Dieter: *Schulungsunterlagen, DOCsys Grundlagen, Programm, Anwendung*. Hamburg: 2003

- Scholz 2003** Scholz, Dieter: *Skript zur Vorlesung Flugzeugsysteme*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften: 2003
- Steiner 2001** Steiner, Jörg: *Umrüstung eines Großraumverkehrsflugzeuges für den Betrieb mit flüssigem Wasserstoff unter Vermeidung konfigurativer Änderungen*. Berlin, Technische Universität, Berlin: 2001
- UBA 2002** Friedrich, Dr. Axel: *Measures to reduce the environmental impact on aviation*. Umweltbundesamt, Paris: 2002
- Westenberger 2002** Westenberger, Andreas; Cryoplane, Ergebnisse aus dem EU-Projekt. Airbus Deutschland GmbH, Hamburg: 2002
- Winkler 2002** Winkler, Wolfgang: *Brennstoffzellenanlagen*. Berlin, Heidelberg: Springer, 2002

Anhang A

Tabelle A.1 Wasserstoffdaten (Cerbe 1999)

	Zeichen	Einheit	
Chemisches Symbol		-	H ₂
Molare Masse	M	kg/kmol	2,0159
Spezielle Gaskonstante	R _i	J/kgK	4124,47
Realgasfaktor	Z _n	-	1,0006
Molares Normvolumen	V _{mm}	m ³ /kmol	22,428
Dichte	ρ _n	kg/m ³	0,08989
Relative Dichte	d _n	-	0,0695
Brennwert	H _{o,n}	MJ/m ³	12,745
	H _{o,n}	KWh/m ³	3,540
Heizwert	H _{u,n}	MJ/m ³	10,782
	H _{u,n}	KWh/m ³	2,995
Zündtemperatur in der Luft	t _z	°C	530
Obere Zündgrenze in Luft (20°C), p _n =1,01325 bar	c _{Zo}	Vol.-%	4,0
Untere Zündgrenze in Luft (20°C), p _n =1,01325 bar	c _{Zu}	Vol.-%	77,0
Max. Flammgeschwindigkeit	u _{max}	cm/s	346
Spezifische Wärmekapazität bei 0°C	c _p	kJ/kgK	14,2
Spezifische Wärmekapazität bei 0°C	c _v	kJ/kgK	10,076
Dynamische Viskosität bei 20°C	η	kg/ms s/m ²	8,8*10 ⁻⁶
Kinematische Viskosität bei 20°C, bei 1 bar	ν	m ² /s	106*10 ⁻⁶

Tabelle A.2 Übersicht der aktuellen Projekte der Brennstoffzellen

Unternehmen	Projekt
Stationäre Brennstoffzellen: Hausenergieversorgung	
EFC, Schunk, Freudenberg	Entwicklung/Fertigungstechnik PEM-HEZ
RWE Plus AG	Systemintegration, Feldtest PEM-HEZ
HEW	Integration PEM-HEZ in Energiesysteme
KET, DBI, S&R GmbH, TU Freiberg	Feldtest 12 kW PEM-Anlage
DVGW, Ruhrgas, GWI, TH Karlsruhe, DBI	Grundlagen zur Normung "ENBA"
Energieversorgung Weser Ems	Felderprobung PEM-HEZ
Ballard Power	Felderprobung BZ-Stromgeneratoren
FZ-Jülich, FEV Motorentchnik	Sicherheitsanalyse von BZ "SABINE"
Stationäre Brennstoffzellen: Blockheizkraftwerk	
RWE AG, VSE, IPF	Feldtestversuche für MCFC in Gewächshäusern, Klinikum, Wäscherei
Pfalzwerke AG*	BZ für Kreiskrankenhaus Grünstadt
DeTe Immobilien Deutsche Telekom	BZ für Sendeeinrichtungen
EnBW	Testbetrieb einer MCFC mit Prozesswärme
Stadtwerke Hannover	Feldtest SOFC-Anlage
E.ON AG*	MCFC für industrielle KWK
ALSTOM Power	Integration einer BZ im Dampfkraftwerk
Mobile Anwendungen von Brennstoffzellen	
BVG Berlin, Stadler, Proton Motor FC GmbH	Entwicklung von Brennstoffzellen-Doppeldecker-Stadtbussen
Stadt Barth	Brennstoffzellen-Kleinbus, Wasserstoffinfrastruktur
STILL GmbH	BZ für Gabelstapler
TRUMA GmbH	Flüssiggas-Reformer für BZ-Anwendung
MTU AeroEngines	Integriertes BZ/Gasturbinenkonzept (APU)
Stuttgarter Straßenbahn AG*, Hamburger Hochbahn AG, HEW AG	Erprobung von BZ-Bussen und Wasserstoffversorgung

Tabelle A.3 Zusammenfassung der Zukunftsszenarien des IPCC (**IPCC 1999**)

Szenario	jährl. Anstiegsrate				Verkehrsrate	Kraftstoffver- brauchsrate
	Luftverkehrs- aufkommen	Kraftstoff- verbrauch	Weltwirt- schaft	Welt- bevölkerung		
Fa1	3,1 %	1,7 %	2,9 % 1990-2025 2,3 % 1990-2100	1,4 % 1990-2025 0,7 1990-2100	6,4	2,7
Fa1H	3,1 %	2,0 %	2,9 % 1990-2025 2,3 % 1990-2100	1,4 % 1990-2025 0,7 % 1990-2100	6,4	3,3
Fa2	3,1 %	1,7 %	2,9 % 1990-2025 2,3 % 1990-2100	1,4 % 1990-2025 0,7 % 1990-2100	6,4	2,7
Fc1	2,2 %	0,8 %	2,0 % 1990-2025 1,2 % 1990-2100	1,1 % 1990-2025 0,2 % 1990-2100	3,6	1,6
Fe1	3,9 %	2,5 %	3,5 % 1990-2025 3,0 % 1990-2100	1,4 % 1990-2025 0,7 % 1990-2100	10,1	4,4
Eab	4,0 %	3,2 %	-	-	10,7	6,6
Edh	4,7 %	3,8 %	-	-	15,5	9,4

Anhang B DOC_{sys} -Eingabeparameter

Tabelle B.1 Konventionelles Wassersystem bei maximaler Flugzeit

Flugmechanische Daten	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Max. Abflugmasse	MTOW	[kg]	77.000	233.000	368.000	560.000
Max. Masse ohne Kraftstoff	MZFW	[kg]	62.500	168.000	240.000	361.000
Anzahl der Triebwerke	n	[-]	2	2	4	4
L/D im Steigflug	L/D_CLB	[-]	16,21	16,75	16,35	16,00
L/D im Reiseflug	L/D_CR	[-]	19,56	21,00	19,60	20,25
L/D im Sinkflug	L/D_DES	[-]	12,34	12,75	11,35	12,00
Triebwerkstyp		[-]	IAE_V2500	RR Trent 772	CFM56-5C	RR Trent 900
allgemeine Systemdaten:						
ATA-Kapitel	-	-	38	38	38	38
Systempreis	Price _{sys}	US\$	454.500	698.000	1.130.213	1.752.417
Ökonomische Daten:						
Stundensatz	LR	[US\$]	69	69	69	69
Kraftstoffpreis im Jahr 2003	FuelPrice	[US\$/l]	0,21	0,21	0,21	0,21
Kraftstoffpreis im Jahr 2010	FuelPrice	[US\$/l]	0,26	0,26	0,26	0,26
Kraftstoffpreis im Jahr 2020	FuelPrice	[US\$/l]	0,32	0,32	0,32	0,32

Flugmissionsdaten:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Flugzeit	FT	[s]	25.200	43.200	61.200	61.200
Reiseflughöhe	h_CR	[m]	11.887	11.887	11.887	11.887
Fluggeschwindigkeit-Steigflug	v_CLB_TAS	[m/s]	215	212	204	207
Fluggeschwindigkeit-Reiseflug	v_CR_TAS	[m/s]	246	242	245	250
Fluggeschwindigkeit-Sinkflug	v_DES_TAS	[m/s]	191	190	193	181
Steigrate	ROC	[m/s]	5,21	4,86	6,28	4,46
Sinkrate	ROD	[m/s]	9,20	9,45	9,98	7,90
Anzahl der Flüge pro Jahr	NFY	[-]	596	429	323	323
Abschreibung:						
Abschreibungszeitraum	N	[year]	15	15	15	15
relativer Restwert	Residual/Price	[%]	10	10	10	10
Anteil der Lebensdauerabschreibung an der Gesamtabschreibung	k_N	[-]	1	1	1	1
jährliche Nutzungsdauer	U	[FH/year]	4.173	5.149	5.498	5.498
max. Nutzungszeit	O	[FH]	0	0	0	0
Wartung:						
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "on ac"	MMH_on	[MMH/FH]	0,0157	0,0246	0,1386	0,2109
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "off ac"	MMH_off	[MMH/FH]	0,0574	0,0661	0,3710	0,4408
Materialkosten pro Flugstunde und System	MC	[US\$/FH]	2,1183	2,4327	4,3552	10,5355
Verspätung:						
Anzahl der Passagiersitze 3-Klassen	seats	[-]	150	310	380	555
Layout nach Standard SPEC						
Kalenderjahr auf welches sich die Rechnung bezieht	year	[-]	2003	2003	2003	2003
Inflationsbereinigung für das Land	Deutschland		Deutschland	Deutschland	Deutschland	Deutschland

Ersatzteilbevorratung:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Redundanzgrad des Systems	RED	[-]	2	2	2	2
Verhältnis aus Ersatzteilpreis und Erstverkaufspreis	SPF	[-]	1,5	1,5	1,5	1,5
Anteil der Ersatzteilmenge am Gesamtsystem	SPR	[-]	0,67	0,67	0,67	0,67
Durchschnittliche "Turnaround Time" der Ersatzteile	TAT	[days]	49	49	49	49
Flottengrösse mit betrachtetem Flugzeugsystem	FS	[-]	10	10	10	10
Mean Time Between Unscheduled Removals	MTBUR	[h]	18.000	18.000	18.000	18.000
Wahrscheinlichkeit der Ersatzteilverfügbarkeit	Phi_sp	[%]	95	95	95	95
Zinssatz	r	[%]	8,5	8,5	8,5	8,5
Kraftstoff für fixe Massen:						
Systemmasse	m_sys	[kg]	804	1.292	1.765	2.458
Kraftstoff für variable Massen:						
Massenverbrauch im Steigflug	mDOT_CLB	[kg/s]	0,0017	0,0044	0,0093	0,0220
Massenverbrauch im Reiseflug	mDOT_CR	[kg/s]	0,0058	0,0102	0,0117	0,0260
Massenverbrauch im Sinkflug	mDOT_DES	[kg/s]	0,0049	0,0099	0,0156	0,0126
Kraftstoff für Wellenleistung:						
Wellenleistungsentnahme im Steigflug	P_CLB	[W]	127.059	162.353	254.118	482.353
Wellenleistungsentnahme im Reiseflug	P_CR	[W]	127.059	162.353	254.118	482.353
Wellenleistungsentnahme im Sinkflug	P_DES	[W]	127.059	162.353	254.118	482.353

Tabelle B.2 Konventionelles Wassersystem bei durchschnittlicher Flugzeit

Flugmechanische Daten	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Max. Abflugmasse	MTOW	[kg]	77.000	233.000	368.000	560.000
Max. Masse ohne Kraftstoff	MZFW	[kg]	62.500	168.000	240.000	361.000
Anzahl der Triebwerke	n	[-]	2	2	4	4
L/D im Steigflug	L/D_CLB	[-]	16,21	16,75	16,35	16,00
L/D im Reiseflug	L/D_CR	[-]	19,56	21,00	19,60	20,25
L/D im Sinkflug	L/D_DES	[-]	12,34	12,75	11,35	12,00
Triebwerkstyp		[-]	IAE_V2500	RR Trent 772	CFM56-5C	RR Trent 900
allgemeine Systemdaten:						
ATA-Kapitel	-	-	38	38	38	38
Systempreis	Price _{sys}	US\$	454.500	698.000	1.130.213	1.752.417
Ökonomische Daten:						
Stundensatz	LR	[US\$]	69	69	69	69
Kraftstoffpreis im Jahr 2003	FuelPrice	[US\$/l]	0,210	0,210	0,210	0,210
Kraftstoffpreis im Jahr 2010	FuelPrice	[US\$/l]	0,263	0,263	0,263	0,263
Kraftstoffpreis im Jahr 2020	FuelPrice	[US\$/l]	0,315	0,315	0,315	0,315
Flugmissionsdaten:						
Flugzeit	FT	[s]	15.120	25.920	36.720	36.720
Reiseflughöhe	h_CR	[m]	11.887	11.887	11.887	11.887
Fluggeschwindigkeit-Steigflug	v_CLB_TAS	[m/s]	215	212	204	207
Fluggeschwindigkeit-Reiseflug	v_CR_TAS	[m/s]	246	242	245	250
Fluggeschwindigkeit-Sinkflug	v_DES_TAS	[m/s]	191	190	193	181
Steigrate	ROC	[m/s]	5,21	4,86	6,28	4,46
Sinkrate	ROD	[m/s]	9,20	9,45	9,98	7,90
Anzahl der Flüge pro Jahr	NFY	[-]	881	625	486	486
Abschreibung:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380

Abschreibungszeitraum	N	[year]	15	15	15	15
relativer Restwert	Residual/Price	[%]	10	10	10	10
Anteil der Lebensdauerabschreibung an der Gesamtabschreibung	k_N	[-]	1	1	1	1
jährliche Nutzungsdauer	U	[FH/year]	3.702	4.502	4.960	4.960
max. Nutzungszeit	O	[FH]	0	0	0	0
Wartung:						
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "on ac"	MMH_on	[MMH/FH]	0,0157	0,0246	0,1386	0,2109
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "off ac"	MMH_off	[MMH/FH]	0,0574	0,0661	0,3710	0,4408
Materialkosten pro Flugstunde und System	MC	[US\$/FH]	2,1183	2,4327	4,3552	10,5355
Verspätung:						
Anzahl der Passagiersitze 3-Klassen Layout nach Standard SPEC	seats	[-]	150	310	380	555
Kalenderjahr auf welches sich die Rechnung bezieht	year	[-]	2003	2003	2003	2003
Inflationsbereinigung für das Land	Deutschland		Deutschland	Deutschland	Deutschland	Deutschland
Ersatzteilbevorratung:						
Redundanzgrad des Systems	RED	[-]	2	2	2	2
Verhältnis aus Ersatzteilpreis und Erstverkaufspreis	SPF	[-]	1,5	1,5	1,5	1,5
Anteil der Ersatzteilmenge am Gesamtsystem	SPR	[-]	0,67	0,67	0,67	0,67
Durchschnittliche "Turnaround Time" der Ersatzteile	TAT	[days]	49	49	49	49
Flottengrösse mit betrachtetem Flugzeugsystem	FS	[-]	10	10	10	10
Mean Time Between Unscheduled Removals	MTBUR	[h]	18.000	18.000	18.000	18.000
Wahrscheinlichkeit der Ersatzteilverfügbarkeit	Phi_sp	[%]	95	95	95	95
Zinssatz	r	[%]	8,5	8,5	8,5	8,5

Kraftstoff für fixe Massen:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Systemmasse	m_sys	[kg]	859	1.192	1.631	2.377

Kraftstoff für variable Massen:						
Massenverbrauch im Steigflug	mDOT_CLB	[kg/s]	0,0011	0,0026	0,0055	0,0244
Massenverbrauch im Reiseflug	mDOT_CR	[kg/s]	0,0058	0,0102	0,0117	0,0260
Massenverbrauch im Sinkflug	mDOT_DES	[kg/s]	0,0028	0,0059	0,0093	0,0170
Kraftstoff für Wellenleistung:						
Wellenleistungsentnahme im Steigflug	P_CLB	[W]	127.059	162.353	254.118	482.353
Wellenleistungsentnahme im Reiseflug	P_CR	[W]	127.059	162.353	254.118	482.353
Wellenleistungsentnahme im Sinkflug	P_DES	[W]	127.059	162.353	254.118	482.353

Tabelle B.3 OBOWAGS® bei maximaler Flugzeit im Jahr 2003

Flugmechanische Daten	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Max. Abflugmasse	MTOW	[kg]	77.000	233.000	368.000	560.000
Max. Masse ohne Kraftstoff	MZFW	[kg]	62.500	168.000	240.000	361.000
Anzahl der Triebwerke	n	[-]	2	2	4	4
L/D im Steigflug	L/D_CLB	[-]	16,21	16,75	16,35	16,00
L/D im Reiseflug	L/D_CR	[-]	19,56	21,00	19,60	20,25
L/D im Sinkflug	L/D_DES	[-]	12,34	12,75	11,35	12,00
Triebwerkstyp		[-]	IAE_V2500	RR Trent 772	CFM56-5C	RR Trent 900
allgemeine Systemdaten:						
ATA-Kapitel	-	-	38	38	38	38
Systempreis	Pricesys	US\$	269.245	476.706	812.322	1.445.585
Ökonomische Daten:						
Stundensatz	LR	[US\$]	69	69	69	69
Kraftstoffpreis	FuelPrice	[US\$/l]	0,21	0,21	0,21	0,21
Flugmissionsdaten:						
Flugzeit	FT	[s]	25.200	43.200	61.200	61.200
Reiseflughöhe	h_CR	[m]	11.887	11.887	11.887	11.887
Fluggeschwindigkeit-Steigflug	v_CLB_TAS	[m/s]	215	212	204	207
Fluggeschwindigkeit-Reiseflug	v_CR_TAS	[m/s]	246	242	245	250
Fluggeschwindigkeit-Sinkflug	v_DES_TAS	[m/s]	191	190	193	181
Steigrate	ROC	[m/s]	5,2	4,9	6,3	4,5
Sinkrate	ROD	[m/s]	9,2	9,45	9,98	7,9
Anzahl der Flüge pro Jahr	NFY	[-]	596	429	323	323

Abschreibung:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Abschreibungszeitraum	N	[year]	15	15	15	15
relativer Restwert	Residual/Price	[%]	10	10	10	10
Anteil der Lebensdauerabschreibung an der Gesamtabschreibung	k_N	[-]	1	1	1	1
jährliche Nutzungsdauer	U	[FH/year]	4.173	5.149	5.498	5.498
max. Nutzungszeit	O	[FH]	0	0	0	0
Wartung:						
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "on ac"	MMH_on	[MMH/FH]	0,0193	0,0342	0,1488	0,2367
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "off ac"	MMH_off	[MMH/FH]	0,0557	0,0797	0,3866	0,4554
Materialkosten pro Flugstunde und System	MC	[US\$/FH]	1,8683	2,2972	4,3127	9,0530
Verspätung:						
Anzahl der Passagiersitze 3-Klassen Layout nach Standard SPEC	seats	[-]	150	310	380	555
Kalenderjahr auf welches sich die Rechnung bezieht	year	[-]	2003	2003	2003	2003
Inflationsbereinigung für das Land	Deutschland		Deutschland	Deutschland	Deutschland	Deutschland
Ersatzteilbevorratung:						
Redundanzgrad des Systems	RED	[-]	2	2	2	2
Verhältnis aus Ersatzteilpreis und Erstverkaufspreis	SPF	[-]	1,5	1,5	1,5	1,5
Anteil der Ersatzteilmenge am Gesamtsystem	SPR	[-]	0,67	0,67	0,67	0,67
Durchschnittliche "Turnaround Time" der Ersatzteile	TAT	[days]	49	49	49	49
Flottengrösse mit betrachtetem Flugzeugsystem	FS	[-]	10	10	10	10
Mean Time Between Unscheduled Removals	MTBUR	[h]	18.000	18.000	18.000	18.000
Wahrscheinlichkeit der Ersatzteilverfügbarkeit	Phi_sp	[%]	95	95	95	95
Zinssatz	r	[%]	8,5	8,5	8,5	8,5

Kraftstoff für fixe Massen:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
------------------------------------	----------------	------------------	-------------	-------------	-------------	-------------

Systemmasse	m_sys	[kg]	814	1.307	2.185	3.849
Kraftstoff für variable Massen:						
Massenverbrauch im Steigflug	mDOT_CLB	[kg/s]	0,0075	0,0088	0,0130	0,0220
Massenverbrauch im Reiseflug	mDOT_CR	[kg/s]	0,0079	0,0103	0,0163	0,0260
Massenverbrauch im Sinkflug	mDOT_DES	[kg/s]	0,0047	0,0099	0,0059	0,0126

Tabelle B.4 OBOWAGS® bei maximaler Flugzeit im Jahr 2010

Flugmechanische Daten	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Max. Abflugmasse	MTOW	[kg]	77.000	233.000	368.000	560.000
Max. Masse ohne Kraftstoff	MZFW	[kg]	62.500	168.000	240.000	361.000
Anzahl der Triebwerke	n	[-]	2	2	4	4
L/D im Steigflug	L/D_CLB	[-]	16,21	16,75	16,35	16,00
L/D im Reiseflug	L/D_CR	[-]	19,56	21,00	19,60	20,25
L/D im Sinkflug	L/D_DES	[-]	12,34	12,75	11,35	12,00
Triebwerkstyp		[-]	IAE_V2500	RR Trent 772	CFM56-5C	RR Trent 900
allgemeine Systemdaten:						
ATA-Kapitel	-	-	38	38	38	38
Systempreis	Pricesys	US\$	179.249	361.711	632.329	1.103.932
Ökonomische Daten:						
Stundensatz	LR	[US\$]	69	69	69	69
Kraftstoffpreis	FuelPrice	[US\$/l]	0,263	0,263	0,263	0,263
Flugmissionsdaten:						
Flugzeit	FT	[s]	25.200	43.200	61.200	61.200
Reiseflughöhe	h_CR	[m]	11.887	11.887	11.887	11.887
Fluggeschwindigkeit-Steigflug	v_CLB_TAS	[m/s]	215	212	204	207
Fluggeschwindigkeit-Reiseflug	v_CR_TAS	[m/s]	246	242	245	250
Fluggeschwindigkeit-Sinkflug	v_DES_TAS	[m/s]	191	190	193	181
Steigrate	ROC	[m/s]	5,21	4,86	6,28	4,46
Sinkrate	ROD	[m/s]	9,20	9,45	9,98	7,90
Anzahl der Flüge pro Jahr	NFY	[-]	596	429	323	323

Abschreibung:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Abschreibungszeitraum	N	[year]	15	15	15	15
relativer Restwert	Residual/Price	[%]	10	10	10	10
Anteil der Lebensdauerabschreibung an der Gesamtabschreibung	k_N	[-]	1	1	1	1
jährliche Nutzungsdauer	U	[FH/year]	4.173	5.149	5.498	5.498
max. Nutzungszeit	O	[FH]	0	0	0	0
Wartung:						
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "on ac"	MMH_on	[MMH/FH]	0,0151	0,0268	0,1415	0,2115
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "off ac"	MMH_off	[MMH/FH]	0,0447	0,0639	0,3688	0,4294
Materialkosten pro Flugstunde und System	MC	[US\$/FH]	1,0897	1,3394	3,1433	6,4090
Verspätung:						
Anzahl der Passagiersitze 3-Klassen Layout nach Standard SPEC	seats	[-]	150	310	380	555
Kalenderjahr auf welches sich die Rechnung bezieht	year	[-]	2003	2003	2003	2003
Inflationsbereinigung für das Land	Deutschland		Deutschland	Deutschland	Deutschland	Deutschland
Ersatzteilbevorratung:						
Redundanzgrad des Systems	RED	[-]	2	2	2	2
Verhältnis aus Ersatzteilpreis und Erstverkaufspreis	SPF	[-]	1,5	1,5	1,5	1,5
Anteil der Ersatzteilmenge am Gesamtsystem	SPR	[-]	0,67	0,67	0,67	0,67
Durchschnittliche "Turnaround Time" der Ersatzteile	TAT	[days]	49	49	49	49
Flottengrösse mit betrachtetem Flugzeugsystem	FS	[-]	10	10	10	10
Mean Time Between Unscheduled Removals	MTBUR	[h]	18.000	18.000	18.000	18.000
Wahrscheinlichkeit der Ersatzteilverfügbarkeit	Phi_sp	[%]	95	95	95	95
Zinssatz	r	[%]	8,50	8,50	8,50	8,50

Kraftstoff für fixe Massen:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
------------------------------------	----------------	------------------	-------------	-------------	-------------	-------------

Systemmasse	m_sys	[kg]	635	1.077	1.843	2.649
Kraftstoff für variable Massen:						
Massenverbrauch im Steigflug	mDOT_CLB	[kg/s]	0,0075	0,0088	0,0130	0,0220
Massenverbrauch im Reiseflug	mDOT_CR	[kg/s]	0,0079	0,0103	0,0163	0,0260
Massenverbrauch im Sinkflug	mDOT_DES	[kg/s]	0,0047	0,0099	0,0059	0,0126

Tabelle B.5 OBOWAGS® bei maximaler Flugzeit im Jahr 2020

Flugmechanische Daten	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Max. Abflugmasse	MTOW	[kg]	77.000	233.000	368.000	560.000
Max. Masse ohne Kraftstoff	MZFW	[kg]	62.500	168.000	240.000	361.000
Anzahl der Triebwerke	n	[-]	2	2	4	4
L/D im Steigflug	L/D_CLB	[-]	16,21	16,75	16,35	16,00
L/D im Reiseflug	L/D_CR	[-]	19,56	21,00	19,60	20,25
L/D im Sinkflug	L/D_DES	[-]	12,34	12,75	11,35	12,00
Triebwerkstyp		[-]	IAE_V2500	RR Trent 772	CFM56-5C	RR Trent 900
allgemeine Systemdaten:						
ATA-Kapitel	-	-	38	38	38	38
Systempreis	Pricesys	US\$	107.252	269.715	488.335	830.609
Ökonomische Daten:						
Stundensatz	LR	[US\$]	69	69	69	69
Kraftstoffpreis	FuelPrice	[US\$/l]	0,315	0,315	0,315	0,315
Flugmissionsdaten:						
Flugzeit	FT	[s]	25.200	43.200	61.200	61.200
Reiseflughöhe	h_CR	[m]	11.887	11.887	11.887	11.887
Fluggeschwindigkeit-Steigflug	v_CLB_TAS	[m/s]	215	212	204	207
Fluggeschwindigkeit-Reiseflug	v_CR_TAS	[m/s]	246	242	245	250
Fluggeschwindigkeit-Sinkflug	v_DES_TAS	[m/s]	191	190	193	181
Steigrate	ROC	[m/s]	5,21	4,86	6,28	4,46
Sinkrate	ROD	[m/s]	9,20	9,45	9,98	7,90
Anzahl der Flüge pro Jahr	NFY	[-]	596	429	323	323

Abschreibung:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Abschreibungszeitraum	N	[year]	15	15	15	15
relativer Restwert	Residual/Price	[%]	10	10	10	10
Anteil der Lebensdauerabschreibung an der Gesamtabschreibung	k_N	[-]	1	1	1	1
jährliche Nutzungsdauer	U	[FH/year]	4.173	5.149	5.498	5.498
max. Nutzungszeit	O	[FH]	0	0	0	0
Wartung:						
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "on ac"	MMH_on	[MMH/FH]	0,0145	0,0259	0,1405	0,2083
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "off ac"	MMH_off	[MMH/FH]	0,0434	0,0620	0,3666	0,4261
Materialkosten pro Flugstunde und System	MC	[US\$/FH]	0,9923	1,2197	2,9972	6,0785
Verspätung:						
Anzahl der Passagiersitze 3-Klassen Layout nach Standard SPEC	seats	[-]	150	310	380	555
Kalenderjahr auf welches sich die Rechnung bezieht	year	[-]	2003	2003	2003	2003
Inflationsbereinigung für das Land	Deutschland		Deutschland	Deutschland	Deutschland	Deutschland
Ersatzteilbevorratung:						
Redundanzgrad des Systems	RED	[-]	2	2	2	2
Verhältnis aus Ersatzteilpreis und Erstverkaufspreis	SPF	[-]	1,5	1,5	1,5	1,5
Anteil der Ersatzteilmenge am Gesamtsystem	SPR	[-]	0,67	0,67	0,67	0,67
Durchschnittliche "Turnaround Time" der Ersatzteile	TAT	[days]	49	49	49	49
Flottengrösse mit betrachtetem Flugzeugsystem	FS	[-]	10	10	10	10
Mean Time Between Unscheduled Removals	MTBUR	[h]	18.000	18.000	18.000	18.000
Wahrscheinlichkeit der Ersatzteilverfügbarkeit	Phi_sp	[%]	95	95	95	95
Zinssatz	r	[%]	8,50	8,50	8,50	8,50

Kraftstoff für fixe Massen:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Systemmasse	m_sys	[kg]	545	962	1.663	2.862
Kraftstoff für variable Massen:						
Massenverbrauch im Steigflug	mDOT_CLB	[kg/s]	0,0075	0,0088	0,0130	0,0220
Massenverbrauch im Reiseflug	mDOT_CR	[kg/s]	0,0079	0,0103	0,0163	0,0260
Massenverbrauch im Sinkflug	mDOT_DES	[kg/s]	0,0047	0,0099	0,0059	0,0126

Tabelle B.6 OBOWAGS® bei durchschnittlicher Flugzeit im Jahr 2003

Flugmechanische Daten	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Max. Abflugmasse	MTOW	[kg]	77.000	233.000	368.000	560.000
Max. Masse ohne Kraftstoff	MZFW	[kg]	62.500	168.000	240.000	361.000
Anzahl der Triebwerke	n	[-]	2	2	4	4
L/D im Steigflug	L/D_CLB	[-]	16,21	16,75	16,35	16,00
L/D im Reiseflug	L/D_CR	[-]	19,56	21,00	19,60	20,25
L/D im Sinkflug	L/D_DES	[-]	12,34	12,75	11,35	12,00
Triebwerkstyp		[-]	IAE_V2500	RR Trent 772	CFM56-5C	RR Trent 900
allgemeine Systemdaten:						
ATA-Kapitel	-	-	38	38	38	38
Systempreis	Pricesys	US\$	250.014	438.496	727.259	1.283.191
Ökonomische Daten:						
Stundensatz	LR	[US\$]	69	69	69	69
Kraftstoffpreis	FuelPrice	[US\$/l]	0,21	0,21	0,21	0,21
Flugmissionsdaten:						
Flugzeit	FT	[s]	15.120	25.920	36.720	36.720
Reiseflughöhe	h_CR	[m]	11.887	11.887	11.887	11.887
Fluggeschwindigkeit-Steigflug	v_CLB_TAS	[m/s]	215	212	204	207
Fluggeschwindigkeit-Reiseflug	v_CR_TAS	[m/s]	246	242	245	250
Fluggeschwindigkeit-Sinkflug	v_DES_TAS	[m/s]	191	190	193	181
Steigrate	ROC	[m/s]	5,21	4,86	6,28	4,46
Sinkrate	ROD	[m/s]	9,20	9,45	9,98	7,90
Anzahl der Flüge pro Jahr	NFY	[-]	881	625	486	486

Abschreibung:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Abschreibungszeitraum	N	[year]	15	15	15	15
relativer Restwert	Residual/Price	[%]	10	10	10	10
Anteil der Lebensdauerabschreibung an der Gesamtabschreibung	k_N	[-]	1	1	1	1
jährliche Nutzungsdauer	U	[FH/year]	3.702	4.502	4.960	4.960
max. Nutzungszeit	O	[FH]	0	0	0	0
Wartung:						
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "on ac"	MMH_on	[MMH/FH]	0,0193	0,0342	0,1488	0,2367
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "off ac"	MMH_off	[MMH/FH]	0,0557	0,0797	0,3866	0,4554
Materialkosten pro Flugstunde und System	MC	[US\$/FH]	1,8683	2,2972	4,3127	9,0530
Verspätung:						
Anzahl der Passagiersitze 3-Klassen Layout nach Standard SPEC	seats	[-]	150	310	380	555
Kalenderjahr auf welches sich die Rechnung bezieht	year	[-]	2003	2003	2003	2003
Inflationsbereinigung für das Land	Deutschland		Deutschland	Deutschland	Deutschland	Deutschland
Ersatzteilbevorratung:						
Redundanzgrad des Systems	RED	[-]	2	2	2	2
Verhältnis aus Ersatzteilpreis und Erstverkaufspreis	SPF	[-]	1,50	1,50	1,50	1,50
Anteil der Ersatzteilmenge am Gesamtsystem	SPR	[-]	0,67	0,67	0,67	0,67
Durchschnittliche "Turnaround Time" der Ersatzteile	TAT	[days]	49	49	49	49
Flottengrösse mit betrachtetem Flugzeugsystem	FS	[-]	10	10	10	10
Mean Time Between Unscheduled Removals	MTBUR	[h]	18.000	18.000	18.000	18.000
Wahrscheinlichkeit der Ersatzteilverfügbarkeit	Phi_sp	[%]	95	95	95	95
Zinssatz	r	[%]	8,50	8,50	8,50	8,50

Kraftstoff für fixe Massen:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
------------------------------------	----------------	------------------	-------------	-------------	-------------	-------------

Systemmasse	m_sys	[kg]	758	1.198	1.923	3.408
Kraftstoff für variable Massen:						
Massenverbrauch im Steigflug	mDOT_CLB	[kg/s]	0,0079	0,0062	0,0146	0,0244
Massenverbrauch im Reiseflug	mDOT_CR	[kg/s]	0,0075	0,0101	0,0164	0,0255
Massenverbrauch im Sinkflug	mDOT_DES	[kg/s]	0,0058	0,0121	0,0094	0,0170

Tabelle B.7 OBOWAGS® bei durchschnittlicher Flugzeit im Jahr 2010

Flugmechanische Daten	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Max. Abflugmasse	MTOW	[kg]	77.000	233.000	368.000	560.000
Max. Masse ohne Kraftstoff	MZFW	[kg]	62.500	168.000	240.000	361.000
Anzahl der Triebwerke	n	[-]	2	2	4	4
L/D im Steigflug	L/D_CLB	[-]	16,21	16,75	16,35	16,00
L/D im Reiseflug	L/D_CR	[-]	19,56	21,00	19,60	20,25
L/D im Sinkflug	L/D_DES	[-]	12,34	12,75	11,35	12,00
Triebwerkstyp		[-]	IAE_V2500	RR Trent 772	CFM56-5C	RR Trent 900
allgemeine Systemdaten:						
ATA-Kapitel	-	-	38	38	38	38
Systempreis	Pricesys	US\$	160.017	323.501	547.266	941.538
Ökonomische Daten:						
Stundensatz	LR	[US\$]	69	69	69	69
Kraftstoffpreis	FuelPrice	[US\$/l]	0,263	0,263	0,263	0,263
Flugmissionsdaten:						
Flugzeit	FT	[s]	15.120	25.920	36.720	36.720
Reiseflughöhe	h_CR	[m]	11.887	11.887	11.887	11.887
Fluggeschwindigkeit-Steigflug	v_CLB_TAS	[m/s]	215	212	204	207
Fluggeschwindigkeit-Reiseflug	v_CR_TAS	[m/s]	246	242	245	250
Fluggeschwindigkeit-Sinkflug	v_DES_TAS	[m/s]	191	190	193	181
Steigrate	ROC	[m/s]	5,21	4,86	6,28	4,46
Sinkrate	ROD	[m/s]	9,20	9,45	9,98	7,90
Anzahl der Flüge pro Jahr	NFY	[-]	881	625	486	486

Abschreibung:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Abschreibungszeitraum	N	[year]	15	15	15	15
relativer Restwert	Residual/Price	[%]	10	10	10	10
Anteil der Lebensdauerabschreibung an der Gesamtabschreibung	k_N	[-]	1	1	1	1
jährliche Nutzungsdauer	U	[FH/year]	3.702	4.502	4.960	4.960
max. Nutzungszeit	O	[FH]	0	0	0	0
Wartung:						
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "on ac"	MMH_on	[MMH/FH]	0,0151	0,0268	0,1415	0,2115
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "off ac"	MMH_off	[MMH/FH]	0,0447	0,0639	0,3688	0,4294
Materialkosten pro Flugstunde und System	MC	[US\$/FH]	1,0897	1,3394	3,1433	6,4090
Verspätung:						
Anzahl der Passagiersitze 3-Klassen Layout nach Standard SPEC	seats	[-]	150	310	380	555
Kalenderjahr auf welches sich die Rechnung bezieht	year	[-]	2003	2003	2003	2003
Inflationsbereinigung für das Land	Deutschland		Deutschland	Deutschland	Deutschland	Deutschland
Ersatzteilbevorratung:						
Redundanzgrad des Systems	RED	[-]	2	2	2	2
Verhältnis aus Ersatzteilpreis und Erstverkaufspreis	SPF	[-]	1,5	1,5	1,5	1,5
Anteil der Ersatzteilmenge am Gesamtsystem	SPR	[-]	0,67	0,67	0,67	0,67
Durchschnittliche "Turnaround Time" der Ersatzteile	TAT	[days]	49	49	49	49
Flottengrösse mit betrachtetem Flugzeugsystem	FS	[-]	10	10	10	10
Mean Time Between Unscheduled Removals	MTBUR	[h]	18.000	18.000	18.000	18.000
Wahrscheinlichkeit der Ersatzteilverfügbarkeit	Phi_sp	[%]	95	95	95	95
Zinssatz	r	[%]	8,50	8,50	8,50	8,50

Kraftstoff für fixe Massen:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
------------------------------------	----------------	------------------	-------------	-------------	-------------	-------------

Systemmasse	m_sys	[kg]	578	968	1.563	2.724
Kraftstoff für variable Massen:						
Massenverbrauch im Steigflug	mDOT_CLB	[kg/s]	0,0079	0,0062	0,0146	0,0244
Massenverbrauch im Reiseflug	mDOT_CR	[kg/s]	0,0075	0,0101	0,0164	0,0255
Massenverbrauch im Sinkflug	mDOT_DES	[kg/s]	0,0058	0,0121	0,0094	0,0170

Tabelle B.8 OBOWAGS® bei durchschnittlicher Flugzeit im Jahr 2020

Flugmechanische Daten	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Max. Abflugmasse	MTOW	[kg]	77.000	233.000	368.000	560.000
Max. Masse ohne Kraftstoff	MZFW	[kg]	62.500	168.000	240.000	361.000
Anzahl der Triebwerke	n	[-]	2	2	4	4
L/D im Steigflug	L/D_CLB	[-]	16,21	16,75	16,35	16,00
L/D im Reiseflug	L/D_CR	[-]	19,56	21,00	19,60	20,25
L/D im Sinkflug	L/D_DES	[-]	12,34	12,75	11,35	12,00
Triebwerkstyp		[-]	IAE_V2500	RR Trent 772	CFM56-5C	RR Trent 900
allgemeine Systemdaten:						
ATA-Kapitel	-	-	38	38	38	38
Systempreis	Pricesys	US\$	88.020	231.504	403.271	668.216
Ökonomische Daten:						
Stundensatz	LR	[US\$]	69	69	69	69
Kraftstoffpreis	FuelPrice	[US\$/l]	0,315	0,315	0,315	0,315
Flugmissionsdaten:						
Flugzeit	FT	[s]	15.120	25.920	36.720	36.720
Reiseflughöhe	h_CR	[m]	11.887	11.887	11.887	11.887
Fluggeschwindigkeit-Steigflug	v_CLB_TAS	[m/s]	215	212	204	207
Fluggeschwindigkeit-Reiseflug	v_CR_TAS	[m/s]	246	242	245	250
Fluggeschwindigkeit-Sinkflug	v_DES_TAS	[m/s]	191	190	193	181
Steigrate	ROC	[m/s]	5,21	4,86	6,28	4,46
Sinkrate	ROD	[m/s]	9,20	9,45	9,98	7,90
Anzahl der Flüge pro Jahr	NFY	[-]	881	625	486	486

Abschreibung:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Abschreibungszeitraum	N	[year]	15	15	15	15
relativer Restwert	Residual/Price	[%]	10	10	10	10
Anteil der Lebensdauerabschreibung an der Gesamtabschreibung	k_N	[-]	1	1	1	1
jährliche Nutzungsdauer	U	[FH/year]	3.702	4.502	4.960	4.960
max. Nutzungszeit	O	[FH]	0	0	0	0
Wartung:						
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "on ac"	MMH_on	[MMH/FH]	0,0145	0,0259	0,1405	0,2083
Wartungsstunden pro Flugstunde und System "off ac"	MMH_off	[MMH/FH]	0,0434	0,0620	0,3666	0,4261
Materialkosten pro Flugstunde und System	MC	[US\$/FH]	0,9923	1,2197	2,9972	6,0785
Verspätung:						
Anzahl der Passagiersitze 3-Klassen Layout nach Standard SPEC	seats	[-]	150	310	380	555
Kalenderjahr auf welches sich die Rechnung bezieht	year	[-]	2003	2003	2003	2003
Inflationsbereinigung für das Land	Deutschland		Deutschland	Deutschland	Deutschland	Deutschland
Ersatzteilbevorratung:						
Redundanzgrad des Systems	RED	[-]	2	2	2	2
Verhältnis aus Ersatzteilpreis und Erstverkaufspreis	SPF	[-]	1,50	1,50	1,50	1,50
Anteil der Ersatzteilmenge am Gesamtsystem	SPR	[-]	0,67	0,67	0,67	0,67
Durchschnittliche "Turnaround Time" der Ersatzteile	TAT	[days]	49	49	49	49
Flottengrösse mit betrachtetem Flugzeugsystem	FS	[-]	10	10	10	10
Mean Time Between Unscheduled Removals	MTBUR	[h]	18.000	18.000	18.000	18.000
Wahrscheinlichkeit der Ersatzteilverfügbarkeit	Phi_sp	[%]	95	95	95	95
Zinssatz	r	[%]	8,50	8,50	8,50	8,50

Kraftstoff für fixe Massen:	Zeichen	Einheiten	A320	A330	A340	A380
Systemmasse	m_sys	[kg]	488	853	1.383	2.383
Kraftstoff für variable Massen:						
Massenverbrauch im Steigflug	mDOT_CLB	[kg/s]	0,0079	0,0062	0,0146	0,0244
Massenverbrauch im Reiseflug	mDOT_CR	[kg/s]	0,0075	0,0101	0,0164	0,0255
Massenverbrauch im Sinkflug	mDOT_DES	[kg/s]	0,0058	0,0121	0,0094	0,0170

Anhang C DOC_{sys}-Ergebnisse

Tabelle C.1 Doc_{sys}-Ergebnisse: A320 des konventionellen Wassersystems

	maximale Flugzeit			durchschnittliche Flugzeit		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
	US\$/(Flugzeug·Jahr)			US\$/(Flugzeug·Jahr)		
Abschreibungskosten	27270,00	27270,00	27270,00	27270,00	27270,00	27270,00
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	29880,70	29880,70	29880,70	26501,57	26501,57	26501,57
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	25736,53	32231,94	38604,79	24512,48	30698,96	36768,72
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	2344,43	2936,12	3516,62	1201,14	1504,28	1801,71
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	9606,20	12030,62	14409,29	8356,48	10465,50	12534,72
Kraftstoffkosten Brennstoffzelle	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
DOC_{sys}	94837,86	104349,38	113681,40	87841,67	96440,31	104876,72

Tabelle C.2 Doc_{sys}-Ergebnisse: A320 des OBOWAGS®

	maximale Flugzeit			durchschnittliche Flugzeit		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
	US\$/(Flugzeug·Jahr)			US\$/(Flugzeug·Jahr)		
Abschreibungskosten	16154,70	10754,94	6435,12	15000,84	9601,02	5281,20
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	29384,65	21760,73	20807,43	26061,62	19299,87	18454,38
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	26056,63	25456,82	26168,67	21630,34	20656,58	20888,40
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	3145,30	3939,12	4717,95	1685,76	2111,22	2528,64
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
Kraftstoffkosten Brennstoffzelle	52048,00	26024,00	10410,00	76951,00	38476,00	15390,00
DOC_{sys}	126789,28	87935,61	68539,17	141329,56	90144,69	62542,62

Tabelle C.3 Doc_{sys}-Ergebnisse: A330 des konventionellen Wasserversystems

	maximale Flugzeit			durchschnittliche Flugzeit		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
	US\$/(Flugzeug·Jahr)			US\$/(Flugzeug·Jahr)		
Abschreibungskosten	41880,00	41880,00	41880,00	41880,00	41880,00	41880,00
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	44741,27	44741,27	44741,27	39109,50	39109,50	39109,50
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	45750,62	57297,21	68625,93	34817,80	43605,15	52226,71
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	7440,65	9318,53	11160,98	3628,01	4543,65	5442,01
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	16680,33	20890,13	25020,50	13510,51	16920,30	20265,76
Kraftstoffkosten Brennstoffzelle	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
DOCsys	156492,87	174127,14	191428,68	132945,82	146058,60	158923,98

Tabelle C.4 Doc_{sys}-Ergebnisse: A330 des OBOWAGS®

	maximale Flugzeit			durchschnittliche Flugzeit		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
	US\$/(Flugzeug·Jahr)			US\$/(Flugzeug·Jahr)		
Abschreibungskosten	28602,36	21702,66	16182,90	26309,76	19410,06	13890,24
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	52284,63	39112,96	37502,15	45703,35	34189,65	32781,60
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	46281,78	47762,46	51097,64	34993,06	35410,90	37373,64
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	7523,11	9421,80	11284,67	3830,38	4797,09	5745,56
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
Kraftstoffkosten Brennstoffzelle	48117,00	24058,00	9623,00	70108,00	35054,00	14022,00
DOCsys	182808,88	142057,88	125690,36	180944,55	128861,70	103813,04

Tabelle C.5 Doc_{sys}-Ergebnisse: A340 des konventionellen Wassersystems

	maximale Flugzeit			durchschnittliche Flugzeit		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
	US\$/(Flugzeug·Jahr)			US\$/(Flugzeug·Jahr)		
Abschreibungskosten	67812,60	67812,60	67812,60	67812,60	67812,60	67812,60
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	216991,14	216991,14	216991,14	195896,65	195896,65	195896,65
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	85428,60	106989,16	128142,90	65163,38	81609,00	97745,08
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	16445,15	20595,60	24667,73	8348,47	10455,00	12522,70
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	59771,81	74857,08	89657,71	48816,52	61136,00	73224,78
Kraftstoffkosten Brennstoffzelle	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
DOCsys	446449,30	487245,58	527272,08	386037,62	416909,25	447201,81

Tabelle C.6 Doc_{sys}-Ergebnisse: A340 des OBOWAGS®

	maximale Flugzeit			durchschnittliche Flugzeit		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
	US\$/(Flugzeug·Jahr)			US\$/(Flugzeug·Jahr)		
Abschreibungskosten	48739,32	37939,74	29300,10	43635,54	32835,96	24196,26
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	226532,85	210601,81	208587,17	204510,77	190128,45	188309,65
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	105757,22	111717,29	120737,48	76829,67	78206,91	82882,55
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	22014,69	27570,78	33022,04	11559,38	14476,74	17339,07
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
Kraftstoffkosten Brennstoffzelle	56990,00	28495,00	11398,00	85692,00	42846,00	17138,00
DOCsys	460034,08	416324,62	403044,79	422227,36	358494,06	329865,53

Tabelle C.7 Doc_{sys}-Ergebnisse: A380 des konventionellen Wassersystems

	maximale Flugzeit			durchschnittliche Flugzeit		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
	US\$/(Flugzeug·Jahr)			US\$/(Flugzeug·Jahr)		
Abschreibungskosten	105145,20	105145,20	105145,20	105145,20	105145,20	105145,20
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	304765,87	304765,87	304765,87	275138,48	275138,48	275138,48
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	114945,41	143955,45	172418,12	94955,64	118920,64	142433,47
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	33548,43	42015,41	50322,64	17959,83	22492,55	26939,74
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	72449,82	90734,77	108674,73	61262,23	76723,65	91893,34
Kraftstoffkosten Brennstoffzelle	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
DOCsys	630854,73	686616,70	741326,56	554461,38	598420,52	641550,23

Tabelle C.8 Doc_{sys}-Ergebnisse: A380 des OBOWAGS®

	maximale Flugzeit			durchschnittliche Flugzeit		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
	US\$/(Flugzeug·Jahr)			US\$/(Flugzeug·Jahr)		
Abschreibungskosten	86735,40	66235,80	49836,54	76991,40	56492,28	40092,96
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	311932,18	278015,37	273737,88	281608,12	250988,49	247126,83
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	179993,86	143955,45	172418,12	136141,71	136280,95	142793,00
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	33548,43	42015,41	50322,64	17636,37	22087,45	26454,55
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
Kraftstoffkosten Brennstoffzelle	108799,00	54399,00	21760,00	163593,00	81797,00	32719,00
DOCsys	721008,87	584621,03	568075,18	675970,60	547646,17	489186,34

Tabelle C.9 Doc_{sys}-Ergebnisse: A380 des konventionellen Wassersystems mit Optionen

A380 ba m.Opt.	maximale Flugzeit			durchschnittliche Flugzeit		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
	US\$/(Flugzeug*Jahr)			US\$/(Flugzeug*Jahr)		
Abschreibungskosten	106.372,20	106.372,20	106.372,20	106.372,20	106.372,20	106.372,20
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	304.765,87	304.765,87	304.765,87	275.138,48	275.138,48	275.138,48
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	130.798,34	163.809,35	196.197,51	103.144,92	129.176,73	154.717,38
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	48.565,18	60.822,11	72.847,77	26.666,93	33.397,16	40.000,40
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	72.449,82	90.734,77	10.867,73	61.262,23	76.723,65	91.893,34
Kraftstoffkosten Brennstoffzelle	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
DOCsys	662.951,41	726.504,30	691.051,08	572.584,76	620.808,22	668.121,80

Tabelle C.10 Doc_{sys}-Ergebnisse: A380 des OBOWAGS[®] mit Optionen

A380 obo m.Opt.	maximale Flugzeit			durchschnittliche Flugzeit		
	2003	2010	2020	2003	2010	2020
	US\$/(Flugzeug*Jahr)			US\$/(Flugzeug*Jahr)		
Abschreibungskosten	95.838,00	66.895,20	50.495,70	77.519,40	57.020,46	40.621,14
Kosten durch Wartung und Instandhaltung	311.932,18	278.015,32	273.737,88	281.608,12	250.988,49	247.126,83
Kraftstoffkosten durch den Transport von fixen Massen	193.087,72	155.141,57	161.826,12	136.661,03	136.931,34	143.571,98
Kraftstoffkosten durch den Transport von variablen Massen	48.565,18	57.999,61	69.467,22	25.523,80	31.965,53	38.285,71
Kraftstoffkosten durch Wellenleistungsentnahme	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
Kraftstoffkosten Brennstoffzelle	108.799,00	54.399,00	21.760,00	163.593,00	81.797,00	32.719,00
DOCsys	758.222,08	612.450,70	577.286,92	684.905,35	558.702,82	502.324,66

Anhang D

Wasserverteilung während unterschiedlicher Flugphasen

Die Wasserverteilung in Passagierflugzeugen ist abhängig von der Flugzeit und von der Anzahl der Passagiere. Die Möglichkeit des Duschens besteht nur im Airbus-Flugzeugtyp A380. Da einige Airlines diesen Großraumflugzeug ohne die Möglichkeit zu duschen kaufen möchten, wird der Wasserverbrauch im A380 auch ohne diese Möglichkeit dargestellt.

Allgemein kann gesagt werden, dass ein Passagier 0,191 Liter Frischwasser in der Stunde verbraucht. In den WC-Räumen wird ca. 0,2 Liter pro Spülung verbraucht. Der Verbrauch in den Waschräumen beträgt ca. 0,3 Liter pro Spülung. Das Durchschnittsvolumen einer Tasse (Tee, Kaffee) in den Küchen liegt bei ca. 0,1 Liter.

Pro Duschgang werden ca. 7 Liter Wasser verbraucht, wobei mit einem Duschgang von ca. 5 Minuten zu rechnen ist, d. h. dass für jeden Duschgang ca. 35 Liter Wasser verbraucht werden (**ECYS2**).

Die Wasserverbräuche bei maximaler Flugzeit sind aus **Plötner 2003** entnommen. Der Wasserverbrauch bei durchschnittlicher Flugzeit liegt bei 60 % der maximalen Flugzeit. Der Wasserverbrauch ändert sich nicht durch die unterschiedlichen Systeme.

Die variable Masse des OBOWAGS[®] setzt sich anders zusammen als bei dem konventionellen Wassersystem. Dies liegt daran, dass das Wasser, das von der Brennstoffzelle produziert und im Flug nicht verbraucht wird, über Bord gelassen wird.

Die Wasserverteilung der einzelnen Flugzeuge bei unterschiedlicher Flugzeit ist den folgenden Tabellen zu entnehmen.

Die durch das DOC_{sys}-Programm ermittelte Flugphasendauer wird für die folgende Berechnungen verwendet.

Tabelle D.1 Wasserverteilung A320 des konventionellen Systems

	Einheit	bei maximaler Flugzeit			bei durchschnittlicher Flugzeit		
		Steigflug	Reiseflug	Sinkflug	Steigflug	Reiseflug	Sinkflug
Phasendauer	s	2282	21626	1292	2282	11546	1292
Phasendauer	min	38,03	360,43	21,53	38,03	192,43	21,53
Phasendauer	h	0,63	6,01	0,36	0,63	3,21	0,36
Anzahl WC-Spülung	-	11,00	298,00	17,00	7,00	179,00	10,00
Liter/Spülung	-	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
H ₂ O-Verbrauch WC	kg	2,20	59,60	3,40	1,40	35,80	2,00
Anzahl Waschbecken-Spülung	-	13,00	321,00	21,00	8,00	193,00	12,00
Liter/Spülung	-	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
H ₂ O-Verbrauch Waschbecken	kg	3,90	96,30	6,30	2,40	57,90	3,60
Anzahl Küchen (Tassen)	-	0,00	288,00	0,00	0,00	172,00	0,00
Liter/Tasse	-	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
H ₂ O-Verbrauch Küchen	kg	0,00	28,80	0,00	0,00	17,20	0,00
Gesamt H ₂ O-Verbrauch	kg	6,10	184,70	9,70	3,80	110,90	5,60
	kg/h	9,62	30,75	27,03	5,99	34,58	15,60
Gesamtwasserverbrauch	kg		200,50			120,30	
Massenstrom Drain Mast	kg/h	6,15	20,82	17,55	3,79	23,42	10,03
Massenstrom Drain Mast	kg/s	0,0017	0,0058	0,0049	0,0011	0,0065	0,0028

Tabelle D.2 Wasserverteilung A330 des konventionellen Systems

	Einheit	bei maximaler Flugzeit			bei durchschnittlicher Flugzeit		
		Steigflug	Reiseflug	Sinkflug	Steigflug	Reiseflug	Sinkflug
Phasendauer	s	2446	39496	1258	2446	22216	1258
Phasendauer	min	40,77	658,27	20,97	40,77	370,27	20,97
Phasendauer	h	0,68	10,97	0,35	0,68	6,17	0,35
Anzahl WC-Spülung	-	25,00	866,50	35,00	14,00	506,00	21,00
Liter/Spülung	-	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
H ₂ O-Verbrauch WC	kg	5,00	173,30	7,00	2,80	101,20	4,20
Anzahl Waschbecken-Spülung	-	36,00	1130,00	42,00	22,00	653,00	25,00
Liter/Spülung	-	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
H ₂ O-Verbrauch Waschbecken	kg	10,80	339,00	12,45	6,48	195,90	7,47
Anzahl Küchen (Tassen)	-	0,00	646,00	0,00	0,00	375,00	0,00
Liter/Tasse	-	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
H ₂ O-Verbrauch Küchen	kg	0,00	64,60	0,00	0,00	37,50	0,00
Gesamt H ₂ O-Verbrauch	kg	15,80	576,90	19,45	9,28	334,60	11,67
	kg/h	23,25	52,58	55,66	13,66	54,22	33,40
Gesamtwasserverbrauch	kg		612,15			355,55	
Massenstrom Drain Mast	kg/h	15,90	36,79	35,63	9,54	37,82	21,38
Massenstrom Drain Mast	kg/s	0,0044	0,0102	0,0099	0,0026	0,0105	0,0059

Tabelle D.3 Wasserverteilung A340 des konventionellen Systems

	Einheit	bei maximaler Flugzeit			bei durchschnittlicher Flugzeit		
		Steigflug	Reiseflug	Sinkflug	Steigflug	Reiseflug	Sinkflug
Phasendauer	s	1893	58116	1191	1893	33636	1191
Phasendauer	min	31,55	968,60	19,85	31,55	560,60	19,85
Phasendauer	h	0,53	16,14	0,33	0,53	9,34	0,33
Anzahl WC-Spülung	-	39,00	1435,00	52,00	23,00	861,00	31,00
Liter/Spülung	-	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
H2O-Verbrauch WC	kg	7,80	287,00	10,40	4,60	172,20	6,20
Anzahl Waschbecken-Spülung	-	58,80	1938,30	62,10	35,00	1163,00	37,00
Liter/Spülung	-	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
H2O-Verbrauch Waschbecken	kg	17,64	581,49	18,63	10,50	348,90	11,10
Anzahl Küchen (Tassen)	-	0,00	1004,00	0,00	0,00	602,00	0,00
Liter/Tasse	-	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
H2O-Verbrauch Küchen	kg	0,00	100,40	0,00	0,00	60,20	0,00
Gesamt H2O-Verbrauch	kg	25,44	968,89	29,03	15,10	581,30	17,30
	kg/h	48,38	60,02	87,75	28,72	62,22	52,29
Gesamtwasserverbrauch	kg		1023,36			613,70	
Massenstrom Drain Mast	kg/h	33,55	42,24	56,31	19,97	43,79	33,55
Massenstrom Drain Mast	kg/s	0,0093	0,0117	0,0156	0,0055	0,0122	0,0093

Tabelle D.4 Wasserverteilung A380 des konventionelles Systems

	Einheit	bei maximaler Flugzeit			bei durchschnittlicher Flugzeit		
		Steigflug	Reiseflug	Sinkflug	Steigflug	Reiseflug	Sinkflug
Phasendauer	s	2665	57030	1505	2665	32550	1505
Phasendauer	min	44,42	950,50	25,08	44,42	542,50	25,08
Phasendauer	h	0,74	15,84	0,42	0,74	9,04	0,42
Anzahl WC-Spülung	-	77,50	2539,20	84,40	46,50	1523,52	50,64
Liter/Spülung	-	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
H2O-Verbrauch WC	kg	15,50	507,84	16,88	9,30	304,70	10,13
Anzahl Waschbecken-Spülung	-	132,10	3248,80	147,60	79,26	1949,28	88,56
Liter/Spülung	-	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
H2O-Verbrauch Waschbecken	kg	39,63	974,64	44,28	23,78	584,78	26,57
Anzahl Küchen (Tassen)	-	0,00	2010,00	0,00	0,00	1206,00	0,00
Liter/Tasse	-	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
H2O-Verbrauch Küchen	kg	0,00	201,00	0,00	0,00	120,60	0,00
Gesamt H2O-Verbrauch	kg	55,13	1683,48	61,16	33,08	1010,09	36,70
	kg/h	74,47	106,27	146,30	44,68	111,71	87,78
Gesamtwasserverbrauch	kg		1799,77			1079,86	
Massenstrom Drain Mast	kg/h	53,53	74,21	105,92	32,12	78,01	63,55
Massenstrom Drain Mast	kg/s	0,0149	0,0206	0,0294	0,0089	0,0217	0,0177

Tabelle D.5 Wasserverteilung A380 des konventionellen Systems mit Optionen

	Einheit	bei maximaler Flugzeit			bei durchschnittlicher Flugzeit		
		Steigflug	Reiseflug	Sinkflug	Steigflug	Reiseflug	Sinkflug
Phasendauer	s	2665	57030	1505	2665	32550	1505
Phasendauer	min	44,42	950,50	25,08	44,42	542,50	25,08
Phasendauer	h	0,74	15,84	0,42	0,74	9,04	0,42
Anzahl WC-Spülung	-	78,00	2539,00	84,00	47,00	1523,00	51,00
Liter/Spülung	-	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
H2O-Verbrauch WC	kg	15,50	507,84	16,88	9,40	304,60	10,20
Anzahl Waschbecken-Spülung	-	132,00	3249,00	148,00	79,00	1949,00	89,00
Liter/Spülung	-	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
H2O-Verbrauch Waschbecken	kg	39,63	974,64	44,28	23,70	584,70	26,70
Anzahl Küchen (Tassen)	-	0,00	2010,00	0,00	0,00	1206,00	0,00
Liter/Tasse	-	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
H2O-Verbrauch Küchen	kg	0,00	201,00	0,00	0,00	120,60	0,00
Duschen	-	0,00	24,00	0,00	0,00	15,00	0,00
l/Benutzung	-	0,00	35,00	0,00	0,00	35,00	0,00
H2O-Verbrauch Duschen	kg	0,00	840,00	0,00	0,00	525,00	0,00
Luftbefeuchtung (LBF)	kg/h	5,92	5,92	5,92	5,92	5,92	5,92
H2O-Verbrauch LBF	kg	4,38	93,78	2,47	4,38	53,53	2,47
			100,64			60,38	
Gesamt H2O-Verbrauch	kg	59,51	2617,26	63,63	37,48	1588,43	39,37
	kg/h	80,39	165,21	152,22	50,63	175,68	94,19
Gesamtwasserverbrauch	kg		2740,41			1665,28	
Massenstrom Drain Mast	kg/h	59,45	133,16	111,84	37,94	141,99	69,79
Massenstrom Drain Mast	kg/s	0,0165	0,0370	0,0311	0,0105	0,0394	0,0194

Tabelle D.6 Wasserverteilung A320 des OBOWAGS®

	Einheit	bei maximaler Flugzeit			bei durchschnittlicher Flugzeit		
		Steigflug	Reiseflug	Sinkflug	Steigflug	Reiseflug	Sinkflug
Phasendauer	s	2282	21626	1292	2282	11546	1292
Phasendauer	min	38,03	360,43	21,53	38,03	192,43	21,53
Phasendauer	h	0,63	6,01	0,36	0,63	3,21	0,36
Anzahl WC-Spülung	-	11,00	298,00	17,00	7,00	179,00	10,00
Liter/Spülung	-	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
H ₂ O-Verbrauch WC	kg	2,20	59,60	3,40	1,40	35,80	2,00
Anzahl Waschbecken-Spülung	-	13,00	321,00	21,00	8,00	193,00	12,00
Liter/Spülung	-	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
H ₂ O-Verbrauch Waschbecken	kg	3,90	96,30	6,30	2,40	57,90	3,60
Anzahl Küchen (Tassen)	-	0,00	288,00	0,00	0,00	172,00	0,00
Liter/Tasse	-	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
H ₂ O-Verbrauch Küchen	kg	0,00	28,80	0,00	0,00	17,20	0,00
Gesamt H ₂ O-Verbrauch	kg	6,10	184,70	9,70	3,80	110,90	5,60
	kg/h	9,62	30,75	27,03	5,99	34,58	15,60
Gesamtwasserverbrauch	kg		200,50			120,30	
H ₂ O-Massenstrom der BZ	kg/h	30,64	38,32	26,47	30,64	38,32	26,47
H ₂ O-Produktion der BZ	kg	19,42	230,20	9,50	19,42	122,90	9,50
H ₂ O-Überschuss	kg	13,32	45,50	-0,20	15,62	12,00	3,90
Vorratsbehälter	l			0,30			0,00
Massenstrom Drain Mast	kg/h	27,17	28,37	17,00	28,43	27,16	20,90
Massenstrom Drain Mast	kg/s	0,0075	0,0079	0,0047	0,0079	0,0075	0,0058

Tabelle D.7 Wasserverteilung A330 des OBOWAGS®

	Einheit	bei maximaler Flugzeit			bei durchschnittlicher Flugzeit		
		Steigflug	Reiseflug	Sinkflug	Steigflug	Reiseflug	Sinkflug
Phasendauer	s	2446	39496	1258	2446	22216	1258
Phasendauer	min	40,77	658,27	20,97	40,77	370,27	20,97
Phasendauer	h	0,68	10,97	0,35	0,68	6,17	0,35
Anzahl WC-Spülung	-	25,00	866,50	35,00	14,00	506,00	21,00
Liter/Spülung	-	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
H2O-Verbrauch WC	kg	5,00	173,30	7,00	2,80	101,20	4,20
Anzahl Waschbecken-Spülung	-	36,00	1130,00	42,00	22,00	653,00	25,00
Liter/Spülung	-	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
H2O-Verbrauch Waschbecken	kg	10,80	339,00	12,45	6,48	195,90	7,47
Anzahl Küchen (Tassen)	-	0,00	646,00	0,00	0,00	375,00	0,00
Liter/Tasse	-	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
H2O-Verbrauch Küchen	kg	0,00	64,60	0,00	0,00	37,50	0,00
Gesamt H2O-Verbrauch	kg	15,80	576,90	19,45	9,28	334,60	11,67
	kg/h	23,25	52,58	55,66	13,66	54,22	33,40
Gesamtwasserverbrauch	kg		612,15			355,55	
H2O-Massenstrom der BZ	kg/h	39,20	52,80	55,52	39,20	52,80	55,52
H2O-Produktion der BZ	kg	26,63	579,27	19,40	26,63	325,83	19,40
H2O-Überschuss	kg	10,83	2,37	-0,05	17,35	-8,77	7,73
Vorratsbehälter	l			0,07		13,15	
Massenstrom Drain Mast	kg/h	31,84	37,00	35,49	22,18	36,40	43,50
Massenstrom Drain Mast	kg/s	0,0088	0,0103	0,0099	0,0062	0,0101	0,0121

Tabelle D.8 Wasserverteilung A340 des OBOWAGS®

	Einheit	bei maximaler Flugzeit			bei durchschnittlicher Flugzeit		
		Steigflug	Reiseflug	Sinkflug	Steigflug	Reiseflug	Sinkflug
Phasendauer	s	1893	58116	1191	1893	33636	1191
Phasendauer	min	31,55	968,60	19,85	31,55	560,60	19,85
Phasendauer	h	0,53	16,14	0,33	0,53	9,34	0,33
Anzahl WC-Spülung	-	39,00	1435,00	52,00	23,00	861,00	31,00
Liter/Spülung	-	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
H2O-Verbrauch WC	kg	7,80	287,00	10,40	4,60	172,20	6,20
Anzahl Waschbecken-Spülung	-	58,80	1938,30	62,10	35,00	1163,00	37,00
Liter/Spülung	-	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
H2O-Verbrauch Waschbecken	kg	17,64	581,49	18,63	10,50	348,90	11,10
Anzahl Küchen (Tassen)	-	0,00	1004,00	0,00	0,00	602,00	0,00
Liter/Tasse	-	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
H2O-Verbrauch Küchen	kg	0,00	100,40	0,00	0,00	60,20	0,00
Gesamt H2O-Verbrauch	kg	25,44	968,89	29,03	15,10	581,30	17,30
	kg/h	48,38	60,02	87,75	28,72	62,22	52,29
Gesamtwasserverbrauch	kg		1023,36			613,70	
H2O-Massenstrom der BZ	kg/h	61,46	77,34	52,51	61,46	77,34	52,51
H2O-Produktion der BZ	kg	32,32	1248,59	17,37	32,32	722,65	17,37
H2O-Überschuss	kg	6,88	279,70	-11,66	17,22	141,35	0,07
Vorratsbehälter	l			17,49			-0,11
Massenstrom Drain Mast	kg/h	46,62	58,84	21,08	52,71	58,92	33,77
Massenstrom Drain Mast	kg/s	0,0130	0,0163	0,0059	0,0146	0,0164	0,0094

Tabelle D.9 Wasserverteilung A380 des OBOWAGS®

	Einheit	bei maximaler Flugzeit			bei durchschnittlicher Flugzeit		
		Steigflug	Reiseflug	Sinkflug	Steigflug	Reiseflug	Sinkflug
Phasendauer	s	2665	57030	1505	2665	32550	1505
Phasendauer	min	44,42	950,50	25,08	44,42	542,50	25,08
Phasendauer	h	0,74	15,84	0,42	0,74	9,04	0,42
Anzahl WC-Spülung	-	77,50	2539,20	84,40	46,50	1523,52	50,64
Liter/Spülung	-	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
H2O-Verbrauch WC	kg	15,50	507,84	16,88	9,30	304,70	10,13
Anzahl Waschbecken-Spülung	-	132,10	3248,80	147,60	79,26	1949,28	88,56
Liter/Spülung	-	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
H2O-Verbrauch Waschbecken	kg	39,63	974,64	44,28	23,78	584,78	26,57
Anzahl Küchen (Tassen)	-	0,00	2010,00	0,00	0,00	1206,00	0,00
Liter/Tasse	-	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
H2O-Verbrauch Küchen	kg	0,00	201,00	0,00	0,00	120,60	0,00
Gesamt H2O-Verbrauch	kg	55,13	1683,48	61,16	33,08	1010,09	36,70
	kg/h	74,47	106,27	146,30	44,68	111,71	87,78
Gesamtwasserverbrauch	kg		1799,77			1079,86	
H2O-Massenstrom der BZ	kg/h	100,25	125,58	85,60	100,25	125,58	85,60
H2O-Produktion der BZ	kg	74,21	1989,46	35,79	74,21	1135,49	35,79
H2O-Überschuss	kg	19,08	305,98	-25,37	41,13	125,40	-0,91
Vorratsbehälter	l			38,06			1,37
Massenstrom Drain Mast	kg/h	79,31	93,53	45,22	87,69	91,88	61,37
Massenstrom Drain Mast	kg/s	0,02	0,03	0,01	0,02	0,03	0,02

Tabelle D.10 Wasserverteilung A380 des OBOWAGS® mit Optionen

	Einheit	bei maximaler Flugzeit			bei durchschnittlicher Flugzeit		
		Steigflug	Reiseflug	Sinkflug	Steigflug	Reiseflug	Sinkflug
Phasendauer	s	2665	57030	1505	2665	32550	1505
Phasendauer	min	44,42	950,50	25,08	44,42	542,50	25,08
Phasendauer	h	0,74	15,84	0,42	0,74	9,04	0,42
Anzahl WC-Spülung	-	78,00	2539,00	84,00	47,00	1523,00	51,00
Liter/Spülung	-	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20	0,20
H2O-Verbrauch WC	kg	15,50	507,84	16,88	9,40	304,60	10,20
Anzahl Waschbecken-Spülung	-	132,00	3249,00	148,00	79,00	1949,00	89,00
Liter/Spülung	-	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30
H2O-Verbrauch Waschbecken	kg	39,63	974,64	44,28	23,70	584,70	26,70
Anzahl Küchen (Tassen)	-	0,00	2010,00	0,00	0,00	1206,00	0,00
Liter/Tasse	-	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10
H2O-Verbrauch Küchen	kg	0,00	201,00	0,00	0,00	120,60	0,00
Duschen	-	0,00	24,00	0,00	0,00	15,00	0,00
l/Benutzung	-	0,00	35,00	0,00	0,00	35,00	0,00
H2O-Verbrauch Duschen	kg	0,00	840,00	0,00	0,00	525,00	0,00
Luftbefeuchtung (LBF)	kg/h	5,92	5,92	5,92	5,92	5,92	5,92
H2O-Verbrauch LBF	kg	4,38	93,78	2,47	4,38	53,53	2,47
			100,64			60,38	
Gesamt H2O-Verbrauch	kg	59,51	2617,26	63,63	37,48	1588,43	39,37
	kg/h	80,39	165,21	152,22	50,63	175,68	94,19
Gesamtwasserverbrauch	kg		2740,41			1665,28	
H2O-Massenstrom der BZ	kg/h	100,25	125,58	85,60	100,25	125,58	85,60
H2O-Produktion der BZ	kg	74,21	1989,46	35,79	74,21	1135,49	35,79
H2O-Überschuss	kg	14,70	-627,80	-27,85	36,73	-452,94	-3,59
Vorratsbehälter	l		640,95			419,80	
Massenstrom Drain Mast	kg/h	59,45	133,16	111,84	37,94	141,99	69,79
Massenstrom Drain Mast	kg/s	0,0165	0,0370	0,0311	0,0105	0,0394	0,0194